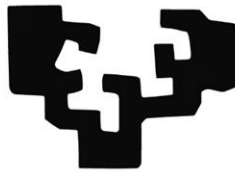


# Algoritmos de generación de consigna de velocidad angular y ajuste del control de velocidad en aerogeneradores de media potencia

eman ta zabal zazu



Universidad  
del País Vasco

Euskal Herriko  
Unibertsitatea

**Asier González González**

**2016**

Esta página ha sido intencionalmente dejada en blanco

# Algoritmos de generación de consigna de velocidad angular y ajuste del control de velocidad en aerogeneradores de media potencia.

Tesis que presenta

**Asier González González**

Director de Tesis:

**Ekaitz Zulueta Guerrero**

Programa de Doctorado

**Ingeniería de Control, Automatización y Robótica**



Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática  
Sistemen Ingeniaritza eta Automatika Saila  
Escuela Superior de Ingenieros / Ingenierien Goi Eskola  
Universidad del País Vasco / Euskal Herriko Unibersitatea

Colaboración:



Año de presentación:

**2016**

# Algoritmos de generación de consigna de velocidad angular y ajuste del control de velocidad en aerogeneradores de media potencia.

## RESUMEN

El presente trabajo de tesis está dirigido a la optimización del algoritmo de consigna de velocidad angular del rotor de un aerogenerador de media potencia (100kW). El cálculo de los parámetros integral y proporcional del controlador PI se realiza mediante la técnica de programación de ganancias para seis aproximaciones del modelo de aerogenerador: Método I, II, III, IV, V y VI. Se muestran cuatro estrategias de ajuste de la consigna de velocidad angular del rotor: Constante, convencional, aprendizaje por refuerzo (RL) y optimización metaheurística por enjambre de partículas (PSO). Los métodos y las estrategias se evalúan en base a múltiples objetivos contrapuestos: maximizar la energía captada del viento, minimizar el error de la velocidad angular, minimizar la aceleración angular del rotor y minimizar la velocidad angular del pitch. Por un lado, comparando los métodos, los mejores resultados se obtienen con usando los métodos IV, V y VI. Por otro lado, comparando las estrategias, la estrategia RL no mejora significativamente los resultados en comparación con la estrategia constante y convencional, mientras que la estrategia PSO obtiene los mejores resultados.





# Setpoint rotor angular velocity and algorithms for adjusting the pitch angle control Intelligent in medium power wind turbines.

## ABSTRACT

This work is aimed at optimizing the wind turbine rotor speed setpoint algorithm. The use case is a 100 kW wind turbine. Proportional and integral parameters of the PI controller are designed by gain scheduling approach for six variations: Method I, II, III, IV, V and VI. Four strategies for adjusting the setpoint rotor angular velocity have been investigated: Constant, conventional, reinforcement learning (RL) and particle swarm optimization (PSO). The six Methods and four strategies are assessed based on multiple competing goals: maximizing the power captured, minimize the error of the rotor speed, minimizing the acceleration of the rotor and minimize the movements of the pitch. On the one hand, the best results are obtained using methods IV, V and VI. On the other hand, comparing the strategies, RL strategy does not significantly improve the results compared to the constant and conventional strategy, while the PSO strategy gets the best outcomes.



## AGRADECIMIENTOS

Me gustaría agradecer a todas aquellas personas que me han acompañado, animado y apoyado a lo largo de estos años, sin las cuales no hubiera sido posible presentar este trabajo de investigación para la obtención del título de Doctor.

En primer lugar, agradecer especialmente a mi director de tesis, Ekaitz Zulueta, por haber sido la persona más influyente en estos años de investigación y por haberme guiado, aconsejado y animado a seguir adelante en cada una de las fases de la investigación. También agradecer al departamento de ingeniería de sistemas y automática en general y a Ismael Etxeberria-Agiriano, a Fernando Oterino-Echavarri, a Jose Manuel Lopez-Guede y a Isidro Calvo por sus consejos. A la Escuela Universitaria de Ingeniería de Vitoria-Gasteiz por poder disponer de sus equipamientos y haber cursado mis estudios allí.

Agradecer a mis compañeros de Tecnalía, en especial a mis compañeros de mi antiguo grupo de ICT-Optima y mis actuales compañeros del grupo de Instrumentación por el trabajo desempeñado juntos y el conocimiento adquirido con ellos. Igualmente agradecer a aquellos compañeros que han hecho posible que haya dispuesto de tiempo y de recursos para poder redactar la presente tesis.

Agradecer a la empresa Argolabe Ingeniería y en especial a Josean García Larrinoa y Borja Fernández por permitirme participar y colaborar en los proyectos de investigación en control de aerogenerador de media potencia que han hecho posible la redacción de la presente Tesis.

A mi familia en general, en especial a mis padres Jesús y Marisa, a mi hermano Aitor, a mis primos Ana, Gonzalo, Ainara, Iratxe y Miguel Ángel, a mis tíos Miguel, Asun, Alicia, y Eugenio por haberme cuidado y educado desde mi infancia hasta el día de hoy. A Verónica por el cariño y el apoyo moral de estos años.

A mis amigos en general, en especial a Natxo, Aitor, Roberto, Gaizka, Dani, Javi, David, Samain y Mikel por ser parte del Baudis CF y motivarme mediante el deporte y el entrenamiento físico. A Ángel, Hugo, Inés, Iñigo y el resto de cuadrilla por las tardes y noches de risas que me han ayudado a olvidar para ver otros puntos de vista y seguir adelante.

Por último, a todas esas personas que no he mencionado y que han estado junto a mí estos años.

¡ Eskerrik asko!



## Índice de contenidos

AUTORIZACIÓN DEL DIRECTOR DE LA TESIS DOCTORAL .....	III
AUTORIZACIÓN DEL TUTOR DE LA TESIS DOCTORAL .....	V
AUTORIZACIÓN DE LA COMISIÓN ACADÉMICA DEL PROGRAMA DE DOCTORADO .....	VII
AUTORIZACIÓN DEL PONENTE DE TESIS PARA SU PRESENTACIÓN.....	IX
AUTORIZACIÓN DEL CONSEJO DEL DEPARTAMENTO .....	XI
ACTA DE GRADO DE DOCTOR O DOCTORA .....	XIII
RESUMEN .....	XVII
ABSTRACT.....	XIX
AGRADECIMIENTOS .....	XXI
ÍNDICE DE CONTENIDOS .....	XXIII
ÍNDICE DE FIGURAS .....	XXIX
ÍNDICE DE TABLAS .....	XXXV
ÍNDICE DE SCRIPTS.....	XXXVII
<b>1 INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>1</b>
1.1 ANTECEDENTES .....	1
1.2 PUBLICACIONES DEL AUTOR.....	3
1.3 RESUMEN.....	4
1.4 ESTRUCTURA.....	5
<b>2 MODELADOS .....</b>	<b>7</b>
2.1 MODELOS DE VIENTO .....	7
2.1.1 ENERGÍA EÓLICA .....	9
2.1.1.1 DENSIDAD DEL AIRE.....	10
2.1.1.1.1 DENSIDAD DEL AIRE EN FUNCIÓN DE LA PRESIÓN, TEMPERATURA Y HUMEDAD.....	10
2.1.1.1.2 DENSIDAD DEL AIRE EN FUNCIÓN DE LA ALTURA Y LA TEMPERATURA .....	14
2.1.1.2 ÁREA BARRIDA .....	16
2.1.1.3 VELOCIDAD DEL VIENTO .....	18
2.1.2 MODELOS TEMPORALES DE VIENTO .....	21
2.1.2.1 DISTRIBUCIONES ESTADÍSTICAS DE LA VELOCIDAD DE VIENTO .....	22
2.1.2.1.1 DISTRIBUCIÓN DE WEIBULL .....	22
2.1.2.1.2 ESTIMACIÓN DE LOS PARÁMETROS DE LA DISTRIBUCIÓN DE WEIBULL .....	24
2.1.2.1.3 DISTRIBUCIÓN DE RAYLEIGH .....	24
2.1.2.2 RAMPA DE VELOCIDAD DE VIENTO .....	25
2.1.2.3 RÁFAGA DE VELOCIDAD DE VIENTO .....	26
2.1.2.4 TURBULENCIA DE VELOCIDAD DE VIENTO .....	28
2.1.2.4.1 INTENSIDAD .....	28
2.1.2.4.2 DESVIACIÓN ESTÁNDAR .....	29
2.1.2.4.3 DENSIDAD ESPECTRAL .....	29
2.1.2.4.3.1 DENSIDAD ESPECTRAL DE UNA SERIE TEMPORAL.....	30
2.1.2.4.3.2 DENSIDAD ESPECTRAL DE KAIMAL.....	34
2.1.2.4.3.3 DENSIDAD ESPECTRAL DE KARMAN .....	36
2.1.2.4.4 GENERACIÓN DE SERIES TEMPORALES .....	36
2.1.2.4.4.1 MÉTODOS AUTORREGRESIVOS .....	36
2.1.2.4.4.1.1 MODELO AUTORREGRESIVO O “AUTOREGRESSIVE MODEL” AR(p).....	37
2.1.2.4.4.1.2 OTROS MODELOS AUTORREGRESIVOS.....	39
2.1.2.4.4.2 VAN DER HOVEN SPECTRUM METHOD .....	39

2.1.2.4.4.3	CON LA DENSIDAD ESPECTRAL DE POTENCIA O “POWER SPECTRAL DENSITY” .....	41
2.1.2.4.5	SOFTWARE PARA LA GENERACIÓN DE TURBULENCIAS .....	42
2.2	MODELO AERODINÁMICO .....	42
2.2.1	TEORÍA DE CONSERVACIÓN DEL MOMENTO LINEAL .....	42
2.2.2	TEORÍA DE CONSERVACIÓN DEL MOMENTO ANGULAR (ROTACIÓN DE LA ESTELA) .....	47
2.2.2.1	VALORES MÁXIMOS DE $a$ Y $a'r$ .....	51
2.2.2.2	VALOR MÁXIMO DEL FACTOR DE INDUCCIÓN AXIAL ( $a'$ ) EN FUNCIÓN DEL TIP SPEED RATIO ( $\lambda$ ). .....	52
2.2.3	PERFILES AERODINÁMICOS .....	54
2.2.3.1	PARTES DE UNA PALA (AIRFOIL) .....	54
2.2.3.2	VELOCIDAD RELATIVA, Y ÁNGULOS.....	55
2.2.3.3	FUERZAS Y MOMENTOS (AIRFOIL).....	58
2.2.3.4	COEFICIENTES LIFT, DRAG Y MOMENTO.....	59
2.2.4	MÉTODO DE CLASSICAL BLADE ELEMENT .....	60
2.2.4.1	CORRECCIONES PERDIDAS EN LA PUNTA (“TIP LOSSES”) .....	63
2.2.4.2	PERDIDAS EN EL BUJE (“HUB LOSSES”) .....	65
2.2.4.3	GLAUERT’S CORRECTION .....	66
2.2.4.4	CÁLCULO DE $a'r$ CON FACTOR DE CORRECCIÓN .....	68
2.2.4.5	CÁLCULO DE $a'r$ CON FACTOR DE CORRECCIÓN .....	69
2.2.4.6	RESUMEN DEL MÉTODO .....	69
2.3	MODELO MECÁNICO Y ESTRUCTURAL .....	70
2.3.1	PALAS (BLADES).....	71
2.3.2	BUJE (HUB):.....	74
2.3.3	SISTEMA PITCH (PITCH SYSTEM) .....	74
2.3.4	TREN DE POTENCIA (POWERTRAIN).....	75
2.3.4.1	LOS EJES .....	76
2.3.4.2	CAJA DE CAMBIOS (GEARBOX).....	77
2.3.5	CIMENTACIÓN (FOUNDATION): .....	77
2.3.6	LA TORRE (TOWER).....	77
2.3.7	GÓNDOLA (NACELLE).....	79
2.3.8	UNIDAD METEOROLÓGICA (METEOROLOGICAL UNIT).....	79
2.3.9	SISTEMA YAW (YAW SYSTEM).....	79
2.4	SISTEMA ELÉCTRICO .....	81
2.4.1	GENERADOR (GENERATOR): .....	82
2.4.2	CONVERTIDOR (CONVERTER): .....	83
<b>3</b>	<b>ESTRATEGIAS DE CONTROL.....</b>	<b>87</b>
3.1	OBJETIVOS GENERALES .....	87
3.2	TIPOS DE CONTROL.....	88
3.3	SENSORES.....	89
3.4	ACTUADORES .....	90
3.5	LAZOS DE CONTROL O “CONTROL LOOPS” .....	90
3.5.1	LAZO DE CONTROL DEL PITCH.....	90
3.5.2	LAZOS DE CONTROL DEL PAR MOTOR .....	90
3.5.3	LAZOS DE CONTROL DEL YAW .....	91
3.6	ESTRATEGIAS DE CONTROL (DESDE EL DISEÑO) .....	92
3.6.1	CONTROL POR ENTRADA EN PÉRDIDAS O “PASSIVE STALL CONTROL” .....	92
3.6.2	VARIABLE PITCH CONTROL.....	93
3.6.3	ACTIVE STALL CONTROL .....	93

3.7	ZONAS O REGIONES DE OPERACIÓN.....	93
3.7.1	REGIÓN 0.....	94
3.7.2	REGIÓN I: CONTROL PAR MOTOR (“TORQUE”).....	94
3.7.3	REGIÓN II: TRANSICIÓN.....	96
3.7.4	REGIÓN III: PITCH CONTROL.....	97
3.7.4.1	ESPECIFICACIONES DE CONTROL ROBUSTO.....	98
3.7.4.2	“QUALITY FEEDBACK THEORY” (QFT).....	100
3.7.4.3	CONTROL POR GANANCIAS PROGRAMADAS O “GAIN SCHEDULING”.....	101
3.7.4.4	OTRAS TÉCNICAS.....	102
3.7.5	REGIÓN 4: MODO EXTENDIDO.....	103
<b>4</b>	<b>ALGORITMOS DE OPTIMIZACIÓN.....</b>	<b>105</b>
4.1	OPTIMIZACIÓN METAHEURÍSTICA.....	105
4.1.1	DEFINICIÓN DE LA OPTIMIZACIÓN.....	105
4.1.2	NORMALIZACIÓN DE FUNCIONES.....	107
4.1.3	FRENTE DE PARETO.....	108
4.1.4	BÚSQUEDA DE LAS SOLUCIONES.....	110
4.1.4.1	ALGORITMOS METAHEURÍSTICOS.....	111
4.1.5	PARTICLE SWARN OPTIMIZATION (PSO).....	111
4.1.5.1	CARACTERÍSTICAS DE LAS PARTÍCULAS.....	111
4.1.5.1.1	POSICIÓN.....	112
4.1.5.1.2	VELOCIDAD.....	112
4.1.5.1.3	MEMORIA.....	112
4.1.5.1.4	COMPONENTE SOCIAL.....	112
4.1.5.2	SIMULACIÓN EVOLUCIÓN.....	113
4.1.5.2.1	ACTUALIZACIÓN DE LA VELOCIDAD.....	113
4.1.5.2.2	ACTUALIZACIÓN DE LA POSICIÓN.....	115
4.1.5.2.3	CASOS ESPECIALES.....	115
4.1.5.3	PARÁMETROS PSO.....	116
4.1.5.3.1	NÚMERO DE PARTÍCULAS.....	116
4.1.5.3.2	PESO INERCIAL.....	117
4.1.5.3.3	PARÁMETRO COGNITIVO.....	117
4.1.5.3.4	PARÁMETRO SOCIAL.....	118
4.1.5.3.5	NÚMEROS ALEATORIOS.....	118
4.1.5.4	INICIALIZACIÓN.....	118
4.1.5.4.1	INICIALIZACIÓN POSICIÓN.....	120
4.1.5.4.2	INICIALIZACIÓN DE LA VELOCIDAD.....	120
4.1.5.5	RESTRICCIONES.....	120
4.1.5.5.1	POSICIÓN.....	120
4.1.5.5.2	VELOCIDAD.....	121
4.1.5.6	CRITERIOS DE PARADA O CONDICIÓN DE TERMINACIÓN.....	121
4.1.6	HIBRIDACIÓN Y USO DE OPERADORES.....	122
4.1.6.1	OPERADORES DE SELECCIÓN.....	122
4.1.6.1.1	SELECCIÓN POR RULETA.....	124
4.1.6.1.2	SELECCIÓN POR TORNEO.....	124
4.1.6.1.3	SELECCIÓN ESTOCÁSTICA.....	125
4.1.6.1.4	SELECCIÓN POR RANKING.....	125
4.1.6.1.5	SELECCIÓN ADAPTATIVA.....	125
4.1.6.2	OPERADOR DE CRUZAMIENTO.....	125



4.1.6.3	OPERADOR DE MUTACIÓN .....	126
4.2	REINFORCEMENT LEARNING .....	128
4.2.1	DEFINICIONES DE UN PROCESO DE DECISIÓN DE MARKOV.....	128
4.2.2	RESOLUCIÓN DE UN PROCESO DE DECISIÓN DE MARKOV .....	130
4.2.2.1	DYNAMIC PROGRAMMING: MODEL-BASED SOLUTION TECHNIQUES.....	130
4.2.2.1.1	POLICY ITERATION ALGORITHMS .....	130
4.2.2.1.2	VALUE ITERATION ALGORITHMS.....	131
4.2.2.2	REINFORCEMENT LEARNING: MODEL-FREE SOLUTION TECHNIQUES .....	132
4.2.2.2.1	TEMPORAL DIFFERENCE LEARNING .....	132
4.2.2.2.2	Q-LEARNING .....	132
4.2.2.2.3	SARSA .....	132
4.2.2.2.4	ACTOR-CRÍTICO .....	133
<b>5</b>	<b>AEROGENERADOR OBJETO DE ESTUDIO .....</b>	<b>135</b>
5.1	MODELOS DE VIENTO.....	137
5.1.1	RÁFAGA COHERENTE EXTREMA O “EXTREME COHERENT GUST” (ECG).....	137
5.1.2	RÁFAGA EXTREMA EN FUNCIONAMIENTO O “EXTREME OPERATING GUST” (EOG).....	139
5.1.3	MODELO DE TURBULENCIA NORMAL O NORMAL TURBULENCE MODEL (NTM) .....	143
5.1.4	MODELO DE TURBULENCIA EXTREMA O “EXTREME TURBULENCE MODEL” (ETM) .....	146
5.2	CONVERTIDOR ELÉCTRICO .....	151
5.3	MODELO AERODINÁMICO .....	151
5.3.1	COEFICIENTE DE POTENCIA .....	154
5.3.2	VALORES NOMINALES DE OPERACIÓN .....	156
5.3.3	CONDICIONES ÓPTIMAS DE OPERACIÓN .....	158
5.4	TREN DE POTENCIA.....	163
5.5	GENERADOR ELÉCTRICO.....	166
5.6	CONTROLADOR DEL PAR MOTOR DEL GENERADOR.....	167
5.6.1	REGIÓN I.....	168
5.6.2	REGIÓN II.....	169
5.6.3	REGIÓN III .....	170
5.6.4	DATOS Y GRAFICA DE REGIONES I, II Y III .....	170
5.7	ACTUADOR DEL PITCH .....	174
5.8	CONTROLADOR DEL PITCH.....	175
<b>6</b>	<b>APORTACIONES EN EL SISTEMA DE CONTROL DEL PITCH.....</b>	<b>179</b>
6.1	FUNCIONES DE TRASFERENCIA.....	180
6.1.1	CONTROLADOR DEL PITCH.....	180
6.1.2	ACTUADOR DEL PITCH .....	182
6.1.3	TREN DE POTENCIA.....	182
6.1.4	CONSIGNA DE PAR DEL MOTOR .....	183
6.1.5	CAJA DE CAMBIOS O GEARBOX.....	183
6.1.6	GENERADOR ELÉCTRICO.....	184
6.1.7	MODELO LINEAL DEL PAR MOTOR DEL ROTOR .....	184
6.1.7.1	DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR DEL ROTOR RESPECTO EL ÁNGULO PITCH.....	190
6.1.7.2	DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR DEL ROTOR RESPECTO LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR PARA CONDICIONES ÓPTIMAS .....	192
6.1.7.3	DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR DEL ROTOR RESPECTO LA VELOCIDAD DEL VIENTO PARA CONDICIONES ÓPTIMAS	194

6.2	CÁLCULO DE LOS PARÁMETROS PROPORCIONAL E INTEGRAL DEL CONTROLADOR PI.....	196
6.2.1	MÉTODO I.....	196
6.2.1.1	FUNCIÓN DE TRANSFERENCIA.....	198
6.2.1.2	RESPUESTA DE SEGUNDO ORDEN.....	200
6.2.1.3	PARÁMETRO INTEGRAL.....	201
6.2.1.4	PARÁMETRO PROPORCIONAL.....	203
6.2.2	MÉTODO II.....	205
6.2.2.1	PARÁMETRO INTEGRAL.....	206
6.2.2.2	PARÁMETRO PROPORCIONAL.....	207
6.2.3	MÉTODO III.....	209
6.2.3.1	FUNCIÓN DE TRANSFERENCIA.....	210
6.2.3.2	PARÁMETRO INTEGRAL.....	210
6.2.3.3	PARÁMETRO PROPORCIONAL.....	212
6.2.4	MÉTODO IV.....	213
6.2.4.1	FUNCIÓN DE TRANSFERENCIA.....	215
6.2.4.2	RESPUESTA DE TERCER ORDEN.....	217
6.2.4.3	PARÁMETRO INTEGRAL.....	218
6.2.4.4	PARÁMETRO PROPORCIONAL.....	220
6.2.5	MÉTODO V.....	222
6.2.5.1	RESPUESTA DE TERCER ORDEN.....	223
6.2.5.2	PARÁMETRO INTEGRAL.....	225
6.2.5.3	PARÁMETRO PROPORCIONAL.....	226
6.2.6	MÉTODO VI.....	228
6.2.6.1	FUNCIÓN DE TRANSFERENCIA.....	228
6.2.6.2	RESPUESTA DE TERCER ORDEN.....	229
6.2.6.3	PARÁMETRO INTEGRAL.....	231
6.2.6.4	PARÁMETRO PROPORCIONAL.....	232
6.3	FUNCIONAMIENTO DEL CONTROLADOR.....	234
6.3.1	ESTADO 0.....	234
6.3.2	ESTADO 1.....	235
6.3.2.1	POLÍTICA ANTI-WINDUP.....	235
6.3.3	ESTADO 2.....	238
6.4	CONSIGNA DE VELOCIDAD ANGULAR.....	239
6.4.1	CONSIGNA CONSTANTE.....	239
6.4.2	CONSIGNA CONVENCIONAL.....	240
6.4.2.1	FUNCIÓN DE COMPENSACIÓN.....	241
6.4.2.2	FILTRO.....	242
6.4.3	CONSIGNA BASADA EN REINFORCEMENT LEARNING.....	242
6.4.3.1	ESTADOS.....	242
6.4.3.2	ACCIONES.....	243
6.4.3.3	MATRIZ ESTADO-ACCIÓN.....	244
6.4.3.4	INICIACIÓN.....	244
6.4.3.5	ACTUALIZACIÓN DEL MATIZ DE TRANSICIÓN.....	244
6.4.3.5.1	FUNCIÓN DE REFUERZO.....	245
6.4.3.5.2	SELECCIONAR LA ACCIÓN.....	247
6.4.4	CONSIGNA DE VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR USANDO PSO.....	249
6.4.4.1	MODELO DE GENERACIÓN DE CONSIGNA.....	249
6.4.4.2	DEFINICIONES PSO.....	250
6.4.4.3	PARÁMETROS USADOS PSO.....	251

6.4.4.4	FUNCIÓN EVALUACIÓN O MÉTRICA .....	252
6.4.4.5	ACTUALIZACIÓN DE LA POSICIÓN Y VELOCIDAD .....	252
6.4.4.6	RESTRICCIONES .....	253
6.4.4.7	RESTRICCIONES DE POSICIÓN .....	253
6.4.4.8	RESTRICCIONES DE VELOCIDAD .....	254
6.4.4.9	REPARACIÓN DE SOLUCIONES NO VÁLIDAS .....	255
6.4.4.10	INICIALIZACIÓN.....	255
6.4.4.11	ESQUEMA DE FUNCIONAMIENTO.....	256
<b>7</b>	<b>SIMULACIÓN Y RESULTADOS .....</b>	<b>259</b>
7.1	COMBINACIONES DE SUB-MODELOS.....	259
7.2	CONDICIONES INICIALES.....	261
7.3	MÉTRICAS PARA EVALUACIÓN.....	264
7.3.1	<b>Obj1</b> : POTENCIA VERTIDA A LA RED .....	264
7.3.2	<b>Obj2</b> : PAR MOTOR DEL ROTOR .....	265
7.3.3	<b>Obj3</b> : VELOCIDAD ANGULAR NOMINAL DEL ROTOR .....	265
7.3.4	<b>Obj4</b> : CONSIGNA DE VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR .....	266
7.3.5	<b>Obj5</b> : ACELERACIÓN ANGULAR DEL ROTOR .....	267
7.3.6	<b>Obj6</b> : VELOCIDAD ANGULAR DEL PITCH .....	267
7.3.7	VISUALIZACIÓN DE RESULTADOS.....	268
7.4	SIMULACIONES .....	270
7.4.1	SIMULACIÓN CONSIGNA CONSTANTE .....	271
7.4.2	SIMULACIÓN CONSIGNA CONVENCIONAL.....	273
7.4.3	SIMULACIÓN CONSIGNA RL.....	274
7.4.4	SIMULACIÓN CONSIGNA PSO .....	276
7.5	EVALUACIONES.....	279
7.5.1	EVALUACIÓN DE LAS FUNCIONES PROPORCIONAL E INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	279
7.5.2	EVALUACIÓN DE LOS MODELOS DE CONSIGNA DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR .....	281
<b>8</b>	<b>APORTACIONES, CONCLUSIONES, Y LÍNEAS FUTURAS .....</b>	<b>285</b>
8.1	APORTACIONES .....	285
8.2	CONCLUSIONES.....	287
8.3	LÍNEAS FUTURAS .....	288
	<b>BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>291</b>

## Índice de figuras

FIGURA 1.1: MONTAJE DEL AEROGENERADOR TURBEC 100 kW EN EL PARQUE TECNOLÓGICO DE ÁLAVA .....	2
FIGURA 2.1: ESQUEMA DE MODELO DE CONTROL DE AEROGENERADOR.....	8
FIGURA 2.2: CORRIENTE DE AIRE A TRAVÉS DEL PLANO DEL ROTOR DE UN AEROGENERADOR.....	9
FIGURA 2.3: DENSIDAD DEL AIRE EN FUNCIÓN DE LA ALTURA (CON Y SIN GRADIENTE). .....	16
FIGURA 2.4: CAPACIDAD EÓLICA TOTAL INSTALADA EN GW A FINALES DE 2015 POR PAÍSES .....	17
FIGURA 2.5: CAPACIDAD EÓLICA INSTALADA EN GW DURANTE EL 2015 POR PAÍSES .....	17
FIGURA 2.6: EVOLUCIÓN DE LA CAPACIDAD EÓLICA INSTALADA EN TODO EL MUNDO (GW).....	17
FIGURA 2.7: COMPARACIÓN DE AEROGENERADORES EN FUNCIÓN DEL TAMAÑO DE PALAS, LA ALTURA INSTALADA Y POTENCIA. .....	18
FIGURA 2.8: COMPARACIÓN DE LA INFLUENCIA DE LA DENSIDAD DEL AIRE, RADIO DE PALAS Y VELOCIDAD DE VIENTO EN LA POTENCIA.....	19
FIGURA 2.9: POTENCIA EÓLICA DISPONIBLE EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD DE VIENTO. ....	19
FIGURA 2.10: VARIACIÓN DE LA VELOCIDAD DEL VIENTO CON LA ALTURA PARA DIFERENTES VALORES DEL EXPONENTE DE CIZALLAMIENTO DEL VIENTO. ....	21
FIGURA 2.11: DESCOMPOSICIÓN DE LOS COMPONENTES DE LA VELOCIDAD DEL VIENTO DESDE EL PUNTO DE VISTA DEL MODELADO Y SIMULACIÓN [32].....	21
FIGURA 2.12: DISTRIBUCIÓN DE WEIBULL CON PARÁMETROS $C_w = 3$ Y $k_w = 1.3$ . ....	23
FIGURA 2.13: RAMPA DEFINIDA A TRAMOS Y MEDIANTE FUNCIÓN SIGMOIDEA. ....	26
FIGURA 2.14: RÁFAGA DE VIENTO .....	27
FIGURA 2.15: MODELO ESPECTRAL DE VAN DER HOVEN DE LA VELOCIDAD DEL VIENTO [57].....	39
FIGURA 2.16: DIAGRAMA DE FLUJO DE AIRE ATRAVESANDO EL PLANO DEL ROTOR. ....	43
FIGURA 2.17: GRÁFICA DE $C_P$ Y $C_T$ AL VARIAR $\alpha$ DESDE 0 HASTA 1 PARA UN AEROGENERADOR IDEAL. ....	46
FIGURA 2.18: VARIACIÓN DEL ÁREA DEL FLUJO DE AIRE ANTES Y DESPUÉS DEL PLANO DEL ROTOR (ESTELA).....	47
FIGURA 2.19: VELOCIDAD ANGULAR DEL AIRE Y ANGULAR DEL ROTOR.....	48
FIGURA 2.20: VELOCIDAD ANGULAR DEL AIRE Y ANGULAR DEL ROTOR.....	49
FIGURA 2.21: LAS VELOCIDADES INDUCIDAS DE UNA SECCIÓN DE UNA PALA. ....	52
FIGURA 2.22: FACTOR DE INDUCCIÓN AXIAL ( $a'$ ) EN FUNCIÓN DEL TIP SPEED RATIO ( $\lambda$ ). ....	53
FIGURA 2.23: PUNTOS, SEGMENTOS Y LÍNEAS MÁS REPRESENTATIVAS DE LA SECCIÓN DE UN AIRFOIL .....	54
FIGURA 2.24: ZONAS REPRESENTATIVAS DE UNA PALA.....	55
FIGURA 2.25: VELOCIDAD DEL FLUJO DE AIRE Y VELOCIDADES RELATIVAS DE LA PUNTOS, SEGMENTOS Y LÍNEAS MÁS REPRESENTATIVAS DE LA SECCIÓN DE UN AIRFOIL .....	55
FIGURA 2.26 VELOCIDAD RELATIVA DEL AIRE RESPECTO AL AIRFOIL EN EL PLANO DEL ROTOR.....	56
FIGURA 2.27: VELOCIDAD RELATIVA, ÁNGULO LOCAL PITCH Y ÁNGULO DE ATAQUE.....	57
FIGURA 2.28: VARIACIÓN DEL ÁNGULO PITCH. ....	57
FIGURA 2.29: FUERZA DE ELEVACIÓN (LIFT), FUERZA DE EMPUJE (DRAG) Y PITCH MOMENTO. ....	58
FIGURA 2.30: PERFIL S823 AIRFOIL. ....	60
FIGURA 2.31: VOLUMEN DE CONTROL EN FORMA DE UN ELEMENTO ANULAR PARA SER UTILIZADO EN EL MODELO DE BEM .61	
FIGURA 2.32: NORMALIZACIÓN DE LAS FUERZAS DE ELEVACIÓN Y EMPUJE ALINEADAS EN EL PLANO DE GIRO DEL ROTOR Y PERPENDICULAR A ESTE. ....	61
FIGURA 2.33: TIP LOSS FACTOR. ....	64
FIGURA 2.34: HUB LOSS FACTOR.....	65
FIGURA 2.35: EFECTO CONJUNTO DEL HUB LOSS FACTOR Y DEL TIP LOSS FACTOR.....	66
FIGURA 2.36: COMPARACIÓN DEL VALOR $C_T$ CON DIFERENTES TEORÍAS. ....	67
FIGURA 2.37: PRINCIPALES COMPONENTES ESTRUCTURALES DE UN AEROGENERADOR [73]. ....	71
FIGURA 2.38: MOMENTO FLAPWISE BENDING .....	71
FIGURA 2.39: PALA MODELADA COMO UNA VIGA.....	72
FIGURA 2.40: RADIO INTERIOR, RADIO EXTERIOR Y LONGITUD DE UN EJE .....	72
FIGURA 2.41: MOMENTO EDGEWISE BENDING POR LA FUERZA DE LA GRAVEDAD.....	73
FIGURA 2.42: MOMENTO EDGEWISE BENDING POR ACELERACIONES O DECELERACIONES DEL ROTOR. ....	73

FIGURA 2.43: ACTUADOR DEL PITCH .....	74
FIGURA 2.44: PRINCIPALES COMPONENTES DE UN AEROGENERADOR [73]. .....	75
FIGURA 2.45: DISTANCIAS DE RADIOS Y LONGITUD DE UN EJE.....	76
FIGURA 2.46: MODELADO DE LA TORRE. ....	78
FIGURA 2.47: DISTANCIAS DE RADIOS Y LONGITUD DE UN EJE.....	79
FIGURA 2.48: SISTEMA DE GIRO DEL YAW .....	79
FIGURA 2.49: PORCENTAJE DE POTENCIA DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO YAW .....	80
FIGURA 2.50: SISTEMA PASIVO DEL YAW .....	81
FIGURA 2.51: SISTEMA ELÉCTRICO.....	81
FIGURA 2.52: MÁQUINA ELECTRICA .....	83
FIGURA 2.53: CONVERTIDOR PARA UN GENERADOR DOBLEMENTE ALIMENTADO.....	84
FIGURA 2.54: FULL POWER CONVERTER .....	84
FIGURA 3.1: DIAGRAMA DE FLUJO SIMPLIFICADO DEL SISTEMA DE SUPERVISIÓN [105].....	88
FIGURA 3.2: DIAGRAMA DE FLUJO SIMPLIFICADO DEL CONTROL OPERACIONAL [104] .....	89
FIGURA 3.3: LAZO DE CONTROL DEL PITCH .....	90
FIGURA 3.4: LAZO DE CONTROL DEL PAR MOTOR DEL GENERADOR.....	91
FIGURA 3.5: LAZO DE CONTROL DEL YAW.....	92
FIGURA 3.6: ZONAS O REGIONES DE OPERACIÓN: I, II, III Y IV. CURVA DE POTENCIA [24] .....	94
FIGURA 3.7: ZONAS O REGIONES DE OPERACIÓN: I, II, III Y IV. CURVA DE POTENCIA [24] .....	97
FIGURA 3.8: ESQUEMA DE CONTROL QFT APLICADO AL CONTROL DEL ÁNGULO PITCH [24] .....	98
FIGURA 3.9: RESPUESTA TRANSITORIA A UNA ENTRADA ESCALÓN .....	100
FIGURA 3.10: ESQUEMA DE CONTROL QFT APLICADO AL CONTROL DEL ÁNGULO PITCH [24] .....	100
FIGURA 3.11: ESQUEMA DE CONTROL NO LINEAL APLICADO AL CONTROL DEL ÁNGULO PITCH [24].....	102
FIGURA 4.1: DEFINICIÓN DE LOS ESPACIOS DE LA OPTIMIZACIÓN MATEMÁTICA .....	106
FIGURA 4.2: OPTIMO GLOBAL Y ÓPTIMOS LOCALES PARA UN OBJETIVO Y UNA VARIABLE DE DECISIÓN. ....	107
FIGURA 4.3: PUNTO UTOPIA PARA DOS FUNCIONES OBJETIVO. ....	107
FIGURA 4.4: FRENTE DE PARETO PARA UN ESPACIO CONTINUO DE DOS FUNCIONES DE COSTE. ....	108
FIGURA 4.5: FRENTE DE PARETO PARA UN ESPACIO DISCRETO. ....	109
FIGURA 4.6: CONJUNTO DE FRENTE DE PARETO. ....	110
FIGURA 4.7: ESQUEMA DE EVOLUCIÓN DEL ALGORITMO PSO .[178]. ....	114
FIGURA 4.8: ESQUEMA DE INICIACIÓN DEL ALGORITMO PSO.....	119
FIGURA 4.9: ESQUEMA DE EVOLUCIÓN DEL ALGORITMO PSO CON OPERADORES DE SELECCIÓN Y CRUZAMIENTO.[178]. ...	123
FIGURA 4.10: SELECCIÓN POR RULETA. ....	124
FIGURA 4.11: SELECCIÓN ESTOCÁSTICA DONDE N=5 DONDE TODAS LAS PARTÍCULAS TIENEN LA MISMA PROBABILIDAD. ....	125
FIGURA 4.12: CRUZAMIENTO POR UN PUNTO. ....	126
FIGURA 4.13: CRUZAMIENTO MÚLTIPLE POR VARIOS PUNTOS. ....	126
FIGURA 4.14: ESQUEMA DE EVOLUCIÓN DEL ALGORITMO PSO CON OPERADOR DE MUTACIÓN .[178]. ....	127
FIGURA 4.15: ESCENARIO BÁSICO RL. ....	128
FIGURA 4.16: ITERACIÓN DE LA POLÍTICA (EVALUAR <-> MEJORAR).....	130
FIGURA 5.1: DIAGRAMA DE BLOQUES DEL MODELO DE AEROGENERADOR USADO EN LAS SIMULACIONES.....	136
FIGURA 5.2: RÁFAGA COHERENTE EXTREMA O “EXTREME COHERENT GUST” (ECG) .....	138
FIGURA 5.3: RÁFAGA EXTREMA EN FUNCIONAMIENTO O “EXTREME OPERATING GUST” (EOG) .....	141
FIGURA 5.4: MODELO DE TURBULENCIA NORMAL GENERADO CON MODELO AUTORREGRESIVO AR(1) .....	146
FIGURA 5.5: SERIE TEMPORAL DE VELOCIDAD DE VIENTO TURBULENTO EXTREMO PARA $V_{hub} = 10 \text{ m/s}$ .....	149
FIGURA 5.6: SERIE TEMPORAL DE VELOCIDAD DE VIENTO TURBULENTO EXTREMO PARA $V_{hub} = 12 \text{ m/s}$ .....	149
FIGURA 5.7: SERIE TEMPORAL DE VELOCIDAD DE VIENTO TURBULENTO EXTREMO PARA $V_{hub} = 14 \text{ m/s}$ .....	149
FIGURA 5.8: SERIE TEMPORAL DE VELOCIDAD DE VIENTO TURBULENTO EXTREMO PARA $V_{hub} = 16 \text{ m/s}$ .....	150
FIGURA 5.9: SERIE TEMPORAL DE VELOCIDAD DE VIENTO TURBULENTO EXTREMO PARA $V_{hub} = 18 \text{ m/s}$ .....	150
FIGURA 5.10: SERIE TEMPORAL DE VELOCIDAD DE VIENTO TURBULENTO EXTREMO PARA $V_{hub} = 20 \text{ m/s}$ .....	150
FIGURA 5.11: BLOQUE DEL CONVERTIDOR ELÉCTRICO.....	151
FIGURA 5.12: MODELO AERODINÁMICO DEL AEROGENERADOR.....	152
FIGURA 5.13: CURVA DE POTENCIA $C_p$ EN FUNCIÓN DE TIP-SPEED-RATIO $\lambda$ Y EL ÁNGULO PITCH $\beta$ . ....	153

FIGURA 5.14: EJEMPLO DE INTERPOLACIÓN LINEAL DEL COEFICIENTE DE POTENCIA.....	156
FIGURA 5.15: VALOR ÓPTIMO DEL TIP-SPEED-RATIO EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH B.....	159
FIGURA 5.16: VALOR MÁXIMO DEL COEFICIENTE DE POTENCIA EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH B. ....	159
FIGURA 5.17: VALOR ÓPTIMO DEL TIP-SPEED-RATIO EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH B.....	160
FIGURA 5.18: VELOCIDAD DEL VIENTO ÓPTIMA EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH B. ....	163
FIGURA 5.19: MODELO DE TREN DE POTENCIA.....	164
FIGURA 5.20: MODELO EQUIVALENTE DE TREN DE POTENCIA.....	165
FIGURA 5.21: BLOQUE DEL GENERADOR ELÉCTRICO .....	166
FIGURA 5.22: BLOQUE DEL GENERADOR ELÉCTRICO .....	166
FIGURA 5.23: BLOQUE DE CONTROL DEL PAR MOTOR DEL GENERADOR .....	167
FIGURA 5.24: BLOQUE EQUIVALENTE DE CONTROL DEL PAR MOTOR DEL GENERADOR .....	167
FIGURA 5.25: LA RELACIÓN ENTRE $T_{em}^*$ Y $T_g^*$ .....	168
FIGURA 5.26: CONSIGNA DE PAR MOTOR DEMANDADO POR EL EJE RÁPIDO DEL GENERADOR ELÉCTRICO EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR EJE RÁPIDO DEL GENERADOR .....	172
FIGURA 5.27: CONSIGNA DEL PAR MOTOR DEL ROTOR EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR.....	174
FIGURA 5.28: CONTROLADOR. PI CONVENCIONAL.....	176
FIGURA 5.29: CONTROLADOR ADAPTATIVO CON LAS FUNCIONES $f_{KP\beta}$ Y $f_{T1\beta}$ . ....	177
FIGURA 5.30: CONTROLADOR ADAPTATIVO CON LAS FUNCIONES $f_{KP\beta 0}$ Y $f_{KI\beta 0}$ . ....	177
FIGURA 6.1: LAZO DE CONTROL DEL PITCH. ....	179
FIGURA 6.2: MODELO LINEAL EQUIVALENTE DEL SISTEMA. ....	181
FIGURA 6.3: DIAGRAMA ACTUADOR DEL PITCH.....	182
FIGURA 6.4: FUNCIÓN DE TRANSFERENCIA DEL MODELO EQUIVALENTE DE TREN DE POTENCIA EN EL DOMINIO S. ....	182
FIGURA 6.5: FUNCIÓN DE TRASFERENCIA LINEALIZADA DE LA CONSIGNA DE PAR DEL MOTOR EN EL DOMINIO S. ....	183
FIGURA 6.6: FUNCIÓN DE TRASFERENCIA DE LA CAJA DE CAMBIOS MULTIPLICATIVA DEL PAR DEL MOTOR DEL GENERADOR ELÉCTRICO EN EL DOMINIO S.....	183
FIGURA 6.7: FUNCIÓN DE TRASFERENCIA DE LA CAJA DE CAMBIOS REDUCTORA DEL PAR DEL MOTOR DEL GENERADOR ELÉCTRICO EN EL DOMINIO S.....	184
FIGURA 6.8: BUCLE DEL GENERADOR ELÉCTRICO.....	184
FIGURA 6.9: FUNCIÓN DE TRASFERENCIA DEL GENERADOR ELÉCTRICO EN EL DOMINIO S.....	184
FIGURA 6.10: DIAGRAMA DE BLOQUES DEL MODELO LINEAL DE LA AERODINÁMICA DEL ROTOR.....	189
FIGURA 6.11: DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR RESPECTO AL ÁNGULO PITCH.....	191
FIGURA 6.12: DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR RESPECTO LA VELOCIDAD DEL ROTOR .....	193
FIGURA 6.13: DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR RESPECTO LA VELOCIDAD DEL VIENTO .....	195
FIGURA 6.14: MODELO DEL SISTEMA LINEALIZADO CON LAS APROXIMACIONES DESCRITAS EN LAS ECUACIONES (6.52) Y (6.53).....	197
FIGURA 6.15: DIAGRAMA DE BLOQUES ORIGINAL Y EQUIVALENTE SIMPLIFICADO DEL SISTEMA MECÁNICO DE LA FIGURA 6.14. ....	198
FIGURA 6.16: DIAGRAMA DE BLOQUES ORIGINAL Y EQUIVALENTE SIMPLIFICADO DE LA AERODINÁMICA DEL PITCH Y CONTROLADOR DEL PITCH DE LA FIGURA 6.14. ....	198
FIGURA 6.17: DIAGRAMA DE BLOQUES EQUIVALENTE A LA FIGURA 6.14.....	199
FIGURA 6.18: DIAGRAMA DE BLOQUES ESTIMANDO LA VELOCIDAD DEL VIENTO. ....	199
FIGURA 6.19: RESPUESTA DE SEGUNDO ORDEN DE LA ECUACIÓN (6.61) ANTE UNA ENTRADA ESCALÓN CON LOS PARÁMETROS DE LA TABLA 6.....	201
FIGURA 6.20: VALORES DEL PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR PI EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH Y DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR.....	203
FIGURA 6.21: VALORES DEL PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR PI EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH Y DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR. ....	205
FIGURA 6.22: VALORES DEL PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR PI EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH.....	207
FIGURA 6.23: VALORES DEL PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR PI EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH. ....	209
FIGURA 6.24: MODELO DEL SISTEMA LINEALIZADO CON LAS APROXIMACIONES DESCRITAS.....	209
FIGURA 6.25: VALORES DEL PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR PI EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH.....	211
FIGURA 6.26: VALORES DEL PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR PI EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH.....	213

FIGURA 6.28: MODELO DEL SISTEMA LINEALIZADO CON LA APROXIMACIÓN DESCRITAS EN LA ECUACIÓN (6.53).	214
FIGURA 6.27: DIAGRAMA DE BLOQUES ORIGINAL Y EQUIVALENTE SIMPLIFICADO DE LA AERODINÁMICA DEL PITCH, ACTUADOR DEL PITCH Y CONTROLADOR DEL PITCH.	215
FIGURA 6.29: MODELO EQUIVALENTE DE LA FIGURA 6.28.	215
FIGURA 6.30: MODELO EQUIVALENTE DE LA FIGURA 6.28.	216
FIGURA 6.31: VALOR DE $p$ EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH Y DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR	218
FIGURA 6.32: PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR Y DEL ÁNGULO PITCH	220
FIGURA 6.33: PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR Y DEL ÁNGULO PITCH	222
FIGURA 6.34: PARÁMETRO P EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH	224
FIGURA 6.35: RESPUESTA DE TERCER ORDEN DE LA ECUACIÓN (6.93) ANTE UNA ENTRADA ESCALÓN CON LOS PARÁMETROS DE LA TABLA 6.1 Y EL VALOR DE P DE LA ECUACIÓN (6.105).	224
FIGURA 6.36: PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH	226
FIGURA 6.37: PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH.	228
FIGURA 6.38: MODELO EQUIVALENTE DESPUÉS DE APLICAR LAS SIMPLIFICACIONES.	229
FIGURA 6.39: RESPUESTA DE TERCER ORDEN DE LA ECUACIÓN (6.93) ANTE UNA ENTRADA ESCALÓN CON LOS PARÁMETROS DE LA TABLA 6. Y EL VALOR DE P DE LA ECUACIÓN (6.114).	230
FIGURA 6.40: PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH	232
FIGURA 6.41: PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH.	233
FIGURA 6.42: MAQUINA DE ESTADOS DEL CONTROLADOR DEL PITCH.	234
FIGURA 6.43: ESTADO 0 DEL CONTROLADOR PI DEL PITCH.	235
FIGURA 6.44: ESTADO 1 DEL CONTROLADOR PI DEL PITCH	235
FIGURA 6.45: ANTI-WINDUP SCHEME. CONDITIONAL INTEGRATION.	236
FIGURA 6.46: ANTI-WINDUP SCHEME. TRACKING BACK CALCULATION.	236
FIGURA 6.47: ESQUEMA DE CONTROLADOR PARA LIMITAR LOS VALORES MÁXIMOS Y MÍNIMOS	237
FIGURA 6.48: ESQUEMA DE LA POLÍTICA ANTI-WINDUP APLICADA A CADA INSTANTE $\Delta t$ .	238
FIGURA 6.49: ESTADO 2 DEL CONTROLADOR PI DEL PITCH.	239
FIGURA 6.50: CONSIGNA DE VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR CONSTANTE	239
FIGURA 6.51: ESQUEMA DE LA CONSIGNA CONVENCIONAL.	240
FIGURA 6.52: FUNCIÓN DE COMPENSACIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH.	241
FIGURA 6.53: PRIMER TÉRMINO DE LA FUNCIÓN DE REFUERZO.	245
FIGURA 6.54: SEGUNDO TÉRMINO DE LA FUNCIÓN DE REFUERZO.	246
FIGURA 6.55: TERCER TÉRMINO DE LA FUNCIÓN DE REFUERZO.	247
FIGURA 6.56: ESQUEMA DE LA CONSIGNA CONVENCIONAL.	248
FIGURA 6.57: FRENTE DE PARETO PARA UN ESPACIO CONTINUO DE DOS FUNCIONES DE COSTE.	250
FIGURA 6.58: CONSIGNA DE LA VELOCIDAD ANGULAR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH PARA UN $\psi$ CUALQUIERA Y PARA LOS VALORES MÁXIMO Y MÍNIMO DE $\phi$ .	254
FIGURA 6.59: REPARACIÓN DE SOLUCIONES FUERA DEL ESPACIO DE BÚSQUEDA PARA LA PRIMERA DIMENSIÓN.	255
FIGURA 7.1: COMBINACIONES DE MODELOS PARA SIMULAR.	260
FIGURA 7.2: ELECCIÓN DEL MODELO DE VIENTO (EJEMPLO PARA <i>WindType</i> = 2).	260
FIGURA 7.3: ELECCIÓN DEL MÉTODO DE CÁLCULO DE LOS PARÁMETROS PROPORCIONAL E INTEGRAL. (EJEMPLO PARA <i>KP&amp;KI_Type</i> = 3).	261
FIGURA 7.4: ELECCIÓN DEL MODELO DE GENERACIÓN DE CONSIGNA DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR (EJEMPLO PARA <i>SetpointType</i> = 1).	261
FIGURA 7.5: FUNCIÓN DE COSTE <i>Obj1</i> : DESVIACIÓN DE LA POTENCIA VERTIDA A LA RED RESPECTO SU NOMINAL.	264
FIGURA 7.6: FUNCIÓN DE COSTE <i>Obj2</i> : DESVIACIÓN DEL PAR MOTOR DEL ROTOR RESPECTO SU NOMINAL.	265
FIGURA 7.7: FUNCIÓN DE COSTE <i>Obj3</i> : DESVIACIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR RESPECTO SU VALOR NOMINAL.	266
FIGURA 7.8: FUNCIÓN DE COSTE <i>Obj4</i> : DESVIACIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR RESPECTO A SU CONSIGNA.	266
FIGURA 7.9: FUNCIÓN DE COSTE <i>Obj5</i> : ACELERACIÓN ANGULAR DEL ROTOR.	267
FIGURA 7.10: FUNCIÓN DE COSTE <i>Obj6</i> : VELOCIDAD DEL PITCH.	268
FIGURA 7.11: RÁFAGA COHERENTE EXTREMA O "EXTREME COHERENT GUST" (ECG).	271

FIGURA 7.12: POTENCIA VERTIDA A LA RED ANTE LA RÁFAGA COHERENTE EXTREMA CON LA CONSIGNA CONSTANTE.....	272
FIGURA 7.13: VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR ANTE LA RÁFAGA COHERENTE EXTREMA CON LA CONSIGNA CONSTANTE. ...	272
FIGURA 7.14: ÁNGULO PITCH ANTE LA RÁFAGA COHERENTE EXTREMA CON LA CONSIGNA CONSTANTE. ....	272
FIGURA 7.15: RÁFAGA EXTREMA EN FUNCIONAMIENTO O “EXTREME OPERATING GUST” (EOG).....	273
FIGURA 7.16: POTENCIA VERTIDA A LA RED ANTE LA RÁFAGA EXTREMA EN FUNCIONAMIENTO CON LA CONSIGNA CONVENCIONAL .....	273
FIGURA 7.17: VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR ANTE LA RÁFAGA EXTREMA EN FUNCIONAMIENTO CON LA CONSIGNA CONVENCIONAL .....	273
FIGURA 7.18: ÁNGULO PITCH ANTE LA RÁFAGA EXTREMA EN FUNCIONAMIENTO CON LA CONSIGNA CONVENCIONAL.....	274
FIGURA 7.19: MODELO DE TURBULENCIA NORMAL O NORMAL TURBULENCE MODEL (NTM).....	274
FIGURA 7.20: POTENCIA VERTIDA A LA RED ANTE EL MODELO DE TURBULENCIA NORMAL CON LA CONSIGNA RL.....	275
FIGURA 7.21: VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR ANTE EL MODELO DE TURBULENCIA NORMAL CON LA CONSIGNA RL. ....	275
FIGURA 7.22: ÁNGULO PITCH ANTE EL MODELO DE TURBULENCIA NORMAL CON LA CONSIGNA RL.....	275
FIGURA 7.23: EVOLUCIÓN DE LA MATRIZ ESTADO-ACCIÓN.....	276
FIGURA 7.24: CONSIGNA DE VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH. ....	277
FIGURA 7.25: MODELO DE TURBULENCIA EXTREMA O CON LA CONSIGNA PSO.....	278
FIGURA 7.26: POTENCIA VERTIDA A LA RED ANTE EL MODELO DE TURBULENCIA EXTREMA CON LA CONSIGNA PSO. ....	278
FIGURA 7.27: VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR ANTE EL MODELO DE TURBULENCIA EXTREMA CON LA CONSIGNA PSO.....	278
FIGURA 7.28: ÁNGULO PITCH ANTE EL MODELO DE TURBULENCIA EXTREMA CON LA CONSIGNA RL.....	279
FIGURA 7.29: COMPARATIVA DE LOS MÉTODOS I, II, III, IV, V Y VI EN FUNCIÓN DE LOS OBJETIVOS.....	280
FIGURA 7.30: COMPARATIVA DE LAS ESTRATEGIAS CONSTANTE, CONVENCIONAL, RL Y PSO EN FUNCIÓN DE LOS OBJETIVOS .....	282





## Índice de Tablas

TABLA 2.1: VALORES DE LAS CONSTANTES DE LA ECUACIÓN (2.8).....	11
TABLA 2.2: COMPOSICIÓN MOLAR DEL AIRE SECO.....	11
TABLA 2.3: VALORES DE LAS CONSTANTES DE LA ECUACIÓN (2.10).....	12
TABLA 2.4: VALORES DE LAS CONSTANTES DE LA ECUACIÓN (2.11).....	12
TABLA 2.5: VALORES DE LAS CONSTANTES DE LA ECUACIÓN (2.12).....	12
TABLA 2.6: VALORES DE LAS CONSTANTES DE LAS ECUACIONES (2.19) Y (2.20).....	16
TABLA 2.7: VALORES DE LAS CONSTANTES DE LA ECUACIÓN (2.22) DE LA CIZALLADURA DEL VIENTO [28]. [29].....	20
TABLA 2.8: PARÁMETROS BÁSICOS DE LAS CLASES DE AEROGENERADORES SEGÚN LA INTERNATIONAL ELECTROTECHNICAL COMMISSION (IEC) Y GERMANISCHER LLOYD CERTIFICATION (GL).....	29
TABLA 2.9: PERFIL AERODINÁMICO S823.....	59
TABLA 4.1: VALORES DE LOS PARÁMETRO SOCIAL Y PARÁMETRO COGNITIVO USADOS EN [196] PARA UN PSO ADAPTATIVO. ....	117
TABLA 5.1: DATOS PARA GENERAR LA RÁFAGA COHERENTE EXTREMA O “EXTREME COHERENT GUST” (ECG). ....	137
TABLA 5.2: DATOS PARA GENERAR LA RÁFAGA EXTREMA EN FUNCIONAMIENTO O “EXTREME OPERATING GUST” (EOG) ..	140
TABLA 5.3: PARÁMETROS BÁSICOS DE LAS CLASES DE AEROGENERADORES SEGÚN LA NORMA IEC-61400-1. ....	143
TABLA 5.4: DATOS PARA GENERAR EL MODELO DE TURBULENCIA NORMAL O NORMAL TURBULENCE MODEL (NTM). ....	143
TABLA 5.5: DATOS PARA GENERAR LA RÁFAGA COHERENTE EXTREMA (ETM). ....	146
TABLA 5.6: PARÁMETRO DEL BLOQUE DEL CONVERTIDOR ELÉCTRICO. ....	151
TABLA 5.7: VALORES DEL MODELO AERODINÁMICO. ....	152
TABLA 5.8: PARÁMETROS NOMINALES DE FUNCIONAMIENTO DEL AEROGENERADOR. ....	158
TABLA 5.9: PARÁMETROS USADOS PARA MODELAR EL TREN DE POTENCIA.....	165
TABLA 5.10: PARÁMETROS DEL MODELO DE GENERADOR ELÉCTRICO.....	167
TABLA 5.11: DATOS PARA EL SISTEMA DE CONTROL DEL TORQUE.....	170
TABLA 5.12: VALORES DE LOS PARÁMETROS UTILIZADOS PARA MODELAR EL DEL ACTUADOR DEL PITCH.....	175
TABLA 6.1.: VALORES DE LOS PARÁMETROS DE LA RESPUESTA DE SEGUNDO ORDEN PARA EL CÁLCULO DE <i>K<sub>P</sub></i> Y <i>K<sub>I</sub></i> . ....	200
TABLA 6.2: VALORES DE LOS PARÁMETROS USADOS EN EL CONTROLADOR DEL PI.....	238
TABLA 6.3: VALORES CONSIGNA CONSTANTE.....	240
TABLA 6.4: VALORES DE LA FUNCIÓN DE CONSTANTE EN LA CONSIGNA CONVENCIONAL. ....	241
TABLA 6.5: VALORES DE LA FUNCIÓN DE COMPENSACIÓN EN LA CONSIGNA CONVENCIONAL.....	242
TABLA 6.6: VALORES DEL FILTRO DE LA CONSIGNA CONVENCIONAL.....	242
TABLA 6.7: TABLA DE ESTADOS DE LA CONSIGNA BASADA EN RL.....	243
TABLA 6.8: VALORES DE LOS PARÁMETROS DE LOS ESTADOS DE LA TABLA 6.7. ....	243
TABLA 6.9: TABLA DE ACCIONES DE LA CONSIGNA BASADA EN RL.....	243
TABLA 6.10: VALORES DE LOS PARÁMETROS DE LOS ESTADOS DE LA TABLA 6.9. ....	243
TABLA 6.11: VALORES DE LOS PARÁMETROS DE LA ECUACIÓN (6.142).....	245
TABLA 6.12: VALORES FIJOS DE LOS PARÁMETROS DEL MODELO DE GENERACIÓN DE CONSIGNA CON PSO.....	250
TABLA 6.13: PARÁMETROS USADOS EN EL ALGORITMO PSO.....	252
TABLA 6.14: RESTRICCIONES DE LOS PARÁMETROS.....	254
TABLA 6.15: RESTRICCIONES DE LOS PARÁMETROS.....	255
TABLA 7.1: RESULTADO DE LA CONSIGNA PSO.....	276
TABLA 7.2: OBJETIVOS EN FUNCIÓN DEL MÉTODO DE CÁLCULO DE LOS PARÁMETROS PROPORCIONAL E INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	279
TABLA 7.3: MÉTRICAS EN FUNCIÓN DEL MODELO DE CONSIGNA DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR.....	281



## Índice de Scripts

SCRIPT 2.1: DENSIDAD_PTH.M (FUNCIÓN DE CÁLCULO DE LA DENSIDAD SEGÚN EL COMITÉ INTERNACIONAL DE PESAS Y MEDIDAS (CIPM) [13] [9] [14]).....	13
SCRIPT 2.2: F_RHO_AIR_CGA.M (FUNCIÓN DE CÁLCULO DE LA DENSIDAD EN FUNCIÓN DE LA ALTURA Y LA TEMPERATURA CON GRADIENTE ADIABÁTICO.).....	15
SCRIPT 2.3: F_RHO_AIR_CGA.M (FUNCIÓN DE CÁLCULO DE LA DENSIDAD EN FUNCIÓN DE LA ALTURA Y LA TEMPERATURA CON GRADIENTE ADIABÁTICO.).....	15
SCRIPT 2.4: GRÁFICA DE LA POTENCIA POR UNIDAD DE ÁREA EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD DEL VIENTO.....	19
SCRIPT 2.5: VARIACIÓN DE LA VELOCIDAD DEL VIENTO CON LA ALTURA PARA DIFERENTES VALORES DEL EXPONENTE DE CIZALLAMIENTO DEL VIENTO.....	21
SCRIPT 2.6: DISTRIBUCIÓN DE WEIBULL CON LA DIFERENCIA ENTRE LA MEDIA Y LA MODA.....	23
SCRIPT 2.7: RAMPA LINEAL Y MEDIANTE FUNCIÓN SIGMOIDEA.....	26
SCRIPT 2.8: RÁFAGA DE VIENTO.....	27
SCRIPT 2.9: FUNCIÓN PARA CALCULAR LOS PARÁMETROS DE LA FFT A PARTIR DE UNA SERIE TEMPORAL.....	31
SCRIPT 2.10: FUNCIÓN PARA CALCULAR LOS PARÁMETROS DE LA FFT A PARTIR DE UNA SERIE TEMPORAL.....	33
SCRIPT 2.11: FUNCIÓN PARA CALCULAR LOS PARÁMETROS DE LA FFT A PARTIR DE UNA SERIE TEMPORAL.....	35
SCRIPT 2.12: SERIE TEMPORAL DE N PUNTOS A PARTIR DE LA MEDIA, VARIANZA Y AUTOCOVARIANZA. AR(p).....	38
SCRIPT 2.13: SERIE DE TEMPORAL DE VIENTO POR EL MÉTODO DE VAN DER HOVEN.....	40
SCRIPT 2.14: SERIE TEMPORAL DE VELOCIDAD DE VIENTO A PARTIR DE LA DENSIDAD ESPECTRAL DE POTENCIA.....	41
SCRIPT 2.15: COEFICIENTES DE EMPUJE $C_T$ Y DE POTENCIA $C_P$ EN FUNCIÓN DE LOS VALORES DEL FACTOR DE INDUCCIÓN AXIAL $a$ .....	46
SCRIPT 2.16: FACTOR DE INDUCCIÓN AXIAL ( $a'$ ) EN FUNCIÓN DEL TIP SPEED RATIO ( $\lambda$ ).....	53
SCRIPT 2.17: TIP LOSS FACTOR.....	64
SCRIPT 2.18: HUB LOSS FACTOR.....	65
SCRIPT 2.19: EJEMPLO DE HUB LOSS FACTOR Y TIP LOSS FACTOR.....	67
SCRIPT 2.20: COMPARACIÓN DEL VALOR $C_T$ CON DIFERENTES TEORÍAS.....	68
SCRIPT 5.1: RÁFAGA COHERENTE EXTREMA (ECG).....	138
SCRIPT 5.2: RÁFAGA EXTREMA EN FUNCIONAMIENTO O "EXTREME OPERATING GUST" (EOG).....	141
SCRIPT 5.3: MODELO DE TURBULENCIA NORMAL MEDIANTE UN MODELO AUTORREGRESIVO AR(1).....	145
SCRIPT 5.4: SERIE TEMPORAL TURBULENTA EXTREMA.....	147
SCRIPT 5.5: PARÁMETRO DEL BLOQUE DEL CONVERTIDOR ELÉCTRICO.....	151
SCRIPT 5.6: VALORES DEL MODELO AERODINÁMICO.....	152
SCRIPT 5.7: CURVA DE POTENCIA $C_p$ EN FUNCIÓN DE TIP-SPEED-RATIO $\lambda$ Y EL ÁNGULO PITCH $\beta$ .....	153
SCRIPT 5.8: CALCULO DEL COEFICIENTE DE POTENCIA PARA VALORES.....	155
SCRIPT 5.9: CALCULO DEL EJEMPLO DE INTERPOLACIÓN LINEAL DEL COEFICIENTE DE POTENCIA.....	156
SCRIPT 5.10: CALCULO DE CONDICIONES NOMINALES DE OPERACIÓN.....	157
SCRIPT 5.11: FUNCIÓN PARA CALCULAR EL VALOR ÓPTIMO DEL TIP-SPEED-RATIO Y EL VALOR MÁXIMO DEL COEFICIENTE DE POTENCIA POR CADA VALOR DEL ÁNGULO PITCH.....	160
SCRIPT 5.12: GENERACIÓN DE LA FIGURA 5.15, LA FIGURA 5.16 Y FIGURA 5.17.....	162
SCRIPT 5.13: PARÁMETROS USADOS PARA MODELAR EL TREN DE POTENCIA.....	165
SCRIPT 5.14: PARÁMETRO USADO PARA MODELAR GENERADOR ELÉCTRICO.....	167
SCRIPT 5.15: PARÁMETROS DE LA CONSIGNA DEL PAR MOTOR DEL GENERADOR ELÉCTRICO Y DE LA CONSIGNA DEL PAR MOTOR DEL MODELO EQUIVALENTE.....	170
SCRIPT 5.16: FUNCIÓN PARA GENERAR LA CONSIGNA DEL PAR MOTOR DEMANDADO POR EL GENERADOR ELÉCTRICO EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL EJE LENTO DEL GENERADOR ELÉCTRICO.....	172
SCRIPT 5.17: CÁLCULO DE LA FIGURA DE LA CONSIGNA DE PAR MOTOR DEMANDADO POR EL EJE RÁPIDO DEL GENERADOR ELÉCTRICO EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR EJE RÁPIDO DEL GENERADOR.....	173
SCRIPT 5.18: CONSIGNA EQUIVALENTE DEL PAR MOTOR DEMANDADO POR EL GENERADOR EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR.....	173

SCRIPT 5.19: CÁLCULO DE LA FIGURA DE LA CONSIGNA EQUIVALENTE DEL PAR MOTOR DEMANDADO POR EL GENERADOR EN FUNCIÓN DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR. ....	174
SCRIPT 5.20: PARÁMETROS DEL ACTUADOR DEL PITCH.....	175
SCRIPT 6.1: DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR DEL ROTOR RESPECTO A LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR PARA UN PUNTO DE OPERACIÓN CUALQUIERA.....	186
SCRIPT 6.2: DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR DEL ROTOR RESPECTO A LA VELOCIDAD DEL VIENTO PARA UN PUNTO DE OPERACIÓN CUALQUIERA.....	187
SCRIPT 6.3: DERIVADA PARCIAL DEL PAR MOTOR DEL ROTOR RESPECTO EL ÁNGULO PITCH PARA UN PUNTO DE OPERACIÓN CUALQUIERA. ....	188
SCRIPT 6.4: CÓDIGO PARA GENERAR LA FIGURA 6.24. ....	191
SCRIPT 6.5: CÓDIGO PARA GENERAR LA FIGURA 6.12. ....	193
SCRIPT 6.6: CÓDIGO PARA GENERAR LA FIGURA 6.24. ....	195
SCRIPT 6.7: VALORES DE LOS PARÁMETROS DE LA RESPUESTA DE SEGUNDO ORDEN PARA EL CÁLCULO DE <b>KP</b> Y <b>KI</b> .....	201
SCRIPT 6.8: CÁLCULO DEL PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	202
SCRIPT 6.9: CÁLCULO DEL PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR.....	204
SCRIPT 6.10: CÁLCULO DEL PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	206
SCRIPT 6.11: CÁLCULO DEL PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR.....	208
SCRIPT 6.12: CÁLCULO DEL PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	211
SCRIPT 6.13: CÁLCULO DEL PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR.....	212
SCRIPT 6.14: VALOR DE <b>p</b> EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH Y DE LA VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR .....	217
SCRIPT 6.15: CÁLCULO DEL PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	219
SCRIPT 6.16: PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR. ....	221
SCRIPT 6.17: PARÁMETRO P EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH CON LA ECUACIÓN (6.105). ....	223
SCRIPT 6.18: CÁLCULO DEL PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	225
SCRIPT 6.19: PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR. ....	227
SCRIPT 6.20: PARÁMETRO P EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH CON LA ECUACIÓN (6.114). ....	230
SCRIPT 6.21: RESPUESTA ESCALÓN AL SISTEMA DE TERCER ORDEN. ....	230
SCRIPT 6.22: CÁLCULO DEL PARÁMETRO INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	231
SCRIPT 6.23: PARÁMETRO PROPORCIONAL DEL CONTROLADOR. ....	233
SCRIPT 6.24: CÓDIGO PARA GENERAR LA FIGURA 6.56. ....	246
SCRIPT 6.25: CÓDIGO PARA GENERAR LA FIGURA 6.54. ....	246
SCRIPT 6.26: CÓDIGO PARA GENERAR LA FIGURA 6.55. ....	247
SCRIPT 6.27: ACTUALIZACIÓN EN CADA ITERACIÓN DEL ESTADO, LA ACCIÓN Y DE LA MATRIZ ESTADO-ACCIÓN. ....	248
SCRIPT 6.28: CÓDIGO PSO.....	256
SCRIPT 7.1: CONDICIONES INICIALES. ....	262
SCRIPT 7.2: CÁLCULO DE LAS MÉTRICAS DE LOS OBJETIVOS .....	268
SCRIPT 7.3: VALORES DE LOS PARÁMETROS DE LA RESPUESTA DE SEGUNDO ORDEN PARA EL CÁLCULO DE <b>KP</b> Y <b>KI</b> .....	269
SCRIPT 7.4: VISUALIZACIÓN DE LOS RESULTADOS .....	270
SCRIPT 7.5: EVOLUCIÓN DE LA MATRIZ ESTADO-ACCIÓN.....	275
SCRIPT 7.6: CONSIGNA DE VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR EN FUNCIÓN DEL ÁNGULO PITCH DE LA FIGURA 7.24.....	277
SCRIPT 7.7: COMPARATIVA ENTRE LOS MÉTODOS DE CÁLCULO DE LOS PARÁMETROS PROPORCIONAL E INTEGRAL DEL CONTROLADOR.....	280
SCRIPT 7.8: COMPARATIVA ENTRE LAS ESTRATEGIAS DE CONSIGNA DE VELOCIDAD ANGULAR DEL ROTOR.....	282

# Capítulo

# 1

**Resumen:**

En este capítulo se muestran primeramente los antecedentes que han motivado la realización de esta Tesis. Seguidamente, se detallan todas las publicaciones y proyectos relacionados para el desarrollo de esta tesis. Después, se muestra un resumen general de la presente tesis, y, por último, se muestra la estructura del presente documento.

## 1 Introducción

El presente documento de tesis ha sido posible gracias a la colaboración de la empresa Argolabe Ingeniería S.L., el departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática de la Universidad del País Vasco y el centro tecnológico Tecnalía Research & Innovation.

Este capítulo queda estructurado de la siguiente forma: en el punto 1.1 se expone las circunstancias que llevan a comenzar la investigación de esta tesis, en el punto 1.2 se detallan las publicaciones científicas en las que ha participado Asier González-González, en el punto 1.3 se muestra un resumen de esta tesis y en el punto 1.4 se muestra la estructura del resto del documento.

### 1.1 Antecedentes

Argolabe Ingeniería S.L. comenzó a trabajar en año 2005 en el diseño del primer prototipo de aerogenerador de media potencia. Por medio de diferentes programas de investigación del Gobierno Vasco (Gaitek), Gobierno de España (PSE) y Fondo Europeo de Desarrollo Regional (FEDER), Argolabe Ingeniería avanza en el diseño e investigación del aerogenerador de media potencia. Durante ese periodo colaboró con organismos y empresas de investigación de alto nivel como el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA), Centro de Investigaciones Energéticas, Medioambientales y Tecnológicas (CIEMAT), la Universidad del País Vasco y Tecnalía Research & Innovation.

Finalmente, en julio de 2011, montó exitosamente en el parque tecnológico de Miñano el primer prototipo de aerogenerador de media potencia llamado TURBEC 100. En las imágenes de la Figura 1.1 puede verse el proceso de montaje del aerogenerador TURBEC 100.

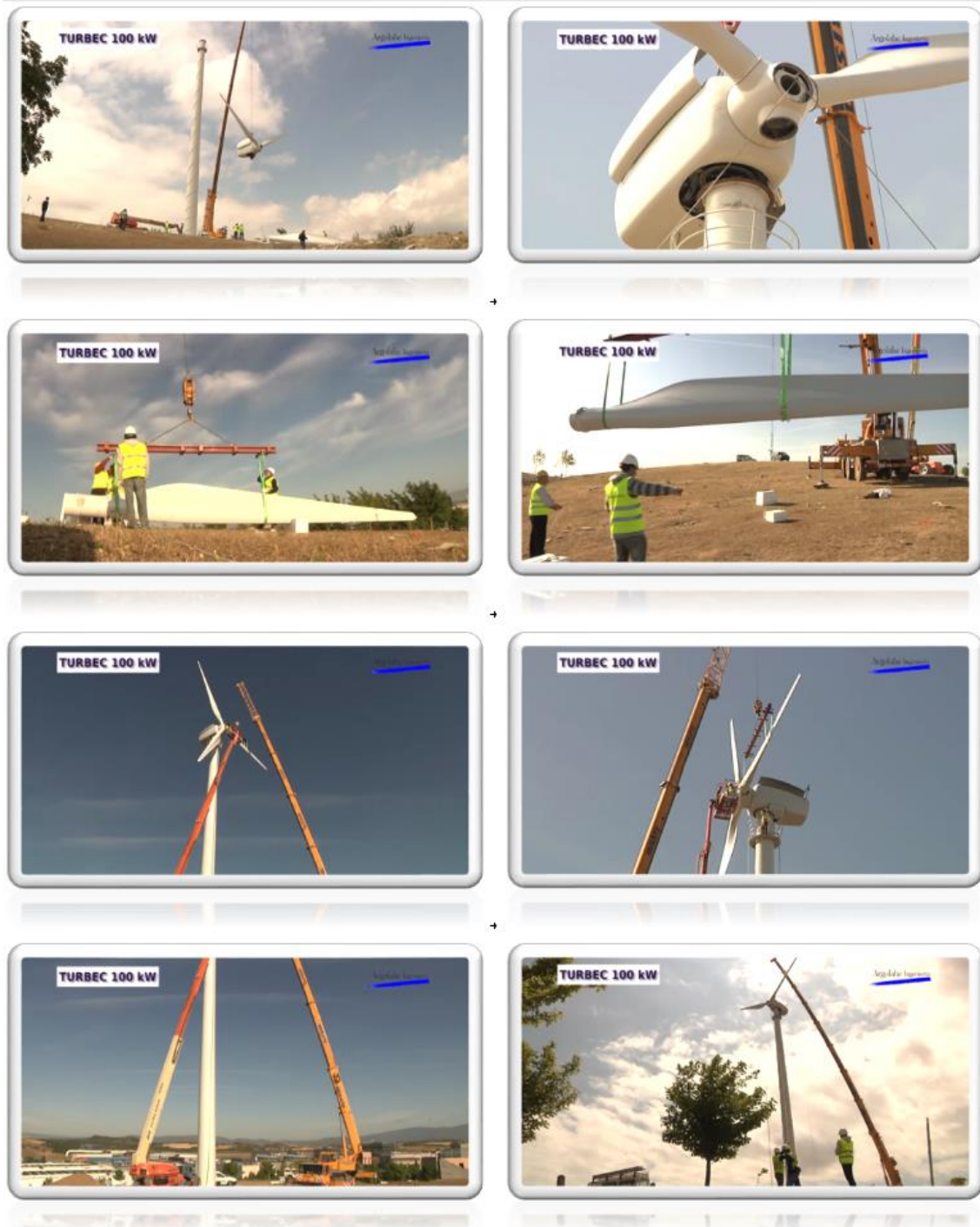


Figura 1.1: Montaje del aerogenerador Turbec 100 kW en el parque tecnológico de Álava.

Aunque el departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática de la Universidad del País Vasco, a través del Dr. Ekaitz Zulueta, ha estado colaborando con Argolabe Ingeniería S.L. desde el año 2008, es a partir de septiembre del 2011 cuando surgió la oportunidad de desarrollar la tesis en el ámbito del control de aerogeneradores de media potencia. Esta oportunidad surgió de la colaboración de Argolabe Ingeniería S.L., la Universidad del País Vasco y Tecnalia Research and Innovation para el desarrollo del proyecto de investigación IG-2011/00794 “Control avanzado de un aerogenerador de media potencia mediante técnicas de optimización bioinspiradas” financiado por el Gobierno Vasco a través del programa Gaitek.

Esta colaboración mostró sinergias de estos tres organismos. Por un lado, el interés de Argolabe Ingeniería S.L. por mejorar el control de su aerogenerador recién instalado y aplicar técnicas de control que mejoren el rendimiento de su aerogenerador. Asimismo, el Departamento de Ingeniería de Sistemas y Automática de la Universidad del País Vasco estaba interesado en desarrollar sistemas de control que avancen en el estado de la técnica y que el fruto de los resultados sea materializado en publicaciones científicas con un impacto importante dentro de la comunidad científica. Por otro lado, Asier González-González como investigador de Tecnalía Research & Innovation y doctorando por la universidad del País Vasco pudiese comenzar la tesis en el ámbito del control y optimización dentro del ámbito del control de aerogeneradores de media potencia.

Desde el 2011 hasta la presentación del presente documento de Tesis Doctoral, el Dr. Ekaitz Zulueta Guerrero ha supervisado todas las fases de investigación desde el control de la investigación mediante tutorías periódicas y planificación del trabajo, pasando por la coordinación de tareas entre Argolabe Ingeniería SL, la Universidad del País Vasco y Tecnalía Research & Innovation, hasta la gestión de los resultados obtenidos canalizados en forma de publicaciones.

## 1.2 Publicaciones del autor

La trayectoria de investigación de Asier González-González comenzó con la publicación de un artículo que explica los resultados y las conclusiones del proyecto final de carrera. Este primer artículo explica la conexión de dos programas comerciales Microsoft Word y Mathworks Matlab para la creación de ejercicios dinámicos dentro del área de Ingeniería de Sistemas y Automática. Por un lado, los ejercicios pueden ser adaptados al nivel del alumno y por otro lado el alumno puede observar el comportamiento de un sistema de control cuando ciertos parámetros se ven modificados. Se muestra un ejemplo tutorial del cálculo de la transformada inversa de Z de una función racional genérica en la que los valores de la función pueden ser modificados dentro de un documento de Word [1].

En 2009 comenzó a trabajar en el centro de investigación Tecnalía Research & Innovation con el proyecto “Optimización de Procesos Industriales mediante Tecnologías Cognitivas” (OPCOT) financiado por el Gobierno Vasco con la referencia IG-2009/0000357. En este proyecto, se realizó un cálculo de trayectorias óptimas de robots industriales en una línea de estampación. La línea de estampación con los robots y las prensas fue modelada mediante Dassault Systèmes DELMIA. Las trayectorias de los robots fueron optimizadas mediante un algoritmo genético propuesto que tuvo en cuenta la geometría para eliminar las trayectorias no válidas y una función objetivo que minimizó el tiempo de ciclo [2].

Durante los años 2008-2009 realizó los cursos de doctorado en UPV-EHU para la obtención del Certificado-Diploma de Estudios Avanzados en Ingeniería de sistemas y Automática. Como trabajo final presentó una metodología con un caso práctico para poder transformar las ecuaciones diferenciales ordinarias en un sistema multi-agente equivalente. Este tipo de modelados está pensado para sistemas dinámicos con variables cuantificadas discretas, como el crecimiento y decrecimiento de poblaciones o el modelado epidemiológico de enfermedades. Se publicó un artículo explicando esta metodología [3].

La participación dentro del Proyecto Europeo VFF (228595) “Holistic, extensible, scalable and standard virtual factory framework”<sup>1</sup> se materializó con una publicación donde se muestra un modelo para la simulación de eventos discretos en cadenas de producción conectado a un Virtual Factory Framework. El modelo tiene en cuenta operaciones de mantenimiento, planificación de la producción y consumo energético de las máquinas aplicado a un caso real de la empresa Homag [4].

---

<sup>1</sup> [www.vff-project.eu](http://www.vff-project.eu)



Desde el 2010 hasta el 2014 participó en el proyecto europeo KAP (260111) "Knowledge, awareness, and prediction of man, machine, material, and method in manufacturing" financiado por la unión europea dentro del programa Marco FP7 "Factories of the Future"<sup>2</sup>. En este proyecto se desarrolló una metodología de optimización metaheurística en tiempo real para la planificación y organización de procesos por lotes de grandes industrias manufactureras europeas (Nissan, Intel, Volvo e Infineon) [5].

Uno de los casos de aplicación del proyecto KAP fue en la planta de Intel en Irlanda. Se realizó una aplicación para la planificación de la producción basada en una optimización multi-objetivo que minimizaba el consumo energético de las máquinas y maximizaba la producción semanal. Para ello, se realizó un modelado del sistema productivo de la planta de Intel basándose en modelos "Job shop scheduling" y añadiéndose diferentes combinaciones algoritmos metaheurísticos y operadores, adaptados al modelo. Fruto de este trabajo se publicó un artículo en el que se muestra el concepto de "grey box", donde la mejor solución puede no ser usada si no es lo suficientemente creíble por aquellas personas que deben de aplicarla [6].

Otro caso de aplicación de la metodología desarrollada en el proyecto KAP fue con la empresa Nissan en Barcelona. En este caso, se realizó un modelado del proceso de suministro de referencias a la línea de montaje y el uso de algoritmos meta-heurísticos para la minimización de la saturación del trabajo humano en los puestos del almacén intermedio basado en la decisión de la ubicación de las referencias y las trayectorias de los AGV (autonomous guided vehicle) [7].

Fruto del proyecto de investigación IG-2011/00794 "Control avanzado de un aerogenerador de media potencia mediante técnicas de optimización bioinspiradas" se publicó un artículo que resume parte de la investigación realizada en el ámbito del control de aerogeneradores [8]. Este artículo muestra una optimización de la consigna de la velocidad angular del rotor, en base a una función de coste que maximiza la energía capturada del viento y minimiza el error en la velocidad angular. Se proponen dos estrategias con mejores resultados que la convencional, una basada en aprendizaje por refuerzo o "Reinforcement Learning" y otra usando optimización basada en enjambres o "Particle Swarm Optimization". En [9] se muestra una parte del artículo anterior pero abordado desde un modo más general.

Entre otros proyectos de colaboración, trabajó en el proyecto europeo INGRID<sup>3</sup> con en el modelado, simulación y control de un sistema de administración de energía. Este sistema tiene el objetivo de controlar el almacenamiento de la energía eléctrica dentro de vehículos eléctricos de hidrógeno en función de la producción de energía eléctrica y la demanda de electricidad del mercado [10]. Dentro de este sistema de administración de energía se modelizaron fuentes de producción de energía eléctrica eólica [11].

Otros artículos que ha colaborado el autor son [12] y [13]. En el primero se investiga el análisis de la fractura en las uniones de las palas ensambladas con adhesivo. En el segundo se muestra la variación de la trayectoria y el desarrollo del vórtice primario generada por un generador de vórtices rectangular montado sobre una placa plana con ángulo de incidencia de 18° mediante dinámica de fluidos computacional (CFD).

### 1.3 Resumen

La presente Tesis trata de optimizar el control del ángulo pitch de aerogeneradores de media potencia (100kW) maximizando la cantidad de energía absorbida, minimizando el error de la velocidad angular, minimizando la aceleración angular del rotor y minimizando la velocidad angular del pitch. Estos objetivos

---

<sup>2</sup> [www.kap-project.eu](http://www.kap-project.eu)

<sup>3</sup> [www.ingridproject.eu](http://www.ingridproject.eu)

se evalúan mediante la simulación del aerogenerador objeto de estudio con varios modelos de viento normalizados: Ráfaga coherente extrema (ECG), ráfaga extrema en funcionamiento (EOG), modelo de turbulencia normal (NTM) y modelo de turbulencia extrema (ETM). Se muestra el modelado del aerogenerador de media potencia desde el punto de vista de los sistemas de control: modelado de la parte aerodinámica mediante el coeficiente de potencia, el modelado de los elementos mecánicos del tren de potencia aproximándolo a un sólido rígido en movimiento, el modelado del sistema electro-mecánico del generador eléctrico.

La arquitectura del sistema de control se basa en un controlador PI y en una estrategia para fijar la consigna de velocidad angular del rotor. Por un lado, el diseño del controlador se basa en el cálculo de los parámetros proporcional  $K_p$  e integral  $K_i$  mediante la técnica de programación de ganancias. Los parámetros  $K_p$  y  $K_i$  se calculan para seis métodos en función de las aproximaciones realizadas al modelo de aerogenerador: Método I, II, III, IV, V y VI. Por otro lado, se investigan varias estrategias para fijar la consigna de velocidad angular del rotor: consigna constante, consigna convencional, consigna basada en algoritmos de aprendizaje por refuerzo (RL) y consigna calculada con algoritmos metaheurísticos por enjambre de partículas (PSO).

Se realizan un conjunto de simulaciones combinando varios métodos de cálculo de los parámetros  $K_p$  y  $K_i$  (Métodos I, II, III, IV, V y VI) con las estrategias de consigna de velocidad angular del rotor (Constante, convencional, RL y PSO) y con los modelos normalizados de viento (ECG, EOG, NTM, ETM). Todas las simulaciones se evalúan en base a un conjunto de objetivos para su posterior comparación.

## 1.4 Estructura

En el capítulo 2 se muestra el estado del arte del modelado de las diferentes partes de un aerogenerador desde el punto de vista de los sistemas de control. Este capítulo 2 está dividido en modelos de viento en el punto 2.1, modelos aerodinámicos en el punto 2.2, modelos mecánicos en el punto 2.3 y sistema eléctrico en el punto 2.4.

Dentro del punto 2.1 se muestra por un lado, en el punto 2.1.1, los parámetros que más afectan al viento desde el punto de vista de la energía eólica dentro del y por otro lado los modelos basados en series temporales en el punto 2.1.2. Los parámetros que más afectan a la energía eólica son: la densidad del aire en el punto 2.1.1.1, el área atravesada por el viento en el punto 2.1.1.2 y la velocidad del viento 2.1.1.3.

Dentro de los modelos de vientos, las distribuciones estadísticas más importantes que describen la velocidad del viento se describen en el punto 2.1.2.1, los modelos temporales de la velocidad del viento en forma de rampa se muestran en el punto 2.1.2.2, los modelos temporales de la velocidad del viento en forma ráfaga se muestran en el punto 2.1.2.3 y los modelos temporales de viento turbulento se muestran en el punto 2.1.2.4.

Dentro del punto 2.2 se muestra la teoría de conservación del momento lineal en el punto 2.2.1, la teoría de conservación del momento angular se muestra en el punto 2.2.2, las partes de un pala y los perfiles aerodinámicos con sus coeficientes (Lift, Drag y momento) se muestran en el punto 2.2.3 y por último, el método de Classical Blade Element y diferentes correcciones se muestran en el punto 2.2.4.

Dentro del punto 2.3 se muestra el modelado mecánico de las diferentes partes del aerogenerador: las palas en el punto 2.3.1, el Buje (Hub) en el punto 2.3.2, el sistema pitch en el punto 2.3.3, el tren de potencia en el punto 2.3.4, la cimentación en el punto 2.3.5, la torre (tower) en el punto 2.3.6, la góndola (nacelle) en el punto 2.3.7, la unidad meteorológica en el punto 2.3.8 y el sistema de giro del Yaw en el punto 2.3.9.

En el capítulo 3 se muestran los aspectos relacionados con los sistemas de control: los objetivos del sistema de control del aerogenerador se exponen en el punto 3.1, los diferentes tipos de controladores (los lazos de control, supervisión, etc.) se muestran en el punto 3.2, los sensores más representativos se muestran en el punto 3.3, los actuadores relativos a los sistemas de control se muestran en el punto 3.4, los controladores de cada lazo de control se muestran en el punto 3.5, las estrategias de control en la etapa de diseño del aerogenerador se muestran en el punto 3.6 y las zonas o regiones de operación en función de la potencia absorbida y la velocidad de viento se muestran en el punto 3.7.

Dentro del capítulo 4, los algoritmos de optimización se muestran en el punto 4.1 y los algoritmos de aprendizaje por refuerzo se muestran en el punto 4.2. Dentro de los algoritmos de optimización se muestra la definición de un problema de optimización en el punto 4.1.1, los diferentes modos de normalizar una función de coste se muestran en el punto 4.1.2, el concepto de multiobjetivo y de frente de Pareto se muestra en el punto 4.1.3, la búsqueda de soluciones óptimas mediante algoritmos metaheurísticos se muestra en el punto 4.1.4, la descripción del algoritmo PSO junto con sus hibridaciones con otros algoritmos evolutivos se muestra en el punto 4.1.5 y la hibridación del algoritmo PSO mediante el uso de operadores se muestra en el punto 4.1.6. Por otro lado, dentro de los algoritmos de aprendizaje por refuerzo se muestra las definiciones del proceso de decisión de una cadena de Markov en el punto 4.2.1 y diferentes modos de resolución en el punto 4.2.2.

En el capítulo 5 se muestra los modelos utilizados para poder realizar las simulaciones. Los modelos de viento utilizados se muestran en el punto 5.1, el modelo de convertidor eléctrico en el punto 5.2, el modelado de aerodinámico se muestra en el punto 5.3, el modelo del tren de potencia se muestra en el punto 5.4, el modelo del generador eléctrico se muestra en el punto 5.5, el modelo del controlador del par motor del generador eléctrico se muestra en el punto 5.6, el actuador del pitch se muestra en el punto 5.7 y el modelo del controlador del pitch en el punto 5.8.

En el capítulo 6 se muestran el funcionamiento del controlador PI y las diferentes aproximaciones para el cálculo de los parámetros  $K_p$  y  $K_i$ . Las funciones de transferencia de las diferentes partes del modelo de aerogenerador se calculan en el punto 6.1. En el punto 6.2 se muestra seis diferentes métodos de calcular los parámetros proporcional e integral del controlador PI. En el punto 6.3 se muestra el diagrama de estados del controlador para las diferentes zonas de trabajo. En el punto 6.4 se muestra diferentes las estrategias de consigna de la velocidad angular del rotor: en el punto 6.4.1 se muestra la consigna constante, en el punto 6.4.2 se muestra la consigna convencional, en el punto 6.4.3 se muestra una consigna basada en un algoritmo de aprendizaje por refuerzo y en el punto 6.4.4 se muestra una consigna basada en un algoritmo PSO.

En el capítulo 7 se muestran los resultados obtenidos en las simulaciones combinando los diferentes modelos de viento, con los diferentes métodos de cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador PI y con las diferentes consignas de velocidad angular del rotor. Finalmente, en el capítulo 8 se muestran las aportaciones, conclusiones y líneas futuras de investigación en este ámbito.

# Capítulo

# 2

**Resumen:**

En este capítulo se aborda el modelado las diferentes partes que componen un aerogenerador. El modelado se aborda desde el punto de vista de los sistemas de control por medio de las ecuaciones que definen el comportamiento dinámico. Se describen los modelos de viento, la aerodinámica del aerogenerador, la parte estructural, la parte mecánica y por último la parte de eléctrico-mecánica.

## 2 Modelados

Un modelo según la RAE es un esquema teórico, generalmente en forma matemática, de un sistema o de una realidad compleja, que se elabora para facilitar su comprensión y el estudio de su comportamiento. Normalmente, el nivel de detalle con el que es necesario modelar un sistema lo marca la finalidad para la cual el sistema es modelado. En la mayoría de los casos, un nivel de detalle exhaustivo, implica unos recursos humanos y computacionales elevados que no justifican ese nivel desde el punto de vista de los sistemas de control [14].

Un aerogenerador es un dispositivo que extrae la energía cinética del viento mediante la captura de una parte de ésta, transformándola en la energía mecánica para posteriormente transformarla en energía eléctrica. Este capítulo dedicado al modelado de aerogeneradores de eje horizontal de media potencia muestra los modelos matemáticos que describen los diferentes componentes que forman parte de un aerogenerador y la interacción entre ellos. Se analiza el estado del arte del modelado de cada una de las partes desde la perspectiva de los sistemas de control. El modelado completo de un aerogenerador de eje horizontal no es una tarea sencilla debido a la aplicación de un amplio espectro de campos dentro de la ingeniería como puede observarse en Figura 2.1.

Este capítulo se ha dividido el modelado en cuatro secciones. Un primer punto relacionado con los modelos de viento se muestra en el punto 2.1, un segundo punto relacionado con la aerodinámica del aerogenerador que se expone en el punto 2.2, la parte estructural y de mecanismos se explica en el punto 2.3 y la parte de eléctrico-mecánica se muestra en el punto 2.4.

### 2.1 Modelos de Viento

El recurso eólico es altamente variable a lo largo del tiempo en velocidad, temperatura, presión y humedad. Esos parámetros dependen de la región seleccionada y el período de tiempo observado. Dependiendo de la escala temporal observada se distingue entre tiempo atmosférico y clima. Por un lado, el tiempo atmosférico es el estado de la atmosfera en un determinado momento y lugar [15]. Por otro lado, el clima es el conjunto de condiciones atmosféricas que caracterizan una región, así como la probabilidad de que éstas ocurran [16].

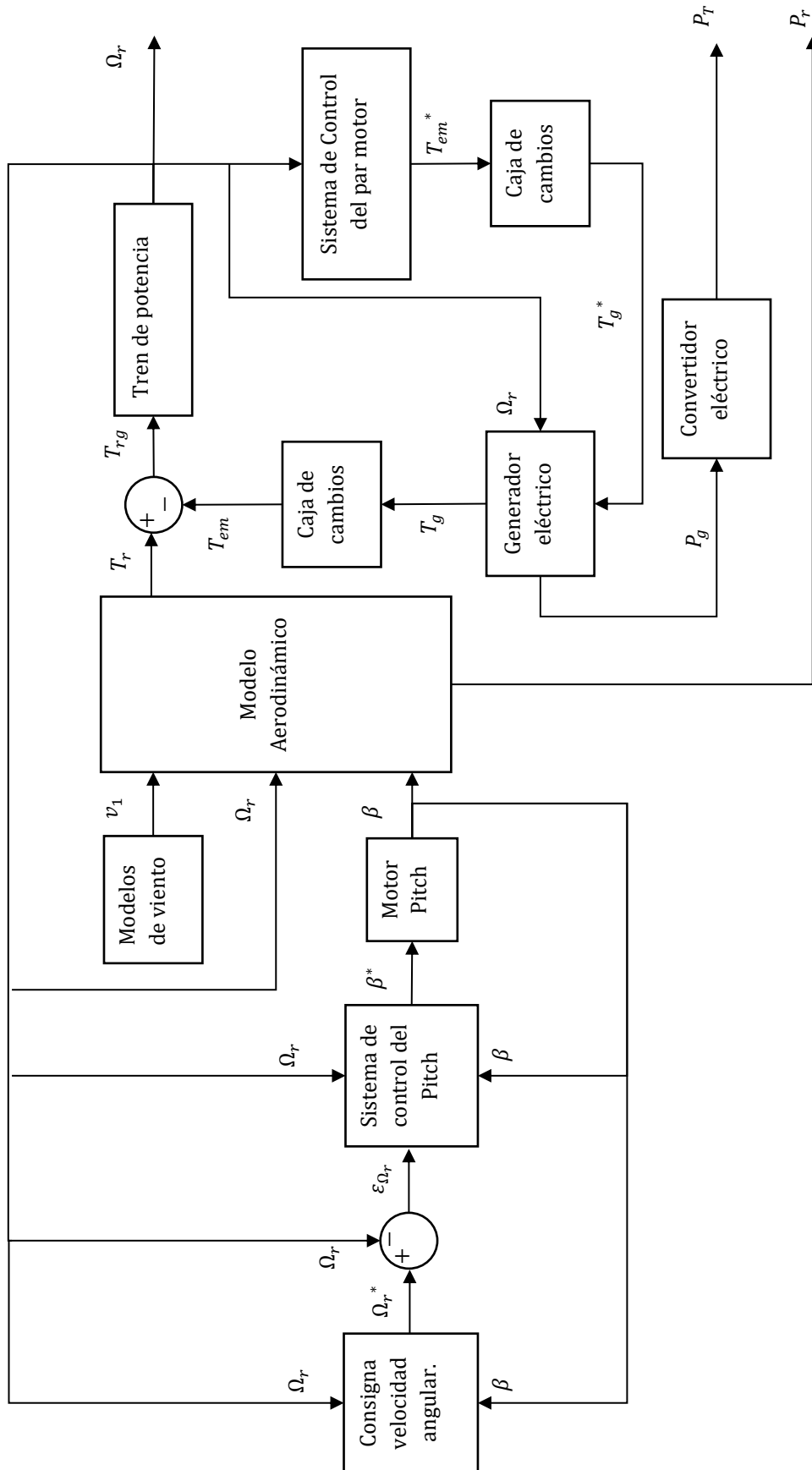


Figura 2.1: Esquema de modelo de control de aerogenerador

En base a esta distinción temporal, en el punto 2.1.1 se muestra las ecuaciones que describen el recurso eólico en un instante concreto. En el punto 2.1.2 se muestra los modelos temporales de velocidad de viento.

### 2.1.1 Energía eólica

La energía eólica es debida al movimiento de masas de aire en la atmosfera [15]. Esta energía se describe matemáticamente mediante la aplicación de las leyes físicas elementales [16]. Para ayudar a describir las ecuaciones que modelan la energía eólica, en la Figura 2.2 se muestra un flujo de aire con una velocidad y un aerogenerador de eje horizontal.

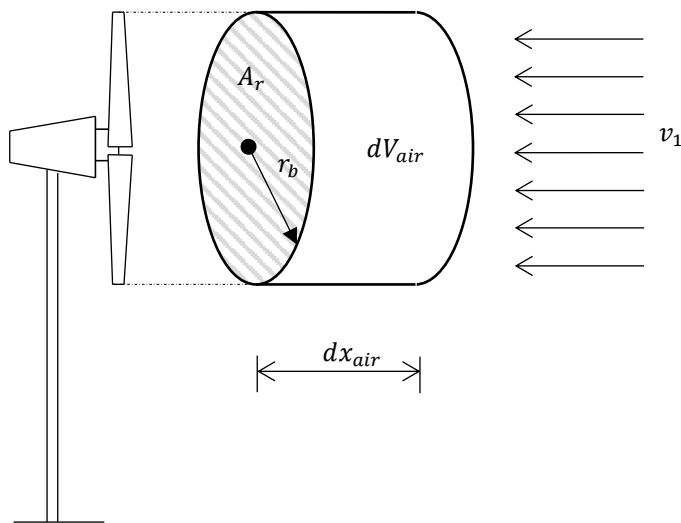


Figura 2.2: Corriente de aire a través del plano del rotor de un aerogenerador.

La energía cinética contenida en el flujo de aire que atraviesa el área barrida por las palas del aerogenerador se expresa como:

$$E_c = \frac{1}{2} \cdot m_{Air} \cdot v_1^2 \quad (2.1)$$

Donde  $E_c$  es la energía cinética en Julios [J],  $m_{Air}$  es la masa de aire en kilogramos [Kg] y  $v_1$  es la velocidad del viento en metros por segundo [m/s]. La densidad del aire relaciona matemáticamente la masa de aire y el volumen de aire como:

$$\rho_{Air} = \frac{dm_{Air}}{dV_{Air}} \quad (2.2)$$

Donde  $\rho_{Air}$  es la densidad del aire en kilogramos por metro cubico [Kg/m<sup>3</sup>],  $m_{Air}$  es la masa de aire en kilogramos [Kg] y  $V_{Air}$  es el volumen de aire en metros cúbicos [m<sup>3</sup>]. El volumen de aire que se mueve por unidad de tiempo es igual al área de la sección atravesada por la longitud corriente de aire durante esa unidad de tiempo y se define como:

$$\frac{dV_{Air}}{dt} = A_r \cdot \frac{dx_{Air}}{dt} \quad (2.3)$$

Donde  $A_r$  es la sección de área atravesada en metros cuadrados [m<sup>2</sup>],  $x_{Air}$  es la longitud de la corriente de aire en metros [m] y  $t$  es el tiempo en segundos [s]. La velocidad del viento se define como la tasa de cambio o derivada de la posición con respecto al tiempo. La ecuación de movimiento del aire se define matemáticamente como:

$$\frac{dx_{Air}}{dt} = v_1 \quad (2.4)$$

El flujo de aire que atraviesa un área de sección circular es directamente proporcional al cuadrado de su radio como:

$$A_r = \pi \cdot r_b^2 \quad (2.5)$$

Donde  $r_b$  es el radio de la sección circular en metros [m] y  $\pi$  es la relación constante entre la longitud de una circunferencia y su diámetro (3.14159265359). La potencia es la cantidad de energía cinética por unidad de tiempo se puede calcular por definición como:

$$P_{Air} = \frac{dE_c}{dt} \quad (2.6)$$

Usando las ecuaciones (2.1), (2.2), (2.3), (2.4) y (2.5), la potencia disponible debida a la corriente de aire se puede expresar como:

$$P_{Air} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot v_1^3 \quad (2.7)$$

Donde  $P_{Air}$  es la potencia del flujo de aire en vatios [W]. Según la ecuación (2.7) los factores que influyen en la potencia disponible en el flujo de corriente de viento son la densidad del aire, el radio del área circular barrida y la velocidad del viento. Estos factores se analizan en los puntos 2.1.1.1, 2.1.1.2 y 2.1.1.3 respectivamente.

### 2.1.1.1 Densidad del aire

El valor normalizado de la densidad del aire es  $1.225 \text{ Kg}/\text{m}^3$  coincidiendo con el valor de la densidad del aire a nivel del mar y con una temperatura de  $288.15 \text{ K}$  (según la International Standard Atmosphere)[17]. En ensayos reales la densidad fluctúa y es necesario conocer su valor para poder normalizar los resultados. Un ejemplo de la necesidad de normalizar los resultados son las mediciones de potencia eléctrica generada por un aerogenerador para construir su curva de potencia según se muestra en la norma IEC 64100-12.

La densidad del aire en un instante determinado puede calcularse con precisión si se dispone de los valores de temperatura, presión y humedad del aire como se muestra en el punto 2.1.1.1.1. Un cálculo más simple y más aproximado conociendo la temperatura del aire, la altura al nivel del mar y el gradiente adiabático se muestra en el punto 2.1.1.1.2. En este punto 2.1.1.1.2 también se muestra el cálculo de la densidad del aire sin usar el gradiente adiabático.

#### 2.1.1.1.1 Densidad del aire en función de la presión, temperatura y humedad

La densidad del aire varía con la temperatura, la presión y la humedad según la ecuación aprobada del Comité Internacional de Pesas y Medidas (CIPM) [18] [19] [20]. Esta ecuación se define como:

$$f_{\rho_{Air}}(p_{Air}, T_{Air}, \phi_{Air}) = \rho_{Air} = \frac{p_{Air} \cdot M_d}{Z_{Air} \cdot R \cdot T_{Air}} \cdot \left[ 1 - x_v \cdot \left( 1 - \frac{M_v}{M_d} \right) \right] \quad (2.8)$$

Donde  $\rho_{Air}$  es la densidad del aire [ $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ ],  $p_{Air}$  es la presión absoluta del aire en pascales [Pa],  $T_{Air}$  es la temperatura del aire en grados Kelvin [K],  $\phi_{Air}$  es la humedad relativa del aire en tanto por uno,  $M_d$  es la masa molar del aire seco en [ $\text{kg} \cdot \text{mol}^{-1}$ ],  $Z_{Air}$  es el factor de compresibilidad adimensional del aire,

$R$  es la constante específica de los gases ideales en  $[J \cdot mol^{-1} \cdot K^{-1}]$ ,  $x_v$  es la fracción molar de vapor de agua y  $M_v$  es la masa molar del agua ( $H_2O$ ) en  $[kg \cdot mol^{-1}]$ .

En la Tabla 2.1 se muestran los valores constantes de la ecuación (2.8). El valor de  $R$  se ha obtenido de [21], mientras que  $M_v$  y  $M_d$  se han obtenido de [18].

Tabla 2.1: Valores de las constantes de la ecuación (2.8)

	Unidades	Valor
$R$	$J \cdot mol^{-1} \cdot K^{-1}$	8.3144621
$M_v$	$kg \cdot mol^{-1}$	$18.01528 \cdot 10^{-3}$
$M_d$	$kg \cdot mol^{-1}$	$28.9654 \cdot 10^{-3}$

$M_d$  es la masa molar del aire seco se ha calculado a partir de la Tabla 2.2 obtenida de [18].

Tabla 2.2: Composición molar del aire seco.

Constituyente	masa molar ( $10^{-3} \cdot Kg \cdot mol^{-1}$ )	Fracción molar	Contribución ( $10^{-3} \cdot Kg \cdot mol^{-1}$ )
N2	28.0134	0.780848	21.874207
O2	31.9988	0.209390	6.700229
Ar	39.948	0.009332	0.372795
CO2	44.01	0.00040	0.017604
Ne	20.18	$18.2 \cdot 10^{-6}$	0.000367
He	4.0	$5.2 \cdot 10^{-6}$	0.000021
CH4	16.0	$1.5 \cdot 10^{-6}$	0.000024
Kr	83.8	$1.1 \cdot 10^{-6}$	0.000092
H2	2	$0.5 \cdot 10^{-6}$	0.000001
N2o	44	$0.3 \cdot 10^{-6}$	0.000013
CO	28	$0.2 \cdot 10^{-6}$	0.000006
Xe	131	$0.1 \cdot 10^{-6}$	0.000013
Suma:			0.0289654

El cálculo de la fracción molar del vapor de agua se hace mediante la siguiente ecuación: [19]

$$x_v = \phi_{Air} \cdot f_m(p_{Air}, T_{Air}) \cdot \frac{p_{sat}(T_{Air})}{p_{Air}} \quad (2.9)$$

Donde  $f_m(p_{Air}, T_{Air})$  es la función de mejora adimensional en función de la presión absoluta  $p_{Air}$  y temperatura  $T_a$  del aire,  $p_{sat}(T_{Air})$  es la presión de saturación del vapor de agua a la temperatura  $T_a$  en pascales  $[Pa]$ . La presión de saturación en función de la temperatura se obtiene mediante la ecuación (2.10).

$$p_{sat}(T_{Air}) = e^{(A_0 \cdot T_a^2 + B_0 \cdot T_a + C_0 + \frac{D_0}{T_{Air}})} \quad (2.10)$$

Donde  $A_0$ ,  $B_0$ ,  $C_0$  y  $D_0$  son constantes. La Tabla 2.3 muestra los valores utilizados en la ecuación (2.10) junto con sus unidades [19].



Tabla 2.3: Valores de las constantes de la ecuación (2.10)

	Unidades	Valor
$A_0$	$K^{-2}$	$1.2378847 \cdot 10^{-5}$
$B_0$	$K^{-1}$	$-1.9121316 \cdot 10^{-2}$
$C_0$	—	<b>33.93711047</b>
$D_0$	$K$	$-6.3431645 \cdot 10^3$

La función de mejora depende de la presión absoluta y de la temperatura [19]. La función de mejora se obtiene mediante la ecuación (2.11).

$$f_m(p_{abs}, T_{Air}) = \alpha_a + \beta_a \cdot p_{abs} + \gamma_a \cdot (T_{Air} - 273.15)^2 \quad (2.11)$$

Donde  $\alpha_a$ ,  $\beta_a$  y  $\gamma_a$  son constantes. La Tabla 2.4 muestra los valores de las constantes de la ecuación (2.11) junto con sus unidades [19].

Tabla 2.4: Valores de las constantes de la ecuación (2.11)

	Unidades	Valor
$\alpha_a$	—	<b>1.00062</b>
$\beta_a$	$Pa^{-1}$	$3.14 \cdot 10^{-8}$
$\gamma_a$	$K^{-2}$	$5.6 \cdot 10^{-7}$

La compresibilidad  $Z_{Air}$  depende de la presión absoluta, la temperatura y de la fracción molar. La compresibilidad  $Z_{Air}$  es calculada mediante la siguiente ecuación [19].

$$Z_{Air} = 1 - \frac{p_{abs}}{T_{Air}} \cdot \left[ a_0 + a_1 \cdot (T_{Air} - 273.15) + a_2 \cdot (T_{Air} - 273.15)^2 + (b_0 + b_1 \cdot (T_{Air} - 273.15)) \cdot x_v + (c_0 + c_1 \cdot (T_{Air} - 273.15)) \cdot x_v^2 \right] + \frac{p_{abs}^2}{T_{Air}^2} \cdot (d_0 + e_0 \cdot x_v^2) \quad (2.12)$$

Donde  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $b_0$ ,  $b_1$ ,  $c_0$ ,  $c_1$ ,  $d_0$  y  $e_0$  son constantes. La Tabla 2.5 muestra los valores de las constantes de la ecuación (2.12) junto con sus unidades [19].

Tabla 2.5: Valores de las constantes de la ecuación (2.12)

	Unidades	Valor
$a_0$	$K \cdot Pa^{-1}$	$1.58123 \cdot 10^{-6}$
$a_1$	$Pa^{-1}$	$-2.9331 \cdot 10^{-8}$
$a_2$	$K^{-1} \cdot Pa^{-1}$	$1.1043 \cdot 10^{-10}$
$b_0$	$K \cdot Pa^{-1}$	$5.707 \cdot 10^{-6}$
$b_1$	$Pa^{-1}$	$-2.051 \cdot 10^{-8}$
$c_0$	$K \cdot Pa^{-1}$	$1.9898 \cdot 10^{-4}$
$c_1$	$Pa^{-1}$	$-2.376 \cdot 10^{-6}$
$d_0$	$K^2 \cdot Pa^{-2}$	$1.83 \cdot 10^{-11}$
$e_0$	$K^2 \cdot Pa^{-2}$	$-0.765 \cdot 10^{-8}$

La ecuación (2.8) muestra un cálculo de la densidad de un modo bastante aproximado, formulaciones más simplificadas del cálculo de la densidad del aire se pueden obtener en [20], donde se compara con la formulación CIPM-2007. Una comparación entre la formulación CIPM-2007 y su anterior versión CIPM-81/91 se muestra en [18] donde la formulación de ambas ecuaciones es muy similar y únicamente se presentan mínimas variaciones de  $R$  y de la fracción molar del gas Argón, para más detalles consultar [18].

Aunque el tipo de formulación elegida para el cálculo de la densidad influye, la fiabilidad de los datos de temperatura, humedad y presión es otro aspecto a tener en cuenta. En [22] se muestra un ejemplo de cálculo de la densidad del aire en base a un nivel de confianza estadístico mediante el uso de la ecuación (2.8) cuando existe una cierta incertidumbre en la adquisición de los datos de presión, temperatura y humedad.

La función para calcular la densidad del aire en base a lo explicado en este punto se muestra en el Script 2.1.

**Script 2.1: Densidad\_PTH.m (Función de cálculo de la densidad según el Comité Internacional de Pesas y Medidas (CIPM) [13] [9] [14])**

1	<code>function [ Densidad ] = Densidad_PTH( p, T, phi)</code>
2	<code>% Input:</code>
3	<code>% p: Presión [Pa]</code>
4	<code>% T: Temperatura [K]</code>
5	<code>% phi: Humedad [°/]</code>
6	<code>% Output:</code>
7	<code>% [kg/m^3] --&gt; Densidad:</code>
8	<code>%%</code>
9	<code>%% Presión saturación</code>
10	<code>A=1.2378847*10^(-5);</code>
11	<code>B=-1.9121316*10^(-2);</code>
12	<code>C=33.93711047;</code>
13	<code>D=-6.3431645*10^3;</code>
14	<code>F_P_sat = @(T,A,B,C,D) 1.*exp(A.*T.^2+B.*T+C+D./T);</code>
15	<code>P_sat=F_P_sat(T,A,B,C,D);</code>
16	
17	<code>%% Función de mejora</code>
18	<code>alfa=1.00062;</code>
19	<code>beta=3.14*10^(-8);</code>
20	<code>gama=5.6*10^(-7);</code>
21	<code>F_f = @(p,T,alfa,beta,gama) (alfa+beta.*p+gama.*(T-273.15).^2);</code>
22	<code>f=F_f(p,T,alfa,beta,gama);</code>
23	
24	<code>%% Fracción molar del vapor de agua</code>
25	<code>F_x_v = @(phi,f,P_sat,p) phi .* f .* P_sat ./ p;</code>
26	<code>x_v=F_x_v(phi,f,P_sat,p);</code>
27	
28	<code>%% La compresibilidad del aire</code>
29	<code>a0=1.58123*10^(-6);</code>
30	<code>a1=-2.9331*10^(-8);</code>
31	<code>a2=1.1043*10^(-10);</code>
32	<code>b0=5.707*10^(-6);</code>
33	<code>b1=-2.051*10^(-8);</code>
34	<code>c0=1.9898*10^(-4);</code>
35	<code>c1=-2.376*10^(-6);</code>
36	<code>d=1.83*10^(-11);</code>
37	<code>e=-0.765*10^(-8);</code>
38	<code>F_Z=@(p,T,x_v,a0,a1,a2,b0,b1,c0,c1,d,e) (1-p./T.*(a0+a1.*(T-273.15)+a2.*(T-273.15).^2+(b0+b1.*(T-273.15)).*x_v+(c0+c1.*(T-273.15)).*x_v.^2)+p.^2./T.^2.*(d+e.*x_v.^2));</code>
39	<code>Z=F_Z(p,T,x_v,a0,a1,a2,b0,b1,c0,c1,d,e);</code>
40	
41	<code>%% La densidad del aire</code>
42	<code>R = 8.3144621;</code>
43	<code>M_v=18.01528.*10.^-3;</code>
44	<code>M_d=28.9654.*10.^-3;</code>
45	<code>F_rho = @(p,T,phi,Z) (p.*28.9654.*10.^-3 ./ Z ./ 8.3144621 ./ T .* (1 - x_v .* (1 - ((18.01528.*10.^-3) ./ (28.9654.*10.^-3)))));</code>

46	F_rho eq= @(p,T,phi,Z) (p.*28.9654.*10.^-3 ./ Z ./ 8.3144621 ./ T .* (1 - x_v .* (0.3780)));
47	Densidad=F_rho(p,T,phi,Z);
48	
49	end

### 2.1.1.1.2 Densidad del aire en función de la altura y la temperatura

Para la variación de la densidad con la altura, no se tendrá en cuenta el factor de compresión, ni la humedad en el ambiente, ni la variación de la gravedad con la altura. De este modo, la densidad del aire seco puede calcularse a partir de la ecuación de los gases ideales.

$$p_{abs} \cdot V_{Air} = m_{Air} \cdot R_d \cdot T_{Air} \quad (2.13)$$

Donde  $R_d$  es la constante específica del aire seco en  $[J/(kg \cdot K)]$ . El cálculo de  $R_d$  se calcula usando la siguiente ecuación

$$R_d = \frac{R}{M_d} \quad (2.14)$$

Los valores  $R$  y  $M_d$  se pueden obtener de la Tabla 2.1. La densidad del aire seco puede ser calculada mediante la combinación de las ecuaciones (2.13) y (2.14) como:

$$\rho_{Air} = \frac{m_{Air}}{V_{Air}} = \frac{p_{abs}}{R_d \cdot T_{Air}} \quad (2.15)$$

Por otro lado, la presión atmosférica disminuye según se sube en altura. La presión en cualquier punto de la atmosfera es debida a la fuerza de la gravedad ejercida por el aire situado encima, de acuerdo con la ley de newton Ecuación fundamental de la hidrostática.

$$dp_{abs} = -\rho_{Air} \cdot g \cdot dz_{Sea} \quad (2.16)$$

Donde  $dp_a$  es el cambio de presión,  $g$  es la fuerza de la gravedad ( $9.81 \text{ m/s}^2$ ) y  $dz_{sea}$  es la variación de altura. Combinando las ecuaciones (2.15) y (2.16) se obtiene la siguiente relación [16].

$$dp_{abs} = -\frac{p_{abs}}{R_d \cdot T_{Air}} \cdot g \cdot dz_{Sea} \quad (2.17)$$

Integrando la ecuación (2.17), tomando como referencia el nivel del mar y considerando que existe un gradiente adiabático ( $dT_{Air}/dz_{Sea}$ ) según se sube en altura, se obtiene la siguiente ecuación usada por la "International Standard Atmosphere"[23].

$$p_{abs}(z_{Sea}) = p_0 \cdot \left(1 - \frac{\Gamma_a \cdot z_{Sea}}{T_0}\right)^{\left(\frac{g}{R_d \cdot \Gamma_a}\right)} \quad (2.18)$$

Donde  $p_0$  es la presión atmosférica al nivel del mar,  $\Gamma_a$  es el gradiente adiabático que indica la variación de temperatura con la altura,  $z_{Sea}$  es la altura por encima del nivel del mar en metros,  $T_0$  la temperatura estándar a nivel del mar. Combinando las ecuaciones (2.15) y (2.18), la densidad del aire puede expresarse en función de la altura y de la temperatura como:

$$f \rho_{Air\_cga}(z_{Sea}, T_{Air}) = \rho_{Air} = \frac{p_0}{R_d \cdot T_{Air}} \cdot \left(1 - \frac{\Gamma_a \cdot z_{Sea}}{T_0}\right)^{\left(\frac{g}{R_d \cdot \Gamma_a}\right)} \quad (2.19)$$

Donde  $f\rho_{Air\_cga}$  es la función que calcula la densidad del aire en función de la altura y la temperatura con un gradiente adiabático. La función para calcular la densidad, según la ecuación (2.19), se muestra en el Script 2.2.

Script 2.2: f\_rho\_Air\_cga.m (Función de cálculo de la densidad en función de la altura y la temperatura con gradiente adiabático.)

```

1 function [ Densidad ] = f_rho_Air_cga( z, T)
2 %F_RHO_AIR_CGA Summary of this function goes here
3 % Input:
4 %     z: Altura [m].
5 %     T: Temperatura [K].
6 % Output
7 %     [kg/m^3] --> Densidad:
8 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
9 %% Constantes
10 g=9.80665;           % [m/s^2]   Gravedad.
11 p_0=101325;         % [Pa]     Presión atmosférica al nivel del mar.
12 Gamma_a=-0.0065;   % [K/m]   Gradiente adiabático de la variación de
13     temperatura con la altura
14 T_0=288.15;        % [K]     Temperatura estándar a nivel del mar.
15 R=8.3144621;       % [J/(mol*K)] Constante específica de los gases ideales.
16 M_d=28.9654*10^-3; % [kg/mol]  Masa molar del aire seco.
17
18 %% Cálculo
19 R_d=R/M_d;         % [J/(kg*K)] Constante específica del aire seco.
20 Densidad = p_0 ./ R_d ./ T .* ( 1 -Gamma_a.*z./T_0 ) .^(g ./ R_d ./ Gamma_a);
21 end
    
```

Una simplificación de la ecuación (2.19) sin usar el coeficiente adiabático [24] se calcula como:

$$f\rho_{Air\_sga}(z_{Sea}, T_{Air}) = \frac{p_0}{R_d \cdot T_{Air}} \cdot e^{-\left(\frac{g \cdot z_{Sea}}{R_d \cdot T_{Air}}\right)} \quad (2.20)$$

Donde  $f\rho_{Air\_sga}$  es la función que calcula la densidad del aire en función de la altura y la temperatura sin gradiente adiabático. La función para calcular la densidad según la ecuación (2.20) se muestra en el Script 2.3.

Script 2.3: f\_rho\_Air\_cga.m (Función de cálculo de la densidad en función de la altura y la temperatura con gradiente adiabático.)

```

1 function [ Densidad ] = f_rho_Air_cga( z, T)
2 %F_RHO_AIR_CGA Summary of this function goes here
3 % Input:
4 %     z: Altura [m].
5 %     T: Temperatura [K].
6 % Output
7 %     [kg/m^3] --> Densidad:
8 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
9 %% Constantes
10 g=9.80665;           % [m/s^2]   Gravedad.
11 p_0=101325;         % [Pa]     Presión atmosférica al nivel del mar.
12 Gamma_a=-0.0065;   % [K/m]   Gradiente adiabático de la variación de
13     temperatura con la altura
14 T_0=288.15;        % [K]     Temperatura estándar a nivel del mar.
15 R=8.3144621;       % [J/(mol*K)] Constante específica de los gases ideales.
16 M_d=28.9654*10^-3; % [kg/mol]  Masa molar del aire seco.
17
18 %% Cálculo
19 R_d=R/M_d;         % [J/(kg*K)] Constante específica del aire seco.
20 Densidad = p_0 ./ R_d ./ T .* ( 1 -Gamma_a.*z./T_0 ) .^(g ./ R_d ./ Gamma_a);
21 end
    
```

En la Tabla 2.6 se muestra los valores de las constantes para usar en las ecuaciones (2.19) y (2.20). Los valores de las constantes son obtenidos en la referencia [25].

Tabla 2.6: Valores de las constantes de las ecuaciones (2.19) y (2.20)

	Unidades	Valor
$g$	$m \cdot s^{-2}$	9.80665
$p_0$	$Pa$	101325
$\Gamma_a$	$K \cdot m^{-1}$	-0.0065
$T_0$	$K$	288.15

La comparación del cálculo de la densidad con y sin gradiente, usando las ecuaciones (2.19) y (2.20) se puede observar en la Figura 2.3 donde se fija la temperatura en 293.15 K y se varía la altura.

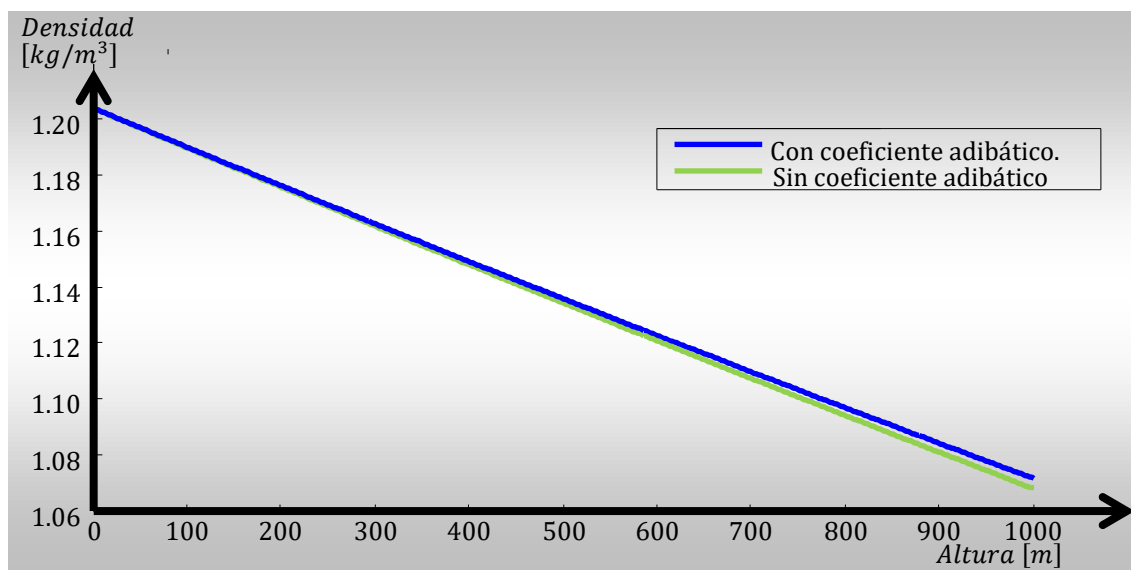


Figura 2.3: Densidad del aire en función de la altura (con y sin gradiente).

Aproximaciones más exactas se pueden hacer considerando que la gravedad disminuye en función de la altura en vez de considerarlo como un parámetro constante. Pero la aproximación con las ecuaciones (2.19) y (2.20) es suficiente.

### 2.1.1.2 Área barrida

La potencia máxima de los aerogeneradores ha pasado de 50 kW a finales de los años 90 a aerogeneradores de varios megavatios a día de hoy [26]. El aerogenerador G132-5.0 MW de Gamesa<sup>4</sup>, el V136-3.45 MW de Vestas<sup>5</sup> o el GE's 3.4-137 de GEWIND<sup>6</sup> son ejemplos de aerogeneradores de gran tamaño que se instalan hoy en día. En el año 2015 la capacidad eólica total del mundo ha llegado a 435 GW<sup>7</sup>, en la Figura 2.4 se muestra detallado por países.

<sup>4</sup> [www.gamesacorp.com](http://www.gamesacorp.com)

<sup>5</sup> [www.vestas.com](http://www.vestas.com)

<sup>6</sup> [www.gepower.com](http://www.gepower.com)

<sup>7</sup> [www.wwindea.org](http://www.wwindea.org)

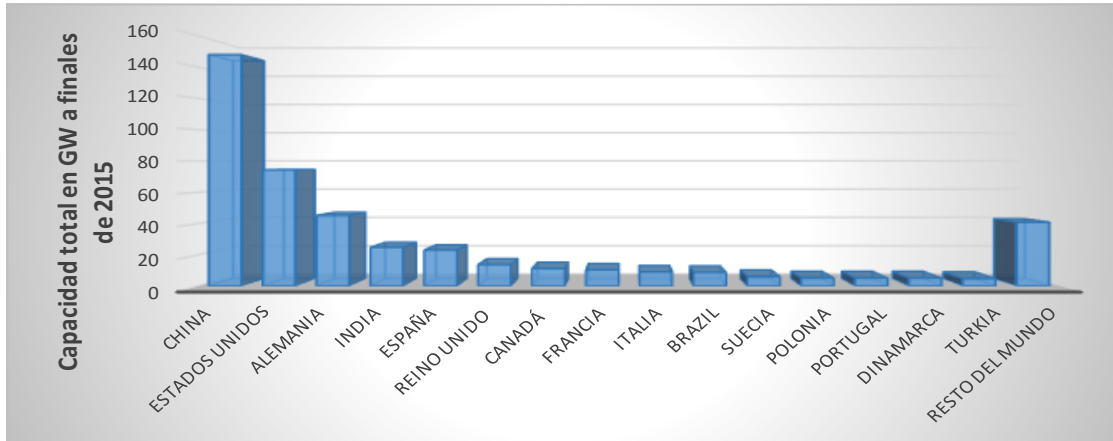


Figura 2.4: Capacidad eólica total instalada en GW a finales de 2015 por países

La capacidad mundial de generación de energía eólica mundial ha ido aumentando año tras año, y se espera que siga aumentando [9]. En la Figura 2.5 se muestra el aumento de la capacidad eólica instalada en GW durante el 2015 por países.

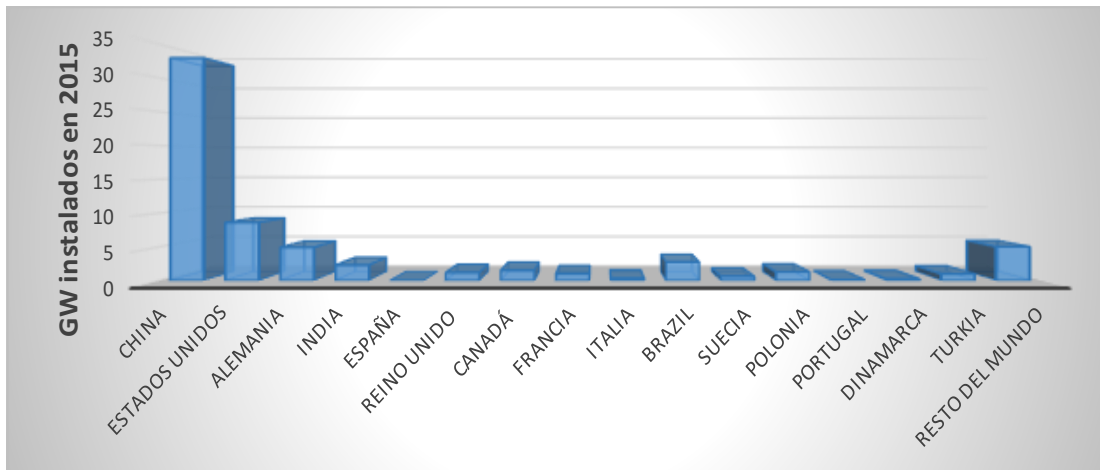


Figura 2.5: Capacidad eólica instalada en GW durante el 2015 por países

En la Figura 2.6 puede observarse la progresión de la potencia instalada a nivel mundial desde la década de 1980 hasta la actualidad.

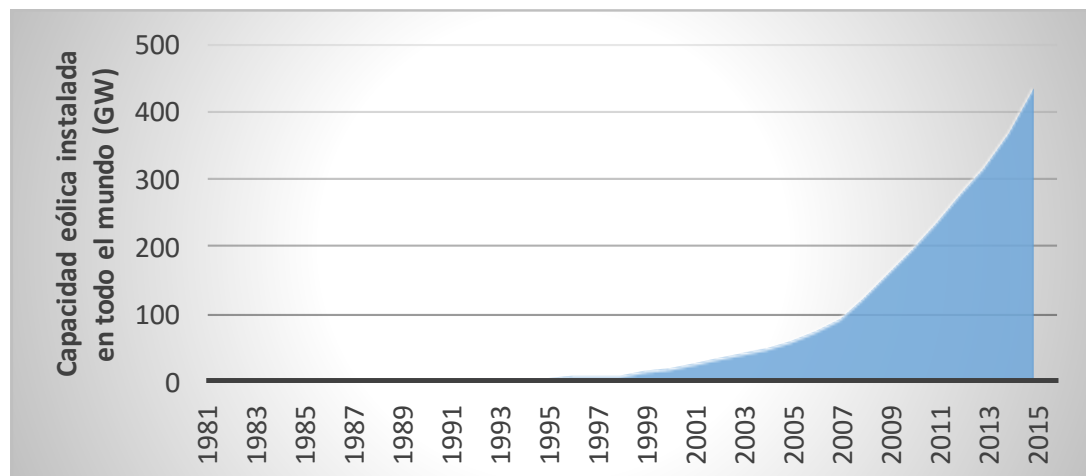


Figura 2.6: Evolución de la capacidad eólica instalada en todo el mundo (GW)

El objetivo de construir aerogeneradores de mayores dimensiones reside en que la energía eólica aumenta por el cuadrado del radio de las palas según se muestra en la ecuación (2.5).

En la siguiente figura puede verse representado de forma visual diferentes tipos de aerogeneradores en los que se muestra la altura en metros a la que se colocan, la potencia en  $kW$  que generan y el área en  $m^2$  que barren sus palas.

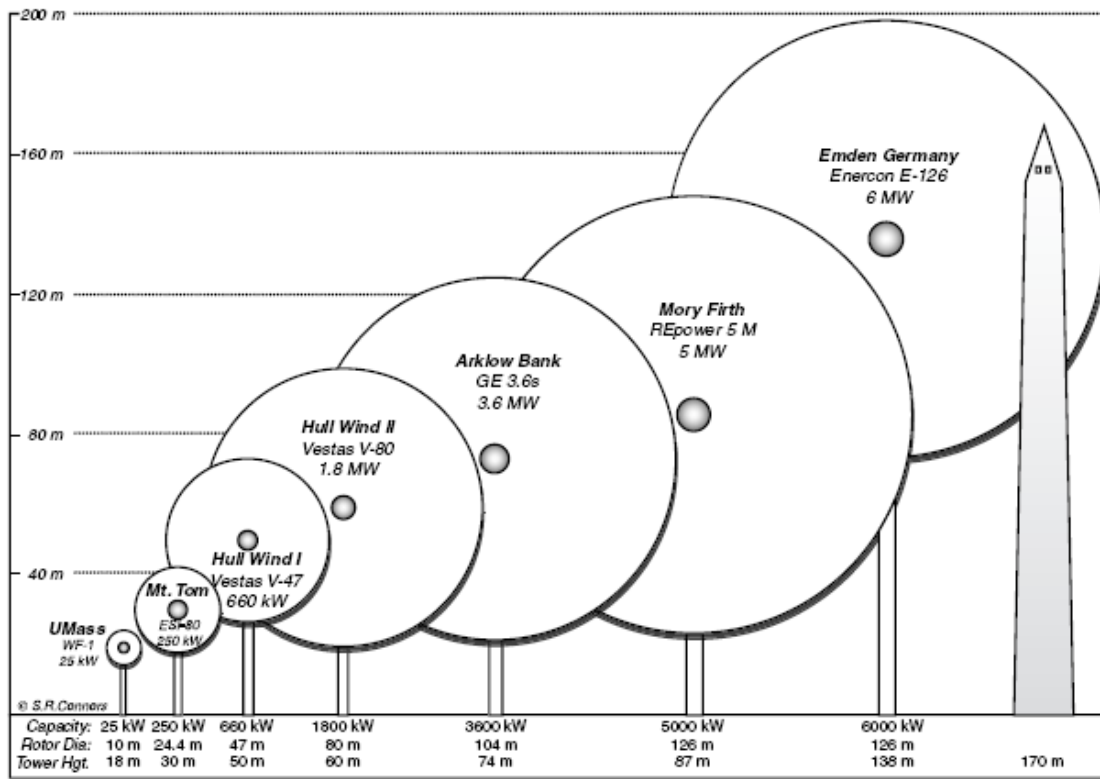


Figura 2.7: Comparación de aerogeneradores en función del tamaño de palas, la altura instalada y potencia. <sup>8</sup>

### 2.1.1.3 Velocidad del viento

Según se observa en la ecuación (2.7), la potencia eólica aumenta con el cubo de la velocidad. Una variación porcentual de este valor influye más que la densidad del aire y que el radio de las palas en la potencia generada por el aerogenerador debido al termino cúbico en la ecuación.

En la Figura 2.8 se puede observar la influencia sobre la potencia eólica la variación porcentual de la velocidad del viento, a la densidad del aire y al radio de área de sección circular. Se fija una densidad del aire en  $1.225 \text{ kg/m}^3$ , una superficie barrida en  $490 \text{ m}^2$  (aproximadamente es el área barrida por un aerogenerador de  $100 \text{ kW}$  con  $12.5$  metros de radio de pala) y una velocidad de viento de  $6.5 \text{ m/s}$  (estos valores se varían un  $\pm 25\%$ ). En la Figura 2.8 se ven tres líneas, cada línea corresponde con la variación de un único parámetro, dejando el resto de parámetros constantes.

<sup>8</sup> Imagen reproducida gracias a la cortesía de Steve Connors del MIT Energy Initiative.

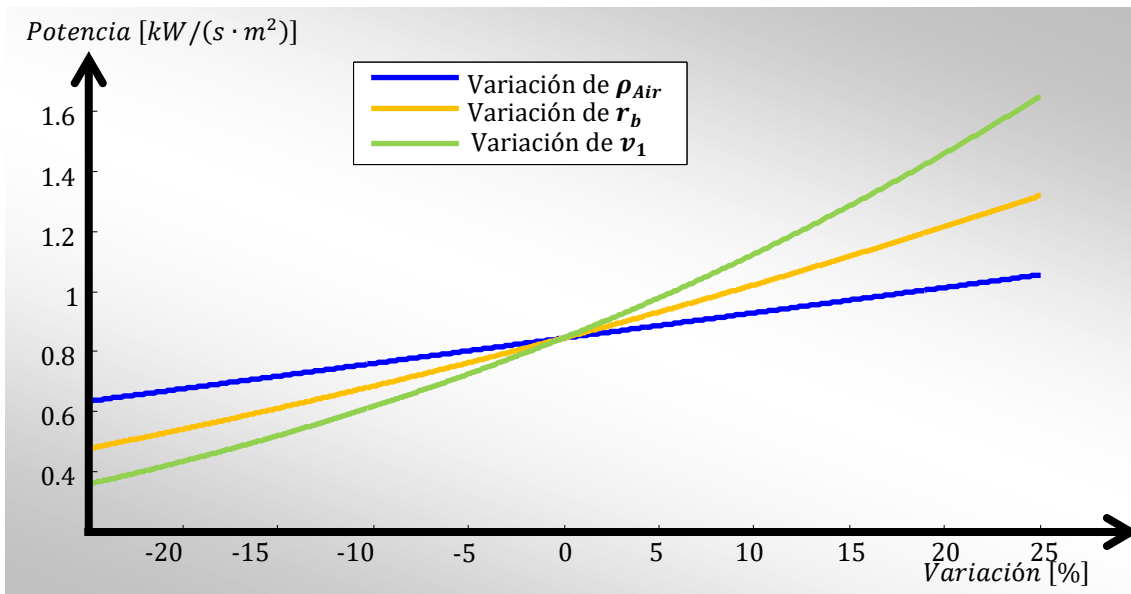


Figura 2.8: Comparación de la influencia de la densidad del aire, radio de palas y velocidad de viento en la potencia.

Se observa que la mayor variación corresponde a la velocidad del viento y la menor a la densidad del aire. Usando la ecuación (2.7) y con los valores anteriores, en la Figura 2.9 se puede apreciar la variabilidad de la potencia generada en función de la velocidad del viento.

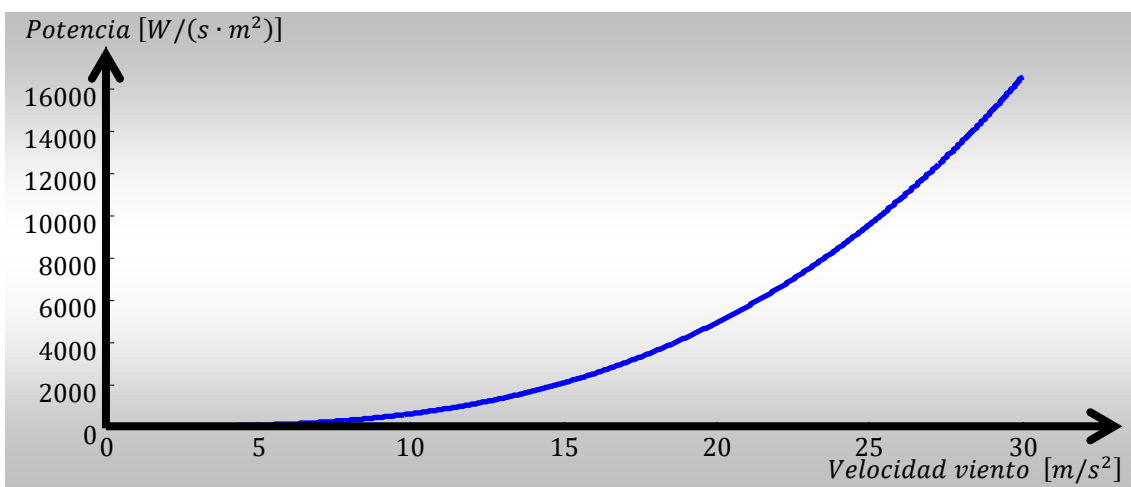


Figura 2.9: Potencia eólica disponible en función de la velocidad de viento.

El código para generar la Figura 2.9 se muestra en el Script 2.4.

Script 2.4: Gráfica de la potencia por unidad de área en función de la velocidad del viento

1	%% Datos
2	A=1; % [m^2]
3	rho = 1.225; % [kg/m^3]
4	V = 1:0.01:30; % [m/s]
5	P = 0.5 .* rho .* V.^3; % [W/m^2]
6	%% Visualización
7	plot(V,P, '-')
8	t = title('Potencia disponible por unidad de área');
9	set(t, 'FontSize', 20);
10	x = xlabel('Velocidad de viento (m/s)');
11	set(x, 'FontSize', 20);
12	y = ylabel('Power/area (W/m^2)');
13	set(y, 'FontSize', 20);



Otro aspecto que hay que tener en cuenta del viento es su variación de velocidad con la altura. Las fuerzas de fricción del viento con el suelo, incluso en la ausencia de obstáculos, producen una disminución de la velocidad del viento en las capas inferiores. Este fenómeno, llamado cizalladura del viento o “wind shear” [27]. Se expresa matemáticamente con un perfil logarítmico como:

$$v_1(z) = v_{ref} \cdot \frac{\ln\left(\frac{z}{z_0}\right)}{\ln\left(\frac{z_{ref}}{z_0}\right)} \quad (2.21)$$

Donde,  $v(z)$  es la velocidad del viento en función de la altura al suelo  $z$ ,  $z_{ref}$  es la altura de referencia por encima del suelo,  $v_{ref}$  es la velocidad de referencia del viento a la altura de referencia y  $z_0$  es la longitud de la rugosidad del terreno. También se puede expresar como un perfil exponencial [27] como:

$$v(z) = v_{ref} \cdot \left(\frac{z}{z_{ref}}\right)^{\alpha_0} \quad (2.22)$$

Donde  $\alpha_0$  es el exponente de cizallamiento del viento. En la norma 61400-1 define se define el modelo normal de perfil del viento o “normal wind profile model” (NWP) un valor  $\alpha_0 = 0.2$  con  $v_{ref}$  y  $z_{ref}$  a la altura del buje para definir el cizallamiento promedio vertical del viento a través del área barrida por el rotor [27]. También se define el modelo de velocidad de viento extrema o “extreme wind speed model” (EWM) se define un valor  $\alpha_0 = 0.11$  con valores de viento extremos de  $v_{ref}$  y  $z_{ref}$  a la altura del buje [27].

En la Tabla 2.7 se muestran orientativamente algunos valores de longitud de la rugosidad y del exponente de cizallamiento del viento en función del tipo de terreno. Para calcular en detalle la capacidad eólica del terreno es necesario un estudio de la rugosidad del terreno.

Tabla 2.7: Valores de las constantes de la ecuación (2.22) de la cizalladura del viento [28].[29]

Tipo de superficie	$z_0$	$\alpha_0$
Superficies lisas	de 0,2 a 0,3	0,10
Hierba corta	de 1 a 10	0,13
Vegetación alta	de 40 a 100	0,19
Zonas urbanas	de 1000 a 2000	0,32

En la Figura 2.10 se muestra la variación de la velocidad del viento con la altura para diferentes valores de alfa. El código para generar la Figura 2.10 se muestra en el Script 2.5.

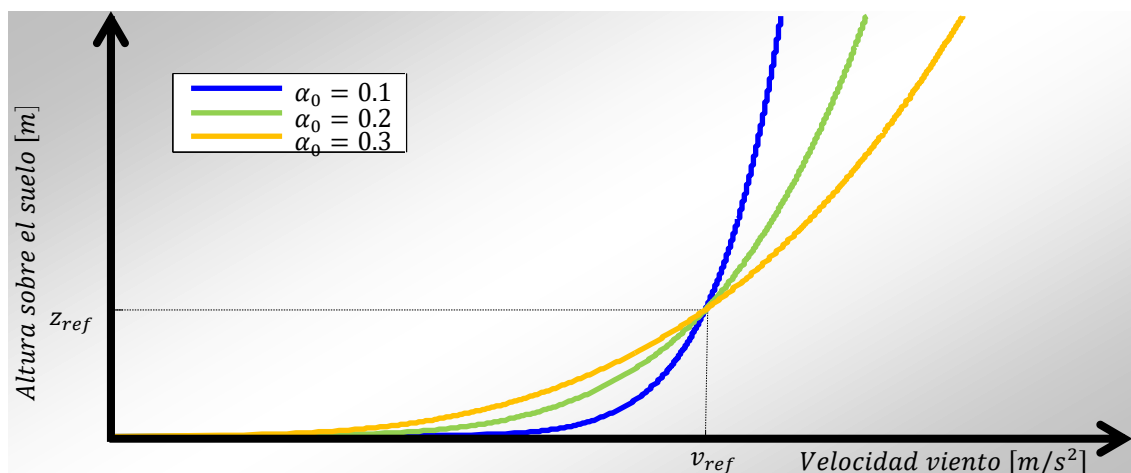


Figura 2.10: Variación de la velocidad del viento con la altura para diferentes valores del exponente de cizallamiento del viento.

Script 2.5: Variación de la velocidad del viento con la altura para diferentes valores del exponente de cizallamiento del viento.

```

1   for v=0:15 % Velocidad viento [m/s].
2       z=0:0.1:100; % Altura respecto el suelo [m].
3       for alfa=0.1:0.1:0.3 % exponente de cizallamiento del viento.
4           z_r=30; % Altura de referencia
5           v_l = (v.*(z./z_r).^alfa);
6           v_r=v; % Velocidad viento de referencia
7           plot(v_l,z,'color',[rand(),rand(),rand()])
8           hold on
9       end
10      set(gca,'XTick',[v_r])
11      set(gca,'XTickLabel',{'v_r'})
12      set(gca,'YTick',[z_r])
13      set(gca,'YTickLabel',{'z_r'})
14      grid on
15      len{1}='\alpha = 0.1';
16      len{2}='\alpha = 0.2';
17      len{3}='\alpha = 0.3';
18      legend(len)
19      xlabel('Velocidad viento. (m/s)')
20      ylabel('Altura sobre el suelo. (m)')
21      hold off
22      end
    
```

### 2.1.2 Modelos temporales de viento

En este punto se muestra la modelización de la velocidad del viento a lo largo del tiempo para su uso dentro de las simulaciones del aerogenerador. Se aborda principalmente el modelado longitudinal (1D) de la velocidad del viento.

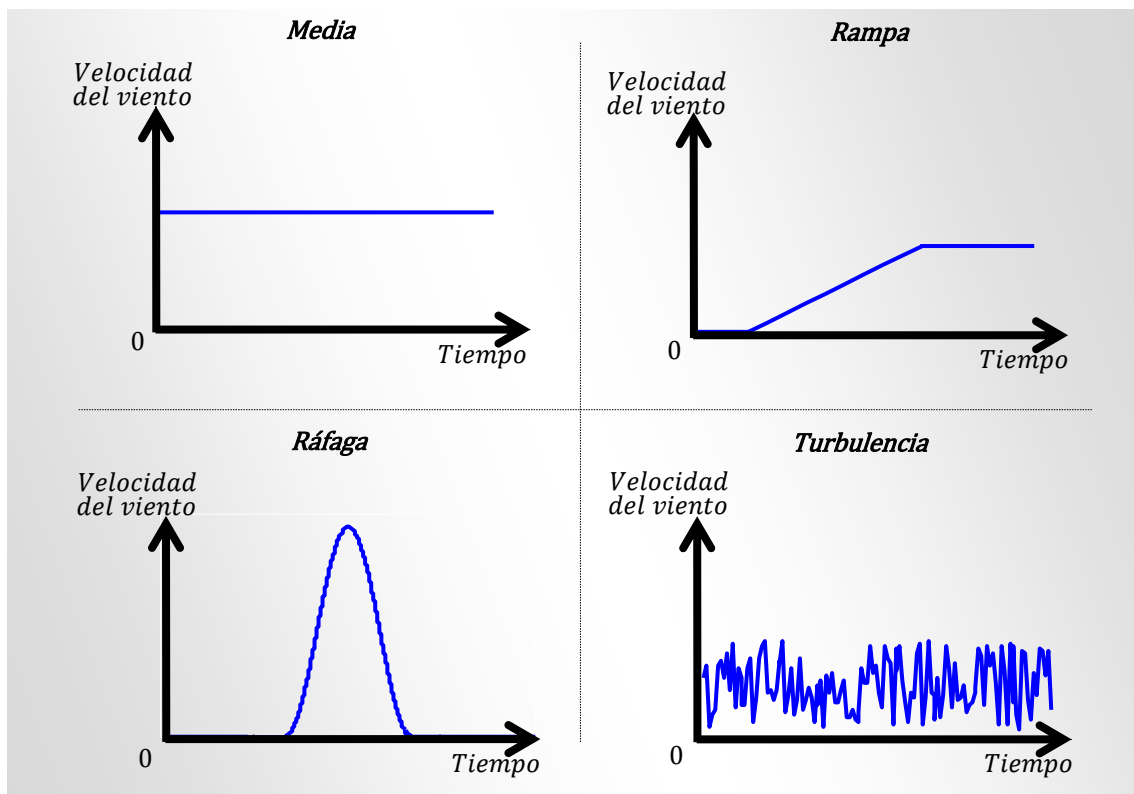


Figura 2.11: Descomposición de los componentes de la velocidad del viento desde el punto de vista del modelado y simulación [32].

Estos modelos temporales caracterizan el comportamiento de la velocidad del viento en sus diferentes frecuencias, desde eventos que surgen en pocos segundos como las ráfagas de viento, pasando por pequeños incrementos y decrementos de la velocidad del viento a frecuencias medias, hasta comportamientos a largo plazo como es la variación de la velocidad media del viento.

El modelado de series temporales de viento dependiendo del horizonte temporal puede expresarse con varios componentes [30] [31]. El componente promedio se muestra mediante las distribuciones estadísticas de la velocidad de viento en el punto 2.1.2.1. El componente rampa de viento se muestra en punto 2.1.2.2. El componente ráfaga de viento se muestra en punto 2.1.2.3. La turbulencia de viento se muestra en punto 2.1.2.4. En la Figura 2.11 se puede observar cada uno de estos componentes y su evolución a lo largo del tiempo.

### 2.1.2.1 Distribuciones estadísticas de la velocidad de viento

El modelado del tiempo en una ubicación puede explicarse mediante diferentes distribuciones estadísticas. La distribución de Weibull se muestra en el punto 2.1.2.1.1 y la estimación de los parámetros de la distribución de Weibull por medio de series temporales se muestra en el punto 2.1.2.1.2. La distribución de Rayleigh se muestra en el punto 2.1.2.1.3.

#### 2.1.2.1.1 Distribución de Weibull

La probabilidad de ocurrencia de una velocidad de viento en un instante determinado se suele representar mediante la distribución de Weibull. La **función de densidad** de la distribución de Weibull es la más usada para modelar el comportamiento del viento y se define como, [33].

$$f_w(v) = \frac{k_w}{C_w} \cdot \left(\frac{v}{C_w}\right)^{k_w-1} \cdot \exp\left[-\left(\frac{v}{C_w}\right)^{k_w}\right] \quad (2.23)$$

Donde  $f_w$  es la función de densidad de la distribución de Weibull para la velocidad del viento  $v$ ,  $C_w$  es un parámetro de escala y  $k_w$  es el parámetro de forma.

La **probabilidad acumulada** de Weibull se representa matemáticamente como:

$$F_w(v) = \int_0^{\infty} f_w(v) \cdot dv = 1 - \exp\left[-\left(\frac{v}{C_w}\right)^{k_w}\right] \quad (2.24)$$

Donde  $F_w$  es la función de probabilidad acumulativa (CDF) de la distribución de Weibull.

Para obtener la **velocidad de viento más probable**, se deriva la ecuación (2.23) respecto a la velocidad de viento y se iguala a cero ( $df_w/dv = 0$ ),

$$\frac{df_w(v)}{dv} = \frac{\left(k_w \cdot \exp\left[-\left(\frac{v}{C_w}\right)^{k_w}\right] \cdot \left(\frac{v}{C_w}\right)^{k_w-2} \cdot (k_w - 1)\right)}{C_w^2} - \frac{k_w^2 \cdot \exp\left[-\left(\frac{v}{C_w}\right)^{k_w}\right] \cdot \left(\frac{v}{C_w}\right)^{2 \cdot k_w - 2}}{C_w^2} = 0 \quad (2.25)$$

Se despeja  $v$  y se simplifica quedando:

$$M_w = C_w \cdot \left(\frac{k_w - 1}{k_w}\right)^{\frac{1}{k_w}} \tag{2.26}$$

Donde  $M_w$  es la velocidad de viento más probable. Para obtener la **velocidad media**, calculamos la esperanza matemática [34] a partir de la ecuación (2.23). Despejando queda:

$$\bar{v}_w = \int_{-\infty}^{+\infty} v \cdot f_w(v) \cdot dv = C_w \cdot \int_0^{+\infty} x^{\left(\frac{1}{k_w}\right)} \cdot e^{-x} \cdot dx = C_w \cdot \Gamma\left(1 + \frac{1}{k_w}\right) \tag{2.27}$$

Donde  $\bar{v}_w$  es la velocidad media del viento,  $\Gamma$  es la función gamma. En la siguiente figura se observa la diferencia entre estos dos conceptos.

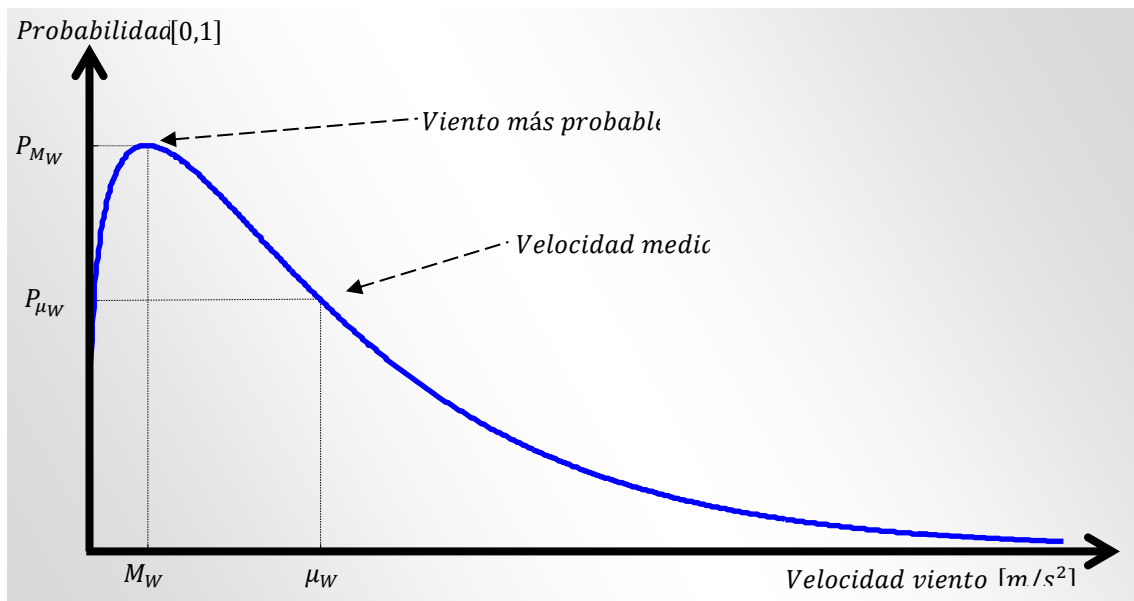


Figura 2.12: Distribución de Weibull con parámetros  $C_w = 3$  y  $k_w = 1.3$ .

La varianza en la distribución de Weibull se calcula como [34]:

$$\sigma_w^2 = C_w^2 \cdot \left\{ \Gamma\left(1 + \frac{2}{k_w}\right) - \left[ \Gamma\left(1 + \frac{1}{k_w}\right) \right]^2 \right\} \tag{2.28}$$

Donde  $\sigma_w$  es la desviación típica de la distribución de Weibull. El código para generar la Figura 2.12 se muestra en el Script 2.6.

Script 2.6: Distribución de Weibull con la diferencia entre la media y la moda.

```

1 %% Datos
2 k_w=1.3;      %
3 C_w=3;       %
4 v_1=0:0.01:10; %
5 %% Función de distribución de Weibull
6 P_weibull=@(v,k,C) (k./C) .* (v./C) .^(k-1) .* exp(-(v./C) .^k);
7 %% Cálculo de la Moda
8 V_moda=C * ((k_w-1)/k_w)^(1/k_w);
9 P_moda=P_weibull(V_moda,k_w,C_w);
10 %% Cálculo de la media
11 V_media=C_w*gamma(1+1/k_w);
12 P_media=P_weibull(V_media,k_w,C_w);
13 %% Visualización
14 plot(v_1,P_weibull(v_1,k_w,C_w));
15 set(gca,'XTick',[V_moda,V_media]);
16 set(gca,'XTickLabel',{'V_moda','V_media'});
17 set(gca,'YTick',[P_media,P_moda]);
    
```

18	set(gca, 'YTickLabel', {'P media', 'P moda'})
19	grid on
20	len{1}=strcat('Distribución de Weibull con parametro C_w=', num2str(C_w), ' y k_w=', num2str(k_w));
21	legend(len)
22	ylabel('Probabilidad')
23	xlabel('Velocidad viento ')

### 2.1.2.1.2 Estimación de los parámetros de la distribución de Weibull

Existen varios métodos para estimar los parámetros  $C_w$  y  $k_w$  de la distribución de Weibull dadas series temporales de velocidades de viento o distribuciones de frecuencia. En la que cada dato representa bien una muestra instantánea de velocidad de viento o una velocidad media del viento sobre un período de tiempo.

El primer método se basa en el cálculo de los parámetros  $C_w$  y  $k_w$  por el método de la máxima verosimilitud mediante estas dos ecuaciones [35].

$$k_w = \left( \frac{\sum_{i=1}^n v_i^{k_w} \cdot \ln v_i}{\sum_{i=1}^n v_i} - \frac{\sum_{i=1}^n \ln v_i}{n} \right)^{-1} \quad (2.29)$$

Donde  $v_i$  es la velocidad del viento en el instante  $i$ ,  $n$  es el número de muestras de velocidad de viento. Esta ecuación debe ser resuelta utilizando un procedimiento iterativo. Una vez resuelta la ecuación (2.29), la siguiente ecuación puede ser resuelta de forma explícita.

$$C_w = \left( \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n \ln v_i^{k_w} \right)^{\frac{1}{k_w}} \quad (2.30)$$

El segundo método se basa en el método de los momentos [36]. Calculadas la media y la varianza de los datos e igualando al ratio entre la varianza de la ecuación (2.28) y la velocidad media de la ecuación (2.27) queda:

$$\frac{S_n^2}{\bar{v}_n^2} = \frac{n^{-1} \cdot \sum_{i=1}^n [v_i - (n^{-1} \cdot \sum_{i=1}^n v_i)]^2}{(n^{-1} \cdot \sum_{i=1}^n v_i)^2} = \frac{\Gamma\left(1 + \frac{2}{k_w}\right) - \Gamma^2\left(1 + \frac{1}{k_w}\right)}{\Gamma^2\left(1 + \frac{1}{k_w}\right)} \quad (2.31)$$

Donde  $S_n^2$  es la varianza de la muestra de  $n$  datos,  $\bar{v}_n$  es la media aritmética de los  $n$  datos. El parámetro de forma,  $k_w$ , puede estimarse de modo iterativo con la ecuación (2.31). El parámetro de escala,  $C_w$ , se calcula sustituyendo el parámetro de escala calculado anteriormente en la ecuación (2.27) como:

$$C_w = \frac{\bar{v}_n}{\Gamma\left(1 + \frac{1}{k_w}\right)} \quad (2.32)$$

El tercer método se basa en búsqueda de los parámetros  $C_w$  y  $k_w$  mediante la prueba  $\chi^2$  de Pearson cuando  $\chi^2 \approx 0$ , para más detalles consultar [36].

### 2.1.2.1.3 Distribución de Rayleigh

Si en la distribución de Weibull asignamos el valor  $k_w = 2$ , entonces, obtenemos un caso especial de la distribución de Weibull, la distribución de Rayleigh [24]. El modelo de distribución de probabilidad de

Rayleigh también es usado para describir el comportamiento de la velocidad del viento [17]. La función de densidad de probabilidad de la distribución de Rayleigh se define matemáticamente como [37]:

$$f_R(v) = \frac{2 \cdot v}{C_w^2} \cdot e^{-\left(\frac{v}{C_w}\right)^2} \quad (2.33)$$

Y la distribución acumulada se define como [37]:

$$F_R(v) = 1 - e^{-\left(\frac{v}{C_w}\right)^2} \quad (2.34)$$

En algunos textos, la distribución de Rayleigh se muestra con el parámetro  $v_{ave}$  en vez de con el parámetro  $C_w$  [17, 24]. Se define  $v_{ave}$  como la velocidad media anual a la altura del buje [17]. Estos dos parámetros se relacionan mediante la siguiente ecuación [17, 24].

$$v_{ave} = 0.5 \cdot C_w \cdot \sqrt[2]{\pi} \quad (2.35)$$

La media y desviación típica se pueden calcular sustituyendo el valor  $k_w = 2$  en las ecuaciones del punto anterior. Las distribuciones más usadas son las de Weibull y Rayleigh pero existen otras [38], una comparación con varios modelos de distribución se puede consultar [39] y [40].

### 2.1.2.2 Rampa de velocidad de viento

La componente rampa velocidad representa un ascenso de la velocidad del viento de un modo lineal. El modelo general de rampa para la velocidad de viento  $v$  en función del tiempo  $t$ , se puede indicar matemáticamente como [31] [30]

$$v_{ramp}(t) = \begin{cases} 0 & t < T_{sr} \\ A_{ramp} \cdot \frac{(t - T_{sr})}{(T_{er} - T_{sr})} & T_{sr} \leq t \leq T_{er} \\ A_{ramp} & t > T_{er} \end{cases} \quad (2.36)$$

Donde  $A_{ramp}$  es la amplitud de la rampa (“amplitude ramp”) en  $[m/s]$ ,  $T_{sr}$  es el tiempo de inicio de la rampa (“time start ramp”) en  $[s]$ ,  $T_{er}$  es el tiempo final de la rampa (“time end ramp”) en  $[s]$  y  $t$  el tiempo en segundos. El modelo está caracterizado por los 3 parámetros  $A_r$ ,  $T_{sr}$  y  $T_{er}$ . Siendo  $D_{ramp}$  la duración de la rampa (“duration of the ramp”) en segundos, se calcula como:

$$D_{ramp} = T_{er} - T_{sr} \quad (2.37)$$

El ascenso de la velocidad de viento se puede representar mediante una función sigmoidea con los mismos parámetros ( $A_{ramp}$ ,  $T_{sr}$  y  $T_{er}$ .) que en la ecuación (2.36) con la ventaja de ser una función continua y no definida por tramos, como:

$$v_{ramp}(t) = \frac{A_{ramp}}{1 + \exp\left[\frac{-t + \left(\frac{T_{er} + T_{sr}}{2}\right)}{5 \cdot (T_{er} - T_{sr})}\right]} \quad (2.38)$$

En la Figura 2.13 se representa la rampa definida a tramos y la rampa definida mediante una función sigmoidea mediante las ecuaciones (2.36) y (2.38) respectivamente.

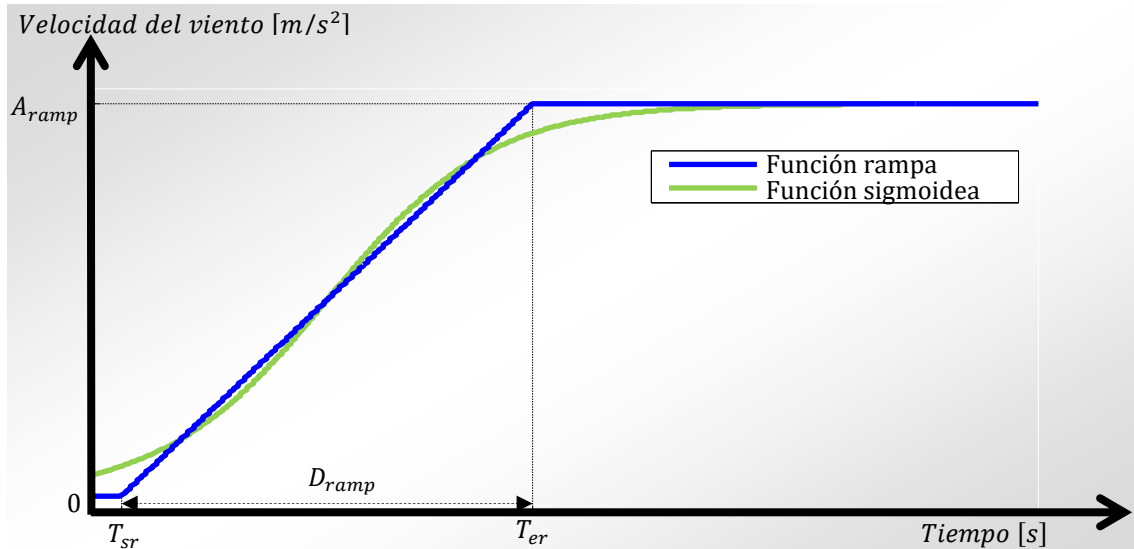


Figura 2.13: Rampa definida a tramos y mediante función sigmoidea.

El código para generar la Figura 2.13 se muestra en el Script 2.7.

Script 2.7: Rampa lineal y mediante función sigmoidea.

1	%% 1. datos de construcción de grafica
2	t=1:0.1:215;
3	T_sr=40; % Time star Ramp
4	T_er=140; % Time end Ramp
5	A_ramp=20; % Amplitude Ramp
6	%% 2. Rampa lineal
7	v1=zeros(1,length(t));
8	for i=1:length(t)
9	if t(i)<T_sr
10	v1(i)=0;
11	else
12	if t(i)<T_er
13	v1(i)=A_ramp*(t(i)-T_sr)/(T_er-T_sr);
14	else
15	v1(i)=A_ramp;
16	end
17	end
18	end
19	%% 3. Rampa sigmoideal
20	C=(T_er+T_sr)./2;
21	v2 = A_ramp.*(1+exp(-(t-C)./(1./5.*(T_er-T_sr)))).^-1;
22	%% 4. Visualización
23	plot(t,v1)
24	hold on
25	plot(t,v2,'r')
26	axis([min(t),max(t),min(v1)-1,max(v1)+1])
27	set(gca,'XTick',[T_sr,T_er])
28	set(gca,'XTickLabel',{'T_sr','T_er'})
29	set(gca,'YTick',[0,A_ramp])
30	set(gca,'YTickLabel',{'0','A_ramp'})
31	grid on
32	len{1}='Función rampa';
33	len{2}='Función sigmoidea';
34	legend(len)
35	xlabel('Tiempo')
36	ylabel('Velocidad viento ')

### 2.1.2.3 Ráfaga de velocidad de viento

La componente ráfaga se puede representar matemáticamente de un modo general con la siguiente ecuación [31]:

$$v_{gust}(t) = \begin{cases} 0 & t < T_{sg} \\ \frac{A_g}{2} \cdot \left[ 1 - \cos \left( 2 \cdot \pi \cdot \left( \frac{t}{D_g} - \frac{T_{sg}}{D_g} \right) \right) \right] & T_{sg} \leq t \leq T_{eg} \\ 0 & t > T_{eg} \end{cases} \quad (2.39)$$

Donde  $A_g$  es la amplitud de la rafa (“amplitude gust”) en [m/s],  $T_{sg}$  es el tiempo de inicio de la ráfaga (“time start gust”) en [s],  $T_{eg}$  es el tiempo final de la ráfaga (“time end gust”) en [s], y  $t$  el tiempo en segundos.  $D_g$  es la duración de la ráfaga (“duration of the gust”) en segundos que se calcula como:

$$D_g = T_{eg} - T_{sg} \quad (2.40)$$

En la siguiente gráfica se muestra los valores que definen una ráfaga.

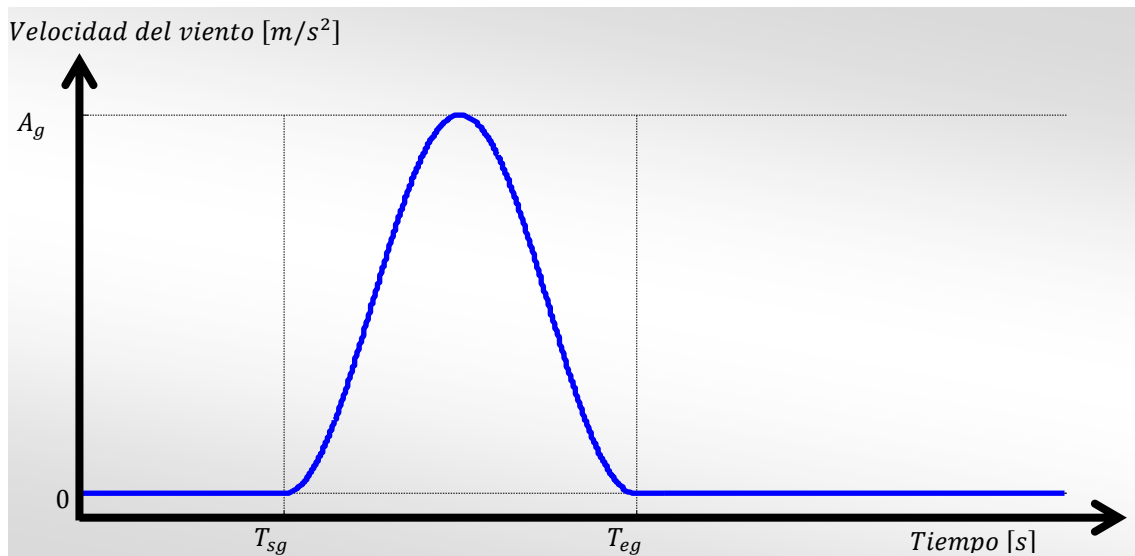


Figura 2.14: Ráfaga de viento

El código para generar la Figura 2.14 se muestra en el Script 2.8.

Script 2.8: Ráfaga de viento

1	<code>% 1. datos de construcción de grafica</code>
2	<code>t=1:0.1:215;</code>
3	<code>T_sg=rand()*100; % Time star Gust</code>
4	<code>T_eg=rand()*100+T_sg; % Time end Gust</code>
5	<code>A_g=rand()*33; % Amplitude Gust</code>
6	<code>D_g=T_eg-T_sg; % Duration of the gust</code>
7	<code>% 2. Gust</code>
8	<code>v1=zeros(1,length(t));</code>
9	<code>for i=1:length(t)</code>
10	<code>    if(T_sg&lt;t(i) &amp;&amp; (t(i)&lt;T_eg)</code>
11	<code>        v1(i)=A_g/2*(1-cos(2*pi*(t(i)/D_g-T_sg/D_g)));</code>
12	<code>    else</code>
13	<code>        v1(i)=0;</code>
14	<code>    end</code>
15	<code>end</code>
16	<code>% 3. Visualización</code>
17	<code>plot(t,v1)</code>
18	<code>hold on</code>
19	<code>axis([min(t),max(t),min(v1)-1,max(v1)+1])</code>
20	<code>set(gca,'XTick',[T_sg,T_eg])</code>
21	<code>set(gca,'XTickLabel',{'T_sg','T_eg'})</code>
22	<code>set(gca,'YTick',[0,A_g])</code>
23	<code>set(gca,'YTickLabel',{'0','A_g'})</code>
24	<code>grid on</code>
25	<code>len{1}='Función ráfaga. A_g*[1-cos(2*pi*(t/D_g-T_sg)/D_g)]';</code>



26	legend(len)
27	tt=xlabel('Tiempo. (m/s)')
28	ylabel('Velocidad viento ')

Factor ráfaga o “gust factor” es definido como el ratio entre velocidad máxima del viento de duración  $t$  y la media de la velocidad del viento en un periodo  $T$ . Matemáticamente se expresa como:[41]

$$G_{t,T} = \frac{U_t}{U_T} \quad (2.41)$$

Donde ,  $G_{t,T}$  es el factor ráfaga o “gust factor”,  $U_t$  es la velocidad máxima de viento en el periodo  $t$  y  $U_T$  es la velocidad media en el periodo  $T$ . Generalmente los valores usados para calcular Factor ráfaga o “gust factor” son  $t = 3s$  y  $T = 600s$  o  $T = 3600s$  [42] [41].

Una forma más simple de expresar el factor de ráfaga o “gust factor”, de uso frecuente y con buenos resultados teóricos se expresa matemáticamente como [41]

$$G_{t,T} = 1 + C_g \cdot Ti \cdot \ln\left(\frac{3600}{t}\right) \quad (2.42)$$

Donde  $C_g$  es el coeficiente factor ráfaga o “gust factor coefficient” que en [28] tiene un valor  $C_g = 0.42$  y  $Ti$  es la intensidad de la turbulencia o “turbulence intensity”.

#### 2.1.2.4 Turbulencia de velocidad de viento

La turbulencia es la fluctuación de la velocidad del viento en una escala de tiempo pequeña (menor de diez minutos). La turbulencia se genera principalmente por dos causas: Una primera causa es debida a la fricción con la superficie del suelo por la rugosidad con elementos como árboles y edificios y por la presencia de elementos topográficos como colinas y montañas. Una segunda causa es debida a las diferencias de temperatura, presión y humedad entre las capas atmosféricas que producen un desplazamiento vertical de las masas de aire [28].

En los siguientes puntos se muestra diferentes aspectos para modelar el comportamiento de la velocidad de viento turbulenta. Primeramente, la intensidad de la turbulencia se define en el punto 2.1.2.4.1. A continuación, la desviación estándar de la turbulencia para los modelos normalizados de aerogeneradores se muestra en el punto 2.1.2.4.2. Posteriormente, en el punto 2.1.2.4.3 se calcula la densidad espectral de una serie temporal y se muestra la densidad espectral de los modelos de Kaimal y Karman. Seguidamente, en el punto 2.1.2.4.4 se muestra varias técnicas de generación de series temporales turbulentas. Por último, en el punto 2.1.2.4.5 se citan softwares de generación de series temporales turbulentas.

##### 2.1.2.4.1 Intensidad

La intensidad de la turbulencia longitudinal se define como la desviación típica de la velocidad del viento dividida por la velocidad media del viento, determinada a partir de un mismo conjunto de datos medidos de la velocidad del viento, y tomadas sobre un periodo de tiempo especificado [27, 28]. La intensidad de turbulencia longitudinal se define matemáticamente como:

$$I_{long} = \frac{\sigma_{long}}{\bar{v}_{long}} \quad (2.43)$$

Donde  $I_{long}$  es la intensidad de turbulencia longitudinal,  $\sigma_{long}$  es la desviación estandar de la velocidad del viento en el eje longitudinal y  $\bar{v}_{long}$  es la media de la velocidad del viento en el eje longitudinal. El cálculo de la media y la desviación se calcula a la altura del buje del aerogenerador con valores medios cada 10 minutos y para una periodicidad anual [28] [27].

Para los cálculos de fatiga y el efecto de la estela en los parques de aerogeneradores se define la turbulencia efectiva [43] [27].

### 2.1.2.4.2 Desviación estándar

La International Electrotechnical Commission (IEC) y Germanischer Lloyd Certification (GL) establecen que la desviación estándar anual de la velocidad del viento se calcula para las clases normalizadas de aerogeneradores como [24]:

$$\sigma_{long} = \frac{I_{15} \cdot (15 + \lambda \cdot \bar{v}_{long})}{\lambda + 1} \tag{2.44}$$

En la Tabla 2.8 se muestran los parámetros para usar con la ecuación (2.44) para las clases normalizadas de aerogeneradores según IEC y GL.

**Tabla 2.8: Parámetros básicos de las clases de aerogeneradores según la International Electrotechnical Commission (IEC) y Germanischer Lloyd Certification (GL).**

WT Clases						
	I	II	III	IV	S	
$v_{ref}$	50	42,5	37,5	30		
$v_{ace}$	10	8,5	7,5	6		
a	$I_{15}$	0,18	0,18	0,18	0,18	Values to be specified by the manufacturer.
	$\lambda$	2	2	2	2	
b	$I_{15}$	0,16	0,16	0,16	0,16	
	$\lambda$	3	3	3	3	

Donde  $v_{ref}$  es la velocidad de viento de referencia (indica que el valor medio de la velocidad de viento a la altura del buje cada 10 minutos no será superada con un periodo de recurrencia de 50 años),  $v_{ace}$  es la velocidad media anual de viento a la altura del buje,  $I_{15}$  es la intensidad turbulenta debida a una velocidad de viento longitudinal de 15m/s,  $\lambda$  es el parámetro pendiente (“slope parameter”),  $a$  es la categoría para sitios con altas turbulencias y  $b$  es la categoría para sitios con bajas turbulencias.

### 2.1.2.4.3 Densidad espectral

La densidad Espectral o “Spectral Density” de una señal indica la distribución de las frecuencias en el espectro de frecuencias. La densidad espectral se puede calcular a partir de una muestra de datos [44, 45]. En el punto 2.1.2.4.3.1 se muestra el cálculo de la densidad espectral a partir de una serie temporal de velocidades de viento. En el punto 2.1.2.4.3.2 se muestra las ecuaciones de distribución espectral de Kaimal de velocidad de viento turbulento. Por último, en el punto 2.1.2.4.3.3 se muestra la distribución espectral de Karman de velocidad de viento turbulento.

### 2.1.2.4.3.1 Densidad espectral de una serie temporal

Dada una señal de velocidades de viento muestreada  $n$  veces durante un periodo  $T$  donde las muestras son tomadas a intervalos constantes  $\Delta t$ , es decir, con una frecuencia de muestreo:

$$f_m = \frac{1}{\Delta t} \quad (2.45)$$

El conjunto de muestras de velocidad viento se denota como  $V = \{v_1, \dots, v_n\}$ . Se cumple la siguiente relación:

$$T = \Delta t \cdot n = \frac{n}{f_m} \quad (2.46)$$

Según el teorema de Teorema de muestreo de Nyquist-Shannon la reconstrucción matemática de una señal periódica continua a partir de sus muestras, es posible si la señal está limitada en banda y la tasa de muestreo es superior al doble de su ancho de banda. Por ello el rango de frecuencias que podemos representar matemáticamente es:

$$\frac{f_m}{n} = \underbrace{\frac{1}{\Delta t \cdot n}}_{\frac{1}{T}} \leq f_i \leq \underbrace{\frac{1}{\Delta t \cdot 2}}_{\frac{n}{2 \cdot T}} = \frac{f_m \cdot (m - 1)}{n} \approx \frac{f_m}{2} \quad (2.47)$$

Donde  $f_{min}$  es la frecuencia más pequeña,  $f_{max}$  es la frecuencia más grande y  $f_i$  es la frecuencia  $i$  – ésimo con valores entre  $(f_{min}, f_{max})$  calculándose como:

$$f_i = f_{min} \cdot (i - 1) \quad \text{para } i = \{1, 2, \dots, m\} \quad (2.48)$$

Donde  $m$  es aproximadamente la mitad del número de muestras, se calcula como:

$$m = \text{floor}\left(\frac{n}{2}\right) + 1 \quad (2.49)$$

Donde  $\text{floor}()$  es la función suelo. Usando la transformada discreta de Fourier en la señal muestreada se obtienen los coeficientes como<sup>9</sup>:

$$d_k = \sum_{j=1}^{j=n} \left[ v_{(j-1)} \cdot \exp\left(\frac{-2 \cdot \pi \cdot 1i \cdot (k - 1) \cdot (j - 1)}{n}\right) \right] \quad \text{para } k = 1, \dots, n \quad (2.50)$$

Donde  $c_k \in \mathbb{C}$  es el coeficiente  $k$  – ésimo de la transformada de Fourier y  $1i$  es la unidad imaginaria ( $1i = \sqrt{-1}$ ). La señal muestreada se puede expresar de forma equivalente con los coeficientes de la transformada discreta de Fourier como:

$$v_j = \sum_{i=1}^{i=m} [|c_i| \cdot \cos(2 \cdot \pi \cdot f_i \cdot j \cdot \Delta t + \varphi_i)] \quad \text{para } j = 0, 1, \dots, n. \quad (2.51)$$

Donde los coeficientes de la transformada de FFT se calculan como:

<sup>9</sup> La ecuación que se muestra está obtenida a partir de la función de transformada rápida de Fourier de la librería de Matlab en la que los índices de los coeficientes empiezan en uno. Otras librerías de FFT como numpy en Python usan índices de los coeficientes desde cero.

$$c_1 = \frac{d_1}{n} \tag{2.52}$$

$$c_k = \begin{cases} 2 \cdot \frac{|d_k|}{n} & \text{para } k = \{2,3, \dots, m-1\} \end{cases} \tag{2.53}$$

$$c_m = \begin{cases} 2 \cdot \frac{|d_m|}{n} & \text{si } n \bmod 2 \equiv 1 \\ \frac{d_m}{n} & \text{si } n \bmod 2 \equiv 0 \end{cases} \tag{2.54}$$

Y donde  $\varphi_i$  es el ángulo desfasado y se calcula como:

$$\varphi_i = \arctan\left(\frac{\text{imag}(d_i)}{\text{real}(d_i)}\right) \text{ para } i = 1, \dots, m \tag{2.55}$$

En el Script 2.9 se muestra la función para calcular los parámetros  $c_i$ ,  $\varphi_i$  y  $f_i$  para  $i = \{1,2, \dots, m\}$  de la FFT a partir de una serie temporal.

**Script 2.9: Función para calcular los parámetros de la FFT a partir de una serie temporal.**

```

1 function [ c, Fi, f ] = FFT( V, f m)
2 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
3 %% Descripción
4 % Función que calcula los parámetros de la transformada de Fourier de una serie
5 % temporal
6 %% Input
7 % V: Vector de tamaño (1,n) de velocidades de viento muestreada a una
8 % frecuencia f m.
9 % f m: Escalar con la frecuencia muestreo del vector V.
10 %% Output
11 % c: Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier
12 % (Modulo).
13 % Fi: Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier
14 % (Angulo).
15 % f: Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier
16 % (Frecuencia)
17 %
18 % v(t)=sum(c.*cos(2.*pi.*f.*t+Fi))
19 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
20 %% Cálculos
21 % 1. Número de muestras
22 n=length(V);
23 % 2. El tiempo entre una muestra y las siguiente.
24 var t=1/f m;
25 % 3. El tiempo total de la serie temporal.
26 T=var t*n;
27 % 4. Frecuencia mínima representada en la serie temporal.
28 f min=f m/n;
29 % 5. Frecuencia máxima representada en la serie temporal.
30 f max=f m/2;
31 % 6. Tamaño de los vectores de salida
32 m = floor(n/2)+1;
33 % 7. Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier
34 % (Frecuencia)
35 f=zeros(1,m);
36 for i=1:m
37     f(i)=(i-1)*f min;
38 end
39 % 8. Transformada discreta de Fourier en la señal muestreada. Eq: d = fft(V);
40 d=zeros(1,n);
41 for k=1:n
42     for j=1:n
43         d(k)=d(k)+V(j) .*exp((-2.*pi.*1i.*(k-1) .* (j-1))./n);

```

41	end
42	end
43	% 9. Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier (Modulo).
44	c=zeros(1,m);
45	c(1)=d(1)/n;
46	for k=2:m-1
47	c(k)=2.*abs(d(k))./n;
48	end
49	if rem(n,2)==1
50	c(m)=2.*abs(d(m))./n;
51	else
52	c(m)=abs(d(m))./n;
53	end
54	% 10. Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier (Angulo).
55	Fi=zeros(1,m);
56	Fi(1)=0;
57	for k=2:m-1
58	Fi(k)=atan2(imag(d(k)),real(d(k)));
59	end
60	if rem(n,2)==1
61	Fi(m)=atan2(imag(d(m)),real(d(m)));
62	else
63	Fi(m)=0;
64	end
65	end

Usando la ecuación (2.51) y usando la definición de varianza, se cumple la siguiente ecuación:

$$\sigma^2 = \frac{1}{n} \cdot \sum_{j=1}^{j=n} (v_j - \bar{v})^2 = \frac{1}{2} \cdot \sum_{k=2}^{k=m} |c_k|^2 \quad (2.56)$$

La varianza se define en función de la densidad espectral de potencia o “power spectral density” como:

$$\sigma^2 = \int_0^{+\infty} PSD(f) \cdot df \quad (2.57)$$

Donde  $f$  es la frecuencia. Discretizando la integral de la ecuación (2.57) aproximando  $\Delta f \approx df$  y dado que las frecuencias se encuentran entre  $f_{min}$  y  $f_{max}$ , queda.

$$\Delta f = f_{min} = (f_k - f_{k-1}) \quad \text{para } k = \{2, \dots, m\} \quad (2.58)$$

Usando las ecuaciones(2.57) y (2.58), queda:

$$\sigma^2 \approx \sum_{k=2}^{k=m} [PSD(f_k) \cdot \Delta f] \quad (2.59)$$

Combinando las ecuaciones (2.56) y (2.59), la densidad espectral de potencia se puede expresar como:

$$PSD(f_k) = \frac{|c_k|^2}{2 \cdot (f_k - f_{k-1})} = \frac{|c_k|^2}{2 \cdot f_{min}} \quad \text{para } k = \{2, \dots, m\} \quad (2.60)$$

La ecuación (2.60) asume que todas las frecuencias entre cero e infinito están presentes, pero solo las frecuencias de la ecuación (2.47) están presentes. Para salvar esta aproximación y cumplir la igualdad de la ecuación (2.57), la ecuación (2.59) debe cumplir estrictamente la igualdad como:

$$\sigma^2 = \sum_{k=2}^{k=m} [PSD(f_k) \cdot \Delta f] \tag{2.61}$$

En el caso de no cumplir la ecuación (2.61), un método para escalar PSD es:

$$PSD_{scaled}(f) = PSD(f) \cdot K_{scaled} \tag{2.62}$$

Donde  $PSD_{scaled}(f)$  es la densidad espectral normalizada y  $K_{scaled}$  es un parámetro para escalar la función de la densidad espectral que se calcula como:

$$K_{scaled} = \frac{\sigma^2}{\sum_{k=2}^{k=m} [PSD(f_k) \cdot f_{min}]} \tag{2.63}$$

En el Script 2.10 se muestra la función para calcular la densidad espectral  $PSD(f_k)$  a partir de una serie temporal:

**Script 2.10: Función para calcular los parámetros de la FFT a partir de una serie temporal.**

```

1 function [PSD, f] = PSD( V, f m)
2 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
3 %% Descripción
4 % Función que calcula el vector de la Densidad Espectral de Potencia y el vector
5 % de frecuencias asociado a partir de una serie temporal.
6 %% Input
7 % V: Vector de tamaño (1,n) de velocidades de viento muestreada a una
8 % frecuencia f m.
9 % f m: Escalar con la frecuencia muestreo del vector V.
10 %% Output
11 % PSD: Vector de tamaño (1,m) con los valores de la Densidad Espectral de
12 % Potencia
13 % f: Vector de tamaño (1,m) con los las frecuencias asociadas a PSD.
14 %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
15 %% Calculos
16 % 1. Numero de muestras
17 n=length(V);
18 % 2. El tiempo entre una muestra y las siguiente.
19 var t=1/f m;
20
21 % 3. El tiempo total de la serie temporal.
22 T=var t*n;
23
24 % 4. Frecuencia mínima representada en la serie temporal.
25 f min=f m/n;
26
27 % 5. Frecuencia máxima representada en la serie temporal.
28 f max=f m/2;
29
30 % 6. Tamaño de los vectores de salida
31 m = floor(n/2)+1;
32
33 % 7. Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier
34 % (Frecuencia)
35 f=zeros(1,m);
36 for i=1:m
37     f(i)=(i-1)*f min;
38 End
39
40 % 8. Transformada discreta de Fourier en la señal muestreada. Eq: d = fft(V);
41 d=zeros(1,n);
42 for k=1:n
43     for j=1:n
44         d(k)=d(k)+V(j).*exp((-2.*pi.*1i.*(k-1).(j-1))./n);
45     End
46 End

```

45	End
46	
47	% 9. Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier (Modulo).
48	c=zeros(1,m);
49	c(1)=d(1)/n;
50	for k=2:m-1
51	c(k)=2.*abs(d(k))./n;
52	End
53	if rem(n,2)==1
54	c(m)=2.*abs(d(m))./n;
55	Else
56	c(m)=abs(d(m))./n;
57	End
58	
59	% 10. Vector de tamaño (1,m) de coeficientes de la transformada de Fourier (Angulo).
60	Fi=zeros(1,m);
61	Fi(1)=0;
62	for k=2:m-1
63	Fi(k)=atan2(imag(d(k)),real(d(k)));
64	End
65	if rem(n,2)==1
66	Fi(m)=atan2(imag(d(m)),real(d(m)));
67	Else
68	Fi(m)=0;
69	End
70	
71	% 11. Vectores de la Densidad Espectral de Potencia, , sin la frecuencia cero.
72	PSD=c.^2./2./f_min;
73	PSD=PSD(2:end);
74	f=f(2:end);
75	
76	% 12. Normalización de PSD
77	PSD= PSD .* var(V)./sum(PSD.*f_min);
78	
79	End

### 2.1.2.4.3.2 Densidad espectral de Kaimal

El espectro de Kaimal fue definido por primera vez en 1972 [46]. El espectro de Kaimal puede definirse matemáticamente para las tres componentes de la dirección de la velocidad: longitudinal, lateral y ascendente [28]. Para la componente longitudinal de velocidad de viento queda:

$$\frac{f \cdot PSD(f)}{\sigma_{long}^2} = \frac{4 \cdot f \cdot \frac{L_{long}}{\bar{v}_{long}}}{\left(1 + 6 \cdot f \cdot \frac{L_{long}}{\bar{v}_{long}}\right)^{\frac{5}{3}}} \quad (2.64)$$

Donde  $f$  es la frecuencia en Hz,  $PSD(f)$  es la densidad espectral de la componente de la velocidad [(m/s)<sup>2</sup>/Hz],  $\sigma_{long}$  es la desviación típica de la componente de la velocidad longitudinal,  $L_{long}$  es el parámetro escalar integral de la componente longitudinal de la velocidad del viento en metros,  $\bar{v}_{long}$  es la velocidad media a la altura del buje.

En [28], se define los parámetros de la ecuación (2.64). La desviación típica de la componente longitudinal,  $\sigma_1$ , se calcula con la ecuación (2.44), y debe cumplir:

$$\sigma_{long}^2 = \int_0^{+\infty} PSD(f) \cdot df \quad (2.65)$$

El parámetro escalar integral de la componente longitudinal de la velocidad del viento  $L_{long}$  se define [27] como:

$$L_{long} = 8.1 \cdot \Lambda_{long} \tag{2.66}$$

Donde  $\Lambda_1$  es el parámetro escalar de la turbulencia a la altura del buje [27], viene dado por:

$$\Lambda_{long} = \begin{cases} 0.7 \cdot z & z \leq 60 \text{ m} \\ 42 & z > 60 \text{ m} \end{cases} \tag{2.67}$$

Se define una frecuencia mínima,  $f_{min}$ , y una frecuencia máxima,  $f_{max}$ , para representar la distribución espectral de Kaimal, pero como no todas las frecuencias están presentes, se busca escalar la función para que cumpla:

$$\int_{f=f_{min}}^{f=f_{max}} PSD(f) \cdot df = \sigma_{long}^2 \tag{2.68}$$

En el Script 2.11 se muestra la función para calcular la distribución espectral de Kaimal,  $PSD(f_k)$ , a partir de la velocidad media, la varianza, la altura, una frecuencia mínima y máxima.

Script 2.11: Función para calcular los parámetros de la FFT a partir de una serie temporal.

1	<code>function [ PSD, f ] = Kaiman( v long, Sigma long, z, f min, f max)</code>
2	<code>%%%</code>
3	<code>%% Descripción</code>
4	<code>% Función que calcula el vector de la Densidad Espectral de Potencia y el vector de frecuencias asociado a partir de una serie temporal.</code>
5	<code>%</code>
6	<code>%% Input</code>
7	<code>% V: Vector de tamaño (1,n) de velocidades de viento muestreada a una frecuencia f m.</code>
8	<code>% f m: Escalar con la frecuencia muestreo del vector V.</code>
9	<code>%% Output</code>
10	<code>% v long: velocidad media del viento a la altura z [m/s].</code>
11	<code>% f: Desviación típica de la velocidad a la altura z [m/s].</code>
12	<code>% f min: Frecuencia mínima representable [hz].</code>
13	<code>% f max: Frecuencia máxima representable [hz].</code>
14	<code>% PSD: Vector de tamaño (1,m) con los valores de la Densidad Espectral de Potencia.</code>
15	<code>% f: Vector de tamaño (1,m) con los las frecuencias asociadas a PSD.</code>
16	<code>%</code>
17	<code>%</code>
18	<code>% Nota1: El primer valor del vector f es la frecuencia cero. ==&gt; f(1)=0;</code>
19	<code>% Nota2: El primer valor del vector PSD es el valor medio asociado a la frecuencia vero. ==&gt; PSD(1)=mean(V);</code>
20	<code>%</code>
21	<code>%%%</code>
22	<code>%% Calculos</code>
23	<code>v long=10; % [m/s] velocidad media a la altura del buje.</code>
24	<code>Sigma long=3; % Sigma long (Valor inventado)</code>
25	<code>f min=20; % la frecuencia con la que salen la serie tempo-ral</code>
26	<code>z=30; % [m] es la altura sobre el suelo.</code>
27	<code>f min=0.00001; % [hz] mínima frecuencia representable</code>
28	<code>f max=0.1; % [hz] máxima frecuencia representable</code>
29	
30	<code>% 1. Parametro escalar de la turbulencia a la altura del buje (<math>\Lambda_1</math>)</code>
31	<code>if z&gt;= 60</code>
32	<code>    Lambda long=0.7*z;</code>
33	<code>else</code>
34	<code>    Lambda long=42;</code>
35	<code>end</code>
36	
37	<code>% 2. Parámetro escalar integral de la componente longitudinal de la velocidad del viento en metros.</code>
38	<code>L long=8.1*Lambda long;</code>



39	
40	<code>% 3. Vector de tamaño (1,m) con los las frecuencias asociadas a PSD.</code>
41	<code>f=f_min:f_min:f_max;</code>
42	
43	<code>% 4. Densidad Espectral de Potencia de Kaiman</code>
44	<code>PSD = 4.*f.*L_long./v_long./(1+6.*f.*L_long./v_long).^ (5/3) .*Sigma_long.^2./f;</code>
45	
46	<code>% 5. Normalizado.</code>
47	<code>PSD = PSD*Sigma_long^2/sum(PSD*f_min) ;</code>
48	
49	<code>% 6. Se añade la frecuencia cero. (Valor medio)</code>
50	<code>PSD = [v_long, PSD];</code>
51	<code>f=[0, f];</code>
52	<code>end</code>

### 2.1.2.4.3.3 Densidad espectral de Karman

Al igual que la distribución espectral de Kaimal, el modelo de turbulencia de Von Karman [47], depende de la velocidad media de viento, los parámetros de longitud de escala y la intensidad de la turbulencia. La distribución espectral de Karman se define matemáticamente como [28]:

$$\frac{f \cdot PSD(f)}{\sigma_{long}^2} = \frac{4 \cdot f \cdot \frac{L_{2,long}}{\bar{v}_{long}}}{\left(1 + 70.8 \cdot \left(f \cdot \frac{L_{2,long}}{\bar{v}_{long}}\right)^2\right)^{\frac{5}{6}}} \quad (2.69)$$

Donde  $L_{2,long}$  es el parámetro escalar integral de la componente longitudinal de la velocidad del viento para el modelo de Karman.

### 2.1.2.4.4 Generación de series temporales

Las turbulencias en la velocidad del viento en una localización particular pueden ser descritas mediante modelos estocásticos. Existen varios métodos para la generación de series temporales de viento, los más usados son los modelos basados en modelos autorregresivos y métodos basados en el conocimiento previo de las densidades espectrales [44] [48]. Existen trabajos que hibridan estos modelos con modelos basados en cadenas de Markov [49].

En el punto 2.1.2.4.4.1 se muestran los métodos autorregresivos para la generación de series temporales de viento. En el punto 2.1.2.4.4.2 y 2.1.2.4.4.3 se muestran los métodos basados en el conocimiento de la densidad espectral también llamados “Shinozuka method” [44, 48].

#### 2.1.2.4.4.1 Métodos autorregresivos

Un modelo autorregresivo es usado para representar procesos aleatorios donde la salida en cada instante depende de los valores anteriores y de una cierta aleatoriedad. Los modelos autorregresivos son utilizados para realizar previsiones de viento [50], también son utilizados para el modelado de la velocidad de viento para su uso en simulación [51]. En punto 2.1.2.4.4.1 se muestra el modelo autorregresivo  $AR(p)$  y en el punto 2.1.2.4.4.1.2 se muestra otros modelos autorregresivos.

### 2.1.2.4.4.1.1 Modelo autorregresivo o “autoregressive model” AR(p)

El modelo más simple es el que únicamente tiene una parte autorregresiva, este modelo se llama modelo autorregresivo o “autoregressive model” y se denota como  $AR(p)$  donde  $p$  es el orden. Se denota como:

$$v(t) = c + \sum_{i=1}^{i=p} \varphi_i \cdot v(t - i) + \varepsilon(t) \quad (2.70)$$

Donde  $v(t)$  es la velocidad del viento en el instante  $t$ ,  $c$  es una constante,  $\varphi_i$  son los parámetros autorregresivos,  $\varepsilon(t)$  es una variable aleatoria independiente que se genera en cada instante  $t$  con una distribución normal que tiene una media nula y una varianza constante  $\sigma_\varepsilon^2$ , matemáticamente se denota como  $\varepsilon(t) \sim N(0, \sigma_\varepsilon)$ .

La constante,  $c$ , y los parámetros del modelo autorregresivo,  $\{\varphi_1, \dots, \varphi_p\}$ , se consideran valores fijos a calcular. El modelo autorregresivo cumple las siguientes propiedades:

**Primero:** *El valor medio esperado en cada instante es el mismo para toda la serie temporal.* Aplicando la propiedad de la esperanza matemática a la ecuación (2.70) queda:

$$E(v) = \frac{c}{1 - \sum_{i=1}^{i=p} \varphi_i} \quad (2.71)$$

Donde  $E(v)$  es la media de la serie temporal.

**Segundo:** *la varianza esperada de en cada instante es la misma para toda la serie temporal.* Aplicando las propiedades de la varianza a la ecuación (2.70) queda:

$$var(v) = \frac{\sigma_\varepsilon^2}{1 - \sum_{i=1}^{i=p} \varphi_i^2} \quad (2.72)$$

Donde  $var(v_t)$  es la varianza de la serie temporal.

La autocovarianza entre un instante  $v(t)$  y otro  $v(t - k)$  separados  $k$  instantes se denota como  $C_{vv}(t, k)$ . La autocovarianza se define matemáticamente como:

$$C_{vv}(t, k) = E[v(t) \cdot v(t - k)] - E[v] \cdot E[v] \quad (2.73)$$

**Tercero:** dado un  $k$  cualquiera, la autocovarianza  $C_{vv}(t, k)$  es la misma para todos los instantes  $t$ . Aplicando la propiedad de la autocovarianza a la ecuación (2.70) queda:

$$C_{vv}(t, k) = \sum_{i=1}^{i=p} [\varphi_i \cdot C_{vv}(t, i)] + \sigma_\varepsilon^2 \cdot \delta(t, 0) \quad (2.74)$$

Donde  $\delta(t, 0)$  es la función Delta de Kronecker, definida como:

$$\delta(t, 0) = \begin{cases} 1 & \text{si } t = 0 \\ 0 & \text{si } t \neq 0 \end{cases} \quad (2.75)$$

Un modo de calcular los parámetros es conociendo la media, la varianza y las autocovarianzas de la serie temporal. Un método consiste en utilizar las ecuaciones de Yule-Walker

$$\begin{bmatrix} C_{vv}(t, 1) \\ \vdots \\ C_{vv}(t, p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{vv}(t, 0) & \cdots & C_{vv}(t, 1-p) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ C_{vv}(t, p-1) & \cdots & C_{vv}(t, 0) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \varphi_1 \\ \vdots \\ \varphi_p \end{bmatrix} \quad (2.76)$$

Darse cuenta que cuando  $k$  es igual cero,  $k = 0$ , la autocovarianza en ese instante  $C_{vv}(t, i)$ , es la varianza de la serie temporal como:

$$C_{vv}(t, i) = \text{var}(v) \quad \text{para } i = \{1, \dots, p\} \quad (2.77)$$

Usando la ecuación y queda:

$$\begin{bmatrix} C_{vv}(t, 1) \\ \vdots \\ C_{vv}(t, p) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{var}(v) & \cdots & C_{vv}(t, p-1) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ C_{vv}(t, p-1) & \cdots & \text{var}(v) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \varphi_1 \\ \vdots \\ \varphi_p \end{bmatrix} \quad (2.78)$$

Para la resolución del método autorregresivo,  $AR(p)$ , primero se obtienen los valores  $\varphi_1$  de la ecuación (2.78), segundo se obtiene la varianza de la variable aleatoria  $\sigma_\varepsilon^2$  con la ecuación (2.72) y por último el cálculo de la constante  $c$  con la ecuación (2.71).

El código para generar una serie temporal de  $n$  puntos a partir de la media, varianza y autocovarianza, se muestra en el Script 2.12.

**Script 2.12: Serie temporal de  $n$  puntos a partir de la media, varianza y autocovarianza.  $AR(p)$**

1	<code>function [V] = autorregresive_AR(Media, Varianza, Autocovarianza, N)</code>
2	<code>% Autoregressive model AR(p)</code>
3	<code>%</code>
4	<code>% Input:</code>
5	<code>% Media : Media de la serie temporal. Size(1 x 1)</code>
6	<code>% Varianza : Varianza de la serie temporal. Size(1 x 1)</code>
7	<code>% Autocovarianza : Vector de autocovarianzas. Size(1 x p)</code>
8	<code>% N : Número de instantes. Size(1 x 1)</code>
9	<code>% Output</code>
10	<code>% V : Serie temporal. Size(p x 1)</code>
11	<code>%</code>
12	<code>%</code>
13	<code>% 1. Grado del modelo autorregresivo. (p)</code>
14	<code>p=length(Autocovarianza);</code>
15	<code>Autocovarianza=reshape(Autocovarianza,1,p);</code>
16	<code>%</code>
17	<code>% 2. Cálculo de los parámetros autorregresivos. (Phi)</code>
18	<code>X=[];</code>
19	<code>for i=1:p</code>
20	<code>    X=[X;Autocovarianza(1:i-1),Varianza,Autocovarianza(i:end-1)];</code>
21	<code>end</code>
22	<code>Phi=inv(X)*Autocovarianza';</code>
23	<code>%</code>
24	<code>% 3. Calculo de la desviación típica de la variable aleatoria independiente. (Sigma Epsilon)</code>
25	<code>% Nota: La varianza es Sigma Epsilon^2</code>
26	<code>Sigma Epsilon=sqrt(Varianza*(1-sum(Phi.^2))); %</code>
27	<code>%</code>
28	<code>% 4. Cálculo de la constante. (c)</code>
29	<code>c=Media*(1-sum(Phi));</code>
30	<code>%</code>
31	<code>% 5. Calculo del vector de la serie temporal. (V)</code>
32	<code>V=zeros(N,1);</code>
33	<code>V(1:p)=Media; % El valor inicial es el valor medio.</code>
34	<code>for i=p+1:N-1</code>
35	<code>    Epsilon t=random('Normal',0,Sigma Epsilon);</code>
36	<code>    V(i)=c+sum(V(i-p:i-1).*Phi)+Epsilon t;</code>
37	<code>end</code>

### 2.1.2.4.4.1.2 Otros modelos autorregresivos

Un modelo autorregresivo AR(p) al que se le añade un componente de media móvil se transforma en un modelo autorregresivo de media móvil o “autoregressive moving average model” (ARMA) [52] y se denota como  $ARMA(p, q)$ .

$$v(t) = c + \sum_{i=1}^{i=p} \varphi_i \cdot v(t - i) + \sum_{j=1}^{j=q} \theta_j \cdot \varepsilon(t - j) + \varepsilon(t) \tag{2.79}$$

Donde  $\theta_i$  son los parámetros del modelo. Los parámetros del modelo ARMA se pueden estimar mediante mínimos cuadrados [53], por medio del método de Burg o “Burg’s Method” [54] y otro modo es por medio del método de Shanks o “Shanks method [54].

El uso de modelos ARMA junto con modelos de heterocedasticidad condicional autorregresiva o “autoregressive conditional heteroskedasticity” (GARCH) para el modelado de la velocidad de viento mejora el modelado del comportamiento del viento [51]. Este comportamiento más realista se debe a la posibilidad de modelar en la misma serie temporal momentos la alta variación de la velocidad del viento con momentos con de poca variación. Los modelos GARCH modifican el valor de la varianza de la variable aleatoria  $\sigma_\varepsilon(t)$  en función de los valores anteriores a  $t$  usando modelos autorregresivos, es decir, usan un modelo autorregresivo adicional para calcular la varianza de la variable aleatoria [55].

Otro modelo autorregresivo es el modelo autorregresivo integrado de media móvil o “auto regressive integrated moving average model” (ARIMA) en el que se añade la diferencia de la señal de la serie temporal entre  $d$  instantes, se denota como  $ARMA(p, d, q)$  [40]. Los modelos AR y ARMA son casos particulares del modelo general ARIMA [56].

### 2.1.2.4.4.2 Van der Hoven spectrum method

En 1957 Van der Hoven construyó un espectro de velocidades de viento a partir de muestras a corto y a largo tiempo en Brookhaven, New York. Concluyó que existe muy poca energía en el rango de espectros entre 2 horas y 10 minutos, tal y como se aprecia en la figura siguiente [57]. Aunque este concepto está ampliamente utilizado no puede ser aplicado universalmente [28].

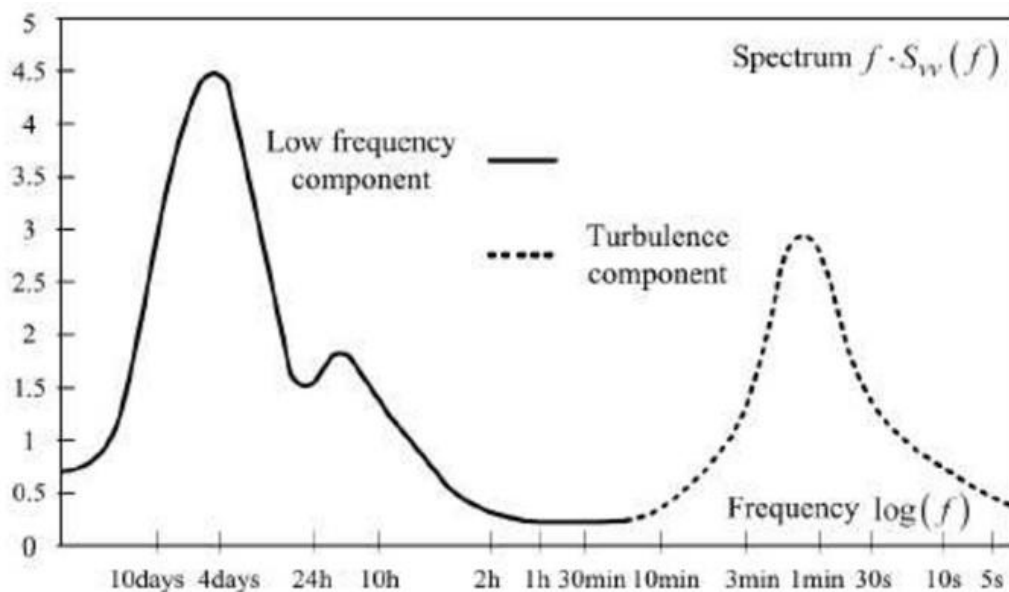


Figura 2.15: Modelo espectral de Van der Hoven de la velocidad del viento [57]

En [58] y [59] basándose en el modelo de Van der Hoven model, la velocidad del viento en cada instante  $t$  es modelada a partir de la ecuación:

$$v(t) = \sum_{i=1}^{i=m-1} A_i \cdot \cos(2 \cdot \pi \cdot f_i \cdot t + \varphi_i) \quad (2.80)$$

Donde  $m$  se calcula con la ecuación (2.49),  $\varphi_0$  es cero y  $\varphi_i$  para  $i \in [1, m]$  es generado aleatoriamente con una distribución uniforme en el dominio  $[-\pi, \pi]$  como:

$$\varphi_i = \begin{cases} 0 & \text{para } i = 1 \\ \sim U([-\pi, \pi]). & \text{para } 1 < i \leq m - 1 \end{cases} \quad (2.81)$$

El parámetro  $A_i$  se calcula como

$$A_i = \begin{cases} \bar{v} & \text{para } i = 1 \\ \frac{2}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{[PSD(f_i) + PSD(f_{i+1})]}{2} \cdot (f_{i+1} - f_i) \cdot 2 \cdot \pi} & \text{para } 1 < i < m - 1 \end{cases} \quad (2.82)$$

El modelo de Van der Hoven genera series temporales de velocidad de viento de un modo sencillo y manteniendo las frecuencias periódicas.

El código para crear una serie temporal de viento a partir de una serie temporal muestreada se muestra a continuación:

#### Script 2.13: Serie de temporal de viento por el método de Van der Hoven.

1	<code>function [ V, t ] = VanDerHovenMethod(V media,PSD,f,f_out,T end)</code>
2	<code>%%%</code>
3	<code>%% Descripción</code>
4	<code>% Método de Van Der Hoven para genera una serie temporal a partir de la Densidad</code>
5	<code>% Espectral de Potencia y el vector de frecuencias asociado.</code>
6	<code>%% Input</code>
7	<code>% V media: Escalar con la velocidad media del viento [m/s].</code>
8	<code>% PSD: Vector de tamaño (1,m) con los valores de la Densidad Espectral de</code>
9	<code>% f: Vector de tamaño (1,m) con los las frecuencias asociadas a PSD [hz].</code>
10	<code>% f m: Escalar con la frecuencia muestreo del vector V [hz].</code>
11	<code>% T end: Escalar con el tiempo final de la serie temporal [s].</code>
12	<code>%% Output</code>
13	<code>% V: Vector de tamaño (1,n) de velocidades de viento muestreada a una</code>
14	<code>% frecuencia f m.</code>
15	<code>% t: Vector tiempo de tamaño (1,n) asociado al vector V [s].</code>
16	<code>%%%</code>
17	<code>Datos de entrada</code>
18	<code>%% Cálculos</code>
19	<code>% 1. longitud del vector PSD</code>
20	<code>m=length(f);</code>
21	<code>m=length(PSD);</code>
22	
23	<code>% 2. frecuencia mínima representada en el PSD.</code>
24	<code>f_min=f(2)-f(1);</code>
25	
26	<code>% 3. Velocidad media [m/s]</code>
27	<code>V media=sqrt(PSD(1)*2*f_min);</code>
28	
29	<code>% 4. Vector de tamaño (1,n) del tiempo asociado al vector V [s].</code>
30	<code>t=0:1/f_m:T end;</code>
31	
32	<code>% 5. Serie temporal de velocidades de viento [m/s].</code>
33	<code>V=zeros(1,length(t));</code>

34	phi=rand(1,m)*2*pi;
35	for i=1:length(t)
36	V(i)=V_media;
37	for k=1:m
38	V(i)=V(i)+2/pi*sqrt((PSD(k)+PSD(k+1))/2*f_min*2*pi)*cos(2*pi*f(k)*t(i)+phi(k));
39	end
40	end
41	
42	end

### 2.1.2.4.4.3 Con la densidad espectral de potencia o “power spectral density”

Un método para generar series temporales de velocidad de viento a partir de la densidad espectral de potencia  $PSD(f_i)$  muy similar al método de Van der Hoven [45]. La velocidad del viento en cada instante  $t$  es modelada con la siguiente ecuación:

$$v(t) = \bar{v} + \sum_{k=2}^{k=m} [C_k \cdot \cos(2 \cdot \pi \cdot f_k \cdot t - \varphi_k)] \quad \text{para } t \geq 0 \quad (2.83)$$

Donde  $\bar{v}$  es la velocidad media del viento coincidiendo con el valor  $c_1$  de la ecuación (2.52), el parámetro  $C_k$  se calcula como:

$$C_k = \sqrt{2 \cdot PSD(f_k) \cdot (f_k - f_{k-1})} \quad \text{para } k = \{2, \dots, m\} \quad (2.84)$$

El ángulo  $\varphi_k$  no se refleja en la función  $PSD(f_i)$  y puede ser modelado usando un generador de números aleatorios con valores entre  $[0, 2 \cdot \pi]$  [45].

$$\varphi_k \sim U([0, 2 \cdot \pi]) \quad \text{para } k = \{2, \dots, m\} \quad (2.85)$$

En el Script 2.14 se muestra la función para generar una serie temporal de velocidad de viento a partir de la densidad espectral de potencia, las frecuencias asociadas a la densidad espectral, la velocidad media, la frecuencia de muestreo y el tiempo final de la serie temporal.

Script 2.14: Serie temporal de velocidad de viento a partir de la densidad espectral de potencia.

1	<b>function</b> [ V, t ] = invPSD(V_media, PSD, f, f_m, T_end)
2	%%%
3	%% Descripción
4	% Función que genera una serie temporal a partir de la Densidad Espectral de Potencia y el vector de frecuencias asociado.
5	%
6	%% Input
7	% V_media: Escalar con la velocidad media del viento [m/s].
8	% PSD: Vector de tamaño (1,m) con los valores de la Densidad Espectral de Potencia.
9	% f: Vector de tamaño (1,m) con los las frecuencias asociadas a PSD [hz].
10	% f_m: Escalar con la frecuencia muestreo del vector V [hz].
11	% T_end: Escalar con el tiempo final de la serie temporal [s].
12	%% Output
13	% V: Vector de tamaño (1,n) de velocidades de viento muestreada a una frecuencia f_m.
14	% t: Vector de tamaño (1,n) del tiempo asociado al vector V [s].
15	%
16	%%%
17	%% Calculos
18	% 1. longitud del vector PSD (por simplicidad se usa m2, darse cuenta que m2+1=m)
19	m2=length(f);
20	m2=length(PSD);
21	

22	<code>% 2. frecuencia mínima representada en el PSD.</code>
23	<code>f_min=f(2)-f(1);</code>
24	
25	<code>% 3. Velocidad media [m/s]</code>
26	<code>V_media=sqrt(PSD(1)*2*f_min);</code>
27	
28	<code>% 4. Vector de tamaño (1,n) del tiempo asociado al vector V [s].</code>
29	<code>t=0:1/f_m:T_end;</code>
30	
31	<code>% 5. Serie temporal de velocidades de viento [m/s].</code>
32	<code>V=zeros(1,length(t));</code>
33	<code>phi=rand(1,m)*2*pi;</code>
34	<code>for i=1:length(t)</code>
35	<code>    V(i)=V_media;</code>
36	<code>    for k=1:m2</code>
37	<code>        V(i)=V(i)+sqrt(2*PSD(k)*f_min)*cos(2*pi*f(k)*t(i)+phi(k));</code>
38	<code>    end</code>
39	<code>end</code>
40	
41	<code>end</code>

#### 2.1.2.4.5 Software para la generación de turbulencias

Existen diversos softwares que generan velocidades de viento turbulentas. TurbSim es una herramienta de software desarrollada por el NREL “National Renewable Energy Laboratory” que proporciona series temporales de velocidades de viento turbulento para su simulación.[60] En [61] se presenta modelos teóricos y estándares para la generación de turbulencias con software aeroelástico. Existen otras herramientas comerciales como WindPRO compuesta por varios módulos [62].

## 2.2 Modelo aerodinámico

Un aerogenerador de eje horizontal es un dispositivo que extrae la energía cinética del viento mediante la captura de una parte de ésta, transformándola en la energía mecánica para posteriormente transformarla en energía eléctrica. El modelo aerodinámico se centra en aerogeneradores de eje horizontal.

### 2.2.1 Teoría de conservación del momento lineal

La Teoría de conservación del momento lineal se basa en los trabajos del físico alemán Albert Betz realizó en 1919 para calcular la máxima eficiencia aerodinámica que puede ser extraída del viento, independiente del diseño del aerogenerador. Esta teoría se basa en la aplicación de las ecuaciones de la conservación de la energía, la conservación de la masa y la conservación del momento lineal.

Esta teoría asume las siguientes aproximaciones: 1) El flujo de aire es homogéneo, incompresible y permanece en un estado de equilibrio sin intercambios de calor. 2) No existe rozamiento en el arrastre. 3) Existen un infinito número de palas. 4) La estela de aire que surge al atravesar el plano de giro del rotor, no gira. Es decir, el flujo de aire se mueve únicamente en su componente axial. 5) La presión de aire aguas arriba y aguas abajo es igual a la presión estática en ambiente sin perturbaciones. Es decir, no existen diferencias de presión en ningún punto.

Se considera un flujo de aire de que pasa a través del plano de giro del rotor con un área de sección transversal  $A_r$  y una velocidad  $v_r$  como puede verse en la siguiente Figura 2.16. La velocidad del viento aguas arriba es  $v_1$ ,  $A_1$  es la sección transversal aguas arriba,  $v_2$  es la velocidad del viento aguas abajo y  $A_2$  es la sección transversal aguas abajo.

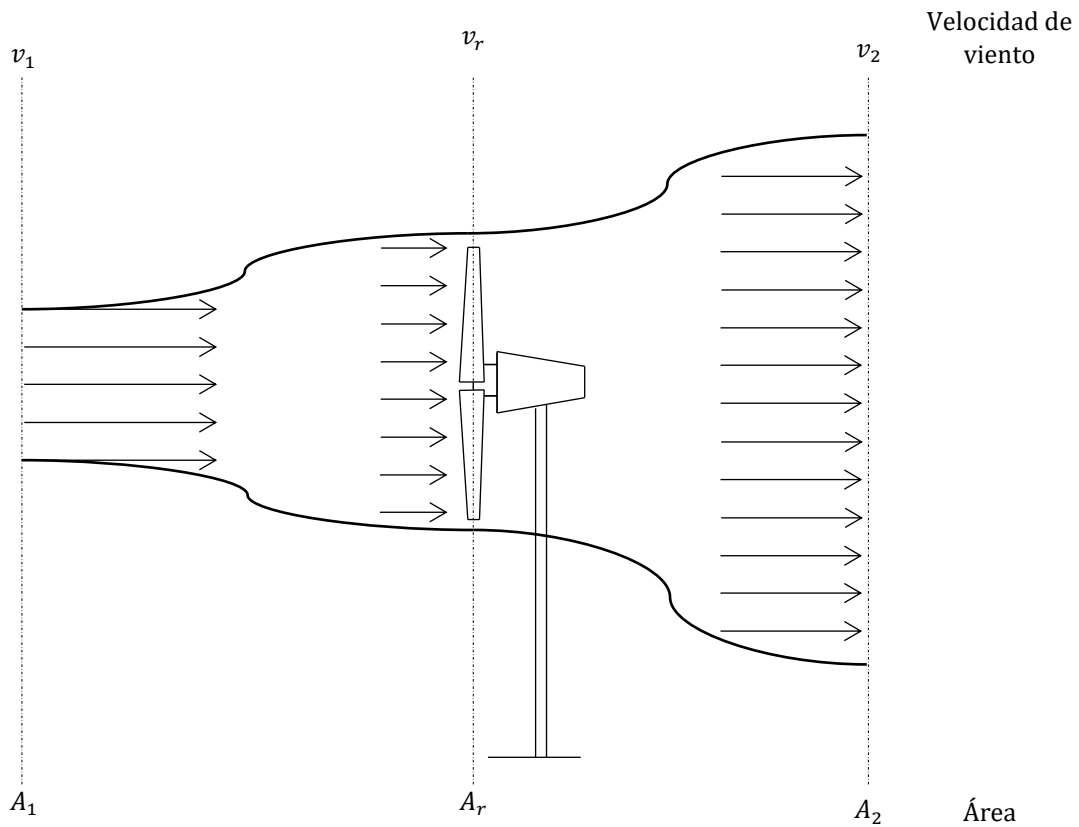


Figura 2.16: Diagrama de flujo de aire atravesando el plano del rotor.

**Conservación de la energía.** La potencia  $P_r$  extraída por el aerogenerador puede ser expresado como

$$P_r = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_1 \cdot v_1^3 - \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_2 \cdot v_2^3 = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot (A_1 \cdot v_1^3 - A_2 \cdot v_2^3) \quad (2.86)$$

Aplicando las **ecuaciones de conservación de la masa** o las ecuaciones de continuidad al flujo de aire en los diferentes puntos, queda:

$$\frac{dm_{Air}}{dt} = \dot{m}_{Air} = \rho_{Air} \cdot v_1 \cdot A_1 = \rho_{Air} \cdot v_r \cdot A_r = \rho_{Air} \cdot v_2 \cdot A_2 = cte \quad (2.87)$$

Donde  $\dot{m}_{Air}$  o  $\frac{dm_{Air}}{dt}$  es la cantidad de aire por unidad de tiempo. Combinando las ecuaciones (2.86) y (2.87), queda:

$$P_r = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot v_1 \cdot A_1 \cdot (v_1^2 - v_2^2) = \frac{1}{2} \cdot \frac{dm_{Air}}{dt} \cdot (v_1^2 - v_2^2) \quad (2.88)$$

Usando la **ley de conservación del momento lineal** en la dimensión axial sobre el flujo de aire, siendo un fluido incompresible e invariante en el tiempo, se calcula la fuerza que ejerce el flujo de aire sobre el rotor. Esta relación se expresa con la siguiente ecuación:

$$F_T = \dot{m} \cdot (v_1 - v_2) \quad (2.89)$$

Donde  $F_T$  es la fuerza de empuje (thrust). La potencia extraída por el rotor del aerogenerador puede ser expresada como la fuerza "thrust" por la velocidad axial del flujo de aire a la altura del plano de giro del rotor, como:



$$P_r = F_T \cdot v_r = \frac{dm}{dt} \cdot (v_1 - v_2) \cdot v_r \quad (2.90)$$

Comparando la ecuación (2.86) de potencia basada en la conservación del momento lineal y la ecuación (2.88) de la potencia basada en la conservación de la energía y conservación de la masa. Igualando ambas ecuaciones queda:

$$P_r = \frac{1}{2} \cdot \frac{dm_{Air}}{dt} \cdot (v_1^2 - v_2^2) = \frac{dm_{Air}}{dt} \cdot (v_1 - v_2) \cdot v_r \quad (2.91)$$

Entonces, despejando de la ecuación anterior  $v_r$ , la velocidad axial del flujo de aire cuando pasa por el plano de giro del rotor es,

$$v_r = \frac{1}{2} \cdot (v_1 + v_2) \quad (2.92)$$

Combinando la ecuación (2.92) y la ecuación (2.91) la potencia extraída por el rotor puede ser expresada como

$$P_r = \frac{1}{4} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot (v_1^2 - v_2^2) \cdot (v_1 + v_2) \quad (2.93)$$

La potencia,  $P_{Air}$ , debida al flujo de aire sin extraerle ninguna potencia, con una densidad  $\rho_{Air}$ , con una velocidad axial del flujo del aire  $v_1$ , con un área de la sección  $A_r$  se ha definido en la ecuación (2.7). El ratio entre  $P_r$ , la potencia mecánica extraída por el aerogenerador definida en la ecuación (2.93), y  $P_0$ , la potencia del flujo de aire sin extraerle ninguna potencia definida en la ecuación (2.7), con la misma densidad,  $\rho_{Air}$ , da como resultado el coeficiente de potencia o "power coefficient"  $C_p$ . Este ratio está dado por la siguiente ecuación:

$$C_p = \frac{P_r}{P_{Air}} = \frac{\frac{1}{4} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot (v_1^2 - v_2^2) \cdot (v_1 + v_2)}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot v_1^3} = 4 \cdot a \cdot (1 - a)^2 \quad (2.94)$$

Donde  $a$  es el llamado factor de inducción axial o "axial induction factor" que varía desde 0 hasta 1, está dado por

$$a = \frac{1}{2} \cdot \left(1 - \frac{v_2}{v_1}\right) \quad (2.95)$$

Si derivamos  $C_p$  respecto al parámetro  $a$ , e igualamos a cero, obtenemos el valor máximo alcanzable.

$$\frac{dC_p}{da} = 4 \cdot (1 - a) \cdot (1 - 3 \cdot a) = 0 \quad (2.96)$$

Si despejamos  $a$  en la ecuación (2.96) se obtiene el valor de  $a = 1/3$ , sustituyendo en la ecuación (2.94) se obtiene:

$$C_{Pmax} = \frac{16}{27} = 0.5926 \quad (2.97)$$

Este teórico valor máximo del coeficiente de potencia,  $C_{Pmax}$ , para un aerogenerador ideal es conocido como el límite de Betz, y representa la máxima eficiencia del rotor considerando las aproximaciones enumeradas anteriormente.

Por un lado, combinando las ecuaciones (2.92) y (2.95) y considerando las idealizaciones descritas anteriormente, la velocidad  $v_r$  se puede calcular en función de la velocidad  $v_1$  como:

$$v_r = (1 - a) \cdot v_1 \quad (2.98)$$

Por otro, combinando las ecuaciones (2.92) y (2.98) y considerando las idealizaciones descritas anteriormente, se puede calcular la velocidad  $v_2$  en función de la velocidad  $v_1$  como:

$$v_2 = (1 - 2 \cdot a) \cdot v_1 \quad (2.99)$$

Despejando la potencia extraída por aerogenerador de la ecuación (2.94) y usando la ecuación (2.7), queda:

$$P_r = P_{Air} \cdot C_P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A_r \cdot v_1^3 \cdot C_P \quad (2.100)$$

Usando sustituyendo el factor de potencia de la ecuación (2.94) y la ecuación (2.100), queda:

$$P_r = 2 \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot v_1^3 \cdot a \cdot (1 - a)^2 \quad (2.101)$$

La potencia mecánica aplicada sobre un sólido rígido viene dada por el producto de la fuerza resultante aplicada por la velocidad. Usando el ratio entre la potencia  $P_r$  de la ecuación (2.101) y la velocidad del flujo  $v_r$  de la ecuación (2.98), la fuerza  $F_T$  de empuje o “*thrust*” que ejerce el aire en la turbina viene dada por:

$$F_T = \frac{P}{v_r} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot v_1^3 \cdot [4 \cdot a \cdot (1 - a)^2]}{v_r} \quad (2.102)$$

Simplificando la ecuación (2.102), queda:

$$F_T = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot v_1^2 \cdot C_T \quad (2.103)$$

Donde  $C_T$  es el coeficiente de empuje o “*thrust coefficient*”

$$C_T = 4 \cdot a \cdot (1 - a) = \frac{C_P}{(1 - a)} \quad (2.104)$$

Usando el valor de  $a = 1/3$ , calculado en la ecuación (2.96), se obtiene el coeficiente de empuje máximo:

$$C_{Tmax} = 4 \cdot a \cdot (1 - a) = \frac{8}{9} \quad (2.105)$$

En la Figura 2.17 se puede apreciar la variación de los coeficientes de empuje (“*thrust coefficient*”) y de potencia (“*power coefficient*”) en función de los valores del factor de inducción axial.

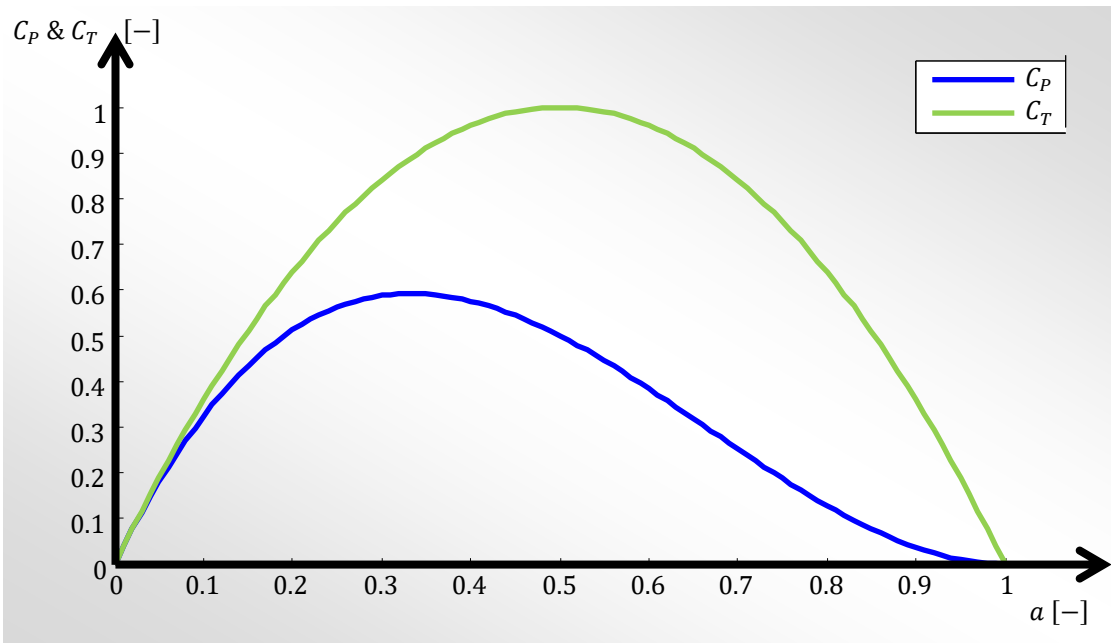


Figura 2.17: Gráfica de  $C_P$  y  $C_T$  al variar  $a$  desde 0 hasta 1 para un aerogenerador ideal.

El código para generar la Figura 2.17 se muestra en el Script 2.15.

Script 2.15: Coeficientes de empuje  $C_T$  y de potencia  $C_P$  en función de los valores del factor de inducción axial  $a$ .

1	%% Plot of C P and C T as a varies from 0 to 1.
2	%
3	% Axial induction factor
4	a=0:0.01:1;
5	
6	% Power coefficient
7	C P = 4 .* a .* (1 - a).^2;
8	
9	% Thrust coefficient
10	C T = 4 .* a .* (1 - a);
11	
12	% Plot
13	plot(a,[C P;C T])
14	title('Plot of C P and C T as a varies from 0 to 1.')
15	xlabel('a')
16	ylabel('C P, C T')
17	grid on
18	legend('C P','C T')

Suponiendo que la densidad del aire no varía, el ratio entre el área  $A_1$  y el área  $A_2$  se puede calcular usando las ecuaciones (2.87) y (2.99). Queda:

$$\frac{A_1}{A_2} = 1 - 2 \cdot a \quad (2.106)$$

La demás de la relación de la ecuación (2.106), en la Figura 2.18 se muestra el resto de relaciones entre áreas.

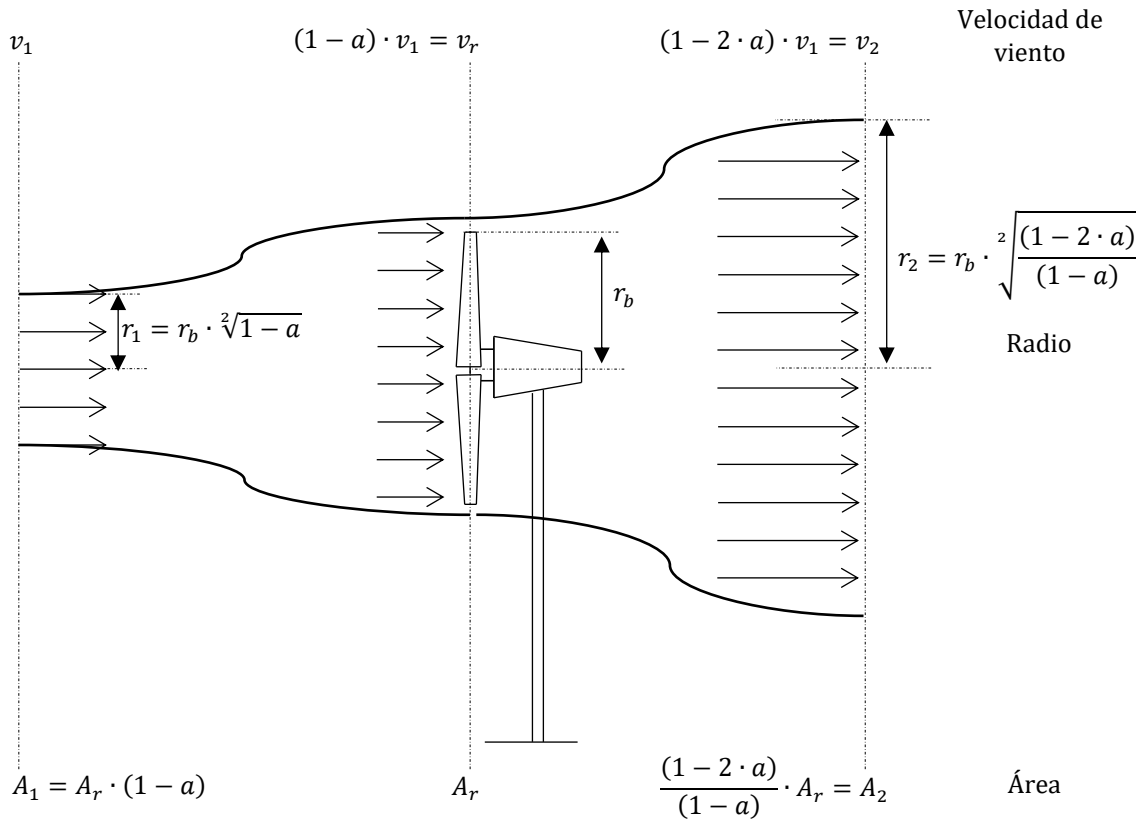


Figura 2.18: Variación del área del flujo de aire antes y después del plano del rotor (estela).

### 2.2.2 Teoría de conservación del momento angular (Rotación de la estela)

En el punto anterior (2.2.1) solo se ha tenido en cuenta la conservación del momento lineal o “Classical momentum theory” que no es válida para valores de  $a$  mayores de 0.4 debido a la formación de turbulencias en la estela (“turbulent-wake state”) [45]. En este punto se tendrá en cuenta la conservación del momento angular. Este momento angular se debe al efecto de rotación de la estela o “wake rotation effect” que se inicia al paso del flujo de aire por el plano del rotor [24].

El paso del flujo de aire por el rotor genera en el flujo de aire un momento angular de dirección opuesta al giro angular del rotor. En la estela, las partículas de aire adquieren una de velocidad tangencial en plano de rotación del rotor. Se distinguen tres velocidades angulares del flujo de aire en tres puntos:

**Primera:** cuando el flujo de aire no ha entrado en el plano del giro del rotor (flujo de aire aguas arriba). En este punto no tiene movimiento rotacional o puede despreciarse.

$$\omega_1 \cong 0 \tag{2.107}$$

Donde  $\omega_1$  es la velocidad tangencial del flujo de aire medido aguas arriba.

**Segunda:** cuando el flujo de aire está en medio del plano de giro del rotor tiene una rotación definida como la media entre la velocidad angular aguas arriba y la velocidad angular aguas abajo. Matemáticamente se expresa como:

$$\omega_r = \frac{\omega_1 + \omega_2}{2} = r \cdot \Omega_r \cdot a'(r) \tag{2.108}$$

Donde  $\omega_r$  es la velocidad tangencial del flujo de aire en el plano del rotor,  $\omega_2$  es la velocidad tangencial del flujo de aire medido aguas arriba,  $r$  es el radio entre el eje de giro del rotor y un punto dado dentro del plano de giro del rotor,  $\Omega_r$  es la velocidad angular del rotor y  $a'(r)$  es el factor de inducción tangencial o "tangential flow induction"<sup>10</sup> para el radio  $r$ .

**Tercera:** cuando la velocidad tangencial del flujo de aire está aguas arriba, la velocidad angular del aire se expresa como:

$$\omega_2 = 2 \cdot r \cdot \Omega_r \cdot a'(r) \quad (2.109)$$

En la Figura 2.19 se muestra un esquema de las velocidades angulares del aire en estos puntos.

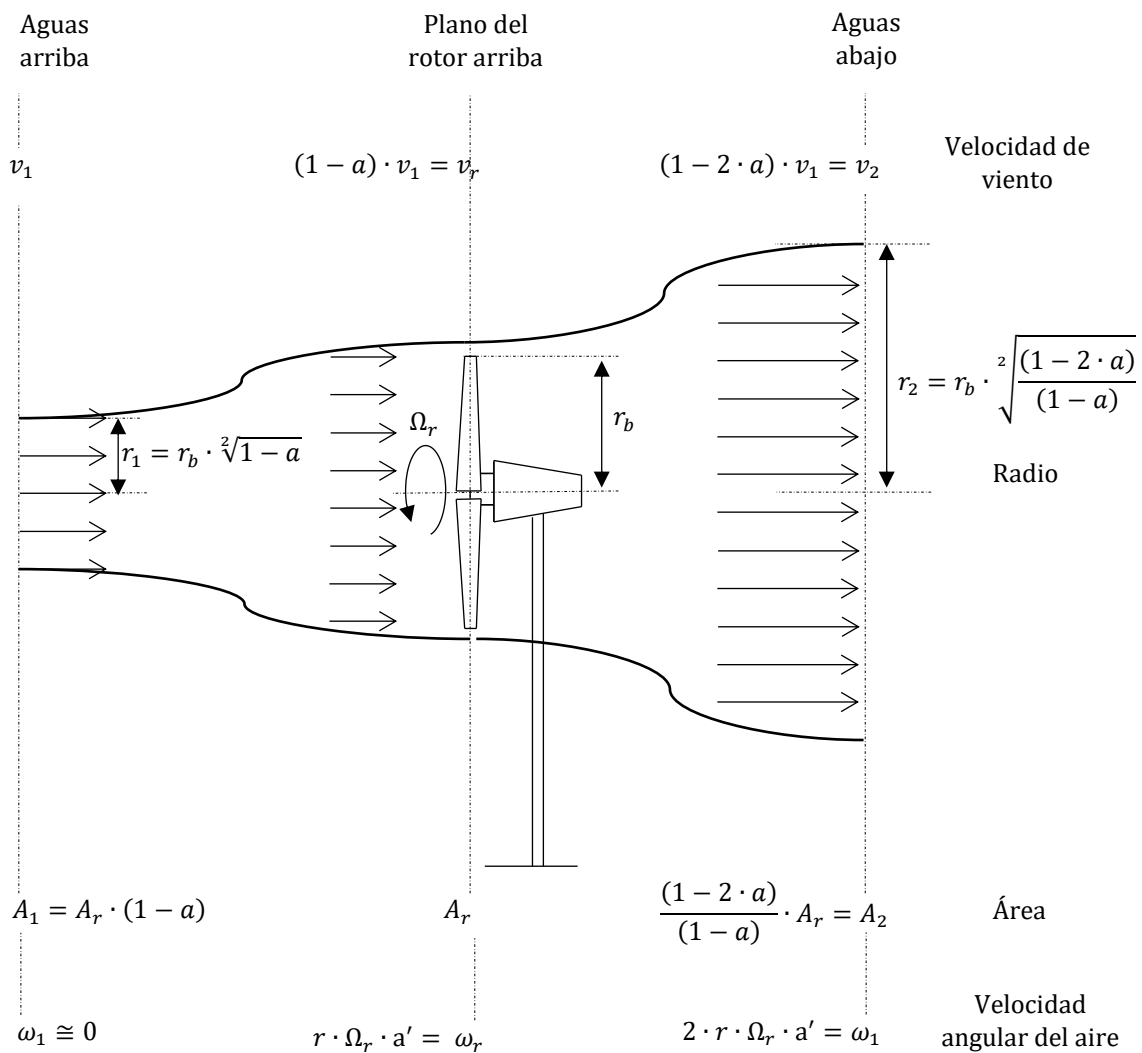


Figura 2.19: Velocidad angular del aire y angular del rotor.

La velocidad tangencial del aire no es la misma para todas las posiciones y crece según  $r$  aumenta, aunque este hecho es compensado en parte por la caída de presión de aire en la estela. Debido a esta diferencia de velocidad, los cálculos se realizan discretizando el área completa del rotor  $A_r$ , en pequeños anillos de radio  $r$  y de anchura radial  $dr$ . El área de un anillo,  $dA_r$ , se expresa como:

$$dA_r = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot dr \quad (2.110)$$

<sup>10</sup> El factor de inducción tangencial o "tangential flow induction" depende de  $r$ .

En la Figura 2.20 se muestra un anillo dentro del área de barrido del rotor.

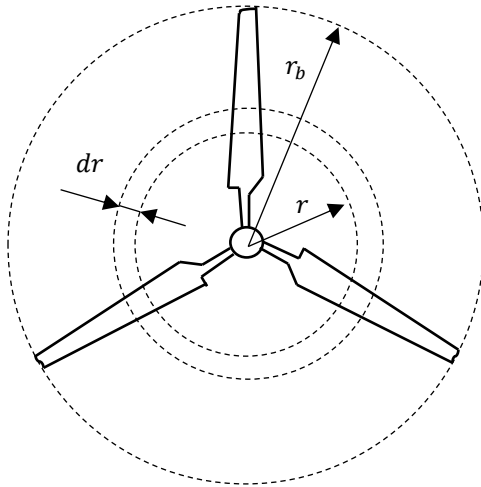


Figura 2.20: Velocidad angular del aire y angular del rotor.

El flujo de aire por la sección de área del anillo se obtiene derivando la ecuación (2.87) respecto  $dA_r$  y sustituyendo el flujo de viento axial en el rotor por el flujo de aire aguas arriba mediante la ecuación (2.98), queda:

$$\frac{d^2m}{dt \cdot dA_r} = \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_r = \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1 \cdot (1 - a) \quad (2.111)$$

Usando las ecuaciones (2.107) y (2.109), la variación de la velocidad angular del flujo de aire entre su valor aguas arriba y aguas abajo es:

$$\Delta\omega = \omega_2 - \omega_1 = 2 \cdot \Omega_r \cdot a'(r) \cdot r \quad (2.112)$$

La fuerza tangencial que se ejerce en el rotor en cada anillo se define como el flujo de masa de aire que pasa por el plano de rotor por el cambio de velocidad tangencial de la ecuación (2.112), queda:

$$dF_T = \overbrace{[\rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1 \cdot (1 - a)]}^{\text{Flujo de masa de aire}} \cdot \overbrace{[2 \cdot \Omega_r \cdot a'(r) \cdot r]}^{\text{Cambio en la velocidad tangencial}} \quad (2.113)$$

Simplificando queda:

$$dF_T = \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1 \cdot (1 - a) \cdot 2 \cdot \Omega_r \cdot a'(r) \cdot r \quad (2.114)$$

El par motor ("torque") generado en el anillo será igual al cambio del momento angular del flujo de aire que es calculado como el flujo de masa de aire por el cambio de velocidad angular por la distancia al eje de giro del rotor. Esta relación se expresa como:

$$dM_r = dF_T \cdot r = \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1 \cdot (1 - a) \cdot 2 \cdot \Omega_r \cdot a'(r) \cdot r^2 \quad (2.115)$$

La potencia generada en el anillo es igual al cambio del momento angular por la velocidad angular. Usando la ecuación (2.115) queda:

$$dP_r = dM_r \cdot \Omega_r = \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1 \cdot (1 - a) \cdot 2 \cdot \Omega_r \cdot a'(r) \cdot r^2 \cdot \Omega_r \quad (2.116)$$

Por otro lado, derivando la ecuación (2.101) respecto  $dA_r$ , se calcula la potencia para el caso del área del anillo. Queda:

$$dP_r = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1^3 \cdot [4 \cdot a \cdot (1 - a)^2] = 2 \cdot \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1^3 \cdot a \cdot (1 - a)^2 \quad (2.117)$$

Igualando las ecuaciones (2.116) y (2.117) queda:

$$a \cdot (1 - a) = \frac{\Omega_r^2 \cdot r^2}{v_1^2} \cdot a'(r) \quad (2.118)$$

Usando la ecuación (2.117) y combinándola con la ecuación (2.118) queda:

$$dP_r = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1^3 \cdot \left[ 4 \cdot \frac{\Omega_r^2 \cdot r^2}{v_1^2} \cdot a'(r) \cdot (1 - a) \right] = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot dA_r \cdot v_1^3 \cdot \eta_r \quad (2.119)$$

Siendo  $\eta_r$  la eficiencia del elemento de la pala al radio  $r$ , como:

$$\eta_r(r) = \left[ 4 \cdot \frac{\Omega_r^2 \cdot r^2}{v_1^2} \cdot a'(r) \cdot (1 - a) \right] \quad (2.120)$$

Simplificando la ecuación (2.119) queda:

$$dP_r = 2 \cdot \rho \cdot dA_r \cdot v_1 \cdot \Omega_r^2 \cdot r^2 \cdot a'(r) \cdot (1 - a) \quad (2.121)$$

Usando el área del anillo en función de su radio  $r$  según la ecuación (2.110) en la ecuación (2.121) queda:

$$dP_r = 2 \cdot \rho_{Air} \cdot [2 \cdot \pi \cdot r \cdot dr] \cdot v_1 \cdot \Omega_r^2 \cdot r^2 \cdot a'(r) \cdot (1 - a) \quad (2.122)$$

Simplificando (2.122) queda:

$$dP_r = 4 \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot v_1 \cdot \Omega_r^2 \cdot r^3 \cdot a'(r) \cdot (1 - a) \cdot dr \quad (2.123)$$

Usando la ecuación (2.123) e integrándola, la potencia total será la suma de la potencia individual de cada anillo, integrando el radio desde el eje de giro del rotor ( $r = 0$ ) hasta la punta de la pala ( $r = r_b$ ), queda:

$$P_r = 4 \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot v_1 \cdot \Omega_r^2 \cdot \int_0^{r_b} a'(r) \cdot (1 - a) \cdot r^3 \cdot dr \quad (2.124)$$

La definición del coeficiente de potencia  $C_p$  de la ecuación (2.94), se define, como antes se ha dicho, mediante el ratio de potencia extraída por el aerogenerador pero usando la ecuación (2.124) y la potencia del viento  $P_{Air}$  de la ecuación (2.7), queda:

$$C_p = \frac{P_r}{P_{Air}} = \frac{4 \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot v_1 \cdot \Omega_r^2 \cdot \int_0^{r_b} a'(r) \cdot (1 - a) \cdot r^3 \cdot dr}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot v_1^3} \quad (2.125)$$

Simplificando la ecuación (2.125) queda:

$$C_p = \frac{P}{P_0} = \frac{8 \cdot \Omega_r^2}{r_b^2 \cdot v_1^2} \cdot \int_0^{r_b} a' \cdot (1 - a) \cdot r^3 \cdot dr \quad (2.126)$$

Se define  $\lambda_r$  como "local speed ratio" para el radio es  $r$  como:

$$\lambda_r(r) = \frac{\Omega_r \cdot r}{v_1} \quad (2.127)$$

Cuando el radio usado es  $r = r_b$ , el "local speed ratio", es conocido como "tip speed ratio" como:

$$\lambda = \frac{\Omega_r \cdot r_b}{v_1} \quad (2.128)$$

Donde  $\lambda$  es el “tip speed ratio”. Usando las ecuaciones (2.126), (2.127) y (2.128). Se expresa el “power coefficient”  $C_p$  de un modo más elegante en función de “local speed ratio”  $\lambda_r$  y “tip speed ratio”  $\lambda$ , queda:

$$C_p = \frac{8}{\lambda^2} \cdot \int_0^\lambda a'(r) \cdot (1 - a) \cdot \lambda_r^3 \cdot d\lambda_r \quad (2.129)$$

Donde  $d\lambda_r$  es el incremento del “local speed ratio” definido como:

$$d\lambda_r(r) = \frac{\Omega_r \cdot dr}{v_1} \quad (2.130)$$

### 2.2.2.1 Valores máximos de $a$ y $a'(r)$

Para obtener los valores óptimos de  $a$  y  $a'(r)$ , por un lado, se derivan ambos factores de la ecuación (2.120), queda:

$$4 \cdot \frac{\Omega_r^2 \cdot r^2}{v_1^2} \cdot [da'(r) \cdot (1 - a) + a'(r) \cdot (-da)] = 0 \quad (2.131)$$

Ordenando la ecuación (2.131) queda:

$$\frac{da}{da'(r)} = \frac{1 - a}{a'} \quad (2.132)$$

Por otro lado, hacemos lo mismo, derivando ambos factores, con la ecuación (2.118), queda:

$$(1 - 2 \cdot a) \cdot da = \lambda_r^2 \cdot da'(r) \quad (2.133)$$

Ordenando la ecuación (2.133), queda:

$$\frac{da}{da'(r)} = \frac{\lambda_r(r)^2}{(1 - 2 \cdot a)} \quad (2.134)$$

Igualando las ecuaciones (2.132) y (2.134), queda:

$$\frac{\lambda_r(r)^2}{(1 - 2 \cdot a)} = \frac{1 - a}{a'(r)} \quad (2.135)$$

Combinando las ecuaciones (2.118) y (2.135) obtenemos los valores de  $a$  y  $a'$  que maximizan el coeficiente de potencia. Para el caso de flujo en la dirección axial, el valor de  $a$  es el mismo en todas las partes en el plano de giro del rotor.

$$a = \frac{1}{3} \quad (2.136)$$

Mientras que para el factor  $a'(r)$  varía en función de la distancia  $r$  al eje de giro del rotor,

$$\lambda_r(r)^2 = \frac{a \cdot (1 - a)}{a'(r)} \quad (2.137)$$



### 2.2.2.2 Valor máximo del factor de inducción axial ( $a'$ ) en función del tip speed ratio ( $\lambda$ ).

En este corte transversal a la sección de una pala se observan una serie de relaciones entre las diferentes velocidades del viento que se muestran en la Figura 2.21.

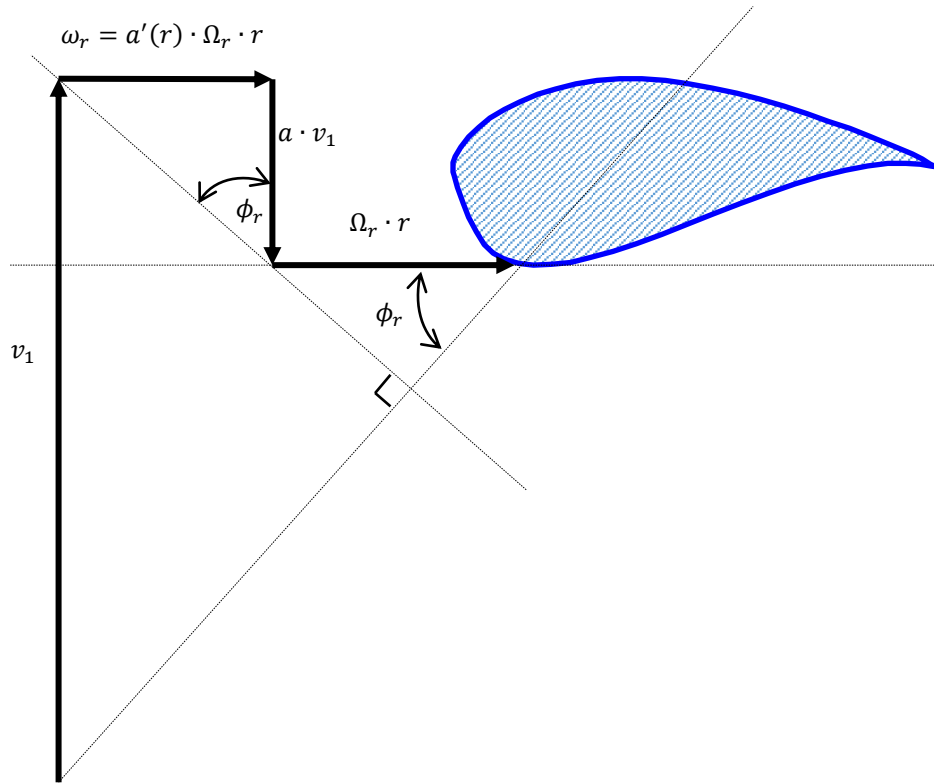


Figura 2.21: Las velocidades inducidas de una sección de una pala.

En la Figura 2.21 se observa las siguientes relaciones

$$\tan \phi_r = \frac{a' \cdot \Omega_r \cdot r}{a \cdot v_1} \quad (2.138)$$

Y esta relación:

$$\tan \phi_r = \frac{v_1 - a \cdot v_1}{\Omega_r \cdot r - a'(r) \cdot \Omega_r \cdot r} = \frac{(1 - a) \cdot v_1}{(1 - a'(r)) \cdot \Omega_r \cdot r} \quad (2.139)$$

Combinando las ecuaciones (2.138) y (2.139) queda:

$$\frac{a'(r) \cdot \Omega_r \cdot r}{a \cdot v_1} = \frac{(1 - a) \cdot v_1}{(1 - a'(r)) \cdot \Omega_r \cdot r} \quad (2.140)$$

Simplificando y despejando (2.140) queda:

$$\lambda_r(r)^2 = \frac{\Omega_r^2 \cdot r^2}{v_1^2} = \frac{a \cdot (1 - a)}{a'(r) \cdot (1 - a'(r))} \quad (2.141)$$

La ecuación (2.137) difiere de la ecuación (2.141) en el término  $(1 - a')$  en el denominador. Aunque la inclusión de este término adicional da lugar a un empuje infinito, es una práctica habitual [28].

Por otro lado, hacemos lo mismo, derivando ambos factores, con la ecuación (2.141), queda:

$$\frac{(\lambda_r(r) - 2 \cdot \lambda_r(r) \cdot a'(r))}{(1 - 2 \cdot a)} = \frac{da}{da'(r)} \tag{2.142}$$

Igualando (2.142) y (2.132) queda:

$$\frac{1 - a}{a'(r)} = \frac{(\lambda_r(r) - 2 \cdot \lambda_r(r) \cdot a'(r))}{(1 - 2 \cdot a)} \tag{2.143}$$

Despejando local speed ratio,  $\lambda_r(r)$ , de la ecuación anterior y sustituyendo local speed ratio por la ecuación (2.141), queda:

$$\frac{(1 - a) \cdot (1 - 2 \cdot a)}{a'(r) \cdot (1 - 2 \cdot a'(r))} = \frac{a \cdot (1 - a)}{a' \cdot (1 - a'(r))} \tag{2.144}$$

y simplificando queda:

$$\frac{1 - 3 \cdot a}{(4 \cdot a - 1)} = a' \tag{2.145}$$

Variando el valor de a entre 0.25 y 1/3 y usando las ecuaciones (2.141) y (2.145) podemos graficar la relación entre a' y tip speed ratio.

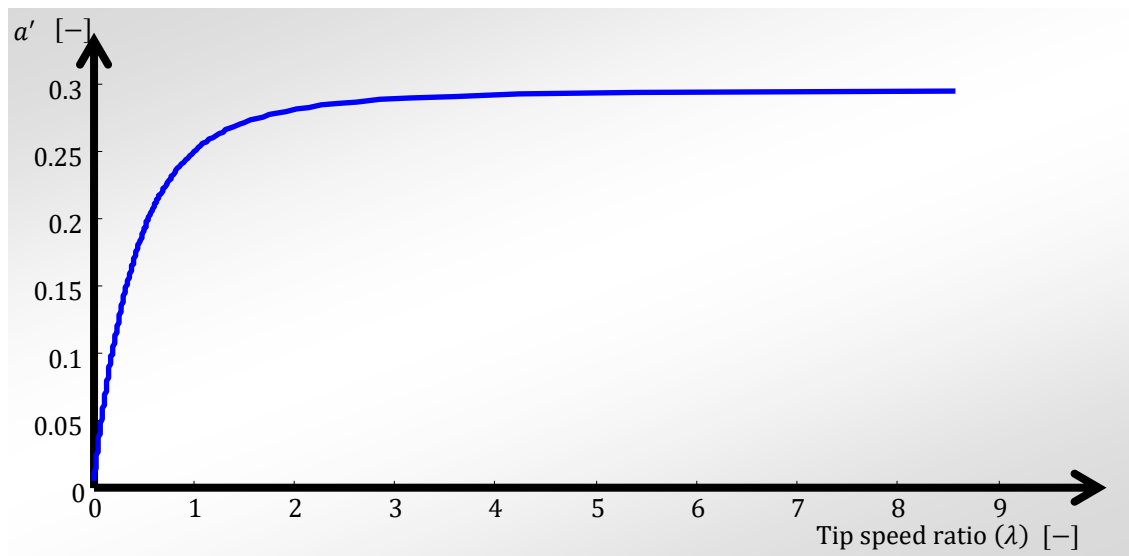


Figura 2.22: Factor de inducción axial ( $a'$ ) en función del tip speed ratio ( $\lambda$ ).

La Figura 2.22 se genera mediante el código mostrado en el Script 2.16.

Script 2.16: Factor de inducción axial ( $a'$ ) en función del tip speed ratio ( $\lambda$ ).

1	%% Valores máximos teóricos
2	%
3	%% Parámetros
4	% a:
5	% a_p:
6	% lambda:
7	% Cp:
8	% Nota: Para obtener los valores máximos teóricos se varía el valor de 'a' entre [1/4, < a < 1/3]. Debido a que el valor mínimo de 'a' para que 'a_p' no sea negativo es 1/4.
9	close all
10	clear all

11	clc
12	
13	H=[];
14	for a=1/4+0.001:0.0005:1/3
15	F a p = @(a) (1-3.*a)./(4.*a-1);
16	F landa = @(a,a_p) (a.*(1-a)./(a_p.*(1+a_p))).^0.5;
17	
18	a_p=F a p(a);
19	landa=F landa(a,a_p);
20	if a_p<0
21	a_p=0;
22	end
23	fun = @(a,a_p,x) (a_p.*(1-a).*x.^3);
24	
25	F C P = @(a,a_p,landa) (8/landa^2*integral(@(x) fun(a,a_p,x),0,landa));
26	Cp=F C P(a,a_p,landa);
27	H= [H; a, a_p, landa, Cp];
28	end
29	
30	plot(H(:,3),H(:,4),'b-')
31	xlabel('Tip speed ratio ( $\lambda$ )')
32	xlabel('a_p')

### 2.2.3 Perfiles aerodinámicos

En este punto se explica las características de los perfiles aerodinámicos para poder realizar el modelado.

#### 2.2.3.1 Partes de una pala (airfoil)

Al realizar un corte transversal a la sección de una pala a una distancia  $r$  se obtiene un perfil aerodinámico donde se pueden observar diferentes puntos, segmentos y líneas más representativos [44].

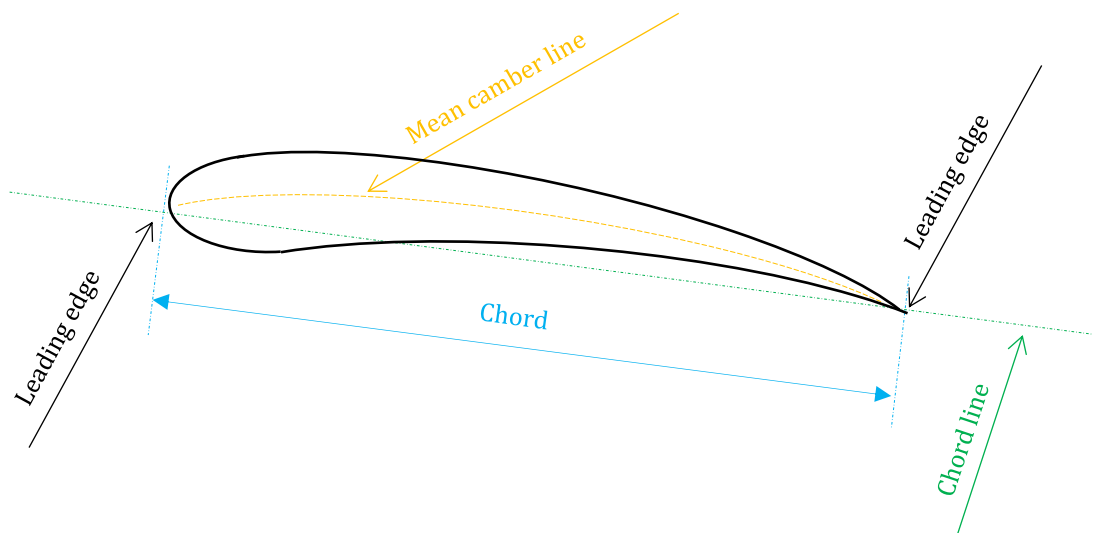


Figura 2.23: Puntos, segmentos y líneas más representativas de la sección de un airfoil

En la Figura 2.23 se puede observar la línea de curvatura media o “*mean camber line*” es el conjunto de puntos dentro del perfil aerodinámico que están localizados a la misma distancia de la superficie superior que de la inferior [44].

También se puede observar los puntos “*leading edge*” o borde de ataque y “*trailing edge*” o borde de salida como los puntos más adelantados y atrasados de la línea de curvatura media o “*mean camber line*” respectivamente [44]

La línea de cuerda o "**chord line**" es la línea que conecta los puntos "**leading edge**" o borde de ataque y "**trailing edge**" o borde trasero. El segmento formado entre estos dos puntos es o "**chord**" o cuerda [44]

En la Figura 2.24 se muestra la pala con las partes más representativas, para una descripción más exhaustiva de la terminología de los perfiles aerodinámicos ("airfoil") se puede consultar [44].

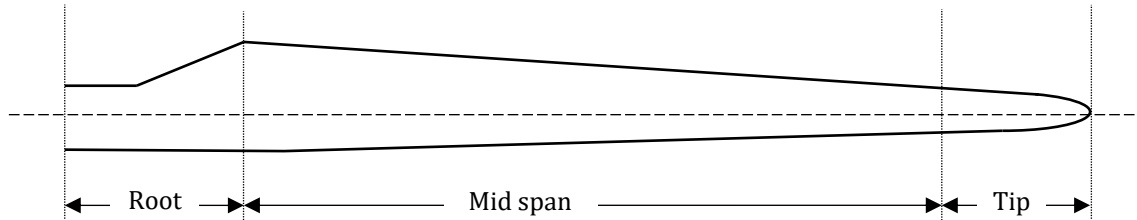


Figura 2.24: Zonas representativas de una pala

### 2.2.3.2 Velocidad relativa, y ángulos

Para hacer los cálculos más sencillos se construye un sistema equivalente en el cual el perfil aerodinámico permanece estático y es la velocidad la que incide sobre el perfil aerodinámico, es decir, se observa el sistema desde el perfil aerodinámico. Se parte del sistema de la Figura 2.25.

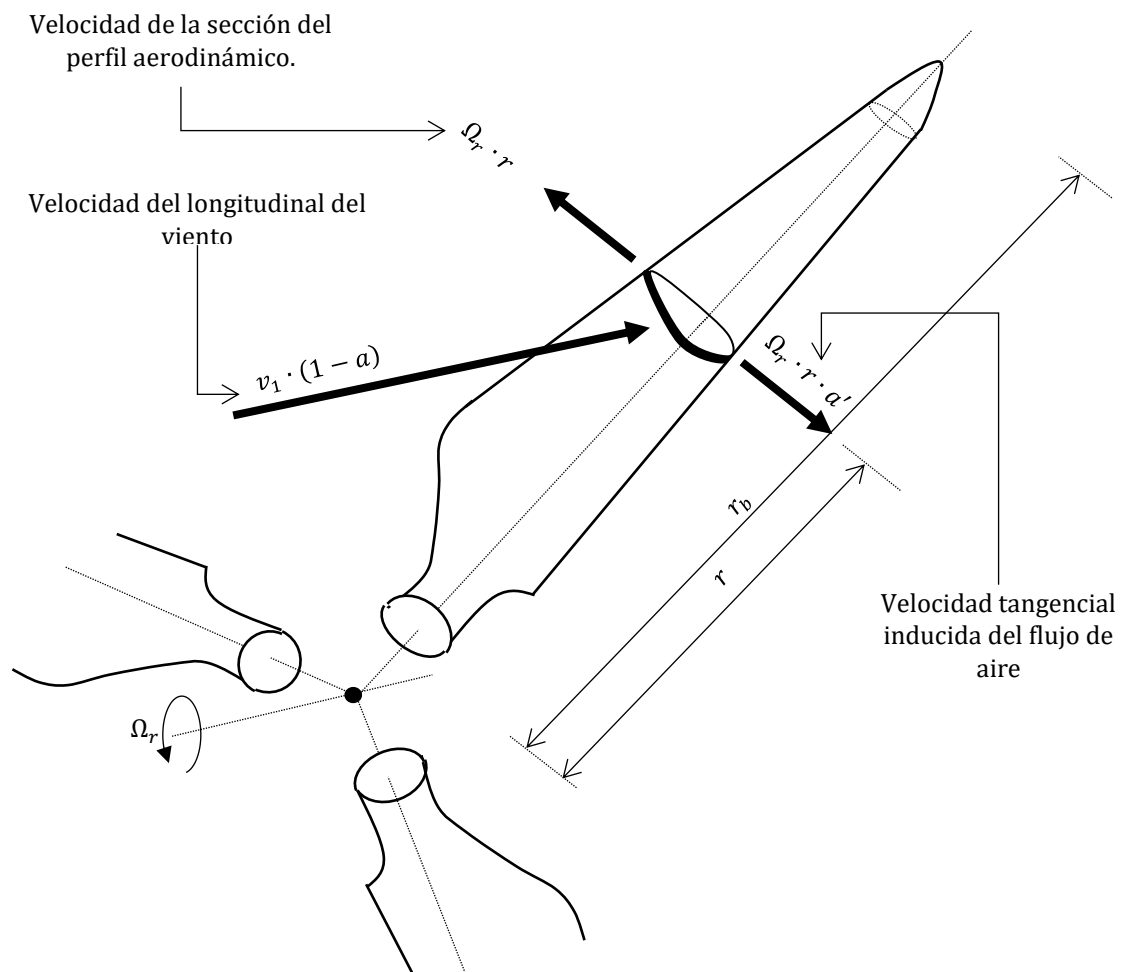


Figura 2.25: Velocidad del flujo de aire y velocidades relativas de la Puntos, segmentos y líneas más representativas de la sección de un airfoil

La velocidad tangencial neta entre el flujo de aire y las palas se define como la suma de la velocidad tangencial de la sección de la pala,  $[\Omega_r \cdot r]$ , y velocidad tangencial en la estela [63] que es la velocidad angular inducida de las palas de la conservación del momento angular[44]. Esta velocidad se calcula como:

$$\underbrace{\text{velocidad tangencial de la pala}}_{\Omega_r \cdot r} + \underbrace{\text{velocidad tangencial inducida del flujo de aire}}_{\Omega_r \cdot r \cdot a'} = \underbrace{\text{velocidad tangencial neta}}_{\Omega_r \cdot r \cdot (1 + a')} \quad (2.146)$$

Esta relación se puede ver en la Figura 2.26.

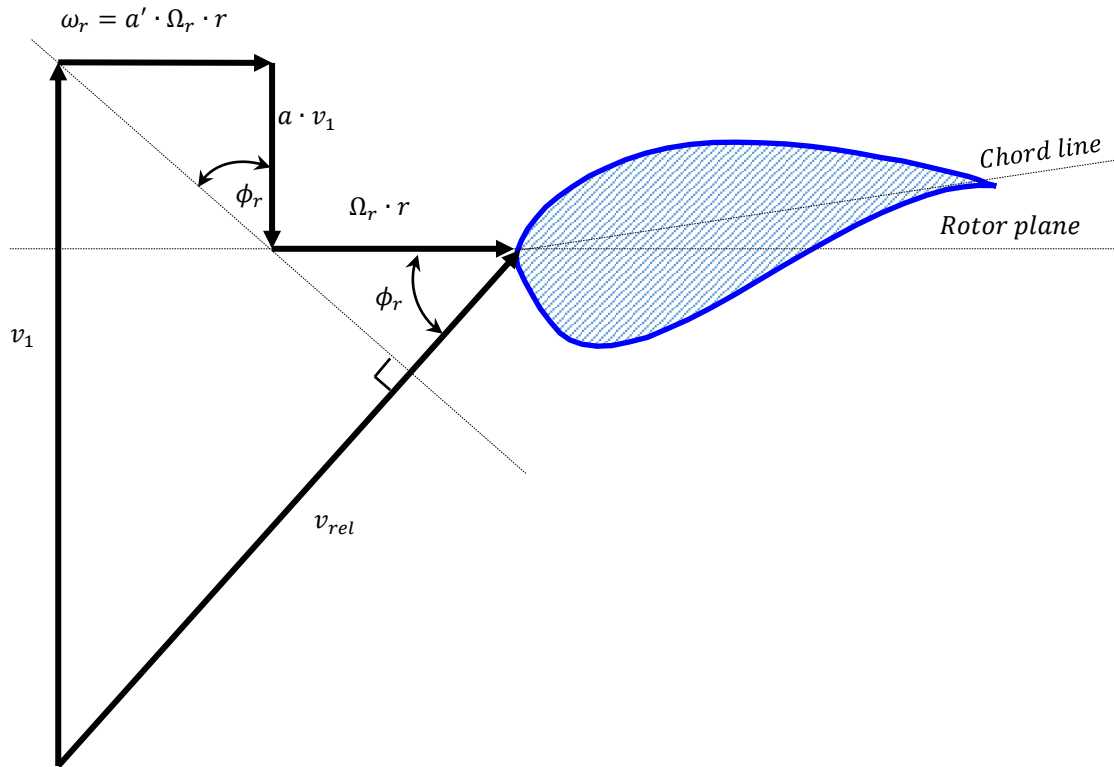


Figura 2.26 Velocidad relativa del aire respecto al airfoil en el plano del rotor.

La velocidad relativa es medida en el borde de ataque (el observador está situado en este punto). La velocidad relativa es una combinación de la velocidad axial  $[v_1 \cdot (1 - a)]$  y la velocidad tangencial neta  $[\Omega_r \cdot r \cdot (1 + a')]$ . La velocidad relativa define como:

$$V_{rel} = \sqrt{[v_1 \cdot (1 - a)]^2 + [\Omega_r \cdot r \cdot (1 + a')]^2} \quad (2.147)$$

El ángulo que se forma entre la línea de cuerda ("chord line") y la velocidad relativa es el ángulo flow,  $\phi_r$ , o "flow angle", y se calcula como:

$$\tan \phi_r = \frac{(1 - a) \cdot v_1}{(1 + a') \cdot \Omega_r \cdot r} \quad (2.148)$$

El ángulo de ataque local o "angle of attack",  $\alpha_r$ , se define como el ángulo entre la velocidad relativa y "chord line". El ángulo local pitch, denotado como  $\theta_r$  se define como el ángulo entre el "chord line" y el plano del rotor [44]. Estas relaciones pueden apreciarse en la siguiente figura.

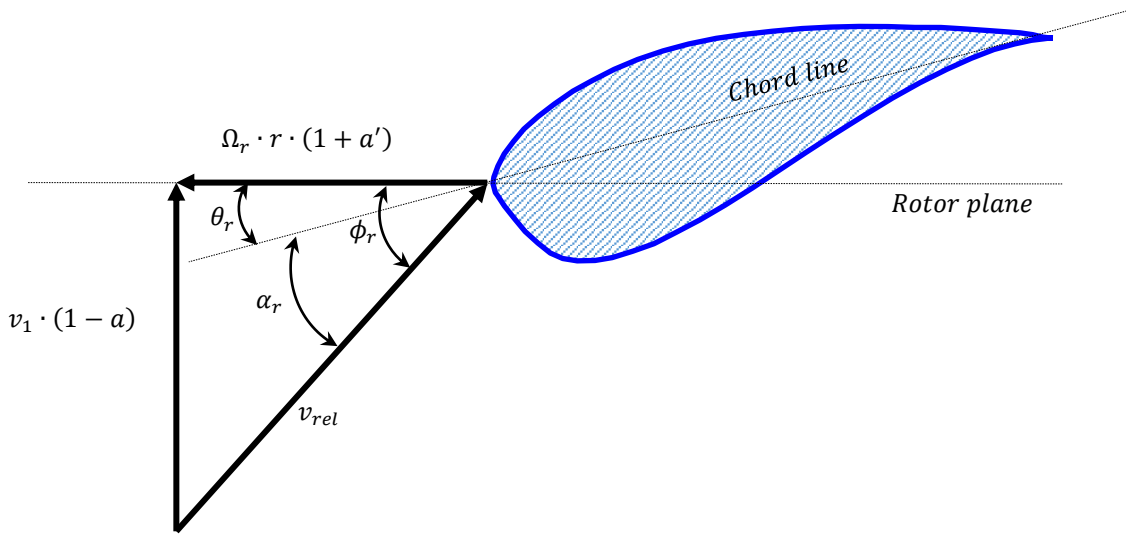


Figura 2.27: Velocidad relativa, ángulo local pitch y ángulo de ataque.

En la Figura 2.27 se ve la relación matemática de los ángulos  $\phi$ ,  $\alpha$  y  $\theta$  como:

$$\alpha_r = \phi_r - \theta_r \tag{2.149}$$

El ángulo pitch local,  $\theta_r$ , se define como como la suma del ángulo pitch debido al giro del sistema de control del pitch,  $\beta$ , y a la torcedura de la pala ("twist of the blade"),  $\theta_t$ , debida a la geometría del perfil aerodinámico. Matemáticamente se define como:

$$\theta_r = \theta_t + \beta \tag{2.150}$$

En la Figura 2.28 se observa que el perfil aerodinámico realiza un giro  $\Delta\beta$ , es decir, el motor de giro del ángulo pitch realiza un giro.

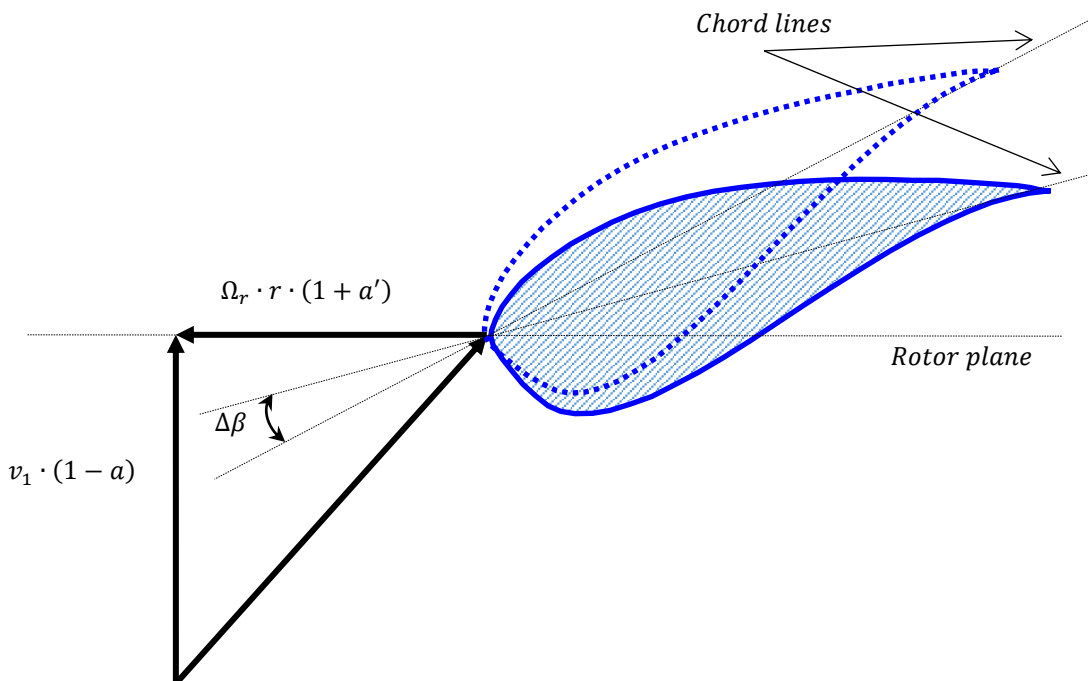


Figura 2.28: Variación del ángulo pitch.

### 2.2.3.3 Fuerzas y momentos (airfoil)

La fuerza de elevación o sustentación o “Lift force” es la fuerza que ejerce el flujo de aire sobre el perfil aerodinámico en dirección perpendicular a la de la velocidad de la corriente de aire incidente. La fuerza de elevación es consecuencia de la presión desigual en las superficies superior e inferior del perfil aerodinámico. La fuerza de elevación para un perfil aerodinámico en 2 dimensiones se define como:

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot v_{rel}^2 \cdot c \cdot C_L \quad (2.151)$$

Donde  $F_L$  es la fuerza de elevación (“Lift force”),  $c$  es la longitud de la cuerda (“chord”) y  $C_L$  es el coeficiente de elevación o “lift coefficient”.

La fuerza de arrastre o “drag force” es la fuerza paralela a la dirección del flujo del aire en sentido contrario a la corriente de aire incidente. La fuerza de arrastre es debida tanto por la fricción viscosa como por la presión desigual entre el flujo de aire incidente y saliente. La fuerza de arrastre para un perfil aerodinámico en 2 dimensiones se define como:

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot v_{rel}^2 \cdot c \cdot C_D \quad (2.152)$$

Donde  $F_D$  es la fuerza de arrastre (“Drag force”) y  $C_D$  es el coeficiente de arrastre o “drag coefficient”.

El momento Pitching o “pitch moment” es el momento generado por el flujo de aire a una distancia de  $c/4$  desde el borde de ataque. El momento Pitching en un perfil aerodinámico en 2 dimensiones se define como

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot v_{rel}^2 \cdot c \cdot C_M \quad (2.153)$$

Donde  $M$  el momento Pitching y  $C_M$  es el coeficiente del momento pitch o “pitch moment coefficient”. Estas relaciones se aprecian en la siguiente figura:

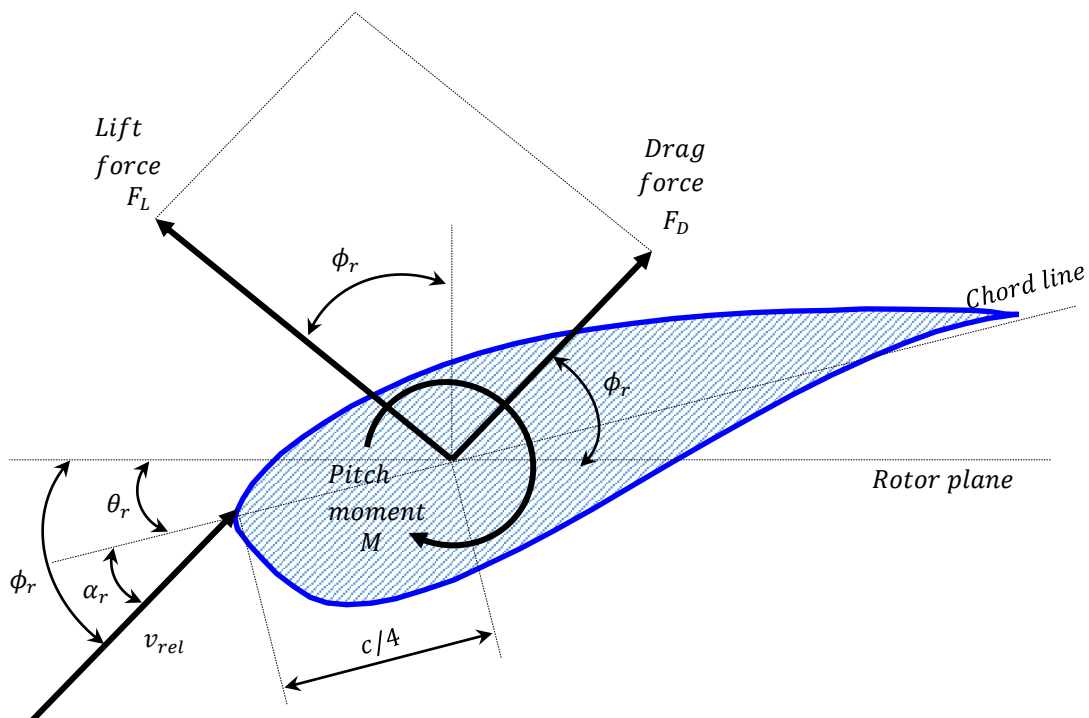


Figura 2.29: fuerza de elevación (lift), fuerza de empuje (Drag) y pitch momento.

### 2.2.3.4 Coeficientes Lift, Drag y momento

Los coeficientes  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$  de las secciones de los perfiles aerodinámicos 2D se calculan mediante las ecuaciones (2.151), (2.152) y (2.153) pero conocer las fuerzas de empuje, arrastre y momento pitch no es tarea sencilla. El cálculo de las fuerzas  $F_L$ ,  $F_D$  y  $M$  se basa en conocer las presiones del aire por toda la superficie del perfil aerodinámico debidas a la velocidad de viento y al ángulo de ataque. Si se desea conocer los detalles del cálculo de estas fuerzas consultar [28], [45].

Normalmente, el cálculo de estos coeficientes  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$  se realiza de modo iterativo con ayuda de software como puede ser Xfoil [64]. Existen bases de datos de acceso libre en las páginas web de NREL, Risø, Delft aerofoils con el cálculo de estos coeficientes para determinados perfiles [65]. En la página de NREL los coeficientes vienen dados para superficies rugosas (standard roughness) y para superficies lisas (smooth) [66].

Debido a esta complejidad de cálculo, los resultados de los coeficientes se calculan adimensionalmente con el número de Reynolds y el número de Mach. De este modo, el cálculo de estos coeficientes ( $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$ ) dependen de la morfología del perfil, del número de Reynolds, del número Mach y del ángulo de ataque. Se define la función que calcula el coeficiente lift,  $f_{C_L}(X_c, Y_c, Re, Ma, \alpha_r)$ , como:

$$f_{C_L}(X_c, Y_c, Re, Ma, \alpha_r) = C_L \quad (2.154)$$

La función que calcula el coeficiente drag,  $f_{C_D}(X_c, Y_c, Re, Ma, \alpha_r)$ , se define como:

$$f_{C_D}(X_c, Y_c, Re, Ma, \alpha_r) = C_D \quad (2.155)$$

La función que define el coeficiente del momento pitch,  $f_{C_M}(X_c, Y_c, Re, Ma, \alpha_r)$ , se define como:

$$f_{C_M}(X_c, Y_c, Re, Ma, \alpha_r) = C_M \quad (2.156)$$

El número adimensional de Reynolds se define como:

$$Re = \frac{c \cdot v_{rel}}{\nu} \quad (2.157)$$

Donde  $Re$  es el número de Reynolds and  $\nu$  es la viscosidad cinemática ("kinematic viscosity") del aire, como referencia, a 273+15 grados Kelvin y una atmosfera es  $1.48 \times 10^{-5}$  m<sup>2</sup>/s. Para computaciones estándar la densidad elegida es 1.225Kg/m<sup>3</sup> [45].

El número Mach se define como el ratio entre la velocidad de un objeto y la velocidad del sonido.

$$Ma = \frac{v_{rel}}{v} \quad (2.158)$$

Donde  $Ma$  es el número de Mach,  $v$  es la velocidad del objeto y  $v$  es la velocidad del sonido.

Los parámetros  $X_c$  e  $Y_c$  son los vectores que definen la forma de los perfiles aerodinámico en un sistema de coordenadas con valores adimensionales que van entre 0 y 1 (debido a que están divididos por la longitud "chord" o cuerda). Como ejemplo, en la Tabla 2.9 se muestra los valores  $X_c$  e  $Y_c$  del perfil S823 [28].

Tabla 2.9: Perfil aerodinámico S823

NREL's S823 Airfoil					
$X_c = x/c$	$Y_c = y/c$	$X_c = x/c$	$Y_c = y/c$	$X_c = x/c$	$Y_c = y/c$



1.000000	0.000000	0.175150	0.087661	0.136074	-0.114432
0.996182	0.001021	0.139404	0.079378	0.168058	-0.116517
0.985647	0.004487	0.106993	0.069983	0.203782	-0.116043
0.969834	0.009935	0.078238	0.059647	0.243045	-0.113061
0.949208	0.016186	0.053489	0.048562	0.285642	-0.107692
0.923311	0.022860	0.032973	0.036935	0.331343	-0.100136
0.892433	0.030245	0.017013	0.025059	0.379872	-0.090684
0.857144	0.038305	0.005871	0.013252	0.430894	-0.079712
0.818037	0.046896	0.001538	0.006021	0.483993	-0.067673
0.775723	0.055810	0.000533	0.003322	0.538656	-0.055088
0.730810	0.064793	0.000235	0.002160	0.594258	-0.042513
0.683890	0.073566	0.000026	0.000734	0.650057	-0.030520
0.635537	0.081835	0.000174	-0.001931	0.705190	-0.019649
0.586291	0.089312	0.000800	-0.004837	0.758682	-0.010377
0.536666	0.095725	0.002374	-0.009387	0.809471	-0.003071
0.487145	0.100825	0.010193	-0.023971	0.856439	0.002045
0.438182	0.104394	0.021425	-0.041404	0.898460	0.004922
0.390202	0.106236	0.034330	-0.059382	0.934449	0.005687
0.343554	0.106115	0.049121	-0.076692	0.963294	0.004594
0.298349	0.104071	0.065425	-0.091707	0.983900	0.002540
0.255030	0.100219	0.084347	-0.102507	0.996032	0.000732
0.213826	0.094667	0.108058	-0.109780	1.000000	0.000000

Los valores del perfil S823 mostrado en la Tabla 2.9 se visualizan en la Figura 2.30.

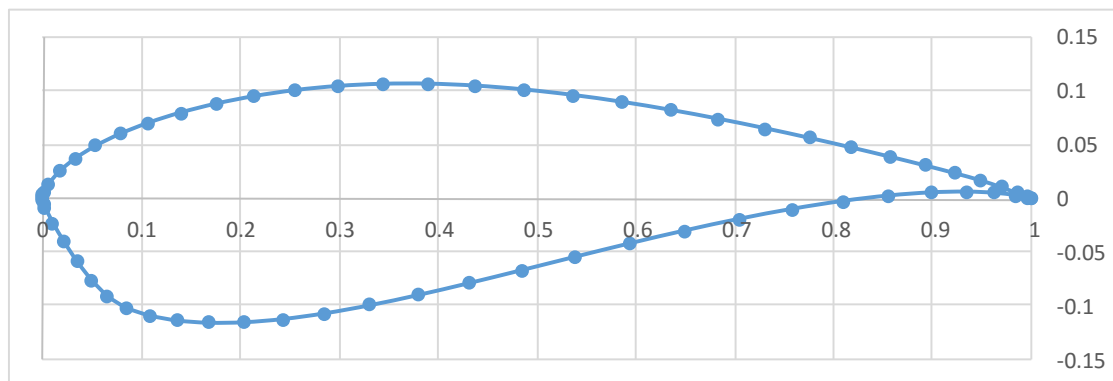


Figura 2.30: Perfil S823 Airfoil.

Los valores de los coeficientes  $C_L$ ,  $C_D$  y  $C_M$  del perfil S823 pueden ser obtenidos de la página web de NREL [65].

## 2.2.4 Método de Classical Blade Element

El modelo de "Blade Element Momentum" (BEM) fue presentado en 1935 por Glauert [63]. Este modelo permite calcular las cargas continuas y por tanto también el empuje y potencia para diferentes configuraciones de velocidad del viento, la velocidad de rotación y el ángulo pitch. El propósito del método "Blade Element Momentum method" es poder calcular los valores de  $a(r)$  ("axial induction factor") y

$a'(r)$  ("tangential flow induction") disponiendo de los coeficientes  $C_L$  y  $C_D$  ángulos de ataque. El cálculo se basa en la discretización de  $N$  anillos como se muestra en la Figura 2.31.

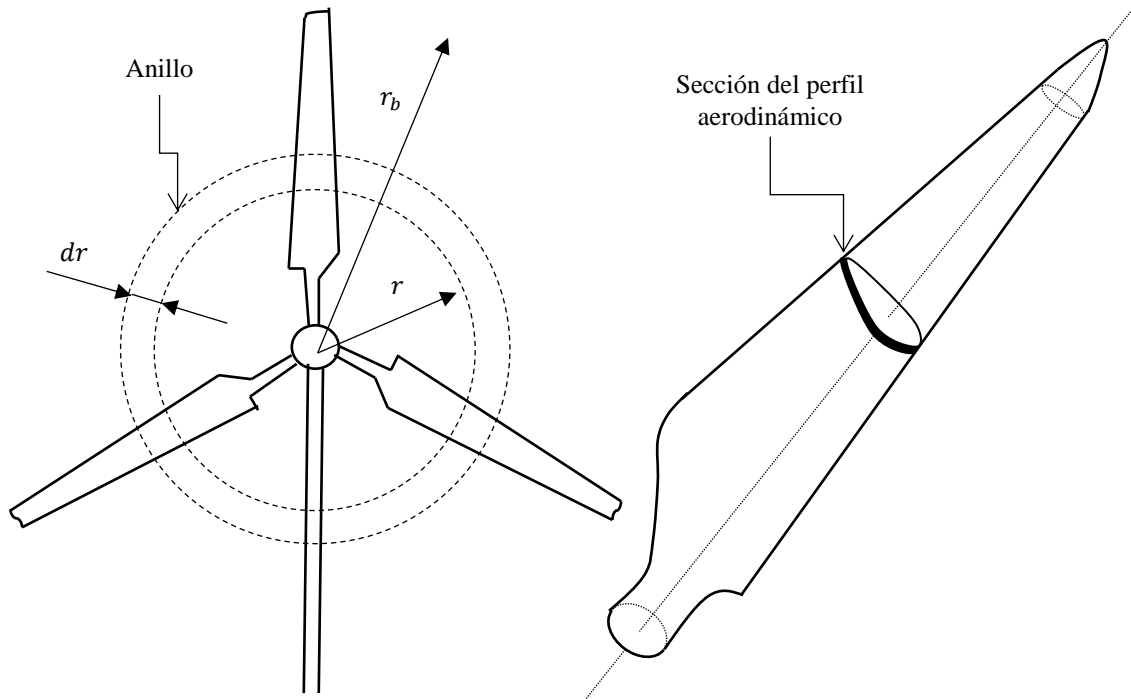


Figura 2.31: Volumen de control en forma de un elemento anular para ser utilizado en el modelo de BEM

El modelo BEM asume principalmente dos aproximaciones. La primera es que no existe una dependencia entre los anillos, es decir, lo que sucede en un anillo no se puede apreciar por los demás. La segunda aproximación es que se asume que la fuerza que ejerce el aire sobre las palas es constante, esto significa que se considera la existencia de un número infinito de palas.

En una sección aerodinámica 2-D las fuerzas normales y tangenciales al plano de giro del rotor se pueden observar en la Figura 2.32.

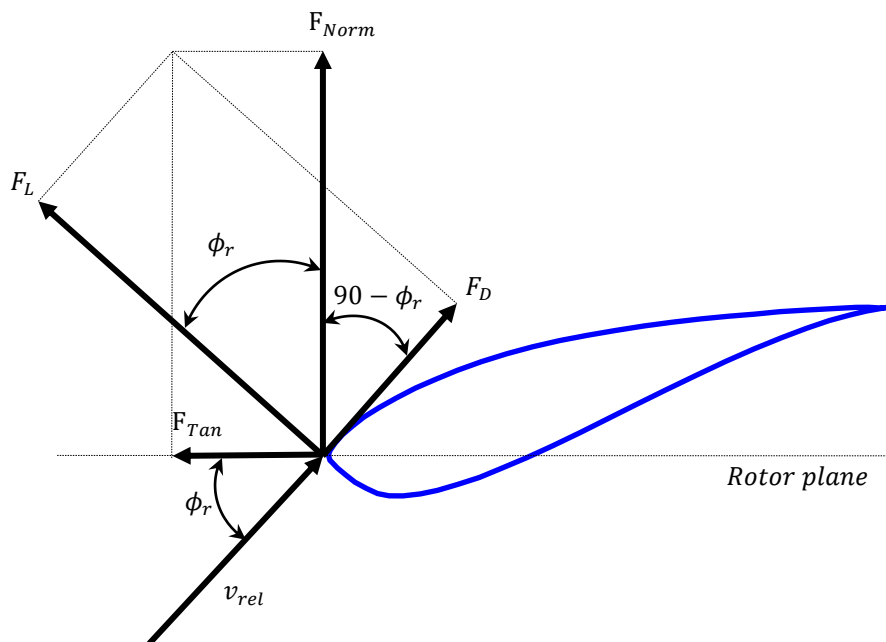


Figura 2.32: Normalización de las fuerzas de elevación y empuje alineadas en el plano de giro del rotor y perpendicular a este.

Normalizando las fuerzas normal y tangencial en el plano del rotor queda:

$$\begin{cases} F_{Norm} = F_L \cdot \cos \phi_r + F_D \cdot \sin \phi_r \\ F_{Tan} = F_L \cdot \sin \phi_r - F_D \cdot \cos \phi_r \end{cases} \quad (2.159)$$

Donde  $F_{Norm}$  es la fuerza normal al plano del rotor y  $F_{Tan}$  la fuerza tangencial al plano del rotor. Dividendo las ecuaciones (2.159) por  $\left[\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{rel}^2 \cdot c\right]$  queda:

$$\begin{cases} C_{Norm} = C_L \cdot \cos \phi_r + C_D \cdot \sin \phi_r \\ C_{Tan} = C_L \cdot \sin \phi_r - C_D \cdot \cos \phi_r \end{cases} \quad (2.160)$$

Donde  $C_{Norm}$  es el coeficiente de la fuerza normal y  $C_{Tan}$  coeficiente de la fuerza tangencial.

$$\begin{cases} C_{Norm} = \frac{F_{Norm}}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot V_{rel}^2 \cdot c} \\ C_{Tan} = \frac{F_{Tan}}{\frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot V_{rel}^2 \cdot c} \end{cases} \quad (2.161)$$

De la Figura 2.26 y Figura 2.27 se deduce que:

$$\begin{cases} v_{rel} \cdot \sin \phi_r = v_1 \cdot (1 - a(r)) \\ v_{rel} \cdot \cos \phi_r = \Omega_r \cdot r \cdot (1 - a'(r)) \end{cases} \quad (2.162)$$

$F_{Norm}$  y  $F_{Tan}$  son fuerzas por unidad de longitud aplicadas a un volumen de espesor  $dr$  como:

$$\begin{cases} dF_T = B \cdot F_{Norm} \cdot dr \\ dM = B \cdot r \cdot F_{Tan} \cdot dr \end{cases} \quad (2.163)$$

Donde  $B$  es el número de palas. Usando las ecuaciones (2.161) en (2.163) queda:

$$\begin{cases} dF_T = B \cdot \left[ C_{Norm} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot V_{rel}^2 \cdot c \right] \cdot dr \\ dM = B \cdot r \cdot \left[ C_{Tan} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot V_{rel}^2 \cdot c \right] \cdot dr \end{cases} \quad (2.164)$$

Usando las ecuaciones (2.162) en (2.164) queda:

$$\begin{cases} dF_T = B \cdot \left[ C_{Norm} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \left[ \frac{v_1 \cdot (1 - a)}{\sin \phi_r} \right]^2 \cdot c \right] \cdot dr \\ dM = B \cdot r \cdot \left[ C_{Tan} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \left[ \frac{\Omega_r \cdot r \cdot (1 - a')}{\cos \phi_r} \right]^2 \cdot c \right] \cdot dr \end{cases} \quad (2.165)$$

Usando las ecuaciones (2.103), (2.104) y (2.110) derivando, queda:

$$dF_T = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot 2 \cdot \pi \cdot r \cdot v_1^2 \cdot 4 \cdot a(r) \cdot (1 - a(r)) \cdot dr \quad (2.166)$$

Igualando las ecuaciones (2.165) y (2.181) queda:

$$\begin{aligned} B \cdot C_{Norm} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \frac{v_1^2 \cdot (1 - a)^2}{\sin^2 \phi_r} \cdot c \cdot dr \\ = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot 2 \cdot \pi \cdot r \cdot v_1^2 \cdot 4 \cdot a(r) \cdot (1 - a(r)) \cdot dr \end{aligned} \quad (2.167)$$

Despejando  $a$  de la ecuación (2.182) queda:

$$a(r) = \left[ \frac{8 \cdot \pi \cdot r \cdot \sin^2 \phi_r}{B \cdot C_{Norm} \cdot c} + 1 \right]^{-1} \quad (2.168)$$

Por otro lado, usando (2.110) en la ecuación (2.115) queda:

$$dM = 4 \cdot \pi \cdot r^3 \cdot \rho_{Air} \cdot v_1 \cdot \Omega_r \cdot (1 - a(r)) \cdot a'(r) \cdot dr \quad (2.169)$$

Igualando (2.165) y (2.169) queda:

$$\begin{aligned} 4 \cdot \pi \cdot r^3 \cdot \rho \cdot v_1 \cdot \Omega_r \cdot (1 - a(r)) \cdot a'(r) \cdot dr \\ = B \cdot r^3 \cdot C_T \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{\Omega_r^2 \cdot (1 - a')^2}{\cos^2 \phi_r} \cdot c \cdot dr \end{aligned} \quad (2.170)$$

Simplificando la ecuación (2.170) queda:

$$4 \cdot \pi \cdot v_1 \cdot (1 - a(r)) \cdot a'(r) = B \cdot C_T \cdot \frac{1}{2} \cdot \Omega_r \frac{(1 - a')^2}{\cos^2 \phi_r} \cdot c \quad (2.171)$$

Despejando  $a'(r)$  queda:

$$a'(r) = \left[ \frac{4 \cdot \sin \phi_r \cdot \cos \phi_r \cdot 2 \cdot \pi \cdot r}{C_{Tan} \cdot c \cdot B} \right]^{-1} \quad (2.172)$$

En el cálculo de los valores de  $a(r)$  y  $a'(r)$  mediante las ecuaciones (2.168) y (2.172) no se ha tenido en cuenta las pérdidas en la punta de la pala, ni las pérdidas en el a raíz de la pala y se supone que el número de palas es infinita. Un modelo más aproximado se puede construir añadiendo estas correcciones. En el punto 2.2.4.1 se muestra un factor de corrección por pérdidas en la punta de la pala ("Tip losses"), en el punto 2.2.4.2 se muestra las correcciones por las pérdidas en el buje, en el punto 2.2.4.3 se muestra el factor de corrección de Glauert's debidas a la formación de la estela, en el punto 2.2.4.4 se calcula el valor de  $a(r)$  con los factores de corrección, en el punto 2.2.4.5 se calcula el valor de  $a'(r)$  y en el punto 2.2.4.6 hace un resumen del método de Classical Blade Element.

### 2.2.4.1 Correcciones Perdidas en la punta ("Tip losses")

Las pérdidas en la punta de la pala se producen por una diferencia de presión en la punta de la pala donde se genera un vórtice debido a que el número de palas no es infinito. Esto reduce la fuerza de elevación ("lift") en las zonas próximas a la punta y como consecuencia reduce la eficiencia del conjunto de la pala [45].

Aunque el cálculo de las pérdidas que se producen en la punta de la pala puede calcularse de un modo exacto con la teoría de vórtices[28], existen diversos métodos que se aproximan fielmente y resultan mucho más sencillos de implementar. Un método aproximado que estima el efecto de "tip-loss factor" es el desarrollado por L. Prandtl, que aparece en [63], como:

$$F_{Tip}(r) = \frac{2}{\pi} \cdot \cos^{-1} \left[ \exp \left( -\frac{B}{2} \cdot \frac{r_b - r}{r \cdot \sin \phi_r} \right) \right] \quad (2.173)$$

Por un lado, en la Figura 2.33 se muestra el valor de  $F_{Tip}(r)$  en función del radio  $r$  para un tamaño de pala  $r_b$ . Por otro lado, el código para generar la Figura 2.33 se muestra en el Script 2.17.

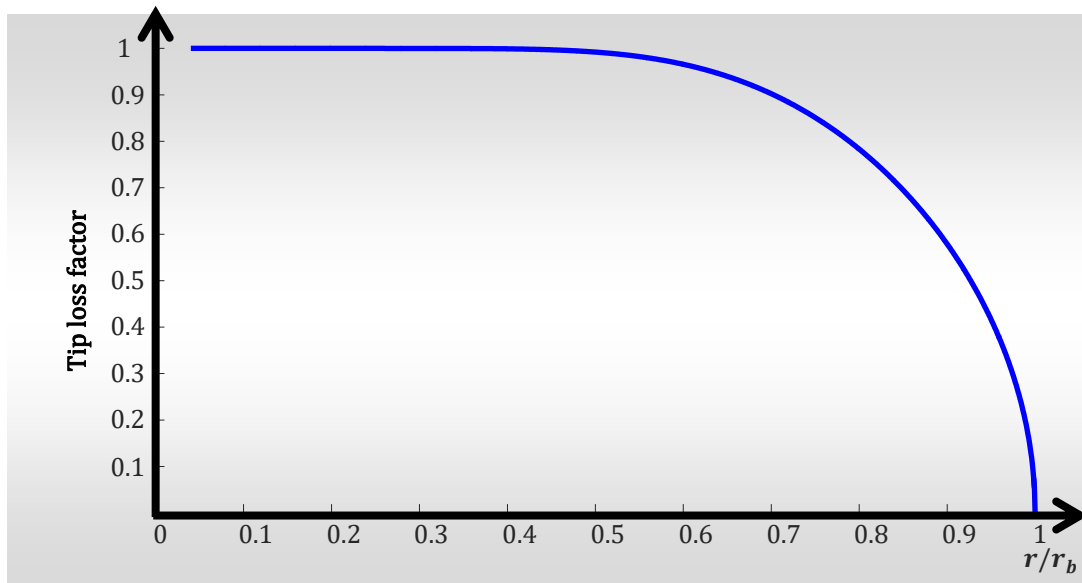


Figura 2.33: Tip loss factor.

Script 2.17: Tip loss factor.

1	<code>%% 1. Datos</code>
2	<code>% r: radio.</code>
3	<code>% r b: longitud total de la pala.</code>
4	<code>% r Hub: la distancia del eje de rotación del rotor a la raíz "root" de la pala.</code>
5	<code>% B: Numero de palas</code>
6	<code>% Fi: flow angle</code>
7	<code>B=3;</code>
8	<code>r b=12.5;</code>
9	<code>r Hub=0.5;</code>
10	<code>r=r Hub:0.01:r b;</code>
11	<code>Fi=pi/9;</code>
12	
13	<code>%% 2. Calculo del tip-loss factor</code>
14	<code>f=B./2.*(r b-r)./(r.*sin(Fi));</code>
15	<code>F_Tip= 2./pi.*(acos(exp(-f)));</code>
16	<code>figure</code>
17	<code>plot(r/r b,F_Tip)</code>
18	<code>xlabel('r/r b')</code>
19	<code>ylabel('Tip loss factor')</code>

Otra expresión de L. Prandtl muy similar a la anterior ecuación se puede encontrar en [67], como :

$$F_{Tip}(r) = \frac{2}{\pi} \cdot \cos^{-1} \left[ \exp \left( - \frac{B \cdot (r_b - r) \cdot \sqrt[3]{1 + \lambda^2}}{2 \cdot r} \right) \right] \quad (2.174)$$

Los trabajos de Wilson and Lissaman para el cálculo de  $a$  y  $a'$  muestran una variante del factor de corrección del Tip Loss Correction [68]. Otra variante del Tip Loss Correction propuesta por Vries en [69]. En [67], se propone otra variante de Tip Loss Correction, como:

$$F_{Tip}(r) = \frac{2}{\pi} \cdot \cos^{-1} \left[ \exp \left( -g \cdot \frac{B \cdot (r_b - r)}{2 \cdot r \cdot \sin \alpha_r} \right) \right] \quad (2.175)$$

Donde

$$g = \exp[-c_1 \cdot (B \cdot \lambda - c_2)] \quad (2.176)$$

Donde  $c_1$  y  $c_2$  son dos coeficientes que deben determinarse a partir de datos experimentales.

### 2.2.4.2 Perdidas en el buje (“Hub losses”)

En la raíz de las palas, en la zona del buje, cerca del eje de giro del rotor, ocurre un proceso similar que en la punta de la pala. Existe factores de corrección para aproximar este efecto [70], se calculan como:

$$F_{Hub}(r) = \frac{2}{\pi} \cdot \cos^{-1} \left[ \exp - \left( \frac{B}{2} \cdot \frac{r - r_{Hub}}{r \cdot \sin \phi} \right) \right] \quad (2.177)$$

Donde  $F_{Hub}(r)$  es el “Hub losses factor” y  $r_{Hub}$  es la distancia del eje de rotación del rotor a la raíz “root” de la pala. En la Figura 2.34 se muestra la distribución del factor de corrector para un flow angle de  $\pi/9$  y el código para generar la Figura 2.34 se muestra en el Script 2.18.

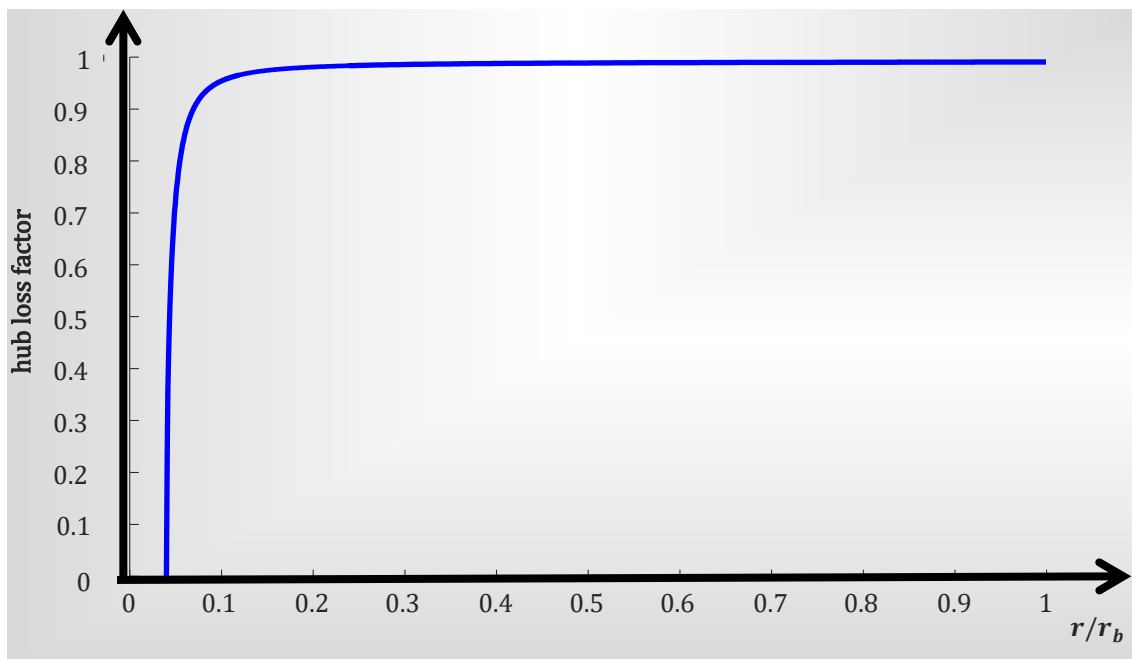


Figura 2.34: Hub loss factor.

Script 2.18: Hub loss factor.

1	%% 1. Datos
2	% r: radio.
3	% r b: longitud total de la pala.
4	% r Hub: la distancia del eje de rotación del rotor a la raíz “root” de la pala.
5	% B: Numero de palas
6	% Fi: flow angle
7	B=3;
8	r b=12.5;
9	r Hub=0.5;
10	r=r Hub:0.01:r b;
11	Fi=pi/9;
12	
13	%% 3. Calculo de Hub loss factor
14	f=B./2.*(r-r Hub)./r./sin(Fi);
15	F Hub= 2./pi.*(acos(exp(-f)));
16	figure
17	plot(r/r_b,F_Hub)
18	xlabel('r/r_b')
19	ylabel('Hub loss factor')

### 2.2.4.3 Glauert's correction

Las ecuaciones de la teoría del momento lineal son válidas cuando el factor de inducción axial,  $a$ , es menor de 0.4. Para valores mayores, la capa de cizalladura libre en el borde de la estela se vuelve inestable. Esta situación se llama "turbulent-wake state" o estado de estela turbulenta.

Diferentes relaciones empíricas entre el coeficiente thrust  $C_T$  y  $a$  pueden hacerse para ajustar los parámetros. Para estas situaciones diferentes relaciones empíricas para el coeficiente thrust han aparecido. Las relaciones desarrolladas por Glauert y Hansen [71]

Cuando el "axial induction factor",  $a$ , es mayor que 0.4 las ecuaciones de la teoría del momento lineal no son válidas[24]. De modo general se expresa como:

$$C_T = \begin{cases} 4 \cdot a(r) \cdot (1 - a(r))^2 \cdot F_c & a(r) \leq \frac{1}{3} \\ 4 \cdot a(r) \cdot (1 - a(r))^2 \cdot F_c & a(r) > \frac{1}{3} \end{cases} \quad (2.178)$$

Otra relación aparece en [72], como :

$$C_T = \begin{cases} 4 \cdot a(r) \cdot (1 - a(r))^2 \cdot F_c & a(r) \leq a_c(r) \\ 4 \cdot (a_c(r)^2 + (1 - 2 \cdot a_c(r)) \cdot a(r)) \cdot F_c & a(r) > a_c(r) \end{cases} \quad (2.179)$$

Donde  $a_c(r)$  es aproximadamente 0.2 y  $F_c$  es el factor de corrección de las pérdidas en la punta de la pala y en el buje. El factor de corrección,  $F_c$ , se calcula como:

$$F_c = F_{Tip}(r) \cdot F_{Hub}(r) \quad (2.180)$$

En la Figura 2.35 se muestra la distribución del factor de corrector con los ejemplos de "Hub loss factor" y "Tip loss factor" de los puntos anteriores. El código para generar la Figura 2.35 se muestra en el Script 2.18.

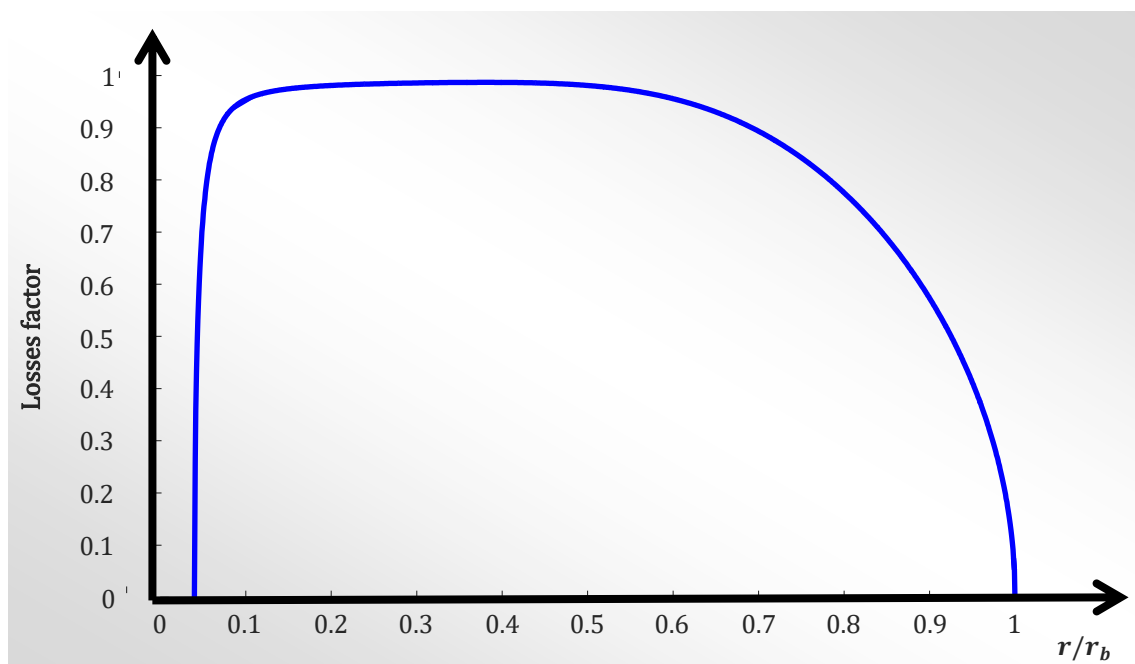
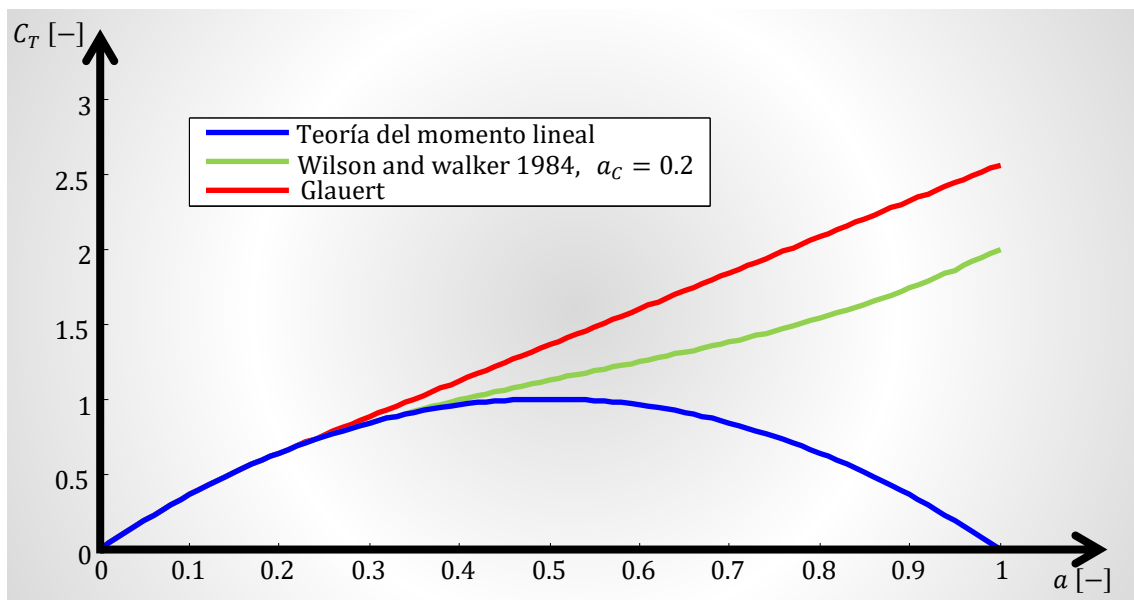


Figura 2.35: Efecto conjunto del Hub loss factor y del Tip loss factor.

Script 2.19: Ejemplo de Hub loss factor y Tip loss factor

1	%% 1. Datos
2	% r: radio.
3	% r b: longitud total de la pala.
4	% r Hub: la distancia del eje de rotación del rotor a la raíz "root" de la pala.
5	% B: Numero de palas
6	% Fi: flow angle
7	B=3;
8	r b=12.5;
9	r Hub=0.5;
10	r=r Hub:0.01:r b;
11	Fi=pi/9;
12	
13	%% 2. Calculo del tip-loss factor
14	f=B./2.*(r b-r)./(r.*sin(Fi));
15	F Tip= 2./pi.*(acos(exp(-f)));
16	Figure
17	plot(r/r b,F Tip)
18	xlabel('r/r b')
19	ylabel('Tip loss factor')
20	
21	%% 3. Calculo de Hub loss factor
22	f=B./2.*(r-r Hub)./r./sin(Fi);
1	F Hub= 2./pi.*(acos(exp(-f)));
2	Figure
3	plot(r/r b,F Hub)
4	xlabel('r/r b')
5	ylabel('Hub loss factor')
6	
7	%% 4. Hub loss factor AND tip-loss factor
8	Figure
9	plot(r./r_b,(F_Hub.*F_Tip))
10	xlabel('r/r b')
11	ylabel('F_Hub * F_Tip')

En la Figura 2.36 se muestran el coeficiente  $C_T$  ante las variaciones de  $a(r)$  para las diferentes aproximaciones.

Figura 2.36: Comparación del valor  $C_T$  con diferentes teorías.

El código que genera la Figura 2.36 se muestra en el Script 2.20.



Script 2.20: Comparación del valor  $C_T$  con diferentes teorías

1	a=0:0.01:1;
2	% momentum theory
3	C T1=4.*a.*(1-a);
4	% Wilson and walker 1984, A c=0.2
5	F=1;
6	C T2=(a<=1/3).*(4.*a.*(1-a)) + (a>1/3).*(4.*a.*(1-1/4.*(5-3.*a).*a)).*F;
7	%% Glauert
8	F=1;
9	A c=0.2;
10	C T3=((a<=0.2).*(4.*a.*(1-a)) + (a>0.2).*(4.*(A_c.^2+(1-2.*A_c).*a))).*F;
11	%% Visualización
12	plot(a,[C T1;C T2;C T3],'-')
13	xlabel('a')
14	ylabel('C T')
15	len{1}='Teoria del momento lineal';
16	len{2}='Wilson and walker 1984, a c = 0.2';
17	len{3}='Glauert ';
18	legend(len)

### 2.2.4.4 Calculo de $a(r)$ con factor de corrección

Los factores de corrección en la punta y en la raíz de la pala se multiplican obteniendo un factor de corrección global  $F_c$  como se ha mostrado en la ecuación (2.180). Añadiendo el factor de corrección en la ecuación (2.166) queda:

$$dF_T = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot 2 \cdot \pi \cdot r \cdot v_1^2 \cdot 4 \cdot a(r) \cdot (1 - a(r)) \cdot F_c \cdot dr \quad (2.181)$$

Igualando (2.165) y (2.181) queda:

$$\begin{aligned} B \cdot C_{Norm} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \frac{v_1^2 \cdot (1 - a)^2}{\sin^2 \phi_r} \cdot c \cdot dr \\ = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot 2 \cdot \pi \cdot r \cdot v_1^2 \cdot 4 \cdot a(r) \cdot (1 - a(r)) \cdot F_c \cdot dr \end{aligned} \quad (2.182)$$

Despejando  $a(r)$  de la ecuación (2.182) queda:

$$a(r) = \left[ \frac{8 \cdot \pi \cdot F_c \cdot r \cdot \sin^2 \phi_r}{B \cdot C_{Norm} \cdot c} + 1 \right]^{-1} \quad (2.183)$$

La ecuación (2.183) es válida para valores de  $a(r) < a_c(r)$  según la corrección de Glauert. Si  $a(r) > a_c(r)$ , se debe usar la corrección de Glauert de la ecuación (2.179). Sustituyendo en la ecuación (2.181), el valor  $4 \cdot a(r) \cdot (1 - a(r)) \cdot F_c$  por  $4 \cdot (a_c(r)^2 + (1 - 2 \cdot a_c(r)) \cdot a(r)) \cdot F_c$  según la ecuación (2.179), queda:

$$\begin{aligned} B \cdot C_{Norm} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \frac{v_1^2 \cdot (1 - a)^2}{\sin^2 \phi_r} \cdot c \cdot dr \\ = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot 2 \cdot \pi \cdot r \cdot v_1^2 \cdot 4 \cdot (a_c^2 + (1 - 2 \cdot a_c) \cdot a) \cdot F_c \cdot dr \end{aligned} \quad (2.184)$$

Despejando queda:

$$a(r) = \frac{1}{2} \cdot \left[ 2 + K \cdot (1 - a(r) \cdot a_c(r)) - \sqrt{(K(1 - 2 \cdot a_c(r)) + 2)^2 + 4 \cdot (K \cdot a_c(r)^2 - 1)} \right] \quad (2.185)$$

Donde

$$K = \frac{8 \cdot \pi \cdot r \cdot F_c \cdot \sin^2 \phi_r}{c \cdot B \cdot C_n} \quad (2.186)$$

#### 2.2.4.5 Cálculo de $a'(r)$ con factor de corrección

Por otro lado, el “tangential flow induction” con el factor de corrección se calcula añadiendo el factor de corrección en la ecuación (2.166) como:

$$dM = 4 \cdot \pi \cdot r^3 \cdot \rho_{Air} \cdot v_1 \cdot \Omega_r \cdot (1 - a(r)) \cdot a'(r) \cdot F_c \cdot dr \quad (2.187)$$

Igualando (2.165) y (2.187) queda:

$$\begin{aligned} 4 \cdot \pi \cdot r^3 \cdot \rho_{Air} \cdot v_1 \cdot \Omega_r \cdot (1 - a(r)) \cdot a'(r) \cdot F_c \cdot dr \\ = B \cdot r^3 \cdot C_T \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \frac{\Omega_r^2 \cdot (1 - a')^2}{\cos^2 \phi_r} \cdot c \cdot dr \end{aligned} \quad (2.188)$$

Simplificando la ecuación (2.188) queda:

$$4 \cdot \pi \cdot v_1 \cdot (1 - a(r)) \cdot a'(r) = B \cdot C_T \cdot \frac{1}{2} \cdot \Omega_r \cdot \frac{(1 - a')^2}{\cos^2 \phi_r} \cdot c \quad (2.189)$$

Despejando el “tangential flow induction” de la ecuación (2.189), queda:

$$a'(r) = \left[ \frac{4 \cdot F_c \cdot \sin \phi_r \cdot \cos \phi_r \cdot 2 \cdot \pi \cdot r}{C_{Tan} \cdot c \cdot B} \right]^{-1} \quad (2.190)$$

#### 2.2.4.6 Resumen del método

El cálculo de los valores de  $a(r)$  y  $a'(r)$  de cada anillo se realiza de modo iterativo. Por un lado, hay características no varían su valor a lo largo del tiempo, es el caso del número de palas de aerogenerador  $B$  y las relacionadas con la sección de la pala. Las relacionadas con la sección de la pala son: la distancia  $r$  al eje de giro del rotor, el chord o cuerda  $c$ , la forma que tiene con los vectores  $X_c$ ,  $Y_c$  y la torcedura de la pala o “twist of the blade” ángulo de giro de la pala debida a la geometría de la pala. La densidad del aire se considera constante para no complicar los cálculos.

Por otro lado, algunas características dependen del estado del aerogenerador lo largo del tiempo. Estas características son la velocidad del viento  $v_1$ , la velocidad angular de giro del rotor  $\Omega_r$  y el giro del ángulo pitch  $\beta$ . El cálculo de los valores de  $a(r)$  y  $a'(r)$  debe realizarse para diferentes valores de  $v_1$ ,  $\Omega_r$  y  $\beta$ . Por ello, se define la función  $f_a(r, v_1, \Omega_r, \beta)$  y  $f_{a'}(r, v_1, \Omega_r, \beta)$  como las funciones que calculan los valores de “axial induction factor” y “tangential flow induction”. El cálculo de estas funciones se realiza de modo iterativo en una serie de pasos:

**Primero**, se asigna un valor inicial a  $a(r)$  y  $a'(r)$  cercano a cero.

**Segundo**, se calcula el ángulo flow,  $\phi$ , mediante la ecuación (2.148)

**Tercero**, se calcula el "local angle of attack",  $\alpha$ , con las ecuaciones (2.149) y (2.150).

**Cuarto**, se calcula el número de Reynolds,  $Re$ , con la ecuación (2.157).

**Quinto**, se calcula el número Mach,  $Ma$ , con la ecuación (2.158).

**Sexto**, se calculan los coeficientes  $C_L$  y  $C_D$  con las ecuaciones (2.154) y (2.155) respectivamente.

**Séptimo**, se calculan la fuerza normal,  $C_{Norm}$ , y la fuerza tangencial,  $C_{Tan}$ , al plano del rotor con la ecuación (2.160).

**Octavo**, se calcula el factor de corrección en la punta y en el buje con las ecuaciones (2.173) y (2.177) respectivamente. Multiplicando ambos coeficientes se obtiene el factor de corrección global,  $F_c$ , como se ve en la ecuación (2.180).

**Noveno**, se calcula el coeficiente de inducción axial,  $a(r)$ , con la ecuación (2.183) si  $a(r) < a_c(r)$  o con las ecuaciones (2.185) y (2.186) si  $a(r) > a_c(r)$ .

**Décimo**, Se va al segundo paso mientras la variación de  $a(r)$  y  $a'(r)$  sea mayor que un nivel de tolerancia, en caso contrario se han obtenido los valores de  $a(r)$  y  $a'(r)$ .

Para el cálculo del coeficiente de potencia  $C_p$  se usa la ecuación (2.126) y sustituyendo el valor de los coeficientes axiales y tangenciales por las funciones, queda:

$$C_p(v_1, \Omega_r, \beta) = \frac{8 \cdot \Omega_r^2}{r_b^2 \cdot v_1^2} \cdot \int_0^{r_b} f_{a'}(r, v_1, \Omega_r, \beta) \cdot (1 - f_a(r, v_1, \Omega_r, \beta)) \cdot r^3 \cdot dr \quad (2.191)$$

Normalmente, el coeficiente de potencia se expresa en función del ángulo pith y el "tip speed ratio", como  $C_p(\lambda, \beta)$ .

## 2.3 Modelo mecánico y estructural

En el punto anterior se ha descrito el modo de calcular las cargas aerodinámicas, en este punto se centra en los aspectos estructurales y mecánicos que deben asegurar su estructura durante 20 años. En la norma IEC 61400 se define las cargas y las condiciones atmosféricas que debe poder soportar [17]. Para estimar estas cargas previamente a su construcción se utiliza modelos aeroelásticos y posteriormente a su construcción se puede medir directamente galgas extensiométricas [45]. Estos sensores permiten calcular la fatiga a la que se somete el aerogenerador en tiempo real.

Aunque dentro de los aerogeneradores de eje horizontal existen diferentes configuraciones, las partes estructurales más importantes de las que está compuesto se muestran en la Figura 2.37. En los siguientes puntos se muestran las partes estructurales y mecánicas más importantes. Estas partes son descritas según aparecen en la mayoría de textos científicos [28, 44]. En el punto 2.3.1 se muestra las palas desde punto de vista estructural, en el punto 2.3.2 se muestra el buje, en el punto 2.3.3 se muestra el sistema de giro del ángulo pitch de las palas, en el punto 2.3.4 se muestra el tren de potencia, en el punto 2.3.5 se muestra la cimentación, en el punto 2.3.6 se muestra la torre, en el punto 2.3.7 se muestra la góndola, en el punto 2.3.8 se muestra la unidad meteorológica y en el punto 2.3.9 se muestra el sistema de giro del Yaw.

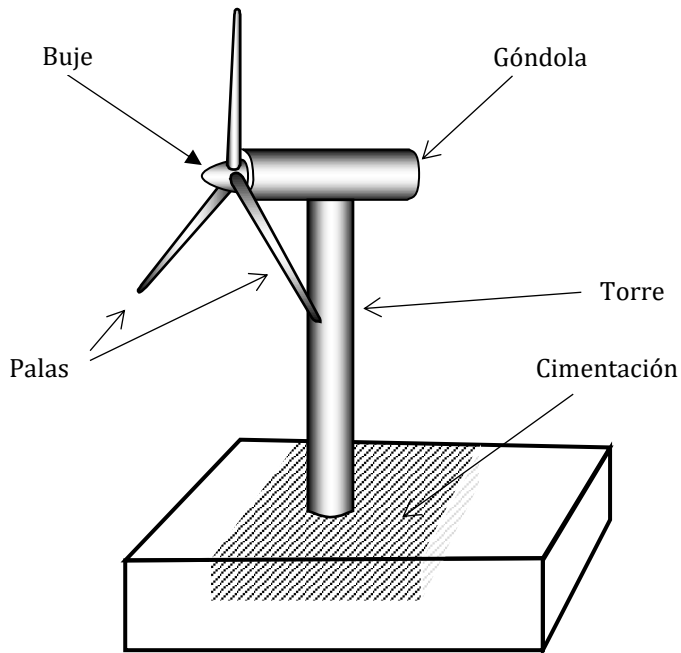


Figura 2.37: Principales componentes estructurales de un aerogenerador [73].

### 2.3.1 Palas (blades)

Las palas o “blades” están en continuo movimiento soportando las cargas aerodinámicas ejercidas por los flujos de aire, cargas gravitacionales ejercidas por la gravedad, cargas centrífugas debidas a la velocidad de giro del rotor, giroscópicas debidas al giro del Yaw y operacionales debidas principalmente al control pitch [74]. Todas estas cargas ejercen en la base del buje (Hub) unos momentos. Las cargas más importantes que afectan a las palas son las fuerzas gravitatorias, las fuerzas inerciales y las fuerzas aerodinámicas.

Por un lado, la fuerza horizontal ejercida por el viento produce un momento llamado “flapwise bending” que tiende a desviar las palas fuera del plano del rotor en la dirección del viento. Las palas deben soportar estas deflexiones para evitar colisiones con la propia torre. Este concepto se muestra en la Figura 2.38.

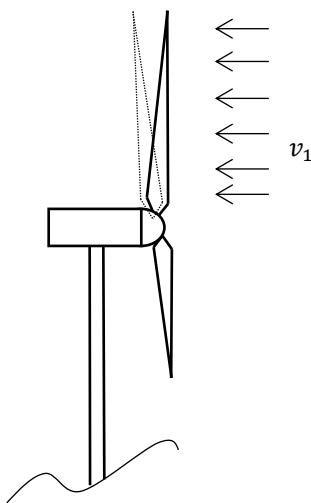


Figura 2.38: Momento flapwise bending

El momento flapwise bending se puede modelar como una viga empotrada en un extremo [45], tal y como se ve en la Figura 2.39.

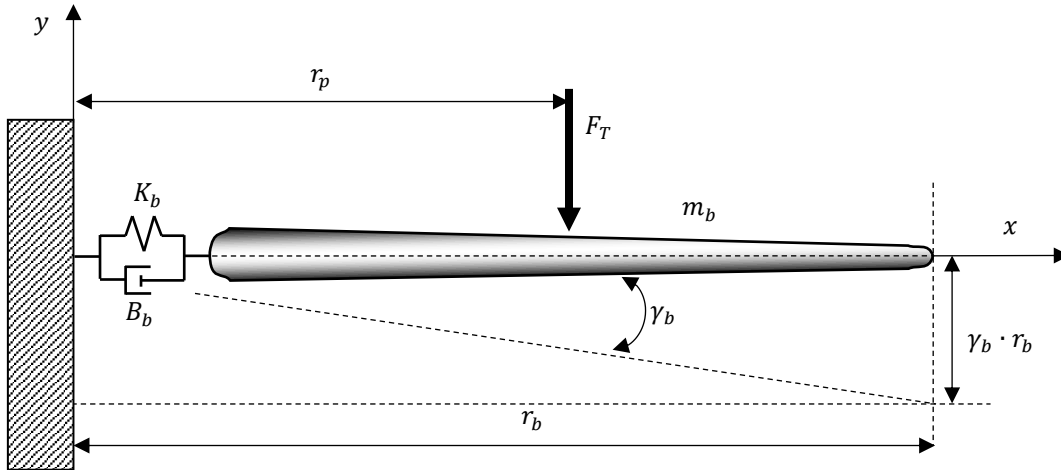


Figura 2.39: Pala modelada como una viga

Donde  $B_b$  es el coeficiente de amortiguamiento en medido en  $(N \cdot s \cdot m^{-1})$ ,  $\gamma_b$  es el ángulo de desplazamiento de la pala en la punta medido en radianes ( $rad$ ),  $m_b$  es la masa de la pala en kilogramos ( $kg$ ),  $r_p$  es la distancia desde el eje de giro del rotor hasta el punto donde la fuerza de empuje del viento es equivalente se mide en metros y se calcula [24] como :

$$r_p = \frac{2}{3} \cdot r_b \quad (2.192)$$

$K_b$  es el coeficiente de rigidez de la pala, calculado [24] como:

$$K_b = \frac{3 \cdot E_b \cdot I_b}{r_b^3} \quad (2.193)$$

Donde  $E_b$  es el módulo de Young o módulo de elasticidad longitudinal medido en  $(N \cdot m^{-2})$ . El valor del módulo de Young depende del tipo de material (fibra de vidrio:  $E = 45 \cdot 10^9 N \cdot m^{-2}$ ).  $I_b$  es el momento de inercia transversal de una pala, aproximando la forma de pala a un tubo queda:

$$I_b \approx \left(\frac{\pi}{4}\right) \cdot (r_{b2}^4 - r_{b1}^4) \quad (2.194)$$

Donde  $r_{b2}$  es el radio exterior y  $r_{b1}$  el radio interior. Se puede observar en la siguiente figura:

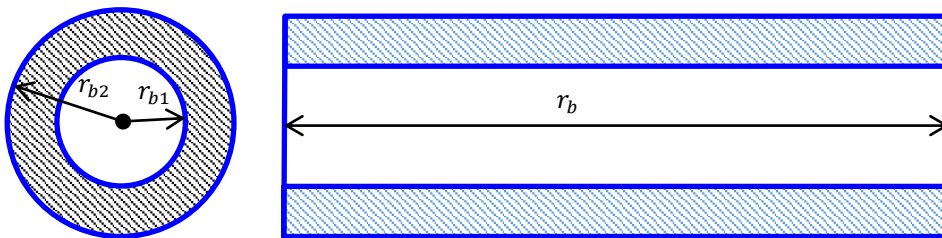


Figura 2.40: Radio interior, radio exterior y longitud de un eje

El cálculo de la flexión de la viga se calcula como:

$$\gamma_b \cdot r_b = -\frac{F_T \cdot r_p^2}{6 \cdot E_b \cdot I_b} \cdot (r_p - 3 \cdot r_b) \quad (2.195)$$

El ángulo en la punta se calcula como:

$$\gamma_b = -\frac{F_T \cdot r_p^2}{2 \cdot E_b \cdot I_b} \cdot (r_p - 3 \cdot r_b) \quad (2.196)$$

Por otro lado, la fuerza debida a la masa de la pala y a la gravedad, produce un momento llamado “edgewise bending”. Esta fuerza se puede considerar despreciable en palas de pequeño tamaño mientras que es crítica en palas de gran tamaño. En aerogeneradores mayores de 70 metros de diámetro esta carga es crítica [74]. Este concepto se muestra en la Figura 2.41.

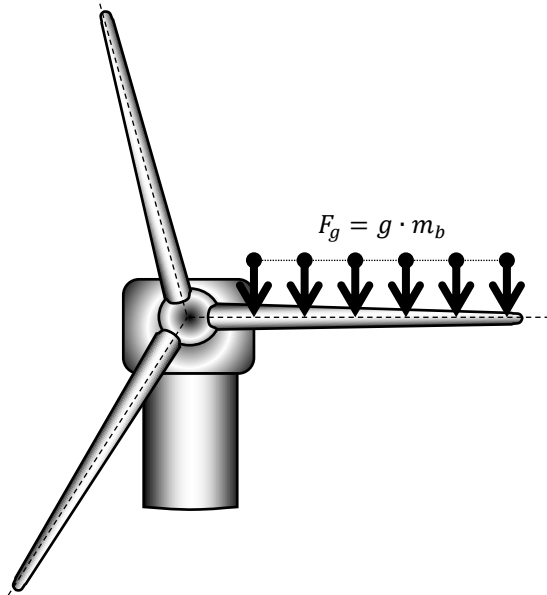


Figura 2.41: Momento edgewise bending por la fuerza de la gravedad.

La carga inercial también produce momento “edgewise bending” cuando el giro del rotor se acelera o decelera. Este concepto se muestra en la Figura 2.42.

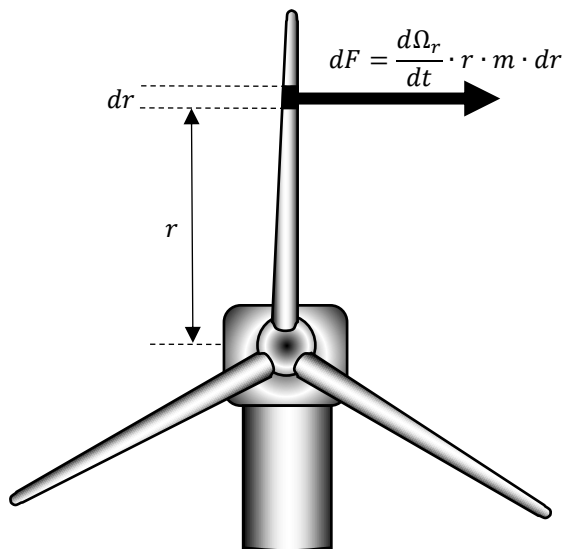


Figura 2.42: Momento edgewise bending por aceleraciones o deceleraciones del rotor.

Un análisis más detallado de las respuestas dinámicas de las palas se puede obtener mediante un análisis modal [75] donde se asume pequeñas deflexiones y una moderada rotación de la pala a lo largo de las secciones, la ecuación lineal de movimiento puede escribirse así .

$$\mathbf{M}_b \cdot \frac{d^2x}{dt^2} + \mathbf{B}_b \cdot \frac{dx}{dt} + \mathbf{K}_b \cdot x = f(t) \quad (2.197)$$

Donde  $\mathbf{M}_b$  es la matriz de masas,  $\mathbf{B}_b$  es la matriz de amortiguación (damping) y  $\mathbf{K}_b$  es la matriz de rigidez (stiffness) y  $f_b(t)$  es el vector de las fuerzas externas.

En [76], se muestra un modelo lineal aeroelástico para el modelado de las palas basado en Euler–Bernoulli. Para tamaños de pala más grandes son necesario tener en cuenta las no linealidades de los modelos aeroelásticos [77].

### 2.3.2 Buje (hub):

El buje (hub) es el elemento de unión entre las palas y el eje lento del rotor (el rotor se considera al conjunto palas más buje). El buje alberga en su interior el sistema pitch. En la Figura 2.37 se muestra ubicación del buje dentro del aerogenerador.

En los aerogeneradores de dos palas suelen instalarse con una articulación oscilante instalada dentro del buje con el fin de que el momento de flexión de la pala no se salga del plano de giro del rotor debido a efectos dinámicos del giro del rotor o debido a giros del Yaw [78]. Este elemento proporciona una disminución de la fatiga principalmente en las palas, el eje lento de rotación, la góndola, Yaw bearing and yaw drive.[28]

### 2.3.3 Sistema Pitch (Pitch System)

El sistema Pitch es un dispositivo mecánico, eléctrico o hidráulico que actúa en la raíz de la pala para girar ésta longitudinalmente en ambas direcciones para aumentar o reducir el ángulo de incidencia (o ataque) del viento sobre la pala y controlar así la absorción de potencia. En la Figura 2.43 se muestra el lugar donde se ubica el sistema pitch.

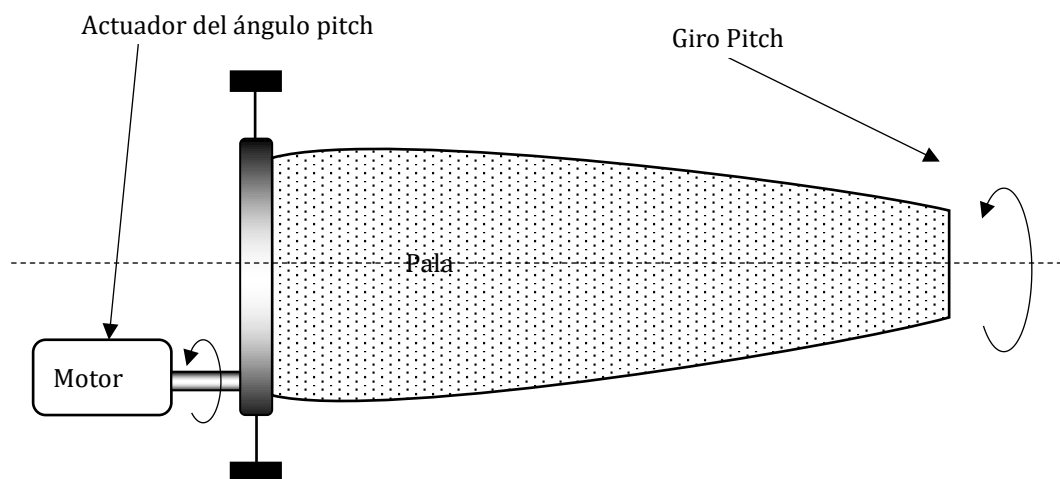


Figura 2.43: Actuador del pitch.

Los actuadores del pitch pueden ser divididos en aquellos que actúan sobre cada pala de forma independiente y aquellos que rotan todas las palas al mismo ángulo. En el primer caso, todas las palas tienen el mismo ángulo de giro pitch. El ángulo pitch se denota como  $\beta$  y se mide en radianes.

En el segundo caso, cada pala tiene su regulación independiente, dando más grados de libertad al sistema de control (reducir las cargas aerodinámicas asimétricas) y mejorando la seguridad en caso de fallo en

alguna pala (el resto de palas pueden frenar el giro del rotor). El ángulo pitch de cada pala se denota como  $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_B$  siendo  $B$  el número de palas [79].

La variación de ángulo entre dos instantes de tiempo está limitada por motivos de fatiga estructural y por seguridad. En [79] se propone limitar el giro del ángulo pitch a 10 grados por segundo en operaciones normales y a 20 grados por segundo en emergencias.

Los actuadores más comúnmente usados son hidráulicos y eléctricos. Un prototipo de un sistema de control del ángulo pitch basado en un sistema hidráulico movido por un motor hidráulico y controlado mediante un sistema servo hidráulico se muestra en [80].

### 2.3.4 Tren de potencia (Powertrain)

El tren de potencia de un aerogenerador de eje horizontal es el conjunto de partes giratorias que transmiten el movimiento desde las palas hasta el generador eléctrico. Estos componentes se muestran en la Figura 2.44.

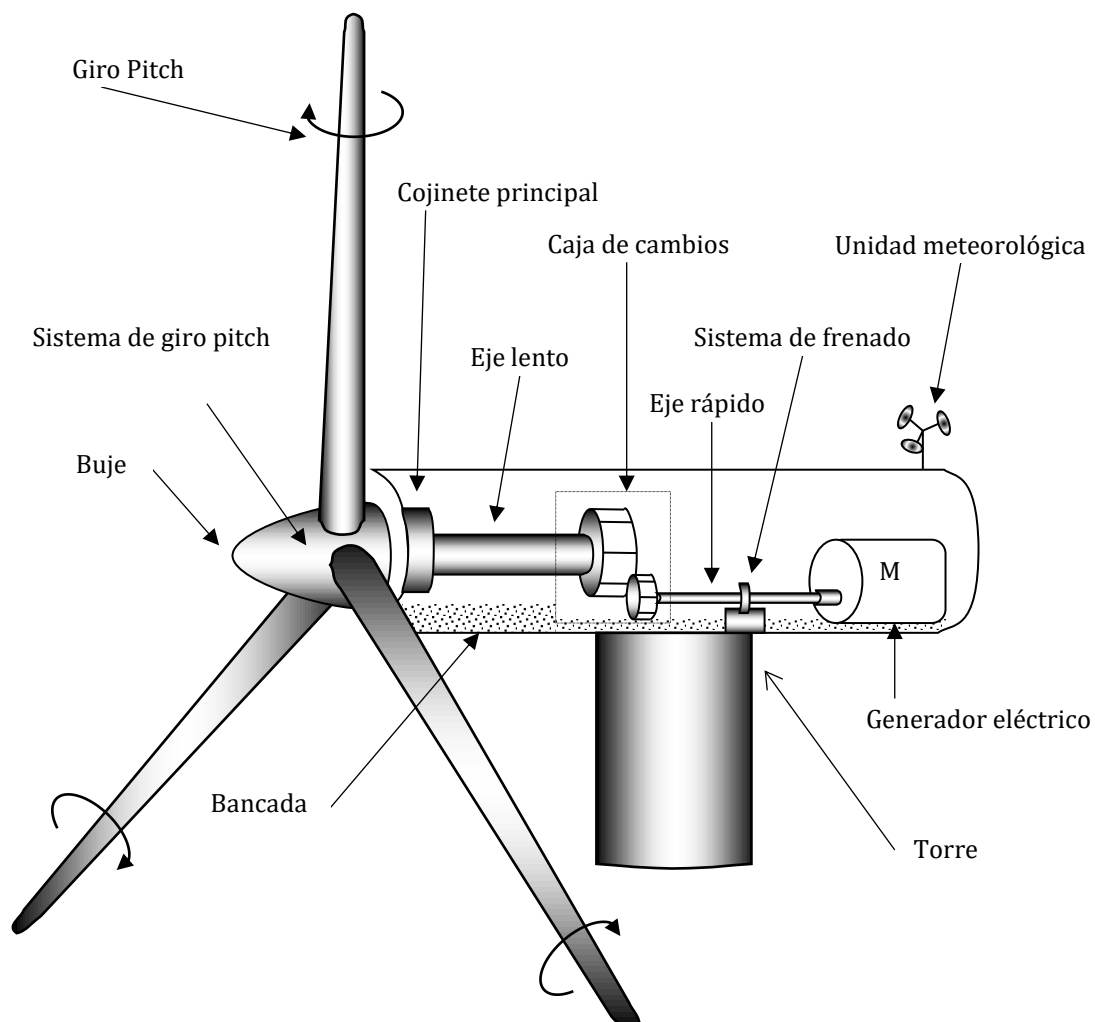


Figura 2.44: Principales componentes de un aerogenerador [73].

El **cojinete principal (Main bearing)** tiene como objetivo mejorar la estabilidad del eje lento, eliminando cargas excesivas en los bordes debidas a pequeños errores en la alineación del eje lento.



El **eje lento o eje principal (low speed shaft or main shaft)** transmite el movimiento del buje hasta la caja de cambios pasando por el cojinete principal. Debe resistir elevados esfuerzos de torsión por lo que suele estar está forjado en acero con tratamientos térmicos de templado y revenido.

La **caja de cambios (gearbox)** transmite el par motor (torque) desde el eje lento o principal hacia el eje rápido variando la velocidad.

Eje **rápido (high speed shaft)** transmite el par motor (torque) desde la caja de cambios hasta el generador.

En el **Sistema de frenado (brake system)** el disco de freno está fijado al eje rápido. En funcionamiento normal los discos de freno se mantienen separados por presión hidráulica. Al ser accionado por razones de seguridad, la presión se libera y el resorte del freno presiona el conjunto contra el disco. Esto hará que el sistema se interrumpa. Al ser dispositivos de fricción que operan bajo cargas extremas, las zapatas de freno están hechas con aleaciones especiales que puedan tolerar la alta tensión y la temperatura.

La **Bancada (bedplate)** es la estructura que sustenta el principalmente el cojinete principal, la caja de cambios y el generador.

Existen diferentes aproximaciones para describir matemáticamente el comportamiento del tren de potencia. En general se modelan como un conjunto de sólidos rígidos unidos por resortes y amortiguación viscosa con un número limitado de grados de libertad. En [81] se muestra un tren de potencia modelado por dos masas unidas por una rigidez torsional y una amortiguación torsional. En [82], el tren de potencia consiste en 5 partes: rotor, eje lento, caja de cambios, eje rápido y generador. En [83], se muestra un modelado de 5 masas y uno equivalente con 2 masas. En [84] se modela con 2 masas, cada una de ellas con una amortiguación torsional y una caja de cambios.

### 2.3.4.1 Los ejes

El comportamiento de los ejes lento y rápido puede modelarse como una viga de sección uniforme [24]. En este caso, la rigidez torsional de los ejes se puede calcular como:

$$K_s = \frac{G_s \cdot I_s}{L_s} \quad (2.198)$$

Donde  $G_s$  el módulo elástico angular,  $I_s$  es el momento de inercia torsional y  $L_s$  la longitud del eje. Siendo  $I_s$  el momento de inercia torsional, calculado como

$$I_s = \frac{\pi \cdot (r_{s2}^4 - r_{s1}^4)}{2} \quad (2.199)$$

Donde  $r_{s2}$  es el radio exterior del eje y  $r_{s1}$  el radio interior del eje. Se puede observar en la siguiente figura:

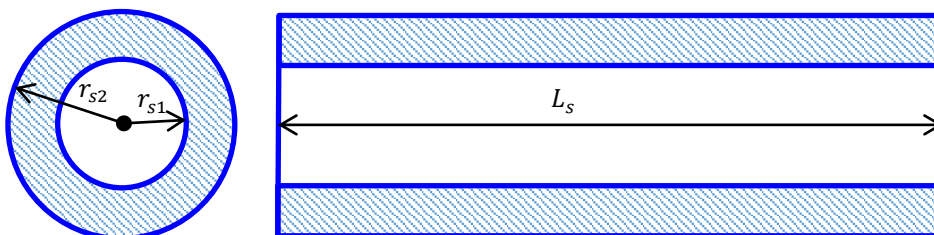


Figura 2.45: Distancias de radios y longitud de un eje

Usando las ecuaciones (2.198) y (2.199) la rigidez torsional queda:

$$K_s = \frac{G_s \cdot \pi \cdot (r_{s2}^4 - r_{s1}^4)}{2 \cdot L_s} \quad (2.200)$$

### 2.3.4.2 Caja de cambios (Gearbox)

Aunque una caja de cambios puede tener diferentes configuraciones, de un modo ideal una caja de cambios transmite la potencia de un eje a otro variando la velocidad. En [83] se analiza las características de una caja de cambios con múltiples etapas dentro de un aerogenerador. En un modelo de caja de cambios ideal, la potencia consumida o generada por un cuerpo en rotación es dada por el producto del par motor y la velocidad rotacional como:

$$P_{g1} = Q_{g1} \cdot \Omega_{g1} \quad (2.201)$$

Siendo  $P_{g1}$  la potencia,  $Q_{g1}$  el par motor y  $\Omega_{g1}$  la velocidad angular. Los engranajes se utilizan para transferir la potencia de un eje a otro manteniendo la potencia y variando la velocidad. Esta relación se expresa así:

$$P_{g1} = Q_{g1} \cdot \Omega_{g1} = Q_{g2} \cdot \Omega_{g2} = P_{g2} \quad (2.202)$$

Donde  $P_{g2}$  es la potencia,  $Q_{g2}$  es el par motor y  $\Omega_{g2}$  es la velocidad angular. El ratio entre los dos engranajes  $\Omega_{g1}/\Omega_{g2}$  es inversamente proporcional al número de dientes de cada engranaje  $N_{g1}/N_{g2}$ . Se expresa como:

$$\frac{\Omega_{g1}}{\Omega_{g2}} = \frac{N_{g2}}{N_{g1}} \quad (2.203)$$

El ratio entre los dos engranajes  $\Omega_{g1}/\Omega_{g2}$  es inversamente proporcional al número de dientes.

### 2.3.5 Cimentación (foundation):

La cimentación debe estar diseñada no solo para transferir la carga vertical, sino también para soportar las cargas dinámicas horizontales provocadas por el viento. Los aerogeneradores son estructuras altas y delgadas, pero con una alta carga horizontal variable. El diseño de las cimentaciones se calcula en base al momento de vuelco bajo condiciones de viento extremas [28].

### 2.3.6 La torre (tower)

La gran mayoría de las torres se construyen a partir de acero con formas tubulares o en celosía aunque para pequeños tamaños existen estructuras basadas en hormigón [28].

La dinámica de la torre se puede modelar como un sistema de segundo orden con un movimiento oscilatorio armónico amortiguado[28], como:

$$m_t \cdot \frac{d^2x}{dt^2} + B_t \cdot \frac{dx}{dt} + K_t \cdot x = F + \Delta F \quad (2.204)$$

Donde  $x$  es el desplazamiento de la torre,  $F$  es la fuerza aplicada por el empuje (thrust) del rotor.  $\Delta F$  es el empuje adicional causado por la acción del pitch.  $m_t$ : masa de la torre,  $B_t$  es el coeficiente de amortiguamiento viscoso,  $K_t$  es el coeficiente de rigidez (stiffness coefficient)

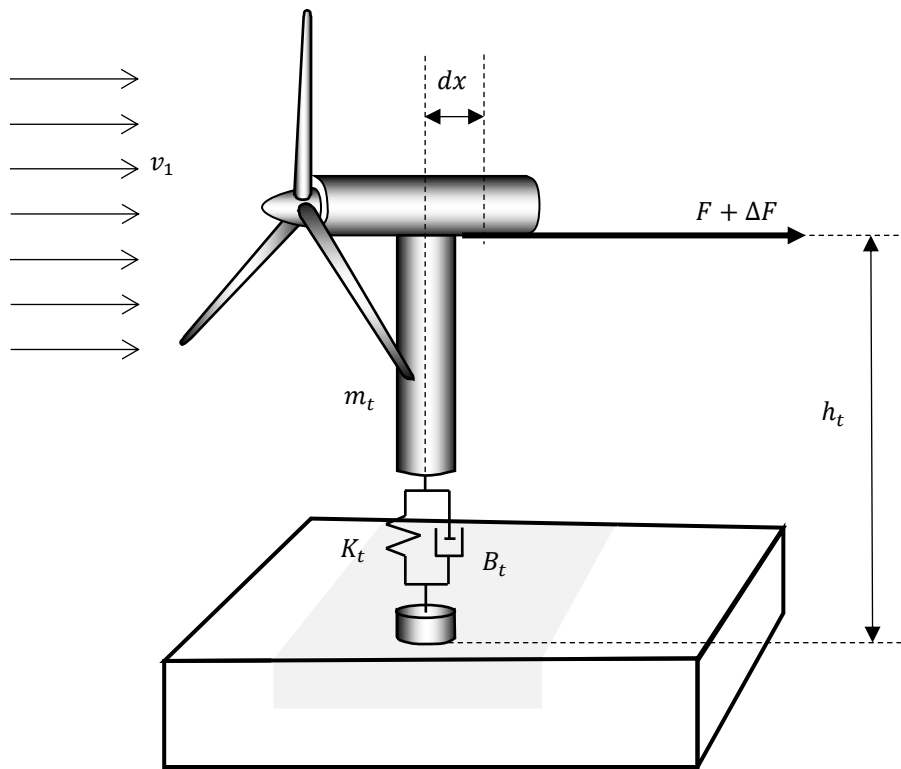


Figura 2.46: Modelado de la torre.

Si hacemos una transformación de la ecuación (2.204) al dominio ( $s$ ) de Laplace con condiciones iniciales nulas queda:

$$m_t \cdot s^2 \cdot X(s) + B_t \cdot s \cdot X(s) + K_t \cdot X(s) = F(s) \quad (2.205)$$

Transformándolo a términos de frecuencia ( $j \cdot \omega$ ) y expresándolo en forma de función de transferencia, queda:

$$\frac{X(j \cdot \omega)}{F(j \cdot \omega)} = \frac{1}{m_t \cdot (j \cdot \omega)^2 + B_t \cdot (j \cdot \omega) + K_t} \quad (2.206)$$

Las torres deben evitar frecuencia natural, estas frecuencias se obtienen calculando las raíces del denominador. Si despreciamos  $B_t$ , obtenemos que la frecuencia natural es:

$$\omega_t = \sqrt{\frac{K_t}{m_t}} \quad (2.207)$$

La torre puede ser modelada como una viga ("Beam") con forma tubular [85], en ese caso, la rigidez de la torre se puede calcular como:

$$K_t = \frac{3 \cdot E_t \cdot I_t}{h_t^3} \quad (2.208)$$

Donde  $E_t$  es el modulo elástico del material (normalmente acero:  $E=210 \cdot 10^9 \text{ N} \cdot \text{m}^{-2}$ ),  $h_t$  es la altura de la torre y  $I_t$  es el momento de inercia de la torre que aproximándolo se puede calcular como:

$$I_t \approx \left(\frac{\pi}{4}\right) \cdot (r_{t2}^4 - r_{t1}^4) \quad (2.209)$$

Donde  $r_{t2}$  es el radio exterior y  $r_{t1}$  el radio interior. Se puede observar en la siguiente figura:

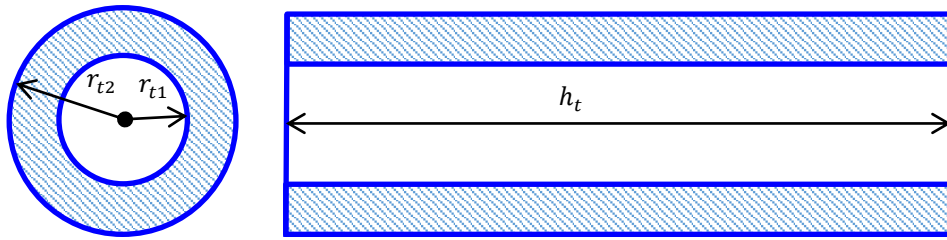


Figura 2.47: Distancias de radios y longitud de un eje

Usando modelado por elementos finitos se puede calcular con mayor exactitud la masa de la torre, el coeficiente de rigidez y la máxima tensión de von Mises [86].

### 2.3.7 Góndola (nacelle)

Góndola o “nacelle”: sirve de alojamiento para los elementos mecánicos y eléctricos (multiplicadora, generador, armarios de control, etc.) del aerogenerador. En la Figura 2.37 se puede ver la Góndola dentro del esquema general de un aerogenerador.

### 2.3.8 Unidad meteorológica (meteorological unit)

Unidad meteorológica o “*meteorological unit*” es el sistema encargado de monitorizar la velocidad y dirección del viento que usan los sistemas de control [28].

### 2.3.9 Sistema Yaw (Yaw system)

El sistema Yaw es el sistema encargado de girar la torre para orientar el aerogenerador hacia la dirección del viento. Normalmente consiste en un conjunto de rodamientos conectados entre la torre y la góndola, haciendo girar la góndola alrededor del eje vertical de la torre, mientras la torre permanece estática.

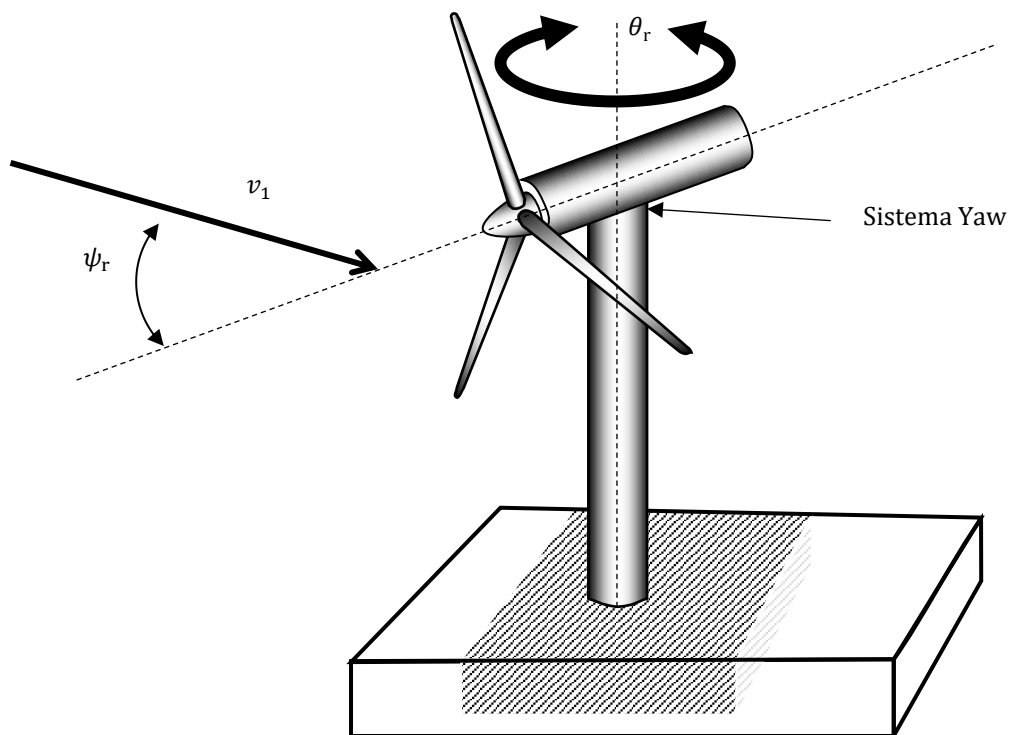


Figura 2.48: Sistema de giro del Yaw

El viento está cambiando continuamente su dirección y el sistema Yaw alinea la dirección del viento con el eje de giro del rotor. En la Figura 2.48 se muestra el ángulo  $\psi_r$  que se forma entre la dirección del viento y eje de giro del rotor.

La energía del viento disminuye al aumentar el ángulo  $\psi_r$ , esta disminución se puede expresar de una forma aproximada con la siguiente ecuación [87], como:

$$P_{wind} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot v_1^3 \cdot (\cos \psi_r)^3 \quad (2.210)$$

De igual manera, la energía que absorbe el aerogenerador disminuye debido a la no alineación del eje del rotor con la dirección del viento [88], esta disminución se puede expresar de forma aproximada como:

$$P_r = \frac{1}{2} \cdot \rho_a \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot v_1^3 \cdot C_p(\lambda, \beta) \cdot (\cos \psi_r)^3 \quad (2.211)$$

En la siguiente figura se muestra el porcentaje de disminución de la potencia del rotor según el ángulo Yaw aumenta.

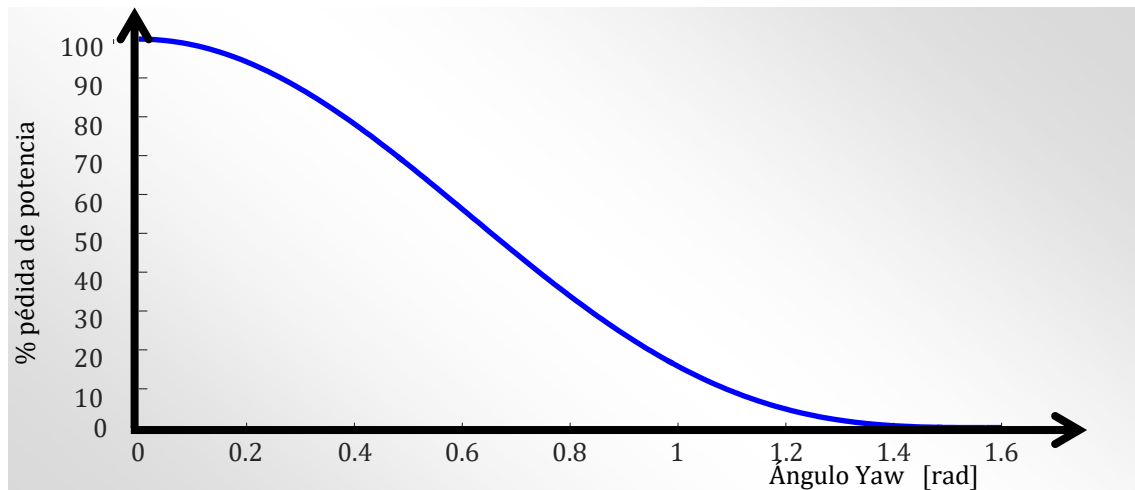


Figura 2.49: Porcentaje de potencia del rotor en función del ángulo yaw

El sistema de giro del Yaw puede ser activo ("Active yaw systems") o ("pasivo Passive yaw systems").

Un sistema pasivo del Yaw ("Passive yaw system") consiste en alinear el eje de giro del rotor con la dirección del viento mediante la ayuda del viento. Un método consiste en usar una aleta de cola ("tail fin") o también llamada veleta de viento ("wind vane") provocando un giro de la góndola enfocando el rotor del aerogenerador a la dirección del viento. Cuando el sistema pasivo del Yaw es libre de girar hacia cualquier dirección se considera un sistema "free yawing" o giro libre del Yaw, usado en aerogeneradores de mediano-pequeño tamaño [89]. En la Figura 2.50 se muestra un aerogenerador con una aleta de cola.

El sistema pasivo del Yaw presenta la ventaja de disponer de un sistema de control sencillo, pero con la desventaja de inestabilidades a velocidades de viento por encima de las nominales. Este hecho se muestra en [90], donde se analiza la estabilidad de un aerogenerador de 140Kw con 3 palas usando simulaciones aeroelásticas, observándose errores en la región III (por encima de la velocidad nominal). Este mismo hecho se observa en [91] con un aerogenerador de 100Kw.

El sistema activo del Yaw está equipado con algún tipo de dispositivo capaz de girar la góndola cuando el sistema de control lo requiera. En [92] se muestra el desarrollo de un sistema de giro del pitch para aerogeneradores pequeños basado en el rodamiento de unos rodillos accionados por un motor de corriente continua acoplado una reductora para que el giro sea constante y preciso.

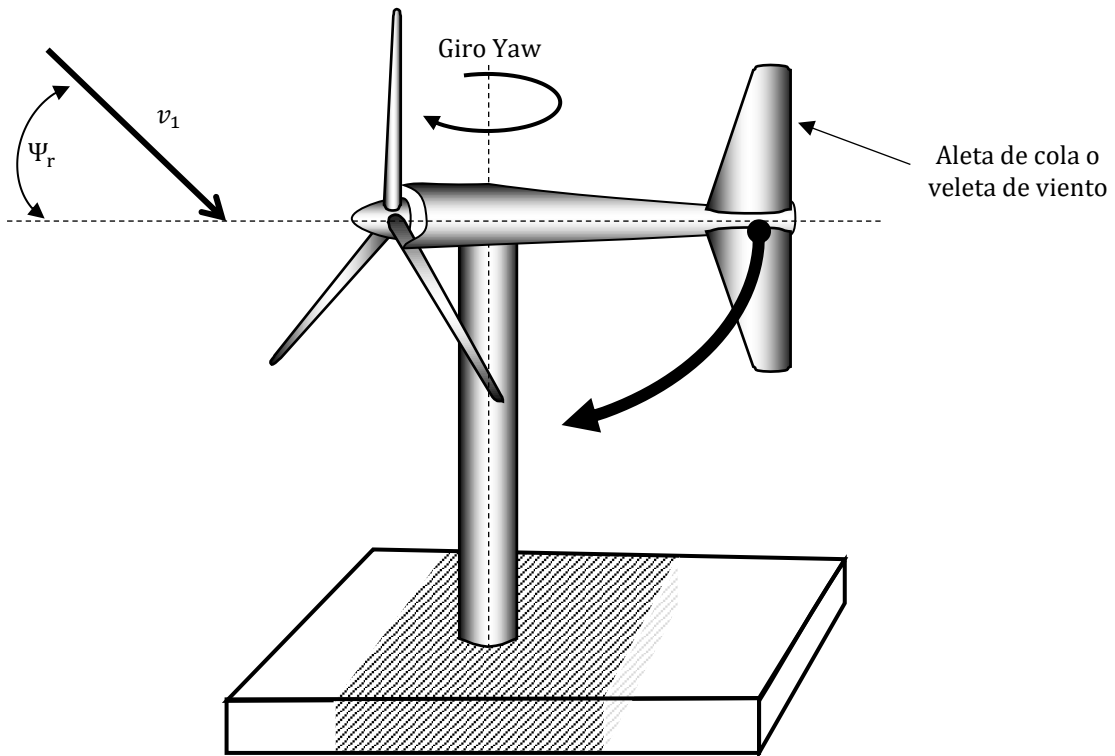


Figura 2.50: Sistema pasivo del yaw

## 2.4 Sistema eléctrico

El sistema eléctrico está compuesto por un generador eléctrico y un convertidor. El modelo eléctrico tiene como objetivo transformar la energía mecánica en energía eléctrica y verterla a la red. En la Figura 2.51 se muestra un esquema del modelo eléctrico.

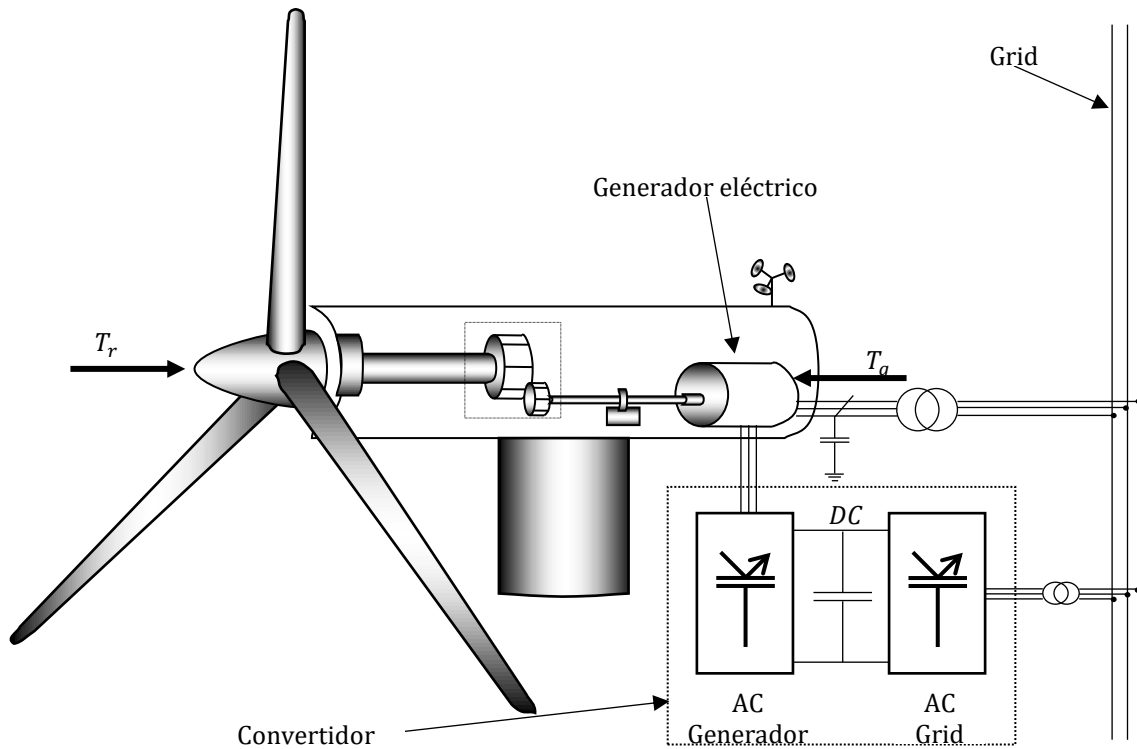


Figura 2.51: Sistema eléctrico

### 2.4.1 Generador (generator):

Generador o “generator”: Es uno de los elementos más importantes del sistema de transformación de energía mecánica en energía eléctrica. Debe de trabajar bajo la fluctuación de niveles de potencia, en sintonía con las variaciones en la velocidad del viento. Tipos: generador de inducción o asíncronos y generadores síncronos.

Hasta la mitad de 1990 la mayoría de aerogeneradores instalados eran a velocidad fija basado en caja de ardilla o “squirrel cage induction” maquinas directamente conectadas a la red y la generación era siempre a velocidad constante [79, 93]

Hoy en día la mayoría de los aerogeneradores instalados son a velocidad variable basados en generadores doblemente alimentados (doubly fed induction generator DFIG), wound rotor synchronous generators (WRSGs) y generadores síncronos de imanes permanentes (permanent magnet synchronous generator PMSGs) [79].

El modelo dinámico de una máquina eléctrica es descrita por un conjunto compuesto de dos ecuaciones diferenciales [24]:

$$\mathbf{U}_g = -\mathbf{R}_g \cdot \mathbf{I}_g - \frac{d\mathbf{L}_g(\theta_g)}{dt} \cdot \mathbf{I}_g - \mathbf{L}_g(\theta_g) \cdot \frac{d\mathbf{I}_g}{dt} \quad (2.212)$$

$$T_g = \frac{1}{2} \cdot \mathbf{I}_g^T \cdot \frac{d\mathbf{L}_g(\theta_g)}{d\theta_g} \cdot \mathbf{I}_g \quad (2.213)$$

Donde  $\mathbf{U}_g$  es una matriz columna con la tensión (“voltage”) de cada bobinado (“winding”),  $\mathbf{I}_g$  es una matriz columna con la corriente de cada devanado (“winding”),  $\mathbf{L}_g$  es una matriz con las propias inductancias y las inductancias mutuas del devanado,  $\mathbf{R}_g$  matriz de resistencias del devanado,  $\theta_g$  es el ángulo del eje y  $T_g$  es el par motor eléctrico.

Las ecuaciones (2.212) y (2.213) explican el comportamiento dinámico de cualquier maquina eléctrica, sin embargo, son difíciles de analizar debido a que las propias y mutuas inductancias de los bobinados (“windings”) dependen del ángulo del eje (“shaft”) que varía a lo largo del tiempo.

Para facilitar el análisis, eliminando la dependencia de las inductancias  $\mathbf{L}_g$  con el ángulo de desplazamiento  $\theta_g$ , es posible proyectar el marco de referencia (abc) dentro de un nuevo marco de referencia (dq0) aplicando las bien conocidas park’s transformations [94].

$$\begin{bmatrix} A_d \\ A_q \\ A_0 \end{bmatrix} = \sqrt{\frac{2}{3}} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta_g & \cos\left(\theta_g - \frac{2 \cdot \pi}{3}\right) & \cos\left(\theta_g + \frac{2 \cdot \pi}{3}\right) \\ \sin \theta_g & \sin\left(\theta_g - \frac{2 \cdot \pi}{3}\right) & \sin\left(\theta_g + \frac{2 \cdot \pi}{3}\right) \\ \frac{1}{\sqrt{2}} & \frac{1}{\sqrt{2}} & \frac{1}{\sqrt{2}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} A_a \\ A_b \\ A_c \end{bmatrix} \quad (2.214)$$

$$A_{dq0} = P_{dq0}(\theta_g) \cdot A_{abc} \quad (2.215)$$

And

$$\begin{bmatrix} A_a \\ A_b \\ A_c \end{bmatrix} = \sqrt{\frac{2}{3}} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta_g & \sin \theta_g & \frac{1}{\sqrt{2}} \\ \cos \left( \theta_g - \frac{2 \cdot \pi}{3} \right) & \sin \left( \theta_g - \frac{2 \cdot \pi}{3} \right) & \frac{1}{\sqrt{2}} \\ \cos \left( \theta_g + \frac{2 \cdot \pi}{3} \right) & \sin \left( \theta_g + \frac{2 \cdot \pi}{3} \right) & \frac{1}{\sqrt{2}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} A_d \\ A_q \\ A_0 \end{bmatrix} \quad (2.216)$$

O

$$A_{abc} = [P_{dq0}(\theta_g)]^{-1} \cdot A_{dq0} \quad (2.217)$$

Donde  $A$  puede ser la corriente  $i$ , el voltaje  $v$  o acoplamiento inductivo  $\Psi_g$ ,  $abc$  es las tres fases de referencia (fijadas al stator) y  $dq0$  es el marco de referencia (fijadas en el rotor) como se ve en la Figura 2.52.

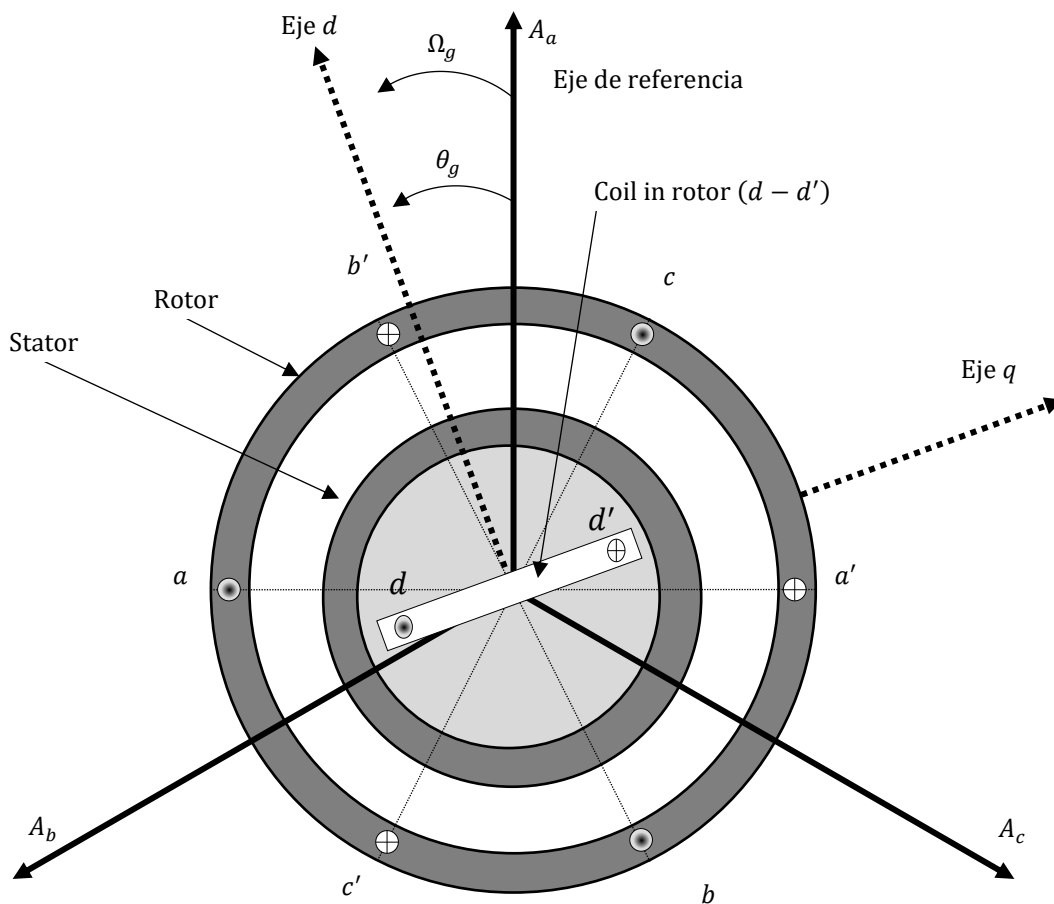


Figura 2.52: Máquina eléctrica

Para más información sobre el modelado de los diferentes tipos de generadores eléctricos consultar [95]. En [24] se muestra de forma simple las ecuaciones diferenciales y el esquema eléctrico de varios generadores eléctricos conectados a un aerogenerador.

### 2.4.2 Convertidor (Converter):

El convertidor es un sistema basado en electrónica de potencia que transforma la energía eléctrica proveniente del generador en una energía eléctrica a una amplitud y frecuencia estándar para verter la



energía en la red. En España y Portugal la frecuencia de la red es de 50 Hercios a 230 Voltios entre fase y neutro [96]. El tipo de convertidor depende del tipo de generador eléctrico, en la Figura 2.53 se muestra el esquema de un convertidor conectado a un motor doblemente alimentado y en la Figura 2.54 se muestra el esquema de un convertidor ("Full-power converter").

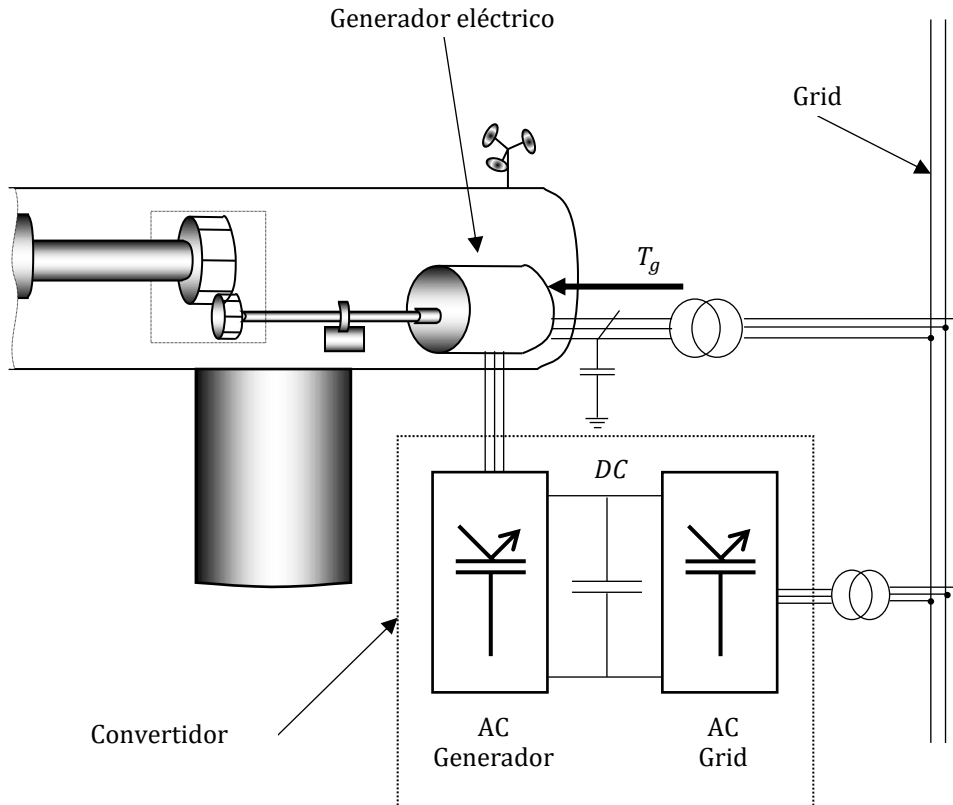


Figura 2.53: Convertidor para un generador doblemente alimentado

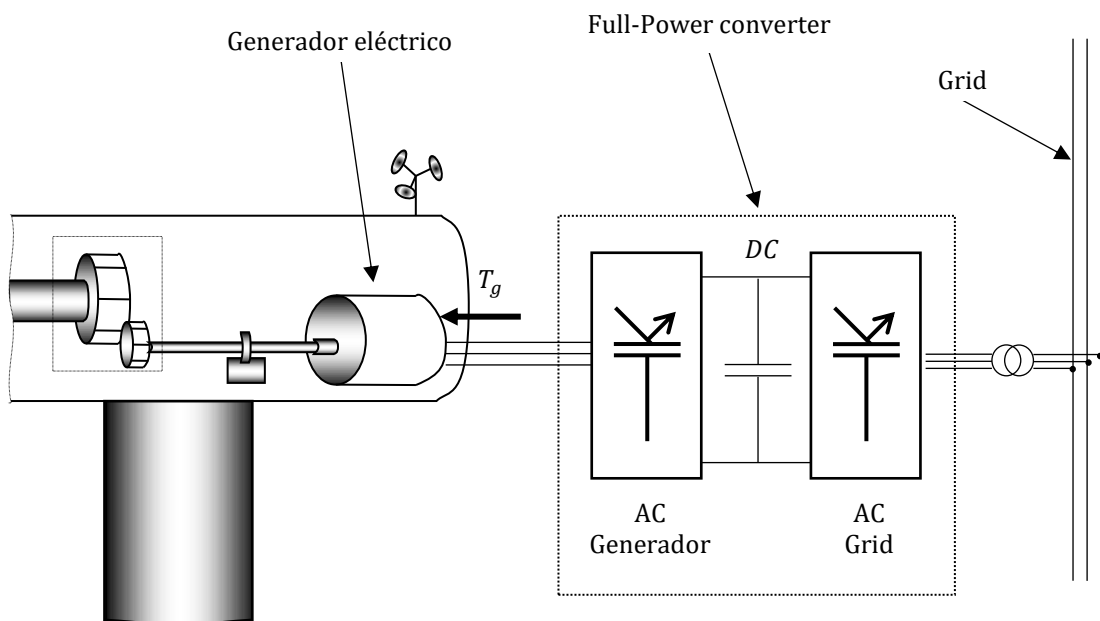


Figura 2.54: Full power converter

El modelado de los sistemas electrónicos de potencia está fuera del estudio de este trabajo. En [97] se puede consultar para obtener información sobre el diseño de los circuitos electrónicos de potencia.

En cuanto a la calidad de la señal eléctrica vertida a la red en la norma IEC 61400-21 establece las características de la calidad de suministro de los aerogeneradores conectados a la red [98]. Algunos de los principales parámetros para evaluar la calidad de energía suministrada por los aerogeneradores son: Flicker ("Power Flicker"), armónicos, potencia pico ("Power Peak"), potencia reactiva, factor de potencia y caídas de tensión ("Voltage Dips") [24].



# Capítulo

# 3

## Resumen:

En este capítulo se realiza una revisión de las estrategias y de los sistemas de control empleados en aerogeneradores. Primero, se describen los objetivos generales de los sistemas de control y los diferentes tipos de control. Segundo, se muestran los sensores y actuadores más característicos. Tercero, se detallan los principales lazos de control, además de las estrategias de control en el diseño y las estrategias utilizadas en función de la región de operación.

## 3 Estrategias de control

En este capítulo se exponen los diferentes aspectos relacionados con los sistemas de control. En el punto 3.1 se muestran los objetivos del sistema de control del aerogenerador. En el punto 3.2 se muestran los diferentes tipos de controladores, dado que, además de los lazos de control existen otros controladores relativos a la seguridad y la supervisión del aerogenerador. En el punto 3.3 se muestran los sensores más representativos. En el punto 3.4 se muestran los actuadores relativos a los sistemas de control. En el punto 3.5 se muestran los controladores de cada lazo de control. En el punto 3.6 se muestran las estrategias de control en la etapa de diseño del aerogenerador. En el punto 3.7 se muestran las zonas o regiones de operación en función de la potencia absorbida y la velocidad de viento.

### 3.1 Objetivos Generales

En el diseño de las estrategias y en los sistemas de control de aerogeneradores existen una serie de objetivos generales. Los sistemas de control deben asegurar una **fiabilidad y disponibilidad** durante largos periodos de operación (meses funcionando), bajo condiciones extremas de funcionamiento (lluvia, nieve, vientos extremos) y con una alta disponibilidad (poco tiempo de inactividad) [99].

Deben de tener el objetivo de **maximizar la captura de energía** sobretodo bajo velocidades de viento medio-bajas (Regiones 1 y 2) y limitando la energía capturada por encima de la velocidad nominal (Región 3 y 4) para minimizar la fatiga mecánica en la estructura del aerogenerador [100].

Se debe de **atenuar la fatiga y las cargas mecánicas** mediante diseño de controladores que alivien la carga con velocidades de viento altas [101]. Una revisión de los sensores usados en la última década para monitorizar las cargas en las palas desde el punto de vista del control de la carga activa se puede consultar en [102].

**Facilitar el amortiguamiento y evitar las frecuencias de resonancia.** El sistema de control debe asegurar que la dinámica del aerogenerador esté lo suficientemente amortiguada para que no sea posible alcanzar los modos en resonancia por perturbaciones externas [24].

El sistema de control debe asegurar la **estabilidad y calidad de energía eléctrica vertida a la red** reaccionando ante caídas bruscas de voltaje, evitando la potencia intermitente (“power flicker”) [103], corregir el factor de potencia, contribuir a la estabilidad de la frecuencia de la red, regular el voltaje y suministrar bajos armónicos a la red [24].

### 3.2 Tipos de control

Un sistema de control es el conjunto de hardware y software con sus apropiados sensores y actuadores para mantener el sistema dentro de unas especificaciones. Existen diferentes tipos de sistemas de control dentro del conjunto de todo el aerogenerador, los más importantes son: el sistema de supervisión o “Supervisory control”, el sistema de seguridad o “Safety system” y los lazos de control o “closed loop control” [28].

El sistema de supervisión o “Supervisory control” es el sistema por medio del cual el aerogenerador pasa de un estado de funcionamiento a otro, comprobando que ha alcanzado satisfactoriamente el estado antes de pasar al siguiente. Los principales estados operacionales son: puesta en marcha o “start-up”, standby, producción de energía o “power production”, paro o “shut-down” y parada con fallo o “stopped with fault” [28].

En la Figura 3.1 se muestra un ejemplo de jerarquía de estados del sistema de supervisión donde el sistema de supervisión está por encima de los lazos de control [104].

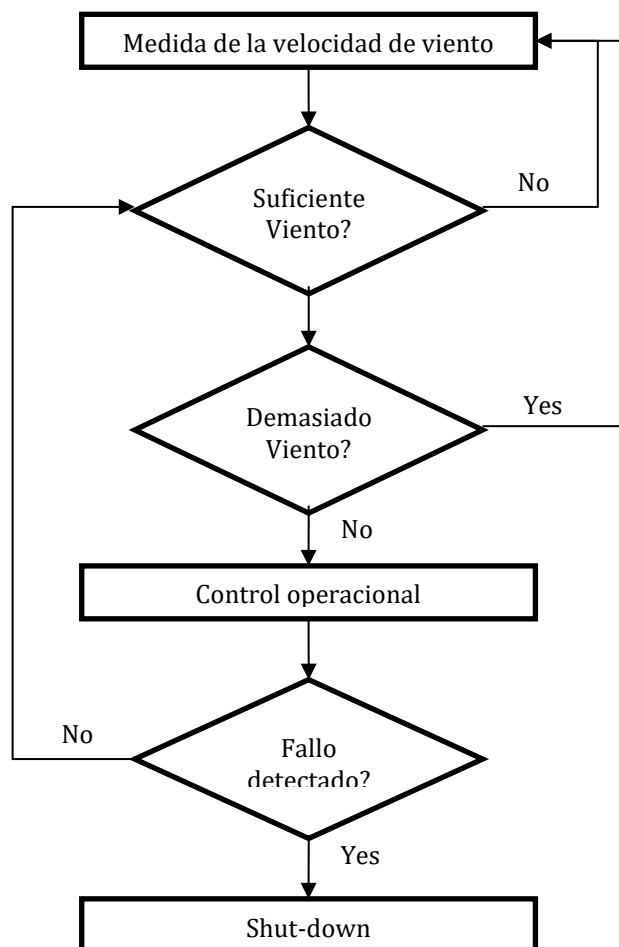


Figura 3.1: Diagrama de flujo simplificado del sistema de supervisión [105]

El bloque “Power Production” contiene una serie de estados como puede verse en el ejemplo de la Figura 3.2.

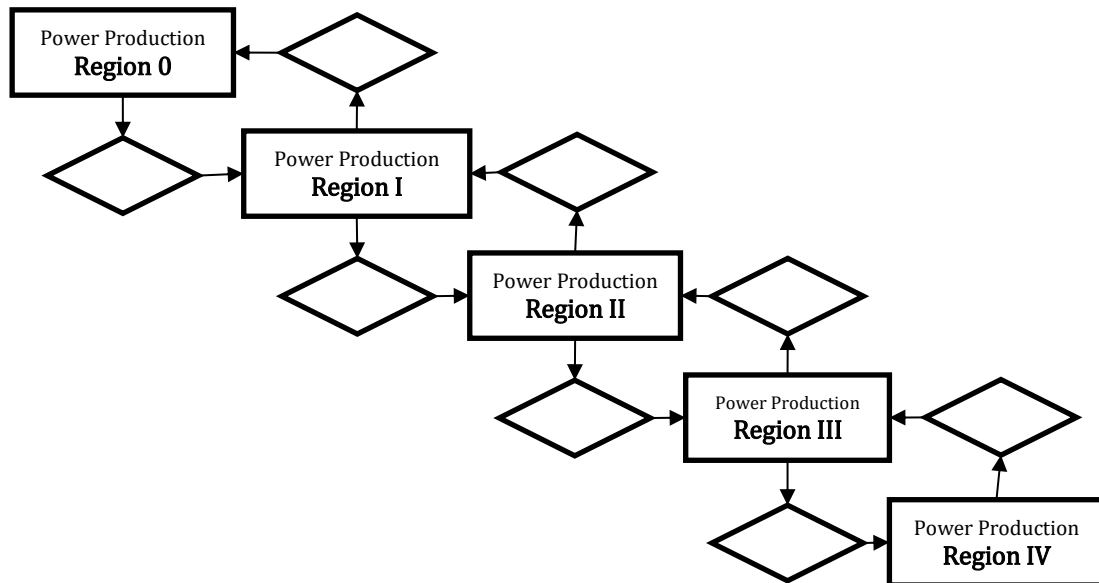


Figura 3.2: Diagrama de flujo simplificado del control operacional [104]

El sistema de seguridad o “Safety system” es el encargado de detener el aerogenerador en situaciones no controladas, incluyendo los vientos extremos, pérdida de corriente eléctrica, y cualquier condición de fallo que se detecte. Es independiente del sistema de control principal, y puede ser activado mediante el pulsación de botón de parada de emergencia controlado por operador [28]. El sistema de seguridad actúa principalmente sobre sistema de frenado hidráulico y el ángulo pitch de las palas gracias a una batería de emergencia [106].

Los lazos de control o “closed loop control” son los encargados de ajustar los parámetros de operación para mantener el aerogenerador dentro de la curva de operación. Los principales bucles de control son: el control del Pitch, el control del torque del generador y el control del yaw.

### 3.3 Sensores

Los principales sensores que dispone un aerogenerador son: los medidores meteorológicos, los medidores de ángulos, los medidores del sistema eléctrico y los medidores del sistema mecánico [24].

Los medidores meteorológicos son el anemómetro para medir la velocidad de viento, la veleta para mediar la dirección de viento, un termómetro para medir la temperatura y un hidrómetro para medir la humedad. La velocidad del viento es medida en la góndola y no es lo suficientemente precisa debido a las turbulencias generadas aguas atrás del plano de giro del rotor. En algunos sistemas de control, la estimación de la velocidad del viento es usada para mejorar el control [107].

Los medidores angulares se refieren a la velocidad angular del rotor, al ángulo Yaw, al ángulo Pitch, el eje lento, el eje rápido y el generador.

Los medidores del sistema eléctrico son los relacionados con la calidad de la electricidad generada por el generador, transformada por el convertidor y vertida a la red. Los parámetros más importantes monitorizados son la potencia, el voltaje, la corriente, el factor de potencia, los armónicos, etc.

Los medidores del sistema mecánico están relacionados con el par generado por los diferentes ejes, los esfuerzos de las palas y con la vibración de las diferentes estructuras estáticas como la torre y la góndola.

### 3.4 Actuadores

Los actuadores más importantes en un aerogenerador desde el punto de vista de los sistemas de control son: el sistema de giro del ángulo Pitch, el sistema de giro del ángulo Yaw, el par motor del generador y el sistema de frenado.

El sistema de giro del ángulo Pitch es un dispositivo eléctrico o hidráulico que actúa en la raíz de la pala para girar la pala en ambas direcciones. En el punto 2.3.3 se explica con mayor detalle.

El sistema de giro del ángulo Yaw es un dispositivo que gira la góndola para orientar el eje de giro del rotor hacia la dirección del viento. En el punto 2.3.9 se explica con mayor detalle.

El par motor del generador, es manipulado por el convertidor eléctrico de potencia, captura mayor o menor par motor del generador.

El sistema de frenado ("Brakes") son unos frenos hidráulicos que actúan sobre el eje de giro de alta velocidad.

### 3.5 Lazos de control o "control loops"

Los lazos de control más importantes son: el lazo de control del pitch (punto 3.5.1), el lazo de control del par motor (punto 3.5.2) y el lazo de control del Yaw (punto 3.5.3).

#### 3.5.1 Lazo de control del pitch

El lazo de control del pitch intenta controlar el valor del ángulo pitch mediante la reducción del error en la consigna de la velocidad angular. En la Figura 3.3 se muestra un ejemplo de lazo de control del pitch [105].

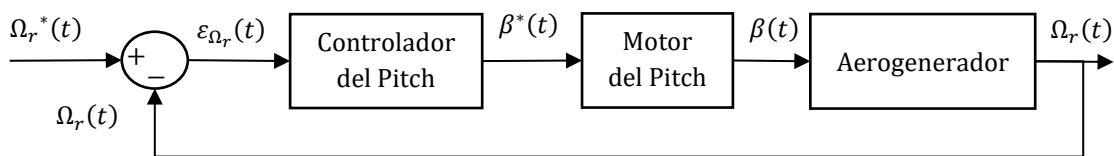


Figura 3.3: Lazo de control del Pitch

Existen sistemas de control en los que el lazo de control del pitch es individual para cada pala se denominan Individual pitch control (IPC). Este caso se considera cuando existen asimetrías en el rotor debidas a irregularidades en las palas debidas a daños o irregularidades o formación de hielo. También se considera en aerogeneradores de gran tamaño para reducir los armónicos más altos, este tipo de control se denomina "higher harmonic control" (HHC) [108].

#### 3.5.2 Lazos de control del par motor

El lazo de control del par motor del generador controla la cantidad de par motor absorbido por generador eléctrico en función de la velocidad angular del rotor. En la Figura 3.4 se muestra un ejemplo de lazo de control del par motor del generador [105].

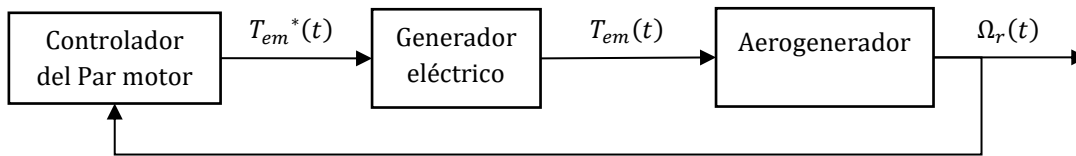


Figura 3.4: Lazo de control del Par motor del generador

### 3.5.3 Lazos de control del Yaw

El lazo de control del Yaw controla la orientación del generador en la dirección correcta del viento mediante el sistema de giro del Yaw. La estrategia del controlador del Yaw suele ser no mover el motor del Yaw hasta que la diferencia en la alineación con la dirección del viento justifique su movimiento. De este modo se evita la aparición de inestabilidades cuando la dirección de viento varía continuamente.

La medida de la dirección del viento suele hacerse en la góndola aguas abajo de la velocidad del viento, lo que conduce un error en el giro del Yaw y una menor producción de energía [109]. Existen métodos que estiman este error en el alineamiento, en [110] se muestra un método simple para estimar el ángulo de desalineación del Yaw y se propone un método para minimizar las cargas soportadas en las palas por encima de la velocidad nominal que hace variar el Yaw entre 10 y 30 grados. Otro método para estimar la desalineación del Yaw y cizalladura vertical del viento se propone en [111]. En [92] se muestra un método para estimar el error entre la orientación del aerogenerador y la dirección del viento mediante históricos de datos, modelos aeroelásticos y un tipo de algoritmos de aprendizaje supervisado (“Máquinas de vectores de soporte”).

El Sistema Yaw puede ser usado para regular la potencia absorbida por el rotor cuando la velocidad del viento está por encima de la velocidad nominal [112]. Se consigue mediante la reducción del área de barrido del flujo de aire a través del plano del rotor. La velocidad de giro del Yaw en condiciones normales suele ser 0.5°/s y en casos de movimiento rápidos puede llegar a girar 10°/s [113]. En [110] se muestra que desalineación del ángulo Yaw puede mitigar las variaciones de carga en las palas. Se sugiere que una desalineación óptima que minimice las variaciones de carga en las palas estimada a partir de media de la velocidad de viento longitudinal, velocidad de viento cizalladura (“cizalladura”) y la intensidad de la turbulencia. Otro trabajo que trata el tema de la desalineación del ángulo Yaw para aliviar la carga en las palas es [92].

Una comparación de diferentes parámetros de control del Yaw y los resultados de las operación de giro del Yaw sobre los modelos de simulación se puede encontrar en [114]. Si el espacio de tiempo entre una operación de arranque-giro-parada del Yaw y la siguiente es menor que un espacio de tiempo definido, aparecen en el sistema Yaw altas cargas alternas [115].

El control individual del pitch (IPC) puede ser usado para controlar el giro del ángulo Yaw sin necesidad de un mecanismo de giro del Yaw [116]. Este concepto puede ser usado para eliminar los mecanismos de accionamiento del giro del Yaw y usar el IPC como un actuador del giro del Yaw redundante. El uso de IPC para girar el ángulo Yaw hace que el rotor esté trabajando con el viento, eliminado los momentos de rotación de los accionamientos del Yaw, y obteniéndose respuestas más suaves con una menor carga en las palas y en la estructura [117]. En [92] se presenta un controlador del pitch con un controlador independiente del Yaw dedicado a los desajustes con la dirección del viento.

En la Figura 3.5 se muestra un ejemplo del lazo de control del Yaw donde  $\theta_r^*$  es la consigna de ángulo del motor del yaw y  $\theta_r$  es el ángulo del giro del motor Yaw.



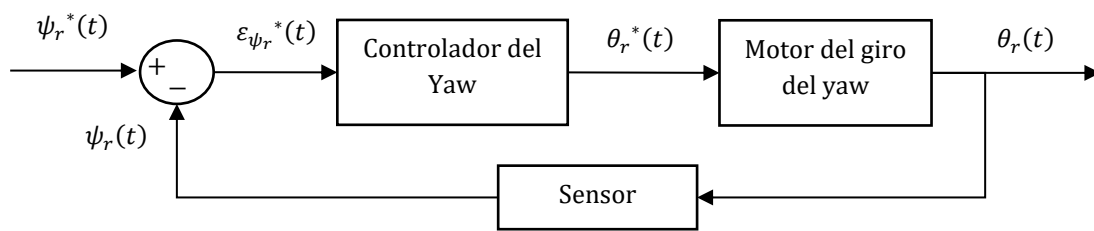


Figura 3.5: Lazo de control del Yaw

### 3.6 Estrategias de control (desde el diseño)

Desde el punto de vista del diseño de un aerogenerador, existen tres principales estrategias para regular la cantidad de potencia capturada por el rotor son: Control por entrada en pérdidas o “passive stall control” [118], Control variable del ángulo pitch o “variable pitch control” [119] y Control activo por entrada en pérdidas o “active stall control” [120] [121]. Adicionalmente, el control del par motor y el control del giro del Yaw son usadas conjuntamente con todas estas estrategias para regular la energía capturada y asegurar su funcionamiento óptimo.

En el punto 3.6.1 se describe el funcionamiento del control por entrada en pérdidas o “passive stall control”, en el punto 3.6.2, se muestra una breve descripción del control variable del ángulo pitch o “variable pitch control” y en el punto 3.6.3 se muestra control activo por entrada en pérdidas o “active stall control”.

#### 3.6.1 Control por entrada en pérdidas o “passive stall control”

A finales de 1990 los aerogeneradores con velocidad de giro del rotor constante dominaban el mercado. La mayoría de estos aerogeneradores eran regulados por entrada en pérdida o “stall control” [44]. Esta técnica de regulación se basa en diseñar las palas del aerogenerador con una forma aerodinámica que disminuya la captura de energía eólica en la medida que el ángulo de ataque disminuye. Se diseña el perfil aerodinámico para que el coeficiente de elevación  $C_L$  disminuya con ángulos de ataque altos. Un ángulo de ataque alto indica que la velocidad de rotación del rotor es elevada en comparación con la velocidad longitudinal del viento.

El generador regula la velocidad del rotor cuando el aerogenerador funciona por debajo de su funcionamiento nominal (región 1 y 2), de este modo maximiza la captación de energía. Aunque el generador sigue regulando cuando la velocidad nominal del viento está por encima de la nominal (región 3 y 4), la velocidad de giro del rotor se limita al entrar en pérdidas la aerodinámica de las palas. Esta configuración es usada en [122], donde se propone un controlador basado en el control de velocidad de rotación del rotor para todo el rango de velocidades de viento (regiones I, II y III) en el que se hace una transición suave entre las regiones II y III. La limitación de potencia a altas velocidades de viento (región III) se hace por entrada en pérdidas de los perfiles aerodinámicos de las palas.

En este tipo de control, las palas están unidas al buje en un ángulo fijo, no disponiendo de un sistema de giro del ángulo Pitch. Siendo el ángulo pitch constante, la aerodinámica de las palas depende únicamente de la velocidad del viento y de la velocidad de giro del rotor. Aunque este sistema es más barato y simple al no disponer de control del ángulo pitch, la eficiencia es menor que un aerogenerador de velocidad angular variable y controlado mediante ángulo pitch.

### 3.6.2 Variable pitch control

En los aerogeneradores con control del ángulo Pitch, las palas regulan la potencia absorbida del viento y entregada al rotor mediante el giro del ángulo pitch. El giro del pitch tiene como principal objetivo prescindir del exceso la potencia, controlar el giro angular del rotor y asegurar que las limitaciones mecánicas no son excedidas. El control del ángulo pitch actúa principalmente en la región III manteniendo la potencia y la velocidad angular del rotor en unos valores nominales [24]. En esta región III, el control del par motor del generador es aproximadamente constante, cercano a su valor nominal. En las regiones I y II, normalmente, no existe control del ángulo pitch. Estas regiones I y II son controladas por el par motor del generador.

### 3.6.3 Active stall control

El control "active stall control" es una combinación del control mediante el giro del ángulo pitch con palas diseñadas para entrar en pérdidas. Este tipo de regulación tiene las mismas posibilidades que un sistema regulado por el giro pitch. El giro del ángulo Pitch de las palas se produce con menor frecuencia que un sistema controlado únicamente por el giro del Pitch. Esto es debido a la idea de adaptar gradualmente el ángulo pitch para adaptarse de un modo más óptimo a todo el rango de velocidades de viento. Esto permite, por un lado, una mayor precisión en el control en velocidades de viento altas y, por otro lado, se obtiene una potencia más constante a alrededor de la potencia nominal.

## 3.7 Zonas o regiones de operación

La potencia suministrada por un aerogenerador se suele representar a través de su curva de potencia, donde se establece una relación entre la velocidad del viento y la potencia [123]. La curva de potencia de un aerogenerador dada por los fabricantes se obtiene mediante medidas de campo de velocidad del viento y la potencia, además de los valores ambientales de temperatura, presión y humedad relativa. Las mediciones se promedian y normalizan a una densidad del aire normalizada [98].

En este documento se centra el estudio de aerogeneradores de velocidad variable controlados por el giro del ángulo Pitch. Una curva de potencia de un aerogenerador de velocidad variable con control de pitch se muestra en la Figura 3. En ella se muestran principalmente cuatro regiones (I, II, III y IV) y 2 áreas [24].

El área por debajo de la potencia nominal se produce con velocidades de viento menores de la velocidad nominal. El objetivo en esta área es optimizar la potencia absorbida mediante la captura de la máxima cantidad de energía del viento. El aerogenerador absorbe una parte de energía del total de la potencia a la cual ha sido diseñado. Esta área corresponde con las regiones I y II [24]. Las ecuaciones matemáticas más usadas para representar esta área son: Curva de potencia polinomial, Curva de potencia exponencial, Curva de potencia cúbica, Curva de potencia cúbica aproximada [123].

En cambio, el área por encima de la potencia nominal se produce con velocidades de viento mayores de la velocidad nominal. El objetivo en esta área es capturar únicamente la potencia nominal, limitando la energía capturada por el aerogenerador. Esta área corresponde con las regiones III y IV. [24]

En algunos artículos se definen tres regiones o zonas de operación en vez de cuatro, donde la primera región es definida entre  $[0, v_{cut\_in}]$ , la segunda región corresponde el intervalo  $[v_{cut\_in}, v_{2\_3}]$  y la tercera región  $[v_{2\_3}, \infty]$  [87] [105].

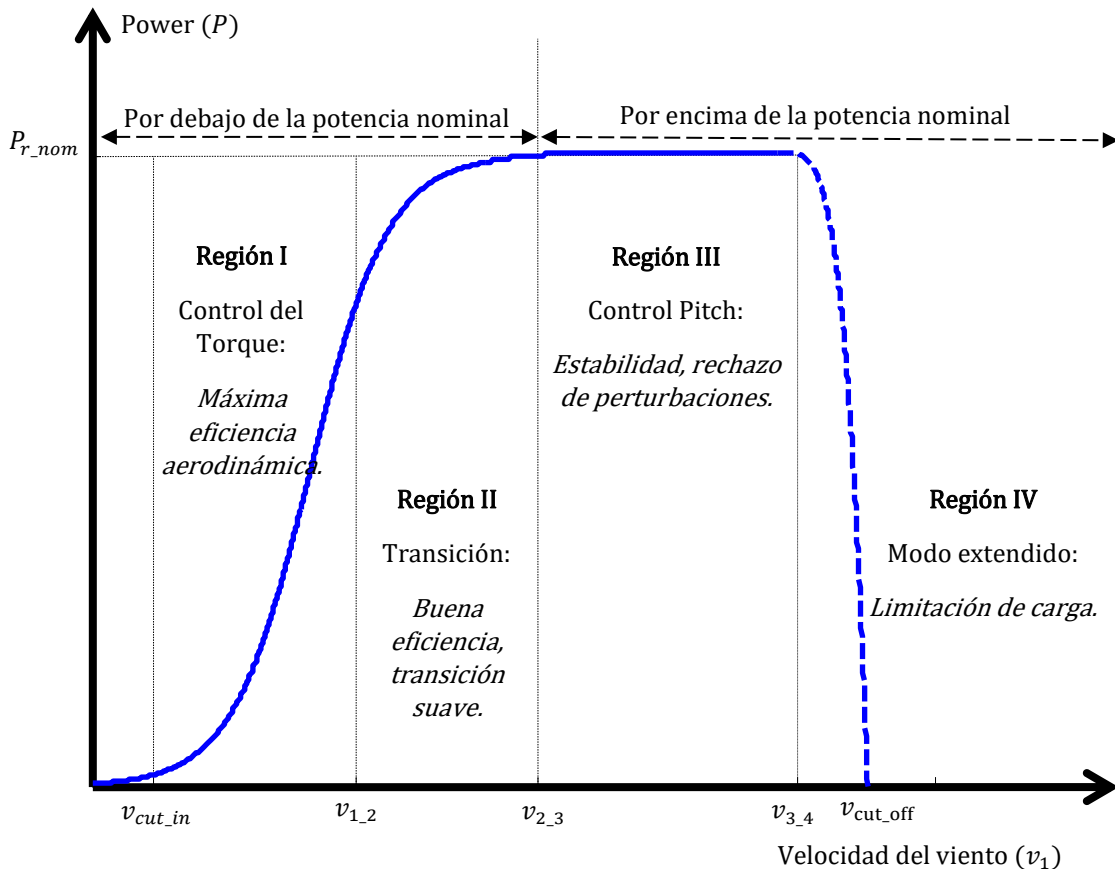


Figura 3.6: Zonas o regiones de operación: I, II, III y IV. Curva de potencia [24]

Las regiones 0, I, II, III y IV mostradas en la Figura 3.6 se explican en los siguientes puntos 3.7.1, 3.7.2, 3.7.3, 3.7.4 y 3.7.5 respectivamente.

### 3.7.1 Región 0

En la región 0 o Standby el aerogenerador permanece parado, a la espera de las velocidades de viento mayores. Las frecuencias de viento en términos absolutos van desde  $v_1 = 0$  hasta  $v_1 = v_{cut\_in}$ . Donde  $v_{cut\_in}$ : es la velocidad mínima a partir de la cual el aerogenerador suministra potencia útil a la red [124]. En esta región 0 las pérdidas por transformar la energía eólica en energía mecánica y posteriormente en eléctrica son mayores que la energía que pueda ser generada por el aerogenerador.

La velocidad  $v_{cut\_in}$  dependiendo el tipo de aerogenerador toma diferentes valores. En [24] sitúan  $v_{cut\_in}$  entre 3 y 4 metros por segundo, alrededor de 4,5 metros por segundo en [28] y en torno a 6 metros por segundo en [105].

### 3.7.2 Región I: control par motor (“torque “)

La Región I es la zona de arranque o puesta en marcha. El espectro de frecuencias de velocidad de viento es bajo y van desde velocidades de viento  $v_1 = v_{cut\_in}$  hasta  $v_1 = v_{1\_2}$ . La estrategia en esta región es girar el ángulo pitch de las palas al mínimo  $\beta = 0$  para obtener la máxima eficiencia aerodinámica  $C_p = C_{pmax}$ . El aerogenerador es controlado mediante el control del torque absorbido por el generador.

La velocidad  $v_{1\_2}$  es la velocidad de viento a partir de la cual es necesario de un control del ángulo pitch debido a que el generador está próximo a su máxima velocidad. Esta velocidad  $v_{1\_2}$  varía de un

aerogenerador a otro y de la estrategia usada pero se sitúa entre 7 y 8 metros por segundo aproximadamente [24].

Usando la ecuación (2.100) y suponiendo que existen unas pérdidas mecánicas y eléctricas, la potencia generada por el aerogenerador e insertada a red es:

$$P_T = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot v_1(t)^3 \cdot C_p(\lambda, \beta) \cdot \eta_g = T_r(t) \cdot \Omega_r \cdot \eta_g \quad (3.1)$$

Donde  $P_T$  potencia generada por el aerogenerador e insertada a red,  $T_r$  es el par motor ("torque") generado por el rotor y  $\eta_g$  es la eficiencia mecánica y eléctrica del generador eléctrico y del convertidor eléctrico en tanto por uno. Despejando el torque de la ecuación queda:

$$T_r(t) = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot v_1(t)^3 \cdot C_p(\lambda, \beta)}{\Omega_r} \quad (3.2)$$

En la región I, al ser una región de máxima eficiencia aerodinámica, el ángulo de giro del Pitch se fija en el valor que obtenga el mayor valor del coeficiente de potencia. Este valor del ángulo Pitch se denota como  $\beta = \beta_{min}$ .

Por otro lado, al variar las velocidades de viento en esta región entre  $v_1 = v_{cut\_in}$  hasta  $v_1 = v_{1,2}$ , se busca que el "tip speed ratio" sea óptima para ese rango de velocidades de viento y que el valor del coeficiente de potencia sea máximo. Se denota como "tip speed ratio" óptimo para cada velocidad de viento  $\lambda_{opt}$ .

El coeficiente de potencia se intenta que sea máximo con el ángulo de giro del Pitch con mayor eficiencia aerodinámica y con "tip speed ratio" óptimo para cada velocidad de viento, queda:

$$C_{Pmax} = C_p(\lambda_{opt}, \beta_{min}) \quad (3.3)$$

Donde  $\beta_{min}$ , suele ser cero grados, es el ángulo el que el aerogenerador consigue mayor eficiencia aerodinámica. Usando la ecuación (2.128) del "tip speed ratio" y despejando  $v_1$  queda:

$$v_1(t) = \frac{r_b \cdot \Omega_r(t)}{\lambda_{opt}(t)} \quad (3.4)$$

Combinado las ecuaciones (3.2) y (3.4) queda la máxima potencia capturada por el par motor ("torque") del generador eléctrico a cualquier velocidad de viento:

$$T_{em}(t) = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot A_r \cdot r_b^3 \cdot C_{Pmax}}{\lambda_{opt}^3} \cdot \Omega_r(t)^2 = K_a \cdot \Omega_r(t)^2 \quad (3.5)$$

Donde  $T_{em}$  es el par motor ("torque") equivalente del generador visto desde el rotor y  $K_a$  es una constante.

$$K_a = \frac{\rho_{Air} \cdot A_r \cdot r_b^3 \cdot C_{Pmax}}{2 \cdot \lambda_{opt}^3} \quad (3.6)$$

Con la ecuación (3.5) es suficiente para controlar la región I debido a que la potencia que puede absorber el aerogenerador es mayor que la potencia que pueden suministrar el rango de velocidades de viento en esta región.

### 3.7.3 Región II: Transición

En la Región 2: Transición. La segunda región se caracteriza por ser de transición, en la que se busca una buena eficiencia y un paso suave entre las zonas 1 y 3. Los espectros de velocidad de viento son medios.

El espectro de frecuencias de velocidades de viento es medio y van desde velocidades de viento  $v_1 = v_{1,2}$  hasta  $v_1 = v_{2,3}$ . Donde  $v_{2,3}$  es la velocidad nominal (“rated speed”) definida como la velocidad a partir de la cual la potencia de salida del generador eléctrico es máxima [124]. Esta potencia máxima,  $P_r$ , se denomina potencia nominal [44]

Aunque depende del tipo de aerogenerador, normalmente la velocidad nominal del viento,  $v_{2,3}$ , está comprendida aproximadamente entre 11 y 13 metros por segundo [24]. Una curva de potencia con una velocidad nominal de 11,6 m/s se muestra en [105].

Al ser una región de transición porque no es posible obtener el deseado “tip speed ratio” debido a que la velocidad del rotor está muy cerca de su valor máximo. Un control clásico del torque se muestra a continuación [125].

Asumiendo que el rotor es rígido, la aceleración angular del rotor se define mediante la siguiente ecuación:

$$\frac{d\Omega_r}{dt} = \frac{1}{I_{eq}} \cdot (T_r - T_{em}) \quad (3.7)$$

Donde  $I_{eq}$  es la inercia equivalente combinada del rotor, la caja de cambios (“gearbox”), el generador y los ejes (“shafts”). Sustituyendo las ecuaciones (3.2) y (3.5) en la ecuación (3.7) queda:

$$\frac{d\Omega_r}{dt} = \frac{\rho_{Air} \cdot A_r \cdot r_b^3 \cdot \Omega_r(t)^2}{2 \cdot I_{eq}} \cdot \left( \frac{C_p(\lambda, \beta)}{\lambda^3} - \frac{C_{pmax}}{\lambda_{opt}^3} \right) \quad (3.8)$$

El principal propósito de los algoritmos de basados en el Seguimiento del punto de máxima potencia o “Maximum power point tracking” (MPPT) es mantener el punto de operación en  $C_{pmax}$  para cualquier velocidad de viento mediante el incremento y decremento del par motor absorbido por el generador eléctrico [126].

Por un lado, cuando el tip-speed ratio es  $\lambda > \lambda_{opt}$  el punto de trabajo está a la zona izquierda de la Figura 3.7. En esa zona se cumple que  $C_p \leq C_{pmax}$ , la aceleración angular es negativa y la velocidad angular del rotor decrece hasta  $\lambda = \lambda_{opt}$ .

Por otro lado, cuando el tip-speed ratio es  $\lambda < \lambda_{opt}$  el punto de trabajo está a la zona izquierda de la Figura 3.7. En esa zona se cumple que  $C_p > \frac{C_{pmax}}{\lambda_{opt}^3} \cdot \lambda^3$ , la aceleración angular es positiva y la velocidad angular del rotor aumenta hasta  $\lambda = \lambda_{opt}$ .

El algoritmo básico de MPPT requiere conocer las características del aerogenerador debido a que el par demandado por el generador se calcula como [126] [127]:

$$T_{em}^*(t) = \begin{cases} k_a \cdot \Omega_r(t)^2 & P_r(t) < P_{r\_nom} \\ \frac{P_{r\_nom}}{\Omega_r(t)} & P_r(t) \geq P_{r\_nom} \end{cases} \quad (3.9)$$

Donde  $P_{r\_nom}$  es la potencia nominal del aerogenerador y  $P_r$  es la potencia del rotor. Este algoritmo es usado en [8] para controlar el par motor del generador eléctrico de un aerogenerador de 100 KW.

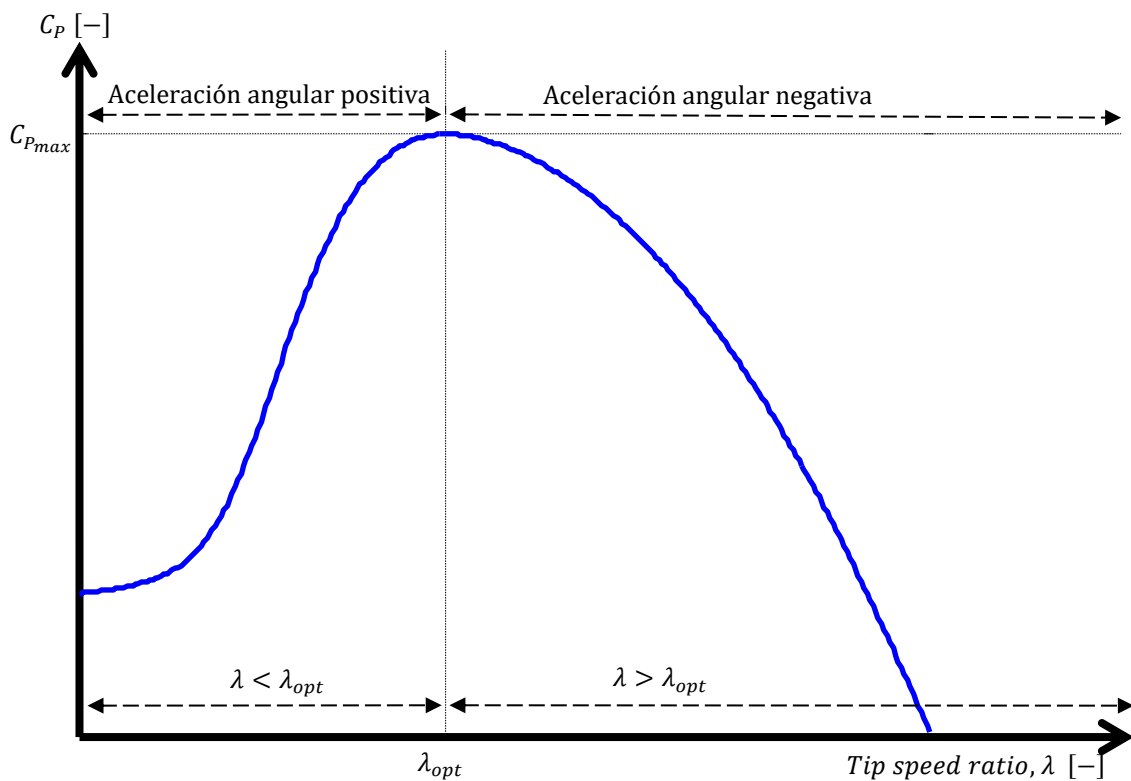


Figura 3.7: Zonas o regiones de operación: I, II, III y IV. Curva de potencia [24]

A partir de este algoritmo básico de MPPT para el control del par motor, han aparecido nuevos algoritmos con pequeñas variantes y mejoras. Este es el caso del algoritmo MPPT “Optimally tracking rotor” basado en controlar la aceleración y desaceleración del rotor en respuesta a las ráfagas de viento [128]. Este algoritmo surge para corregir los pequeños errores que aparecen a lo largo del tiempo en el cálculo de  $\lambda_{opt}$  [129]. Modificando la ecuación (3.2), añadiendo un término de ganancia de par motor, se expresa matemáticamente como:

$$T_{em}^*(t) = k_a \cdot \Omega_r(t)^2 - G_{MPPT} \cdot (T_r - k_a \cdot \Omega_r(t)^2) \tag{3.10}$$

Donde  $G_{MPPT}$  tomando valores entre [0,1] donde  $G_{MPPT} = 0$  es el caso nominal y  $G_{MPPT} = 1$  es el caso más agresivo [128] y  $T_r$  se obtiene despejando de la ecuación (3.7) [129].

Otros algoritmos basados en el algoritmo básico de MPPT con una componente adaptativa se muestra en [87], [130] y en [128]. En [127], se muestra un algoritmo MPPT llamado “Searching-Based MPPT Algorithm” y otro algoritmo basado en técnicas borrosas llamado “Fuzzy-Based MPPT Algorithm”. Otras técnicas de control basados en la técnica  $H_\infty$  han sido utilizadas para el diseño de un controlador del par motor [131].

### 3.7.4 Región III: pitch control

En la Región III: pitch control. En esta zona se el generador absorbe el máximo de potencia del viento. El espectro de velocidad de viento en esta región es alto según se ve en la Figura 3.6 y está comprendido entre las velocidades de viento  $v_r$  y  $v_{3.4}$ . Siendo  $v_{3.4}$  la velocidad de viento que separa las regiones III y IV.

En esta región, el control se basa en el giro del ángulo pitch  $\beta$  de las palas y en el sistema de control del par motor del generador. Por un lado, el sistema de control del par motor del generador eléctrico suele utilizar la ecuación (3.9). El par motor absorbido por el generador eléctrico,  $T_{em}$ , es aproximadamente constante [24]. Por otro, el sistema de control del ángulo pitch tiene el objetivo de estabilizar la velocidad angular del rotor en torno a la velocidad nominal rechazando las variaciones o perturbaciones de la velocidad del viento.

Una variación positiva de la velocidad de viento,  $\Delta v_1$ , produce un incremento de la velocidad angular del rotor,  $\Delta \Omega_r$ . De igual manera, una variación negativa de la velocidad de viento,  $-\Delta v_1$ , produce un decremento de la velocidad angular,  $-\Delta \Omega_r$ . Para evitar estas variaciones en la velocidad angular del rotor debe actuar el sistema de control del pitch.

En la mayoría de los aerogeneradores el sistema de control del pitch se fundamenta en un controlador que suele estar basado controlador PID (proporcional, integral y derivativo) o PI (proporcional e integral) [105]. Un controlador PID se puede escribir en el dominio  $s$  de Laplace como [101]:

$$\beta^* = K_P \cdot (\Omega_r^* - \Omega_r) + K_I \cdot \int [(\Omega_r^* - \Omega_r) \cdot dt] + K_D \cdot \frac{d(\Omega_r^* - \Omega_r)}{dt} \quad (3.11)$$

Donde  $K_I$ ,  $K_P$  y  $K_D$  son las ganancias integral, proporcional y derivativa respectivamente. Por un lado, la consigna del ángulo pitch,  $\beta^*$ , representa la acción de control. Por otro lado, el error de la velocidad angular del rotor es  $(\Omega_r^* - \Omega_r)$  representa la entrada del error. El valor de la consigna de la velocidad angular del rotor,  $\Omega_r^*$ , cercana a la velocidad angular nominal del rotor influye en el sistema de control del ángulo pitch. Este aspecto se aborda en el capítulo 7 en profundidad.

Existen diferentes técnicas para el diseño del controlador que se muestran en los siguientes puntos. En el punto 3.7.4.1 se muestra un control robusto basado en la técnica QFT, en el punto 3.7.4.3 se muestra la técnica de control por ganancias programadas o "Gain Scheduling" y por último en el punto 3.7.4.4 se muestra las técnicas.

### 3.7.4.1 Especificaciones de control robusto

En la Figura 3.10 se muestra un esquema del lazo de control del ángulo pitch basado en el control robusto donde  $T_{gd}$  es el par motor demandado por generador,  $F_R$  representa el filtro,  $G_R$  representa el controlador y por último  $D_R$ ,  $P_R$  y  $H_R$  representan un modelo lineal de aerogenerador [24].

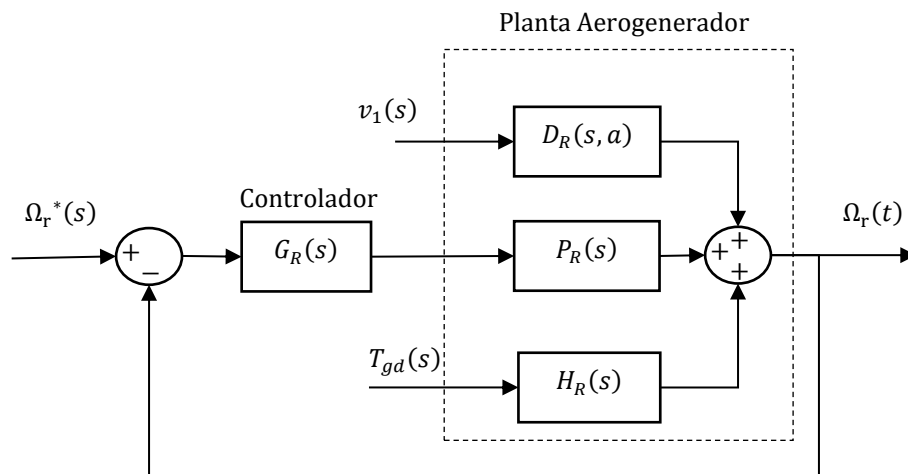


Figura 3.8: Esquema de control QFT aplicado al control del ángulo Pitch [24]

Existen diferentes tipos de especificaciones para el diseño del controlador, las especificaciones más importantes son: la estabilidad, el rechazo de perturbaciones y el esfuerzo de control.

La especificación de **estabilidad** (“stability”) se define como la variación máxima de la velocidad angular del rotor no sea mayor de una tolerancia en todo el rango de frecuencias. Matemáticamente se expresa como:

$$\left| \frac{\Omega_r(j \cdot \omega)}{\Omega_r^*(j \cdot \omega)} \right| = \left| \frac{P_R(j \cdot \omega) \cdot G_R(j \cdot \omega)}{1 + P_R(j \cdot \omega) \cdot G_R(j \cdot \omega)} \right| \leq \delta_{U1} \quad \text{para} \quad \begin{cases} i = 1, \dots, n \\ \omega \in [0, \omega_{U1}) \end{cases} \quad (3.12)$$

Donde  $\delta_U$  es la tolerancia de estabilidad común a todas las frecuencias,  $\omega_{U1}$  es la frecuencia máxima hasta la que se cumple la tolerancia de estabilidad. La frecuencia angular  $\omega_{U1}$  se considera un valor teórico infinito,  $\omega_{U1} = \infty$ , pero a efectos prácticos debe ser un valor suficientemente alto.

La especificación del **rechazo de perturbación** (“disturbance rejection”) se define como la variación máxima de la velocidad angular del rotor por la influencia de la velocidad de viento. Matemáticamente se expresa como:

$$\left| \frac{\Omega_r(j \cdot \omega)}{v_1(j \cdot \omega)} \right| = \left| \frac{D_R(j \cdot \omega)}{1 + P_R(j \cdot \omega) \cdot G_R(j \cdot \omega)} \right| \leq \delta_{U2}(\omega) \quad \text{para} \quad \begin{cases} i = 1, \dots, n \\ \omega \in (\omega_{L2}, \omega_{U2}) \end{cases} \quad (3.13)$$

Donde  $\delta_{U2}(\omega)$  es la tolerancia del rechazo de perturbación a la frecuencia  $\omega$ ,  $\omega_{L2}$  es la frecuencia mínima desde la que se cumple la tolerancia del rechazo de perturbación y  $\omega_{U2}$  es la frecuencia máxima hasta la que se cumple la tolerancia del rechazo de perturbación.

La especificación del **esfuerzo de control** se define como la variación máxima del ángulo pitch por la influencia de la velocidad de viento. Matemáticamente se expresa como:

$$\left| \frac{\beta(j \cdot \omega)}{v_1(j \cdot \omega)} \right| = \left| \frac{P_R(j \cdot \omega) \cdot G_R(j \cdot \omega)}{1 + P_R(j \cdot \omega) \cdot G_R(j \cdot \omega)} \right| \leq \delta_{U3}(\omega) \quad \text{para} \quad \begin{cases} i = 1, \dots, n \\ \omega \in (\omega_{L3}, \omega_{U3}) \end{cases} \quad (3.14)$$

Donde  $\delta_{U3}(\omega)$  es la tolerancia al esfuerzo de control a la frecuencia  $\omega$ ,  $\omega_{L2}$  es la frecuencia mínima desde la que se cumple el esfuerzo de control y  $\omega_{U2}$  es la frecuencia máxima hasta la que se cumple el esfuerzo de control.

Las tolerancias  $\delta_{U1}$ ,  $\delta_{U2}$  y  $\delta_{U3}$  pueden ser valores constantes o funciones de primer orden, segundo orden o superior. El cálculo de estas funciones se suele realizar mediante la definición de los tiempos más característicos de una respuesta transitoria. Ante una respuesta transitoria a una entrada escalón unitaria se identifican unos tiempos característicos en la respuesta transitoria [132].

Estos tiempos se muestran en la Figura 3.9 donde  $t_d$  es el tiempo de retardo o “delay time” calculado como el tiempo requerido para alcanzar por primera vez la mitad del valor final,  $t_r$  es el tiempo de subida o “rise time” calculado como el tiempo requerido para que la respuesta pase del 10 al 90%, del 5 al 95% o del 0 al 100% de su valor final,  $t_p$  es el tiempo pico o “peak time” calculado como el tiempo requerido para que la respuesta alcance el primer pico de sobreelongación,  $M_p$  es el tiempo de Sobreelongación o “overshoot time” es el valor entre el valor del pico máximo y la unidad y  $t_s$  es el tiempo de asentamiento o “Settling time” el tiempo que se requiere para que la respuesta se estabilice alrededor del valor final, se especifica el porcentaje absoluto del valor final (por lo general, de 2 o 5%).



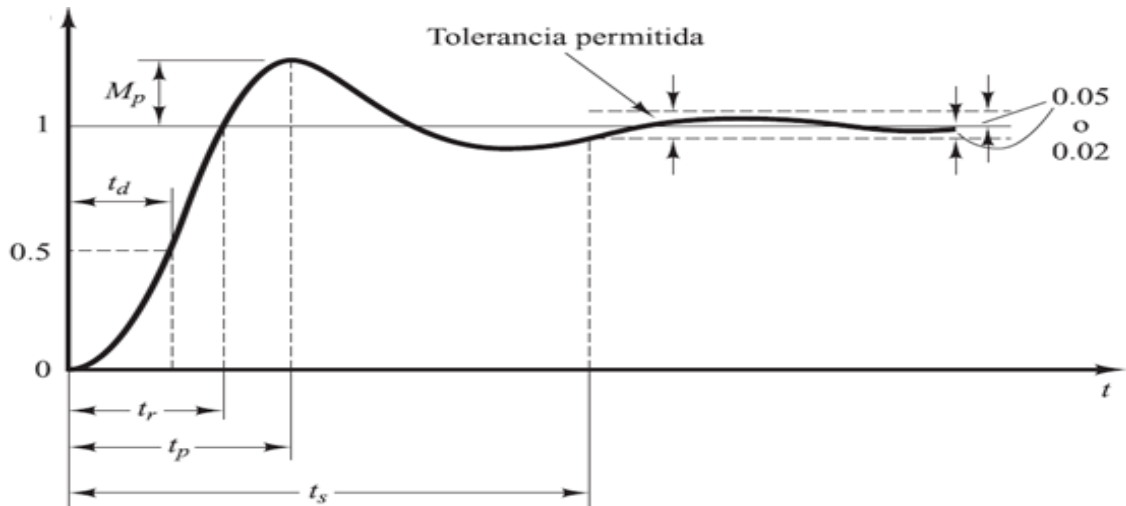


Figura 3.9: respuesta transitoria a una entrada escalón

### 3.7.4.2 “Quality feedback theory” (QFT)

El diseño e implementación de un controlador basado en la teoría “Quality feedback theory” se aplica a sistemas con incertidumbre donde se establece unas especificaciones de rendimiento deseadas [133].

Un sistema de control QFT consiste en dos grados de libertad: un controlador en lazo cerrado,  $G_{QFT}(s)$  y un filtro,  $F_{QFT}(s)$ . El controlador debe de satisfacer las especificaciones robustas a pesar de la incertidumbre y el filtro es diseñado después del diseño del controlador para alcanzar las deseadas respuestas en frecuencia una vez controladas las incertidumbres [134].

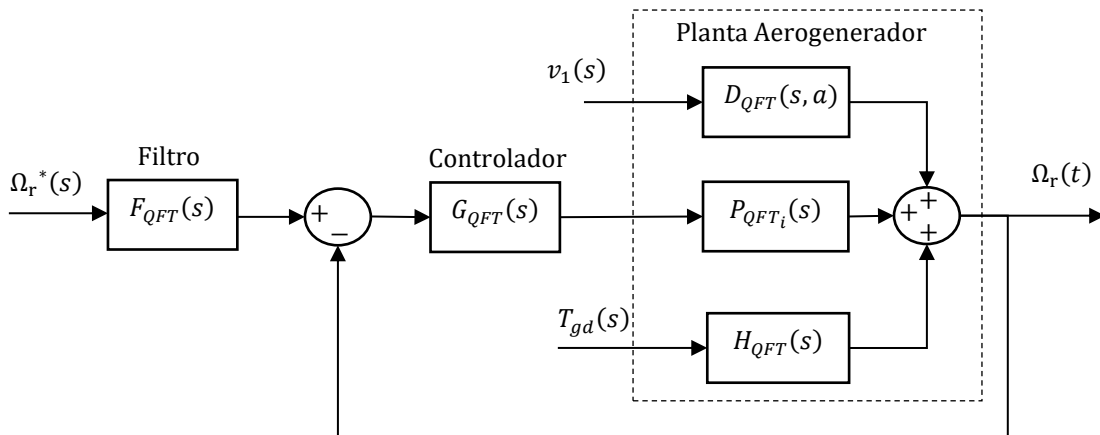


Figura 3.10: Esquema de control QFT aplicado al control del ángulo Pitch [24]

En la Figura 3.10 se muestra un esquema del lazo de control para el control del ángulo pitch basado en la teoría de control QFT donde  $F_{QFT}$  representa el filtro [24].

La metodología para el cálculo del controlador y del filtro mediante la metodología QFT se describe en seis puntos:

**Primero**, se definen las especificaciones de diseño del controlador, las más usuales son: la especificación de estabilidad de la ecuación (3.12) y la especificación del **seguimiento robusto de señales**, que se define como:

$$\delta_{RL} \leq \left| \frac{F_{QFT}(j \cdot \omega) \cdot P_{QFT_i}(j \cdot \omega) \cdot G_{QFT}(j \cdot \omega)}{1 + P_{QFT_i}(j \cdot \omega) \cdot G_{QFT}(j \cdot \omega)} \right| \leq \delta_{RU} \quad \text{para} \quad \begin{cases} i = 1, \dots, n \\ \omega \in [\omega_L, \omega_U] \end{cases} \quad (3.15)$$

Donde  $\delta_{RL}$  es la tolerancia inferior,  $\delta_{RU}$  es la tolerancia superior,  $\omega_L$  es la frecuencia inferior y  $\omega_U$  es la frecuencia superior. La definición de la especificación del seguimiento robusto de señales es necesaria para el cálculo del filtro.

Además de estas dos especificaciones pueden considerarse otras muchas, cabe citar: el rechazo de perturbaciones de la ecuación (3.13), el esfuerzo de control de las ecuaciones (3.14) y el rechazo del ruido.

**Segundo**, se especifica las posibles incertidumbres, las más comunes pueden ser debidas: parámetros del modelo lineal de planta conocidos únicamente en un punto de operación, variación del modelo de planta debido a cambios en las condiciones de operación, errores en los sistemas de medición, desconocimiento del modelo de planta de aerogenerador a alta frecuencia, uso de modelos de planta de aerogenerador simplificados y errores en la implementación del controlador debidos a diferencias entre el controlador diseñado y el controlador implementado [134].

La incertidumbre en el modelo de planta puede ser paramétrica (parámetros que pueden variar su valor dentro de un rango de valores conocido.), no paramétrica (debidas a comportamientos dinámicos del modelo de planta a alta frecuencia) o mixta (combinación de paramétrica y no paramétrica). En este cualquier caso, no existe una única planta sino un conjunto de posibles plantas  $\mathcal{P} = \{P_1, \dots, P_n\}$  debidas a la incertidumbre, junto con las frecuencias de interés  $\omega = \{\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_n\}$ .

**Tercero**, se realiza cálculo del controlador para que cumplir las especificaciones de diseño. La incertidumbre de la planta se transforma en unas curvas de restricción llamadas contornos o “Bounds” [4]. Existe un contorno específico (restricción) para cada planta y para cada frecuencia. Se busca los parámetros del controlador que hagan cumplir las especificaciones de diseño en lazo abierto para cada planta y para cada frecuencia. Este paso se llama de síntesis o “loop-shaping”.

**Cuarto**, se calcula el filtro para que cumpla la especificación de seguimiento robusto de señales de la ecuación (3.15). El objetivo del filtro es desacoplar el comportamiento en el seguimiento de señales del desempeño en el rechazo de perturbaciones.

**Quinto**, se valida el controlador y el filtro calculados. Debido a que han sido calculados en el dominio de la frecuencia y al no existir una transformación exacta del dominio en frecuencia al dominio temporal, es necesaria una validación temporal.

### 3.7.4.3 Control por ganancias programadas o “Gain Scheduling”

La teoría del control por ganancias programadas o “Gain Scheduling” se originó en 1960, se basa en el enfoque “divide y vencerás”. Un controlador basado en esta técnica descompone un sistema no-lineal en partes lineales.

Un aerogenerador es un sistema no lineal con la velocidad de viento variable donde el viento es una variable de estado no controlable y con dos bucles de control donde un bucle es dedicado a la potencia del generador eléctrico y el otro bucle a la velocidad angular del rotor [135]. La técnica de control por ganancias programadas o “Gain Scheduling” trata de regular el sistema del aerogenerador en torno a un punto de funcionamiento específico, en este caso, este punto está situado en la región III alrededor del funcionamiento nominal [135].

En [136] se propone una metodología de ganancias programadas o “Gain Scheduling” para modelos con múltiples variables de estado para linealizar controladores locales diseñados independientemente. Cuando existen varios puntos de funcionamiento, en el cambio entre un punto y otro aparecen inestabilidades no contempladas en la linealización del sistema. En [137], se presenta una metodología para la interpolación de controladores lineales invariantes en el tiempo. En modelos SISO, la interpolación es sencilla y presenta un cambio suave pero para modelos MIMO es más complicada [137].

En [138] se muestra un modelo de control del pitch para velocidades de viento por encima de la nominal, basado en control predictivo y en un control por ganancias programadas. En [119] se usa la técnica de control Gain Scheduling para una variación lineal de los parámetros del modelo junto con la norma L1-norm y se compara con un controlador PI convencional.

### 3.7.4.4 Otras técnicas

Existen diferentes estrategias y algoritmos de control del ángulo pitch, en este punto se listan diferentes trabajos de investigación publicados en este ámbito.

En [139] se muestra un controlador no lineal PI con un estimador para realizar un seguimiento de la velocidad angular óptima del rotor a partir de la velocidad estimada del viento. El esquema de un controlador no lineal aplicado al control del ángulo pitch se muestra en la Figura 3.11 [24].

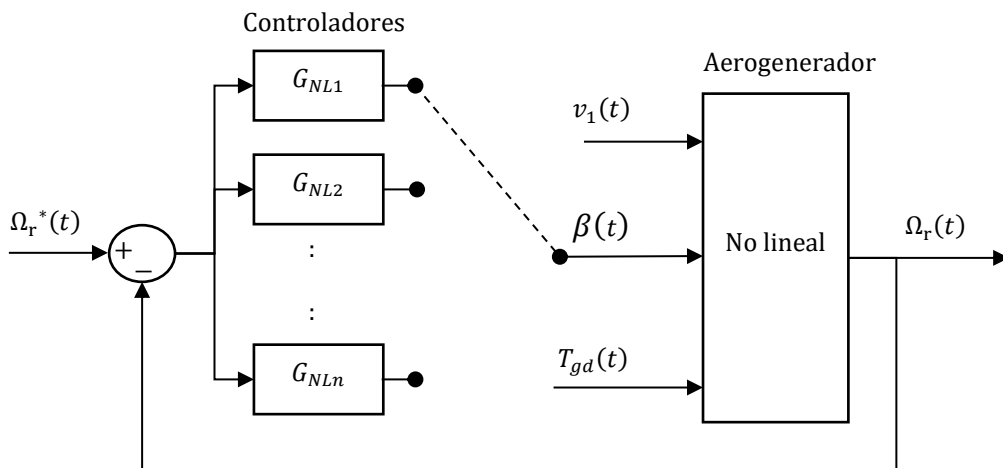


Figura 3.11: Esquema de control no lineal aplicado al control del ángulo Pitch [24]

En [140] se propone un algoritmo para el control del pitch en la región III basado en algoritmos borrosos (fuzzy) acoplados al controlador PI convencional.

En [141] se muestra dos controladores del ángulo pitch de tipología PI y PID aplicado a tres aerogeneradores diferentes estimando y compensando las perturbaciones causadas por el retraso de los actuadores hidráulicos del pitch.

En [142] se muestra un controlador del ángulo pitch basado en controlador PI no lineal donde no se requiere de un modelo exacto sino un conjunto de parámetros para proporcionar un rendimiento óptimo en los cambios de la velocidad del viento.

En [143] se propone un sistema de control del pitch que suaviza la potencia y las fluctuaciones del par del tren de potencia mediante un bucle abierto exterior del control del pitch mejorando directamente el movimiento del pitch.

Un control individual del pitch mediante un controlador PI para la reducción de la carga mediante la reducción del primer armónico [144].

En [145] se muestra una comparación entre un control adaptativo (“direct model reference adaptive control”) para el control del pitch y controlador PI convencional.

El objetivo del Disturbance Accommodating Controller (DAC) es hacer las correcciones necesarias a la entrada de control nominal para adaptarse a las perturbaciones externas e incertidumbres del sistema [146]. Un esquema de control basado en “Disturbance Accommodation Control” se usa en [147] para controlar el pitch es usado para modelar y simular un sistema cuando las formas de la onda de perturbación son conocidas. En [148] y [149] se hace una comparación entre los controladores basados en un PI y los basados en “Disturbance Accommodation Control”.

En [150] y [151] se muestra una estrategia de control del pitch basada en control lineal cuadrático gaussiano (“Linear-quadratic-Gaussian control”) para regular el aerogenerador alrededor del funcionamiento nominal (región III) rechazando el efecto de las perturbaciones del viento sobre las palas.

### 3.7.5 Región 4: modo extendido

El modo extendido se caracteriza por un espectro de velocidad de viento extremo entre  $v_{3,4}$  y  $v_{cut\_off}$ . En esta región, la energía del viento excede la carga que puede soportar el aerogenerador en funcionamiento por diseño, por lo tanto, se limita por seguridad la velocidad angular de giro del rotor y la potencia absorbida. Una velocidad de viento  $v_{cut\_off}$  es la velocidad del viento máxima a la que se permite al aerogenerador producir energía [124].

En esta región se debe detener el giro del rotor con el fin de proteger el aerogenerador contra las sobretensiones y daños por fatiga. Para detener el giro, generalmente, el ángulo de pitch se establece en un ángulo en el cuál la energía absorbida del viento se mínima [152].

Existen algunos trabajos de investigación que han analizado estrategias de control en esta región IV para evitar una detención tan brusca del giro del rotor. En [153] se analiza el control del pitch y del giro del rotor para velocidades de viento superiores a 25 m/s con la restricción de limitar las cargas soportadas y con el objetivo de maximizar la potencia absorbida.



# Capítulo

# 4

## Resumen:

En la primera parte de este cuarto capítulo, se describe de un modo general un problema de optimización multiobjetivo, describiéndose los algoritmos de optimización metaheurísticos y realizando una revisión de los algoritmos Particle Swarn Optimization (PSO). En la segunda parte de este capítulo se muestra una revisión de los algoritmos de aprendizaje automático (Machine learning).

## 4 Algoritmos de optimización

Un algoritmo es el conjunto ordenado y finito de operaciones que permite hallar la solución de un problema [14]. Los principales conjuntos algoritmos que se abordan en este capítulo son los algoritmos metaheurísticos y los algoritmos de aprendizaje automático.

En las ciencias de la computación, un algoritmo metaheurístico es una heurística diseñada para encontrar o generar una solución suficientemente buena a un problema de optimización cuando el conjunto de soluciones posibles es demasiado grande para ser completamente evaluado [154]. Los algoritmos metaheurísticos se muestran en el punto 4.1.

El aprendizaje automático o “Machine learning” es una ciencia dentro del campo de la inteligencia artificial que explora el estudio y construcción de algoritmos para aprender a actuar sin haber sido explícitamente programados para ello. Los algoritmos de aprendizaje automático se muestran en el punto 4.2.

### 4.1 Optimización metaheurística

En el punto 4.1.1 se muestra la definición de un problema de optimización matemática, en el punto 4.1.2 se muestra las técnicas para normalizar las funciones objetivo, en el punto 4.1.3 se muestra el concepto del frente de Pareto y en el punto 4.1.4 se muestra la optimización

#### 4.1.1 Definición de la optimización

En los problemas multiobjetivo son aquellos en los que existe más de una función objetivo y los objetivos son contrapuestos entre sí. Un ejemplo típico es; En un trayecto en coche, maximizar la distancia recorrida y minimizar el consumo de combustible. Es imposible hacer máximos los dos objetivos a la vez.

Un problema de optimización se describe con una o varias funciones que se quieren maximizar o minimizar. Para el caso de minimización, matemáticamente se puede expresar como:

$$\underset{x \in \mathbb{E}^n}{\text{minimize}} F(x) = \{F_1(x), F_2(x), \dots, F_m(x)\} \quad (4.1)$$

Y para el caso de maximización:

$$\underset{x \in \mathbb{E}^n}{\text{maximize}} F(x) = \{F_1(x), F_2(x), \dots, F_m(x)\} \quad (4.2)$$

Donde  $F(x) \in \mathbb{E}^m$  es el vector de funciones objetivo “objective functions” o funciones de coste (“cost function”),  $m$  es el número de funciones objetivo y  $x \in \mathbb{E}^n$  es el vector de variables de decisión (“decision variables”), donde  $n$  es el número de variables de decisión,  $\mathbb{E}$  es el tipo de número ( $\mathbb{C}$  complejo,  $\mathbb{R}$  real, etc.). Sujeto a.

$$G_i(x) = 0 \quad \text{para } i = 1, \dots, p \quad (4.3)$$

$$H_j(x) \leq 0 \quad \text{para } j = 1, \dots, q \quad (4.4)$$

Donde  $G_i(x)$  es la función de restricciones de igualdad (“equality constraints”)  $i$ ,  $p$  es el número de restricciones de igualdad,  $H_j(x)$  es la función de desigualdad (“inequality constraints”)  $j$ ,  $q$  es el número de restricciones de desigualdad [155].

El espacio de búsqueda o espacio de diseño factible (“feasible design space”) o espacio de decisiones (“decision space”) es un subconjunto del espacio euclídeo  $\mathbb{E}^n$  que cumple con todas las restricciones de igualdad de la ecuación (4.3) y con todas las restricciones de desigualdad de la ecuación (4.4). Matemáticamente se define como:

$$X^n = \{x \in \mathbb{E}^n | G_i(x) = 0, i = 1, 2, \dots, p; H_j(x) \leq 0, j = 1, 2, \dots, q\} \quad (4.5)$$

Donde  $X^n$  representa el espacio de búsqueda de  $n$  variables de decisión. A cada vector de variables de decisión,  $x$ , perteneciente al conjunto  $X^n$  se llama solución factible o “feasible solution”.

El conjunto de valores de la función objetivo correspondientes a los puntos factibles en el espacio de diseño se define como “feasible criterion space” o “feasible cost space” o “attainable set”. Matemáticamente se define como:

$$Z^m = \{F(x) | x \in X^n\} \quad (4.6)$$

Estas relaciones se muestran gráficamente en la siguiente Figura 4.1.

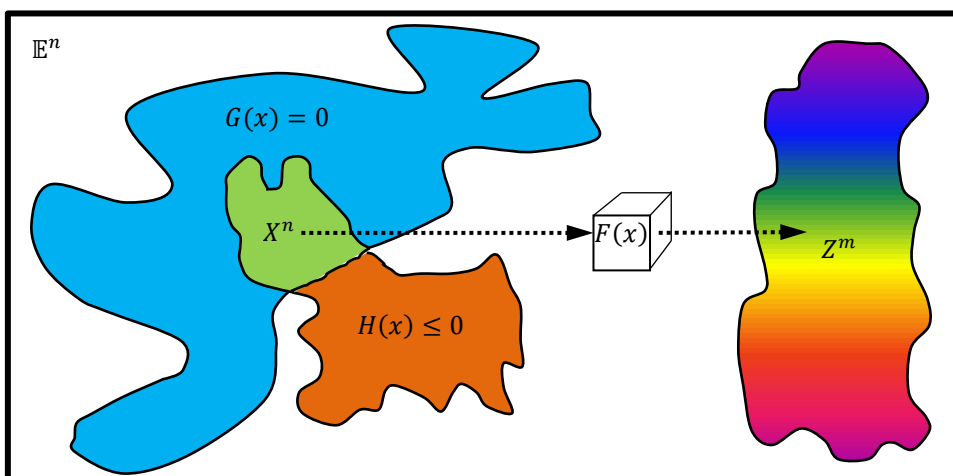


Figura 4.1: Definición de los espacios de la optimización matemática

En la mayoría de los problemas de optimización multiobjetivo no existe un único punto utopía o “Utopia point” u óptimo global,  $F^o$ , que es el aquel punto dentro de “feasible criterion space”,  $F^o \in Z^m$ , que cumple para todos y cada uno de los  $i = 1, 2, \dots, m$  que  $F_i^o = \min_{x \in \mathbb{E}^n} \{F_i(x) | x \in X\}$  [156]. Lo más habitual

es que exista una gran cantidad de óptimos locales. En la Figura 4.2 se muestra el concepto de optimo global y optimo local para un solo objetivo,  $m = 1$ , y para una sola variable de decisión,  $n = 1$ .

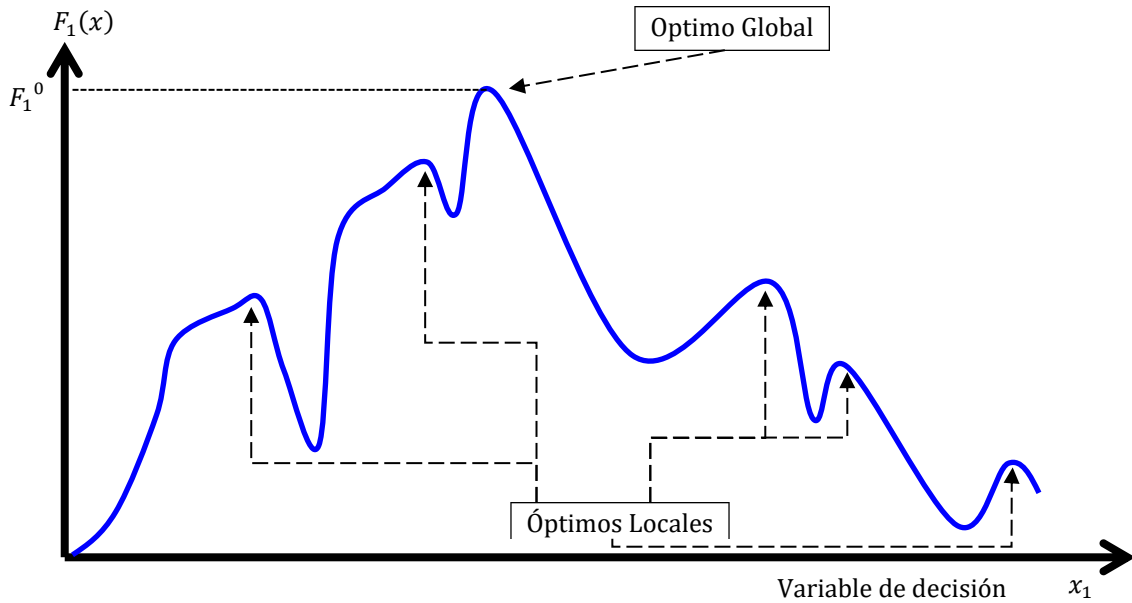


Figura 4.2: Optimo Global y óptimos locales para un objetivo y una variable de decisión.

En la Figura 4.3 se muestra el concepto de punto utopía para dos funciones objetivo donde  $F_1^0$  es el punto utopía y el concepto "feasible criterion space".

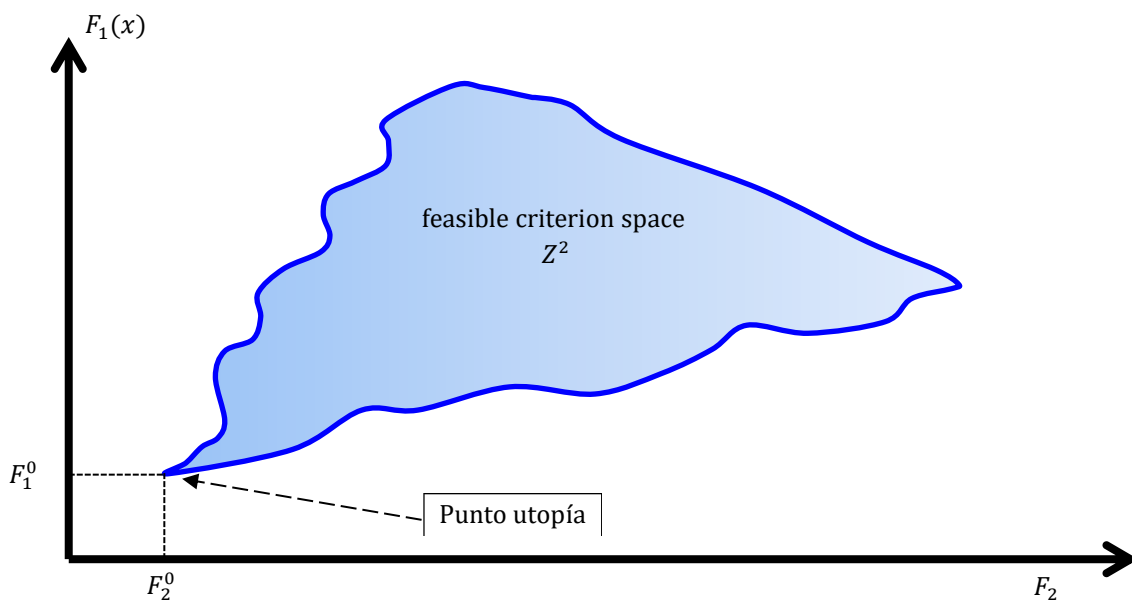


Figura 4.3: Punto utopía para dos funciones objetivo.

### 4.1.2 Normalización de funciones

En algunos casos es ventajoso realizar una transformación de las funciones objetivo para normalizar los resultados dentro de un rango de valores. Se presentan a continuación las transformaciones más comunes para el caso de minimización de las funciones de coste (ecuación (4.1)).

La primera transformación [157] normaliza los resultados dentro del rango de entre  $[-\infty, 1]$ . Para cada función de coste se expresa matemáticamente como:



$$F_i^{trans}(x) = \frac{F_i(x)}{|F_i^{max}|} \quad \text{para } i = 1, \dots, m \quad (4.7)$$

Donde  $F_i^{max}$  es el valor máximo encontrado de las soluciones candidatas del frente de Pareto Optimal y  $F_i^{trans}$  es la función transformada o normalizada.

Una segunda transformación [158] que normaliza los resultados dentro del rango de entre  $[1, \infty]$ . Para cada función de coste se expresa matemáticamente como:

$$F_i^{trans}(x) = \frac{F_i(x) - F_i^0}{F_i^0} \quad \text{para } i = 1, \dots, p \quad (4.8)$$

Una tercera transformación [159] que normaliza los resultados dentro del rango de entre  $[0,1]$ . La normalización de la función objetivo para valores entre cero y uno se puede obtener mediante la siguiente ecuación para el caso de minimización.

$$F_i^{norm}(x) = \frac{F_i(x) - F_i^0}{F_i^{max} - F_i^0} \quad \text{para } i = 1, \dots, p \quad (4.9)$$

Esta tercera transformación tiene la ventaja de ser la más robusta por dejar los valores normalizados entre  $[0,1]$  pero tiene la desventaja de no ser muy difícil conocer el valor del punto utopía  $F_i^0$  antes de realizar la búsqueda de soluciones.

### 4.1.3 Frente de Pareto

Por lo general, no existe una única solución global y es necesario determinar un conjunto de soluciones óptimas. En la Figura 4.4 se muestra un frente de Pareto para un espacio continuo de dos funciones de coste donde los puntos  $A$ ,  $B$  y  $C$  son puntos dentro de espacio factible de soluciones,  $Z^2$ . Por un lado, los puntos  $A$  y  $B$  pertenecen al frente de Pareto con las variables de decisión  $x'$  y  $x'''$  siendo soluciones no-dominadas. Por otro lado, el punto  $C$  no pertenece al frente de Pareto con la variable de solución  $x''$  siendo solución dominada.

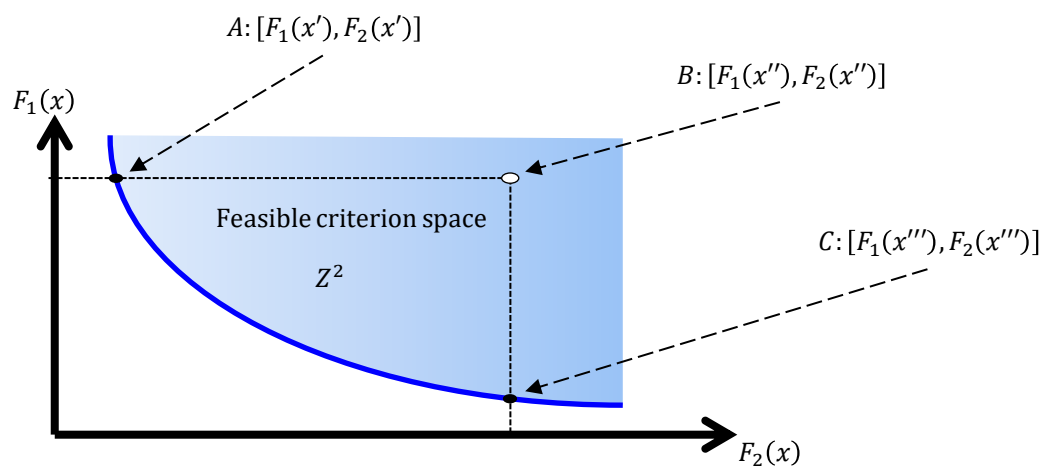


Figura 4.4: Frente de Pareto para un espacio continuo de dos funciones de coste.

El concepto de la optimalidad de Pareto expuesto en 1906 se explica mediante las siguientes definiciones [155]:

**Definición 1. Optimalidad de Pareto (Pareto Optimal):** Un punto,  $x^* \in X$ , es pareto optimal si y solo si, no existe otro punto,  $x \in X$ , tal que  $F_i(x) \leq F_i(x^*)$  para todos los  $i \in \{1, \dots, m\}$  y existe al menos un  $j$  tal que  $F_j(x) < F_j(x^*)$ . Un punto es Eficiente si es Pareto Optimal en caso contrario es Ineficiente [155].

**Definición 2. Weakly Pareto Optimal:** Un punto,  $x^* \in X$ , es weakly Pareto optimal si y solo si no existe otro punto,  $x \in X$ , tal que  $F_i(x) < F_i(x^*)$  para todos los  $i \in \{1, \dots, m\}$  [155].

**Definición 3. Frontera Eficiente:** El conjunto de todos los puntos eficientes se llama Frontera Eficiente.

**Definición 4. Punto dominado (Dominated) y no dominado (Non-Dominated):** Un vector de funciones objetivo,  $F(x^*) \in Z^m$ , es no dominado (Non-Dominated) si y solo si no existe otro vector,  $F(x) \in Z^m$ , tal que  $F(x) \leq F(x^*)$  para todos los  $i \in \{1, \dots, m\}$  y existe al menos un  $j$  tal que  $F_j(x) < F_j(x^*)$ . En caso contrario  $F(x^*)$  es dominado [155].

Estos conceptos se muestran en Figura 4.5 donde se muestra un frente de Pareto para un espacio discreto de dos funciones de coste con los puntos  $A, B, C, D, E, F$  y  $G$  pertenecientes al espacio flexible,  $Z^2$ . Los puntos  $A, B$  y  $C$  son puntos Pareto Optimal con variables de decisión  $x', x''$  y  $x'''$  no dominadas. La unión de los puntos  $A, B$  y  $C$  forma la Frontera Eficiente de Pareto. Los puntos  $D$  y  $E$  son Weakly Pareto Optimal con variables de operación,  $x'^4$  y  $x'^5$ , dominadas. Los puntos  $F$  y  $G$  no pertenecen a la frontera eficiente de Pareto con variables de operación,  $x'^6$  y  $x'^7$ , dominadas.

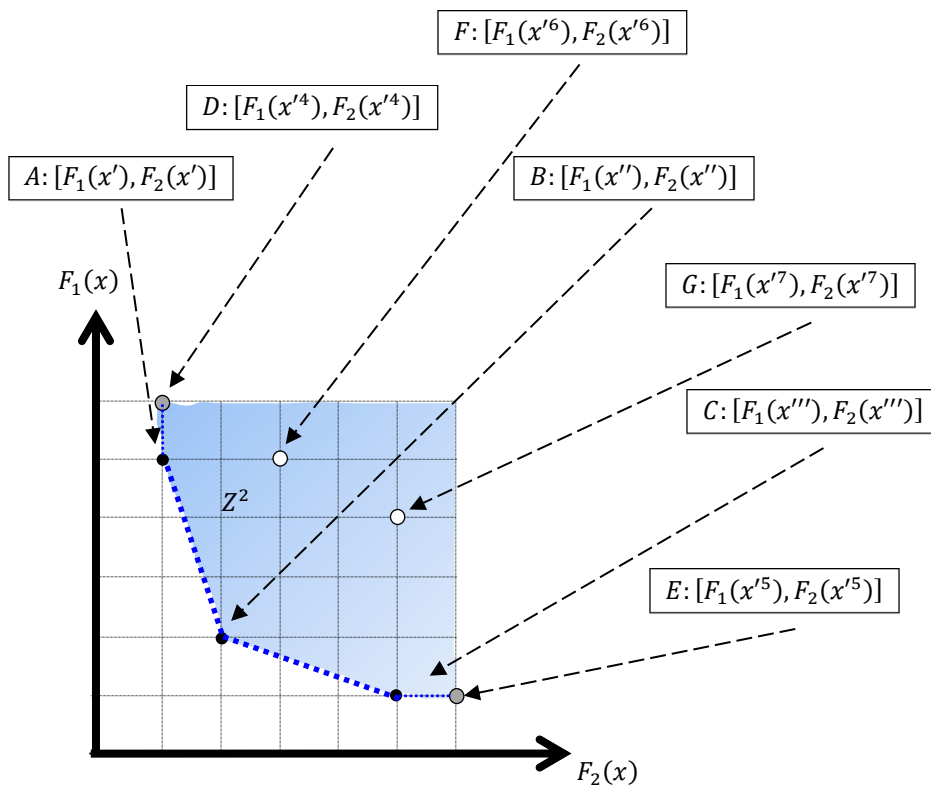


Figura 4.5: Frente de Pareto para un espacio discreto.

El conjunto de soluciones puede clasificarse en diferentes frentes: el primer frente de soluciones o frente de Pareto verdadero [160] es el conjunto de puntos no dominados (Non-dominated front), el segundo frente (second Non-dominated front) son el junto de puntos no dominados excluyendo los puntos del primer frente, el tercer frente (Thrid Non-dominated front) son el junto de puntos no dominados excluyendo los puntos del primer y segundo frente. Este concepto de frentes se muestra en la Figura 4.6.

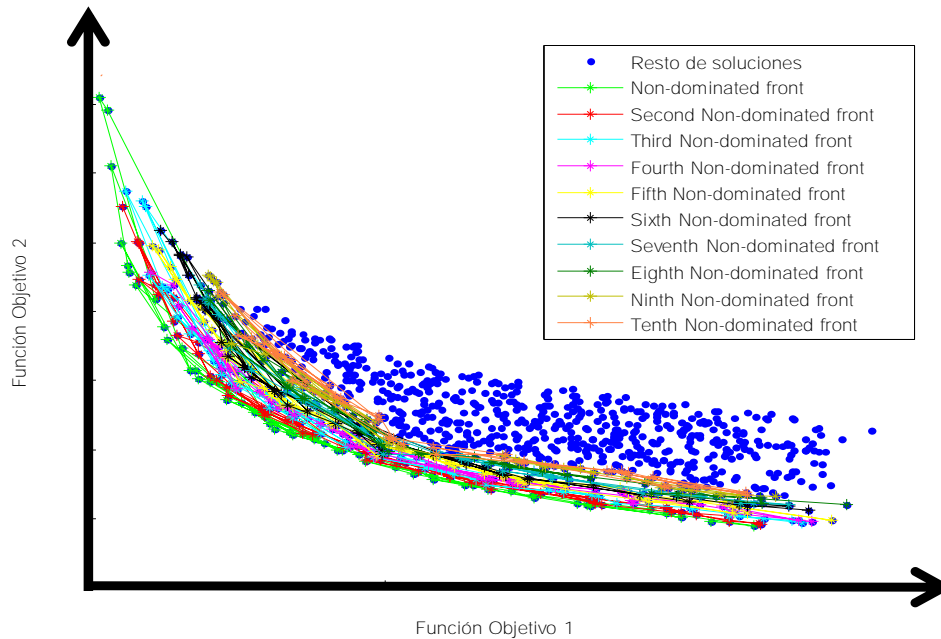


Figura 4.6: Conjunto de frentes de Pareto.

Para la clasificación de puntos no dominados y dominados existe un método rápido de ordenamiento de soluciones del frente de Pareto llamado "Fast-non dominated sort" que se muestra en [161].

#### 4.1.4 Búsqueda de las soluciones

Existen diversos algoritmos y técnicas para la búsqueda de las soluciones óptimas. La elección de un algoritmo u otro dependerá de la naturaleza del problema a abordar.

En aquellos casos que la función objetivo es una función continua, derivable y tiene una expresión matemática es conocida, entonces, se puede usar los criterios de la primera derivada y segunda derivada para buscar todos los máximos y mínimos de la función de coste [162]. Este supuesto casi nunca se cumple, por lo que es necesario el uso de diferentes métodos para alcanzar los puntos mínimos o máximos dependiendo si se intenta minimizar o maximizar las funciones de coste.

Dentro de los problemas de optimización matemática está el método de programación lineal. Si un problema es posible definirlo mediante una relación matemática lineal entre las variables con las funciones de las ecuaciones (4.1), (4.2), (4.3) y (4.4), es un problema de programación lineal. Un algoritmo bien conocido para la resolución de este tipo de problemas es el algoritmo Simplex [163].

Otro algoritmo de optimización es la búsqueda exhaustiva o por fuerza bruta. Este algoritmo consiste en evaluar en las funciones de coste,  $F_i(x)$ , todos los posibles valores del vector de variables de decisión,  $x \in X$ . La ventaja de este método es que se asegura la obtención de las mejores soluciones al probar todas las combinaciones posibles. La desventaja reside en que en la mayoría de problemas, el tiempo necesario para evaluar de todas las posibles soluciones es elevado y no es posible obtener una solución en un tiempo razonable [156]. En algunos casos, el algoritmo de búsqueda por fuerza bruta se usa para realizar una búsqueda local del conjunto de variables de decisión vecinas [164]. De este modo es menor el conjunto de variables de decisión a evaluar por las funciones de coste y es posible realizarlo en un tiempo moderado.

Debido a que la función objetivo no siempre tiene forma de función continua, derivable y tiene una expresión matemática es conocida, ni tampoco se puede expresar como una relación matemática lineal entre las variables, ni es viable evaluar todas las posibles soluciones posibles. Por ello, aparecen algoritmos que intentan realizar una búsqueda inteligente de soluciones como es el caso de los algoritmos metaheurísticos que se muestran en el siguiente punto.

#### 4.1.4.1 Algoritmos metaheurísticos

El término de algoritmos metaheurístico es una tendencia reciente a denominar a aquellos algoritmos inspirados en la naturaleza o bioinspirados que tratan de buscar las mejores soluciones a un problema de optimización donde no existe una heurística específica para resolverlo [165].

Aunque existen una gran multitud de variedades de algoritmos metaheurísticos, existen dos componentes clave de cualquier algoritmo metaheurístico: la intensificación y la diversificación [166].

Por un lado, la explotación o intensificación es una búsqueda local de soluciones, de modo que se explora las soluciones entorno a una vecindad para encontrar la mejor dentro de esa zona del espacio flexible de soluciones.

Por otro lado, la exploración o diversificación es una búsqueda por todo espacio flexible de soluciones,  $Z$ , con el objetivo de buscar variabilidad en las soluciones candidatas y evitar atascarse en mínimos locales.

Dentro del conjunto de los algoritmos de optimización metaheurísticos basados en la inteligencia de enjambres los más usados son Ant Algorithms, Bee Algorithms, Bat Algorithm [167, 168], Particle Swarm Optimization [169], Firefly Algorithm [170], Cuckoo Search [171], Harmony Search [172]. El siguiente punto se centra en la explicación del algoritmo "Particle Swarn Optimization".

#### 4.1.5 Particle Swarn Optimization (PSO)

Particle Swarn Optimization (PSO) es un algoritmo metaheurístico propuesto originariamente por Kennedy and Eberhart en 1995 [169]. Este algoritmo está inspirado en el comportamiento colectivo, actuando como un solo sujeto para moverse sin un líder claro que guie el conjunto. Existen comportamientos de este tipo en la naturaleza como en las manadas de animales, en los enjambres de insectos, en cardúmenes o bancos de peces, bandada o parvada de aves, etc.

El método computacional PSO optimiza iterativamente mediante la propuesta de nuevas soluciones basadas en la información de los resultados anteriores de cada partícula y las experiencias de la partícula vecina. La implementación matemática de PSO se describe debajo.

##### 4.1.5.1 Características de las partículas

En el algoritmo PSO, los animales, individuos o entes son llamados partículas. El conjunto de todas las partículas es llamado enjambre ("swarm"). El enjambre de  $N$  partículas se define matemáticamente como:

$$S = \{x_1, \dots, x_N\} \quad (4.10)$$

Donde  $S$  es el enjambre,  $x_i$  es la partícula  $i \in \{1, 2, \dots, N\}$ .

#### 4.1.5.1.1 Posición

Cada partícula es una solución candidata que guarda los valores de las variables de operación con la posición en un espacio de  $n$  dimensiones. La posición de cada partícula es definida en cada instante de tiempo  $t$ , donde  $t$  suele tomar valores enteros  $t \in \{1, 2, \dots, T\}$ , se define matemáticamente como:

$$x_i(t) = (x_{i,1}(t), \dots, x_{i,n}(t))^T \quad (4.11)$$

Donde  $x_i(t)$  es la partícula  $i$  en el instante  $t$ ,  $x_{i,j}(t)$  es la posición de la partícula  $i$  en la dimensión  $j \in \{1, 2, \dots, n\}$  en el instante  $t$ .

#### 4.1.5.1.2 Velocidad

Una partícula  $i$  se mueve de un punto  $x_i(t)$  a otro  $x_i(t+1)$  con una velocidad  $v_i(t)$ . El vector de velocidades para cada partícula  $i \in \{1, 2, \dots, N\}$  y para cada instante  $t \in \{1, \dots, T\}$  se denota matemáticamente como:

$$v_i(t) = (v_{1,i}(t), \dots, v_{n,i}(t))^T \quad (4.12)$$

Donde  $v_i(t)$  es el vector de velocidades de la partícula  $i$  en el instante  $t$ ,  $v_{i,j}(t)$  es el valor de la velocidad de la partícula  $i \in \{1, 2, \dots, N\}$  en la dirección  $j \in \{1, 2, \dots, n\}$  en el instante  $t \in \{1, \dots, T\}$ .

#### 4.1.5.1.3 Memoria

El Algoritmo PSO tiene un componente de memoria, cada partícula  $x_i$  donde  $i \in \{1, 2, \dots, N\}$  y para cada dimensión  $j \in \{1, 2, \dots, m\}$  guarda la mejor posición encontrada desde instante  $t = 0$  hasta el instante  $t = T$ , matemáticamente se expresa como:

$$P_{pbest_{i,j}}(t) = \arg \min_{t \in [0, T]} F_j(x_i(t)) \quad (4.13)$$

Donde  $P_{pbest_{i,j}}(t)$  es el vector de la mejor posición visitada por la partícula  $i$  en la dirección  $j$  en el intervalo  $t \in [0, T]$ .

#### 4.1.5.1.4 Componente social

El PSO tiene un componente social que consiste en compartir la mejor posición visitada. En el caso general, esta información se comparte globalmente con todas las partículas, se llama "Global PSO model" (G PSO) [173] y matemáticamente se denota como:

$$P_{gbest_j}(t) = \arg \min_{i \in \{1, 2, \dots, N\}} P_{pbest_{i,j}}(t) \quad (4.14)$$

Donde  $P_{gbest_j}(t)$  es la mejor posición encontrada en la dimensión  $j$  por las  $N$  partículas hasta el instante  $t$ .

Existen variantes en la que la mejor posición es compartida únicamente por las partículas cercanas, este tipo de modelos se llaman "Local version PSO model" (L PSO) [173]. Dentro de esta topología existen topologías estáticas y dinámicas.

Por un lado, las topologías dinámicas suelen definirse mediante un número de partículas vecinas con las que compartir la mejor posición [174] o mediante un radio de alcance con las que compartir la mejor

posición o con la idea de una topología basada en nichos [175] [160]. Esta característica se define matemáticamente para cada partícula como:

$$NB_{k,i} = \begin{cases} 0 & \rightarrow \notin NB_k \\ 1 & \rightarrow \in NB_k \end{cases} \text{ para } k = 1, \dots, n_{NB}. \quad (4.15)$$

Donde  $n_{NB}$  es el número de vecindades,  $NB_k$  representa el conjunto de partículas de la vecindad  $k \in \{1, \dots, n_{NB}\}$  y  $NB_{k,i}$  es una variable booleana que indica con un 1 que la partícula  $i \in \{1, 2, \dots, N\}$  pertenece a la vecindad  $k \in \{1, 2, \dots, n_{NB}\}$  y con un 0 lo contrario.

Por otro lado, dentro de las topologías estáticas de vecindad se encuentran el concepto de tribus [173]. En las tribus las partículas tienen la propiedad de ser o no informante de otra partícula. Se define el concepto de partícula informante como: Una partícula  $x_i$  es informante de otra  $x_j$  cuando la partícula  $x_i$  comparte la información con  $x_j$  [176]. Se denota matemáticamente como:

$$inf_{i,j} = \begin{cases} 0 & \rightarrow x_i \text{ y } x_j \text{ comparten} \\ 1 & \rightarrow x_i \text{ y } x_j \text{ No comparten} \end{cases} \text{ para } i = 1, \dots, n_{NB}. \quad (4.16)$$

Donde  $inf_{i,j}$  es una variable booleana que indica con un 1 que la partícula  $i$  comparte la información con la partícula  $j$  y con un 0 lo contrario.

GPSO tiene una convergencia más rápida y una probabilidad más alta de ser atrapado en un mínimo local que LPSO [177].

#### 4.1.5.2 Simulación evolución

La evolución del algoritmo clásico del PSO se puede representar mediante el diagrama de bloques de la Figura 4.7.

Una explicación más detallada de la actualización de la velocidad y de la posición de las partículas se muestra en los siguientes puntos, así como, la explicación de casos especiales.

##### 4.1.5.2.1 Actualización de la velocidad

La velocidad de cada partícula es actualizada en cada iteración. Para el caso general de PSO la siguiente ecuación calcula velocidad de cada partícula para cada dimensión [179], como:

$$v_{i,j}(t+1) = w_i(t) \cdot v_{i,j}(t) + c_1 \cdot r_1 \cdot (P_{pbest_i}(t) - x_{i,j}(t)) + c_2 \cdot r_2 \cdot (P_{gbest_j}(t) - x_{i,j}(t)) \quad (4.17)$$

Donde  $w_i(t)$  es la inercia de la partícula  $i$  en el instante  $t$ ,  $c_1$  es el parámetro cognitivo,  $c_2$  es el parámetro social,  $r_1$  y  $r_2$  son variables aleatorias que se generan en cada iteración.

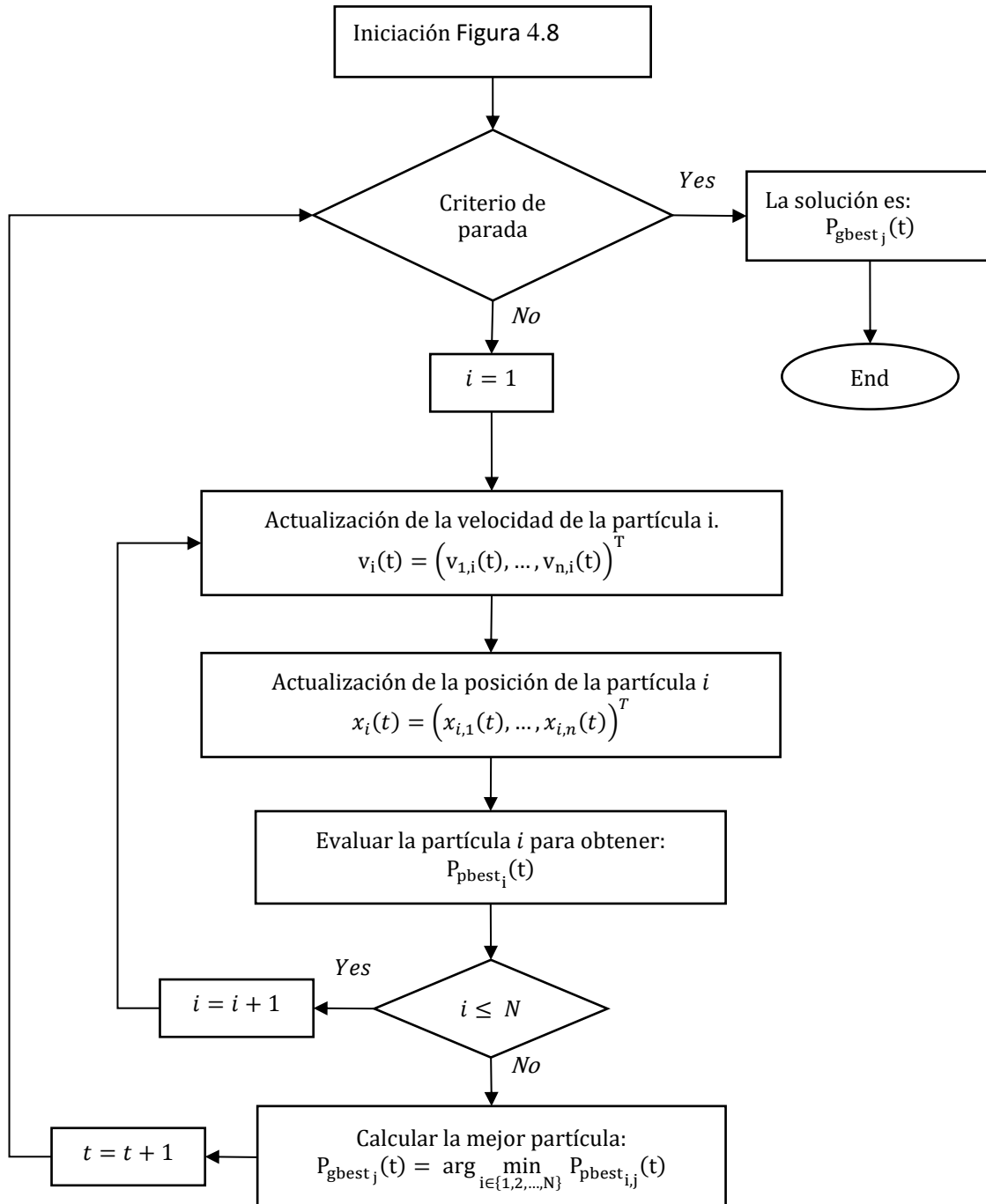


Figura 4.7: Esquema de evolución del algoritmo PSO .[178].

Una variación de la ecuación (4.17), mediante el uso de dos parámetros más, basado en el concepto de la auto-percepción de las direcciones de búsqueda [180]. Se basa en la idea de que una partícula continúa su trayectoria sin la influencia del conocimiento social y sin la memoria propia debido a una auto-percepción de que su dirección de búsqueda es la mejor. Esto reduce el riesgo de que las partículas encuentren un óptimo local. Matemáticamente se describe como:

$$v_{i,j}(t+1) = w_i(t) \cdot v_{i,j}(t) + c_1 \cdot r_1 \cdot Pse_{i,j} \cdot (P_{pbest_i} - x_{i,j}(t)) + c_2 \cdot r_2 \cdot Pso_{i,j} \cdot (P_{gbest_j}(t) - x_{i,j}(t)) \quad (4.18)$$

Donde  $Pse_{i,j}$  es el parámetro de auto-percepción (self-cognition) de la partícula  $i \in \{1, 2, \dots, N\}$  en la dirección  $j \in \{1, 2, \dots, n\}$  se calcula como:

$$Pse_{i,j} \begin{cases} 0, & \text{para la mejor partícula} \\ 1, & \text{en otro caso.} \end{cases} \quad (4.19)$$

Y  $Pso_{i,j}$  es la percepción de la cognición social de la partícula  $i \in \{1,2, \dots, N\}$  en la dirección  $j \in \{1,2, \dots, n\}$  y se calcula como:

$$Pso_{i,j} \begin{cases} 0, & \text{para la mejor partícula} \\ \gamma, & \text{en otro caso.} \end{cases} \quad (4.20)$$

Donde  $\gamma$  es el valor umbral de confianza entre 0 y 1.

#### 4.1.5.2.2 Actualización de la posición

La posición de cada partícula es actualizada en cada iteración. La siguiente ecuación se muestra el caso general como:

$$x_{i,j}(t + 1) = x_{i,j}(t) + v_{i,j}(t + 1) \quad (4.21)$$

Donde  $x_{i,j}(t + 1)$  es la posición de la partícula  $i$  en la dimensión  $j$  en el siguiente instante de tiempo.

Una hibridación con el algoritmo Simulated Annealing usando el concepto de disminuir la temperatura según avanzan las iteraciones para aceptar o no la nueva posición de la partícula en función de si se cumple la siguiente ecuación:

$$e^{(\Delta f/T)} > rand(0,1) \quad (4.22)$$

Donde  $T$  es la temperatura en la iteración  $t$ ,  $r$  es una variable aleatoria generada en cada iteración,  $\Delta f$  es la diferencia entre el valor de la función objetivo entre la iteración  $(t + 1)$  y  $t$ . Más detalle aquí [125].

Una variación de la ecuación (4.21) basada en la búsqueda local caótica (Chaotic Local Search) donde no es necesario calcular la velocidad para calcular la siguiente posición sino que se basa en la posición en el instante anterior [181]. Matemáticamente se define como:

$$x_{i,j}(t + 1) = \mu_j \cdot x_{i,j}(t) \cdot (1 - x_{i,j}(t)) \quad (4.23)$$

Donde  $\mu_j$  es parametro de control de la búsqueda caótica local. Para presentar una comportamiento caótico, cuando  $x_{i,j} \in [0,1]$  se define los valores de  $\mu_j = 4$  y  $x_{i,j}(0) \neq \{0,0.25,0.5,0.75,1\}$  según [182].

Para mantener la diversidad y evitar que el PSO alcance óptimos locales, diversas estrategias se han propuesto, entre ellas se propone unas fuerzas de repulsión entre partículas para evitar la colisión entre ellas [183].

#### 4.1.5.2.3 Casos especiales

“Unified Particle Swarm Optimization” (UPSO) es un caso especial que combina la exploración y la explotación del espacio flexible de soluciones en las variantes del locales y globales del algoritmo PSO[184]. La actualización de la velocidad se define a partir de dos ecuaciones: una ecuación influenciada por la parte social global y otra influenciada por la parte social local. La parte global de la velocidad se define como:



$$\begin{aligned} G_{i,j}(t+1) &= w_i(t) \cdot v_{i,j}(t) \\ &+ c_1 \cdot r_1 \cdot (P_{pbest_i}(t) - x_{i,j}(t)) + c_2 \cdot r_2 \cdot (P_{gbest_j}(t) - x_{i,j}(t)) \end{aligned} \quad (4.24)$$

Donde  $G_{i,j}$  es la componente global de la velocidad de la partícula  $i \in \{1,2, \dots, N\}$  en la dirección  $j \in \{1,2, \dots, n\}$ . Por otra parte, la componente social local de la velocidad se define como:

$$\begin{aligned} \mathcal{L}_{i,j}(t+1) &= w_i(t) \cdot v_{i,j}(t) \\ &+ c_1 \cdot r_3 \cdot (P_{pbest_i}(t) - x_{i,j}(t)) + c_2 \cdot r_4 \cdot (P_{gbestNeighbor_j}(t) - x_{i,j}(t)) \end{aligned} \quad (4.25)$$

Donde  $r_3$  y  $r_4$  son variables aleatorias que se generan en cada iteración y  $\mathcal{L}_{i,j}$  es la componente local de la velocidad de la partícula  $i \in \{1,2, \dots, N\}$  en la dirección  $j \in \{1,2, \dots, n\}$ . La velocidad de la partícula  $i$  en la dirección  $j$  se define como:

$$v_{i,j}(t+1) = \mu_j \cdot G_{i,j}(t+1) + (1 - \mu_j) \cdot \mathcal{L}_{i,j}(t+1) \quad (4.26)$$

Donde  $\mu_j \in [0,1]$  es un nuevo parámetro llamado “unification factor”. Este parámetro controla la influencia Global Vs Local de la velocidad de la partícula en cada iteración. El resto de los parámetros se calculan como en el caso general de PSO. Es el caso de la posición de la partícula  $i$  en la dirección  $j$  que se define usando la ecuación (4.21).

Los valores  $\mu_j = 0$  y  $\mu_j = 1$  corresponden con las variantes de PSO globales y locales respectivamente, mientras que todos los valores intermedios de  $\mu_j \in [0,1]$  definen variantes del algoritmo UPSO que combinan las propiedades de exploración y explotación [184].

### 4.1.5.3 Parámetros PSO

Para cada problema al que se aplican los algoritmos PSO existen una serie de parámetros que deben ajustarse [185] [186]. Este proceso de ajuste es muy particular de cada caso debido a que lo que en un problema es óptimo en otro resulta un fracaso. No obstante, existen una serie de directrices que ayudan a ajustar estos parámetros [177]. En [187], se muestra un análisis de los parámetros del PSO usando la técnica estadística de diseño experimental.

Los parámetros que se muestran son: el número de partículas, las condiciones de parada, los límites de las posiciones de las partículas, la velocidad máxima, los pesos inerciales, los parámetros sociales, los parámetros cognitivos y las condiciones iniciales [188]. Estos parámetros se explican a continuación.

#### 4.1.5.3.1 Número de partículas

**El número de partículas (N)** influye en el tiempo de cálculo computacional. Por un lado, un mayor número de partículas permite explorar un mayor rango del espacio de búsqueda, pero tiende a una convergencia más lenta de la solución óptima. Por otro lado, un número reducido de partículas logra una conversión más rápida a la vez que usa menos recursos computacionales, pero las soluciones encontradas no son tan buenas como las obtenidas usando un mayor número de partículas.

Fijar un número óptimo de partículas para todos los problemas de optimización es imposible, ya que no existe un número óptimo, sino que depende la naturaleza del problema y el valor asignado al resto de parámetros. En [189] y [190] se propone un tamaño de la población de 40 partículas y se recomienda entre 20 y 100 partículas. En [191] el número de partículas que se usan son 50, mientras que en [192], el

número de partículas usadas son 20. En [193], se concluye que el número óptimo de partículas usadas en la mayoría de problemas es alrededor de 24.

#### 4.1.5.3.2 Peso Inercial

El peso inercial o “Inertia Weight”  $w_i(t)$  es un parámetro que se aplica a cada partícula en la ecuación (4.17) y cuya función es ejercer una cierta resistencia a cambiar de velocidad y dirección. Normalmente, el rango de valores que puede tomar es  $[0,1]$ . Asignar un valor elevado de un peso inercial provoca una mayor resistencia al cambio de dirección y velocidad. Mientras que un valor pequeño del peso inercial facilita el cambio de dirección y velocidad [190]. Como referencia en [191] se usa el parámetro constante  $w=0.9$ .

El valor del peso inercial puede variar a lo largo de las iteraciones. Una estrategia consiste en asignar en las primeras iteraciones un valor del peso inercial elevado para una mejor exploración del espacio flexible de soluciones, mientras que, en las últimas iteraciones asignar un valor del peso inercial cercano a cero para una mejor explotación (búsqueda local). En la siguiente ecuación se muestra una disminución lineal del valor del peso inercial [8], como:

$$w(t) = w_{up} - (w_{up} - w_{low}) \cdot \frac{t}{T} \tag{4.27}$$

Donde  $w_{up}$  es el valor máximo del peso inercial,  $w_{low}$  es el valor mínimo del peso inercial,  $T$  es el número máximo de iteraciones y  $t$  es la iteración en la que se encuentra. Existen otras estrategias entorno a la asignación del peso inercial como una función coseno para calcular el valor de la inercia en función de los parámetros  $w_{up}$  y  $w_{low}$  [194]. Otra estrategia basada en aumentar la inercia de la mejor partícula y disminuir la inercia del resto [180].

#### 4.1.5.3.3 Parámetro cognitivo

El parámetro cognitivo,  $c_1$ , se usa en la ecuación (4.17) y está relacionado con la influencia de la mejor posición conocida por la propia partícula. En las primeras versiones del algoritmo PSO se llamaba constante de aceleración. Un mayor valor del parámetro cognitivo se relaciona con una mayor atracción hacia las mejores posiciones alcanzadas por la propia partícula, mientras que, un valor más pequeño del parámetro cognitivo provoca una menor influencia de la mejor posición alcanzada por la propia partícula.

Por un lado, este parámetro cognitivo puede asignarse constante y único para todas las partículas como en [179] que se propone un valor constante  $c_1 \in [1.49, 2]$  o en [192] que se usa un valor  $c_1 = 2.05$  y en [191] el valor usado es 0.5.

Por otro lado, el parámetro cognitivo,  $c_1$ , puede adaptarse a cada partícula y ser variable a lo largo de las iteraciones, este concepto es propio de PSO adaptativos [195]. El uso adaptativo de los parámetros cognitivos y social se propone en [196], donde se propone un algoritmo PSO adaptativo con 4 regiones. La primera se llama “Jump-out” cuando una partícula entra en una región con una métrica muy baja, exploración, explotación y convergencia. La segunda región para explorar tantos óptimos como sea posible y alcanzar la mejor posición histórica. La tercera de explotación alrededor de la mejor posición de cada partícula y por último la cuarta de convergencia para encontrar el óptimo global. Los parámetros que usa se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 4.1: Valores de los parámetro social y Parámetro cognitivo usados en [196] para un PSO adaptativo.

Región	$c_1$	$c_2$
--------	-------	-------

<i>Jump – out</i>	–0.1	+0.1
<i>Exploración</i>	+0.1	–0.1
<i>Explotación</i>	+0.05	–0.05
<i>Convergencia</i>	–0.05	+0.05

#### 4.1.5.3.4 Parámetro social

El parámetro social,  $c_2$ , se relaciona con la influencia de la mejor posición encontrada por el conjunto de partículas. Este parámetro indica la mayor o menor atracción del conjunto de partículas hacia la mejor posición global. Desde el punto de vista filosófico, el intercambio social de información entre las partículas dentro de un enjambre proporciona una ventaja evolutiva.

Altos valores de  $c_1$  y  $c_2$  favorecen una mejor exploración del espacio flexible de soluciones proporcionando nuevos puntos en regiones relativamente distantes. Por otro lado, si se usan valores pequeños de  $c_1$  y  $c_2$  con la condición de que  $c_1 > c_2$ , se realiza una búsqueda local alrededor de las mejores posiciones alcanzadas previamente.

El parámetro social, puede asignarse constante y único para todas las partículas como en [179] que se propone un valor constante  $c_2 \in [1.49, 2]$  o en [192] que se usa un valor  $c_2 = 2.05$  y en [191] el valor usado es  $c_2 = 1.5$ .

Por otro lado, el parámetro social puede adaptarse a cada partícula y ser variable a lo largo de las iteraciones, este concepto es propio de PSO adaptativos [195] según la Tabla 4.1.

#### 4.1.5.3.5 Números aleatorios

Los números aleatorios,  $r_1$  y  $r_2$  representan valores aleatorios entre  $[0, 1]$ . Para cada iteración,  $t \in T$ , y para cada dimensión,  $j \in \{1, 2, \dots, n\}$ , se generan nuevos números aleatorios [192] [197].

Existen tres categorías principales para la generación de números aleatorios [198]:

**True random number generators (TRNGs)** que proporcionan números verdaderamente aleatorios con ayuda de hardware y eventos físicos como ruido térmico en los semiconductores.

**Generadores de números cuasi-aleatorios (QRNGs)** que combinan secuencias Pseudo-aleatorias con restricciones en base a discrepancias.

**Números pseudoaleatorios (PRNGs)** generados por medio de algoritmos deterministas.

En [199], se analizan 13 tipos de generadores de números aleatorios uniformemente distribuidos aplicados al algoritmo PSO, concluyéndose que no existe gran diferencia en los resultados obtenidos por el algoritmo PSO y que el computacionalmente el más eficiente es el algoritmo Mersenne Twister [200].

#### 4.1.5.4 Inicialización

La inicialización de las partículas se produce al comienzo del algoritmo PSO y en el momento en que se crea una nueva partícula. Los parámetros de inicialización de cada partícula son la posición y la velocidad. En la Figura 4.8 se muestra un esquema de la inicialización de los parámetros más importantes.

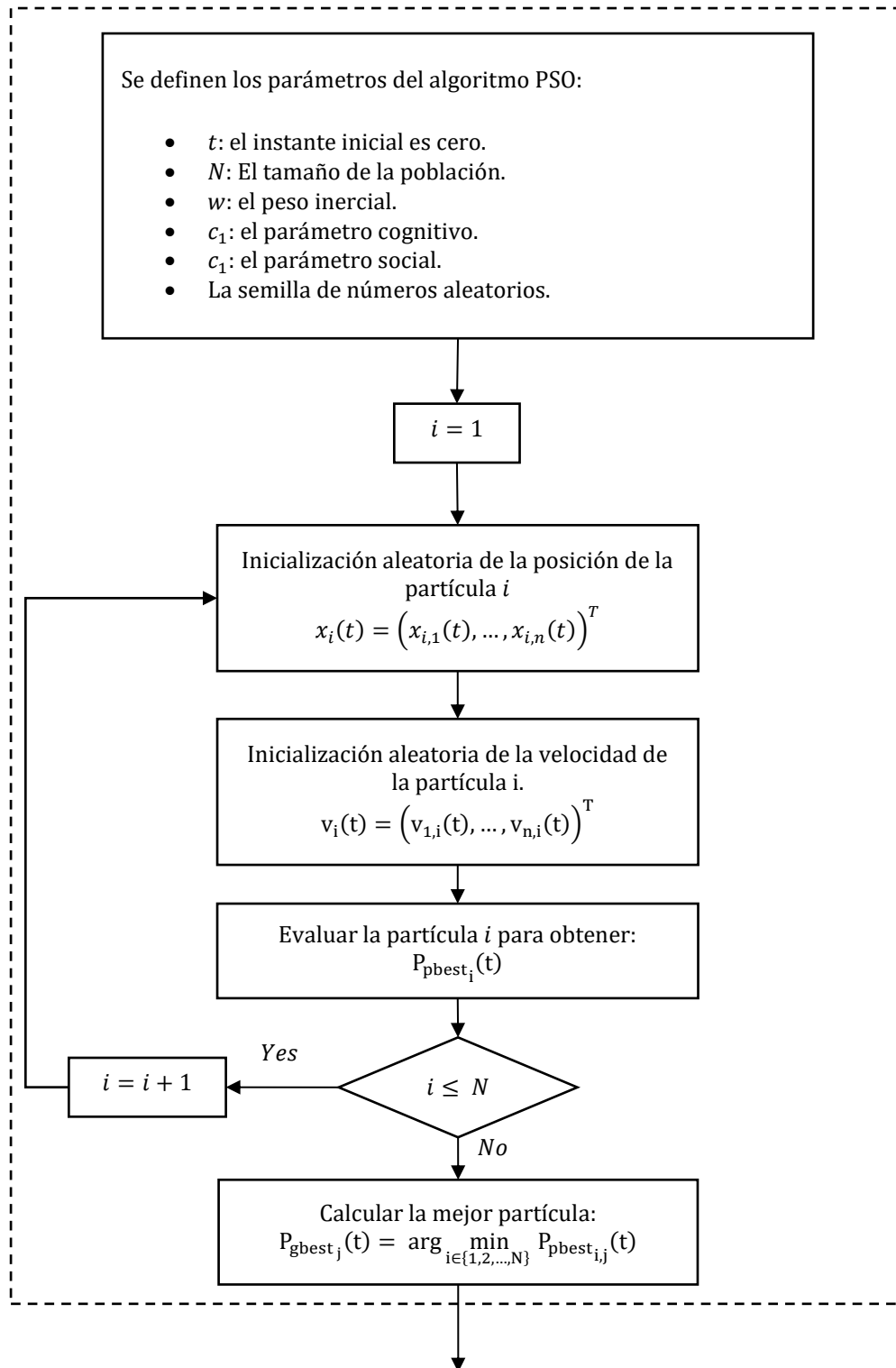


Figura 4.8: Esquema de iniciación del algoritmo PSO.[178].

El uso de técnicas de machine learning pueden ayudar a iniciar la población mediante la adquisición de información útil a partir de experiencias con un enfoque de inicialización basado en casos [201].

#### 4.1.5.4.1 Inicialización posición

La inicialización de posición de las partículas se realiza dentro del espacio de búsqueda flexible. Para el caso de variables continuas, las posiciones de las partículas se inicializan entre los valores mínimo y máximo para evitar soluciones no válidas en la primera iteración.

$$x_{i,j} = x_{min_j} + r_3 \cdot (x_{max_j} - x_{min_j}) \quad (4.28)$$

Donde  $r_3$  es un número aleatorio entre  $[0, 1]$ ,  $x_{min_j}$  es el valor mínimo en la dimensión  $j \in \{1, 2, \dots, n\}$  y  $x_{max_j}$  es el valor máximo en la dimensión  $j \in \{1, 2, \dots, n\}$ . Para el caso de variables discretas se inicializan en uno de los valores posibles.

#### 4.1.5.4.2 Inicialización de la velocidad

Una estrategia para la inicializar la velocidad inicial de las partículas es fijar el valor a cero en el instante inicial. Otra estrategia es inicializar aleatoriamente la velocidad entre un valor máximo y un mínimo como:

$$v_{i,j} = v_{min_j} + r_4 \cdot (v_{max_j} - v_{min_j}) \quad (4.29)$$

Donde  $r_4$  es un número aleatorio entre  $[0, 1]$ ,  $v_{min_j}$  es el valor mínimo de la velocidad en la dimensión  $j \in \{1, 2, \dots, n\}$  y  $v_{max_j}$  es el valor máximo en la dimensión  $j \in \{1, 2, \dots, n\}$ .

#### 4.1.5.5 Restricciones

En el proceso de evolución de las partículas se fijan unas restricciones en la posición que pueden ocupar y en la velocidad en la que se pueden mover. Por un lado, la limitación de posición de las partículas se corresponde con las restricciones en los problemas de optimización de las ecuaciones (4.3) y (4.4). En el punto 4.1.5.5.1 se muestran algunas técnicas de restricción de la posición de las partículas.

Por otro lado, las limitaciones en la velocidad de las partículas pueden ser entendidas como la resolución mínima alcanzable y la máxima exploración en cada paso. En el punto 4.1.5.5.2 se muestran algunas técnicas para la restricción de velocidad de las partículas.

##### 4.1.5.5.1 Posición

Aunque la posición inicial de las partículas cumple con todas las restricciones y se encuentra dentro del espacio de búsqueda, a lo largo de las iteraciones la posición cambia y puede no cumplir con todas las restricciones. Cuando una partícula no cumple con todas las restricciones existen diferentes estrategias.

Una estrategia muy común es penalizar la función de coste. La primera vez que se propuso el uso de funciones de penalización fue en 1940 [202]. De un modo general, la función de penalización se puede expresar matemáticamente, así:

$$Fp_i(x) = F_i(x) + P_i(x) \quad (4.30)$$

Donde  $Fp_i(x)$  es la función de penalización en la dimensión  $j$  y  $P_i(x)$  es el término penalización. Dependiendo el lugar del espacio de flexible de soluciones, se aplican diferentes estrategias al término de penalización, se pueden clasificar en: Parciales (aplicada dentro del espacio flexible de soluciones

sobretudo cerca de los límites), Globales (aplicada en todo el espacio inflexible de soluciones) y Método barrera (No se considera soluciones fuera del espacio flexible de soluciones) [203].

Dependiendo del valor asignado a la penalización se pueden clasificar en: “Death Penalty”, “Dynamic Penalty” o “Annealing Penalty” [204]. “Death Penalty” es el método de enfoque más básico y popular, simplemente rechaza todas las soluciones no factibles. “Dynamic Penalty” consiste en aumentar gradualmente el valor de la penalización a medida que las iteraciones avanzan [205]. “Annealing Penalty” está basado en la idea del simulated annealing, el término de penalización se incrementa a lo largo del tiempo [206].

Existen diversas estrategias para las partículas que se posicionan fuera del espacio de búsqueda. Una estrategia simple es posicionar a la partícula en el límite de la restricción que no cumple, otra estrategia es eliminar la partícula y crear una nueva dentro del espacio de búsqueda esta última estrategia se denomina “multistart” [195]. El problema de la técnica “multistart” reside en que la nueva partícula creada puede ser peor que la anterior.

#### 4.1.5.5.2 Velocidad

Los valores máximos y mínimos de la velocidad de cada partícula deben limitarse para evitar que entre un instante y el siguiente la posición de las partículas varíe en exceso o sea menor que la resolución de las variables de operación.

Por un lado el aumento incontrolado de la velocidad debido a divergencias dentro del enjambre llamado “swarm explosión effect” [195], expresado con la siguiente ecuación:

$$|v_{i,j}(t + 1)| \leq v_{max_j} \quad (4.31)$$

Donde  $v_{max_j}$  es el umbral máximo de la velocidad de una partícula en la dirección  $j$  donde normalmente toma valores mayores de cero  $v_{max_j} > 0$ . Para fijar un valor  $v_{max_j}$  se suele hacer uso de la siguiente ecuación [195], como,

$$v_{max_j} = \frac{x_{max_j} - x_{min_j}}{k} \quad (4.32)$$

Donde  $k$  es un parámetro que normalmente se fija en 2 [195].

Por otro lado, se puede limitar la velocidad mínima para obligar a moverse a las partículas un mínimo, marcado por la resolución de las variables de operación. Esta limitación se expresa mediante la siguiente ecuación, como:

$$v_{min_j} \leq |v_{i,j}(t + 1)| \quad (4.33)$$

#### 4.1.5.6 Criterios de parada o Condición de terminación

La condición de finalización del algoritmo de PSO se puede definir mediante la aplicación de diferentes criterios [207]. Los criterios de parada más comunes se exponen en los siguientes ítems:

**Criterio de referencia:** conocida la métrica de la función de coste a alcanzar, en el momento que es alcanzada por un porcentaje de la población el algoritmo termina.

**Criterio basado en el agotamiento:** El algoritmo termina cuando un número de iteraciones es alcanzado  $t = T$ . En [191] el número de iteraciones es 50. En [192] el número de iteraciones es 5000.

**Criterio basado en la mejora:** Si las mejoras en la métrica que se producen entre una iteración y otra son nulas o no llegan a un umbral, el algoritmo se detiene. La métrica puede ser el mejor valor alcanzado de la función de coste o el valor medio de la población o de la vecindad o Tribu.

**Criterio basado en el movimiento:** El movimiento de la población respecto a sus posiciones es menor que un umbral. Pudiéndose aplicar a cada partícula o a la población en su conjunto mediante la media y la desviación típica.

**Criterio basado en la distribución:** Normalmente todas las partículas convergen hacia un óptimo. Si la distancia de todas las partículas a la partícula líder es menor que un umbral, el algoritmo se detiene. Igualmente, el criterio anterior, se puede aplicar a cada partícula o a la población en su conjunto mediante la media y la desviación típica.

Los criterios anteriormente expuestos pueden combinarse de modo que el que primer criterio que se cumpla provoque la detención del algoritmo.

#### 4.1.6 Hibridación y uso de Operadores

Existen trabajos en los que se ha hibridado el algoritmo PSO con otros algoritmos metaheurísticos [208]. Los algoritmos genéticos (GA) son algoritmos metaheurísticos basados en la selección natural y en la genética. [209] [210] [211]. GA y PSO se pueden hibridar mediante el uso de los operadores de GA, tiene la ventaja de mejorar la problemática de convergencia en mínimos locales y la desventaja de ser más complicada su implementación computacional [212]. Existen trabajos de hibridación como el propuesto en [213], en el que se integra la velocidad y las reglas de actualización de la posición del PSO con selección cruzamiento y mutación de GA.

En los siguientes puntos se muestra los operadores usados de modo híbrido entre el algoritmo PSO y GA.

##### 4.1.6.1 Operadores de selección

Los operadores de selección usados en los algoritmos genéticos se pueden aplicar a los algoritmos de optimización PSO [213]. En la Figura 4.9 se muestra un esquema general de uso del operador de selección dentro del algoritmo PSO.

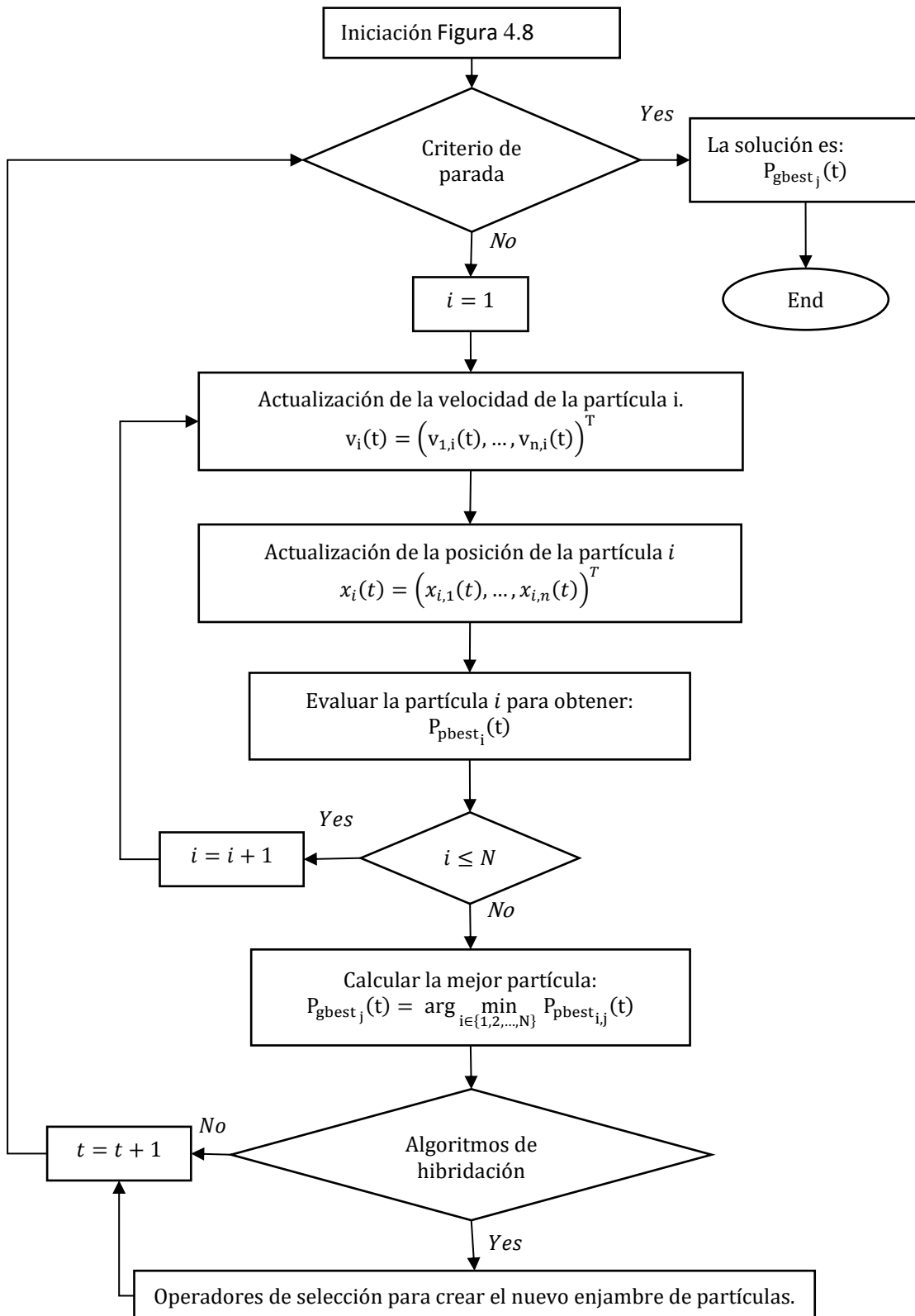


Figura 4.9: Esquema de evolución del algoritmo PSO con operadores de selección y cruzamiento.[178].



#### 4.1.6.1.1 Selección por ruleta

Un método de selección es el roulette-wheel selection [214] o también llamado Fitness Proportionate Selection [156]. Este método se basa en la selección de partículas de un modo proporcional al valor de su función de coste [181], matemáticamente se expresa como:

$$p_{i,j} = \frac{F_{i,j}}{\sum_{k=1}^N F_{i,k}} \quad (4.34)$$

Donde  $p_{i,j}$  es la probabilidad de seleccionar la partícula  $i$  teniendo en cuenta la función de coste  $j$ ,  $F_{i,j}$  es la función de coste  $j$  de la partícula  $i$ . En la siguiente figura se observa de un modo gráfico la razón por la cual este método se llama selección por ruleta o "roulette-wheel selection".

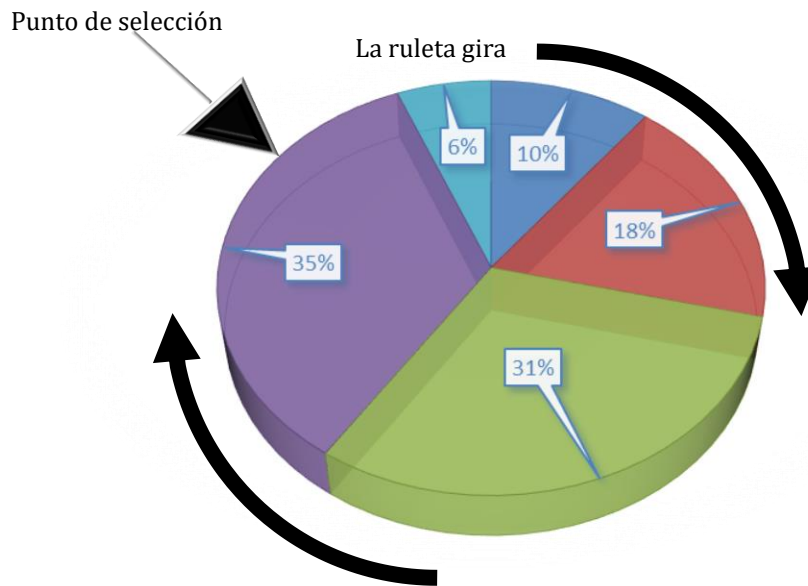


Figura 4.10: selección por ruleta.

En la bibliografía han aparecido algunas variaciones basadas en esta técnica, por ejemplo, usando el método simple de ruleta se seleccionan las partículas con mayor métrica y se les aplica una búsqueda caótica [215].

#### 4.1.6.1.2 Selección por torneo

Otro método de selección es "tournament selection" o selección por torneo, el método consiste en seleccionar un número de partículas aleatoriamente y seleccionar la partícula con mejor métrica, repitiendo el proceso  $m$  veces. [216].

Normalmente, la comparación de las métricas se realiza entre dos partículas y el proceso se repite sin remplazamiento, es decir, las partículas seleccionadas pueden volver a ser seleccionadas. Una ventaja de este método de selección es que para un pequeño número de iteraciones tiene una convergencia más rápida que el roulette-wheel selection [217], por el contrario, es necesario realizar la tarea de comparar las métricas de las partículas. Para comparar las funciones de coste en los problemas multiobjetivo se hace uso de la distancia euclídea [178].

#### 4.1.6.1.3 Selección estocástica

La selección estocástica se basa en dar una probabilidad igual de selección a todas las partículas [181] matemáticamente se expresa como:

$$p_i = \frac{1}{N} \tag{4.35}$$

Donde  $p_i$  es la probabilidad de seleccionar la partícula  $i$  y  $N$  es el número de partículas. De modo gráfico se puede representar como se observa en la siguiente figura en la que  $N = 5$ .

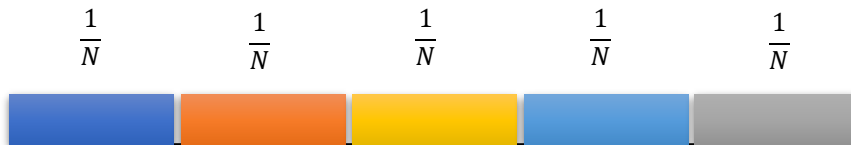


Figura 4.11: selección estocástica donde  $N=5$  donde todas las partículas tienen la misma probabilidad.

Existe también selección estocástica por torneo, se basa en asignar probabilidades de selección a cada partícula en función del rango que ocupan en base a su métrica [190]. Se expresa matemáticamente como:

$$r < p \cdot (1 - p)^n$$

Donde  $n$  es el rango o posición que ocupa cada partícula,  $r$  es un número aleatorio  $\in [0,1]$  y  $p$  es la probabilidad de selección. Por lo tanto, el mejor individuo tiene una probabilidad de selección,  $p$ , el segundo mejor,  $p \cdot (1 - p)$ , la tercera mejor,  $p \cdot (1 - p)^2$ , etc.

#### 4.1.6.1.4 Selección por ranking

El objetivo del operador de selección es buscar las peores partículas para reemplazarlas por mejores sin perder la variabilidad. En la selección por rango lineal se ordenan las  $N$  partículas en función de su métrica. Se asigna a la partícula con mejor rango el valor  $N$ , a la segunda mejor  $N - 1$  y así sucesivamente hasta llegar a la partícula con peor rango con valor 1 [218] [218].

#### 4.1.6.1.5 selección adaptativa

En [212] se muestra un operador de selección adaptativo en función de la métrica de cada partícula y de la métrica de la partícula líder. La probabilidad de que la partícula  $x_i$  sea seleccionada dentro del conjunto de partículas se expresa matemáticamente como:

$$p_{i,j} = \frac{f(x_i)}{\arg \max_{0 \leq j \leq m} f(x_j)}$$

Donde  $p_{i,j}$  es la probabilidad de seleccionar la partícula  $i$  teniendo en cuenta la función de coste  $j$ .

#### 4.1.6.2 Operador de cruzamiento

El operador de cruzamiento puede ser utilizado en el algoritmo PSO y entendido como un intercambio de información social entre partículas más allá de la compartición de la posición de la mejor partícula. En un algoritmo genético, el operador de cruzamiento clásico puede definirse como la combinación de información numérica de los vectores de las variables de decisión de los padres [190]. Normalmente el cruzamiento se realiza entre dos padres pero existen casos de cruzamiento entre 3 o más padres [219].

Las estrategias clásicas de cruzamiento de los GA combinan la información de dos partículas mediante un cruzamiento por uno como puede verse en la Figura 4.12 o por varios puntos como puede verse en la Figura 4.13.

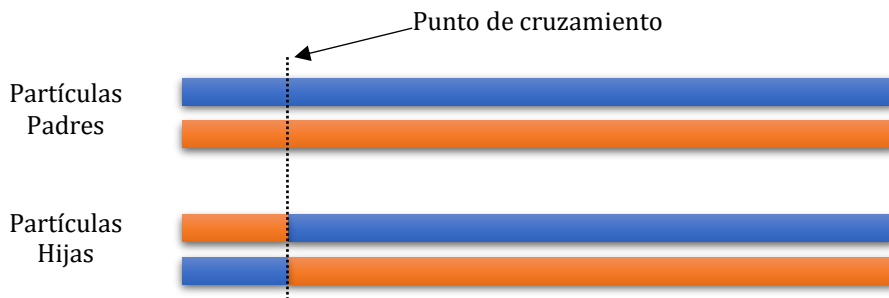


Figura 4.12: Cruzamiento por un punto.

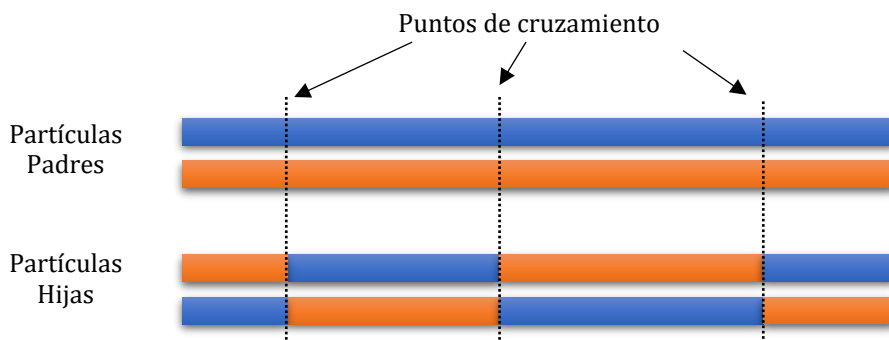


Figura 4.13: Cruzamiento múltiple por varios puntos.

Existen otras técnicas de cruzamiento entre partículas que pueden mejorar el rendimiento del algoritmo de optimización, evitando crear partículas no válidas o partículas que no cumplan las restricciones. Esto depende principalmente de la codificación de la información del problema real dentro del algoritmo de optimización y de las estrategias de cruzamiento para combinar la información entre partículas.

Un operador de cruzamiento aplicado al algoritmo PSO basado en el término “linkage” que consiste en la generación de nuevas partículas a partir de la combinación del valor de las dimensiones de las partículas padres [220]. Un operador de cruzamiento combinado las posiciones de una partícula seleccionada al azar con otra partícula creada a partir de las mejores posiciones personales o globales se aplica en [221].

#### 4.1.6.3 Operador de mutación

La mutación tiene la función de acelerar el proceso de evolución mediante la modificación aleatoria de la posición de las partículas dentro del espacio de dimensiones. Una tasa de mutación aleatoria entre el 10% y el 25% se considera suficiente para mejorar el rendimiento del algoritmo híbrido GA-PSO y mejorar la calidad de las soluciones [222].

Un operador de mutación aplicado a la posición de las partículas y a su velocidad en función de si la mejor posición histórica no cambia o cambia muy rápidamente se propone [223]. El uso de este operador bajo esas condiciones mejora la búsqueda global sin disminuir la velocidad de convergencia y precisión de la búsqueda.

Un operador de mutación basado en un polinomio llamado “Polynomial mutation operator” se usa en [173]. El operador “Polynomial mutation operator” se basa en la siguiente ecuación:

$$x_i(t + 1) = x_i(t) + [x_{upper}(t) - x_{lower}(t)] \cdot \delta_i$$

Donde  $\delta_i$  es una pequeña variación calculada como:

$$\delta_i = \begin{cases} (2 \cdot r)^{\frac{1}{\eta_m + 1}} & r < 0.5 \\ 1 - [2 \cdot (1 - r)]^{\frac{1}{\eta_m + 1}} & r \geq 0.5 \end{cases}$$

Donde  $r$  es un número aleatorio uniformemente distribuido [0,1];  $\eta_m$  es "mutation distribution index" que en [173] tiene el valor de la población. En la Figura 4.14 se muestra un esquema general de uso del operador de mutación dentro del algoritmo PSO.

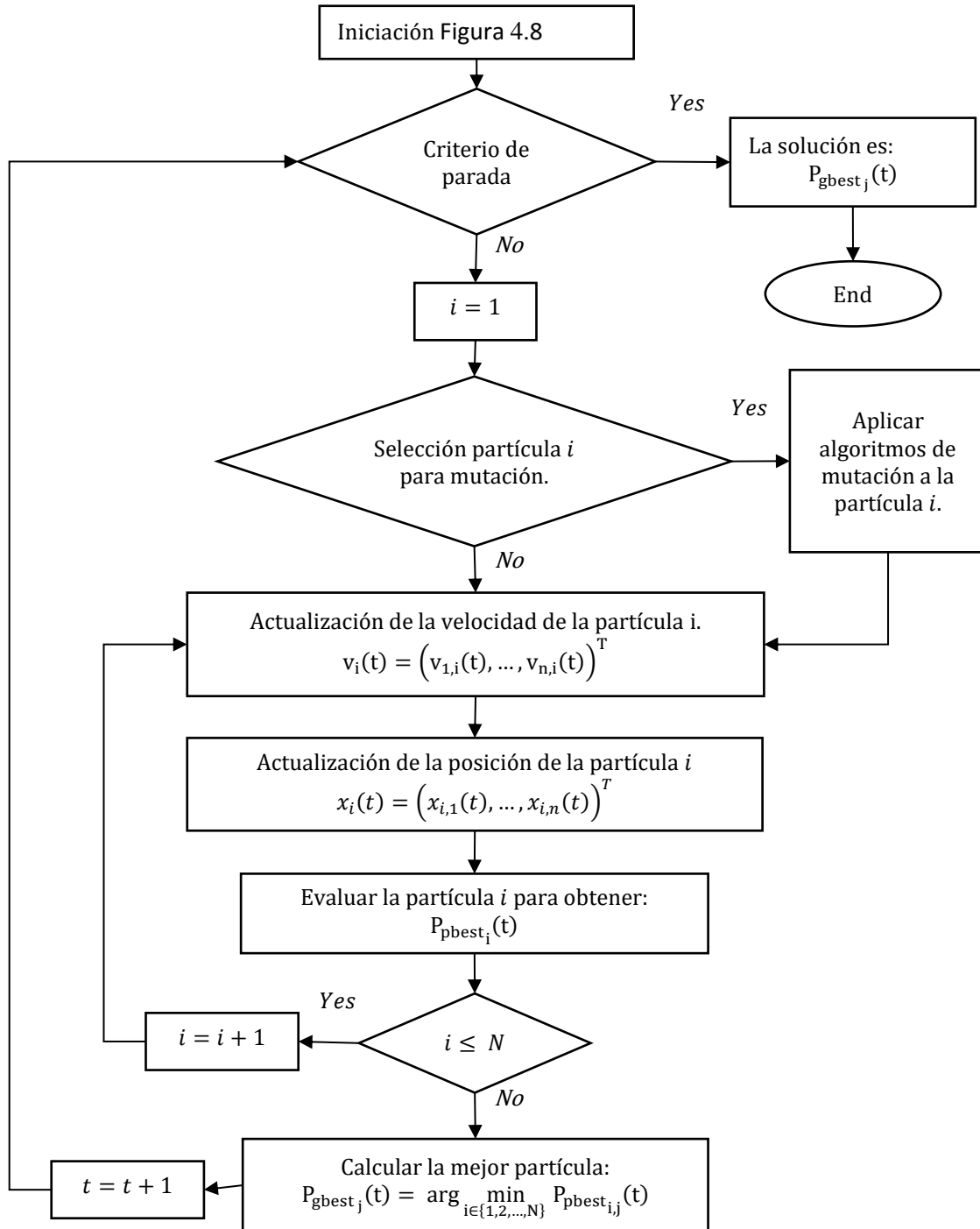


Figura 4.14: Esquema de evolución del algoritmo PSO con operador de mutación [178].

## 4.2 Reinforcement learning

La programación dinámica es un procedimiento de resolución de los problemas de optimización basado en la descomposición en sub-problemas más simples para su resolución independiente y su combinación posterior con el objetivo final de llegar a una solución global. La anidación de sub-problemas en otros más grandes se puede hacer mediante la ecuación de Bellman [224].

Reinforcement learning (RL) es una rama de machine learning [225] para la resolución de problemas de toma de decisiones de forma secuencial. RL se basa en la interacción de un agente con su entorno con el objetivo de encontrar la estrategia más óptima mediante el aprendizaje de esas iteraciones a lo largo del tiempo [226]. En cada iteración, el agente decide la acción a realizar basándose en la acción más útil. La acción ejecutada por el agente repercute en el ambiente devolviendo al agente una señal de recompensa, esta iteración entre el agente y el ambiente se muestra en la siguiente figura.

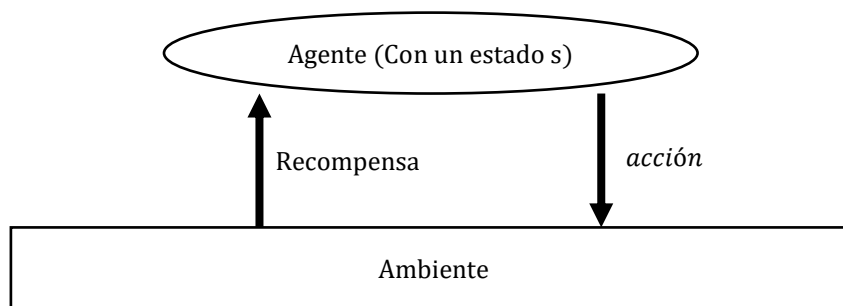


Figura 4.15: escenario básico RL.

Los elementos de un problema basado en RL se pueden describir de un modo más formal usando un proceso de decisión de Markov o "Markov decision process" (MDP). En el punto 4.2.1 se muestran las definiciones de los estados, las acciones y las políticas de un MDP. En el punto 4.2.2 se describe diferentes métodos de resolución de un MDP.

### 4.2.1 Definiciones de un proceso de decisión de Markov

Un proceso de decisión de Markov o "Markov Decision Process" (MDP) se define como una tupla  $\langle S, A, T, R \rangle$  donde  $S$  es un finito número de estados,  $A$  es un finito número de acciones,  $T$  una función de transición y  $R$  una función de recompensa.

**ESTADO:** Un estado es la situación en que se encuentra alguien o algo, y en especial cada uno de sus sucesivos modos de ser o estar [14]. En el modelado de una MDP existen un número finito de estados que caracterizan de forma todo lo importante del problema a modelar. El conjunto de todos los estados del modelo se denota como  $S = \{s_1, s_2, \dots, s_N\}$  donde  $N$  es el número de estados.

**ACCIÓN:** Una acción es el efecto que causa un agente sobre algo [14]. El conjunto de todas las acciones del modelo se denota como  $A = \{a_1, a_2, \dots, a_K\}$  donde  $K$  es el número de acciones. El conjunto de acciones que pueden aplicarse en un estado  $s \in S$  se denota como  $A(s)$  donde  $A(s) \subseteq A$ . La función precondition (precondition function)  $pre: S \times A \rightarrow \{true, false\}$  indica las acciones que son aplicables en cada estado.

**FUNCIÓN DE TRANSICIÓN:** La función de transición  $T$  indica la probabilidad de transición de un estado a otro. Se define matemáticamente como  $T: S \times A \times S \rightarrow [0,1]$ . La probabilidad de pasar de un estado  $s$  a otro  $s'$  mediante la acción  $a$  se denota como  $T(s, a, s')$ . La función de transición  $T$  debe cumplir que la

suma de las probabilidades de transición desde un estado concreto  $s \in S$  tomando una acción específica  $a \in A$  hacia cualquier estado  $s_k$  debe ser uno.

$$\sum_{k=1}^{k=N} T(s, a, s_k) = 1 \quad \text{para } s \in S = \{s_1, s_2, \dots, s_N\}; a \in A = \{a_1, a_2, \dots, a_K\}$$

También debe cumplir que todas las probabilidades de transición deben estar entre cero y uno.

$$0 \leq T(s, a, s') \leq 1 \quad \text{para } s, s' \in S = \{s_1, s_2, \dots, s_N\}$$

**FUNCIÓN DE RECOMPENSA:** La función de recompensa (Reward Function)  $R$  especifica la recompensa o penalización por estar en un estado  $R: S \rightarrow \mathbb{R}$  o por realizar una acción  $R: S \times A \rightarrow \mathbb{R}$  o por realizar una acción en un estado  $R: S \times A \times S \rightarrow \mathbb{R}$ .

Los criterios de optimalidad (Optimality Criteria) establecen la recompensa recibida por el agente. Existen básicamente tres criterios de optimalidad en el proceso de decisión de Markov: horizonte finito (finite horizon), horizonte infinito con depreciación (discounted, infinite horizon) y recompensa media (average reward).

En el criterio **horizonte finito (Finite horizon)** se toma un horizonte finito de longitud  $h$  donde el agente debe optimizar su recompensa esperada en este horizonte.

$$E \left[ \sum_{t=0}^h r_t \right]$$

Donde  $r_t$  es la recompensa en el tiempo  $t$ ,  $h$  es el número de pasos.

El criterio **horizonte infinito con depreciación (discounted infinite horizon)** se expresa matemáticamente como:

$$E \left[ \sum_{t=0}^h \gamma^t \cdot r_t \right]$$

Donde  $\gamma$  es el discount factor con valores  $0 \leq \gamma < 1$  que es elevado a  $t$

El criterio **recompensa media (average reward)** se expresa matemáticamente como:

$$\lim_{h \rightarrow \infty} E \left[ \frac{1}{h} \cdot \sum_{t=0}^h r_t \right]$$

**POLÍTICA:** La política (policy) es una función propia de cada agente que establece su comportamiento dentro del proceso de decisión de Markov. Dado un proceso de decisión de Markov  $\langle S, A, T, R \rangle$ , una política (policy)  $\pi$  es una función que proporciona por cada estado  $s \in S$  una acción  $a \in A$ . La política puede ser determinista definida como  $\pi: S \rightarrow A$  o estocástica definida como  $\pi: S \times A \rightarrow [0,1]$ . El objetivo de proceso de decisión de Markov es encontrar la política óptima  $\pi^*$  en base a las funciones de evaluación.

**FUNCIONES DE EVALUACIÓN:** Las funciones de evaluación o (Value Functions) evalúan la política en función del criterio de optimalidad elegido. Las funciones de valor vinculan los criterios de optimalidad a las políticas. Representan una estimación de lo bueno que es para que un agente estar en un estado determinado o llevar a cabo una determinada acción en ese estado. Se definen las funciones de evaluación como:

Las **state value functions**  $V: S \rightarrow \mathbb{R}$  evalúan la recompensa en función del estado y la política seguida. Se denota  $V^\pi(s)$  como la recompensa esperada cuando estando en el estado  $s$  se sigue la política  $\pi$ .

Las **state-action value functions**  $Q: S \times A \rightarrow \mathbb{R}$  evalúan la recompensa en función del estado, la acción elegida y la política seguida. Se denota  $Q^\pi(s, a)$  como la recompensa esperada cuando estando en el estado  $s$ , eligiendo la acción  $a$  se sigue la política  $\pi$ .

## 4.2.2 Resolución de un proceso de decisión de Markov

La resolución del MPD consiste en encontrar la política óptima,  $\pi^*$ , usando funciones de evaluación y criterios de optimalidad (optimality criteria) elegidos. Los MDP se distinguen principalmente dos tipos: basados en modelos (model-based) y sin un modelo perfecto (model-free). Por un lado, los MDP basados en modelos se solucionan usando técnicas de programación dinámica. Por otro, los MDP sin un modelo perfecto (model-free) se basan en la interacción del agente con el ambiente.

En todos los métodos de resolución existe el principio de (generalized policy iteration) basado en dos procesos. El primer proceso (policy evaluation) consiste en evaluar la política propuesta. El segundo proceso (policy improvement) consiste en mejorar la política propuesta mediante un cambio de las acciones en los estados. Esta relación se puede ver en la siguiente figura.

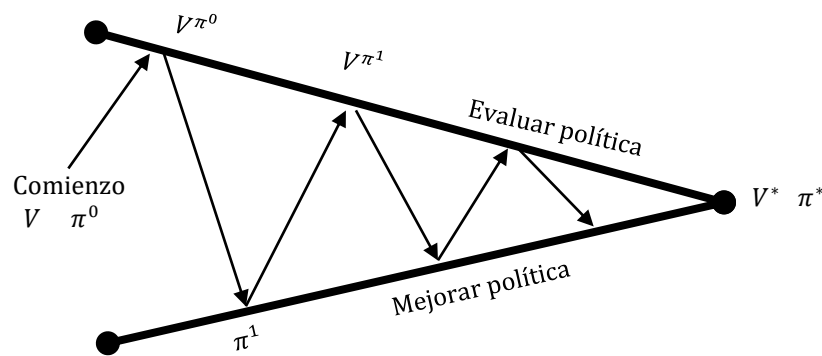


Figura 4.16: Iteración de la política (Evaluar <-> Mejorar).

### 4.2.2.1 Dynamic Programming: Model-Based Solution Techniques

El término Dynamic Programming en Reinforcement learning se refiere a una clase de algoritmos capaces de calcular las políticas óptimas bajo un modelo bien definido. En función de la estrategia usada para encontrar la política óptima los algoritmos se dividen en: "Policy iteration algorithms", "Value Iteration" y otros.

#### 4.2.2.1.1 Policy iteration algorithms

El algoritmo "Policy iteration algorithms" lo presentó Howard por primera vez [227]. Este algoritmo se basa en repetir de modo iterativo los dos pasos mostrados en la Figura 4.8. El primer paso consiste en evaluar la política ("Policy Evaluation") mediante las funciones de evaluación,  $V^\pi$ , este paso también se llama "prediction problem". Matemáticamente se expresa como:

$$V_{k+1}^{\pi}(s) = \sum_{s_i=1}^{s_i=N} T(s, \pi(s), s_i) \cdot [R(s, a, s_i) + \gamma \cdot V_k^{\pi}(s_i)] \quad (4.36)$$

Donde  $V_{k+1}^{\pi}(s)$  es la función de evaluación en el instante  $k+1$ ,

Un segundo paso en consiste en mejorar la política ("Policy Improvement"). Para ello, se identifica el valor de todas las acciones mediante la siguiente ecuación:

$$Q^{\pi}(s, a) = \sum_{s_i=1}^{s_i=N} T(s, a, s_i) \cdot [R(s, a, s_i) + \gamma \cdot V^{\pi}(s_i)] \quad (4.37)$$

Y a continuación se elegir la mejor acción en cada estado mediante la siguiente ecuación:

$$\pi'(s) = \arg \max_a Q^{\pi}(s, a) \quad (4.38)$$

Este modo de resolución usa un algoritmo greedy que consiste en la resolución heurística mediante la elección óptima en cada iteración. En este proceso de iteración se generan diferentes políticas hasta alcanzar la política óptima como se ve debajo.

$$\pi_0 \rightarrow V_0^{\pi_0} \rightarrow \pi_1 \rightarrow V_1^{\pi_1} \rightarrow \pi_2 \rightarrow V_2^{\pi_2} \rightarrow \pi_3 \rightarrow V_3^{\pi_3} \rightarrow \dots \rightarrow \pi^*$$

Cada política  $\pi_{k+1}$  es estrictamente mejor que su predecesora  $\pi_k$ , en caso contrario, se aplica el criterio de parada.

#### 4.2.2.1.2 Value iteration algorithms

"Value iteration algorithms" se basa en buscar la función del valor óptimo, que se compone de los máximos rendimientos de cada estado o de cada par estado-acción. La función valor óptimo se utiliza para calcular una política óptima. Bellman [228].

El algoritmo de Bellman llamado "value iteration" se basa en combinar las ecuaciones(4.36), (4.37) y (4.38) en una sola para evaluar en un solo paso  $k$ . Matemáticamente se expresa como

$$V_{k+1}(s) = \max_{a \in A} \sum_{s_i=1}^{s_i=N} T(s, a, s_i) \cdot [R(s, a, s_i) + \gamma \cdot V_k(s_i)] \quad (4.39)$$

La ecuación (4.39) se puede expresar igualmente como:

$$V_{k+1}(s) = \max_{a \in A} Q_{k+1}(s, a) \quad (4.40)$$

La política óptima en cada estado se puede calcular como:

$$\pi^*(s) = \arg \max_a Q^*(s, a)$$

Empezando con una función de valor inicial  $V_0$  e iterando la ecuación (4.39) se muestra la evolución hasta la óptima.

$$V_0 \rightarrow V_1 \rightarrow V_2 \rightarrow V_3 \rightarrow V_4 \rightarrow \dots V^*$$



### 4.2.2.2 Reinforcement Learning: Model-Free Solution Techniques

El término “Model-Free Solution Techniques” agrupa a aquellos algoritmos en los que el modelo no está disponible para calcular la política óptima. La falta de un modelo conocido hace necesario la adquisición de datos estadísticos para su modelado.

El **método indirecto** o model-based RL se basa en dos fases. La primera fase consiste en aprender las transiciones y las recompensas generadas por la interacción con el ambiente hasta que el modelo es lo suficientemente aproximado. La segunda fase consiste en aplicar algún método de RL basado en modelo calculado en la primera fase.

El **método directo** no necesita estimar el modelo. El algoritmo interactúa con el ambiente y se actualiza sus estimaciones después de cada experiencia.

#### 4.2.2.2.1 Temporal Difference Learning

Temporal Difference Learning (TD) es un método utilizado para resolver problemas de RL en los que no se precisa de un modelo. Se basa en generar en cada iteración un aprendizaje para estimar el valor del siguiente estado o del siguiente estado-acción. No se necesita un barrido completo por todos los estados para alcanzar la política óptima, si no que se va actualizando en cada iteración en base a la experiencia. Esta idea se es lo que se llama “bootstrapping” y expresa con la siguiente ecuación:

$$V_{k+1}(s) = V_k(s) + \alpha \cdot (r + \gamma \cdot V_k(s') - V_k(s))$$

Donde  $\alpha \in [0,1]$  es el ratio de aprendizaje. La transición desde el estado  $s$  hacia el  $s'$  basado en la acción  $a$ , mientras recibe la recompensa  $r$ .

#### 4.2.2.2.2 Q-learning

El algoritmo Q-learning es una técnica basada en las diferencias temporales [229] [230]. Se basa en estimar los valores de la matriz Q en cada instante. La expresión de la actualización del valor de la matriz Q se basa en la siguiente ecuación

$$Q_{k+1}(s_t, a_t) = Q_k(s_t, a_t) + \alpha \cdot \left( r_t + \gamma \cdot \max_a Q_k(s_{t+1}, a) - Q_k(s_t, a_t) \right)$$

Donde  $\alpha \in [0,1]$  es el ratio de aprendizaje (learning rate) y  $\gamma$  es el (discount factor)

El agente pasa del estado  $s_t$  al estado  $s_{t+1}$  usando la acción  $a_t$  mientras recibe una recompensa  $r_t$ . La actualización en cada iteración del valor la matriz  $Q_{k+1}$  se realiza únicamente en la parte referida a la acción  $a_t$  y al estado  $s_t$ .

La convergencia del algoritmo Q-learning hacia la política óptima es independientemente del camino de exploración seguido. Esto sucede bajo la premisa de que cada estado-acción es visitado un número infinito de veces.

#### 4.2.2.2.3 SARSA

Q-learning es un algoritmo de aprendizaje que no usa la matriz de política  $\pi$  para obtener la matriz óptima  $\pi^*$ . Un algoritmo que usa la matriz Q junto con la matriz de política  $\pi$  es el algoritmo SARSA (State–Action–Reward–State–Action). Este algoritmo usa la siguiente regla.

$$Q_{t+1}(s_t, a_t) = Q_t(s_t, a_t) + \alpha \cdot (r_t + \gamma \cdot Q_t(s_{t+1}, a_{t+1}) - Q_t(s_t, a_t))$$

SARSA es especialmente útil en entornos no estacionarios donde nunca se llega a una política óptima.

#### 4.2.2.2.4 Actor-Crítico

Otra variación del algoritmo Q-learning es el método Actor-Crítico. Se basa en mantener separada la matriz de política,  $\pi$ , de la función de Estado-Valor,  $V$ . La política se llama Actor y la función de Estado-Valor se llama Crítico. El crítico evalúa la función de Estado-Valor y el actor ejecuta las acciones.



# Capítulo

# 5

## Resumen

En este capítulo se muestra el modelo de aerogenerador usado describiendo su aerodinámica, tren de potencia y generador eléctrico utilizados junto con los modelos normalizados de viento para realizar las posteriores simulaciones.

## 5 Aerogenerador objeto de estudio

Este capítulo se muestra los modelos matemáticos utilizados para modelar el aerogenerador de 100kW objeto de estudio y poder realizar las simulaciones de los sistemas de control propuestos. En la Figura 5.1 se muestra el diagrama de bloques general del modelado de aerogenerador usado.

En el punto 5.1 se muestran los dos modelos matemáticos de viento que se aplican en la simulación: Ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG), Ráfaga extrema en funcionamiento o “extreme operating gust” (EOG), Modelo de turbulencia normal o “Normal turbulence model” (NTM) y Modelo de turbulencia extrema o “Extreme turbulence model” (ETM). se han elegido estos modelos de viento por estar normalizados [27] y por presentar grandes variaciones de velocidad de viento en un espacio de tiempo pequeño. Características ideales para probar los sistemas y estrategias de control. En el punto 5.2 se muestra el modelo de convertidor eléctrico. En el punto 5.3 se muestra el modelo de aerodinámico mediante el coeficiente de potencia y el conjunto de ecuaciones que describen la aerodinámica. En el punto 5.4 se muestra el modelado del tren de potencia en el que están incluidos el buje, las palas, el eje lento, la reductora y el eje rápido. En el punto 5.5, se muestra el modelado del generador eléctrico. En el punto 5.6 se muestra el modelado del controlador del par motor del generador para las diferentes regiones de funcionamiento I, II y III. En el punto 5.7 se muestra el modelado del actuador del pitch. En el punto 5.8 se muestra el modelo de controlador del pitch elegido.

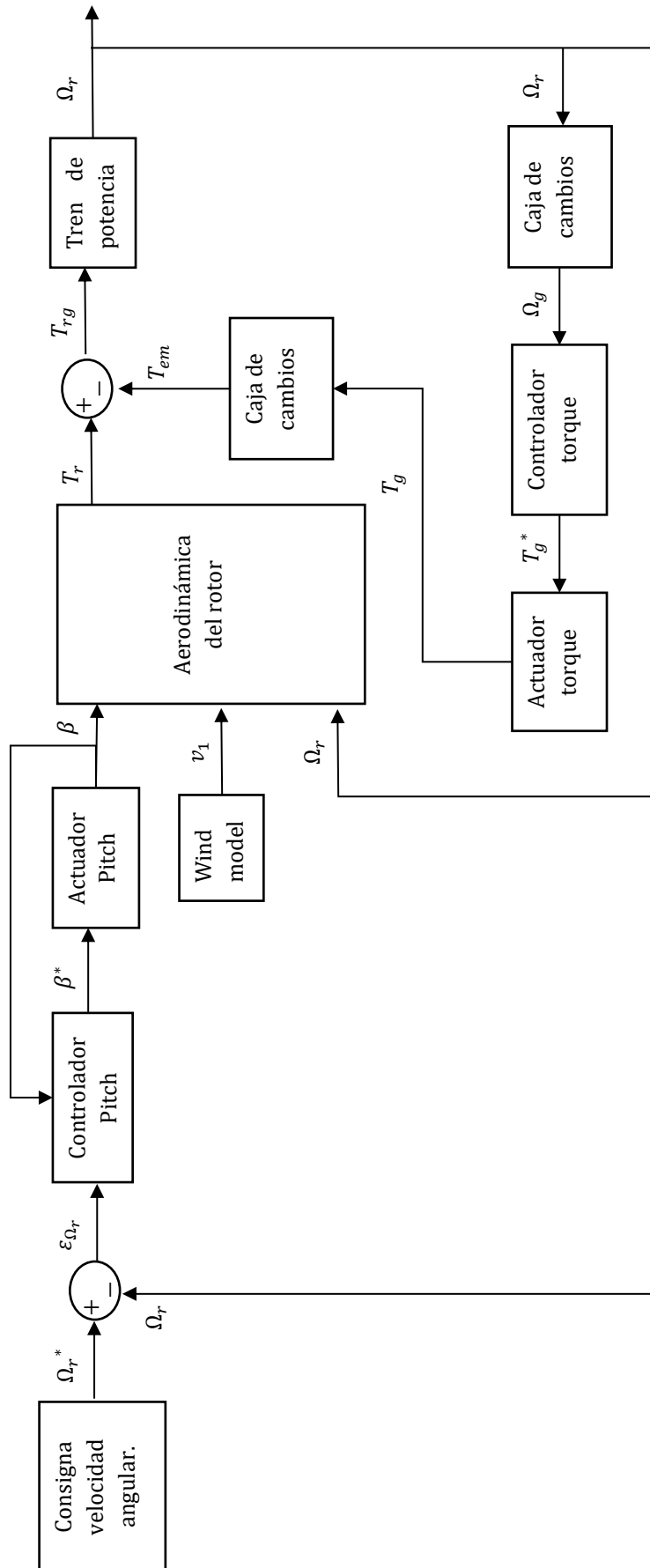


Figura 5.1: Diagrama de bloques del modelo de aerogenerador usado en las simulaciones

## 5.1 Modelos de viento

Para realizar las simulaciones de las estrategias y de los sistemas de control se han propuesto varios tipos de vientos normalizados incluidos en la norma IEC 61400-1. En los siguientes puntos se muestra las ecuaciones matemáticas que describen cada modelo de viento, así como la metodología usada para generar las series temporales de velocidades de viento.

En el punto 5.1.1 se muestra la ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG), en el punto 5.1.2 se muestra ráfaga extrema en funcionamiento o “extreme operating gust” (EOG), en el punto 5.1.3 se muestra el modelo de turbulencia normal o “normal turbulence model” (NTM) y finalmente en el punto 5.1.4 se muestra el modelo de turbulencia extrema o “Extreme turbulence model” (ETM).

### 5.1.1 Ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG)

Ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG) es un tipo de ráfaga normalizada en la norma IEC 61400-1. Esta ráfaga describe una rampa de un modo similar al caso general de rampa descrito matemáticamente en el punto 2.1.2.2.

La ráfaga coherente extrema parte de una velocidad de viento constante de referencia. En el momento de inicio de la rampa, la velocidad de viento es elevada hasta un umbral de viento, momento en el cual la velocidad de viento es mantenida.

Usando el modelo de perfil del viento de la ecuación (2.22) y en función de la clase de aerogenerador de la Tabla 5.1. La Ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG) se define en matemáticamente como [27]:

$$v_{g\_ECG}(z, t) = 0.2 \cdot v_{ref} \cdot \left(\frac{z}{z_{hub}}\right)^{\alpha_0} + \begin{cases} 0 & \text{para } t \leq T_{sg} \\ 0.5 \cdot A_g \cdot \left[1 - \cos\left(\frac{\pi \cdot t}{D_g}\right)\right] & \text{para } T_{sg} \leq t \leq D_g + T_{sg} \\ A_g & \text{para } t \geq D_g + T_{sg} \end{cases} \quad (5.1)$$

Donde  $v_{g\_ECG}$  es la velocidad del viento de la ráfaga coherente extrema ECG,  $V_{ref}$  es la es la velocidad de referencia del viento para la clase de aerogenerador normalizado,  $z_{hub}$  es la altura del buje del aerogenerador,  $z$  es la altura sobre el suelo,  $\alpha_0$  es el exponente de cizallamiento del viento,  $A_g$  es la amplitud de la ráfaga o la magnitud coherente extrema de cizallamiento sobre el área completa de barrido del rotor,  $D_g$  es el tiempo de subida o duración de la ráfaga (“duration of the gust”),  $T_{sg}$  es el instante de tiempo en el cual comienza la ráfaga (“time start gust”) y  $T_{end}$  es el instante final o la duración total de la simulación.

Los datos usados para generar la ráfaga coherente se generan según la clase de aerogenerador, la clase de turbulencia y las características propias de aerogenerador. Los datos se presentan en la siguiente tabla:

Tabla 5.1: Datos para generar la ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG).

	Unidades	Valor
$A_g$	<b>m/s</b>	<b>15</b>
Clase de aerogenerador	–	<b>I</b>
Clase de turbulencia	–	<b>A</b>
$D_g$	<b>s</b>	<b>10.5</b>
$f_m$	<b>hz</b>	<b>20</b>

$T_{sg}$	$s$	63
$T_{end}$	$s$	105
$v_{ref}$	$m/s$	50
$z$	$m$	36
$z_{hub}$	$m$	36
$\alpha_0$	—	0.2

En la Figura 5.2 se puede observar la ráfaga coherente extrema generada con los datos de la Tabla 5.1.

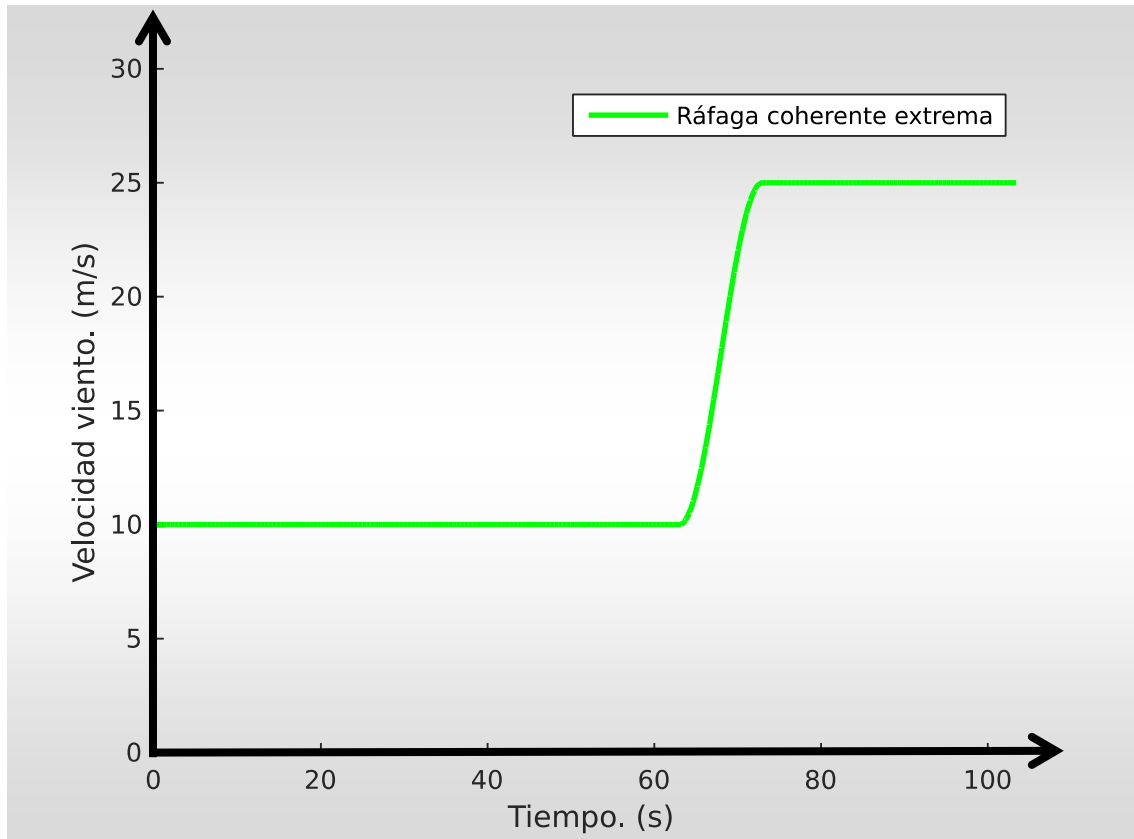


Figura 5.2: Ráfaga coherente extrema o "Extreme coherent gust" (ECG)

Script 5.1: Ráfaga coherente extrema (ECG).

1	%% Ráfaga coherente extrema o "Extreme coherent gust" (ECG)
2	%
3	%% 1. Datos de entrada:
4	A g = 15; % [m/s] es la amplitud de la ráfaga.
5	WindTurbineClass = 1; % [-] Clases de aerogeneradores. Wind turbine class ==> {I, II, III, IV}.
6	switch (WindTurbineClass)
7	case 1
8	V_ref = 50; % Wind turbine class I
9	case 2
10	V_ref = 42.5; % Wind turbine class II
11	case 3
12	V_ref = 37.5; % Wind turbine class III
13	
14	case 4
15	V_ref = 30; % Wind turbine class IV
16	end
17	D_g = 10.5; % [s] Tiempo característico de la ráfaga (Duración).

18	f m=100;	% [hz] frecuencia de generación de los datos
19	T_sg = 6*D_g;	% [s] Tiempo en el que se inicia la ráfaga (inicio).
20	T_end = 10*D_g;	% [s] Duración total (fin).
21	z = 36;	% [m] Altura sobre el suelo. (perfil del viento)
22	z_hub = 36;	% [m] Altura del buje de la turbina eólica.
23	alfa = 0.2;	% [-] El exponente se fija en 0.2 según la norma.
24		
25	%% 2. Distribución de la velocidad del viento	
26	V_ave = 0.2 * V_ref;	% [m/s] V_ave: velocidad del viento media anual a la altura del buje.
27	V_hub = V_ave;	% [m/s] V_hub: velocidad del viento a la altura del buje.
28		
29	%% 3. Modelo normal del perfil del viento (NWP)	
30	V = V_hub * (z / z_hub)^alfa; % [m/s] El perfil del viento V(z) indica el promedio de la velocidad del viento en función de la altura z sobre el suelo.	
31	%	
32	%% 4. Generación de la ráfaga coherente extrema (ECG)	
33	V_ECG=zeros(1,T_end*f_m);	
34	T_ECG=0:1/f_m:T_end;	
35	for i=1:length(T_ECG)	
36	t=T_ECG(i);	
37	if (t < T_sg)	
38	V_eed = V;	
39	end	
40		
41	if ((T_sg <= t) && (t <= D_g+T_sg))	
42	V_eed = V + 0.5 * A_g * (1 - cos(pi * (t-T_sg) / D_g));	
43	end	
44		
45	if (T_sg+D_g < t)	
46	V_eed = V+A_g;	
47	end	
48	V_ECG(i)=V_eed;	
49	end	
50		
51	%% 5. Visualización	
52	plot(T_ECG, V_ECG, 'g')	
53	ylim([0,30])	
54	xlim([0,T_end])	
55	len{1}='Ráfaga coherente extrema';	
56	legend(len)	
57	ylabel('Velocidad viento. (m/s)')	
58	xlabel('Tiempo. (s)')	
59	grid on	
60		
61	%% 5. Guardado	
62	ECG=[T_ECG' V_ECG'];	
63	save('ECG.mat','ECG')	

### 5.1.2 Ráfaga extrema en funcionamiento o “Extreme Operating Gust” (EOG)

La ráfaga extrema en funcionamiento o “extreme operating gust” (EOG) es un tipo de ráfaga normalizada en la norma IEC 61400-1. Esta ráfaga tiene aspecto de sombrero mexicano, difiere un poco del caso general de rampa descrito matemáticamente en el punto 2.1.2.3.

La ráfaga EOG es muy útil para probar un sistema de control debido a su forma en la que se pueden distinguir 6 zonas. Primeramente, la velocidad de viento es estable en torno a la velocidad media de referencia. En el momento de inicio de la ráfaga presenta una ligera disminución de la velocidad de viento hasta la velocidad valle. Seguidamente se incrementa la velocidad del viento hasta llegar a la velocidad de viento pico, momento en el que se produce una disminución equivalente al anterior incremento hasta llegar nuevamente a la velocidad valle. Por último presenta un ligero incremento para continuar estable en torno a la velocidad media de referencia.



Usando el modelo de perfil del viento de la ecuación (2.22) y en función de la clase de aerogenerador normalizado. La ráfaga extrema en funcionamiento se define matemáticamente como [27]:

$$v_{g\_EOG}(z, t) = 0.2 \cdot v_{ref} \cdot \left(\frac{z}{z_{hub}}\right)^{\alpha_0} - \begin{cases} 0 & \text{para } t \leq T_d \\ 0.37 \cdot v_g \cdot \sin\left(\frac{3 \cdot \pi}{D_g}\right) \cdot \left[1 - \cos\left(\frac{2 \cdot \pi \cdot t}{D_g}\right)\right] & \text{para } T_{sg} \leq t \leq D_g + T_{sg} \\ 0 & \text{para } t \geq D_g + T_{sg} \end{cases} \quad (5.2)$$

Donde la duración de la ráfaga se fija según la norma en  $D_g = 10.5s$  y  $v_g$  es el mayor valor de cizallamiento con un periodo de recurrencia esperado de 50 años, se define como:

$$v_g = \text{Min} \left\{ \begin{array}{l} 1.35 \cdot \left(0.8 \cdot 1.4 \cdot v_{ref} \cdot \left(\frac{z}{z_{hub}}\right)^{0.11} - v_{hub}\right) \\ 3.3 \cdot \left(\frac{I_{ref} \cdot (0.75 \cdot v_{hub} + 5.6)}{1 + 0.1 \cdot \left(\frac{2 \cdot r_b}{\Lambda_1}\right)}\right) \end{array} \right\} \quad (5.3)$$

Donde  $r_b$  es el radio de las palas ("Blades"),  $v_{hub}$  es la velocidad del viento a la altura del buje,  $z_{hub}$  es la altura del buje,  $I_{ref}$  es el valor esperado de la intensidad de la turbulencia a la altura del buje para una velocidad media de 15m/s durante 10 minutos,  $v_{ref}$  es la velocidad de referencia del viento y  $\Lambda_1$  es el parámetro escalar de turbulencia

$$\Lambda_1 = \begin{cases} 0.7 \cdot z & z \leq 60 \text{ metros} \\ 42 & z \geq 60 \text{ metros} \end{cases} \quad (5.4)$$

Los datos usados para generar la ráfaga extrema en funcionamiento se generan según la clase de aerogenerador, la clase de turbulencia y las características propias de aerogenerador. Los datos se presentan en la siguiente tabla:

Tabla 5.2: Datos para generar la ráfaga extrema en funcionamiento o "Extreme Operating Gust" (EOG)

	Unidades	Valor
Clase de aerogenerador	–	I
Clase de turbulencia	–	A
$D_g$	s	10.5
$f_m$	hz	20
$I_{ref}$	m/s	0.16
$r_b$	m	11.25
$T_d$	s	63
$T_{end}$	s	105
$v_{ref}$	m/s	50
$z$	m	36
$z_{hub}$	m	36
$\alpha_0$	–	0.2

En la Figura 5.3 se puede observar la ráfaga coherente extrema generada con los datos de la Tabla 5.2.

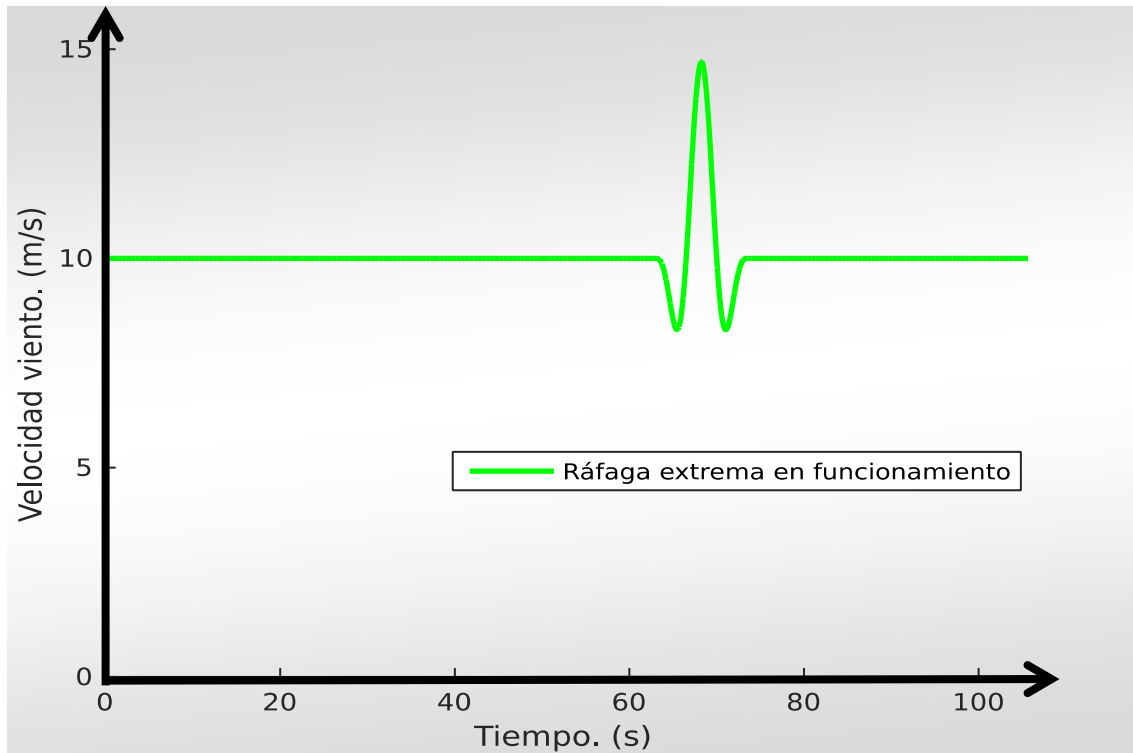


Figura 5.3: Ráfaga extrema en funcionamiento o “Extreme Operating Gust” (EOG)

Script 5.2: Ráfaga extrema en funcionamiento o “Extreme Operating Gust” (EOG)

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %% Ráfaga extrema en funcionamiento o "Extreme operating gust" (EOG)
3  %
4  %% 1. Datos de entrada:
5  WindTurbineClass = 1;           % [-] Clases de aerogeneradores. Wind turbine
   class ==> (I, II, III, IV).
6  WindTurbineCategory='A';       % [-] Categoría de intensidad de la turbulencia.
   WindTurbineCategory = (A,B,C)
7  D_g = 10.5;                    % [s] Tiempo característico de la ráfaga
   (Duración).
8  f m=20;                        % [hz] frecuencia de generación de los datos
9  switch (WindTurbineCategory) % [m/s] intensidad de la turbulencia
10     case 'A'
11         I_ref = 0.16;
12
13     case 'B'
14         I_ref = 0.14;
15
16     case 'C'
17         I_ref = 0.12;
18 end
19 r_b = 11.25;                    % [m] radio del rotor.
20 T_sg = 6*D_g;                  % [s] Tiempo en el que se inicia la ráfaga (inicio).
21 T_end = 10*D_g;                % [s] Duración total (fin).
22 switch (WindTurbineClass)      % [m/s] velocidad de referencia del viento.
23     case 1
24         V_ref = 50;             % Wind turbine class I
25
26     case 2
27         V_ref = 42.5;          % Wind turbine class II
28
29     case 3
30         V_ref = 37.5;          % Wind turbine class III
31
32     case 4
33         V_ref = 30;            % Wind turbine class IV
34 end
35 z = 36;                        % [m] Altura sobre el suelo. (perfil del viento)

```

36	z_hub = 36;	% [m] Altura del buje de la turbina eólica.
37	alfa = 0.2;	% [-] El exponente se fija en 0.2 según la norma.
38		
39	%% 2. Distribución de la velocidad del viento	
40	V_ave = 0.2 * V_ref;	% [m/s] V_ave: velocidad del viento media anual a la altura del buje.
41	V_hub = V_ave;	% [m/s] V_hub: velocidad del viento a la altura del buje (10.0 m/s para la Clase A de aerogenerador).
42		
43	%% 3. Modelo de turbulencia normal (NTM)	
44	b = 5.6;	% [m/s] Constante de la norma 61400-1.
45	sigma_1 = I_ref * (0.75 * V_hub + b);	% Desviación típica de la componente longitudinal de velocidad del viento a la altura del buje.
46		
47	%% 4. Parámetro escalar de la turbulencia (? 1)	
48	% Es la longitud de onda para la cual la densidad espectral de potencia longitudinal adimensional es igual a 0,05. El parámetro escalar de la turbulencia longitudinal a la altura del buje z viene dado por:	
49	if z < 60	
50	Lambda_1 = 0.7 * z;	
51	else	
52	Lambda_1 = 42;	
53	end	
54		
55	%% 5. Modelo de velocidad del viento extrema (EWM)	
56	V_e50 = 1.4 * V_ref * (z / z_hub)^0.11;	% [m/s] la velocidad extrema del viento con un periodo de recurrencia de 50 años.
57	V_e1 = 0.8 * V_e50;	% [m/s] la Velocidad extrema del viento con un periodo de recurrencia de 1 año.
58		
59	%% 6. V gust: La ráfaga a la altura del buje.	
60	% es el mayor valor de cizallamiento con un periodo de recurrencia esperado de 50 años	
61	V_g = min([1.35 * (V_e1 - V_hub), 3.3 * (sigma_1 / (1 + 0.1 * 2 * r_b / Lambda_1))]);	
62		
63	%% 7. Modelo normal del perfil del viento (NWP)	
64	V = V_hub * (z / z_hub)^alfa;	% [m/s] El perfil del viento V(z) indica el promedio de la velocidad del viento en función de la altura z sobre el suelo.
65		
66	%% 8. Cálculo de la ráfaga V EOG	
67	V_EOG=zeros(1,T_end*f_m);	
68	T_EOG=0:1/f_m:T_end;	
69	for i=1:length(T_EOG)	
70		
71	t=T_EOG(i);	
72		
73	if ((T_sg <= t) && (t <= T_sg+D_g))	
74	V_eog = V - 0.37 * V_g * sin(3 * pi * (t-T_sg) / D_g) * (1 - cos(2 * pi * (t-T_sg) / D_g));	
75	else	
76	V_eog = V;	
77	end	
78		
79	V_EOG(i)=V_eog;	
80		
81	end	
82		
83	%% 9. Visualización	
84	plot(T_EOG, V_EOG, 'g')	
85	ylim([0,15])	
86	xlim([0,T_end])	
87	legend('Ráfaga extrema en funcionamiento (EOG)')	
88	ylabel('Velocidad viento. (m/s)')	
89	xlabel('Tiempo. (s)')	
90	grid off	
91		
92	%% 10. Guardado	
93	EOG=[T_EOG' V_EOG'];	
94	save('EOG.mat', 'EOG')	

### 5.1.3 Modelo de turbulencia normal o Normal turbulence model (NTM)

Los modelos de turbulencia se describen de un modo general en el punto 2.1.2.4. El modelo de turbulencia normal se describe en la norma UNE 61400-1 2006 y se define como por el cuartil 90% de la velocidad del viento a la altura de buje. Este valor para las clases de aerogeneradores estándar[27] está dada por la siguiente ecuación:

$$\sigma_{NTM} = I_{ref} \cdot (0.75 \cdot \bar{v}_{ave} + 5.6) \tag{5.5}$$

Donde  $I_{ref}$  es el valor medio esperado de la intensidad de la turbulencia para una velocidad media de 15m/s durante 10 minutos puede tomar los valores 0.16, 0.14 o 0.12 según la siguiente tabla.

Tabla 5.3: Parámetros básicos de las clases de aerogeneradores según la norma IEC-61400-1.

Clases de aerogeneradores		I	II	III	S
$v_{ref}$	(m/s)	50	42.5	37.5	Valores especificados por el diseñador
A	$I_{ref}$	0.16			
B	$I_{ref}$	0.14			
C	$I_{ref}$	0.12			

Donde  $v_{ref}$  es la velocidad de referencia a la que se diseña el aerogenerador calculada como el valor medio cada 10 minutos de la velocidad de viento extrema a la altura del buje, (I, II, III) son las categorías de aerogenerador y A, B, C son las categorías para las características de turbulencia alta, medias y bajas respectivamente [27].

La velocidad media anual de viento a la altura del buje se calcula en base a la Tabla 5.3 como[27]:

$$\bar{v}_{ave} = 0.2 \cdot v_{ref} \tag{5.6}$$

Siendo  $\bar{v}_{ave}$  la velocidad media anual de viento a la altura del buje. Para adecuar la velocidad media del viento en función de la altura, se debe hacer uso del modelo de perfil del viento de la ecuación (2.22).

Los datos usados para generar el modelo de turbulencia normal se presentan en la siguiente tabla:

Tabla 5.4: Datos para generar el modelo de turbulencia normal o Normal turbulence model (NTM).

	Unidades	Valor
$B_{20}$	m/s	$\sigma_{NTM} \cdot 0.98$
Clase de aerogenerador	–	I
Clase de turbulencia	–	A
$f_m$	Hz	20
$I_{ref}$	m/s	0.16
$T_{end}$	s	3600
$v_{ref}$	m/s	50
$z_{hub}$	m	36
$z$	m	36
$\alpha$	–	0.2

La generación de series temporales a partir del modelo de turbulencia normal puede realizarse con un simulador estocástico de viento como Turbsim [60]. En [8] se usa la herramienta Turbsim para generar una serie temporal turbulenta.

Otro modo sencillo de generar una serie temporal de velocidades de viento partiendo del modelo de turbulencia normal (NTM) es por medio de un modelo autorregresivo (AR). En el punto 2.1.2.4.4.1 se muestra una explicación más detallada del modelado de series temporales mediante métodos autorregresivos.

Se considera que la serie temporal NTM cumple las siguientes propiedades: A) El valor medio esperado en cada instante es el mismo para toda la serie temporal. B) La varianza esperada en cada instante es el mismo para toda la serie temporal. C) La autocovarianza entre 2 instantes  $v_{t-1}$  y  $v_t$  es la misma para todo  $t \in [0, T_{end}]$ .

Cumpliendo las condiciones anteriores, se elige usar un modelo autorregresivo de segundo orden, AR(1), en el que se tiene en cuenta los dos estados anteriores. La expresión viene dada por:

$$v(t) = c + \phi_1 \cdot v(t-1) + \varepsilon(t) \quad (5.7)$$

Donde  $\varepsilon(t) \sim N(0, \sigma_\varepsilon)$  es una variable aleatoria independiente que se genera en cada iteración con una distribución normal que tiene una media nula y una varianza constante  $\sigma_\varepsilon^2$ ,  $\phi_1$  es el parámetro del modelo AR(1),  $v(t)$  y  $v(t-1)$  son los valores generados por el modelo AR(1) en los instantes contiguos  $t$  y  $t-1$ .

Aplicando la propiedad de la esperanza matemática a la ecuación (5.7) queda:

$$\bar{v} = E(v_t) = \frac{\delta}{1 - \phi_1} \quad (5.8)$$

Aplicando la propiedad de la varianza a la ecuación (5.7) queda:

$$\sigma_{NTM}^2 = var(v_t) = \frac{\sigma_\varepsilon^2}{1 - \phi_1^2} \quad (5.9)$$

Aplicando la propiedad de la autocovarianza entre un instante y el siguiente queda:

$$B_{20} = E(v_{t+1} \cdot v_t) - \bar{v}^2 = \frac{\sigma_\varepsilon^2 \cdot \phi_1}{1 - \phi_1^2} \quad (5.10)$$

Donde  $B_{20}$  es la autocovarianza para una frecuencia de 20hz. El cálculo de los parámetros se realiza usando las ecuaciones anteriores, usando las ecuaciones (5.9) y (5.10) y despejando queda:

$$\phi_1 = \frac{B_{20}}{\sigma_{NTM}^2} \quad (5.11)$$

Usando el valor calculado  $\phi_1$  de la ecuación anterior (5.11) y la ecuación (5.8) queda

$$\delta = \bar{v} \cdot (1 - \phi_1) \quad (5.12)$$

Y finalmente usando la ecuación (5.9), queda:

$$\sigma_\varepsilon = \sqrt[2]{\sigma_{NTM}^2 \cdot (1 - \phi_1^2)} \quad (5.13)$$

De otro modo se muestra:

$$\sigma_\varepsilon = \sqrt[2]{\sigma_{NTM}^2 \cdot \left(1 - \left(\frac{B_{20}}{\sigma_{NTM}^2}\right)^2\right)} \quad (5.14)$$

Para generar la serie temporal de velocidades de viento turbulento normal de mediante AR(1), inicialmente, se calculan los parámetros  $\delta$ ,  $\varphi_1$  y  $\sigma_\varepsilon$  mediante las ecuaciones (5.11), (5.12) y (5.13) y el uso de los datos de la Tabla 5.4. Se define como condición inicial la velocidad media  $v_0 = \bar{v}$ . Finalmente, se ejecuta de moto iterativo la ecuación (5.7) y se obtiene los valores de la serie temporal.

Con los datos de la Tabla 5.4 y las ecuaciones que modelan el modelo autorregresivo AR(1) se muestra en Script 5.3 que genera una serie temporal de velocidades de viento turbulento normal.

Script 5.3: Modelo de turbulencia normal mediante un modelo autorregresivo AR(1).

1	%%%
2	%% Modelo de turbulencia normal mediante un modelo autorregresivo AR(1)
3	%
4	% V_NTM(t) = c + Fi * V_NTM(t-1) + Epsilon(t)
5	%
6	%% 1. Datos de entrada:
7	WindTurbineClass = 1; % [-] Clases de aerogeneradores. Wind turbine
8	class ==> (I, II, III, IV).
9	switch (WindTurbineClass) % [m/s] velocidad de referencia del viento.
10	case 1
11	V_ref = 50; % Wind turbine class I
12	case 2
13	V_ref = 42.5; % Wind turbine class II
14	
15	case 3
16	V_ref = 37.5; % Wind turbine class III
17	
18	case 4
19	V_ref = 30; % Wind turbine class IV
20	end
21	V_ave = 0.2 * V_ref; % [m/s] V_ave: velocidad del viento media anual
22	a la altura del buje.
23	f_m=20; % [hz] frecuencia de generación de los datos.
24	T_end = 3600; % [s] Duración total (fin).
25	WindTurbineCategory='A'; % [-] Categoría de intensidad de la
26	turbulencia. WindTurbineCategory = (A,B,C)
27	switch (WindTurbineCategory) % [m/s] intensidad de la turbulencia.
28	case 'A'
29	I_ref = 0.16;
30	case 'B'
31	I_ref = 0.14;
32	case 'C'
33	I_ref = 0.12;
34	end
35	Sigma_NTM=I_ref*(0.75*V_ave+5.6); % [m/s] Desviación típica de la turbulencia.
36	Autocovarianza=Sigma_NTM^2*0.98; % [m/s] Autocovarianza entre dos instantes
37	
38	%% 2. Cálculo parámetros
39	Fi_1=Autocovarianza/Sigma_NTM^2;
40	Delta=V_ave*(1-Fi_1);
41	Sigma_Epsilon=sqrt(Sigma_NTM^2*(1-Fi_1^2));
42	
43	%% 3. Simulación
44	N=T_end*f_m+1;
45	V_NTM=zeros(1,N);
46	V_NTM(1)=V_ave;
47	T_NTM=0:1/f_m:T_end;
48	for i=1:N-1
49	Epsilon_t=random('Normal',0,Sigma_Epsilon);
50	V_NTM(i+1)=Delta+V_NTM(i)*Fi_1+Epsilon_t;
51	end
52	
53	%% 4. Visualización
54	plot(T_NTM, V_NTM, '-g')
55	ylim([0,20])
56	xlim([0,T_end])

57	legend('Modelo de turbulencia normal o Normal turbulence model (NTM)')
58	ylabel('Velocidad viento. (m/s)')
59	xlabel('Tiempo. (s)')
60	grid on
61	
62	%% 5. Guardado
	NTM=[T NTM' V NTM'];
	save('NTM.mat','NTM')

En la siguiente Figura 5.4 muestra la serie temporal obtenida mediante el Script 5.3 con los datos de la Tabla 5.4.

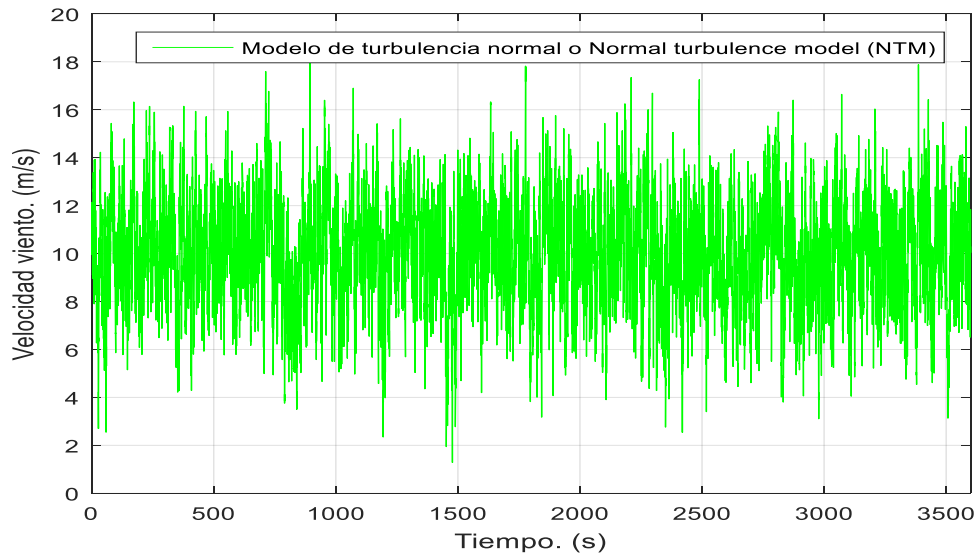


Figura 5.4: Modelo de turbulencia normal generado con modelo autorregresivo AR(1)

### 5.1.4 Modelo de turbulencia extrema o “Extreme turbulence model” (ETM)

El modelo de turbulencia extrema o “Extreme turbulence model” (ETM) es una turbulencia normalizada descrita en la norma IEC 61400-1 Ed.3 [27]. LA ETM se describe como la desviación típica de la componente longitudinal dada por la siguiente expresión,

$$\sigma_{ETM} = c \cdot I_{ref} \cdot \left( 0.072 \cdot \left( \frac{\bar{v}_{ace}}{c} + 3 \right) \cdot \left( \frac{V_{hub}}{c} - 4 \right) + 10 \right); c = 2 \quad (5.15)$$

Donde  $I_{ref}$  es el valor medio esperado de la intensidad de la turbulencia según la Tabla 5.3,  $\bar{v}_{ace}$  es la velocidad media del viento a la altura del buje y  $\sigma_{ETM}$  es la desviación típica de la velocidad del viento longitudinal turbulento extremo a la altura del buje y  $V_{hub}$  velocidad del viento a la altura del buje

En el modelo de turbulencia extrema, al igual que en el modelo NTM, la velocidad media anual del viento a la altura del buje se calcula con la ecuación (5.6). También se hace uso de la ecuación (2.22) para adecuar la velocidad de viento en función de la altura.

Los datos usados para generar el modelo de turbulencia extrema se presentan en la siguiente tabla:

Tabla 5.5: Datos para generar la ráfaga coherente extrema (ETM).

	Unidades	Valor
Clase de aerogenerador	–	I
$V_{ref}$	m/s	50
Clase de turbulencia	–	A

$I_{ref}$	$m/s$	0.16
$T_{end}$	$s$	3600
$f_m$	$Hz$	20
$z_{hub}$	$m$	36
$z$	$m$	36
$\alpha$	–	0.2
$V_{hub}$	$m/s$	{10, 12, 14, 16, 18, 20}

La generación de series temporales a partir del modelo de turbulencia extrema puede realizarse con un simulador estocástico de viento como Turbsim [36]. Para generar las series temporales de viento turbulento extremo, por un lado, se hace uso de la densidad espectral de Kaimal descrita en el punto 2.1.2.4.3.2 con las ecuaciones (2.64), (2.65), (2.66), (2.67) y (2.68). Por otro, se utiliza el método de Van der Hoven spectrum method descrito en el punto 2.1.2.4.4.2 con las ecuaciones (2.80), (2.81) y (2.82).

En el Script 5.4 se muestra el código para generar una serie temporal de velocidad de viento turbulento extremo con los datos de la Tabla 5.5.

Script 5.4: Serie temporal turbulenta extrema.

```

1  %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
2  %% Modelo de turbulencia extrema o Extreme turbulence model (ETM)
3  %
4  %% 1. Datos de entrada
5  for v long=10:2:20;           % [m/s] velocidad media a la altura del buje.
6      WindTurbineClass = 1;     % [-] Clases de aerogeneradores. Wind turbine
7      class ==> (I, II, III, IV).
8      switch (WindTurbineClass) % [m/s] velocidad de referencia del viento.
9          case 1
10             V_ref = 50; % Wind turbine class I
11
12             case 2
13                 V_ref = 42.5; % Wind turbine class II
14
15                 case 3
16                     V_ref = 37.5; % Wind turbine class III
17
18                 case 4
19                     V_ref = 30; % Wind turbine class IV
20
21             end
22             WindTurbineCategory='A'; % [-] Categoría de intensidad de la
23             turbulencia. WindTurbineCategory = (A,B,C)
24             switch (WindTurbineCategory) % [m/s] intensidad de la turbulencia
25                 case 'A'
26                     I_ref = 0.16;
27
28                 case 'B'
29                     I_ref = 0.14;
30
31                 case 'C'
32                     I_ref = 0.12;
33             end
34             f m=20; % la frecuencia con la que salen la serie temporal
35             T end=3600; % Tiempo final de la serie temporal
36             z=30; % [m] es la altura.
37
38             %% 2. Cálculo de sigma
39             v ace=0.2*V_ref;
40             c=2;
41             Sigma ETM = c*I_ref*(0.072*(v ace/c+3)*(v long/c-4)+10);
42
43             %% 3. Cálculo de ?_1 es el parámetro escalar de la turbulencia a la altura
44             del buje
45             if z>= 60
46                 Lambda long=0.7*z;
47             else

```



44	Lambda long=42;
45	end
46	
47	%% 4. Cálculo de [m] parámetro escalar integral de la componente longitudinal de la velocidad del viento en metros
48	L_long=8.1*Lambda_long;
49	
50	%% 5. Kaimal spectrum
51	f=1/T end:1/T end:f m*2;
52	PSD = 4.*f.*L_long./v_long./(1+6.*f.*L_long./v_long).^ (5/3).*Sigma_ETM.^2./f;
53	% añadir la velocidad media
54	f=[0,f];
55	PSD= [v_long, PSD];
56	
57	%% 6. Normalización por no contemplar todas las frecuencias
58	f_min=f(2)-f(1);
59	PSD= PSD .* Sigma_ETM.^2./sum(PSD.*f_min);
60	
61	
62	%% 3. Van der Hoven spectrum method
63	m=length(f);
64	m=length(PSD);
65	
66	% Calculo del parámetro phi se calcula como:
67	phi=0;
68	phi=[phi, rand(1,m-2)*2*pi];
69	
70	% Cálculo del parámetro A se calcula como:
71	A=zeros(1,m-1);
72	A(1)=v_long;
73	for i=2:m-1
74	A(i)=2/pi*sqrt((PSD(i)+PSD(i+1))/2*(f(i+1)-f(i))*2*pi);
75	end
76	
77	% 4. Vector de tamaño (1,n) del tiempo asociado al vector V [s].
78	T_ETM=0:1/f_m:T_end;
79	V_ETM=zeros(1,length(T_ETM));
80	for i=1:length(T_ETM)
81	V_ETM(i)=sum(A.*cos(2*pi*f(1:end-1)*T_ETM(i)+phi));
82	end
83	
84	fig = figure;
85	plot(T_ETM,V_ETM)
86	xlabel('Tiempo [s]')
87	ylabel('Velocidad de viento [m/s]')
88	xlim([0,T_end])
89	ylim([0,max(V_ETM)])
90	title(horzcat('ETM para la velocidad del viento a la altura del buje ', num2str(v_long), ' m/s' )
91	
92	% 5. Guardar datos
93	ETM=[T_ETM' V_ETM'];
94	save(horzcat('ETM ',num2str(v_long),'.mat'),'ETM')
95	print(fig, horzcat('ETM ',num2str(v_long)), '-dmeta')
96	
97	end
98	
99	%%%

En las Figura 5.5, Figura 5.6, Figura 5.7, Figura 5.8, Figura 5.9 y Figura 5.10 se muestran las series temporales generadas con el Script 5.4 variando el valor de la velocidad media longitudinal ( $V_{long}$ ) 10, 12, 14, 16 y 20 m/s respectivamente.

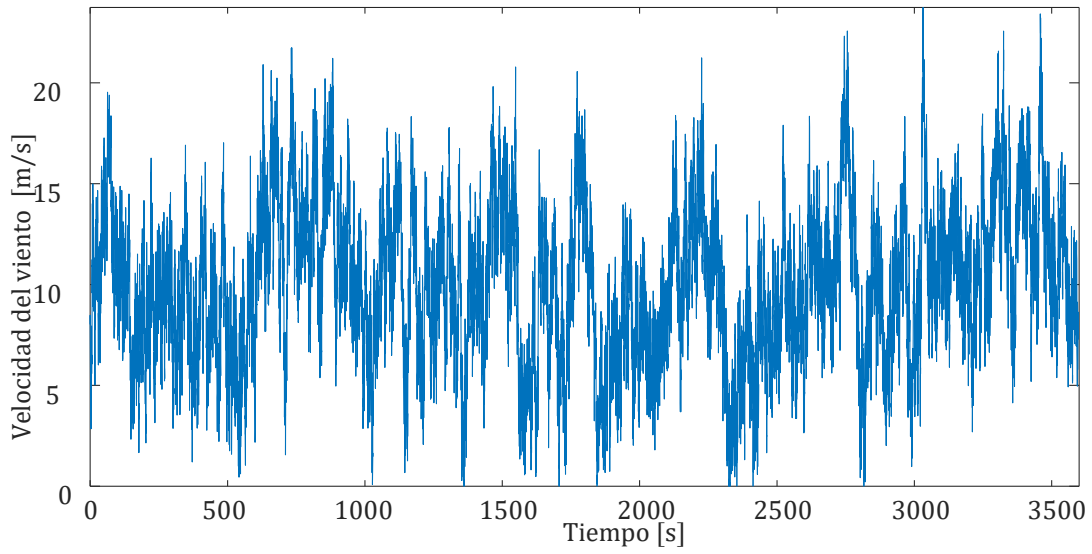


Figura 5.5: Serie temporal de velocidad de viento turbulento extremo para  $V_{hub} = 10 \text{ m/s}$

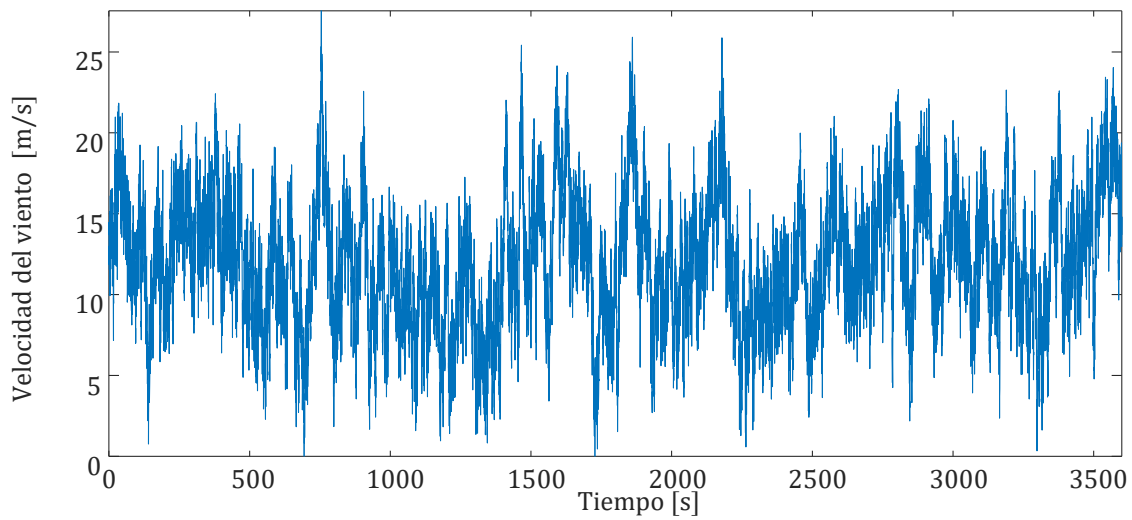


Figura 5.6: Serie temporal de velocidad de viento turbulento extremo para  $V_{hub} = 12 \text{ m/s}$

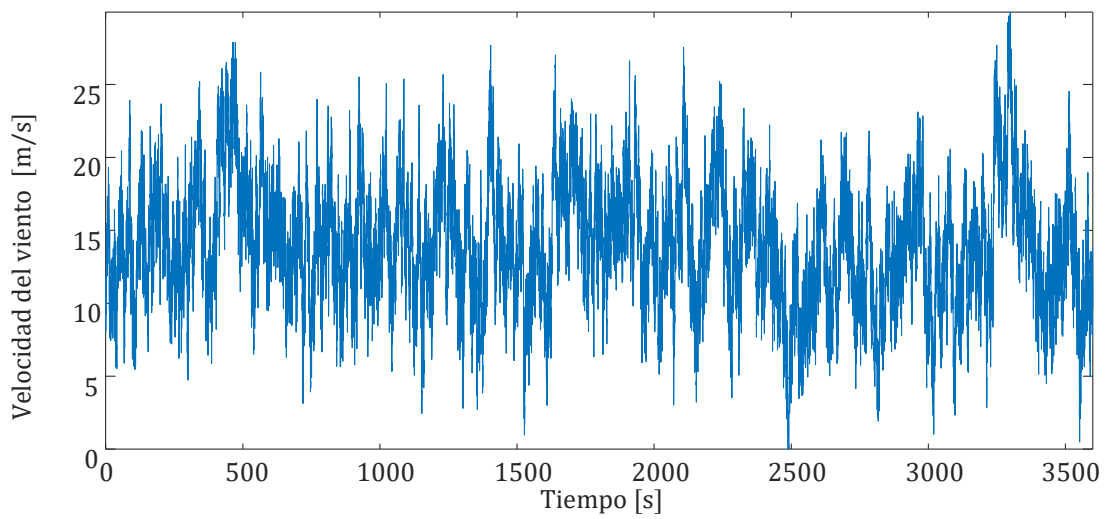


Figura 5.7: Serie temporal de velocidad de viento turbulento extremo para  $V_{hub} = 14 \text{ m/s}$

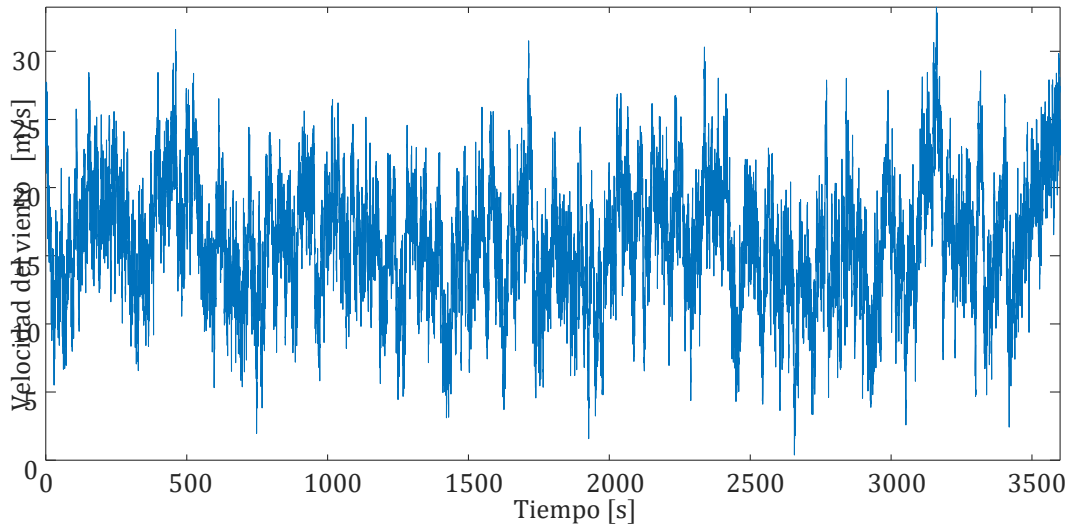


Figura 5.8: Serie temporal de velocidad de viento turbulento extremo para  $V_{hub} = 16 \text{ m/s}$

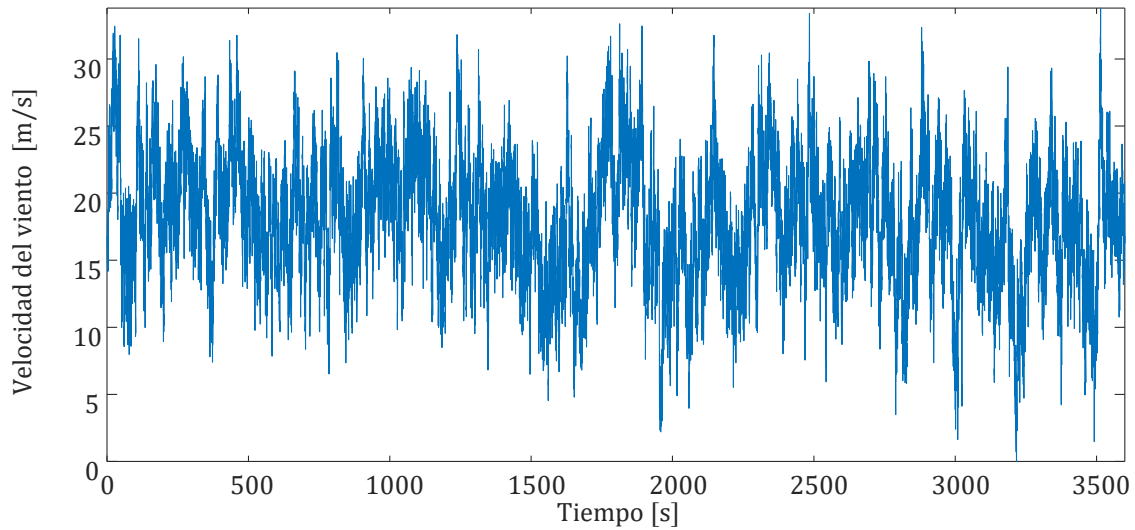


Figura 5.9: Serie temporal de velocidad de viento turbulento extremo para  $V_{hub} = 18 \text{ m/s}$

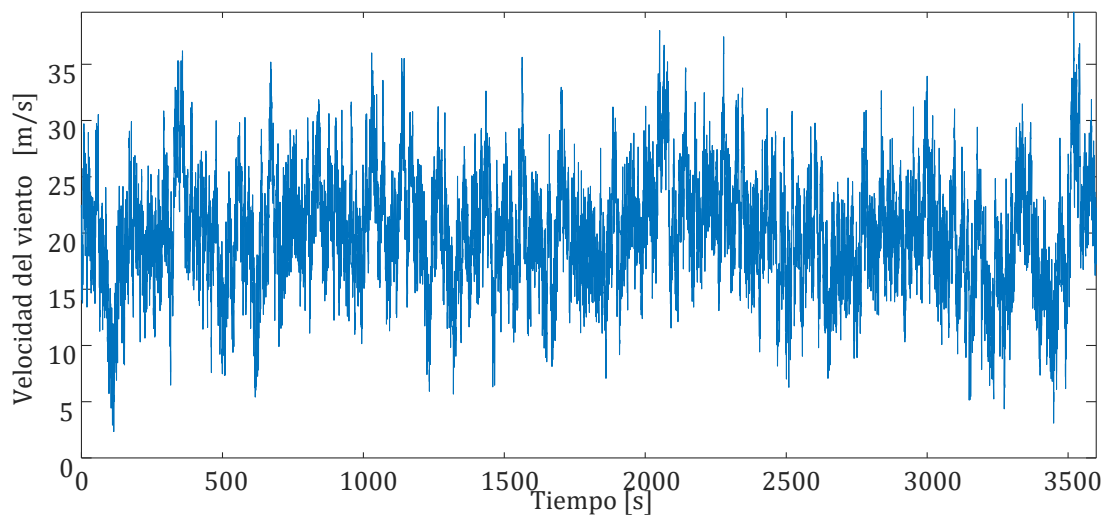


Figura 5.10: Serie temporal de velocidad de viento turbulento extremo para  $V_{hub} = 20 \text{ m/s}$

### 5.2 Convertidor eléctrico

La potencia eléctrica que se sale del generador eléctrico y se vierte a la red eléctrica sufre unas pérdidas mecánicas y eléctricas. Sin entrar en la complejidad que supone analizar un sistema de electrónica de potencia, las pérdidas mecánicas y eléctricas se expresan mediante la ecuación (5.16).

$$P_T(t) = P_r(t) \cdot \eta_g \tag{5.16}$$

Donde  $P_T$  potencia generada por el aerogenerador e insertada a red,  $P_r$  es la potencia del rotor y  $\eta_g$  es la eficiencia conjunta del generador eléctrico y del convertidor eléctrico en tanto por uno. La ecuación (5.16) se puede expresar en función del par motor del rotor como:

$$P_T(t) = \frac{T_r(t)}{\Omega_r(t)} \cdot \eta_g \tag{5.17}$$

En la Figura 5.11 se puede ver el esquema de bloques utilizado para modelar el convertidor eléctrico.

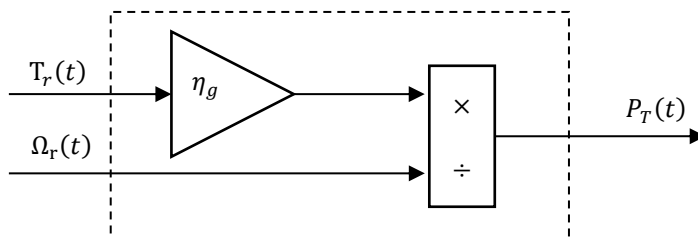


Figura 5.11: Bloque del convertidor eléctrico

El parámetro usado para el bloque del convertidor eléctrico se muestra en la Tabla 5.6.

Tabla 5.6: Parámetro del bloque del convertidor eléctrico.

	Unidades	Valor
$\eta_g$	–	<b>0.9</b>

En el Script 5.14 se muestra el código para fijar el valor del parámetro del modelo de generador eléctrico.

Script 5.5: Parámetro del bloque del convertidor eléctrico.

1	<code>%% 1. Asignación de valores</code>
2	<code>Eta_g = 0.9; % eficiencia conjunta del generador eléctrico y del convertidor eléctrico en tanto por uno. [-]</code>
3	
4	<code>%% 2. Guardado de datos</code>
5	<code>save('Eta_g.mat', 'Eta_g');</code>

### 5.3 Modelo aerodinámico

La aerodinámica del aerogenerador es modelada en función de la velocidad del viento, el ángulo pitch de las palas y la velocidad angular del rotor. El modelo de aerodinámico es un sistema no lineal donde la potencia del rotor,  $P_r$ , se calcula mediante la ecuación (2.100), el par motor del rotor,  $T_r$ , y el tip-speed-ratio,  $\lambda$ , con la ecuación (2.128). En la Figura 5.12 se puede ver un esquema detallado de las ecuaciones utilizadas y el esquema de entradas y salidas del bloque aerodinámico del aerogenerador.

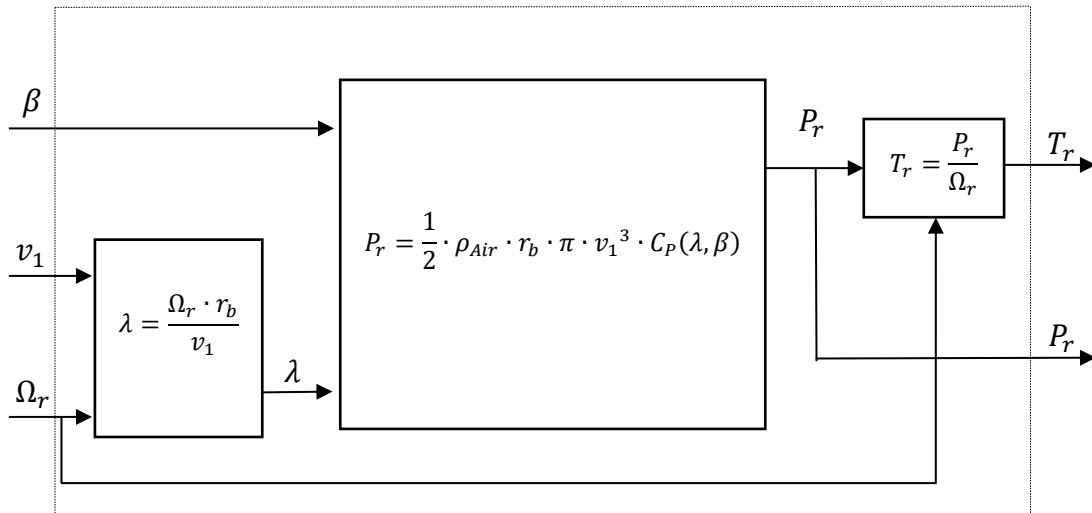


Figura 5.12: Modelo aerodinámico del aerogenerador.

La obtención del coeficiente de potencia  $C_p(\lambda, \beta)$  que indica el porcentaje de la energía cinética del aire que es capturado por el aerogenerador en cada instante de tiempo. El coeficiente de potencia depende del ángulo pitch,  $\beta$  y del parámetro adimensional tip-speed-ratio,  $\lambda$ , definido en la ecuación (2.128).

Desde el punto de vista de la ingeniería de control, el coeficiente de potencia,  $C_p(\lambda, \beta)$ , es el que mejor define el comportamiento aerodinámico del aerogenerador. Para el cálculo del coeficiente de potencia,  $C_p(\lambda, \beta)$ , se emplea el método "Classical Blade Element" explicado en el punto 2.2.4. Los valores usados en el modelado aerodinámico se muestran en la Tabla 5.7 a excepción del coeficiente de potencia  $C_p(\lambda, \beta)$  que se no se muestra por motivos de confidencialidad.

Tabla 5.7: Valores del modelo aerodinámico.

	Unidades	Valor
$r_b$	$m$	11.25
$\beta_{min}$	$[rad]$	0
$\beta_{inc}$	$[rad]$	$\pi/1800$
$\beta_{max}$	$[rad]$	$\pi/6$
$\lambda_{min}$	$[-]$	0
$\lambda_{inc}$	$[-]$	0.05
$\lambda_{max}$	$[-]$	14.95
$\rho_{Air}$	$kg/m^3$	1.225

El Script 5.6 se muestra el código para asignar los valores a los parámetros del modelo aerodinámico.

Script 5.6: Valores del modelo aerodinámico.

1	<code>%% 1. Asignación datos</code>
2	<code>% 1.1. Radio de las palas. [m]</code>
3	<code>r_b=11.25;</code>
4	
5	<code>% 1.2. Tip-speed-ratio [-]</code>
6	<code>Lambda_min=0;</code>
7	<code>Lambda_inc=0.05;</code>
8	<code>Lambda_max=14.95;</code>
9	<code>Lambda=[Lambda_min:Lambda_inc:Lambda_max];</code>
10	
11	<code>% 1.3. Ángulo pitch. [rad]</code>

12	Beta min=0;
13	Beta inc=pi/1800;
14	Beta max=pi/6;
15	Beta=[Beta min:Beta inc:Beta max];
16	
17	% 1.4. Densidad del aire. [Kg/m^3]
18	Rho Air=1.225;
19	
20	%% 2. Guardado
21	save('r b.mat','r b')
22	save('Lambda min.mat','Lambda min')
23	save('Lambda inc.mat','Lambda inc')
24	save('Lambda max.mat','Lambda max')
25	save('Lambda.mat','Lambda')
26	save('Beta min.mat','Beta min')
27	save('Beta inc.mat','Beta inc')
28	save('Beta max.mat','Beta max')
29	save('Beta.mat','Beta')
30	save('Rho Air.mat','Rho Air')

En la Figura 5.13 se puede ver los valores del coeficiente de potencia  $C_p(\lambda, \beta)$  en función del ángulo de giro de las palas pitch y el tip-speed-ratio. Se ha limitado los valores negativos del coeficiente de potencia para poder visualizarse mejor.

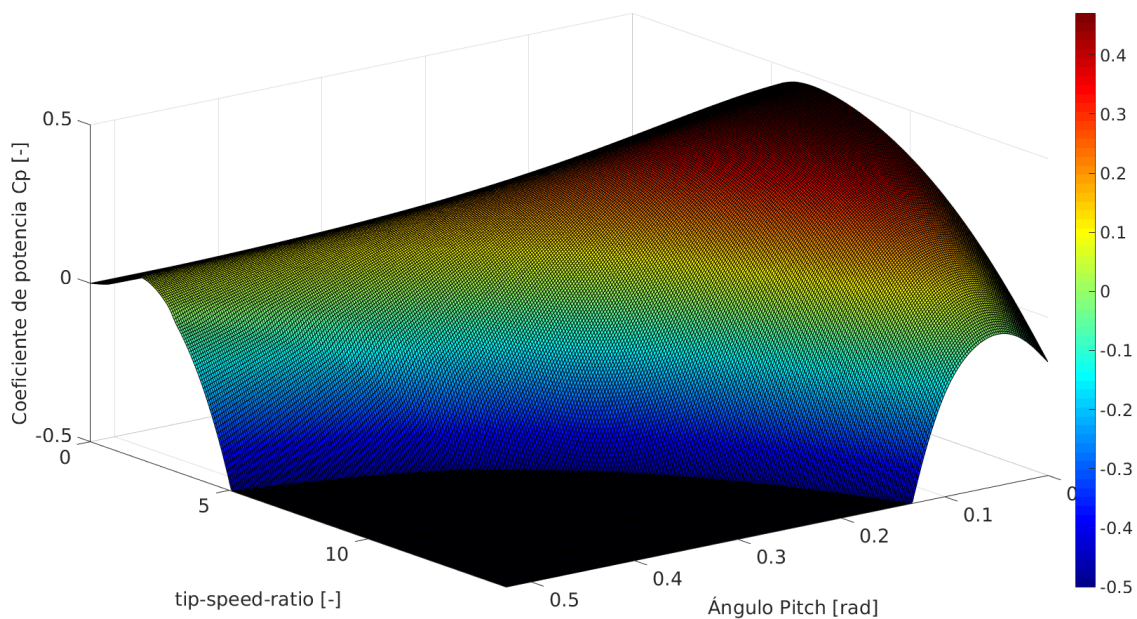


Figura 5.13: Curva de potencia  $C_p$  en función de tip-speed-ratio  $\lambda$  y el ángulo Pitch  $\beta$ .

El Script 5.7 se muestra el código para generar la Figura 5.13 y una animación para poder visualizar la figura desde diferentes puntos de vista.

Script 5.7: Curva de potencia  $C_p$  en función de tip-speed-ratio  $\lambda$  y el ángulo Pitch  $\beta$ .

1	%% 1. Cargar datos
2	load('Cp.mat')
3	load('Pitch.mat');
4	load('Lambda.mat');
5	
6	%% 2. Eliminación de valores de Cp<-0.5 para una mejor visualización
7	Z=(Cp+0.5).*(Cp>=-0.5)-0.5;
8	
9	%% 3. Visualización
10	surf(Pitch./180*pi,Lambda,Z)%,gradient(Z)
11	% 3.1. Color jet

12	Colorbar
13	colormap('jet')
14	% 3.2. Labels
15	xlabel('Angulo Pitch [rad]','FontSize',20)
16	ylabel('tip-speed-ratio [-]','FontSize',20)
17	zlabel('Coeficiente de potencia Cp [-]','FontSize',20)
18	% 3.3. Visualizar ejes de mayor a menor
19	set(gca,'XDir','reverse')
20	set(gca,'YDir','reverse')
21	% 3.4. limitación ejes
22	xlim([0 30*pi/180])
23	ylim([0 14.95])
24	% 3.5. Tamaño letra ejes
25	set(gca,'fontsize',20)
26	
27	%% 4. Animación
28	v = VideoWriter('CP.mp4','MPEG-4');
29	open(v)
30	for azimuth=0:0.5:1%360
31	for Elevation=25:0.05:25.2%30
32	Elevation=Elevation+0.01;
33	view(azimuth,Elevation)
34	set(gcf, 'Position', get(groot, 'Screensize')); % Maximize figure.
35	pause(0.1)
36	Drawnow
37	writeVideo(v,getframe(gcf))
38	end
39	end
40	close(v)

### 5.3.1 Coeficiente de potencia

El coeficiente de potencia calculado de un modo discreto mediante el método “Classical Blade Element” se guarda como una matriz donde las filas indican el valor del tip-speed-ratio y las columnas el ángulo pitch como se muestra en la ecuación (5.18). El parámetro tip-speed-ratio varía dentro del intervalo  $\lambda \in [\lambda_{min}, \lambda_{max}]$  con un incremento  $\lambda_{inc}$  entre dos valores próximos y el parámetro ángulo Pitch varía dentro de un intervalo  $\beta \in [\beta_{min}, \beta_{max}]$  con un incremento  $\beta_{inc}$  entre dos valores cercanos. El valor de estos parámetros asociados al coeficiente de potencia se muestra en la Tabla 5.7.

$$\begin{bmatrix} C_P(\lambda_{min}, \beta_{min}) & C_P(\lambda_{min}, \beta_{min} + \beta_{inc}) & \dots & C_P(\lambda_{min}, \beta_{max}) \\ C_P(\lambda_{min} + \lambda_{inc}, \beta_{min}) & C_P(\lambda_{min} + \lambda_{inc}, \beta_{min} + \beta_{inc}) & \dots & C_P(\lambda_{min} + \lambda_{inc}, \beta_{max}) \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ C_P(\lambda_{max}, \beta_{min}) & C_P(\lambda_{max}, \beta_{min} + \beta_{inc}) & \dots & C_P(\lambda_{max}, \beta_{max}) \end{bmatrix} \quad (5.18)$$

Para disponer de valores continuos del coeficiente de potencia o cuando se necesita una resolución mayor que la proporcionada por  $\lambda_{inc}$  o  $\beta_{inc}$ , entonces, se utiliza una función de interpolación lineal definida en la ecuación (5.19).

$$f_{C_P}(\lambda, \beta) = a_{C_P} + b_{C_P} \cdot \lambda + c_{C_P} \cdot \beta + d_{C_P} \cdot \lambda \cdot \beta \quad (5.19)$$

Donde  $a_{C_P}$ ,  $b_{C_P}$ ,  $c_{C_P}$  y  $d_{C_P}$  son los parámetros de la interpolación lineal del coeficiente de potencia entre los cuatro puntos más próximos al punto  $(\lambda, \beta) \rightarrow (f_{C_P})$ . El calculo de los coeficientes  $a_{C_P}$ ,  $b_{C_P}$ ,  $c_{C_P}$  y  $d_{C_P}$  dado los cuatro puntos de la ecuación (5.20)

$$\begin{pmatrix} \lambda_1 & \beta_1 \\ \lambda_1 & \beta_2 \\ \lambda_2 & \beta_1 \\ \lambda_2 & \beta_2 \end{pmatrix} \rightarrow \begin{pmatrix} C_{P1} \\ C_{P2} \\ C_{P3} \\ C_{P4} \end{pmatrix} \quad (5.20)$$

Para un punto  $(\lambda, \beta)$  cualquiera, cumpliéndose que  $\lambda_1 < \lambda < \lambda_2$  y cumpliéndose también  $\beta_1 < \beta < \beta_2$ . Entonces los coeficientes se calculan con la ecuación (5.21).

$$\begin{bmatrix} a_{C_P} \\ b_{C_P} \\ c_{C_P} \\ d_{C_P} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{P1} \\ C_{P2} \\ C_{P3} \\ C_{P4} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & \lambda_1 & \beta_1 & \lambda_1 \cdot \beta_1 \\ 1 & \lambda_1 & \beta_2 & \lambda_1 \cdot \beta_2 \\ 1 & \lambda_2 & \beta_1 & \lambda_2 \cdot \beta_1 \\ 1 & \lambda_2 & \beta_2 & \lambda_2 \cdot \beta_2 \end{bmatrix}^{-1} \quad (5.21)$$

En el Script 5.8 se muestra la función para el código para el cálculo de los valores intermedios con el ejemplo de la Figura 5.14.

#### Script 5.8: Calculo del coeficiente de potencia para valores

1	function [ CP ] = f CP(Lambda, Beta)
2	%% Input:
3	% Lambda: es el tip-speed-ratio [-].
4	% Beta: es el ángulo pitch [rad].
5	%% Output
6	% CP: El coeficiente de potencia.
8	%% 0. Valores para ejemplo de cálculo
9	% Lambda=[10.17,11.27];
10	% Beta=[0.2,0.22];
12	%% 1. Carga de datos
13	load('Cp.mat')
14	Vector Lambda=[0:0.05:14.95]; % [-]
15	Vector Beta=[0:0.1:30]*pi/180; % [rad] Cp(Lambda,Beta)
17	%% 2. Ver si está fuera de rango.
18	if sum((Beta<min(Vector Beta)))+(Beta>max(Vector Beta))
19	disp('Error fuera de rango')
20	end
22	if sum((Lambda<min(Vector Lambda)))+(Lambda>max(Vector Lambda))
23	disp('Error fuera de rango')
24	end
26	%% 3. Búsqueda de los 4 puntos que rodean (Lambda, Beta)
27	Lambda1=zeros(1,length(Lambda));
28	Lambda2=zeros(1,length(Lambda));
29	Beta1=zeros(1,length(Beta));
30	Beta2=zeros(1,length(Beta));
31	Cp1=zeros(1,length(Beta));
32	Cp2=zeros(1,length(Beta));
33	Cp3=zeros(1,length(Beta));
34	Cp4=zeros(1,length(Beta));
35	CP=zeros(1,length(Beta));
36	for i=1:length(Lambda)
37	Indice Vector Lambda=find(Vector Lambda<=Lambda(i));
38	Lambda1(i)=Vector Lambda(Indice Vector Lambda(end));
39	Lambda2(i)=Vector Lambda(Indice Vector Lambda(end)+1);
41	Indice Vector Beta=find(Vector Beta<=Beta(i));
42	Beta1(i)=Vector Beta(Indice Vector Beta(end));
43	Beta2(i)=Vector Beta(Indice Vector Beta(end)+1);
45	Cp1(i)=Cp(Indice Vector Lambda(end),Indice Vector Beta(end));
46	Cp2(i)=Cp(Indice Vector Lambda(end),Indice Vector Beta(end)+1);
47	Cp3(i)=Cp(Indice Vector Lambda(end)+1,Indice Vector Beta(end));
48	Cp4(i)=Cp(Indice Vector Lambda(end)+1,Indice Vector Beta(end)+1);
51	%% 3. Cálculo de los parámetros de interpolación
52	aux1=[Cp1(i),Cp2(i),Cp3(i),Cp4(i)];
53	aux2=[ones(1,4);[Lambda1(i),Lambda1(i),Lambda2(i),Lambda2(i)];[Beta1(i),Beta2(i),Beta1(i),Beta2(i)];[Lambda1(i),Lambda1(i),Lambda2(i),Lambda2(i)].*[Beta1(i),Beta2(i),Beta1(i),Beta2(i)]]];
54	P=aux1*pinv(aux2);
56	a=P(1);
57	b=P(2);
58	c=P(3);
59	d=P(4);
60	%% 4. Cálculo del coeficiente de potencia.
61	CP(i)=a+b*Lambda(i)+c*Beta(i)+d*Lambda(i)*Beta(i);
62	end
63	%% 5. Visualización



64	<code>if(1)</code>
65	<code>plot3(Lambda(1),Beta(1),CP(1),'g*');</code>
66	<code>hold on</code>
67	<code>plot3([Lambda1(1),Lambda2(1),Lambda2(1),Lambda1(1),Lambda1(1)], [Beta1(1),Beta1(1),Beta2(1),Beta2(1),Beta1(1)], [Cp1(1),Cp3(1),Cp4(1),Cp2(1),Cp1(1)], 'r*-');</code>
68	<code>grid on</code>
69	<code>xlabel('Lambda');</code>
70	<code>ylabel('Beta');</code>
71	<code>zlabel('Cp');</code>
72	<code>aux={'C P lineal calculado','C P discreto'};</code>
73	<code>legend(aux);</code>
74	<code>end</code>
75	<code>end</code>

Este concepto se muestra mediante un ejemplo en la Figura 5.14 donde el punto solitario (color verde) tiene el valor  $(10.17, 0.2) \rightarrow (-0.29)$  rodeado de los cuatro puntos próximos (color rojo): el primero  $(10.15, 0.19896) \rightarrow (-0.27847)$ , el segundo  $(10.2, 0.19896) \rightarrow (-0.28834)$ , el tercero  $(10.2, 0.20071) \rightarrow (-0.30332)$  y el cuarto  $(10.15, 0.20071) \rightarrow (-0.29323)$ .

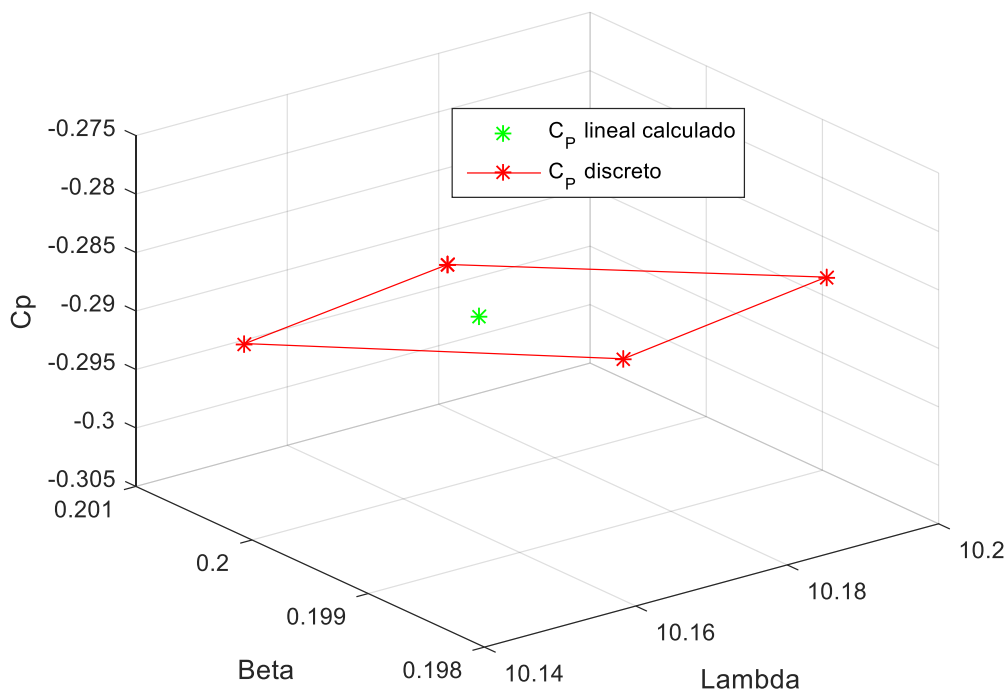


Figura 5.14: Ejemplo de Interpolación lineal del coeficiente de potencia.

El Script 5.9 se muestra el código para generar la Figura 5.14.

Script 5.9: Calculo del ejemplo de Interpolación lineal del coeficiente de potencia.

1	<code>%% 0. Valores para ejemplo de cálculo</code>
2	<code>Lambda=[10.17,11.27];</code>
3	<code>Beta=[0.2,0.22];</code>
4	<code>f CP(Lambda, Beta);</code>

### 5.3.2 Valores nominales de operación

Una vez que es definida la aerodinámica del aerogenerador mediante el coeficiente potencia se pueden calcular las condiciones nominales de funcionamiento. El ángulo pitch con mayor eficiencia aerodinámica

indica el punto de operación nominal del aerogenerador. Este ángulo se puede calcular mediante la ecuación (5.22).

$$\beta_{opt} = \arg \max_{\beta} f_{C_p}(\lambda, \beta) \quad (5.22)$$

Donde  $\beta_{opt}$  es el valor del ángulo pitch con mayor eficiencia aerodinámica en [rad]. Fijando la potencia nominal entregada a la red que en este aerogenerador es de 100Kw y usando la ecuación (5.17) se calcula la potencia nominal del rotor.

$$P_{r\_nom} = \frac{P_{T\_nom}}{\eta_g} \quad (5.23)$$

Donde  $P_{T\_nom}$  es la potencia nominal entregada a la red en [ $m^2 \cdot Kg \cdot s^{-3}$ ] y  $\eta_g$  es la eficiencia conjunta del generador eléctrico y del convertidor eléctrico en tanto por uno. La potencia del rotor calculada en la ecuación (2.100), junto con la función lineal del coeficiente de potencia de la ecuación (5.19) y usando ángulo pitch con mayor eficiencia aerodinámica de la ecuación (5.22).

$$P_{r\_nom} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot v_{1\_nom}^3 \cdot f_{C_p}(\lambda_{opt}(\beta_{opt}), \beta_{opt}) \quad (5.24)$$

Donde  $P_{r\_nom}$  es la potencia nominal del rotor en [ $m^2 \cdot Kg \cdot s^{-3}$ ] y  $v_{1\_nom}$  es la velocidad nominal del viento en [ $m \cdot s^{-1}$ ]. La velocidad nominal se obtiene combinando las ecuaciones (5.24) y (5.23).

$$v_{1\_nom} = \sqrt[3]{\frac{P_{T\_nom} \cdot 2}{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot f_{C_p}(\lambda_{opt}(\beta_{opt}), \beta_{opt}) \cdot \eta_g}} \quad (5.25)$$

Usando la ecuación (2.128).que define el tip-speed-ratio, la ecuación (5.24) y sustituyendo por los parámetros nominales se obtiene otro modo de calcular la potencia nominal del rotor.

$$P_{r\_nom} = \frac{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_{nom}^3 \cdot f_{C_p}(\lambda_{opt}(\beta_{opt}), \beta_{opt})}{2 \cdot \lambda_{opt}(\beta_{opt})^3} \quad (5.26)$$

La velocidad angular nominal del rotor se obtiene mediante la ecuación (5.26) como:

$$\Omega_{r\_nom} = \sqrt[3]{\frac{P_{r\_nom} \cdot 2 \cdot \lambda_{opt}(\beta_{opt})^3}{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot f_{C_p}(\lambda_{opt}(\beta_{opt}), \beta_{opt}) \cdot \eta_g}} \quad (5.27)$$

Donde  $\Omega_{r\_nom}$  es la velocidad angular nominal del rotor en [ $rad \cdot s^{-1}$ ]. El par motor nominal del rotor se calcula mediante la ecuación (5.28).

$$T_{r\_nom} = \frac{P_{r\_nom}}{\Omega_{r\_nom}} \quad (5.28)$$

Donde  $T_{r\_nom}$  es el par nominal del rotor en [ $m^2 \cdot Kg \cdot rad^{-1} \cdot s^{-2}$ ]. Los valores calculados en las ecuaciones(5.29), (5.22), (5.30), (5.23), (5.25), (5.27) y (5.28) se calculan mediante el Script 5.10 y se muestran en la Tabla 5.8.

**Script 5.10: Calculo de Condiciones nominales de operación.**

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Cp.mat') % [-]
3	load('Lambda min.mat') % [-]
4	load('Lambda inc.mat') % [-]

```

5 load('Lambda max.mat') % [-]
6 load('Lambda.mat') % [-]
7 load('Beta min.mat') % [rad]
8 load('Beta inc.mat') % [rad]
9 load('Beta max.mat') % [rad]
10 load('Beta.mat') % [rad]
11 load('r b.mat') % [m]
12 load('Rho Air.mat') % [Kg/m^3]
13 load('P T nom.mat') % [W]
14 load('Eta g') % [-]
15 %
16 %% 2. Cálculos
17 % 2.1. Lambda opt [-]
18 [C P max, indice Lambda opt]=max(max(Cp'));
19 Lambda opt=Lambda(indice Lambda opt);
20 save('Lambda_opt.mat','Lambda_opt')
21 %
22 % 2.2. Beta opt [rad]
23 [C P max, indice Beta opt]=max(max(Cp));
24 Beta opt=Beta(indice Beta opt);
25 save('Beta_opt.mat','Beta_opt')
26 %
27 % 2.3. C P max [-]
28 C P max=max(Cp(:));
29 save('C P max.mat','C P max')
30 %
31 % 2.4. Potencia nominal del rotor. [W]
32 P r nom=P T nom/Eta g;
33 save('P r nom.mat','P r nom')
34 %
35 % 2.5. Omega r nom [rad/s]
36 Omega r nom=(P r nom*2*Lambda opt^3/(Rho Air*pi*r b^5*C P max))^(1/3);
37 save('Omega_r_nom.mat','Omega_r_nom')
38 %
39 % 2.6. V nom [m/s]
40 v 1 nom=(P T nom*2/(Rho Air*pi*r b^2*C P max*Eta g))^(1/3);
41 save('v_1_nom.mat','v_1_nom')
42 %
43 % 2.7. T r nom [Kg*m^2/(rad*s^2)] = [W*s/rad]
44 T r nom=P r nom/Omega r nom;
45 save('T_r_nom.mat','T_r_nom')

```

Tabla 5.8: parámetros nominales de funcionamiento del aerogenerador.

	Unidades	Valor
$P_{T_{nom}}$	$W$	90000
$P_{r_{nom}}$	$W$	100000
$v_{nom}$	$kg/m^3$	9.9016
$\Omega_{r_{nom}}$	$rad/s$	5.6769
$C_{p_{max}}$	–	0.47
$\lambda_{opt}$	–	6.45
$\beta_{opt}$	$rad$	0
$T_{r_{nom}}$	$W \cdot s/rad$	19572.42

### 5.3.3 Condiciones óptimas de operación

Cuando la velocidad del viento toma valores por encima de la velocidad nominal del viento se definen las condiciones óptimas de operación que implican una reducción de la eficiencia aerodinámica del aerogenerador mediante el giro del ángulo pitch de las palas. En este punto se muestra los valores óptimos

en función del ángulo pitch para: el tip-speed-ratio, el coeficiente de potencia, la potencia del rotor, la velocidad del viento, la velocidad angular del rotor y la velocidad del viento.

**Tip-speed-ratio:** Existe un valor óptimo del tip-speed-ratio por cada valor del ángulo pitch, que se obtiene cuando el coeficiente de potencia es máximo mediante la ecuación (5.29).

$$\lambda_{opt}(\beta) = arg \max_{\lambda} f_{Cp}(\lambda, \beta) \tag{5.29}$$

Donde  $\lambda_{opt}(\beta)$  es el valor óptimo del tip-speed-ratio para el ángulo pitch  $\beta$  en  $[-]$ . En la Figura 5.15 se muestra el valor óptimo del tip-speed-ratio en función del ángulo pitch.

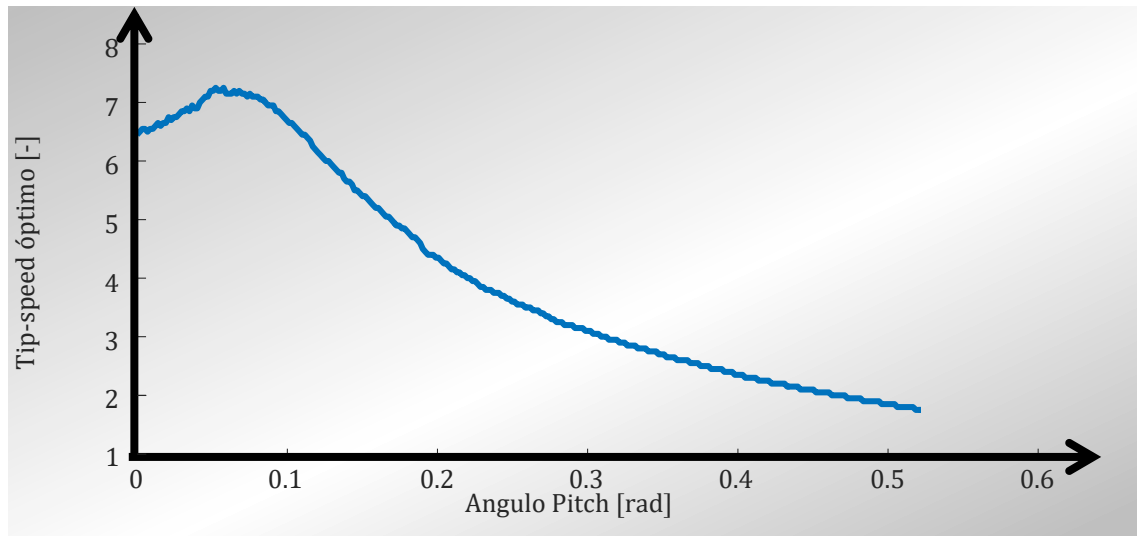


Figura 5.15: Valor óptimo del tip-speed-ratio en función del ángulo pitch  $\beta$ .

**Coficiente de potencia:** Existe un valor máximo del coeficiente de potencia por cada ángulo pitch. Éste se calcula mediante la ecuación (5.30).

$$C_{Pmax}(\beta) = max f_{Cp}(\lambda, \beta) \tag{5.30}$$

Donde  $C_{Pmax}(\beta)$  es el valor más alto del coeficiente de potencia para el ángulo pitch ( $\beta$ ) en  $[-]$ . En la Figura 5.16 se muestra el valor máximo del coeficiente de potencia en función del ángulo pitch

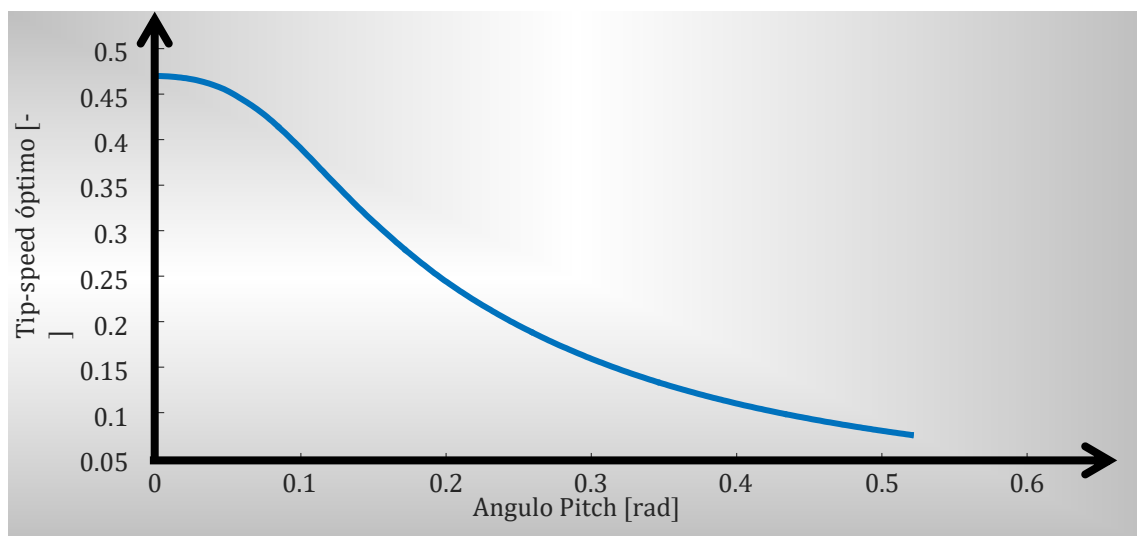


Figura 5.16: Valor máximo del coeficiente de potencia en función del ángulo pitch  $\beta$ .

En la Figura 5.17 se muestra el coeficiente de potencia máximo en función del ángulo pitch y del tip-speed-ratio.

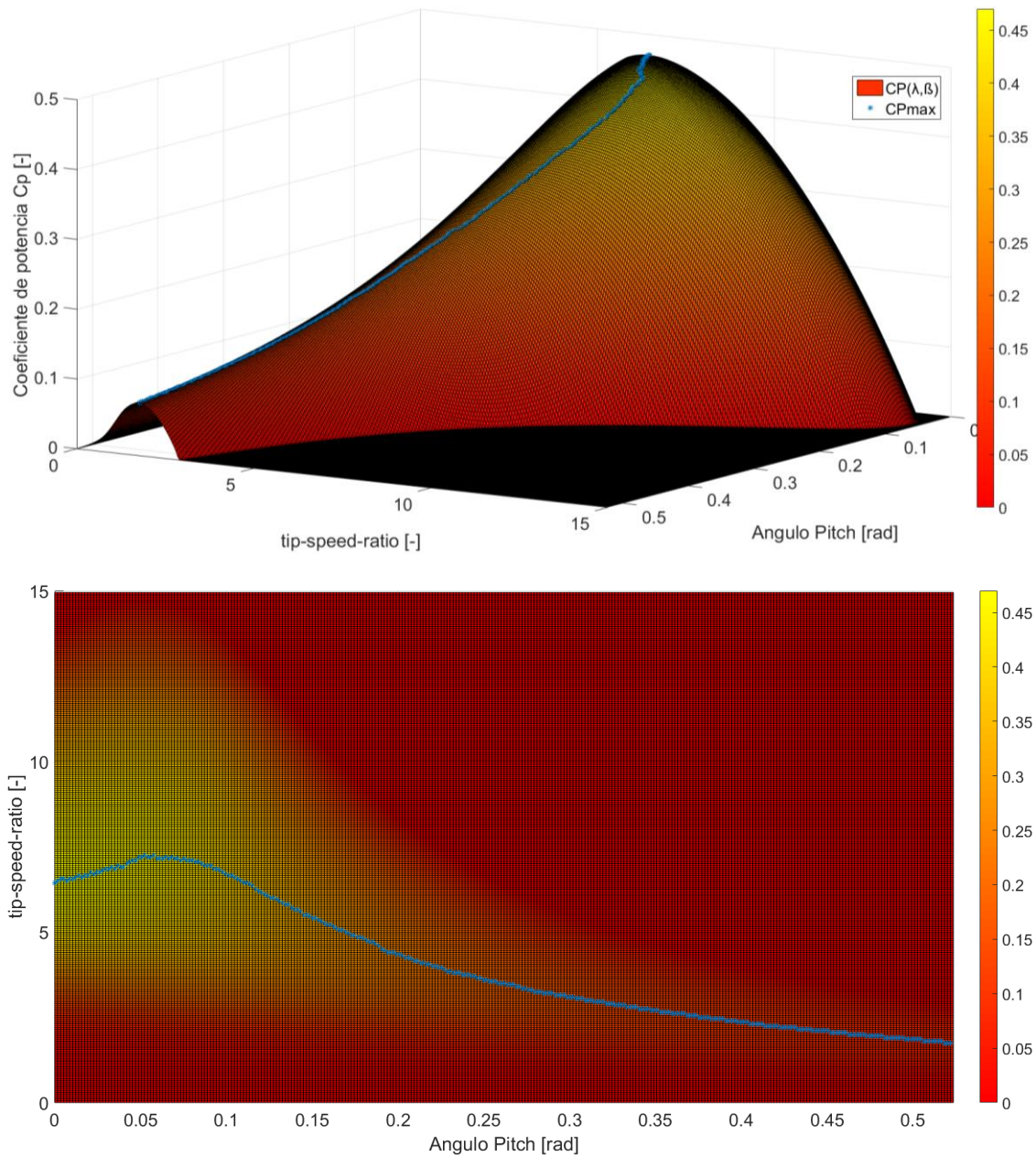


Figura 5.17: Valor óptimo del tip-speed-ratio en función del ángulo pitch  $\beta$ .

La función para calcular el valor óptimo del tip-speed-ratio y el valor máximo del coeficiente de potencia por cada valor del ángulo pitch se muestra en el Script 5.11.

Script 5.11: función para calcular el valor óptimo del tip-speed-ratio y el valor máximo del coeficiente de potencia por cada valor del ángulo pitch.

1	<code>function [ Lambda_opt, C_P_max ] = f_Lambda_opt( Beta )</code>
2	<code>%% Input:</code>
3	<code>% Beta:</code>
4	<code>%% Output</code>
5	<code>% Lambda_opt</code>
6	<code>% C_P_max</code>
7	<code>%% 1. Carga de datos</code>
8	<code>persistent Cp</code>

9	<code>if isempty(Cp)</code>
10	<code>load('Cp.mat')</code>
11	<code>end</code>
12	
13	<code>persistent Beta_min</code>
14	<code>if isempty(Beta_min)</code>
15	<code>load('Beta_min.mat')</code>
16	<code>end</code>
17	
18	<code>persistent Beta_inc</code>
19	<code>if isempty(Beta_inc)</code>
20	<code>load('Beta_inc.mat')</code>
21	<code>end</code>
22	
23	<code>persistent Beta_max</code>
24	<code>if isempty(Beta_max)</code>
25	<code>load('Beta_max.mat')</code>
26	<code>end</code>
27	
28	<code>persistent Lambda_min</code>
29	<code>if isempty(Lambda_min)</code>
30	<code>load('Lambda_min.mat')</code>
31	<code>end</code>
32	
33	<code>persistent Lambda_inc</code>
34	<code>if isempty(Lambda_inc)</code>
35	<code>load('Lambda_inc.mat')</code>
36	<code>end</code>
37	
38	<code>persistent Lambda_max</code>
39	<code>if isempty(Lambda_max)</code>
40	<code>load('Lambda_max.mat')</code>
41	<code>end</code>
42	
43	<code>persistent Vector_Lambda</code>
44	<code>if isempty(Vector_Lambda)</code>
45	<code>load('Vector_Lambda')</code>
46	<code>end</code>
47	
48	<code>persistent Vector_Beta</code>
49	<code>if isempty(Vector_Beta)</code>
50	<code>load('Vector_Beta')</code>
51	<code>end</code>
52	
53	<code>%% 2. Ver si está fuera de rango.</code>
54	<code>if Beta&lt;min(Vector_Beta)</code>
55	<code>Beta=Beta_min;</code>
56	<code>disp(horzcat('Beta=',num2str(Beta),'. Error fuera de rango'))</code>
57	<code>end</code>
58	
59	<code>if Beta&gt;=max(Vector_Beta)</code>
60	<code>Beta=Beta_max;</code>
61	<code>disp(horzcat('Beta=',num2str(Beta),'. Error fuera de rango'))</code>
62	<code>end</code>
63	
64	<code>%% 2. Calculos</code>
65	<code>% 2.1. Beta</code>
66	<code>Indice_Vector_Beta1=find(Vector_Beta&lt;=Beta);</code>
67	<code>I_Beta1=Indice_Vector_Beta1(end);</code>
68	<code>Beta1=Vector_Beta(I_Beta1);</code>
69	
70	<code>Indice_Vector_Beta2=find(Vector_Beta&gt;Beta);</code>
71	<code>I_Beta2=Indice_Vector_Beta2(1);</code>
72	<code>Beta2=Vector_Beta(I_Beta2);</code>
73	
74	<code>% 2.2. Lambda opt</code>
75	<code>[C_P_max1,indice_Lambda_opt]=max(Cp(:,I_Beta1)');</code>
76	<code>Lambda_opt1=Vector_Lambda(indice_Lambda_opt);</code>
77	
78	<code>[C_P_max2,indice_Lambda_opt]=max(Cp(:,I_Beta2)');</code>
79	<code>Lambda_opt2=Vector_Lambda(indice_Lambda_opt);</code>
80	

81	<code>% 2.3. C P max</code>
82	<code>C_P_max = (C_P_max1-C_P_max2)/(Beta1-Beta2) * Beta + C_P_max1-(C_P_max1-C_P_max2)/(Beta1-Beta2)*Beta1;</code>
83	
84	<code>% 2.4. Lambda opt</code>
85	<code>Lambda_opt=(Lambda_opt1-Lambda_opt1)/(Beta1-Beta2)*Beta+Lambda_opt1-(Lambda_opt1-Lambda_opt1)/(Beta1-Beta2)*Beta;</code>
86	<code>end</code>

En el Script 5.12 se muestra el código para generar la Figura 5.15, la Figura 5.16 y la Figura 5.17 que muestran el valor óptimo del tip-speed-ratio en función del ángulo pitch  $\beta$ , valor máximo del coeficiente de potencia en función del ángulo pitch  $\beta$  y el valor máximo del coeficiente de potencia en función del ángulo pitch y del tip-speed-ratio respectivamente.

Script 5.12: Generación de la Figura 5.15, la Figura 5.16 y Figura 5.17

1	<code>%% 1. Carga de datos</code>
2	<code>load('Vector Beta.mat')</code>
3	
4	<code>%% 2. Cálculos</code>
5	<code>Lambda_opt=zeros(1,length(Vector Beta)-1);</code>
6	<code>C_P_max=zeros(1,length(Vector Beta)-1);</code>
7	<code>for i=1:length(Vector Beta)-1</code>
8	<code>    Beta=Vector Beta(i);</code>
9	<code>    [Lambda_opt(i), C_P_max(i)]=f_Lambda_opt(Beta);</code>
10	<code>end</code>
11	
12	<code>%% 3. Visualización</code>
13	<code>figure</code>
14	<code>plot(Vector Beta(1:end-1),Lambda_opt)</code>
15	<code>xlabel('Angulo Pitch [rad]')</code>
16	<code>ylabel('Tip-speed-ratio optimo [-]')</code>
17	
18	<code>figure</code>
19	<code>plot(Vector Beta(1:end-1),C_P_max)</code>
20	<code>xlabel('Angulo Pitch [rad]')</code>
21	<code>ylabel('Tip-speed-ratio optimo [-]')</code>
22	
23	<code>figure</code>
24	<code>Z=(Cp) .* (Cp&gt;=-0.0);% Eliminación de negativos del coeficiente de potencia para una mejor visualización</code>
25	<code>surf(Vector Beta,Vector Lambda,Z)</code>
26	<code>hold on</code>
27	<code>plot3(Vector Beta(1:end-1),Lambda_opt,C_P_max,'*')</code>
28	<code>set(gca,'FontSize',20)</code>
29	<code>xlabel('Angulo Pitch [rad]')</code>
30	<code>ylabel('tip-speed-ratio [-]')</code>
31	<code>zlabel('Coeficiente de potencia Cp [-]')</code>
32	<code>zlim([-0.0,0.5])</code>

**Potencia del rotor:** Para velocidades de viento por encima de la velocidad nominal es necesario reducir la eficiencia aerodinámica del aerogenerador mediante el giro del ángulo pitch de las palas. La potencia óptima del rotor en función del ángulo pitch debe ser aproximadamente constante a la potencia nominal del rotor.

$$P_{r\_opt}(\beta) \approx P_{r\_nom} \quad (5.31)$$

Donde  $P_{r\_opt}(\beta)$  es la potencia óptima del rotor en función del ángulo pitch en  $[m^2 \cdot Kg \cdot s^{-3}]$ .

**Velocidad angular del rotor:** De igual modo, la velocidad angular óptima del rotor en función del ángulo pitch se mantiene constante alrededor de la velocidad angular nominal del rotor aunque existan variaciones del ángulo pitch.

$$\Omega_{r\_opt}(\beta) \approx \Omega_{r\_nom} \quad (5.32)$$

Donde  $\Omega_{r\_opt}$  es la velocidad angular óptima del rotor en  $[rad \cdot s^{-1}]$ .

**Par motor del rotor:** El par motor nominal del rotor se calcula mediante la siguiente ecuación.

$$T_{r\_opt}(\beta) = \frac{P_{r\_opt}(\beta)}{\Omega_{r\_opt}(\beta)} \approx T_{r\_nom} \quad (5.33)$$

Donde  $T_{r\_opt}(\beta)$  es el par óptimo del rotor en función del ángulo pitch en  $[m^2 \cdot Kg \cdot rad^{-1} \cdot s^{-2}]$ .

**Velocidad del viento:** la velocidad del viento óptima en función del ángulo pitch debe ser como mínimo

$$v_{1\_opt}(\beta) \geq \sqrt[3]{\frac{P_{r\_nom} \cdot 2}{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot f_{c_p}(\lambda_{opt}(\beta), \beta)}}$$

Donde  $v_{1\_opt}(\beta)$  es la velocidad del viento óptima en función del ángulo pitch en  $[m \cdot s^{-1}]$ . En la Figura 5.18 se muestra la velocidad del viento mínima en función del ángulo pitch suponiendo una velocidad angular del rotor constante.

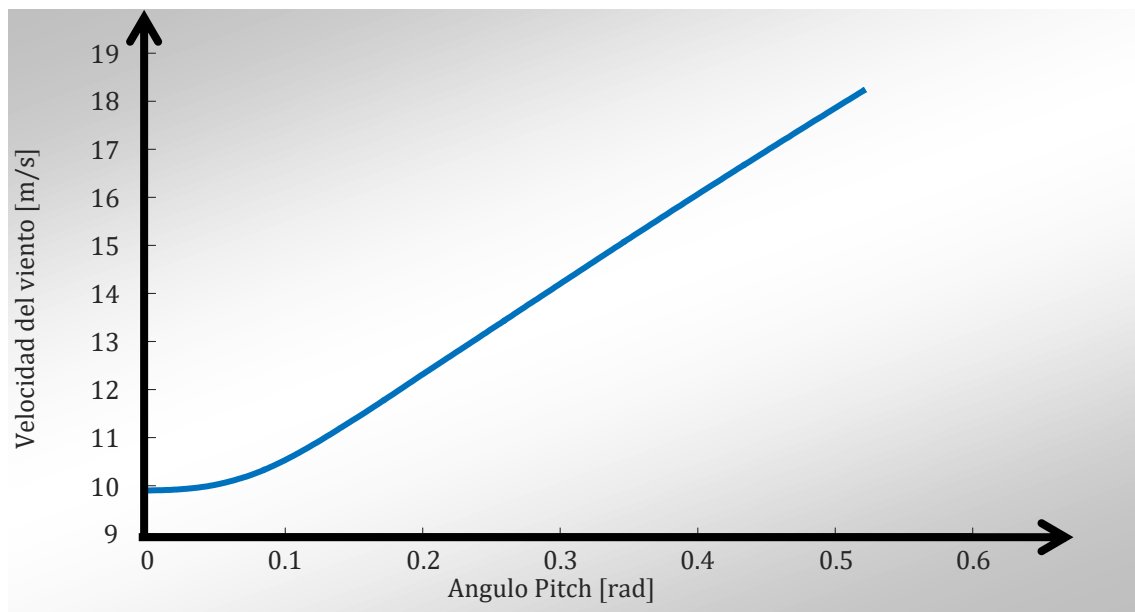


Figura 5.18: Velocidad del viento óptima en función del ángulo pitch  $\beta$ .

## 5.4 Tren de potencia

El tren de potencia es el conjunto de elementos encargados de transmitir el par motor desde el rotor hasta el generador eléctrico. El modelado del tren de potencia incluye el conjunto de partes móviles: buje, palas, eje lento, reductora y eje rápido. El modelo usado se puede ver en la Figura 5.19 donde se observan diferentes parámetros que definen el modelo de tren potencia utilizado.

La inercia del tren de potencia se divide en dos grandes conjuntos como puede verse en la Figura 5.19. Por un lado, la inercia del rotor,  $I_r$ , y por otro la inercia del generador,  $I_g$ . La inercia del rotor incluye la masa de las palas, el buje, el eje lento y una parte de la caja de cambios. La inercia del generador incluye una parte de la masa de la caja de cambios, el eje rápido y la parte móvil del generador. De la misma forma,



La amortiguación angular se divide en dos grupos: la amortiguación de la velocidad angular del rotor o eje lento,  $B_r$ , y la amortiguación de la velocidad angular del generador,  $B_g$ .

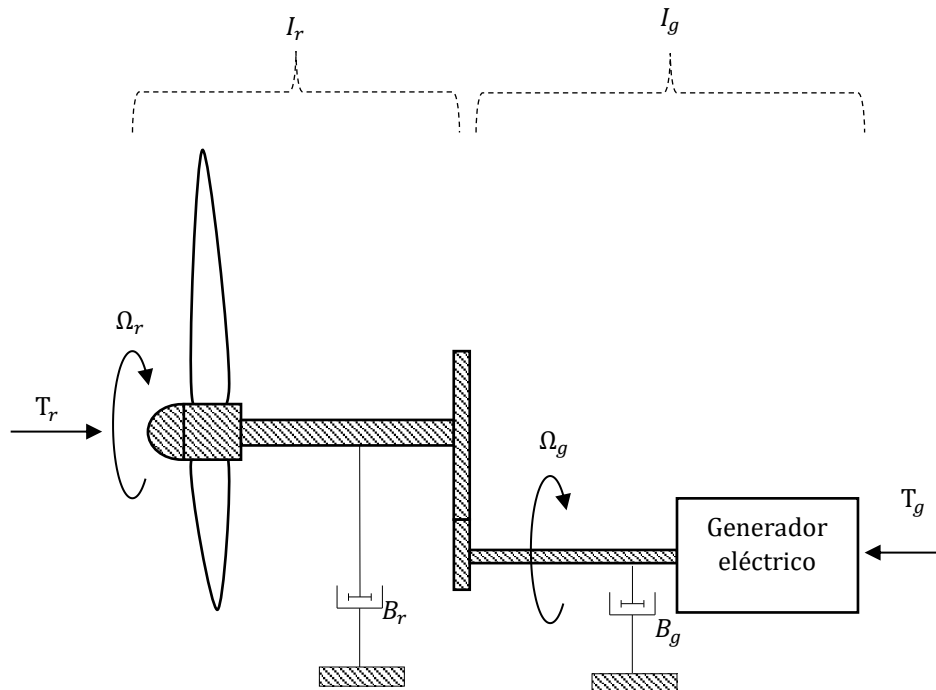


Figura 5.19: Modelo de tren de potencia.

La reductora es la encargada de variar la velocidad angular entre el eje lento y el eje rápido. La potencia que se transmite del eje lento al eje rápido se mantiene constante variando la velocidad angular y el par motor. Esta relación se expresa de forma matemática así:

$$P_r = T_r \cdot \Omega_r = T_g \cdot \Omega_g = cte \quad (5.34)$$

Donde  $T_g$  es el par motor absorbido por el generador eléctrico y  $\Omega_g$  es la velocidad angular del eje rápido del generador eléctrico. El ratio entre los dos engranajes de la caja de cambios es inversamente proporcional al número de dientes de cada engranaje. Se define un coeficiente de reducción que se expresa como:

$$\frac{T_g}{T_r} = \frac{\Omega_r}{\Omega_g} = \frac{1}{R_t} \quad (5.35)$$

Donde el coeficiente de reducción de la caja de cambios se denota como  $R_t$ . Para simplificar los cálculos, el modelo de la Figura 5.19 se puede transformar en un modelo equivalente basándose en considerar a todo el tren de potencia como un sólido rígido en rotación, sin una caja reductora y girando a la velocidad del rotor. En la Figura 5.20 puede verse este modelo equivalente de tren de potencia desde el punto de vista del rotor.

En este modelo equivalente, la masa inercial equivalente del sistema se puede calcular como:

$$I_T = I_r + I_g \cdot R_t^2 \quad (5.36)$$

Donde  $I_T$  es la inercia total equivalente del sólido rígido en movimiento angular.

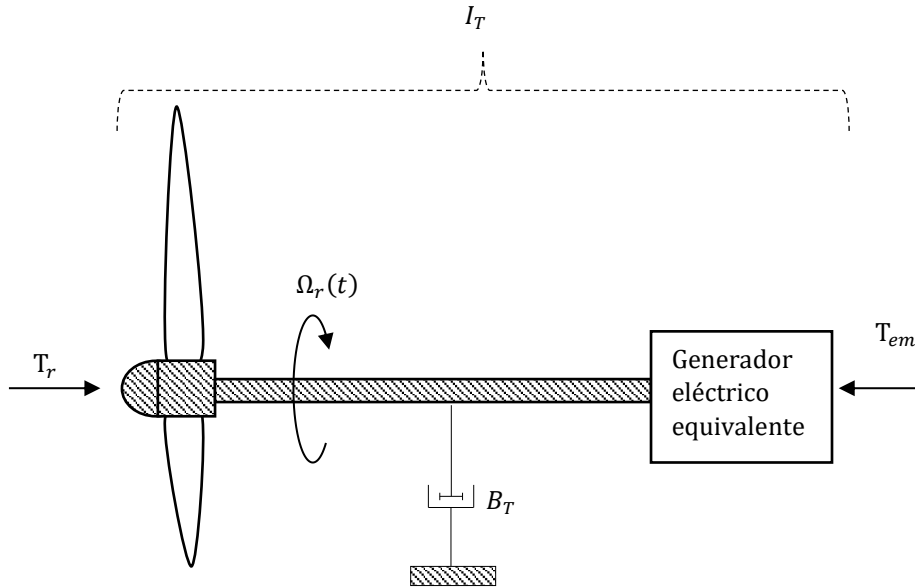


Figura 5.20: Modelo equivalente de tren de potencia.

Igualmente, la amortiguación rotacional equivalente del sistema es:

$$B_T = B_r + B_g \cdot R_t \tag{5.37}$$

Donde  $B_T$  es la amortiguación total equivalente del sólido rígido en movimiento angular. El par motor equivalente absorbido por el generador es:

$$T_{em} = T_g \cdot R_t \tag{5.38}$$

Donde  $T_{em}$  es el par motor equivalente del generador. La ecuación que describe el comportamiento equivalente del sistema es la siguiente:

$$T_r - T_{em} = B_T \cdot \Omega_r + I_T \cdot \frac{d\Omega_r}{dt} \tag{5.39}$$

En la Tabla 5.9 se muestran los valores de los parámetros usados para modelar el tren de potencia.

Tabla 5.9: Parámetros usados para modelar el tren de potencia

	Unidades	Valor
$I_r$	$m \cdot kg/s^2$	28781
$I_g$	$kg/m^3$	5.4
$B_r$	$kg/s$	0
$B_g$	$kg/s$	0
$R_t$	—	15

En el Script 5.13 se muestra el código para fijar el valor de los parámetros del modelo el tren de potencia.

Script 5.13: Parámetros usados para modelar el tren de potencia

1	%% 1. Asignación de valores
2	I_r = 28781; % La inercia del rotor. [m*kg/s^2]
3	I_g=5.4; % La inercia del generador. [kg/m^3]
4	B_r=0; % La amortiguación de la velocidad angular del rotor o eje lento. [kg/s]

5	B g=0;	% La amortiguación de la velocidad angular del generador. [kg/s]
6	R t=15;	% El coeficiente de reducción de la caja de cambios. [-]
7	%	
8	%% 2. Calculo del sistema equivalente	
9	% I T: inercia total equivalente del solido rígido	
10	I T=I r+I g*R t^2;	
11	% B T: amortiguación total equivalente del solido rígido en movimiento angular	
12	B T=B r+B g*R t;	
13	%	
14	%% 3. Guardado de datos	
15	% save('I r.mat','I r');	
16	% save('I g.mat','I g');	
17	% save('B r.mat','B r');	
18	% save('B g.mat','B g');	
19	save('R t.mat','R t');	
20	save('I T.mat','I T');	
21	save('B T.mat','B T');	

## 5.5 Generador eléctrico

La tipología del generador eléctrico utilizado es un convertidor asíncrono completo. La ventaja de este tipo de generador es su menor coste de adquisición, por el contrario, tiene la desventaja de mostrar un peor rendimiento a bajas velocidades de giro a pesar de usar una reductora o “gearbox”.

El generador eléctrico es modelado como un sistema de primer orden donde la entrada es el par motor demandado o consigna de par motor y la salida es el par motor real dado por el generador eléctrico. Matemáticamente se expresa como:

$$\frac{dT_g}{dt} = \frac{1}{\tau_{ps}} \cdot (T_g^* - T_g) \quad (5.40)$$

Donde  $T_g^*$  es la consigna de par motor que se demanda al generador eléctrico,  $T_g$  es el par motor real absorbido por el generador eléctrico y  $\tau_{ps}$  es la constante de tiempo del generador eléctrico. El bloque del generador eléctrico se muestra en la Figura 5.21.

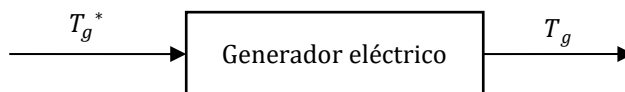


Figura 5.21: Bloque del generador eléctrico

El generador eléctrico puede expresarse matemáticamente de acuerdo al modelo equivalente de la Figura 5.20 usando las ecuaciones (5.38) y (5.40) como:

$$\frac{dT_{em}}{dt} = \frac{1}{\tau_{ps}} \cdot (T_{em}^* - T_{em}) \quad (5.41)$$

Donde  $T_{em}^*$  es la consigna equivalente de par motor que se demanda al generador eléctrico,  $T_{em}$  es el par motor equivalente absorbido por el generador eléctrico. En la Tabla 5.10 se muestran los parámetros usados para modelar el generador eléctrico. El bloque del generador eléctrico se muestra en la Figura 5.21.

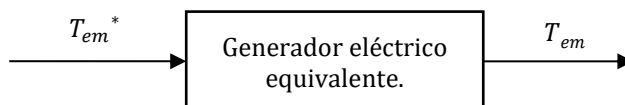


Figura 5.22: Bloque del generador eléctrico

El parámetro usado para el modelado del generador eléctrico se muestra en la Tabla 5.10.

Tabla 5.10: Parámetros del modelo de generador eléctrico.

	Unidades	Valor
$\tau_{ps}^{-1}$	$m \cdot kg/s^2$	8.0474875

En el Script 5.14 se muestra el código para fijar el valor del parámetro del modelo de generador eléctrico.

Script 5.14: Parámetro usado para modelar generador eléctrico

1	<code>%% 1. Asignación de valores</code>
2	<code>Tau ps = 8.0474875^-1; % Constante de tiempo del generador eléctrico. [m*kg/s^2]</code>
3	
4	<code>%% 2. Guardado de datos</code>
5	<code>save('Tau_ps.mat','Tau_ps');</code>

## 5.6 Controlador del par motor del generador

Existen principalmente dos bucles de control, el bucle de control del par motor absorbido por el generador eléctrico y el bucle de control del ángulo pitch. En este punto se explica el control del par motor que es absorbido por el generador. El control del par motor absorbido por el generador eléctrico depende principalmente de la velocidad angular del rotor.

**Modelo original:** En la Figura 5.23 se muestra el bloque del controlador del par motor de acuerdo al modelo de tren de potencia expuesto en la Figura 5.19.

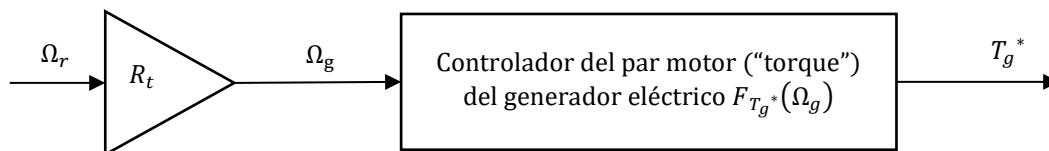


Figura 5.23: Bloque de control del par motor del generador

Donde  $T_g^*$  es la consigna de par motor del generador y  $F_{T_g^*}(\Omega_g)$  es la función que define la consigna de par motor del generador.

**Modelo equivalente:** Para simplificar los cálculos del controlador del par motor del generador eléctrico se puede expresar en función del modelo equivalente del tren de potencia de la Figura 5.20 como puede verse en la Figura 5.24. La expresión del par motor equivalente permite comparar el par motor generado por el rotor y con el par motor absorbido por el generador eléctrico al girar a la velocidad angular del rotor.

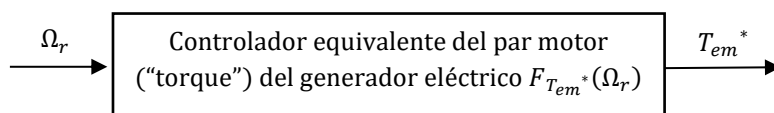


Figura 5.24: Bloque equivalente de control del par motor del generador

Donde  $F_{T_{em}^*}(\Omega_r)$  es la función que define la consigna equivalente del par motor del generador cumpliéndose la relación de la ecuación (5.42).

$$\frac{F_{T_{em}^*}(\Omega_r)}{R_t} = F_{T_g^*}(\Omega_g) \quad (5.42)$$

La relación entre  $T_{em}^*$  y  $T_g^*$  se muestra en la Figura 5.25.

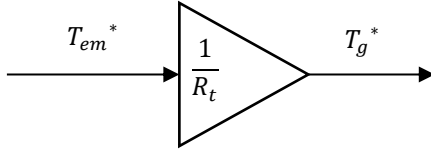


Figura 5.25: La relación entre  $T_{em}^*$  y  $T_g^*$

En cada región de control, el controlador del torque se comporta de diferente forma. En la región 0 el aerogenerador permanece parado. En los siguientes puntos se muestra, por cada región de control (región I, II y III), el cálculo de la consigna del torque demandado por generador.

### 5.6.1 Región I

En la región I, como se ha explicado en el punto 3.7.2, se intenta obtener la máxima energía del viento.

**Modelo original:** El par motor demandado por el generador eléctrico es calculado en la ecuación (5.43) mediante la ecuación (3.5) del par motor capturado por el generador eléctrico a cualquier velocidad de viento, la ecuación (5.19) de la función del coeficiente de potencia y la reductora de la ecuación (5.35).

$$T_g^* = F_{T_g^*}(\Omega_g) = \frac{\rho_{Air} \cdot f_{CP}(\lambda_{opt}(\beta_{opt}), \beta_{opt}) \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_g^2}{2 \cdot [\lambda_{opt}(\beta_{opt})]^3 \cdot R_t^3} = K_g \cdot \Omega_g^2 \quad (5.43)$$

Donde  $K_g$  es una constante que se muestra en la ecuación (5.44).

$$K_g = \frac{\rho_{Air} \cdot f_{CP}(\lambda_{opt}, \beta_{min}) \cdot \pi \cdot r_b^5}{2 \cdot [\lambda_{opt}(\beta_{opt})]^3 \cdot R_t^3} \quad (5.44)$$

En esta región, por un lado, la velocidad angular del eje del generador eléctrico toma valores desde cero ( $\Omega_g = 0$ ) hasta velocidad angular de transición del rotor ( $\Omega_g = \Omega_{g\_trans}$ ). Por otro lado, el par motor demandado por el eje del generador eléctrico toma valores desde cero ( $T_g^* = 0$ ) hasta el par motor de transición ( $T_g^* = T_{g\_trans}$ ).

**Modelo equivalente:** Un modo de calcular el par motor demandado por el modelo equivalente del rotor consiste en usar la ecuación (5.43) calculada previamente, la ecuación (5.45) que relaciona las consignas de par y la ecuación (5.45) que relaciona las velocidades angulares.

$$T_{em}^* = F_{T_{em}^*}(\Omega_r) = \frac{\rho_{Air} \cdot f_{CP}(\lambda_{opt}(\beta_{opt}), \beta_{opt}) \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_r^2}{2 \cdot [\lambda_{opt}(\beta_{opt})]^3} = K_{em} \cdot \Omega_r^2 \quad (5.45)$$

Donde  $K_{em}$  es una constante que se muestra en la ecuación (5.46).

$$K_{em} = \frac{\rho_{Air} \cdot f_{CP}(\lambda_{opt}(\beta_{opt}), \beta_{opt}) \cdot \pi \cdot r_b^5}{2 \cdot [\lambda_{opt}(\beta_{opt})]^3} \quad (5.46)$$

**Relaciones entre los modelos:** El ratio entre la velocidad angular de transición del eje rápido del generador eléctrico y la velocidad angular nominal del eje rápido del generador eléctrico se muestra en

la ecuación (5.47). Este ratio coincide con el ratio entre la velocidad angular de transición del rotor y la velocidad angular nominal del rotor.

$$\frac{T_{g\_nom} \cdot \sqrt{\left(\frac{T_{g\_trans}}{K_g}\right)}}{P_{g\_nom}} = \frac{\Omega_{g\_trans}}{\Omega_{g\_nom}} = \eta_{Trans} = \frac{\Omega_{r\_trans}}{\Omega_{r\_nom}} = \frac{T_{r\_nom} \cdot \sqrt{\left(\frac{T_{r\_trans}}{K_{em}}\right)}}{P_{r\_nom}} \quad (5.47)$$

Donde  $\Omega_{r\_nom}$  es la velocidad angular nominal del rotor,  $\Omega_{r\_trans}$  es la velocidad angular nominal del rotor,  $\Omega_{r\_trans}$  es la velocidad angular de transición del rotor entre la región I y la región II,  $\Omega_{g\_trans}$  es la velocidad angular de transición del eje rápido del generador eléctrico entre la región I y II y  $\eta_{Trans}$  es el ratio entre la velocidad de transición y la velocidad nominal con valores  $\eta_{Trans} \in (0,1)$ . Cuando este ratio toma un valor cercano a la unidad, la región I es muy grande y la velocidad angular de transición muy próxima a la nominal. Al contrario, cuando este ratio toma un valor cercano a cero, la región I es muy pequeña y la velocidad angular de transición muy próxima a cero.

La potencia en ambos modelos es la misma ( $P_{r\_nom} = P_{g\_nom}$ ) pero las relaciones entre las velocidades angulares y el par motor de cada modelo se muestran en la ecuación (5.48).

$$R_t = \frac{T_{r\_trans}}{T_{g\_trans}} = \frac{T_{r\_nom}}{T_{g\_nom}} = \frac{\Omega_{g\_trans}}{\Omega_{r\_trans}} = \frac{\Omega_{g\_nom}}{\Omega_{r\_nom}} = \frac{K_{em}}{R_t^2 \cdot K_g} = \frac{T_{em}^*}{T_g^*} \quad (5.48)$$

Donde  $T_{r\_trans}$  es el par motor de transición del rotor entre las regiones I y II,  $T_{g\_trans}$  es el par motor de transición del eje rápido del generador eléctrico entre las regiones I y II,  $T_{r\_nom}$  es el par motor nominal del rotor y  $T_{g\_nom}$  es el par motor nominal del eje rápido del generador eléctrico.

## 5.6.2 Región II

La región II es una zona de transición entre las regiones I y III. Existen diferentes alternativas que se explican en el punto 3.7.3. En este caso se ha usado una ecuación lineal con el objetivo de realizar una transición suave entre las regiones I y III que evite cambios bruscos.

**Modelo original:** La velocidad angular del eje rápido del generador eléctrico toma valores desde  $\Omega_{g\_trans}$  hasta  $\Omega_{g\_nom}$  y el par demandado toma valores desde  $T_{g\_trans}$  hasta  $T_{g\_nom}$ . En la ecuación (5.49) se expresa la consigna del par motor se en función de la velocidad angular del eje rápido.

$$T_g^* = F_{T_g^*}(\Omega_g) = a_g + b_g \cdot \Omega_g \quad (5.49)$$

Donde  $b_g$  es la pendiente de la recta y se calcula en la ecuación (5.50).

$$b_g = \frac{T_{g\_nom} - T_{g\_trans}}{\Omega_{g\_nom} - \Omega_{g\_trans}} \quad (5.50)$$

Y  $a_{em}$  es el término independiente de la recta y se calcula en la ecuación (5.51).

$$a_g = T_{g\_nom} - b_g \cdot \Omega_{g\_nom} \quad (5.51)$$

**Modelo equivalente:** Igualmente, las expresiones anteriores se pueden expresar en función del par motor del rotor. En este caso, esta ecuación lineal une los puntos  $[\Omega_{r\_trans}, T_{r\_trans}]$  y  $[\Omega_{r\_nom}, T_{r\_nom}]$  expresándose matemáticamente en la ecuación (5.52).

$$T_{em}^* = F_{T_{em}^*}(\Omega_r) = a_{em} + b_{em} \cdot \Omega_r \quad (5.52)$$

Donde  $b_{em}$  es la pendiente de la recta y se calcula con la ecuación (5.53).

$$b_{em} = \frac{T_{r\_nom} - T_{r\_trans}}{\Omega_{r\_nom} - \Omega_{r\_trans}} \quad (5.53)$$

Y  $a_{em}$  es el término independiente de la recta y se calcula con la ecuación (5.54).

$$a_{em} = T_{r\_nom} - b_{em} \cdot \Omega_{r\_nom} \quad (5.54)$$

### 5.6.3 Región III

En la región III la velocidad del viento es mayor que la nominal y el objetivo es mantener constante la potencia nominal (En el punto 3.7.4 se explica en detalle). En esta región la velocidad angular del rotor toma valores por encima de la velocidad angular nominal del rotor.

**Modelo original:** La consigna de par motor ("torque") demandado por el modelo equivalente se calcula mediante la ecuación (5.55).

$$F_{T_{em}^*}(\Omega_r) = \frac{P_{r\_nom}}{\Omega_r} \quad (5.55)$$

Donde  $P_{r\_nom}$  es potencia nominal del aerogenerador.

**Modelo equivalente:** Mediante la ecuación (5.56) se puede expresar la consigna de par motor demandado en función de la velocidad angular del eje rápido del generador eléctrico.

$$F_{T_g^*}(\Omega_g) = \frac{P_{g\_nom}}{\Omega_g} \quad (5.56)$$

Donde  $P_{g\_nom}$  es la potencia nominal del eje rápido del generador eléctrico. La potencia nominal del eje rápido rotor es la misma que la potencia nominal del rotor ( $P_{g\_nom} = P_{r\_nom}$ ).

### 5.6.4 Datos y grafica de regiones I, II y III

Los valores utilizados para calcular el control convencional del par motor se pueden consultar en la Tabla 5.11.

Tabla 5.11: Datos para el sistema de control del torque.

	Unidades	Valor
$\eta_{trans}$	—	<b>0.95</b>

En el Script 5.15 se muestra el cálculo y guardado de los parámetros necesarios para calcular la consigna de par motor del generador eléctrico y la consigna de par del modelo equivalente.

**Script 5.15: Parámetros de la consigna del par motor del generador eléctrico y de la consigna del par motor del modelo equivalente.**

1	%% 0. Asignación de datos	
2	Eta_Trans=0.95;	% Ratio entre la velocidad angular de transición y la velocidad angular nominal [-]

3	save('Eta Trans.mat','Eta Trans') % [-]
4	%% 1. Carga de datos
5	load('Rho Air.mat'); % Densidad del aire [kg/m^3]
6	load('r b.mat'); % Radio de pala [m]
7	load('Lambda opt.mat'); % Tip-speed-ratio óptimo [-]
8	load('R t.mat'); % Coeficiente reductor [-]
9	load('C P max.mat'); % Coeficiente de potencia máximo [-]
10	load('P r nom.mat'); % Potencia nominal del rotor [vatios]
11	load('Omega r nom.mat') % Velocidad angular nominal del rotor [rad/s]
12	load('T r nom.mat') % Par motor nominal del rotor [kg*m^2*rad/s^2]Velocidad angular nominal del rotor [rad/s]
13	%
14	%% 2. Cálculo parámetros Región I
15	% 2.1. Modelo original
16	K_g=(Rho_Air*pi*r_b^5*C_P_max)/(2*(Lambda_opt^3)*R_t^3); % Constante de control óptimo del eje lento.
17	save('K g.mat','K g')
18	%
19	% 2.2. Modelo equivalente
20	K_em=(Rho_Air*pi*r_b^5*C_P_max)/(2*(Lambda_opt^3)); % Constante de control óptimo del rotor.
21	save('K em.mat','K em')
22	%
23	%% 3. Cálculo parámetros Región II
24	% 3.1. Modelo original
25	Omega_g_nom = Omega_r_nom * R_t; % Velocidad angular nominal en el eje lento [rad/s]
26	Omega_g_trans = Omega_g_nom * Eta_Trans; % Velocidad angular de transición del eje lento entre la región I y región II [rad/s]
27	P_g_nom =P_r_nom; % Potencia nominal del rotor. [Kg*m^2/(s^3)] = [W]
28	T_g_nom = P_g_nom / Omega_g_nom; % Par motor nominal del eje lento. [Kg*m^2/(rad*s^2)] = [W*s/rad]
29	T_g_trans = K_g * Omega_g_trans.^2; % Par motor de transición del eje lento entre la región I y región II. [Kg*m^2/(rad*s^2)] = [W*s/rad]
30	b_g=(T_g_nom-T_g_trans)/(Omega_g_nom- Omega_g_trans); % Pendiente de la recta.
31	a_g=T_g_nom-b_g*Omega_g_nom; % Término independiente de la recta.
32	save('Omega g nom.mat','Omega g nom')
33	save('Omega g trans.mat','Omega g trans')
34	save('T g nom.mat','T g nom')
35	save('T g trans.mat','T g trans')
36	save('a g.mat','a g')
37	save('b g.mat','b g')
38	%
39	% 3.2. Modelo equivalente
40	Omega_r_trans = Omega_r_nom * Eta_Trans; % Velocidad angular de transición del rotor entre la región I y región II. [rad/s]
41	T_r_trans = K_em * Omega_r_trans.^2; % Par motor de transición del rotor entre la región I y región II. [Kg*m^2/(rad*s^2)] = [W*s/rad]
42	b_em=(T_r_nom-T_r_trans)/(Omega_r_nom- Omega_r_trans); % Pendiente de la recta.
43	a_em=T_r_nom-b_em*Omega_r_nom; % Término independiente de la recta.
44	save('a em.mat','a em')
45	save('b em.mat','b em')
46	save('Omega r trans.mat','Omega r trans')
47	save('T r nom.mat','T r nom')
48	save('T r trans.mat','T r trans')
49	%
50	%% 3. Cálculo parámetros Región III
51	P_g_nom=P_r_nom;
52	save('P g nom.mat','P g nom')
53	

**Modelo original:** La consiga del par motor demandado por el eje rápido del generador eléctrico se puede expresar como una función definida a trozos con la velocidad angular del eje rápido como variable independiente. Esta función se muestra en la ecuación (5.57).



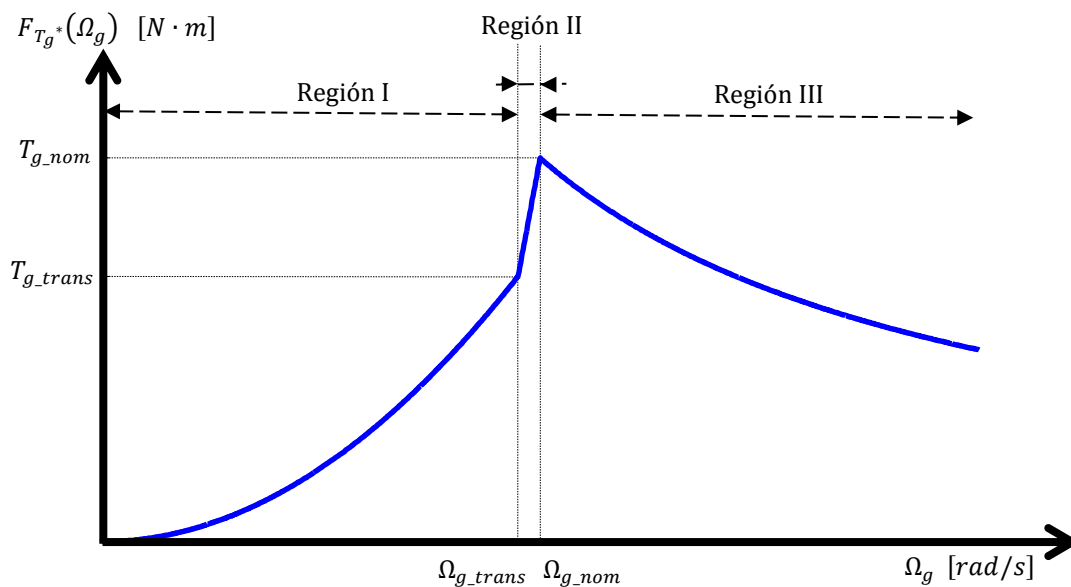
$$F_{T_g^*}(\Omega_g) = \begin{cases} K_g \cdot \Omega_g^2 & | \quad \Omega_g < \Omega_{g\_trans} \\ a_g + b_g \cdot \Omega_g & | \quad \Omega_{g\_trans} \leq \Omega_g \leq \Omega_{g\_nom} \\ \frac{P_{g\_nom}}{\Omega_g} & | \quad \Omega_g > \Omega_{g\_nom} \end{cases} \quad (5.57)$$

En el Script 5.16 se muestra el código para generar la función que genera la consigna del par motor demandado por el generador eléctrico en función de la velocidad angular del eje lento del generador eléctrico.

**Script 5.16:** Función para generar la consigna del par motor demandado por el generador eléctrico en función de la velocidad angular del eje lento del generador eléctrico.

1	<code>function T_gA=F T_gA(Omega_g)</code>
2	<code>%% 1. Carga de datos</code>
3	<code>load('Omega_g_trans.mat');</code>
4	<code>load('K_g.mat');</code>
5	<code>load('Omega_g_nom.mat');</code>
6	<code>load('P_g_nom.mat');</code>
7	<code>load('a_g.mat');</code>
8	<code>load('b_g.mat');</code>
9	<code>load('R_t.mat');</code>
10	<code>%</code>
11	<code>%% 2. Cálculo del par motor</code>
12	<code>%% 2.1. Region I</code>
13	<code>if (Omega_g&lt;Omega_g_trans)</code>
14	<code>    T_gA=K_g.*Omega_g.^2;</code>
15	<code>end</code>
16	<code>%% 2.2. Region II</code>
17	<code>if ((Omega_g_trans&lt;=Omega_g) &amp;&amp; (Omega_g&lt;=Omega_g_nom))</code>
18	<code>    T_gA=a_g+b_g.*Omega_g;</code>
19	<code>end</code>
20	<code>%% 2.3. Region III</code>
21	<code>if (Omega_g&gt;Omega_g_nom)</code>
22	<code>    T_gA=P_g_nom./Omega_g;</code>
23	<code>end</code>
24	<code>end</code>

En la Figura 5.26 se muestra la función definida a trozos de la ecuación (5.57) donde se muestran las 3 regiones claramente.



**Figura 5.26:** Consigna de par motor demandado por el eje rápido del generador eléctrico en función de la velocidad angular eje rápido del generador

En el Script 5.17 se muestra el código para generar la Figura 5.26.

**Script 5.17:** Cálculo de la figura de la consigna de par motor demandado por el eje rápido del generador eléctrico en función de la velocidad angular eje rápido del generador.

1	load('Omega_g_trans.mat')
2	load('Omega_g_nom.mat')
3	load('T_g_trans.mat')
4	load('T_g_nom.mat')
5	Omega_g=[0:0.1:200];
6	T_g=zeros(1,length(Omega_g));
7	for i=1:length(Omega_g)
8	T_g(i)=F T gA(Omega_g(i));
9	end
10	plot(Omega_g,T_g, '.')
11	set(gca,'XTick',[Omega_g_trans,Omega_g_nom])
12	set(gca,'XTickLabel',{'Omega_g_trans','Omega_g_nom'})
13	set(gca,'YTick',[T_g_trans,T_g_nom])
14	set(gca,'YTickLabel',{'T_g_trans','T_g_nom'})
15	grid on

**Modelo equivalente:** Igualmente la consigna del par motor del modelo equivalente en función de la velocidad angular del rotor se puede expresar como una función definida a trozos. Esta función se muestra en la ecuación (5.58).

$$F_{Tg}^*(\Omega_r) = \begin{cases} K_{em} \cdot \Omega_r^2 & | \quad \Omega_r < \Omega_{r\_trans} \\ a_{em} + b_{em} \cdot \Omega_r & | \quad \Omega_{r\_trans} < \Omega_r < \Omega_{r\_nom} \\ \frac{P_{r\_nom}}{\Omega_r} & | \quad \Omega_r > \Omega_{r\_nom} \end{cases} \quad (5.58)$$

En el Script 5.18 se muestra el código para generar la función que genera la consigna equivalente del par motor demandado por el generador en función de la velocidad angular del rotor.

**Script 5.18:** consigna equivalente del par motor demandado por el generador en función de la velocidad angular del rotor.

1	function T rA=F T emA(Omega_r)
2	%% 1. Carga de datos
3	load('Omega_r_trans.mat');
4	load('K_em.mat');
5	load('Omega_r_nom.mat');
6	load('P_r_nom.mat');
7	load('a_em.mat');
8	load('b_em.mat');
9	%
10	%% 2. Cálculo del par motor
11	%% 2.1. Region I
12	if Omega_r<Omega_r_trans
13	T rA=K_em*Omega_r^2;
14	end
15	%
16	%% 2.2. Region II
17	if (Omega_r_trans<=Omega_r) && (Omega_r<=Omega_r_nom)
18	T rA=a_em+b_em*Omega_r;
19	end
20	%
21	%% 2.3. Region III
22	if (Omega_r>Omega_r_nom)
23	T rA=P_r_nom/(Omega_r);
24	end
25	end

En la Figura 5.27 muestra la consigna de par motor del rotor en función de la velocidad angular del eje rápido con la función definida a trozos de la ecuación (5.58) donde se muestran las 3 regiones.

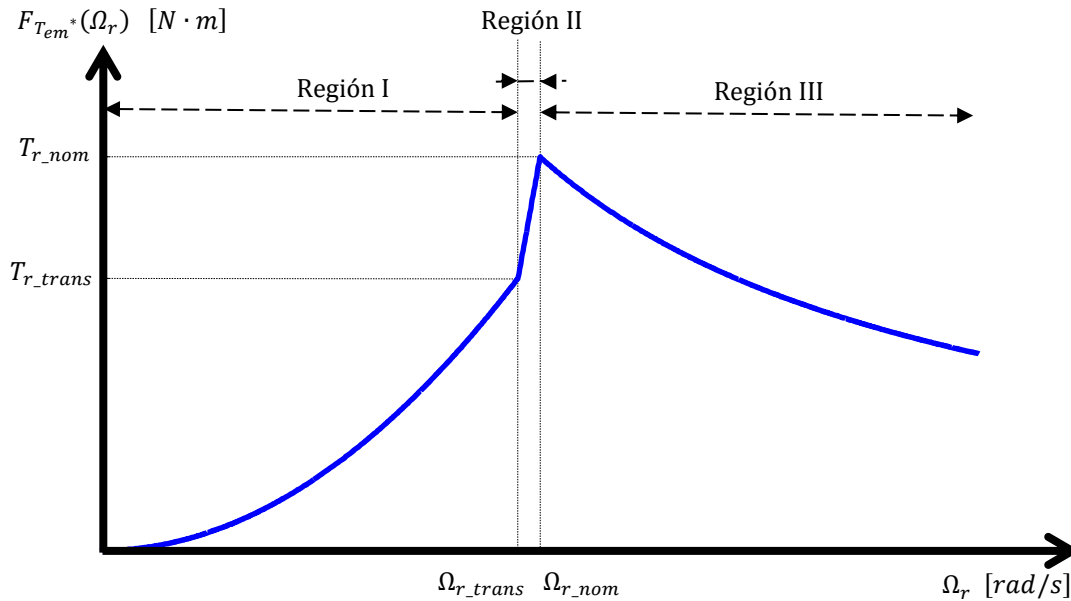


Figura 5.27: Consigna del par motor del rotor en función de la velocidad angular del rotor.

En el Script 5.19 se muestra el código para generar la Figura 5.27.

Script 5.19: Cálculo de la figura de la consigna equivalente del par motor demandado por el generador en función de la velocidad angular del rotor.

1	load('Omega_r_trans.mat')
2	load('Omega_r_nom.mat')
3	load('T_r_trans.mat')
4	load('T_r_nom.mat')
5	Omega_r=[0:0.01:15];
6	T_r=zeros(1,length(Omega_r));
7	for i=1:length(Omega_r)
8	T_r(i)=F_T_emA(Omega_r(i));
9	end
10	plot(Omega_r,T_r,'.')
11	set(gca,'XTick',[Omega_r_trans,Omega_r_nom])
12	set(gca,'XTickLabel',{'Omega_r_trans','Omega_r_nom'})
13	set(gca,'YTick',[T_r_trans,T_r_nom])
14	set(gca,'YTickLabel',{'T_r_trans','T_r_nom'})
15	grid on

## 5.7 Actuador del pitch

El actuador del pitch tiene como entrada la consigna del ángulo pitch o ángulo pitch de referencia,  $\beta^*$ , y como salida el ángulo pitch real  $\beta$ . El funcionamiento del actuador consiste en comparar el ángulo pitch de referencia con el ángulo pitch real y corregir el error. El modelo de actuador utilizado del ángulo pitch se describe como:

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{1}{\tau_{pa}} \cdot (\beta^* - \beta) \quad (5.59)$$

Donde  $\beta$  es el ángulo pitch y  $\tau_{pa}$  es la constante de tiempo en el bucle de la electroválvula del actuador del pitch. El ratio de cambio del ángulo del pitch se limita para evitar una fatiga estructural excesiva, se expresa matemáticamente como:

$$\Delta\beta_{min} \leq \frac{d\beta}{dt} \leq \Delta\beta_{max} \tag{5.60}$$

Donde  $\Delta\beta_{max}$  es la variación máxima permitida del ángulo pitch por segundo. Los valores de los parámetros utilizados para modelar el del actuador del pitch se muestran en la Tabla 5.12. El valor del parámetro del tiempo de actuación de la electroválvula se ha identificado experimentalmente y la variación máxima permitida del ángulo pitch se ha fijado en un valor sugerido en la bibliografía [28].

Tabla 5.12: valores de los parámetros utilizados para modelar el del actuador del pitch

	Unidades	valor
$\tau_{pa}$	<b>s</b>	<b>0.1</b>
$\Delta\beta_{min}$	<b>rad/s</b>	<b><math>-\pi/18</math></b>
$\Delta\beta_{max}$	<b>rad/s</b>	<b><math>\pi/18</math></b>

En el Script 5.20 se muestra el código para fijar los valores de los parámetros del actuador del pitch.

Script 5.20: Parámetros del actuador del pitch

1	<code>%% 1. Asignación de valores</code>
2	<code>Tau_pa = 0.1; % constante de tiempo en el bucle de la electroválvula del actuador del pitch. [s]</code>
3	<code>DeltaBeta_max = pi/18; variación máxima permitida del ángulo pitch por segundo [rad/s]</code>
3	<code>DeltaBeta_min = -pi/18; variación mínima del ángulo pitch por segundo [rad/s]</code>
4	
5	<code>%% 2. Guardado de datos</code>
6	<code>save('Tau_pa.mat', 'Tau_pa');</code>
7	<code>save('DeltaBeta_max.mat', 'DeltaBeta_max');</code>
8	<code>save('DeltaBeta_min.mat', 'DeltaBeta_min');</code>

## 5.8 Controlador del pitch

El controlador del pitch tiene como objetivo mantener la velocidad angular del rotor en una cierta velocidad de consigna. El controlador usado es de tipología proporcional integral. Un controlador PI genérico se define como:

$$\beta^* = K_p \cdot \left[ (\Omega_r^* - \Omega_r) + \frac{1}{T_i} \cdot \int (\Omega_r^* - \Omega_r) \cdot dt \right] \tag{5.61}$$

Donde  $\beta^*$  es la consigna del ángulo pitch,  $K_p$  es la ganancia proporcional,  $\Omega_r^*$  es la consigna de velocidad angular del aerogenerador,  $T_i$  es el tiempo de integración. El controlador del ángulo pitch compara la consigna de velocidad angular del rotor,  $\Omega_r^*$ , con la velocidad angular del rotor,  $\Omega_r$ , y corrige el error. En la Figura 5.28 se muestra el diagrama de bloques de un controlador control PI convencional.

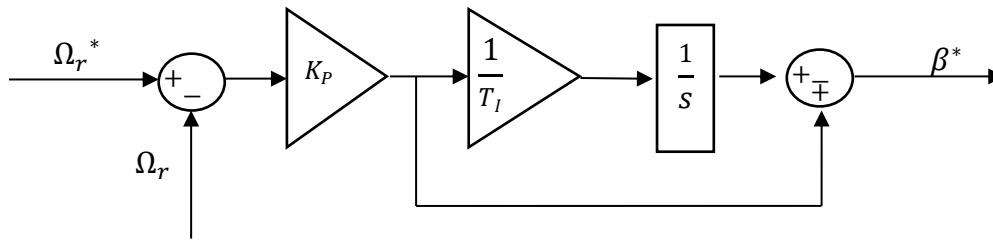


Figura 5.28: Controlador. PI convencional

Otra manera de expresar la ecuación (5.61) es

$$\beta^* = K_P \cdot (\Omega_r^* - \Omega_r) + K_I \cdot \int (\Omega_r^* - \Omega_r) \cdot dt \quad (5.62)$$

Donde  $K_I$  es

$$K_I = \frac{K_P}{T_I} \quad (5.63)$$

El controlador del pitch actúa principalmente en la región III de la curva de potencia del aerogenerador que es cuando es necesario hacer un control del ángulo pitch para disminuir la energía eólica capturada por el viento. El uso de valores estacionarios de  $K_P$  y  $K_I$  para todo el rango de trabajo no es adecuado debido a la existencia de no linealidades en el modelo de aerogenerador.

La técnica de control adaptativo denominada programación de ganancia o “Gain scheduling” es la utilizada en el controlador PI del aerogenerador. Esta técnica se basa en el cálculo de los parámetros  $K_P$  y  $K_I$  en base a un modelo de aerogenerador linealizado que varía su comportamiento en función del punto de operación [135].

Un punto de operación del modelo de aerogenerador se define mediante tres variables de estado: la velocidad del viento,  $v_{10}$ , la velocidad angular de rotor,  $\Omega_{r0}$ , y el ángulo pitch  $\beta_0$ . El punto de operación se denota matemáticamente como:

$$P_{op} = \{v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0\} \quad (5.64)$$

En la Figura 5.29 se muestra el esquema del controlador adaptativo con la función  $f_{K_P}(\beta_0)$  que calcula el valor de  $K_P$  en función del ángulo pitch y con la función  $f_{K_I}(\beta_0)$  que calcula el valor  $K_I$  en función del ángulo pitch. Matemáticamente se expresa como:

$$\begin{cases} f_{K_P}(\beta_0) = K_P \\ f_{K_I}(\beta_0) = K_I \end{cases} \quad (5.65)$$

En este caso, el punto de operación del modelo linealizado varía únicamente con el ángulo pitch, dejando fijas la velocidad de giro del rotor y la velocidad del viento en sus parámetros nominales.

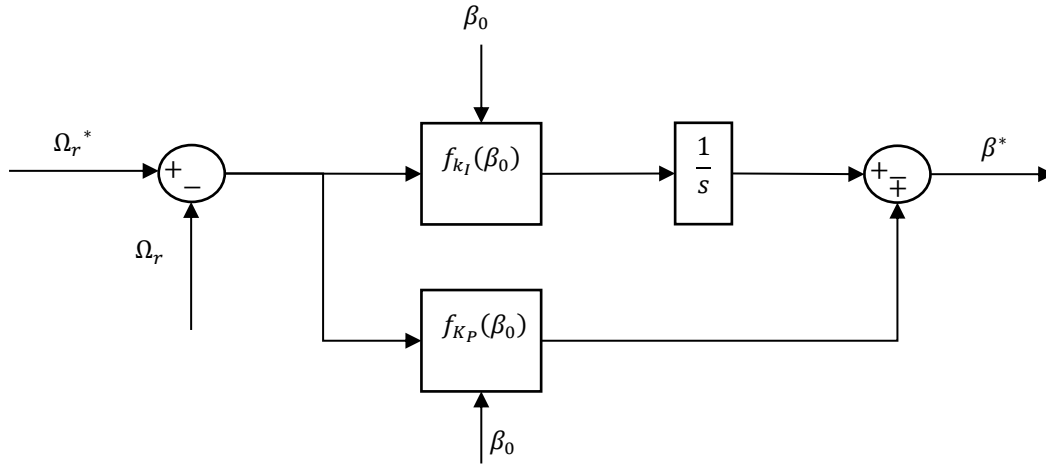


Figura 5.29: Controlador adaptativo con las funciones  $f_{K_P}(\beta)$  y  $f_{T_I}(\beta)$ .

El esquema de la Figura 5.29 se expresa matemáticamente como:

$$\beta^* = f_{K_P}(\beta_0) \cdot (\Omega_r^* - \Omega_r) + f_{K_I}(\beta_0) \cdot \int (\Omega_r^* - \Omega_r) \cdot dt \quad (5.66)$$

Otra aproximación más rigurosa se muestra en el esquema de bloques de la Figura 5.30 donde el controlador adaptativo varía su comportamiento con el ángulo pitch y con la velocidad angular del rotor. El valor de  $K_P$  y  $K_I$  se calcula con las funciones  $f_{K_P}(\beta_0, \Omega_{r0})$  y  $f_{K_I}(\beta_0, \Omega_{r0})$  respectivamente. Matemáticamente se expresa como:

$$\begin{cases} f_{K_P}(\beta_0, \Omega_{r0}) = K_P \\ f_{K_I}(\beta_0, \Omega_{r0}) = K_I \end{cases} \quad (5.67)$$

En este caso, el punto de operación del modelo linealizado varía con el ángulo pitch y con la velocidad de giro del rotor.

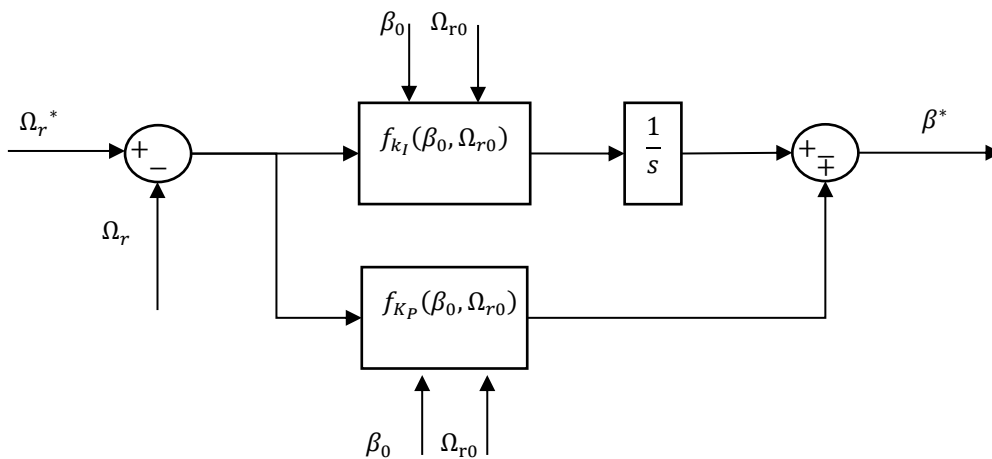


Figura 5.30: Controlador adaptativo con las funciones  $f_{K_P}(\beta_0)$  y  $f_{K_I}(\beta_0)$ .

El esquema de la Figura 5.30 se expresa matemáticamente como:

$$\beta^* = f_{K_P}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot (\Omega_r^* - \Omega_r) + f_{K_I}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot \int (\Omega_r^* - \Omega_r) \cdot dt \quad (5.68)$$



# Capítulo

# 6

## Resumen:

En este capítulo se muestra los detalles del control del ángulo pitch basado en un controlador PI y en las estrategias de consigna de velocidad angular del rotor. Por un lado, se muestra los detalles del cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador PI mediante ganancias programadas ("gain scheduling") para seis aproximaciones diferentes en función de la exactitud del modelo usado. Por otro lado, se muestra las estrategias de generación de consigna de la velocidad angular del rotor: constante, convencional, basado en aprendizaje por refuerzo y basado en metaheurísticas del tipo PSO. Mientras que el controlador PI tiene el objetivo de asegurar la estabilidad del sistema, las estrategias de consigna de velocidad angular del rotor tienen el objetivo de aumentar la captura de energía del aire y reducir la fatiga estructural.

## 6 Aportaciones en el sistema de control del pitch

El control del ángulo pitch se realiza mediante el lazo de control del pitch. Este lazo de control está compuesto por el controlador PI, por la consigna de la velocidad angular del rotor y por el modelo de planta del aerogenerador. El diagrama de bloques del lazo de control del pitch se muestra en la Figura 6.1.

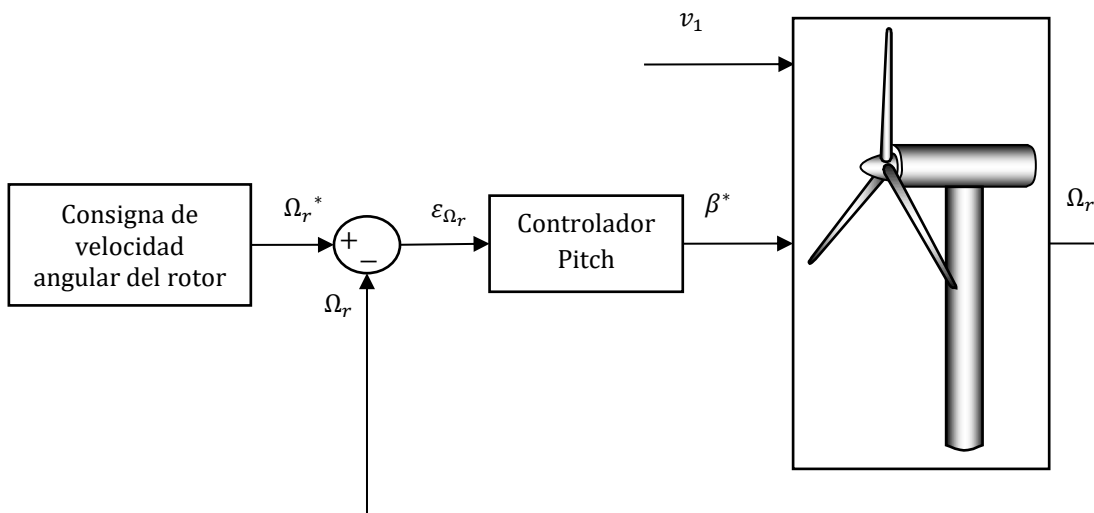


Figura 6.1: Lazo de control del pitch.

Por un lado, se describe el controlador del ángulo pitch. La tipología de controlador usado es de tipo PI siendo la tipología de controlador más usado en la industria. Los parámetros proporcional e integral del controlador son adaptativos en función del estado del aerogenerador en cada momento. Para el cálculo de los parámetros proporcional e integral, en el punto 6.1, se calcula las funciones de transferencia de las diferentes partes del modelo de aerogenerador, así como, la linealización de aquellas partes no-lineales.



Posteriormente, en el punto 6.2, se presentan varias alternativas para el cálculo de los parámetros proporcional e integral que varían en función de la exactitud del modelo usado y del número de variables de estado necesarias para su cálculo. En el punto 6.3, se muestra la máquina de estados del controlador PI con la que se obtiene una transición suave entre regiones II y III, se limita la salida de la consigna angular del pitch y se evita la saturación de la parte integral del controlador.

Por otro lado, las diferentes funciones para generar la consigna de la velocidad angular del rotor se muestran en el punto 6.4. Los algoritmos propuestos para generar la consigna tienen el objetivo de aumentar la potencia generada por el rotor y a la vez reducir la fatiga. Se muestran diferentes consignas de velocidad angular del rotor para su posterior comparación. La primera consigna de velocidad angular del rotor tiene un valor constante cercano al nominal. La segunda consigna, llamada convencional, se calcula con una función lineal dependiente del ángulo pitch. La tercera y cuarta consigna son una novedad de esta tesis y se basan en aplicar algoritmos de aprendizaje por refuerzo y algoritmos de optimización PSO respectivamente.

## 6.1 Funciones de transferencia

En este punto se calcula la función de transferencia de cada una de las diferentes partes que componen el modelo de aerogenerador utilizado. Por un lado, el cálculo de la función de transferencia de aquellos modelos lineales: controlador del pitch, el actuador del pitch, el tren de potencia, la caja de cambios y el generador eléctrico. Por otro lado, el cálculo de la función de transferencia de aquellos modelos no lineales: aerodinámica del rotor y el controlador del par motor. En la Figura 6.1 se muestra el diagrama de bloques del equivalente del sistema linealizado con la notación matemática asociada a cada bloque.

### 6.1.1 Controlador del pitch

La función de transferencia del controlador del pitch se calcula a partir de un controlador PI genérico como el mostrado en la ecuación (5.61) o la ecuación (5.62). Transformando estas ecuaciones al dominio de Laplace y con condiciones iniciales nulas queda:

$$\beta^*(s) = K_p \cdot \left[ (\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)) + \frac{1}{s \cdot T_I} \cdot (\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)) \right] \quad (6.1)$$

Despejando la ecuación (6.1) y usando la ecuación (5.63) queda:

$$C_\beta(s) = \frac{\beta^*(s)}{\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)} = K_p \cdot \left( s + \frac{1}{s \cdot T_I} \right) \quad (6.2)$$

Donde  $C_\beta(s)$  es la función de transferencia del controlador del pitch en el dominio  $s$ . Usando la ecuación (5.63) y (6.4) queda:

$$C_\beta(s) = \frac{\beta^*(s)}{\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)} = \frac{K_p \cdot s + K_I}{s} \quad (6.3)$$

La función de transferencia para el caso del controlador adaptativo en función del ángulo pitch se calcula sustituyendo el valor de  $K_p$  y  $K_I$  de la ecuación (6.3) por el de las funciones  $f_{K_p}(\beta_0)$  y  $f_{K_I}(\beta_0)$  queda:

$$C_\beta(s) = \frac{\beta^*(s)}{\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)} = \frac{f_{K_p}(\beta_0) \cdot s + f_{K_I}(\beta_0)}{s} \quad (6.4)$$

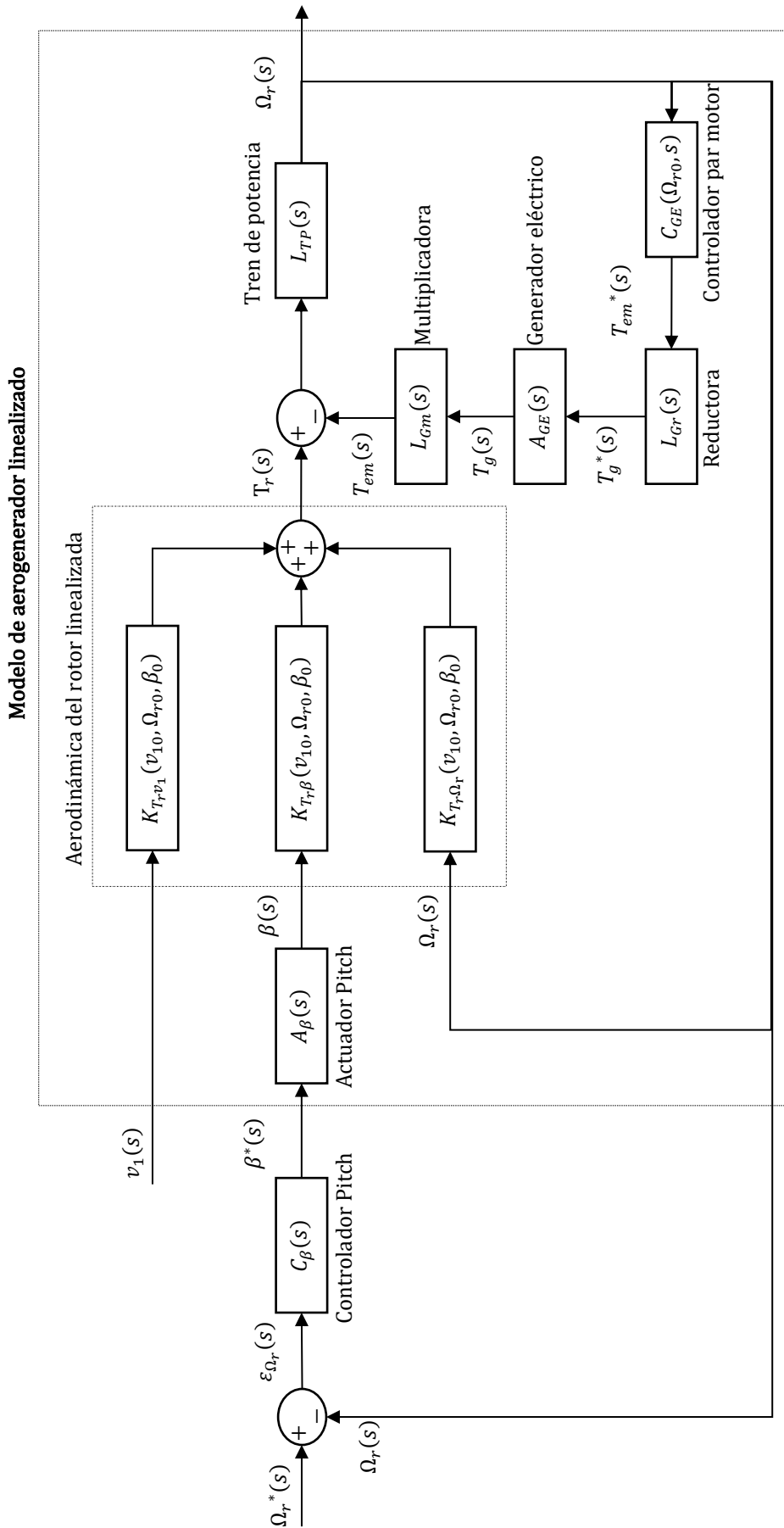


Figura 6.2: Modelo lineal equivalente del sistema.

La función de transferencia para el caso del controlador adaptativo en función del ángulo pitch y velocidad angular del rotor se calcula sustituyendo el valor de  $K_P$  y  $K_I$  de la ecuación (6.3) por el de las funciones  $f_{K_P}(\beta_0, \Omega_{r0})$  y  $f_{K_I}(\beta_0, \Omega_{r0})$  queda:

$$C_\beta(s) = \frac{\beta^*(s)}{\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)} = \frac{f_{K_P}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot s + f_{K_I}(\beta_0, \Omega_{r0})}{s} \quad (6.5)$$

### 6.1.2 Actuador del pitch

El diagrama de bloques interno del actuador del pitch se representa en la Figura 6.3 a partir de las ecuaciones (5.59) y (5.60).

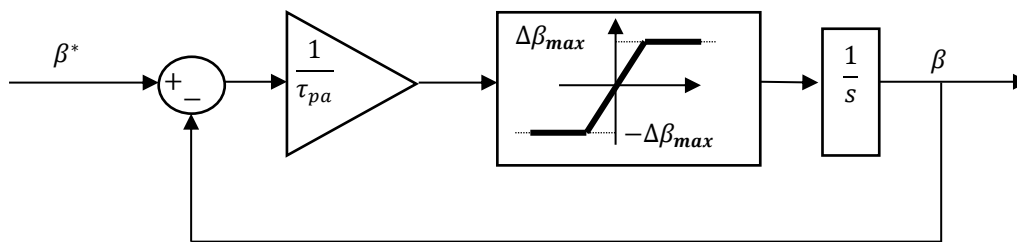


Figura 6.3: Diagrama Actuador del Pitch.

La función de transferencia del actuador del pitch se calcula a partir de la ecuación (5.59), transformándola en el dominio  $s$  de Laplace y con condiciones iniciales nulas queda:

$$A_\beta(s) = \frac{\beta(s)}{\beta^*(s)} = \frac{\tau_{pa}^{-1}}{s + \tau_{pa}^{-1}} \quad (6.6)$$

### 6.1.3 Tren de potencia

En la Figura 6.4 se puede ver el diagrama de bloques de la ecuación (5.39) transformada al dominio  $s$  de Laplace y con condiciones iniciales nulas.

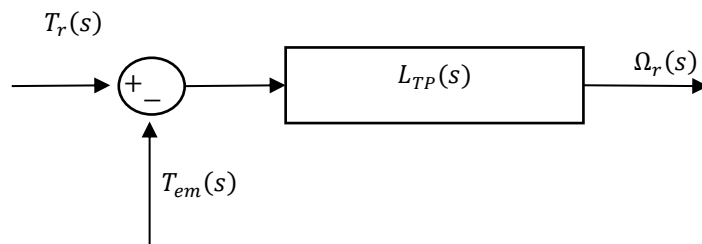


Figura 6.4: Función de transferencia del modelo equivalente de tren de potencia en el dominio  $s$ .

Donde  $L_{TP}(s)$  es la función de transferencia del tren de potencia y se define matemáticamente como:

$$L_{TP}(s) = \frac{\Omega_r(s)}{T_r(s) - T_{em}(s)} = \frac{1}{s + \frac{B_T}{I_T}} \quad (6.7)$$

### 6.1.4 Consigna de par del motor

El sistema de control del par motor en la región III depende de una función no lineal que genera una consigna de par motor del rotor. Esta función depende principalmente de la velocidad angular de giro del rotor. Esta función no lineal de la consigna de par motor se puede transformar en un modelo lineal aproximado mediante la serie de Taylor alrededor de un punto nominal de operación de la velocidad angular del rotor ( $\Omega_{r\_nom}$ ). Se realiza una linealización de la función  $T_{em}^*(\Omega_r)$  mediante una aproximación a una serie de Taylor en el punto de operación nominal  $\Omega_{r\_nom}$  como:

$$T_{em}^*(\Omega_r) \cong T_{em}^*(\Omega_{r\_nom}) + \sum_{n=1}^{n=\infty} \left[ \frac{1}{n!} \cdot \left( \frac{\partial^n T_{em}^*(\Omega_r)}{\partial \Omega_r^n} \right) \Big|_{\Omega_r=\Omega_{r\_nom}} \cdot \delta \Omega_r \right] \quad (6.8)$$

Despreciando las derivadas parciales de orden superior a uno en la ecuación (6.8) queda:

$$T_{em}^*(\Omega_r) = T_{em}^*(\Omega_{r\_nom}) + \frac{\partial T_{em}^*(\Omega_r)}{\partial \Omega_r} \Big|_{\Omega_r=\Omega_{r\_nom}} \cdot \delta \Omega_r \quad (6.9)$$

Derivando en función del tiempo ambas partes de la ecuación (6.9), transformando al dominio s de Laplace con condiciones iniciales nulas y reordenando queda:

$$\frac{T_{em}^*(s)}{\Omega_r(s)} = C_{GE}(\Omega_{r\_nom}, s) = -\frac{P_{r\_nom}}{\Omega_{r\_nom}^2} \quad (6.10)$$

Donde  $C_{GE}(\Omega_{r\_nom}, s)$  es la función de transferencia de la consigna de par del motor.

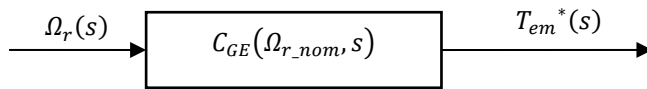


Figura 6.5: Función de transferencia linealizada de la consigna de par del motor en el dominio s.

### 6.1.5 Caja de cambios o Gearbox

Dependiendo del punto de vista, la caja de cambios o Gearbox puede multiplicar o reducir el par motor. Por un lado, la función de transferencia de la caja de cambios desde el punto de vista multiplicativo del par motor del generador se muestra en la Figura 6.6.

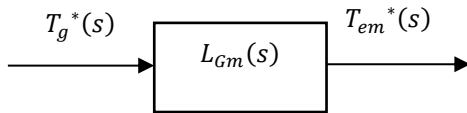


Figura 6.6: Función de transferencia de la caja de cambios multiplicativa del par del motor del generador eléctrico en el dominio s.

Donde  $G_m(s)$  es la función de transferencia de la caja de cambios multiplicadora del par motor. La función de transferencia se calcula a partir de la ecuación (5.35), transformándola al dominio s y con las condiciones iniciales nulas, queda:

$$L_{Gm}(s) = \frac{T_{em}^*(s)}{T_g^*(s)} = R_t \quad (6.11)$$

Por otro lado, la función de transferencia de la caja de cambios desde el punto de vista reductor del par motor del generador se muestra en la Figura 6.7.

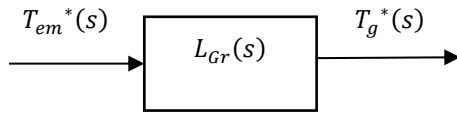


Figura 6.7: Función de transferencia de la caja de cambios reductora del par del motor del generador eléctrico en el dominio  $s$ .

Donde  $G_r(s)$  es la función de transferencia de la caja de cambios reductora del par motor. La función de transferencia se calcula a partir de la ecuación (5.35), transformándola al dominio  $s$  y con las condiciones iniciales nulas, queda:

$$L_{Gr}(s) = \frac{T_g^*(s)}{T_{em}^*(s)} = \frac{1}{R_t} \quad (6.12)$$

Se observa que  $L_{Gr}(s)$  de la ecuación (6.11) es la inversa de  $L_{Gm}(s)$  de la ecuación (6.12).

$$L_{Gr}(s) = \frac{1}{L_{Gm}(s)} \quad (6.13)$$

### 6.1.6 Generador eléctrico

El diagrama de bloques interno del generador eléctrico en el dominio  $s$  de Laplace se muestra en la Figura 6.8 basado en la ecuación (5.40) y con condiciones iniciales nulas.

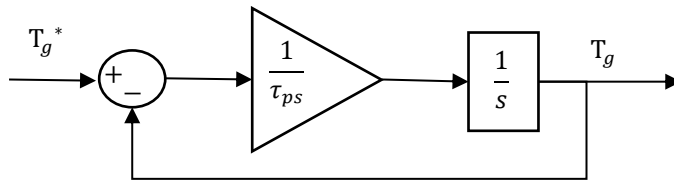


Figura 6.8: Bucle del generador eléctrico.

La función de transferencia del generador eléctrico se calcula como:

$$L_{GE}(s) = \frac{T_g^*(s)}{T_g(s)} = \frac{\tau_{ps}^{-1}}{s + \tau_{ps}^{-1}} \quad (6.14)$$

Donde  $A_{GE}(s)$  es la función de transferencia del generador eléctrico.

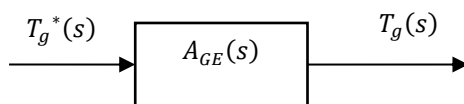


Figura 6.9: Función de transferencia del generador eléctrico en el dominio  $s$ .

### 6.1.7 Modelo lineal del par motor del rotor

El modelo aerodinámico del rotor es un modelo no lineal que depende de la velocidad del viento, de la velocidad angular del rotor y del ángulo pitch. Este modelo no lineal se puede transformar en un modelo lineal aproximado mediante la serie de Taylor alrededor de un punto de operación. La aproximación mediante serie de Taylor se asocia a un punto de operación concreto pero la aerodinámica del aerogenerador puede trabajar en una gran cantidad de puntos de operación.

La variación de la velocidad angular del rotor respecto del punto de operación de la velocidad angular del rotor se denota como:

$$\delta\Omega_r = (\Omega_r - \Omega_{r0}) \quad (6.15)$$

Alrededor de este punto de operación aparecen pequeñas perturbaciones. La variación de la velocidad del viento respecto el punto de operación de la velocidad del viento se denota como:

$$\delta v_1 = (v_1 - v_{10}) \quad (6.16)$$

La variación del ángulo pitch respecto del punto de operación del ángulo pitch se denota como:

$$\delta\beta = (\beta - \beta_0) \quad (6.17)$$

Para realizar la linealización del par motor del rotor se parte de la ecuación (6.18) del par motor del rotor en función de la velocidad angular del rotor ( $\Omega_r$ ), la velocidad del viento ( $v_1$ ) y del ángulo Pitch ( $\beta$ ) alrededor de un punto de operación cualquiera ( $\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0$ ). El coeficiente de potencia se calcula mediante la función lineal del coeficiente de potencia de la ecuación (5.18).

$$T_r(\Omega_r, v_1, \beta) = \frac{P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\Omega_r} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot v_1^3 \cdot f_{CP}\left(\frac{\Omega_r \cdot r_b}{v_1}, \beta\right)}{\Omega_r} \quad (6.18)$$

Usando la ecuación (6.18) del par motor, teniendo en cuenta la existencia de perturbaciones alrededor del punto de operación con las ecuaciones (6.16), (6.15) y (6.17), y aproximando por medio de la serie de Taylor, queda:

$$\begin{aligned} T_r(\Omega_r, v_1, \beta) &\cong T_r(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \\ &+ \sum_{n=1}^{n=\infty} \left[ \frac{1}{n!} \right. \\ &\cdot \left( \frac{\partial^n T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r^n} \Big|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \delta\Omega_r + \frac{\partial^n T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1^n} \Big|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \delta v_1 \right. \\ &\left. \left. + \frac{\partial^n T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta^n} \Big|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \delta\beta \right) \right] \end{aligned} \quad (6.19)$$

Usando la ecuación (6.19), teniendo en cuenta únicamente la primera derivada (despreciando las derivadas de orden superior de la serie de Taylor) y aplicando la derivada del tiempo a ambos lados de la ecuación, queda:

$$\begin{aligned} \frac{dT_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{dt} &= \overbrace{\frac{dT_r(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)}{dt}}^{\text{Primer término}} + \overbrace{\frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \Big|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \frac{d\Omega_r}{dt}}^{\text{Segundo término}} \\ &+ \overbrace{\frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \Big|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \frac{dv_1}{dt}}^{\text{Tercer término}} + \overbrace{\frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \frac{d\beta}{dt}}^{\text{Cuarto término}} \end{aligned} \quad (6.20)$$

El **primer término** de la ecuación (6.20) es la derivada de una constante, por ello, el valor de esta componente es cero, expresado matemáticamente queda:

$$\frac{dT_r(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)}{dt} = 0 \quad (6.21)$$

El **segundo término** de la ecuación (6.20) es la derivada parcial primera del par motor del rotor respecto a la velocidad angular del rotor, expresado matemáticamente queda:

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} &= \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot v_{10}^3 \\ &\cdot \left[ \frac{1}{\Omega_{r0}} \cdot \left. \frac{\partial f_{CP}\left(\frac{\Omega_r \cdot r_b}{v_1}, \beta\right)}{\partial \Omega_r} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} - \frac{1}{\Omega_{r0}^2} \cdot f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right) \right] \end{aligned} \quad (6.22)$$

La derivada parcial del coeficiente de potencia respecto a la velocidad angular del rotor para un punto de operación cualquiera se calcula mediante la derivación numérica mediante diferencias finitas.

$$\left. \frac{\partial f_{CP}(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \approx \frac{f_{CP}\left(\frac{(\Omega_{r0} + \Delta\Omega_{r0}) \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right) - f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right)}{\Delta\Omega_{r0}} \quad (6.23)$$

Donde  $\Delta\Omega_{r0}$  es la variación de la velocidad angular. Usando la ecuación (6.23) de la derivada parcial del coeficiente de potencia respecto a la velocidad angular del rotor y sustituyéndolo en la ecuación (6.22) queda:

$$\begin{aligned} \left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} &= \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot v_{10}^3 \\ &\cdot \left\{ \frac{1}{\Omega_{r0}} \cdot \left[ \frac{f_{CP}\left(\frac{(\Omega_{r0} + \Delta\Omega_{r0}) \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right) - f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right)}{\Delta\Omega_{r0}} \right] - \frac{1}{\Omega_{r0}^2} \right. \\ &\left. \cdot f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right) \right\} \end{aligned} \quad (6.24)$$

En el Script 6.1 se muestra la función para el cálculo de derivada parcial del par motor del rotor respecto a la velocidad angular del rotor para un punto de operación cualquiera.

**Script 6.1: Derivada parcial del par motor del rotor respecto a la velocidad angular del rotor para un punto de operación cualquiera.**

1	<code>function [ dTr dOmeGAR out ] = dTr dOmeGAR(Omega r0, v 10, Beta 0, IncOmega r)</code>
2	<code>persistent r b</code>
3	<code>if isempty(r b)</code>
4	<code>load('r b.mat');</code>
5	<code>end</code>
6	<code>persistent Rho Air</code>
7	<code>if isempty(Rho Air)</code>
8	<code>load('Rho Air.mat');</code>
9	<code>end</code>

10	dCP_dOmega_r = (f_CP((Omega_r0+IncOmega_r).*r_b./v_10, Beta_0) - f_CP(Omega_r0.*r_b./v_10, Beta_0))./IncOmega_r;
11	dTr_dOmeagar_out = 0.5*Rho_Air*pi*r_b^2*v_10^3*(1/Omega_r0*(dCP_dOmega_r) - 1/Omega_r0^2*f_CP(Omega_r0.*r_b./v_10, Beta_0));
12	
13	end

El **tercer término** de la ecuación (6.20) es la derivada parcial primera del par motor del rotor respecto a la velocidad del viento, matemáticamente queda:

$$\left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot \frac{1}{\Omega_{r0}} \cdot \left[ v_{10}^3 \cdot \left. \frac{\partial f_{CP}\left(\frac{\Omega_r \cdot r_b}{v_1}, \beta\right)}{\partial v_1} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} + 3 \cdot v_{10}^2 \cdot f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right) \right] \quad (6.25)$$

La derivada parcial del coeficiente de potencia respecto a la velocidad del viento para un punto operación cualquiera se calcula mediante la derivación numérica mediante diferencias finitas.

$$\left. \frac{\partial f_{CP}}{\partial v_1} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \approx \frac{f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10} + \Delta v_{10}}, \beta_0\right) - f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right)}{\Delta v_{10}} \quad (6.26)$$

Donde  $\Delta v_{10}$  es la variación de la velocidad del viento. Sustituyendo la ecuación (6.26) en la ecuación (6.25) queda:

$$\left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot \frac{1}{\Omega_{r0}} \cdot \left\{ v_{10}^3 \cdot \left[ \frac{f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10} + \Delta v_{10}}, \beta_0\right) - f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right)}{\Delta v_{10}} \right] + 3 \cdot v_{10}^2 \cdot f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right) \right\} \quad (6.27)$$

En el Script 6.2 se muestra la función para el cálculo de derivada parcial del par motor del rotor respecto a la velocidad angular del rotor para un punto de operación cualquiera.

**Script 6.2: Derivada parcial del par motor del rotor respecto a la velocidad del viento para un punto de operación cualquiera.**

1	function [ dTr dv1 out ] = dTr dv1(Omega_r0, v_10, Beta_0, Incv1)
2	persistent r_b
3	if isempty(r_b)
4	load('r_b.mat');
5	end
6	persistent Rho_Air



7	<code>if isempty(Rho Air)</code>
8	<code>load('Rho Air.mat');</code>
9	<code>end</code>
10	<code>dCP_dv1 =(f_CP(Omega_r0.*r_b./(v_10+Incv1), Beta_0) -</code> <code>f_CP(Omega_r0.*r_b./v_10, Beta_0))./Incv1;</code>
11	<code>dTr_dv1_out =</code> <code>0.5*Rho_Air*pi*r_b^2/Omega_r0*(v_10^3*dCP_dv1+3*v_10^2*f_CP(Omega_r0.*r_b./v_10,</code> <code>Beta_0));</code>
12	<code>end</code>

El **cuarto término** de la ecuación (6.20) es la derivada parcial primera del par motor del rotor respecto al ángulo pitch, matemáticamente es:

$$\left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot \frac{1}{\Omega_{r0}} \cdot v_{10}^3 \cdot \left. \frac{\partial f_{CP}\left(\frac{\Omega_r \cdot r_b}{v_1}, \beta\right)}{\partial \beta} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \quad (6.28)$$

La derivada parcial del coeficiente de potencia respecto al ángulo Pitch para el punto un punto de operación cualquiera se calcula mediante la derivación numérica mediante diferencias finitas.

$$\left. \frac{\partial f_{CP}\left(\frac{\Omega_r \cdot r_b}{v_1}, \beta\right)}{\partial \beta} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \approx \frac{f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0 + \Delta\beta_0\right) - f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right)}{\Delta\beta_0} \quad (6.29)$$

Donde  $\Delta\beta_0$  es la variación del ángulo pitch. Usando la ecuación (6.29), de la derivada parcial del coeficiente de potencia respecto al ángulo Pitch, en la ecuación (6.28) queda:

$$\left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \right|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot \frac{1}{\Omega_{r0}} \cdot v_{10}^3 \cdot \left[ \frac{f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0 + \Delta\beta_0\right) - f_{CP}\left(\frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{v_{10}}, \beta_0\right)}{\Delta\beta_0} \right] \quad (6.30)$$

En el Script 6.3 se muestra la función para el cálculo de la derivada parcial del par motor del rotor respecto el ángulo pitch para un punto de operación cualquiera.

**Script 6.3: Derivada parcial del par motor del rotor respecto el ángulo pitch para un punto de operación cualquiera.**

1	<code>function [ dTr dBeta out ] = dTr dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta)</code>
2	<code>persistent r b</code>
3	<code>if isempty(r b)</code>
4	<code>load('r b.mat');</code>
5	<code>end</code>
6	<code>persistent Rho Air</code>
7	<code>if isempty(Rho Air)</code>
8	<code>load('Rho Air.mat');</code>
9	<code>end</code>
10	<code>dCP_dBeta =(f_CP(Omega_r0.*r_b./v_10, Beta_0+IncBeta) -</code> <code>f_CP(Omega_r0.*r_b./v_10, Beta_0))./IncBeta;</code>
11	<code>dTr dBeta out = 0.5*Rho_Air*pi*r_b^2*v_10^3*dCP_dBeta;</code>
12	<code>end</code>

La ecuación (6.20) se puede transformar en el dominio  $s$  de Laplace. Considerando las condiciones iniciales nulas y haciendo uso de la propiedad de linealidad de la transformada de Laplace, se transforma cada término de la ecuación (6.20) como:

$$\mathcal{L}\left\{\frac{dT_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{dt}\right\} = T_r(s) \cdot s \quad (6.31)$$

Donde  $T_r(s)$  es el par motor del rotor en el dominio  $s$  de Laplace.

$$\mathcal{L}\left\{\frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r}\bigg|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \frac{d\Omega_r}{dt}\right\} = K_{T_r\Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot \Omega_r(s) \cdot s \quad (6.32)$$

Donde  $K_{T_r\Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$  es una constante para el punto de operación  $(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$  y  $\Omega_r(s)$  es la velocidad angular del rotor en el dominio  $s$  de Laplace.

$$\mathcal{L}\left\{\frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1}\bigg|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \frac{dv_1}{dt}\right\} = K_{T_r v_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot v_1(s) \cdot s \quad (6.33)$$

Donde  $K_{T_r v_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$  es una constante para el punto de operación  $(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$  y  $v_1(s)$  es la velocidad del viento en el dominio  $s$  de Laplace.

$$\mathcal{L}\left\{\frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta}\bigg|_{\substack{v_1=v_{10} \\ \Omega_r=\Omega_{r0} \\ \beta=\beta_0}} \cdot \frac{d\beta}{dt}\right\} = K_{T_r \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot \beta(s) \cdot s \quad (6.34)$$

Donde  $K_{T_r \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$  es una constante para el punto de operación  $(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$  y  $\beta(s)$  es el ángulo Pitch en el dominio  $s$  de Laplace. Sustituyendo en la ecuación (6.20) las transformadas de Laplace de las ecuaciones, (6.31), (6.32), (6.33) y (6.34) se obtiene la ecuación (6.35).

$$T_r(s) = K_{T_r\Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot \Omega_r(s) + K_{T_r v_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot v_1(s) + K_{T_r \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot \beta(s) \quad (6.35)$$

En la Figura 6.10 se muestra la linealización de la aerodinámica del rotor en función del punto de operación  $(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)$  con la ecuación (6.35).

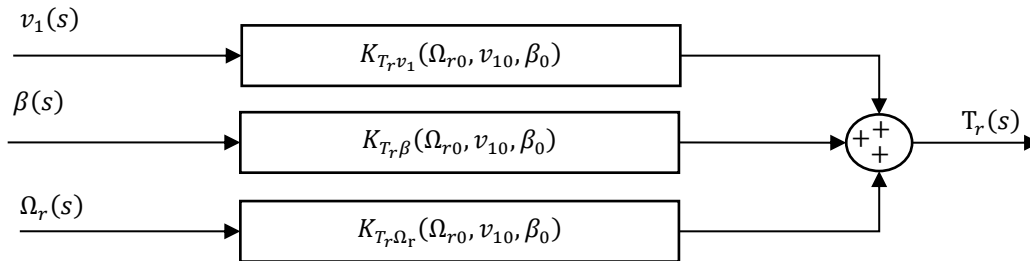


Figura 6.10: Diagrama de bloques del modelo lineal de la aerodinámica del rotor.

En los puntos 6.1.7.1, 6.1.7.2 y 6.1.7.3 se muestra el cálculo de los parámetros  $K_{T_r v_1}$ ,  $K_{T_r \beta}$  y  $K_{T_r \Omega_r}$  para diferentes puntos de operación  $(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$ .

### 6.1.7.1 Derivada parcial del par motor del rotor respecto el ángulo pitch

La derivada parcial del par motor respecto al ángulo pitch se define en la ecuación (6.30) para cualquier punto de operación  $(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$ . En función de los puntos de operación se distingue entre condiciones de monitorización, condiciones nominales y condiciones óptimas.

**Condiciones de monitorización:** Consiste en fijar en cada instante el punto de operación entorno a los valores reales monitorizados. La velocidad angular del rotor del punto de operación se fija en la velocidad angular monitorizada. Ante la imposibilidad de monitorización de la velocidad del viento se estima la velocidad del viento con la velocidad angular monitorizada y suponiendo que un tip-speed-ratio óptimo.

$$\begin{aligned}\Omega_{r0} &= \Omega_r(t) \\ v_{10} &= \Omega_r \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \\ \beta_0 &= \beta(t)\end{aligned}\quad (6.36)$$

Usando la derivada parcial del par motor respecto al ángulo pitch se define de la ecuación (6.30) con las condiciones de monitorización de la ecuación (6.40) se obtiene:

$$\begin{aligned}K_{T_r, \beta_{monit}}(\Omega_{r0}, \beta_0) &= \frac{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_{r0}^2}{2 \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^3} \\ &\cdot \left[ \frac{f_{C_p}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0 + \Delta\beta_0) - f_{C_p}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0)}{\Delta\beta_0} \right]\end{aligned}\quad (6.37)$$

**Condiciones nominales:** Una segunda aproximación es suponer que aerogenerador trabaja en condiciones nominales de velocidad angular del rotor y que la velocidad del viento es la nominal. El ángulo pitch del punto de operación se estima a partir del valor real del ángulo pitch en cada momento.

$$\begin{aligned}\Omega_{r0} &= \Omega_{r_{nom}} \\ v_{10} &= v_{1_{nom}} \\ \beta_0 &= \beta(t)\end{aligned}\quad (6.38)$$

Usando la derivada parcial del par motor respecto al ángulo pitch se define de la ecuación (6.30) con las condiciones nominales de la ecuación (6.40) se obtiene:

$$\begin{aligned}K_{T_r, \beta_{nom}}(\beta_0) &= \frac{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_{r_{nom}}^2}{2 \cdot \lambda_{opt}(\beta_{min})^3} \\ &\cdot \left[ \frac{f_{C_p}(\lambda_{opt}(\beta_{min}), \beta_0 + \Delta\beta_0) - f_{C_p}(\lambda_{opt}(\beta_{min}), \beta_0)}{\Delta\beta_0} \right]\end{aligned}\quad (6.39)$$

Donde  $K_{T_r, \beta_{nom}}(\beta_0)$  es el valor de la derivada del par motor respecto el ángulo pitch para las condiciones de operación nominales con el ángulo pitch  $\beta_0$ .

**Condiciones óptimas:** Una tercera aproximación, el aerogenerador trabaja en condiciones óptimas. La velocidad angular del rotor del punto de operación está aproximadamente en el valor nominal. La velocidad del viento del punto de operación se estima a partir del ángulo pitch. El ángulo pitch del punto de operación se estima a partir del valor real del ángulo pitch en cada momento.

$$\begin{aligned}\Omega_{r0} &= \Omega_{r_{nom}} \\ v_{10} &= \Omega_{r_{nom}} \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \\ \beta_0 &= \beta(t)\end{aligned}\quad (6.40)$$

La derivada parcial del par motor respecto al ángulo pitch se define en la ecuación (6.30) para cualquier punto de operación  $(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)$ . Utilizando las condiciones óptimas de la ecuación (6.40) se obtiene:

$$K_{T_r, \beta_{opt}}(\beta_0) = \frac{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_{r_{nom}}^2}{2 \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^3} \cdot \left[ \frac{f_{Cp}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0 + \Delta\beta_0) - f_{Cp}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0)}{\Delta\beta_0} \right] \quad (6.41)$$

Donde  $K_{T_r, \beta_{nom}}(\beta_0)$  es el valor de la derivada del par motor respecto el ángulo pitch para las condiciones de operación óptimas con el ángulo pitch  $\beta_0$ .

En la Figura 6.24 se comparan las condiciones nominales y las condiciones óptimas para el valor de la derivada parcial del par motor respecto al ángulo pitch para el rango de valores del ángulo pitch.

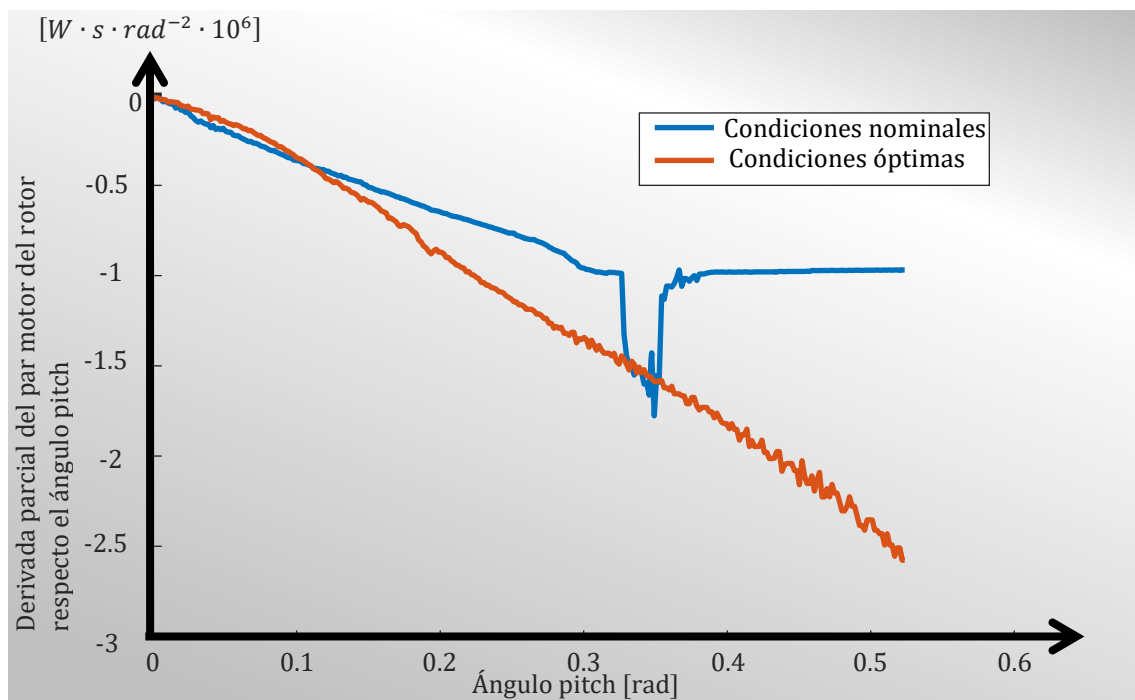


Figura 6.11: Derivada parcial del par motor respecto al ángulo pitch

En el Script 6.4 se muestra el código para generar la Figura 6.24.

Script 6.4: Código para generar la Figura 6.24.

```

1  %% 1. Data
2  load('Vector Beta.mat')
3  load('Omega r nom.mat')
4  load('Beta inc.mat')
5  load('r b.mat')
6  load('v l nom.mat')
7  %% 2. Cálculos
8  dT_r dBeta_nom=zeros(1,length(Vector Beta));
9  dT_r dBeta_opt=zeros(1,length(Vector Beta));
10 for i=1:length(Vector Beta)-1
11     % Condiciones nominales
12     Omega_r0=Omega_r nom;
13     Beta_0=Vector Beta(i);
14     v_10=v_l nom;
15     dT_r dBeta_nom(i)=dT_r dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, Beta inc);
16     % Condiciones óptimas
17     Omega_r0=Omega_r nom;

```

18	Beta 0=Vector Beta(i);
19	v 10=Omega_r_nom*r_b/f_Lambda_opt(Beta 0);
20	dT_r dBeta_opt(i)=dT_r dBeta(Omega_r0, v 10, Beta 0, Beta inc);
21	end
22	dT_r dBeta_nom(end)=dT_r dBeta_nom(end-1);
23	dT_r dBeta_opt(end)=dT_r dBeta_opt(end-1);
24	%% 3. Visualización
25	plot(Vector Beta,dT_r dBeta_nom)
26	hold on
27	plot(Vector Beta,dT_r dBeta_opt)
28	xlabel('ángulo pitch [rad]')
29	ylabel('Derivada parcial del par motor del rotor respecto el ángulo pitch')
30	legend({'Condiciones nominales ','Condiciones óptimas'})

La derivada parcial del par motor respecto al ángulo pitch se puede aproximar mediante regresión a una recta [8].

### 6.1.7.2 Derivada parcial del par motor del rotor respecto la velocidad angular del rotor para condiciones óptimas

La derivada parcial del par motor respecto la velocidad angular del rotor se define en la ecuación (6.24) para cualquier punto de operación  $(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)$ . En función de los puntos de operación se distingue entre condiciones de monitorización, condiciones nominales y condiciones óptimas.

**Condiciones de monitorización:** Utilizando las condiciones de monitorización de la ecuación (6.36) y con la derivada parcial del par motor respecto la velocidad angular del rotor de la ecuación (6.24) se obtiene:

$$\begin{aligned}
 K_{T_r, \Omega_r, \text{monit}}(\Omega_{r0}, \beta_0) &= \frac{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_{r0}^2}{2 \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^3} \\
 &\cdot \left\{ \Omega_{r0}^2 \cdot \left[ \frac{f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0) + \Delta\lambda_{\Omega_r}, \beta_0) - f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0)}{\Delta\Omega_{r0}} \right] - \Omega_r \right. \\
 &\left. \cdot f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0) \right\} \quad (6.42)
 \end{aligned}$$

**Condiciones nominales:** Utilizando las condiciones de nominales de la ecuación (6.38) y con la derivada parcial del par motor respecto la velocidad angular del rotor de la ecuación (6.24) se obtiene:

$$\begin{aligned}
 K_{T_r, \Omega_r, \text{nom}}(\beta_0) &= \frac{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_{r, \text{nom}}^2}{2 \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^3} \\
 &\cdot \left\{ \Omega_{r, \text{nom}}^2 \cdot \left[ \frac{f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_{min}) + \Delta\lambda_{\Omega_r}, \beta_0) - f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_{min}), \beta_0)}{\Delta\Omega_{r0}} \right] \right. \\
 &\left. - \Omega_{r, \text{nom}} \cdot f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_{min}), \beta_0) \right\} \quad (6.43)
 \end{aligned}$$

Donde  $\Delta\lambda_{\Omega_r}$  es el incremento del tip-speed-ratio para la velocidad angular del rotor calculado como:

$$\Delta\lambda_{\Omega_r} = \frac{\Delta\Omega_{r0} \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)}{\Omega_{r, \text{nom}}} \quad (6.44)$$

**Condiciones óptimas:** Utilizando las condiciones óptimas de la ecuación (6.40) se obtiene la derivada parcial del par motor respecto la velocidad angular del rotor para las condiciones óptimas:

$$K_{T_r, \Omega_r, opt}(\beta_0) = \frac{\rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_{r, nom}^2}{2 \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^3} \cdot \left\{ \Omega_{r, nom}^2 \cdot \left[ \frac{f_{c_p}(\lambda_{opt}(\beta_0) + \Delta\lambda_{\Omega_r}, \beta_0) - f_{c_p}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0)}{\Delta\Omega_{r0}} \right] - \Omega_{r, nom} \cdot f_{c_p}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0) \right\} \quad (6.45)$$

En la Figura 6.12 se comparan las condiciones nominales y las condiciones óptimas para el valor de la derivada parcial del par motor respecto a la velocidad angular del rotor para el rango de valores del ángulo pitch.

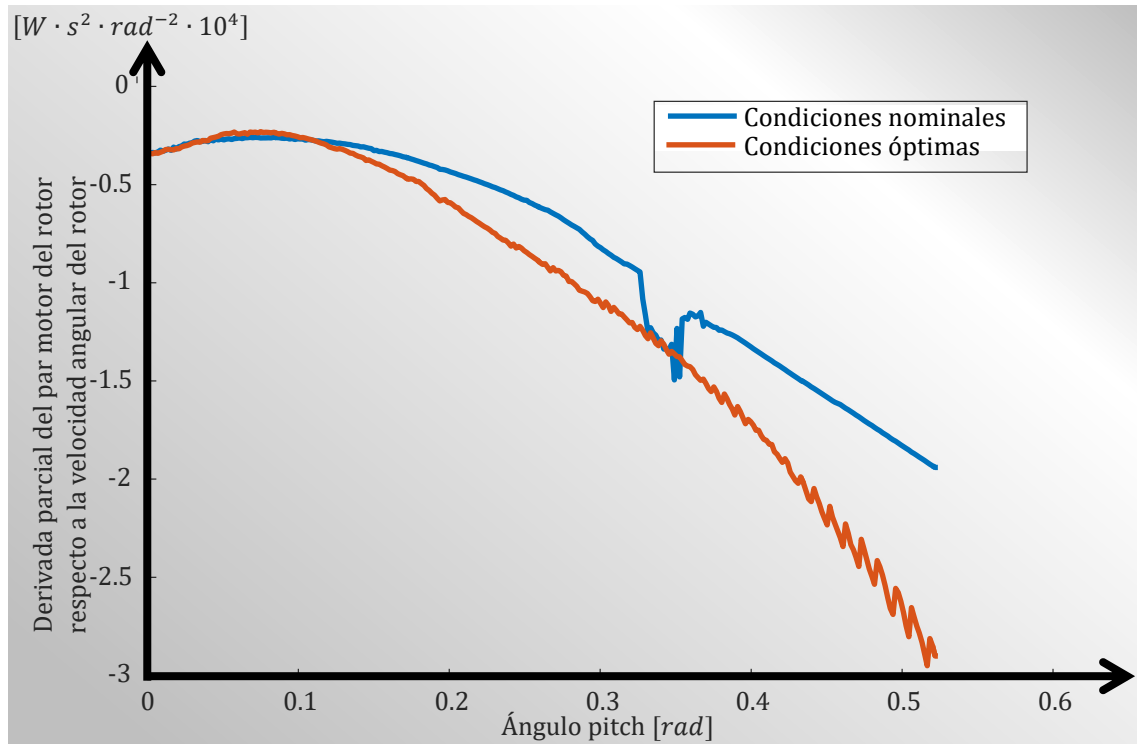


Figura 6.12: Derivada parcial del par motor respecto la velocidad del rotor

En el Script 6.5 se muestra el código para generar la Figura 6.12.

Script 6.5: Código para generar la Figura 6.12.

1	%% 1. Data
2	load('Vector_Beta.mat')
3	load('Omega_r_nom.mat')
4	load('r_b.mat')
5	load('v_1_nom.mat')
6	Omega_inc=0.01;
7	%
8	%% 2. Cálculos
9	dT_r dOmega_r nom=zeros(1,length(Vector_Beta));
10	dT_r dOmega_r opt=zeros(1,length(Vector_Beta));
11	for i=1:length(Vector_Beta)-1
12	% Condiciones nominales
13	Omega_r0=Omega_r_nom;
14	Beta_0=Vector_Beta(i);
15	v_10=v_1_nom;
16	dT_r dOmega_r nom(i)=dT_r dOmegar(Omega_r0, v_10, Beta_0, Omega_inc);
17	%
18	% Condiciones óptimas
19	Omega_r0=Omega_r_nom;

20	Beta 0=Vector Beta(i);
21	v 10=Omega r nom*r b/f Lambda_opt(Beta 0);
22	dT r dOmega r opt(i)=dTr dOmeagar(Omega r0, v 10, Beta 0, Omega inc);
23	end
24	dT r dOmega r nom(end)=dT r dOmega r nom(end-1);
25	dT r dOmega r opt(end)=dT r dOmega r opt(end-1);
26	%
27	%% 3. Visualización
28	plot(Vector Beta,dT r dOmega r nom)
29	hold on
30	plot(Vector Beta,dT r dOmega r opt)
31	xlabel('ángulo pitch [rad]')
32	ylabel('Derivada parcial del par motor del rotor respecto a la velocidad angular del rotor')
33	legend({'Condiciones nominales ','Condiciones óptimas'})

### 6.1.7.3 Derivada parcial del par motor del rotor respecto la velocidad del viento para condiciones óptimas

La derivada parcial del par motor respecto la velocidad del viento se define en la ecuación (6.27) para cualquier punto de operación  $(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)$ . En función de los puntos de operación se distingue entre condiciones de monitorización, condiciones nominales y condiciones óptimas.

**Condiciones de monitorización:** Utilizando las condiciones de monitorización de la ecuación (6.36) en la ecuación (6.27) se obtiene la derivada parcial del par motor respecto la velocidad del viento para las condiciones de monitorización.

$$\begin{aligned}
 K_{T_r v_{10} \text{monit}}(\Omega_{r0}, \beta_0) &= \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot \frac{1}{\Omega_r} \\
 &\cdot \left\{ (\Omega_r \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0))^{-1} \right\}^3 \\
 &\cdot \left[ \frac{f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0) + \Delta\lambda_{v_1}, \beta_0) - f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0)}{\Delta v_{10}} \right] + 3 \\
 &\cdot (\Omega_r \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0))^{-2} \cdot f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0) \left. \right\}
 \end{aligned} \tag{6.46}$$

Donde  $\Delta\lambda_{v_1}$  es el incremento del tip-speed-ratio para la velocidad del viento.

**Condiciones nominales:** Utilizando las condiciones nominales de la ecuación (6.38) en la ecuación (6.27) se obtiene la derivada parcial del par motor respecto la velocidad del viento para las condiciones nominales.

$$\begin{aligned}
 K_{T_r v_{10} \text{nom}}(\beta_0) &= \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot \frac{1}{\Omega_{r\_nom}} \\
 &\cdot \left\{ (\Omega_{r\_nom} \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_{nim}))^{-1} \right\}^3 \\
 &\cdot \left[ \frac{f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_{min}) + \Delta\lambda_{v_1}, \beta_0) - f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_{min}), \beta_0)}{\Delta v_{10}} \right] + 3 \\
 &\cdot (\Omega_{r\_nom} \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_{nim}))^{-2} \cdot f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_{min}), \beta_0) \left. \right\}
 \end{aligned} \tag{6.47}$$

**Condiciones óptimas:** Utilizando las condiciones óptimas de la ecuación (6.40) en la ecuación (6.27) se obtiene la derivada parcial del par motor respecto la velocidad del viento para las condiciones óptimas.

$$\begin{aligned}
 K_{T_r, v_1, opt}(\beta_0) = & \frac{1}{2} \cdot \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^2 \cdot \frac{1}{\Omega_{r, nom}} \\
 & \cdot \left\{ (\Omega_{r, nom} \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0))^{-3} \right. \\
 & \cdot \left[ \frac{f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0) + \Delta\lambda_{v_1}, \beta_0) - f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0)}{\Delta v_{10}} \right] + 3 \\
 & \cdot \left. (\Omega_{r, nom} \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0))^{-2} \cdot f_{C_P}(\lambda_{opt}(\beta_0), \beta_0) \right\}
 \end{aligned}
 \tag{6.48}$$

En la Figura 6.13 se comparan las condiciones nominales y las condiciones óptimas para el valor de la derivada parcial del par motor respecto a la velocidad del viento para el rango de valores del ángulo pitch.

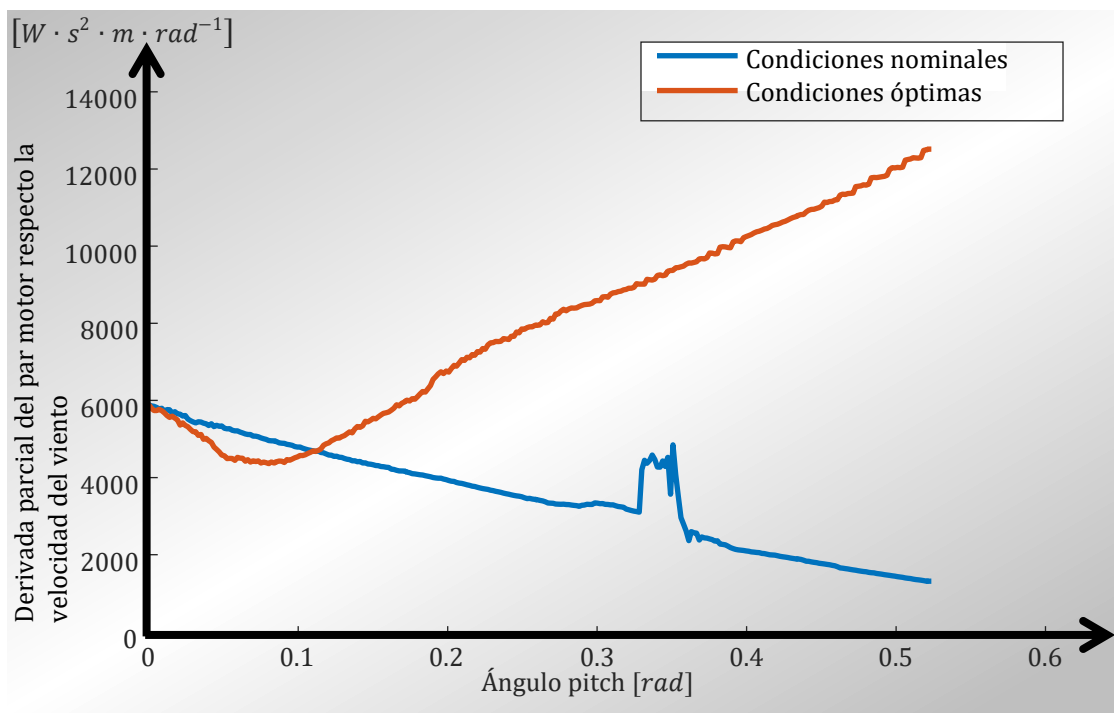


Figura 6.13: Derivada parcial del par motor respecto la velocidad del viento

En el Script 6.4 se muestra el código para generar la Figura 6.13.

Script 6.6: Código para generar la Figura 6.24.

1	%% 1. Data
2	load('Vector Beta.mat')
3	load('Omega r nom.mat')
4	load('r b.mat')
5	load('v 1 nom.mat')
6	v 1 inc=0.01;
7	%
8	%% 2. Cálculos
9	dT r dv 1 nom=zeros(1,length(Vector Beta));
10	dT r dv 1 opt=zeros(1,length(Vector Beta));
11	for i=1:length(Vector Beta)-1
12	% Condiciones nominales
13	Omega r0=Omega r nom;
14	Beta 0=Vector Beta(i);
15	v 10=v 1 nom;
16	dT r dv 1 nom(i)=dT r dvl(Omega r0, v 10, Beta 0, v 1 inc);
17	% Condiciones óptimas
18	Omega r0=Omega r nom;
19	Beta 0=Vector Beta(i);



20	<code>v_10=Omega_r_nom*r_b/f_Lambda_opt(Beta_0);</code>
21	<code>dT_r_dv_1_opt(i)=dT_r_dv_1(Omega_r0, v_10, Beta_0, v_1_inc);</code>
22	<code>end</code>
23	<code>dT_r_dv_1_nom(end)=dT_r_dv_1_nom(end-1);</code>
24	<code>dT_r_dv_1_opt(end)=dT_r_dv_1_opt(end-1);</code>
25	<code>%</code>
26	<code>%% 3. Visualización</code>
27	<code>plot(Vector_Beta,dT_r_dv_1_nom)</code>
28	<code>hold on</code>
29	<code>plot(Vector_Beta,dT_r_dv_1_opt)</code>
30	<code>xlabel('ángulo pitch [rad]')</code>
31	<code>ylabel('Derivada parcial del par motor del rotor respecto a la velocidad del viento')</code>
32	<code>legend({'Condiciones nominales ', 'Condiciones óptimas'})</code>

## 6.2 Cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador PI

Para el cálculo de los valores  $K_p$  y  $K_I$  se realizan varias aproximaciones en los puntos 6.2.1, 6.2.2, 6.2.3, 6.2.4, 6.2.5 y 6.2.6. Estas aproximaciones se basan en diferentes criterios a la hora de fijar el punto de operación en la linealización de la aerodinámica del rotor y diferentes simplificaciones en la función de transferencia del sistema.

### 6.2.1 Método I

En este método, las funciones para el cálculo de las variables  $K_p$  y  $K_I$  se denotan matemáticamente como  $f_{K_{p1}}(\beta_0, \Omega_{r0})$  y  $f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0})$ . Estas funciones dependen de la velocidad angular del rotor y del ángulo pitch.

**Punto de operación:** La velocidad del viento no se utiliza como variable en las funciones porque no puede monitorizarse con exactitud. El punto de operación de la velocidad viento se calcula a partir de la monitorización de la velocidad angular del rotor y suponiendo que el aerogenerador trabaja siempre en condiciones óptimas de tip-speed-ratio en función del ángulo pitch en cada momento.

$$v_{10} = \frac{\Omega_{r0} \cdot r_b}{\lambda_{opt}(\beta)} \quad (6.49)$$

Los valores del ángulo del pitch para el punto de operación son adaptativos en función de los valores monitorizados.

$$\Omega_{r0} = \Omega_r(t) \quad (6.50)$$

Los valores de la velocidad angular del rotor para el punto de operación son adaptativos en función de los valores monitorizados.

$$\beta_0 = \beta(t) \quad (6.51)$$

**Simplificaciones en la función de transferencia:** Se realizan dos simplificaciones en el modelo lineal mostrado en la Figura 6.. Por un lado, se desprecia el tiempo de actuación del servomotor o actuador del pitch por considerarlo un tiempo pequeño. Esta aproximación supone que el ángulo de consigna del pitch sea aproximadamente igual al ángulo pitch de las palas, matemáticamente se expresa como como:

$$\beta^* \approx \beta \quad (6.52)$$

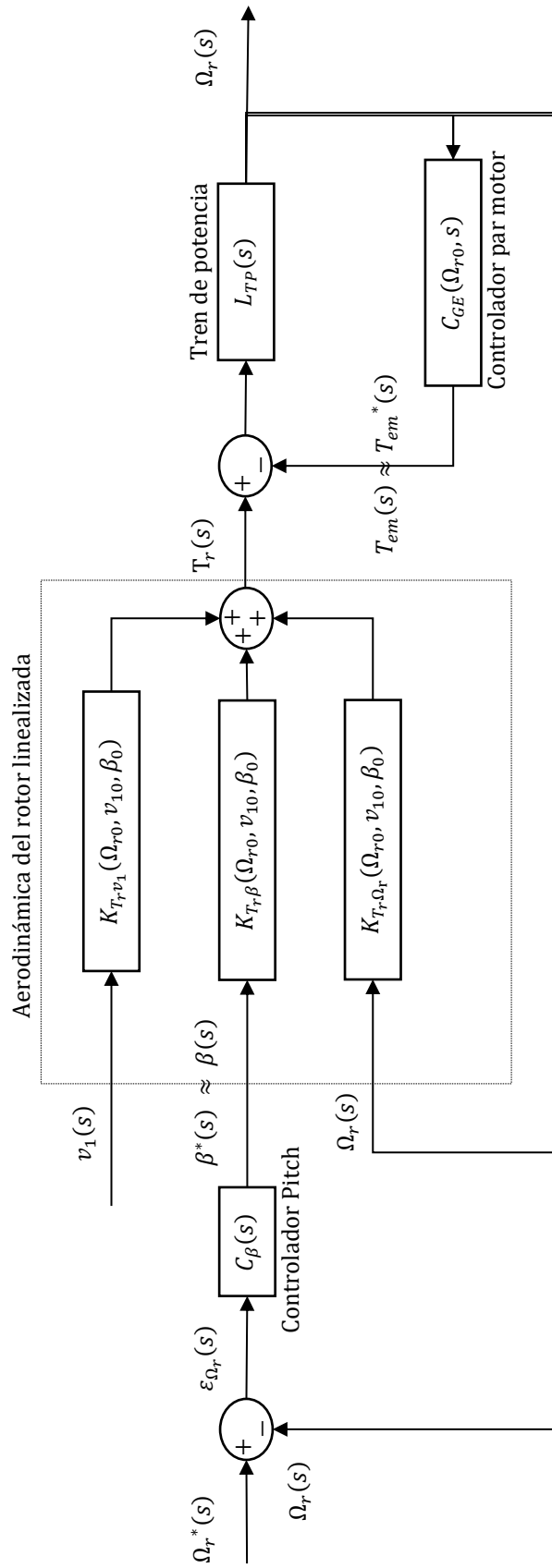


Figura 6.14: Modelo del sistema linealizado con las aproximaciones descritas en las ecuaciones (6.52) y (6.53).

Por otro lado, se considera que el tiempo que necesita el generador eléctrico (actuador eléctrico) en variar el par motor absorbido es muy pequeño. Esta aproximación supone que la consigna de par motor del controlador de par sea aproximadamente igual al par motor absorbido por el generador eléctrico, matemáticamente se expresa como como:

$$T_{em} \approx T_{em}^* \quad (6.53)$$

En la Figura 6.14 se muestra el modelo del sistema linealizado con las aproximaciones descritas en las ecuaciones (6.52) y (6.53).

### 6.2.1.1 Función de transferencia

Para obtener la función de transferencia completa del diagrama de bloques de la Figura 6.14 se realizan unas simplificaciones equivalentes. Por un lado, la parte del tren de potencia y del generador eléctrico equivalente se pueden simplificar en un solo bloque como se muestra en la Figura 6.15.

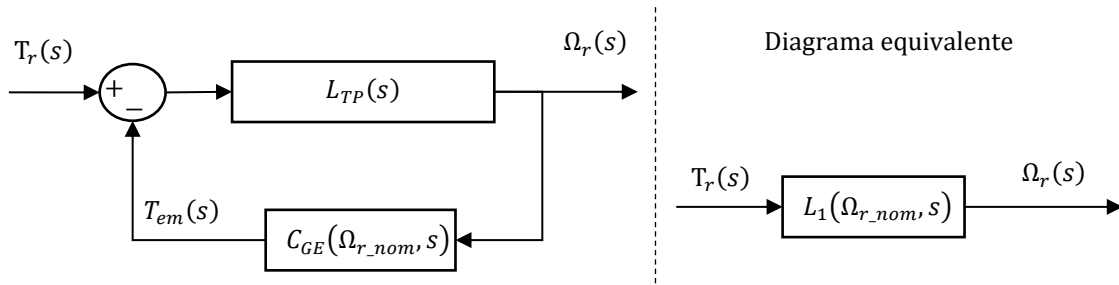


Figura 6.15: Diagrama de bloques original y equivalente simplificado del sistema mecánico de la Figura 6.14.

Donde el valor  $L_1(s)$  de la Figura 6.15 se calcula mediante las ecuaciones (6.7) y (6.10) como:

$$\begin{aligned} L_1(\Omega_{r\_nom}, s) &= \frac{\Omega_r(s)}{T_r(s)} = \frac{I_T^{-1}}{(s + B_T \cdot I_T^{-1} - I_T^{-1} \cdot P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2})} \\ &= \frac{1}{(s \cdot I_T + B_T - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2})} \end{aligned} \quad (6.54)$$

Por otro lado, la simplificación equivalente del diagrama de bloques de la Figura 6.14 se muestra en la Figura 6.16.

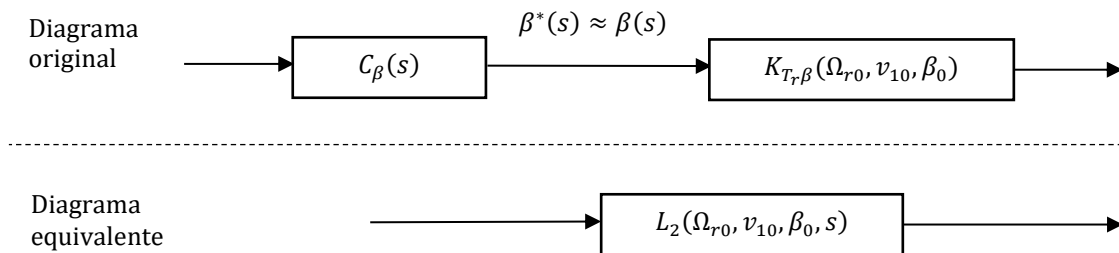


Figura 6.16: Diagrama de bloques original y equivalente simplificado de la aerodinámica del pitch y controlador del pitch de la Figura 6.14.

Donde el valor  $L_2(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s)$  de la Figura 6.16 se calcula usando la ecuación (6.5) como:

$$\begin{aligned} L_2(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s) &= C_\beta(s) \cdot K_{T_r\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \\ &= \frac{f_{K_{P1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot s \cdot K_{T_r\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) + f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)}{s} \end{aligned} \quad (6.55)$$

Usando las equivalencias de la Figura 6.15 y de la Figura 6.16 se muestra el diagrama de bloques equivalente en la Figura 6.17.

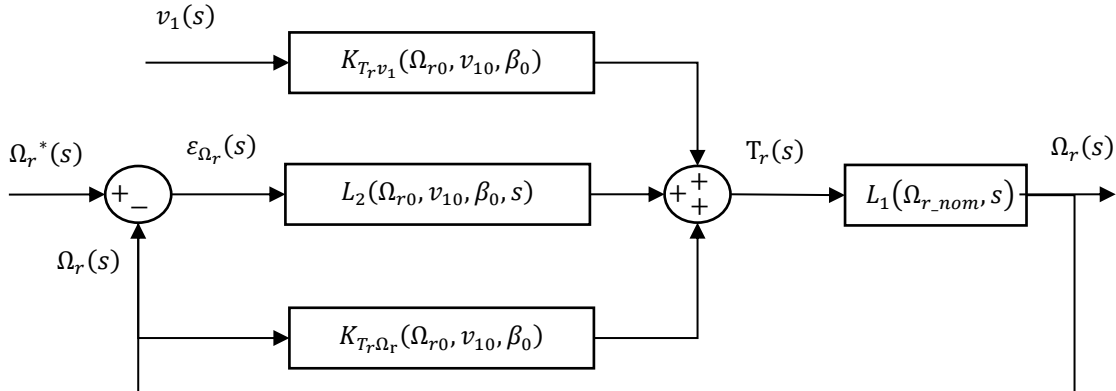


Figura 6.17: Diagrama de bloques equivalente a la Figura 6.14.

Ante la imposibilidad de monitorizar la velocidad del viento, en la Figura 6.17, la variación de la velocidad de viento se puede considerar como una entrada de perturbación del sistema. Otro enfoque consiste en estimar la velocidad de viento a partir de la velocidad angular del rotor considerando que el aerogenerador trabaja siempre cerca de las condiciones óptimas de tip-speed-ratio.

$$v_1(s) = \Omega_r(s) \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \quad (6.56)$$

En la Figura 6.18 se muestra el diagrama de bloques de la Figura 6.17 aplicando la aproximación de la ecuación (6.56).

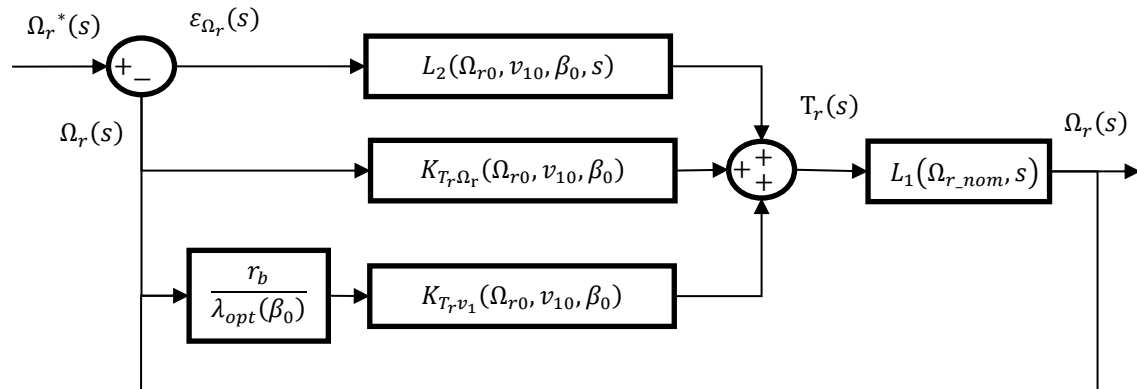


Figura 6.18: Diagrama de bloques estimando la velocidad del viento.

De la Figura 6.18 se deduce la siguiente ecuación:

$$[\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)] \cdot L_2(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s) + \Omega_r(s) \cdot K_{T_r, \Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) + \Omega_r(s) \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) = \Omega_r(s) \cdot L_1(\Omega_{r\_nom}, s)^{-1} \quad (6.57)$$

Despejando la ecuación (6.57) se obtiene queda:

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = [L_2(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s)] \cdot \left[ L_1(\Omega_{r\_nom}, s)^{-1} + L_2(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s) - K_{T_r, \Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \right]^{-1} \quad (6.58)$$

Sustituyendo  $L_1(\Omega_{r\_nom}, s)$  de la ecuación (6.54) y  $L_2(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s)$  de la ecuación (6.55) dentro de la ecuación (6.58), se obtiene la ecuación (6.59).

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = s^{-1} \cdot \left[ f_{K_{P1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot s \cdot K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) + f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot \{ (s \cdot I_T + B_T - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2}) + s^{-1} \cdot [f_{K_{P1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot s \cdot K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) + f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)] - K_{T_r, \Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \}^{-1} \right] \quad (6.59)$$

Simplificando la ecuación (6.59) se obtiene la función de transferencia.

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = \{ s \cdot [f_{K_{P1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1}] + [f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1}] \} \cdot \{ s^2 + s \cdot [B_T \cdot I_T^{-1} - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot I_T^{-1} + f_{K_{P1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} - K_{T_r, \Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1}] + f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} \}^{-1} \quad (6.60)$$

### 6.2.1.2 Respuesta de segundo orden

Para el cálculo de los parámetros integral y proporcional del controlador se tiene en cuenta la frecuencia de resonancia de la torre. La frecuencia natural de la torre se puede calcular mediante la ecuación (2.207). Se define un sistema de segundo orden como:

$$L_5(s) = \frac{\omega_n^2}{(s^2 + 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot s + \omega_n^2)} \quad (6.61)$$

Donde  $L_5(s)$  es un sistema de segundo orden,  $\omega_n$  es la frecuencia natural y  $\xi$  es el factor de amortiguamiento. En la Tabla 6.1. se muestra los valores de la frecuencia natural y del factor de amortiguamiento del sistema de segundo orden.

Tabla 6.1.: Valores de los parámetros de la respuesta de segundo orden para el cálculo de  $K_P$  y  $K_I$ .

	Unidades	Valor
$\omega_n$	<b>hz</b>	<b>10</b>
$\xi$	—	<b>0.4</b>

En el Script 6.7 se muestra el guardado de los parámetros de la Tabla 6.1.. En la Figura 6.19 se muestra una respuesta escalón al sistema de segundo orden de la ecuación (6.61).

Script 6.7: Valores de los parámetros de la respuesta de segundo orden para el cálculo de  $K_p$  y  $K_I$

1	%% 1. Asignación de valores
2	Omega_n=10;
3	Epsilon= 0.4;
4	%
5	%% 2. Guardado de valores
6	save('Omega_n.mat','Omega_n');
7	save('Epsilon.mat','Epsilon');
8	%
9	%% 3. Visualización
10	num = ([Omega_n^2]);
11	den = {[1, (2*Epsilon*Omega_n), (Omega_n^2)]};
12	step(tf(num,den))

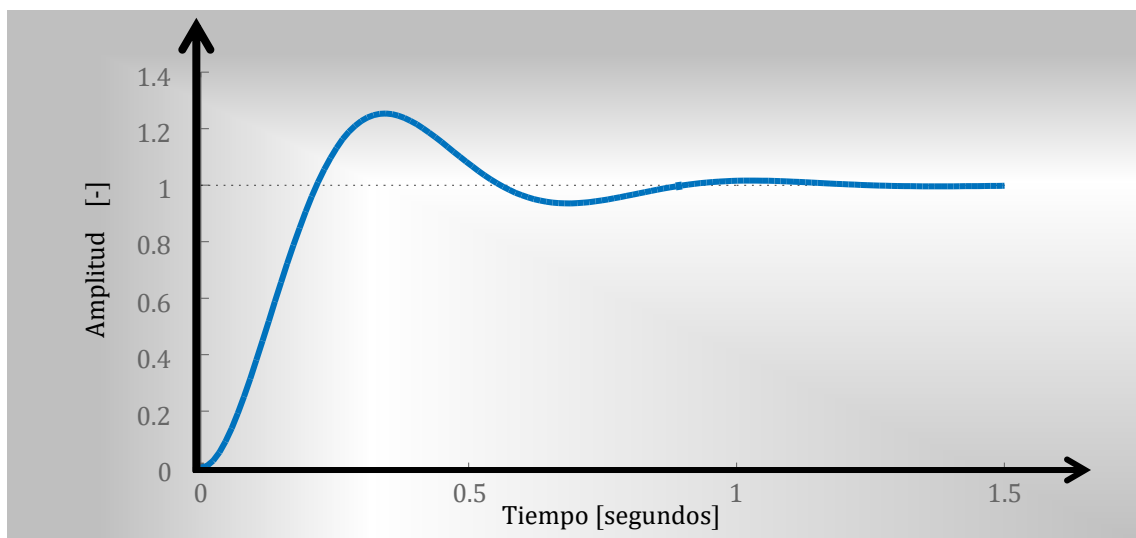


Figura 6.19: Respuesta de segundo orden de la ecuación (6.61) ante una entrada escalón con los parámetros de la Tabla 6.1..

### 6.2.1.3 Parámetro integral

Igualando los términos independientes (Grado 0) del denominador de la ecuación (6.61) y de la ecuación (6.60), queda:

$$I_T^{-1} \cdot f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T,\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) = \omega_n^2 \tag{6.62}$$

Despejando  $f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0})$  de la ecuación (6.62) queda:

$$f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \frac{\omega_n^2 \cdot I_T}{K_{T,\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)} \tag{6.63}$$

Usando la ecuación (6.49), donde la velocidad del viento en el punto de operación se calcula en función de la velocidad angular del rotor suponiendo siempre condiciones óptimas y realizando la transformada inversa de Laplace se obtiene el parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch y de la velocidad angular.

$$f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \omega_n^2 \cdot I_T \cdot \left[ \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.64)$$

El parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch y de la velocidad angular de la ecuación (6.64) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor respecto al ángulo pitch en vez de en función de la derivada parcial del par motor del rotor respecto al ángulo pitch.

$$f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \omega_n^2 \cdot I_T \cdot \Omega_{r0} \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.65)$$

Otro modo de expresar la ecuación (6.64):

$$f_{K_{I1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) = 2 \cdot \omega_n^2 \cdot I_T \cdot [\lambda_{opt}(\beta_0)]^3 \cdot \left[ \rho_{Air} \cdot \pi \cdot r_b^5 \cdot \Omega_{r0} \cdot \frac{\partial f_{Cp}(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.66)$$

En el Script 6.8 se muestra el cálculo del parámetro integral del controlador mediante la ecuación (6.64).

#### Script 6.8: Cálculo del parámetro integral del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta min')
3	load('Beta inc')
4	load('Beta max')
5	load('Omega n.mat')
6	load('I T.mat')
7	load('Omega r nom.mat')
8	load('n_Betal.mat')
9	load('m_Betal.mat')
10	% load('v 1 nom.mat')
11	load('Rho Air.mat')
12	load('r b.mat')
13	%
14	%% 2. Calculo de
15	Vector Beta=Beta min:Beta inc:Beta max;
16	Vector Omega r=Omega r nom*0.80:0.04:Omega r nom*1.2;
17	KI1=zeros(length(Vector Beta)-1,length(Vector Omega r));
18	for i=1:length(Vector Beta)-1
19	for j=1:length(Vector Omega r)
20	Beta 0=Vector Beta(i);
21	Omega r0=Vector Omega r(j);
22	v 10=Omega r0*r b/f Lambda opt(Beta 0);
23	IncBeta=0.02;
24	KI1(i,j)=Omega n^2*I T / dTr dBeta(Omega r0, v 10, Beta 0, IncBeta);
25	end
26	end
27	%
28	%% 3. Visualización
29	surf(Vector Beta(1:end-1),Vector Omega r,KI1')
30	xlabel('Ángulo Pitch')
31	ylabel('Omega r')
32	zlabel('K I')
33	set(gca,'FontSize',20)

34	%
35	%% 4. Guardado de parámetros
36	save('Vector Beta.mat','Vector Beta')
37	save('Vector Omega_r.mat','Vector Omega_r')
38	save('KI1.mat','KI1')

En la Figura 6.20 se muestra el parámetro integral del controlador PI en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor.

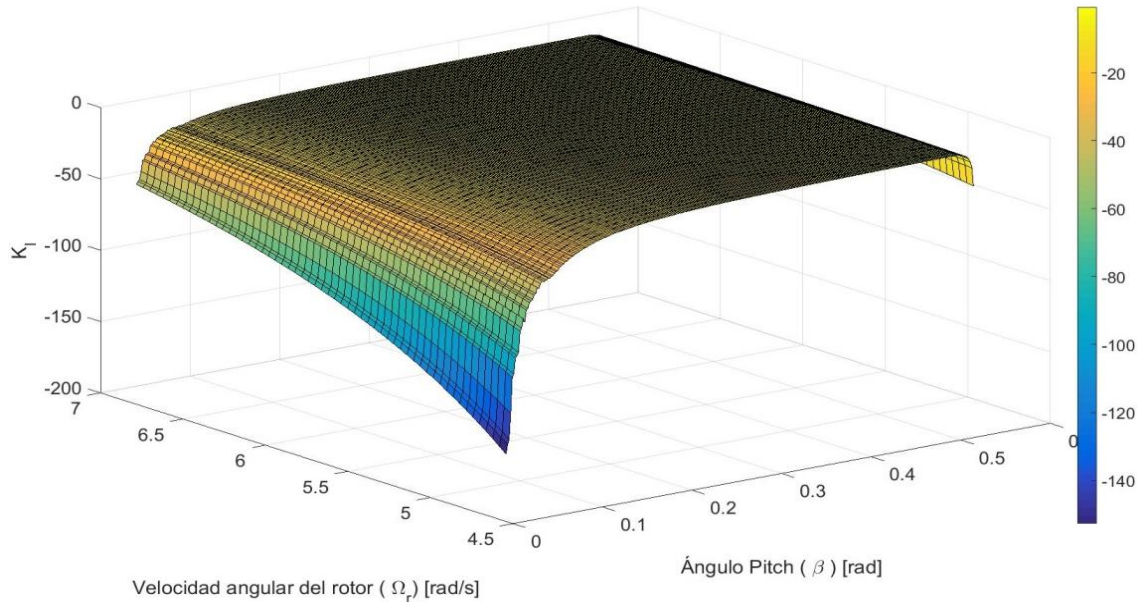


Figura 6.20: Valores del parámetro integral del controlador PI en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor.

### 6.2.1.4 Parámetro proporcional

Igualando el término de grado uno del denominador de la ecuación (6.61) y el término de grado uno de la ecuación (6.60), queda:

$$\begin{aligned}
 B_T \cdot I_T^{-1} - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot I_T^{-1} + f_{K_{P1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} \\
 - K_{T_r\Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \\
 \cdot K_{T_rv_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} = 2 \cdot \xi \cdot \omega_n
 \end{aligned} \tag{6.67}$$

Despejando  $f_{K_P}(\beta_0, \Omega_{r0})$  de la ecuación (6.67) queda:

$$\begin{aligned}
 f_{K_{P1}}(\beta_0, \Omega_{r0}) = [2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot I_T - B_T + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} + K_{T_r\Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0) \\
 + r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_rv_1}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)] \cdot [K_{T_r\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)]^{-1}
 \end{aligned} \tag{6.68}$$

Aplicando las condiciones del punto de operación de la ecuación (6.49) y de la ecuación (6.50) en la ecuación (6.68) y realizando la transformada inversa de Laplace se obtiene el parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch y de la velocidad angular.



$$f_{KP1}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \begin{bmatrix} 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot I_T - B_T + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \\ + \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} + r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \\ \cdot \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \cdot \left[ \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \end{bmatrix} \quad (6.69)$$

Otra forma de expresar la ecuación (6.69).

$$f_{KP1}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \begin{bmatrix} 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot I_T \cdot \Omega_{r0} - B_T \cdot \Omega_{r0} + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot \Omega_{r0} \\ + \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} + r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \\ \cdot \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \end{bmatrix} \quad (6.70)$$

En el Script 6.9 se muestra el cálculo del parámetro proporcional del controlador mediante la ecuación (6.69) y el cálculo para generar la Figura 6.21.

#### Script 6.9: Cálculo del parámetro proporcional del controlador.

1	<code>%% 1. Carga de datos</code>
2	<code>load('Beta min')</code>
3	<code>load('Beta inc')</code>
4	<code>load('Beta max')</code>
5	<code>load('Omega n.mat')</code>
6	<code>load('Epsilon.mat')</code>
7	<code>load('I T.mat')</code>
8	<code>load('B T.mat')</code>
9	<code>load('Omega r nom.mat')</code>
10	<code>load('v 1 nom.mat')</code>
11	<code>load('Rho Air.mat')</code>
12	<code>load('r b.mat')</code>
13	<code>load('P r nom.mat')</code>
14	<code>%% 2. Calculo</code>
15	<code>Vector Beta=Beta min:Beta inc:Beta max;</code>
16	<code>Vector Omega r=Omega r nom*0.8:0.04:Omega r nom*1.2;</code>
17	<code>KP1=zeros(length(Vector Beta)-1,length(Vector Omega r));</code>
18	<code>for i=1:length(Vector Beta)-1</code>
19	<code>for j=1:length(Vector Omega r)</code>
20	<code>Beta 0=Vector Beta(i);</code>
21	<code>Omega r0=Vector Omega r(j);</code>
22	<code>v 10=Omega r0*r b/f Lambda opt(Beta 0);</code>
23	<code>IncBeta=0.02;</code>
24	<code>IncOmega r=0.02;</code>

25	Incv1=0.02;
26	KP1(i,j)=(2*Epsilon*Omega_n*I_T+P_r_nom/Omega_r_nom^2+dTr_dOmeGAR(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncOmega_r)+r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dv1(Omega_r0, v_10, Beta_0, Incv1))/dTr_dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta);
27	end
28	end
29	%% 3. Visualización
30	surf(Vector Beta(1:end-1),Vector Omega_r,KP1')
31	xlabel('Ángulo Pitch')
32	ylabel('Omega_r')
33	zlabel('K P')
34	%% 4. Guardado de parámetros
35	save('Vector Beta.mat','Vector Beta')
36	save('Vector Omega_r.mat','Vector Omega_r')
37	save('KP1.mat','KP1')

En la Figura 6.21 se muestra los valores del parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor.

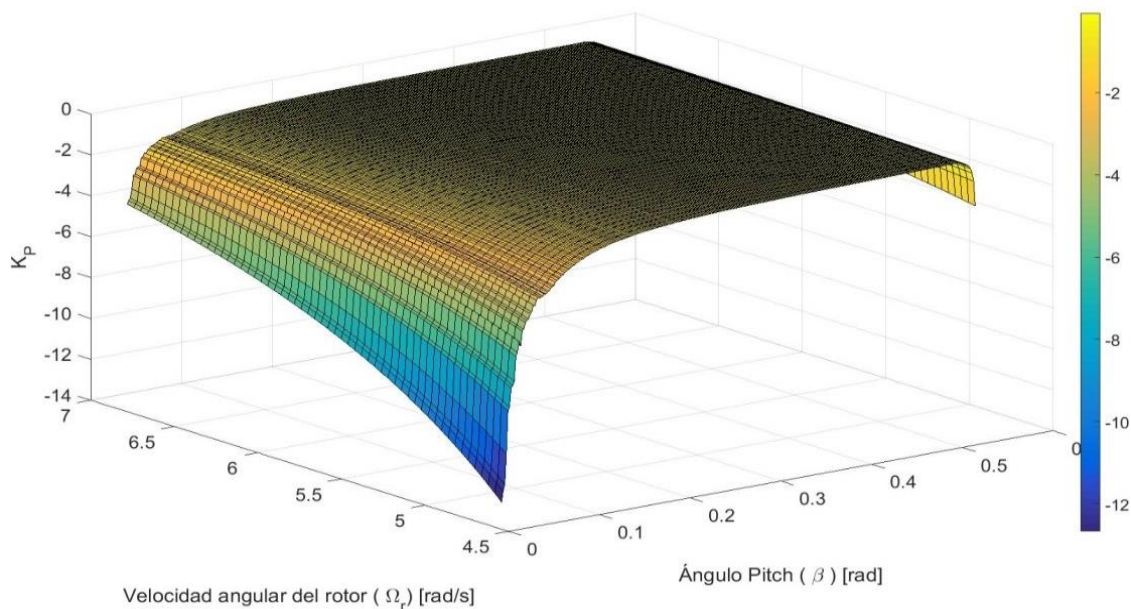


Figura 6.21: Valores del parámetro proporcional del controlador PI en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor.

### 6.2.2 Método II

En este método, las funciones para el cálculo de las variables  $K_p$  y  $K_I$  se denotan matemáticamente como  $f_{K_{P2}}(\beta_0)$  y  $f_{K_{I2}}(\beta_0)$  y dependen únicamente ángulo pitch.

**Punto de operación:** La única diferencia con el método anterior son las condiciones que fijan el punto de operación. En este caso la velocidad angular del rotor se fija en su valor nominal.

$$\Omega_{r0} \approx \Omega_{r_{nom}} \tag{6.71}$$

El punto de operación de la velocidad del viento y del ángulo pitch se fijan como se indica en el método anterior, mediante la ecuación (6.49) y (6.51) respectivamente.

**Simplificaciones en la función de transferencia:** Al igual que en el método anterior, modelo lineal mostrado en la Figura 6., se aplican las aproximaciones descritas en las ecuaciones (6.52) y (6.53) obteniendo la

Figura 6.14. La función de transferencia resultante de este sistema es equivalente a la calculada en la ecuación (6.60). Para el cálculo de los parámetros integral y proporcional del controlador se usa la misma respuesta de segundo orden de la ecuación (6.61).

### 6.2.2.1 Parámetro integral

Usando las ecuaciones (6.49), (6.51) y (6.71) que describen el punto de operación, en la ecuación (6.63) y realizando la transformada inversa de Laplace, se obtiene el parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch.

$$f_{KI2}(\beta_0) = \omega_n^2 \cdot I_T \cdot \left[ \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Bigg|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_r \text{ nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_r \text{ nom} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.72)$$

El parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.72) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor respecto el ángulo pitch.

$$f_{KI2}(\beta_0) = \omega_n^2 \cdot I_T \cdot \Omega_{r0} \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Bigg|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_r \text{ nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_r \text{ nom} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.73)$$

En el Script 6.8 se muestra el cálculo del parámetro integral del controlador mediante la ecuación (6.72).

#### Script 6.10: Cálculo del parámetro integral del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta_min')
3	load('Beta_inc')
4	load('Beta_max')
5	load('Omega_n.mat')
6	load('I_T.mat')
7	load('Omega_r_nom.mat')
8	load('n_Betal.mat')
9	load('m_Betal.mat')
10	% load('v_1_nom.mat')
11	load('Rho_Air.mat')
12	load('r_b.mat')
13	%
14	%% 2. Calculo de
15	Vector Beta=Beta_min:Beta_inc:Beta_max;
16	Vector Omega_r=Omega_r_nom*0.80:0.04:Omega_r_nom*1.2;
17	KI2=zeros(length(Vector Beta)-1,1);
18	for i=1:length(Vector Beta)-1
19	Beta_0=Vector Beta(i);
20	Omega_r0=Omega_r_nom;
21	v_10=Omega_r0*r_b/f_Lambda_opt(Beta_0);
22	IncBeta=0.02;
23	KI2(i)=Omega_n^2*I_T / dTr_dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta);
24	end
25	%
26	%% 3. Visualización
27	plot(Vector Beta(1:end-1),KI2')
28	xlabel('Ángulo Pitch')
29	ylabel('K I')
30	% set(gca,'FontSize',20)
31	%
32	%% 4. Guardado de parámetros

```
33 save('KI2.mat','KI2')
```

En la Figura 6.22 se muestra el parámetro integral del controlador PI en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor.

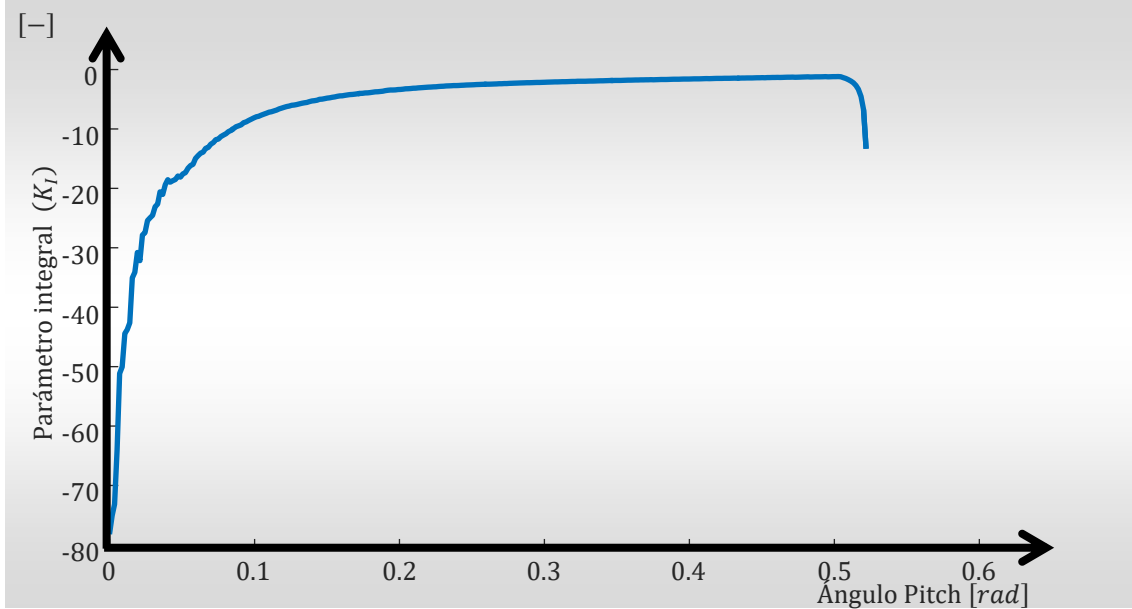


Figura 6.22: Valores del parámetro integral del controlador PI en función del ángulo pitch.

### 6.2.2.2 Parámetro proporcional

Usando las ecuaciones (6.49), (6.51) y (6.71) que describen el punto de operación, en la ecuación (6.68) y realizando la transformada inversa de Laplace, se obtiene el parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch.

$$\begin{aligned}
 f_{K_{P2}}(\beta_0) = & \left[ 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot I_T - B_T + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} + \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \right]_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} \\
 & + r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} \\
 & \cdot \left[ \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1}
 \end{aligned} \tag{6.74}$$

El parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.74) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{KP2}(\beta_0) = \left[ 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot I_T \cdot \Omega_{r0} - B_T \cdot \Omega_{r0} + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot \Omega_{r0} \right. \\ \left. + \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \right]_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} + r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \\ \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \right]_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \right]_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}}^{-1} \quad (6.75)$$

En el Script 6.11 se muestra el cálculo del parámetro proporcional del controlador mediante la ecuación (6.74).

Script 6.11: Cálculo del parámetro proporcional del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta min')
3	load('Beta inc')
4	load('Beta max')
5	load('Omega n.mat')
6	load('Epsilon.mat')
7	load('I T.mat')
8	load('B T.mat')
9	load('Omega r nom.mat')
10	load('v 1 nom.mat')
11	load('Rho Air.mat')
12	load('r b.mat')
13	load('P r nom.mat')
14	
15	%% 2. Calculo
16	Vector Beta=Beta min:Beta inc:Beta max;
17	Vector Omega r=Omega r nom*0.8:0.04:Omega r nom*1.2;
18	KP2=zeros(length(Vector Beta)-1,1);
19	for i=1:length(Vector Beta)-1
20	Beta 0=Vector Beta(i);
21	Omega r0=Omega r nom;
22	v 10=Omega r0*r b/f Lambda opt(Beta 0);
23	
24	IncBeta=0.02;
25	IncOmega r=0.02;
26	Incv1=0.02;
27	
28	KP2(i)=(2*Epsilon*Omega n*I T+P r nom/Omega r nom^2+dTr_dOmeGAR(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncOmega_r)+r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dv1(Omega_r0, v_10, Beta_0, Incv1))/dTr_dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta);
29	end
30	
31	%% 3. Visualización
32	plot(Vector Beta(1:end-1),KP2')
33	xlabel('Ángulo Pitch')
34	ylabel('K P')
35	
36	%% 4. Guardado de parámetros
37	save('KP2.mat', 'KP2')

En la Figura 6.23 se muestra los valores del parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch.

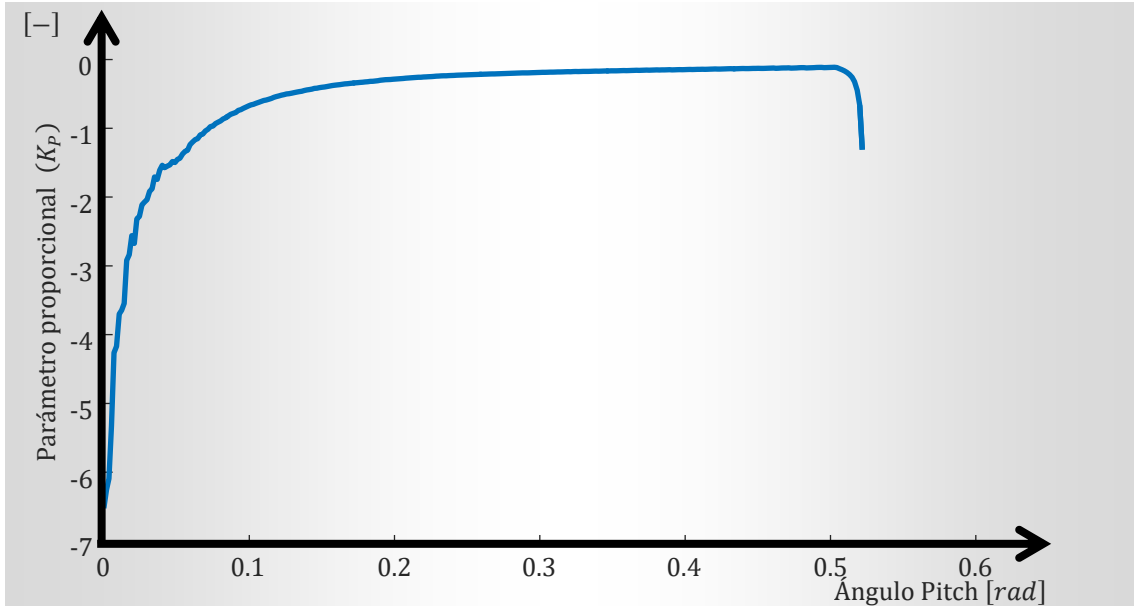


Figura 6.23: Valores del parámetro proporcional del controlador PI en función del ángulo pitch.

### 6.2.3 Método III

En este método, las funciones para el cálculo de las variables  $K_p$  y  $K_i$  se denotan matemáticamente como  $f_{K_{p3}}(\beta_0)$  y  $f_{K_{i3}}(\beta_0)$  y dependen únicamente ángulo pitch.

**Punto de operación:** La velocidad del viento no se utiliza como variable en las funciones porque no puede monitorizarse con exactitud. El punto de operación de la velocidad viento se estima en su valor nominal.

$$v_{10} \approx v_{1\_nom} \tag{6.76}$$

El valor de la velocidad angular del rotor en el punto de operación se estima se estima constante alrededor del valor nominal de la velocidad angular del rotor. Esta condición se expresa con la ecuación (6.71).

El valor del ángulo del pitch para el punto de operación es adaptativo en función del valor del ángulo pitch en cada instante. Esta condición se expresa con la ecuación (6.51).

**Simplificaciones en la función de transferencia:** Al modelo lineal mostrado en la Figura 6., se aplica la aproximación de la ecuación (6.52) que equipara el valor de la consigna del ángulo pitch al ángulo pitch real de las palas. Se aplica la aproximación de la ecuación (6.53) que equipara el valor de la consigna de par motor al par motor real absorbido por el generador eléctrico. Se deprecia la influencia del bloque  $K_{T_r, \Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$  suponiendo una velocidad angular del rotor constante. Suponiendo que la variación de la velocidad de viento es una perturbación en el sistema, despreciamos el bloque  $K_{T_r, v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)$ . Aplicando estas aproximaciones sobre la Figura 6.17 se obtiene el diagrama de bloques de la Figura 6.24.

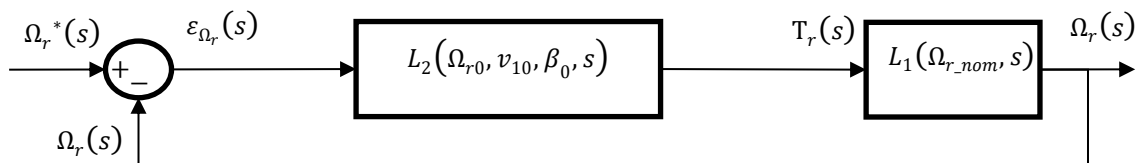


Figura 6.24: Modelo del sistema linealizado con las aproximaciones descritas.

### 6.2.3.1 Función de transferencia

Se busca la función de transferencia de la Figura 6.24, de donde se deduce la siguiente ecuación:

$$[\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)] \cdot L_2(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s) = \Omega_r(s) \cdot L_1(\Omega_{r0}, s)^{-1} \quad (6.77)$$

Despejando la ecuación (6.77) queda:

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = \frac{L_2(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s) \cdot L_1(\Omega_{r_{nom}}, s)}{1 + L_2(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s) \cdot L_1(\Omega_{r_{nom}}, s)^{-1}} \quad (6.78)$$

Sustituyendo el valor de  $L_1(\Omega_{r_{nom}}, s)$  de la ecuación (6.54) y el valor de  $L_2(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s)$  de la ecuación (6.55) en la ecuación (6.78) se obtiene la función de transferencia.

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = \frac{s \cdot I_T^{-1} \cdot f_{K_{P3}}(\beta_0) \cdot K_{T_r\beta} + B_T + I_T^{-1} \cdot f_{K_{I3}}(\beta_0) \cdot K_{T_r\beta}}{s^2 + s \cdot [I_T^{-1} \cdot (f_{K_{P3}}(\beta_0) \cdot K_{T_r\beta} + B_T + \Omega_{r0}^{-2})] + I_T^{-1} \cdot f_{K_{I3}}(\beta_0) \cdot K_{T_r\beta}} \quad (6.79)$$

### 6.2.3.2 Parámetro integral

Para el cálculo del parámetro integral se utiliza la respuesta de segundo orden descrita en el punto 6.2.1.2. Igualando los términos independientes del denominador de la ecuación (6.61) y de la ecuación (6.79), queda:

$$I_T^{-1} \cdot f_{K_{I3}}(\beta_0) \cdot K_{T_r\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s) = \omega_n^2 \quad (6.80)$$

Despejando  $f_{K_{I3}}(\beta_0)$  de la ecuación (6.80) queda:

$$f_{K_{I3}}(\beta_0) = \frac{\omega_n^2 \cdot I_T}{K_{T_r\beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s)} \quad (6.81)$$

Usando las ecuaciones (6.76), (6.71) y (6.51) que describen el punto de operación en la ecuación (6.81) y realizando la transformada inversa de Laplace se obtiene el parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch.

$$f_{K_{I3}}(\beta_0) = \omega_n^2 \cdot I_T \cdot \left[ \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1=v_{1_{nom}} \\ \Omega_r=\Omega_{r_{nom}} \\ \beta=\beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.82)$$

El parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.82) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{K_{I3}}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \omega_n^2 \cdot I_T \cdot \Omega_{r_{nom}} \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1=v_{1_{nom}} \\ \Omega_r=\Omega_{r_{nom}} \\ \beta=\beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.83)$$

En la Figura 6.25 se muestra los valores del parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch.

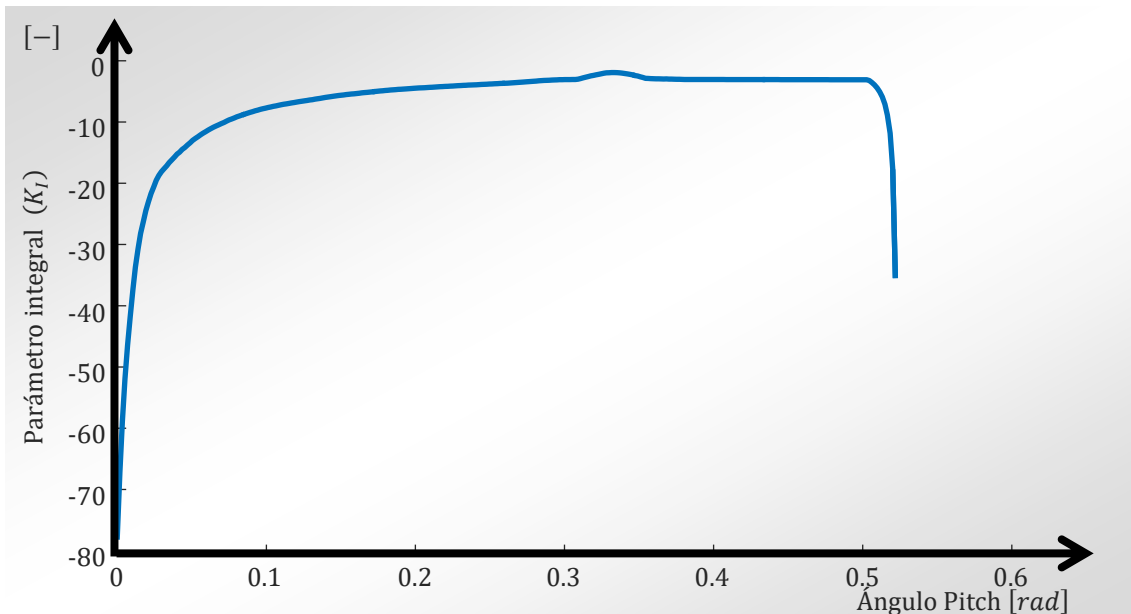


Figura 6.25: Valores del parámetro proporcional del controlador PI en función del ángulo pitch.

En el Script 6.12 se muestra el cálculo del parámetro proporcional del controlador mediante la ecuación (6.82).

Script 6.12: Cálculo del parámetro integral del controlador.

```

1  %% 1. Carga de datos
2  load('Beta_min')
3  load('Beta_inc')
4  load('Beta_max')
5  load('Omega_n.mat')
6  load('I_T.mat')
7  load('Omega_r_nom.mat')
8  load('n_Betal.mat')
9  load('m_Betal.mat')
10 load('v_l_nom.mat')
11 load('Rho_Air.mat')
12 load('r_b.mat')
13 %
14 %% 2. Calculo de
15 Vector_Beta=Beta_min:Beta_inc:Beta_max;
16 Vector_Omega_r=Omega_r_nom*0.80:0.04:Omega_r_nom*1.2;
17 %
18 KI3=zeros(length(Vector_Beta)-1,1);
19 for i=1:length(Vector_Beta)-1
20     Beta_0=Vector_Beta(i);
21     Omega_r0=Omega_r_nom;
22     v_l0=v_l_nom;
23     IncBeta=0.02;
24     KI3(i)=Omega_n^2*I_T / dTr_dBeta(Omega_r0, v_l0, Beta_0, IncBeta);
25 end
26 %
27 %% 3. Visualización
28 plot(Vector_Beta(1:end-1),KI3')
29 xlabel('Ángulo Pitch')
30 ylabel('K I')
31 % set(gca,'FontSize',20)
32 %
33 %% 4. Guardado de parámetros
34 save('KI3.mat','KI3')
    
```



### 6.2.3.3 Parámetro proporcional

Al igual que con el parámetro integral, para el cálculo del parámetro proporcional se utiliza la respuesta de segundo orden descrita en el punto 6.2.1.2. Igualando los términos de grado uno de la ecuación (6.61) y de la ecuación (6.79), queda:

$$I_T^{-1} \cdot (f_{K_{P3}}(\beta_0) \cdot K_{T_r, \beta}(\beta_0) + B_T - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2}) = 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \quad (6.84)$$

Despejando  $f_{K_P}(\beta_0)$  de la ecuación (6.84) queda:

$$f_{K_{P3}}(\beta_0) = \frac{2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot I_T - B_T + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2}}{K_{T_r, \beta}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, s)} \quad (6.85)$$

Usando las ecuaciones (6.76), (6.71) y (6.51) que describen el punto de operación en la ecuación (6.85) y realizando la transformada inversa de Laplace se obtiene el parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch.

$$f_{K_{P3}}(\beta_0) = [2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot I_T - B_T + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2}] \cdot \left[ \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1=v_{1\_nom} \\ \Omega_r=\Omega_{r\_nom} \\ \beta=\beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.86)$$

El parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.86) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{K_{P3}}(\beta_0) = [2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot I_T \cdot \Omega_{r\_nom} - B_T \cdot \Omega_{r\_nom} + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-1}] \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1=v_{1\_nom} \\ \Omega_r=\Omega_{r\_nom} \\ \beta=\beta_0}} \right]^{-1} \quad (6.87)$$

En el Script 6.13 se muestra el cálculo del parámetro proporcional del controlador mediante la ecuación (6.86).

#### Script 6.13: Cálculo del parámetro proporcional del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta_min')
3	load('Beta_inc')
4	load('Beta_max')
5	load('Omega_r_nom.mat')
6	load('Epsilon.mat')
7	load('I_T.mat')
8	load('B_T.mat')
9	load('Omega_r_nom.mat')
10	load('v_1_nom.mat')
11	load('Rho_Air.mat')
12	load('r_b.mat')
13	load('P_r_nom.mat')
14	%
15	%% 2. Calculo
16	Vector Beta=Beta_min:Beta_inc:Beta_max;
17	Vector Omega_r=Omega_r_nom*0.8:0.04:Omega_r_nom*1.2;
18	%
19	KP3=zeros(length(Vector_Beta)-1,1);
20	for i=1:length(Vector_Beta)-1
21	Beta_0=Vector_Beta(i);
22	Omega_r0=Omega_r_nom;
23	v_10=v_1_nom;
24	IncBeta=0.02;

25	IncOmega_r=0.02;
26	Incv1=0.02;
27	KP3(i)=(2*Epsilon*Omega_n*I_T-B_T+P_r_nom/Omega_r_nom^2)/dTr_dBeta(Omega_r0, v 10, Beta 0, IncBeta);
28	end
29	%
30	%% 3. Visualización
31	plot(Vector Beta(1:end-1),KP3')
32	xlabel('Ángulo Pitch')
33	ylabel('K P')
34	%
35	%% 4. Guardado de parámetros
36	save('KP3.mat','KP3')

En la Figura 6.26 se muestra los valores del parámetro proporcional del controlador PI en función del ángulo pitch.

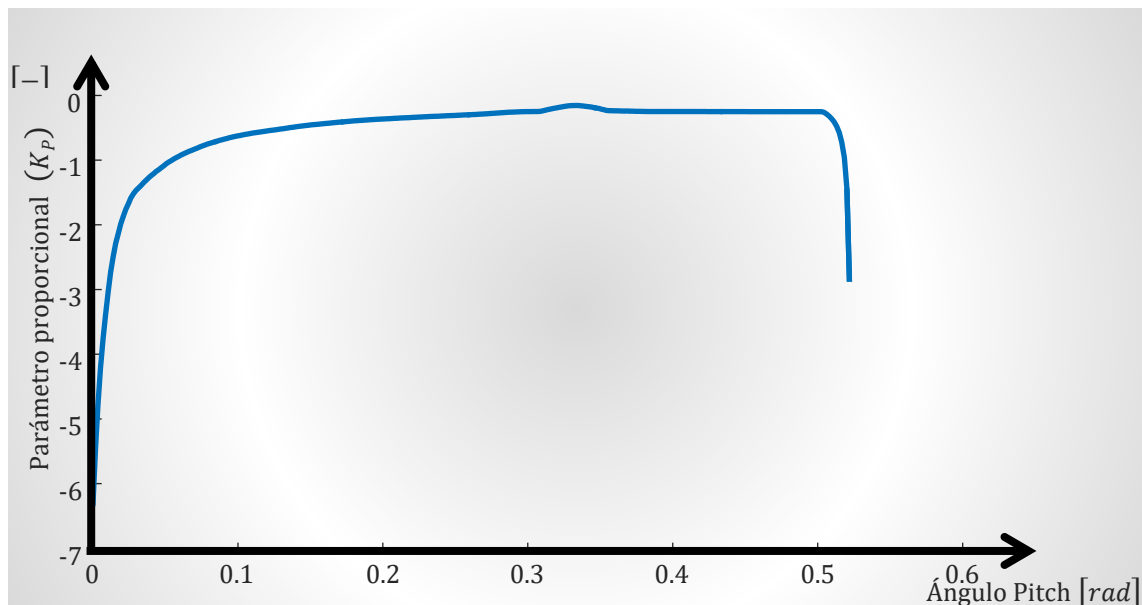


Figura 6.26: Valores del parámetro proporcional del controlador PI en función del ángulo pitch.

#### 6.2.4 Método IV

En este tercer método, las funciones para el cálculo de las variables  $K_p$  y  $K_I$  dependen del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor denotándose matemáticamente como  $f_{K_{P4}}(\beta_0, \Omega_{r0})$  y  $f_{K_{I4}}(\beta_0, \Omega_{r0})$ .

**Punto de operación:** El punto de operación de la velocidad viento se calcula a partir de la monitorización de la velocidad angular del rotor y suponiendo que el aerogenerador trabaja siempre en condiciones óptimas de tip-speed-ratio en función del ángulo pitch en cada momento según la ecuación (6.49).

Los valores del ángulo del pitch para el punto de operación son adaptativos en función de los valores monitorizados según la ecuación (6.50).

Los valores de la velocidad angular del rotor para el punto de operación son adaptativos en función de los valores monitorizados según la ecuación (6.51).

**Simplificaciones en la función de transferencia:** se realiza una simplificación del modelo lineal mostrado en la Figura 6., se le aplica la aproximación de la ecuación (6.53) obteniendo la Figura 6.27.

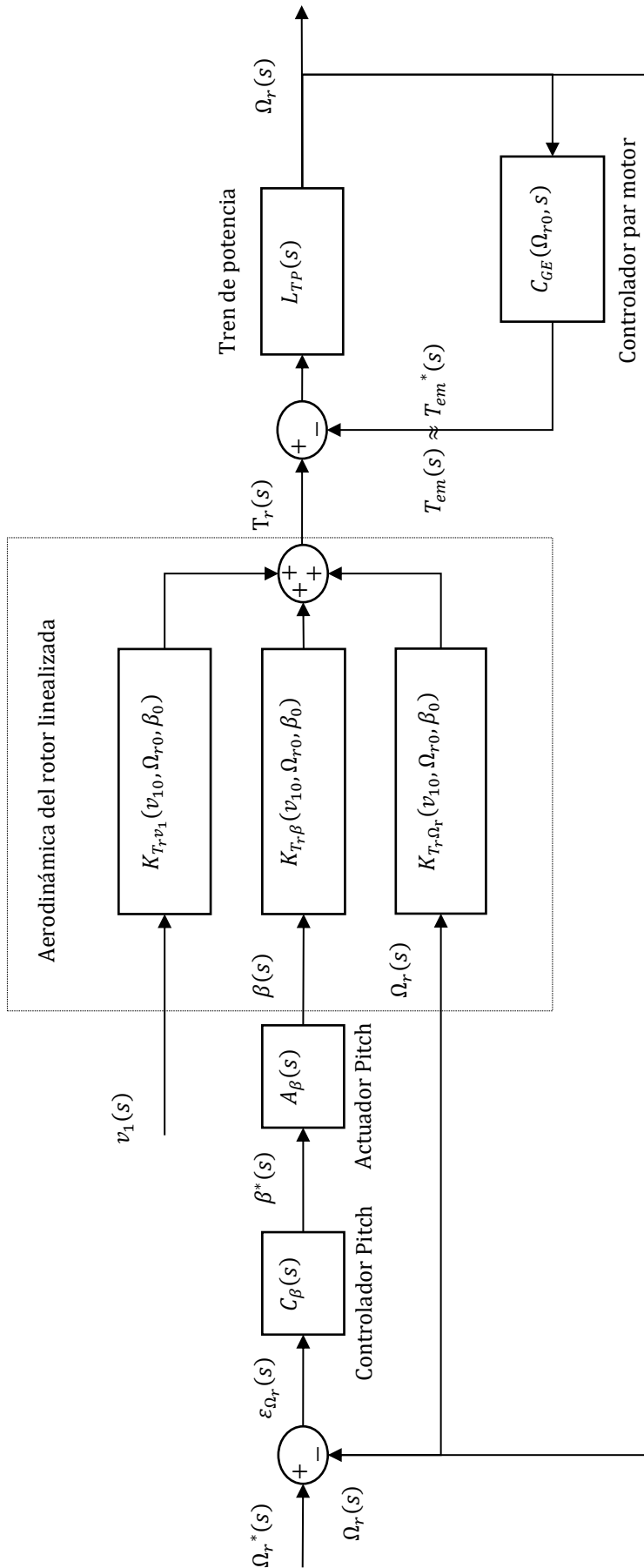


Figura 6.27: Modelo del sistema linealizado con la aproximación descrita en la ecuación (6.53).

### 6.2.4.1 Función de transferencia

Para buscar la función de transferencia completa del sistema linealizado de la Figura 6.27 se pueden realizar algunas simplificaciones equivalentes. Por un lado, la simplificación equivalente del sistema mecánico realizada en la Figura 6.15 y ecuación (6.54). Por otro lado, la simplificación de los bloques que se muestran en la Figura 6.28.

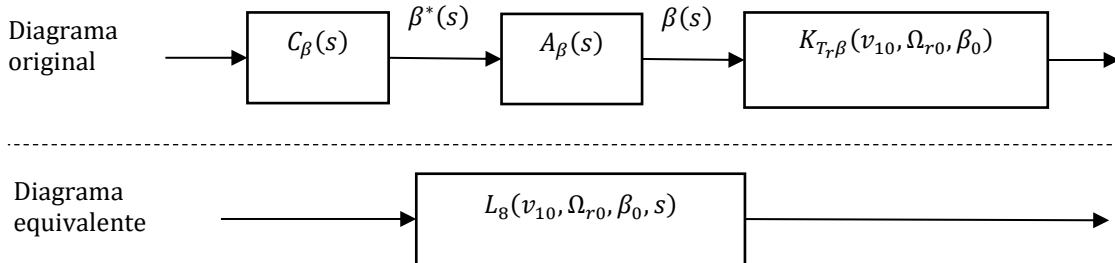


Figura 6.28: Diagrama de bloques original y equivalente simplificado de la aerodinámica del pitch, actuador del pitch y controlador del pitch.

La simplificación que se observa en la Figura 6.28 se muestra matemáticamente como:

$$\begin{aligned}
 L_8(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s) &= C_\beta(s) \cdot A_\beta(s) \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \\
 &= [\tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{p4}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot s \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) + \tau_{pa}^{-1} \\
 &\quad \cdot f_{K_{i4}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)] \cdot [(s + \tau_{pa}^{-1}) \cdot s]^{-1}
 \end{aligned} \tag{6.88}$$

En la Figura 6.29 se muestra las simplificaciones realizadas en las ecuaciones (6.54) y (6.88).

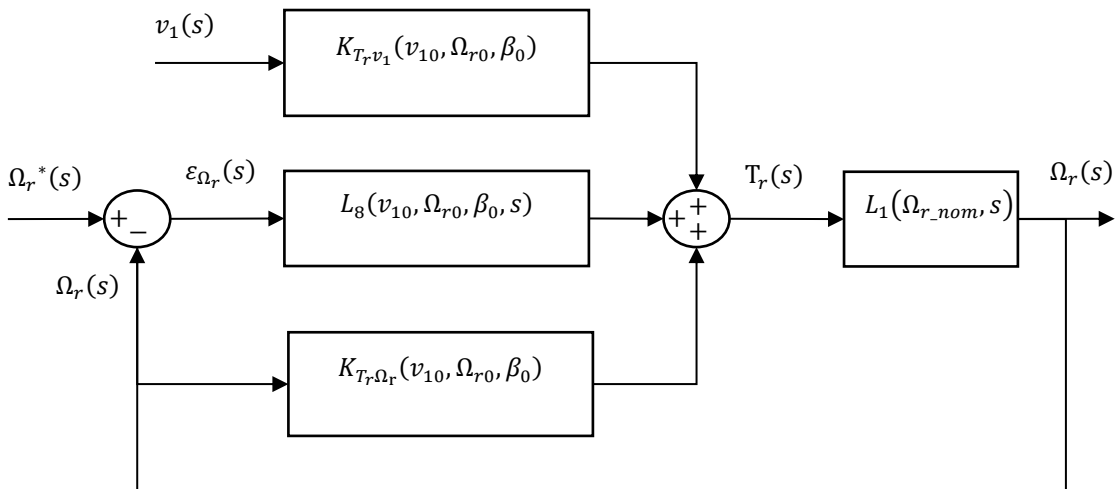


Figura 6.29: Modelo equivalente de la Figura 6.27.

Ante la imposibilidad de monitorizar la velocidad del viento, en la Figura 6.29, la variación de la velocidad de viento se puede considerar como una entrada de perturbación del sistema. Otro enfoque consiste en estimar la velocidad de viento a partir de la velocidad angular del rotor considerando que el aerogenerador trabaja siempre cerca de las condiciones óptimas de tip-speed-ratio. Este último enfoque se muestra en la Figura 6.30.

De la Figura 6.30 se deduce la siguiente ecuación:

$$\begin{aligned}
 [\Omega_r^*(s) - \Omega_r(s)] \cdot L_8(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s) + \Omega_r(s) \cdot K_{T_r, \Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) + \Omega_r(s) \cdot r_b \\
 \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) = \Omega_r(s) \cdot L_1(\Omega_{r0}, s)^{-1}
 \end{aligned} \tag{6.89}$$

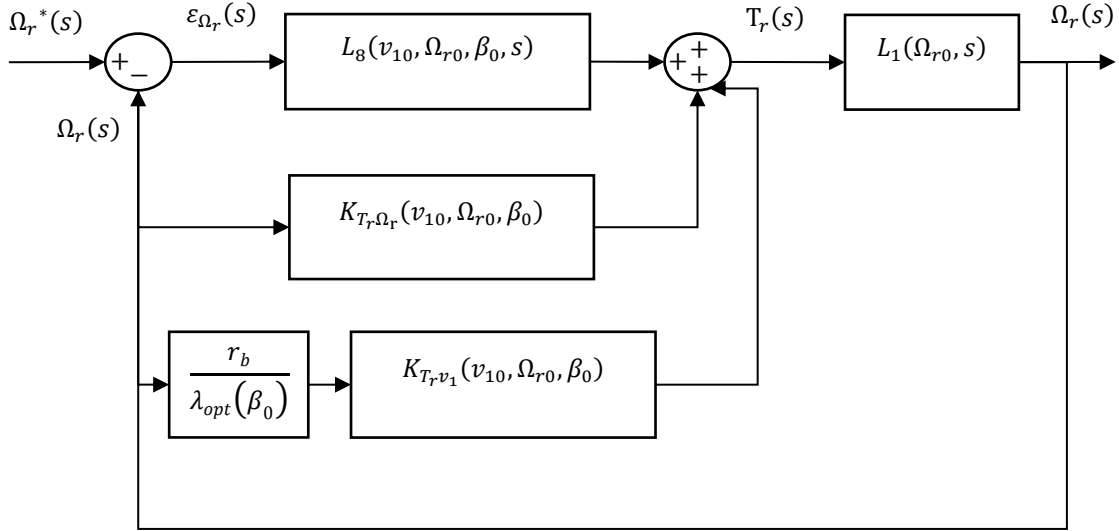


Figura 6.30: Modelo equivalente de la Figura 6.27.

Despejando la ecuación (6.89) y reordenando la entrada en función de la salida queda:

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = L_8(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s) \cdot \left[ L_8(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s) - K_{T_r, \Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) + L_1(\Omega_{r0}, s)^{-1} \right]^{-1} \quad (6.90)$$

Sustituyendo  $L_8(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s)$  de la ecuación (6.88) y  $L_1(\Omega_{r, nom}, s)$  de la ecuación (6.54) en la ecuación (6.90) queda:

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = \left\{ \left[ \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_p}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot s \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) + \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_I}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \right] \cdot \left[ (s + \tau_{pa}^{-1}) \cdot s \right]^{-1} \right\} \cdot \left\{ \left[ \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_p}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot s \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) + \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_I}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \right] \cdot \left[ (s + \tau_{pa}^{-1}) \cdot s \right]^{-1} - K_{T_r, \Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) + (s \cdot I_T + B_T - P_{r_{nom}} \cdot \Omega_{r_{nom}}^{-2}) \right\}^{-1} \quad (6.91)$$

Simplificando queda:

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = (s + 1) \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{p4}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} \cdot \left\{ s^3 + s^2 \cdot \left[ -K_{T_r, \Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} + B_T \cdot I_T^{-1} - P_{r_{nom}} \cdot \Omega_{r_{nom}}^{-2} \cdot I_T^{-1} + \tau_{pa}^{-1} \right] + s \cdot \left[ \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{p4}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} - \tau_{pa}^{-1} \cdot K_{T_r, \Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} - \tau_{pa}^{-1} \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r, v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} + B_T \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot I_T^{-1} - P_{r_{nom}} \cdot \Omega_{r_{nom}}^{-2} \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot I_T^{-1} + \tau_{pa}^{-1} \cdot I_T^{-1} \right] + \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{I4}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r, \beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} \right\}^{-1} \quad (6.92)$$

### 6.2.4.2 Respuesta de tercer orden

La función de transferencia de la ecuación (6.92) corresponde a un sistema de tercer orden. Por ello, se define la una **respuesta de tercer orden** a partir de la ecuación de respuesta de segundo orden (6.61) (amortiguamiento  $\xi$  y una frecuencia natural  $\omega_n$ ) añadiendo un polo y un cero, queda:

$$\frac{\omega_n^2 \cdot p}{(s^2 + 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot s + \omega_n^2) \cdot (s + p)} = \frac{\omega_n^2 \cdot p}{s^3 + s^2 \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n + p) + s \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot p + \omega_n^2) + \omega_n^2 \cdot p} \quad (6.93)$$

Donde el parámetro  $p$  es el polo y el cero que se añade a la respuesta de segundo orden de la ecuación (6.61)

Para el cálculo del parámetro  $p$  se iguala el término de segundo orden del denominador de la ecuación (6.93) y el término de segundo orden del denominador de la ecuación(6.92), queda:

$$(2 \cdot \xi \cdot \omega_n + p) = -K_{T_r \Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} + B_T \cdot I_T^{-1} - P_{rnom} \cdot \Omega_{rnom}^{-2} \cdot I_T^{-1} + \tau_{pa}^{-1} \quad (6.94)$$

Despejando  $p$  la ecuación (6.94) queda en función de un punto de operación cualquiera:

$$p = -K_{T_r \Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T_r v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} + B_T \cdot I_T^{-1} - P_{rnom} \cdot \Omega_{rnom}^{-2} \cdot I_T^{-1} + \tau_{pa}^{-1} - 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \quad (6.95)$$

Estableciendo las condiciones del punto de operación con las ecuaciones (6.49), (6.50) y (6.51) en la ecuación (6.95) y realizando la transformada inversa de Laplace se obtiene la función del parámetro  $p$ .

$$f_p(\Omega_{r0}, \beta_0) = p = -I_T^{-1} \cdot \left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \right|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot I_T^{-1} \cdot \left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \right|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} + B_T \cdot I_T^{-1} - P_{rnom} \cdot \Omega_{rnom}^{-2} \cdot I_T^{-1} + \tau_{pa}^{-1} - 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \quad (6.96)$$

Donde  $f_p(\Omega_{r0}, \beta_0)$  es la función que calcula el parámetro  $p$  en función de la velocidad angular del rotor y del ángulo pitch. Para que el sistema de tercer orden sea estable, las raíces de la ecuación característica deben ser reales negativas o complejas conjugadas con parte real negativa, es decir, el parámetro  $p$  debe ser siempre positivo.

En el Script 6.14 se muestra el valor del parámetro  $p$  en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor con la ecuación (6.96).

Script 6.14: valor de  $p$  en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta min')
3	load('Beta inc')
4	load('Beta max')
5	load('Omega n.mat')
6	load('Epsilon.mat')
7	load('I T.mat')
8	load('B T.mat')

9	load('Omega_r_nom.mat')
10	load('v_l_nom.mat')
11	load('Rho_Air.mat')
12	load('r_b.mat')
13	load('P_r_nom.mat')
14	load('B_T.mat')
15	load('Tau_pa')
16	%% 2. Cálculo
17	Vector Beta=Beta min:Beta inc:Beta max;
18	Vector Omega_r=Omega_r_nom*0.8:0.04:Omega_r_nom*1.2;
19	f_p=zeros(length(Vector Beta)-1,length(Vector Omega_r));
20	for i=1:length(Vector Beta)-1
21	for j=1:length(Vector Omega_r)
22	Beta_0=Vector Beta(i);
23	Omega_r0=Vector Omega_r(j);
24	v_10=Omega_r0*r_b/f_Lambda_opt(Beta_0);
25	IncBeta=0.02;
26	IncOmega_r=0.02;
27	Incv1=0.02;
28	f_p(i,j)=-dTr_dOmeGAR(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncOmega_r)/I_T- r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dv1(Omega_r0, v_10, Beta_0, Incv1)/I_T-B_T/I_T- P_r_nom/Omega_r_nom^2/I_T+Tau_pa^-1-2*Epsilon*Omega_n;
29	end
30	end
31	%% 3. Visualización
32	surf(Vector Beta(1:end-1),Vector Omega_r,f_p')
33	xlabel('Ángulo Pitch')
34	ylabel('Omega_r')
35	zlabel('P')
36	set(gca,'FontSize',20)

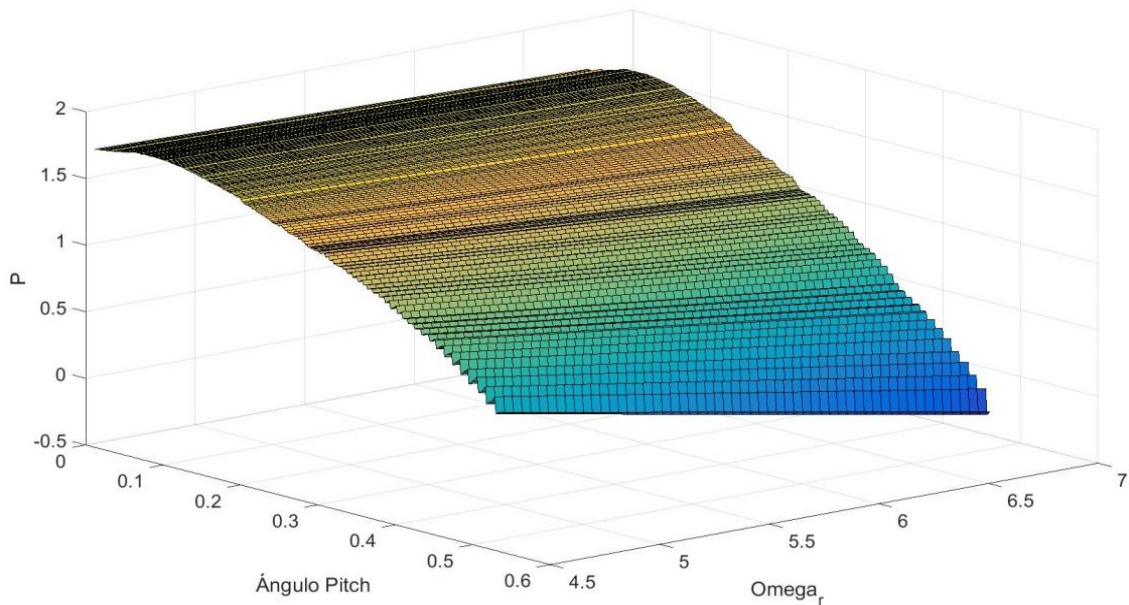


Figura 6.31: valor de  $p$  en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor

### 6.2.4.3 Parámetro integral

Igualando el término independiente del denominador de la ecuación (6.93) y el término independiente del denominador de la ecuación (6.92), queda:

$$I_T^{-1} \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K13}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) = \omega_n^2 \cdot p \quad (6.97)$$

Despejando el término integral del controlador de la ecuación (6.97), queda:

$$f_{KI4}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \frac{\omega_n^2 \cdot p \cdot I_T}{\tau_{pa}^{-1} \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)} \quad (6.98)$$

Usando las ecuaciones (6.49), (6.50) y (6.51) para el punto de operación en la ecuación (6.98) y realizando la transformada inversa de Laplace, se obtiene la función del parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor.

$$f_{KI4}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \omega_n^2 \cdot f_p(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot I_T \cdot \tau_{pa} \cdot \left( \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right)^{-1} \quad (6.99)$$

El parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.99) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{KI4}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \omega_n^2 \cdot f_p(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot I_T \cdot \tau_{pa} \cdot \Omega_{r0} \cdot \left( \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right)^{-1} \quad (6.100)$$

En el Script 6.15 se muestra el cálculo del parámetro integral del controlador mediante la ecuación (6.99) y el código para generar la Figura 6.32.

Script 6.15: Cálculo del parámetro integral del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta_min')
3	load('Beta_inc')
4	load('Beta_max')
5	load('Omega_n.mat')
6	load('I_T.mat')
7	load('Omega_r_nom.mat')
8	load('n_Betal.mat')
9	load('m_Betal.mat')
10	load('P_r_nom.mat')
11	load('Epsilon.mat')
12	load('Rho_Air.mat')
13	load('r_b.mat')
14	load('B_T.mat')
15	load('Tau_pa')
16	%% 2. Calculo de
17	Vector Beta=Beta_min:Beta_inc:Beta_max;
18	Vector Omega_r=Omega_r_nom*0.80:0.04:Omega_r_nom*1.2;
19	KI4=zeros(length(Vector_Beta)-1,length(Vector_Omega_r));
20	for i=1:length(Vector_Beta)-1
21	for j=1:length(Vector_Omega_r)
22	Beta_0=Vector_Beta(i);
23	Omega_r0=Vector_Omega_r(j);
24	v_10=Omega_r0*r_b/f_Lambda_opt(Beta_0);
25	IncBeta=0.02;
26	IncOmega_r=0.02;
27	Incv1=0.02;
28	p=-dTr_dOmeGAR(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncOmega_r)/I_T- r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dv1(Omega_r0, v_10, Beta_0, Incv1)/I_T-B_T/I_T- P_r_nom/Omega_r_nom^2/I_T+Tau_pa^-1-2*Epsilon*Omega_n;
29	KI4(i,j)=Omega_n^2*I_T*p*Tau_pa / dTr_dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta);
30	end
31	end
32	%% 3. Visualización
33	surf(Vector_Beta(1:end-1),Vector_Omega_r,KI4')



34	set(gca,'FontSize',20)
35	xlabel('Ángulo Pitch ( \beta ) [rad]')
36	ylabel('Velocidad angular del rotor ( \Omega_r ) [rad/s]')
37	zlabel('K_I')
38	set(gca,'FontSize',20)
39	colorbar
40	%% 4. Guardado de parámetros
41	save('KI4.mat','KI4')

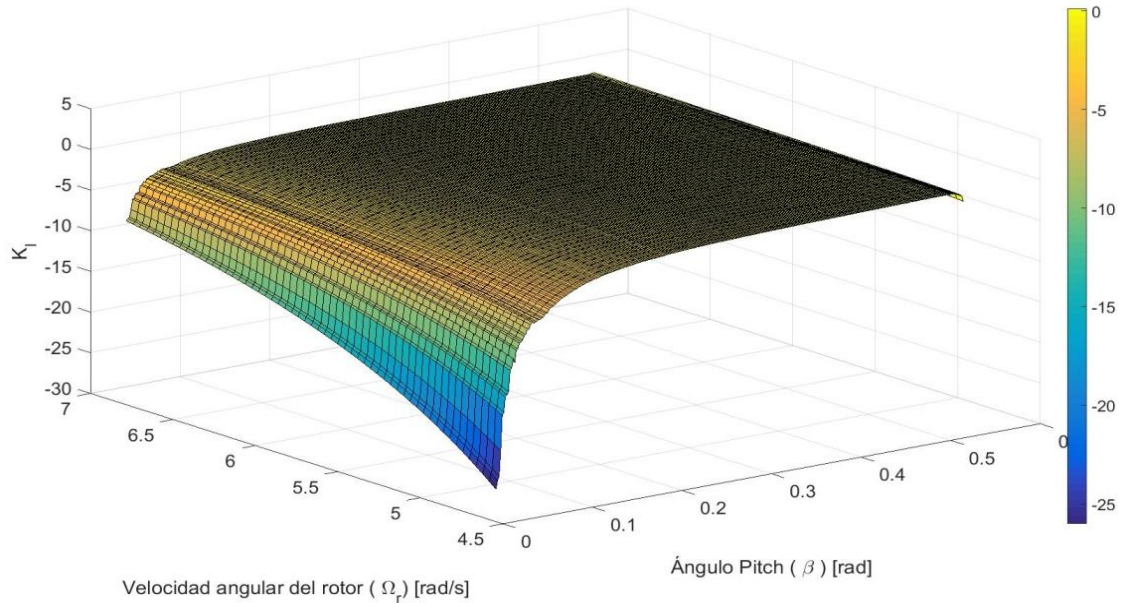


Figura 6.32: parámetro integral del controlador en función de la velocidad angular del rotor y del ángulo pitch

#### 6.2.4.4 Parámetro proporcional

Igualando el término de grado uno del denominador de la ecuación (6.93) y el término de grado uno del denominador de la ecuación (6.92) queda:

$$\begin{aligned}
 I_T^{-1} \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot [f_{K_{P4}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T,\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) + B_T - P_{r,nom} \cdot \Omega_{r,nom}^{-2} \\
 - K_{T,\Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T,v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)] \\
 = 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot f_p(\beta_0, \Omega_{r0}) + \omega_n^2
 \end{aligned} \quad (6.101)$$

Despejando el valor proporcional del controlador PI de la ecuación (6.101), queda:

$$\begin{aligned}
 f_{K_{P4}}(\beta_0, \Omega_{r0}) = [I_T \cdot \tau_{pa} \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot f_p(\beta_0, \Omega_{r0}) + \omega_n^2) - B_T + P_{r,nom} \cdot \Omega_{r,nom}^{-2} \\
 + K_{T,\Omega_r}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) + r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \cdot K_{T,v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)] \\
 \cdot [K_{T,\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)]^{-1}
 \end{aligned} \quad (6.102)$$

Usando las ecuaciones (6.49), (6.50) y (6.51) para el punto de operación en la ecuación (6.102) y realizando la transformada inversa de Laplace, se obtiene la función del parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch y de la velocidad angular del rotor.

$$f_{KP4}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \left[ \begin{aligned} & I_T \cdot \tau_{pa} \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot f_p(\beta_0, \Omega_{r0}) + \omega_n^2) - B_T + P_{rnom} \cdot \Omega_{rnom}^{-2} \\ & + \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} + r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \\ & \cdot \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \cdot \left[ \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \end{aligned} \right] \quad (6.103)$$

El parámetro proporcional del controlador en función de la velocidad angular del rotor y del ángulo pitch de la ecuación (6.103) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{KP4}(\beta_0, \Omega_{r0}) = \left[ \begin{aligned} & \Omega_{r0} \cdot I_T \cdot \tau_{pa} \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot f_p(\beta_0, \Omega_{r0}) + \omega_n^2) - \Omega_{r0} \cdot B_T + P_{rnom} \cdot \Omega_{rnom}^{-2} \\ & \cdot \Omega_{r0} + \Omega_{r0} \cdot \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} + \Omega_{r0} \cdot r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0)^{-1} \\ & \cdot \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r0}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r0} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \end{aligned} \right] \quad (6.104)$$

En el Script 6.16 se muestra el cálculo del parámetro proporcional del controlador mediante la ecuación (6.103) y el código para generar la Figura 6.33.A =  $\pi r^2$

Script 6.16: parámetro proporcional del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta min')
3	load('Beta inc')
4	load('Beta max')
5	load('Omega n.mat')
6	load('I T.mat')
7	load('Omega r nom.mat')
8	load('n Beta1.mat')
9	load('m Beta1.mat')
10	load('P r nom.mat')
11	load('Epsilon.mat')
12	load('Rho Air.mat')
13	load('r b.mat')
14	load('B T.mat')
15	load('Tau pa')
16	%
17	%% 2. Calculo de
18	Vector Beta=Beta min:Beta inc:Beta max;
19	Vector Omega r=Omega r nom*0.80:0.04:Omega r nom*1.2;
20	KP4=zeros(length(Vector Beta)-1,length(Vector Omega r));
21	for i=1:length(Vector Beta)-1
22	for j=1:length(Vector Omega r)
23	Beta_0=Vector Beta(i);

24	Omega_r0=Vector Omega_r(j);
25	v_10=Omega_r0*r_b/f_Lambda_opt(Beta_0);
26	IncBeta=0.02;
27	IncOmega_r=0.02;
28	IncVl=0.02;
29	p=-dTr_dOmeGAR(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncOmega_r)/I_T- r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dVl(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncVl)/I_T-B_T/I_T- P_r_nom/Omega_r_nom^2/I_T+Tau_pa^-1-2*Epsilon*Omega_n;
30	KP4(i,j)=(Tau_pa*I_T*(2*Epsilon*Omega_n*p*I_T+Omega_n^2)- B_T+P_r_nom*Omega_r_nom^-2+dTr_dOmeGAR(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncOmega_r)+r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dVl(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncVl))/dTr_dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta);
31	end
32	end
33	
34	%% 3. Visualización
35	surf(Vector_Beta(1:end-1),Vector_Omega_r,KP4')
36	xlabel('Ángulo Pitch ( \beta ) [rad]')
37	ylabel('Velocidad angular del rotor ( \Omega_r ) [rad/s]')
38	zlabel('K P')
39	set(gca,'FontSize',20)
40	colorbar
41	%% 4. Guardado de parámetros
42	save('Vector_Beta.mat','Vector_Beta')
43	save('Vector_Omega_r.mat','Vector_Omega_r')
44	save('KP4.mat','KP4')

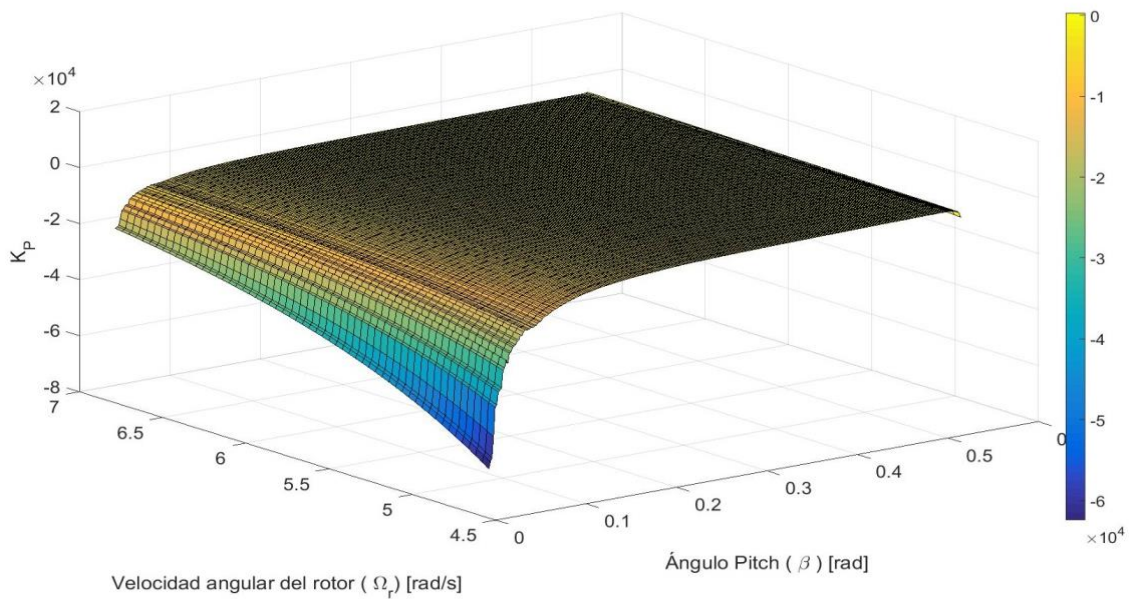


Figura 6.33: Parámetro proporcional del controlador en función de la velocidad angular del rotor y del ángulo pitch

### 6.2.5 Método V

En este método, las funciones para el cálculo de las variables  $K_p$  y  $K_I$  se denotan matemáticamente como  $f_{K_{p5}}(\beta_0)$  y  $f_{K_{I5}}(\beta_0)$  y dependen únicamente ángulo pitch.

**Punto de operación:** La velocidad angular del rotor en el punto de operación que se fija en su valor nominal según la ecuación (6.71). El punto de operación de la velocidad del viento y del ángulo pitch se fijan mediante la ecuación (6.49) y (6.51) respectivamente.

**Simplificaciones en la función de transferencia:** Se realizan una simplificación del modelo lineal mostrado en la Figura 6., se le aplica la aproximación de la ecuación (6.53) obteniendo la Figura 6.27.

La función de transferencia en este método coincide con la calculada en el método anterior correspondiente a la ecuación (6.92).

### 6.2.5.1 Respuesta de tercer orden

Para el cálculo del controlador se utiliza la respuesta de tercer orden de la ecuación (6.93) pero con diferentes condiciones de operación. Usando las condiciones de operación de las ecuaciones (6.71), (6.49) y (6.51) en la ecuación (6.95) y realizando la transformada inversa de Laplace se obtiene la función del parámetro  $p$  en función del ángulo pitch.

$$f_p(\beta_0) = p = -I_T^{-1} \cdot \left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \right|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} - r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0) \cdot I_T^{-1} \\ + \left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \right|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} + B_T \cdot I_T^{-1} - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot I_T^{-1} \\ + \tau_{pa}^{-1} - 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \quad (6.105)$$

Donde  $f_p(\beta_0)$  es la función que calcula el parámetro  $p$  en función del ángulo pitch. Para que el sistema de tercer orden sea estable, las raíces de la ecuación característica deben ser reales negativas o complejas conjugadas con parte real negativa, es decir, el parámetro  $p$  debe ser siempre positivo.

En el Script 6.17 se muestra el valor del parámetro  $p$  en función del ángulo pitch con la ecuación (6.105) y el código para generar la Figura 6.34.

**Script 6.17: Parámetro  $p$  en función del ángulo pitch con la ecuación (6.105).**

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta min')
3	load('Beta inc')
4	load('Beta max')
5	load('Omega n.mat')
6	load('Epsilon.mat')
7	load('I T.mat')
8	load('B T.mat')
9	load('Omega r nom.mat')
10	load('v 1 nom.mat')
11	load('Rho Air.mat')
12	load('r b.mat')
13	load('P r nom.mat')
14	load('B T.mat')
15	load('Tau pa')
16	%
17	%% 2. Calculo
18	Vector Beta=Beta min:Beta inc:Beta max;
19	Vector Omega r=Omega r nom*0.8:0.04:Omega r nom*1.2;
20	f p=zeros(length(Vector Beta)-1,1);
21	for i=1:length(Vector Beta)-1
22	Beta 0=Vector Beta(i);
23	Omega r0=Omega r nom;
24	v 10=Omega r0*r b/f Lambda opt(Beta 0);
25	IncBeta=0.02;
26	IncOmega r=0.02;
27	Incv1=0.02;

28	$f_p(i) = -dTr\_d\Omega(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, \text{Inc}\Omega_r) / I_T - r_b * f_{\text{Lambda\_opt}}(\beta_0)^{-1} * dTr\_dv1(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0, \text{Incv1}) / I_T - B_T / I_T - P_{r \text{ nom}} / \Omega_{r \text{ nom}}^2 / I_T + \tau_{pa}^{-1-2} * \epsilon * \Omega_n;$
29	end
30	%% 3. Visualización
31	plot(Vector_Beta(1:end-1), f_p')
32	xlabel('Ángulo Pitch')
33	ylabel('P')

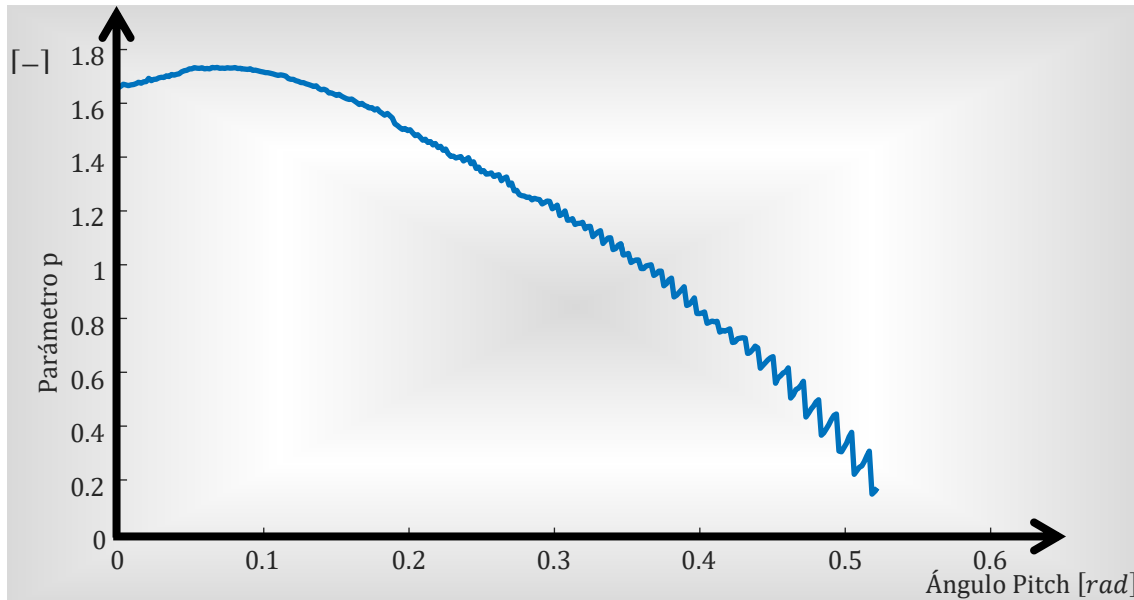


Figura 6.34: Parámetro  $p$  en función del ángulo pitch

El valor de  $p$  en función del ángulo pitch de la ecuación (6.105) convierte al sistema de tercer orden de la ecuación (6.93) en un sistema estable siempre. La respuesta de tercer orden de la ecuación (6.93) ante una entrada escalón con la ecuación (6.105) para el rango de valores el ángulo pitch genera la Figura 6.35.

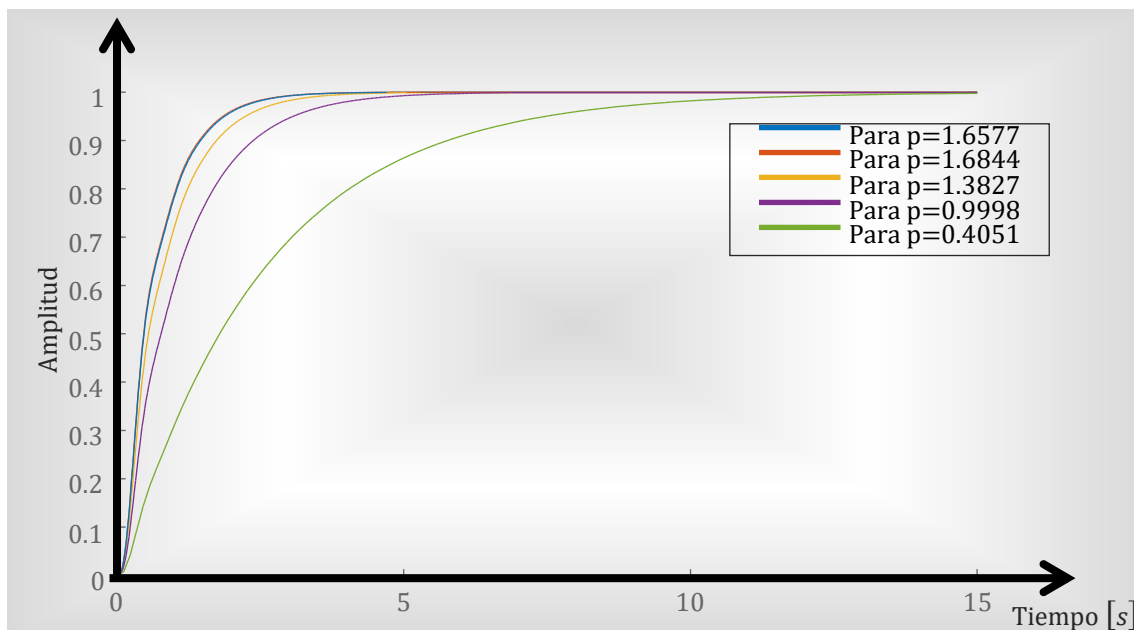


Figura 6.35: Respuesta de tercer orden de la ecuación (6.93) ante una entrada escalón con los parámetros de la Tabla 6.1. y el valor de  $p$  de la ecuación (6.105).

En la Figura 6.35 se muestra la respuesta de tercer orden de la ecuación (6.93) ante una entrada escalón con los parámetros de Tabla 6.1. y el valor de  $p$  de la ecuación (6.105) para diferentes valores del ángulo pitch.

### 6.2.5.2 Parámetro integral

El parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch se calcula usando el punto de operación de las ecuaciones (6.71), (6.49) y (6.51) en la ecuación (6.98), sustituyendo el parámetro  $p$  por la función de la ecuación (6.105) y realizando la transformada inversa de Laplace de la ecuación resultante.

$$f_{KI5}(\beta_0) = \omega_n^2 \cdot f_p(\beta_0) \cdot I_T \cdot \tau_{pa} \cdot \left( \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} \right)^{-1} \quad (6.106)$$

El parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.106) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{KI5}(\beta_0) = \omega_n^2 \cdot f_p(\beta_0) \cdot I_T \cdot \tau_{pa} \cdot \Omega_{r\_nom} \cdot \left( \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)}} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} \right)^{-1} \quad (6.107)$$

En el Script 6.18 se muestra el cálculo del parámetro integral del controlador mediante la ecuación (6.106) y el código para generar la Figura 6.32.

Script 6.18: Cálculo del parámetro integral del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta min')
3	load('Beta inc')
4	load('Beta max')
5	load('Omega n.mat')
6	load('I T.mat')
7	load('Omega r nom.mat')
8	load('n Betal.mat')
9	load('m Betal.mat')
10	load('P r nom.mat')
11	load('Epsilon.mat')
12	load('Rho Air.mat')
13	load('r b.mat')
14	load('B T.mat')
15	load('Tau pa')
16	
17	%% 2. Calculo de
18	Vector Beta=Beta min:Beta inc:Beta max;
19	KI5=zeros(length(Vector Beta)-1,1);
20	for i=1:length(Vector Beta)-1
21	Beta 0=Vector Beta(i);
22	Omega r0=Omega r nom;
23	v 10=Omega r0*r b/f Lambda opt(Beta 0);
24	IncBeta=0.02;
25	IncOmega r=0.02;
26	Incv1=0.02;
27	p=-dTr dOmeagar(Omega r0, v_10, Beta_0, IncOmega r)/I_T- r b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dv1(Omega r0, v_10, Beta_0, Incv1)/I_T-B_T/I_T- P_r nom/Omega r nom^2/I_T+Tau pa^-1-2*Epsilon*Omega n;
28	KI5(i)=Omega n^2*p*Tau pa*I_T / dTr dBeta(Omega r0, v 10, Beta 0, IncBeta);
29	end

30	
31	<code>%% 3. Visualización</code>
32	<code>plot(Vector_Beta(1:end-1),KI5')</code>
33	<code>xlabel('Ángulo Pitch')</code>
34	
35	<code>%% 4. Guardado de parámetros</code>
36	<code>save('KI5.mat','KI5')</code>

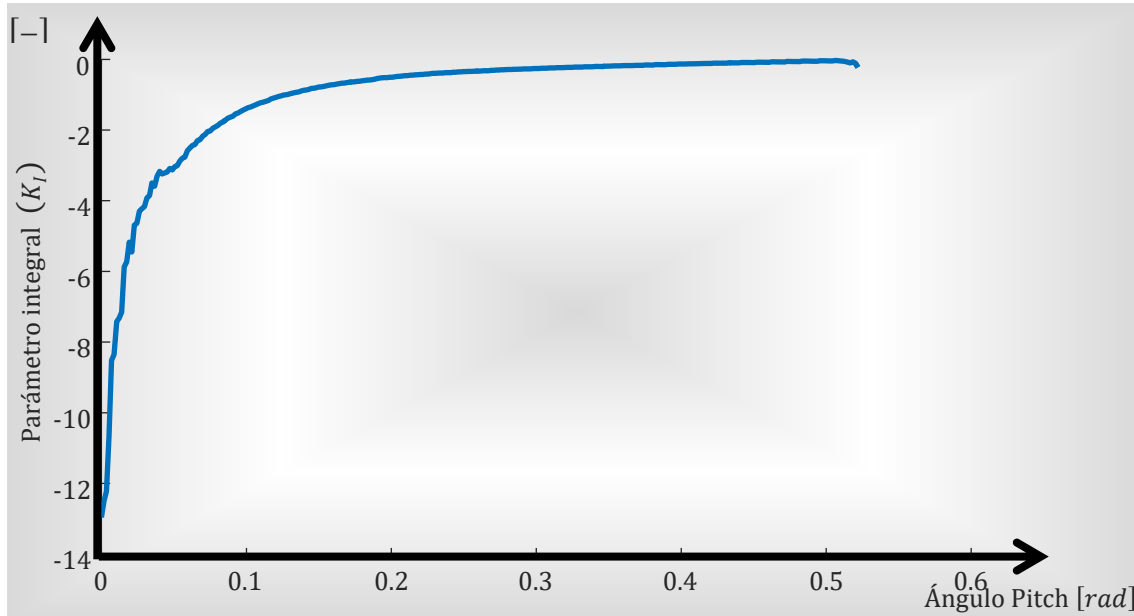


Figura 6.36: parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch

### 6.2.5.3 Parámetro proporcional

El parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch se calcula usando el punto de operación de las ecuaciones (6.71), (6.49) y (6.51) en la ecuación (6.102)(6.98), sustituyendo el parámetro  $p$  por la función de la ecuación (6.105) y realizando la transformada inversa de Laplace de la ecuación resultante.

$$\begin{aligned}
 f_{K_{P5}}(\beta_0) = & \left[ I_T \cdot \tau_{pa} \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot f_p(\beta_0, \Omega_{r0}) + \omega_n^2) - B_T + P_{r_{nom}} \cdot \Omega_{r_{nom}}^{-2} \right. \\
 & + \left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \Bigg|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r_{nom}}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r_{nom}} \\ \beta = \beta_0}} + r_b \cdot \lambda_{opt}(\beta_0) \right. \\
 & \left. \cdot \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \Bigg|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r_{nom}}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r_{nom}} \\ \beta = \beta_0}} \right] \cdot \left[ \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Bigg|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r_{nom}}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r_{nom}} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1}
 \end{aligned} \tag{6.108}$$

El parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.108) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{KP4}(\beta_0) = \left[ \begin{aligned} & \Omega_{r\_nom} \cdot I_T \cdot \tau_{pa} \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot f_p(\beta_0, \Omega_{r0}) + \omega_n^2) - B_T \cdot \Omega_{r\_nom} \\ & + P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot \Omega_{r\_nom} + \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \Omega_r} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} + r_b \\ & \cdot \lambda_{opt}(\beta_0) \cdot \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial v_1} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} \\ & \cdot \left[ \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1 = \frac{r_b \cdot \Omega_{r\_nom}}{\lambda_{opt}(\beta_0)} \\ \Omega_r = \Omega_{r\_nom} \\ \beta = \beta_0}} \right]^{-1} \end{aligned} \right] \quad (6.109)$$

En el Script 6.19 se muestra el cálculo del parámetro proporcional del controlador mediante la ecuación (6.108) y el código para generar la Figura 6.37.

Script 6.19: Parámetro proporcional del controlador.

```

1  %% 1. Carga de datos
2  load('Beta_min')
3  load('Beta_inc')
4  load('Beta_max')
5  load('Omega_n.mat')
6  load('I_T.mat')
7  load('Omega_r_nom.mat')
8  load('n_Betal.mat')
9  load('m_Betal.mat')
10 load('P_r_nom.mat')
11 load('Epsilon.mat')
12 load('Rho_Air.mat')
13 load('r_b.mat')
14 load('B_T.mat')
15 load('Tau_pa')
16 %
17 %% 2. Calculo de
18 Vector Beta=Beta_min:Beta_inc:Beta_max;
19 Vector Omega_r=Omega_r_nom*0.80:0.04:Omega_r_nom*1.2;
20 KP5=zeros(length(Vector Beta)-1,1);
21 for i=1:length(Vector Beta)-1
22     Beta_0=Vector Beta(i);
23     Omega_r0=Omega_r_nom;
24     v_10=Omega_r0*r_b/f_Lambda_opt(Beta_0);
25     IncBeta=0.02;
26     IncOmega_r=0.02;
27     Incv1=0.02;
28     p=-dTr_dOmeagar(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncOmega_r)/I_T-
        r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dv1(Omega_r0, v_10, Beta_0, Incv1)/I_T-B_T/I_T-
        P_r_nom/Omega_r_nom^2/I_T+Tau_pa^-1-2*Epsilon*Omega_n;
29     KP5(i)=(Tau_pa*I_T*(2*Epsilon*Omega_n*p*I_T+Omega_n^2)-
        B_T+P_r_nom*Omega_r_nom^-2+dTr_dOmeagar(Omega_r0, v_10, Beta_0,
        IncOmega_r)+r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dv1(Omega_r0, v_10, Beta_0,
        Incv1))/dTr_dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta);
30 end
31 %
32 %% 3. Visualización
    
```



33	<code>plot(Vector Beta(1:end-1),KP5')</code>
34	<code>xlabel('Ángulo Pitch')</code>
35	<code>ylabel('K P')</code>
36	<code>% set(gca,'FontSize',20)</code>
37	<code>%% 4. Guardado de parámetros</code>
38	<code>save('KP5.mat','KP5')</code>

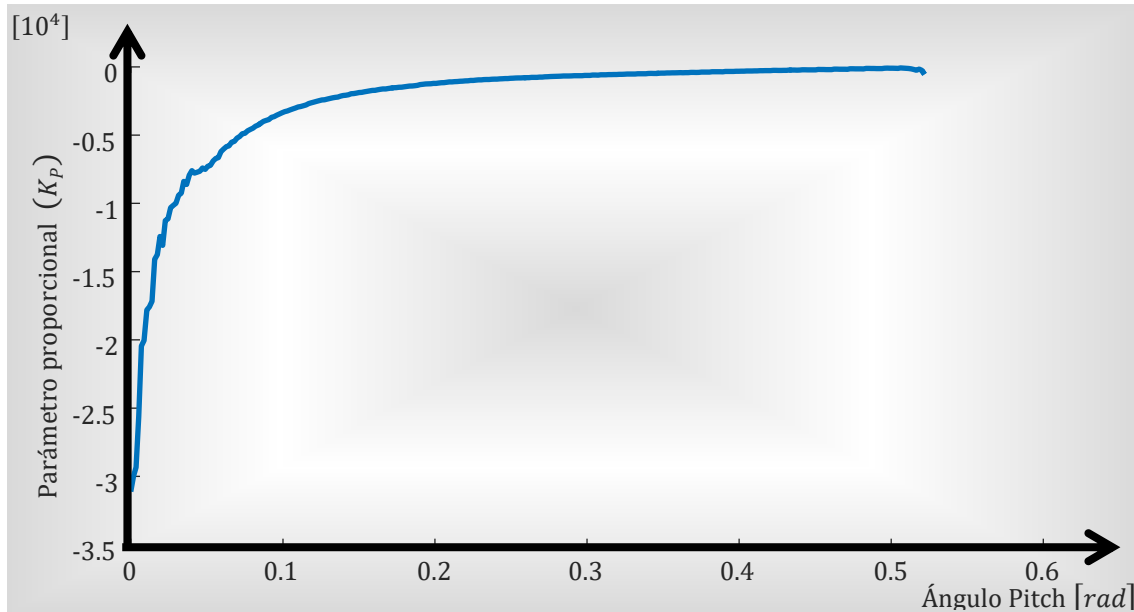


Figura 6.37: Parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch

### 6.2.6 Método VI

En este método, las funciones para el cálculo de las variables  $K_p$  y  $K_I$  se denotan matemáticamente como  $f_{K_{p6}}(\beta_0)$  y  $f_{K_{I6}}(\beta_0)$  y dependen únicamente ángulo pitch.

**Punto de operación:** La velocidad angular del rotor en el punto de operación que se fija en su valor nominal según la ecuación (6.71). El punto de operación de la velocidad del viento en su valor nominal mediante la ecuación (6.76) y del ángulo pitch en el valor monitorizado mediante la ecuación (6.51).

**Simplificaciones en la función de transferencia:** Al modelo lineal mostrado en la Figura 6., se aplica la aproximación de la ecuación (6.53) que equipara el valor de la consigna de par motor al par motor real absorbido por el generador eléctrico. Se deprecia la influencia del bloque  $K_{T_r \Omega_r}(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$  suponiendo una velocidad angular del rotor constante. Suponiendo que la variación de la velocidad de viento es una perturbación en el sistema, despreciamos el bloque  $K_{T_r v_1}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)$ . Aplicando estas aproximaciones sobre la Figura 6.17 se obtiene el diagrama de bloques de la Figura 6.24.

#### 6.2.6.1 Función de transferencia

La función de transferencia del sistema resultante después de aplicar las simplificaciones se muestra en la Figura 6.38.

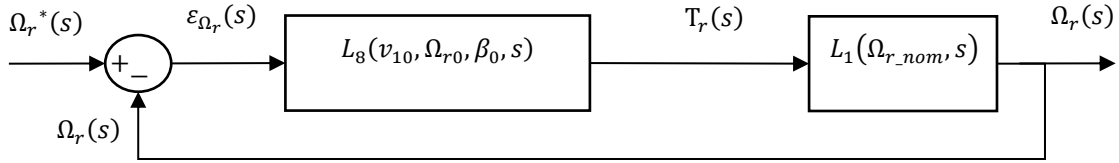


Figura 6.38: Modelo equivalente después de aplicar las simplificaciones.

A partir de la Figura 6.38 se calcula la función de transferencia del modelo.

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = \frac{L_8(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s) \cdot L_1(\Omega_{r\_nom}, s)}{1 + L_8(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s) \cdot L_1(\Omega_{r\_nom}, s)} \quad (6.110)$$

Sustituyendo  $L_8(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0, s)$  de la ecuación (6.88) y  $L_1(\Omega_{r\_nom}, s)$  de la ecuación (6.54) en la ecuación (6.110).

$$\frac{\Omega_r^*(s)}{\Omega_r(s)} = \frac{[\tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{P_6}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot (1 + s)]}{(s + \tau_{pa}^{-1}) \cdot s \cdot (s \cdot I_T + B_T - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2})} \quad (6.111)$$

$$1 + \frac{[\tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{P_6}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot (1 + s)]}{(s + \tau_{pa}^{-1}) \cdot s \cdot (s \cdot I_T + B_T - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2})}$$

Simplificando la ecuación (6.111), queda:

$$\frac{\Omega_r(s)}{\Omega_r^*(s)} = [I_T^{-1} \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{P_6}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot (1 + s)] \cdot \{s^3 + s^2 \cdot [B_T \cdot I_T^{-1} - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot I_T^{-1} + \tau_{pa}^{-1}] + s \cdot [\tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{P_6}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} + B_T \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot I_T^{-1} - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot I_T^{-1}] + \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{I_6}}(\beta_0, \Omega_{r0}) \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1}\}^{-1} \quad (6.112)$$

### 6.2.6.2 Respuesta de tercer orden

Para el cálculo del controlador se utiliza la respuesta de tercer orden de la ecuación (6.93). Igualando los términos de segundo grado del denominador de la ecuación (6.93) y los términos de segundo grado del denominador de la ecuación (6.112), queda:

$$B_T \cdot I_T^{-1} - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot I_T^{-1} + \tau_{pa}^{-1} = 2 \cdot \xi \cdot \omega_n + p \quad (6.113)$$

Usando las condiciones de operación de las ecuaciones (6.71), (6.76) y (6.51) en la ecuación (6.113), despejando a un lado de la ecuación el parámetro  $p$  y realizando la transformada inversa de Laplace se obtiene la función del parámetro  $p$ .

$$p = B_T \cdot I_T^{-1} - P_{r\_nom} \cdot \Omega_{r\_nom}^{-2} \cdot I_T^{-1} + \tau_{pa}^{-1} - 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \quad (6.114)$$

En este caso el parámetro  $p$  es un valor fijo, independientemente del valor del ángulo pitch en cada momento. Para que el sistema de tercer orden sea estable, las raíces de la ecuación característica deben ser reales negativas o complejas conjugadas con parte real negativa, es decir, el parámetro  $p$  debe ser siempre positivo. Resolviendo la ecuación (6.114) se obtiene el valor de  $p = 1.885$  mediante el Script 6.20.

Script 6.20: Parámetro p en función del ángulo pitch con la ecuación (6.114).

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta_min')
3	load('Beta_inc')
4	load('Beta_max')
5	load('Omega_n.mat')
6	load('Epsilon.mat')
7	load('I T.mat')
8	load('B T.mat')
9	load('Omega_r_nom.mat')
10	load('v_l_nom.mat')
11	load('Rho_Air.mat')
12	load('r_b.mat')
13	load('P_r_nom.mat')
14	load('B T.mat')
15	load('Tau_pa')
16	%
17	%% 2. Calculo
18	p=-B T/I T-P r_nom/Omega_r_nom^2/I T+Tau_pa^-1-2*Epsilon*Omega_n;
19	%
20	%% 3. Guardado
21	save('p.mat','p')

El valor de p en función del ángulo pitch de la ecuación (6.114) convierte al sistema de tercer orden de la ecuación (6.93) en un sistema estable siempre. En este caso, la respuesta de tercer orden de la ecuación (6.93) ante una entrada escalón se muestra en la Figura 6.39 mediante el Script 6.21.

Script 6.21: Respuesta escalón al sistema de tercer orden.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Omega_n.mat')
3	load('Epsilon.mat')
4	load('p.mat')
5	num = ([Omega_n^2*p]);
6	den = {[1, (2*Epsilon*Omega_n+p), (2*Epsilon*Omega_n*p+Omega_n^2), (p*Omega_n^2)]};
7	step(tf(num,den))

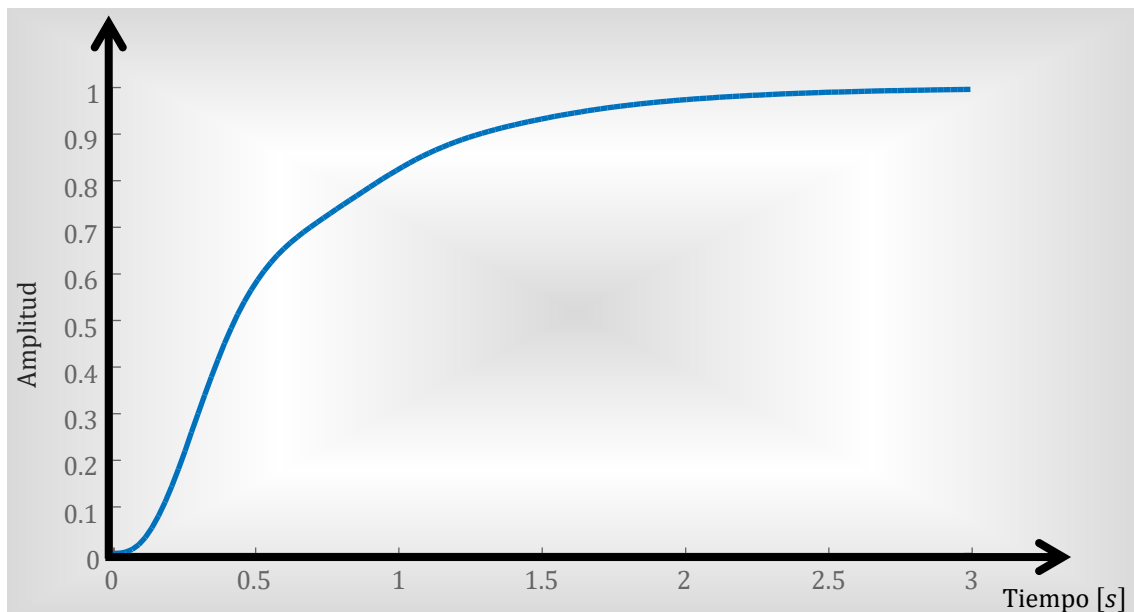


Figura 6.39: Respuesta de tercer orden de la ecuación (6.93) ante una entrada escalón con los parámetros de la Tabla 6.1. y el valor de p de la ecuación (6.114).

### 6.2.6.3 Parámetro integral

Igualando el término independiente del denominador de la ecuación (6.93) y el término independiente del denominador de la ecuación (6.112), queda:

$$I_T^{-1} \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{I6}}(\beta_0) \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) = \omega_n^2 \cdot p \quad (6.115)$$

Despejando el término integral del controlador de la ecuación (6.115), queda:

$$f_{K_{I6}}(\beta_0) = \frac{\omega_n^2 \cdot p \cdot I_T}{\tau_{pa}^{-1} \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)} \quad (6.116)$$

El parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch se calcula usando el punto de operación de las ecuaciones (6.71), (6.76) y (6.51) en la ecuación (6.116), sustituyendo el parámetro  $p$  por la función de la ecuación (6.114) y realizando la transformada inversa de Laplace de la ecuación resultante.

$$f_{K_{I6}}(\beta_0) = \omega_n^2 \cdot f_p(\beta_0) \cdot I_T \cdot \tau_{pa} \cdot \left( \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1=v_{1,nom} \\ \Omega_r=\Omega_{r,nom} \\ \beta=\beta_0}} \right)^{-1} \quad (6.117)$$

El parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.117) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{K_{I6}}(\beta_0) = \omega_n^2 \cdot f_p(\beta_0) \cdot I_T \cdot \tau_{pa} \cdot \Omega_{r,nom} \cdot \left( \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \Big|_{\substack{v_1=v_{1,nom} \\ \Omega_r=\Omega_{r,nom} \\ \beta=\beta_0}} \right)^{-1} \quad (6.118)$$

En el Script 6.22 se muestra el cálculo del parámetro integral del controlador mediante la ecuación (6.117) y el código para generar la Figura 6.40

Script 6.22: Cálculo del parámetro integral del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta_min')
3	load('Beta_inc')
4	load('Beta_max')
5	load('Omega_n.mat')
6	load('I T.mat')
7	load('Omega_r_nom.mat')
8	load('n_Betal.mat')
9	load('m_Betal.mat')
10	load('P_r_nom.mat')
11	load('Epsilon.mat')
12	load('v_1_nom.mat')
13	load('Rho_Air.mat')
14	load('r_b.mat')
15	load('B T.mat')
16	load('Tau_pa')
17	load('p.mat')
18	%
19	%% 2. Calculo de
20	Vector_Beta=Beta_min:Beta_inc:Beta_max;
21	KI6=zeros(length(Vector_Beta)-1,1);
22	for i=1:length(Vector_Beta)-1
23	Beta_0=Vector_Beta(i);
24	Omega_r0=Omega_r_nom;
25	v_10=v_1_nom;
26	IncBeta=0.02;
27	KI6(i)=Omega_n^2*p*Tau_pa*I_T / dTr_dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta);
28	end

29	%
30	%% 3. Visualización
31	plot(Vector Beta(1:end-1),KI6')
32	xlabel('Ángulo Pitch')
33	ylabel('K I')
34	set(gca, 'FontSize', 20)
35	%
36	%% 4. Guardado de parámetros
37	save('KI6.mat', 'KI6')

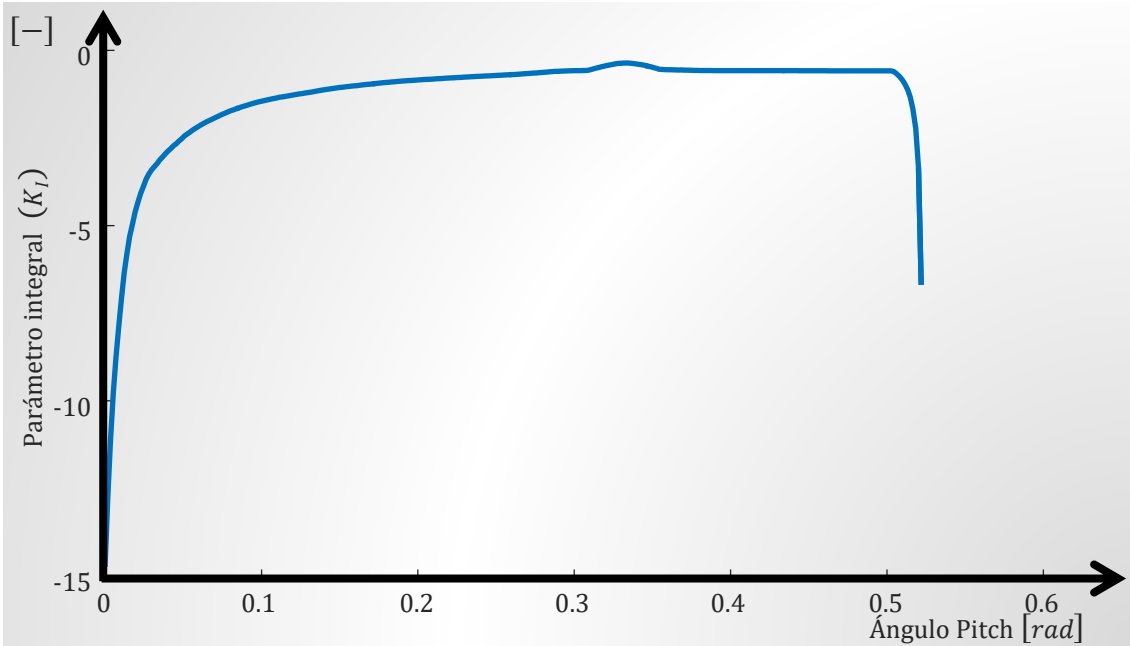


Figura 6.40: parámetro integral del controlador en función del ángulo pitch

#### 6.2.6.4 Parámetro proporcional

Igualando el término de grado uno del denominador de la ecuación (6.93) y el término de grado uno del denominador de la ecuación (6.112) queda:

$$\tau_{pa}^{-1} \cdot f_{K_{P6}}(\beta_0) \cdot K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0) \cdot I_T^{-1} + B_T \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot I_T^{-1} - P_{rnom} \cdot \Omega_{rnom}^{-2} \cdot \tau_{pa}^{-1} \cdot I_T^{-1} = 2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot p + \omega_n^2 \quad (6.119)$$

Despejando el valor proporcional del controlador PI de la ecuación (6.119), queda:

$$f_{K_{P6}}(\beta_0) = \frac{\tau_{pa} \cdot I_T \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot p + \omega_n^2) - B_T + P_{rnom} \cdot \Omega_{rnom}^{-2}}{K_{T_r\beta}(v_{10}, \Omega_{r0}, \beta_0)} \quad (6.120)$$

El parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch se calcula usando el punto de operación de las ecuaciones (6.71), (6.76) y (6.51) en la ecuación (6.120), sustituyendo el parámetro  $p$  por la función de la ecuación (6.114) y realizando la transformada inversa de Laplace de la ecuación resultante.

$$f_{K_{P6}}(\beta_0) = \frac{\tau_{pa} \cdot I_T \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot f_{p6}(\beta_0) + \omega_n^2) - B_T + P_{rnom} \cdot \Omega_{rnom}^{-2}}{\left. \frac{\partial T_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \right|_{\substack{v_1=v_{1, nom} \\ \Omega_r=\Omega_{r, nom} \\ \beta=\beta_0}}} \quad (6.121)$$

El parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch de la ecuación (6.121) se puede expresar en función de la derivada parcial de la potencia del rotor.

$$f_{K_{p6}}(\beta_0) = \frac{\Omega_{r_{nom}} \cdot \tau_{pa} \cdot I_T \cdot (2 \cdot \xi \cdot \omega_n \cdot f_{p6}(\beta_0) + \omega_n^2) - \Omega_{r_{nom}} \cdot B_T + P_{r_{nom}} \cdot \Omega_{r_{nom}}^{-1}}{\left. \frac{\partial P_r(\Omega_r, v_1, \beta)}{\partial \beta} \right|_{\substack{v_1=v_{1nom} \\ \Omega_r=\Omega_{rnom} \\ \beta=\beta_0}}} \quad (6.122)$$

En el Script 6.23 se muestra el cálculo del parámetro proporcional del controlador mediante la ecuación (6.121) y el código para generar la Figura 6.41.

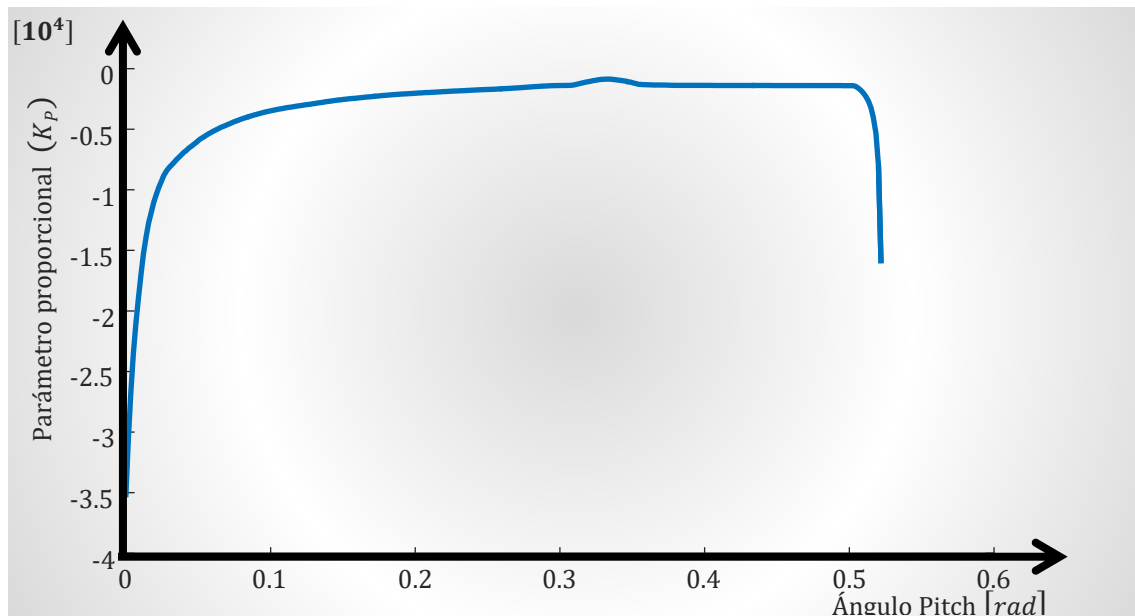


Figura 6.41: Parámetro proporcional del controlador en función del ángulo pitch

Script 6.23: Parámetro proporcional del controlador.

1	%% 1. Carga de datos
2	load('Beta_min')
3	load('Beta_inc')
4	load('Beta_max')
5	load('Omega_n.mat')
6	load('I T.mat')
7	load('Omega_r_nom.mat')
8	load('n_Betal.mat')
9	load('m_Betal.mat')
10	load('P_r_nom.mat')
11	load('Epsilon.mat')
12	load('v_1_nom.mat')
13	load('Rho_Air.mat')
14	load('r_b.mat')
15	load('B_T.mat')
16	load('Tau_pa')
17	load('p.mat')
18	%
19	%% 2. Cálculo
20	Vector Beta=Beta_min:Beta_inc:Beta_max;
21	Vector Omega_r=Omega_r_nom*0.80:0.04:Omega_r_nom*1.2;
22	KP6=zeros(length(Vector Beta)-1,1);
23	for i=1:length(Vector Beta)-1
24	Beta_0=Vector Beta(i);
25	Omega_r0=Omega_r_nom;
26	v_10=v_1_nom;

27	IncBeta=0.02;
28	IncOmega_r=0.02;
29	IncV1=0.02;
30	KP6(i)=(Tau_pa*I_T*(2*Epsilon*Omega_n*p*I_T+Omega_n^2)- B_T+P_r_nom*Omega_r_nom^-2+dTr_dOmeGAR(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncOmega_r)+r_b*f_Lambda_opt(Beta_0)^-1*dTr_dV1(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncV1))/dTr_dBeta(Omega_r0, v_10, Beta_0, IncBeta);
31	end
32	%
33	%% 3. Visualización
34	plot(Vector_Beta(1:end-1),KP6')
35	xlabel('Ángulo Pitch')
36	ylabel('K P')
37	%set(gca,'FontSize',20)
38	%% 4. Guardado de parámetros
39	save('KP6.mat','KP6')

### 6.3 Funcionamiento del controlador

El controlador PI regula el ángulo pitch en la región III de la curva de potencia del aerogenerador. Se define un sistema de máquina de estados con tres estados como puede verse en la Figura 6.42. Existen dos objetivos principales de esta máquina de estados.

Por un lado, evitar saltos entre la región II y III de funcionamiento mediante una transición suave. En el paso de la región III a la región II, esta transición suave, consiste en limitar la velocidad de giro pitch. En el paso de la región II a la región III, esta transición suave, se obtiene mediante la consigna de la velocidad angular del rotor. Por otro lado, limitar tanto la parte integral del controlador PI como valores fuera de rango del ángulo pitch.

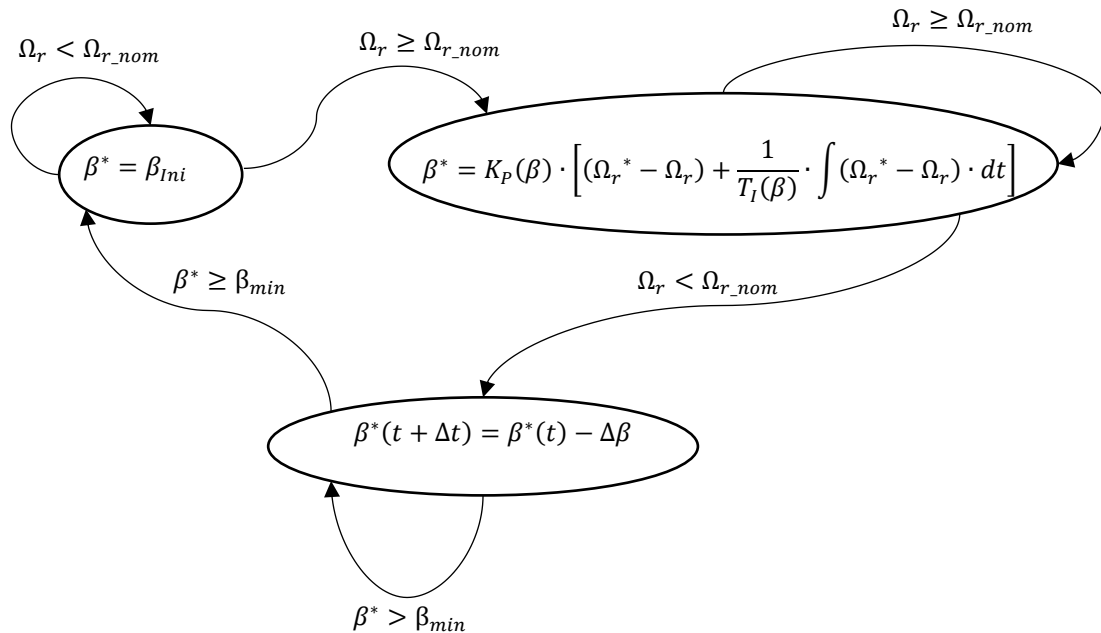


Figura 6.42: Máquina de estados del controlador del Pitch.

#### 6.3.1 Estado 0

Normalmente se comienza el ciclo con el estado 0 en el cuál la velocidad angular del rotor es menor que la velocidad nominal ( $\Omega_r < \Omega_{r\_nom}$ ). En este estado se fija la consigna del ángulo pitch al valor mínimo  $\beta^* = \beta_{min}$ , el cuál, ofrece la mayor eficiencia aerodinámica para absorber el máximo de energía del

viento. Se permanece en este estado hasta que la velocidad del rotor sea mayor o igual que la velocidad angular nominal del rotor ( $\Omega_r \geq \Omega_{r\_nom}$ ), momento en el que se pasa al estado 1. Este evento se puede ver en la Figura 6.43.

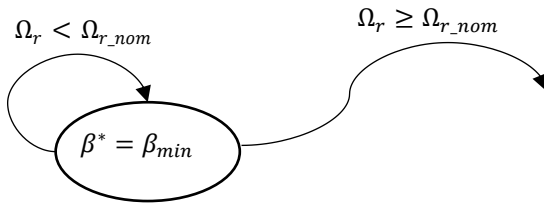


Figura 6.43: Estado 0 del controlador PI del pitch.

Este estado corresponde a las regiones de operación I y II de la su curva de potencia.

### 6.3.2 Estado 1

Cuando el valor la velocidad angular del rotor,  $\Omega_r$ , supera la velocidad nominal del rotor,  $\Omega_{r\_nom}$ , se produce la transición del estado 0 al estado 1, es decir se cumple esta condición ( $\Omega_r \geq \Omega_{r\_nom}$ ). En ese momento se produce una inicialización de la parte integral del controlador según la ecuación (6.129) y se inicializa la regulación de la consigna del ángulo pitch mediante el controlador PI con la condición inicial del ángulo pitch al valor mínimo.

$$\beta^* = \overbrace{K_P \cdot (\Omega_r^* - \Omega_r)}^{\text{Parte proporcional}} + \overbrace{K_I \cdot \int (\Omega_r^* - \Omega_r) \cdot dt}^{\text{Parte integral}} + \overbrace{\beta_{mi}}^{\text{Condiciones iniciales}} \quad (6.123)$$

En el estado 1 se permanece mientras la velocidad del rotor sea mayor que la velocidad nominal del rotor ( $\Omega_r \geq \Omega_{r\_nom}$ ) como puede verse en la Figura 6.44.

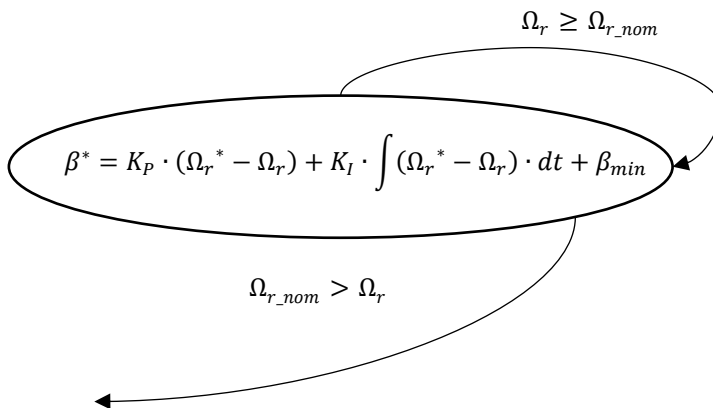


Figura 6.44: Estado 1 del controlador PI del pitch

Este estado corresponde a la región de operación III de la su curva de potencia.

#### 6.3.2.1 Política Anti-Windup

A lo largo de la regulación del ángulo pitch se pueden producir errores en la parte integral del controlador PI debidas a variaciones rápidas de las consignas del ángulo pitch, generando valores fuera del rango de actuación. Para evitar estas situaciones se aplican unas políticas de anti-reset windup.



En la literatura científica existen principalmente tres categorías de esquemas o políticas anti-windup (“anti-windup schemes”) aplicadas a controladores PI: la integración condicional, el “Tracking back calculation” y la integración limitada [231].

La política de integración condicional se basa en el control de un switch que activa o desactiva la parte integral del controlador [232]. En la Figura 6.45 se muestra un diagrama de bloques del controlador con anti-windup con un esquema de integración condicional.

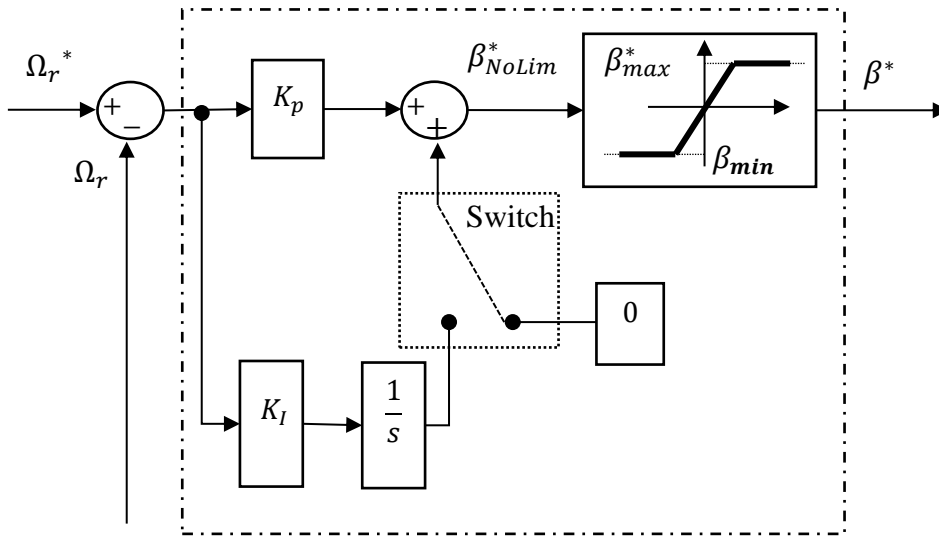


Figura 6.45: anti-windup scheme. Conditional integration.

La política anti-windup con “Tracking back calculation” se basa en generar una señal de realimentación a partir de la diferencia entre la consigna saturada y no saturada para reducir la entrada integral [233]. En la Figura 6.46 se muestra un diagrama de bloques del controlador con la política anti-windup con “Tracking back calculation”.

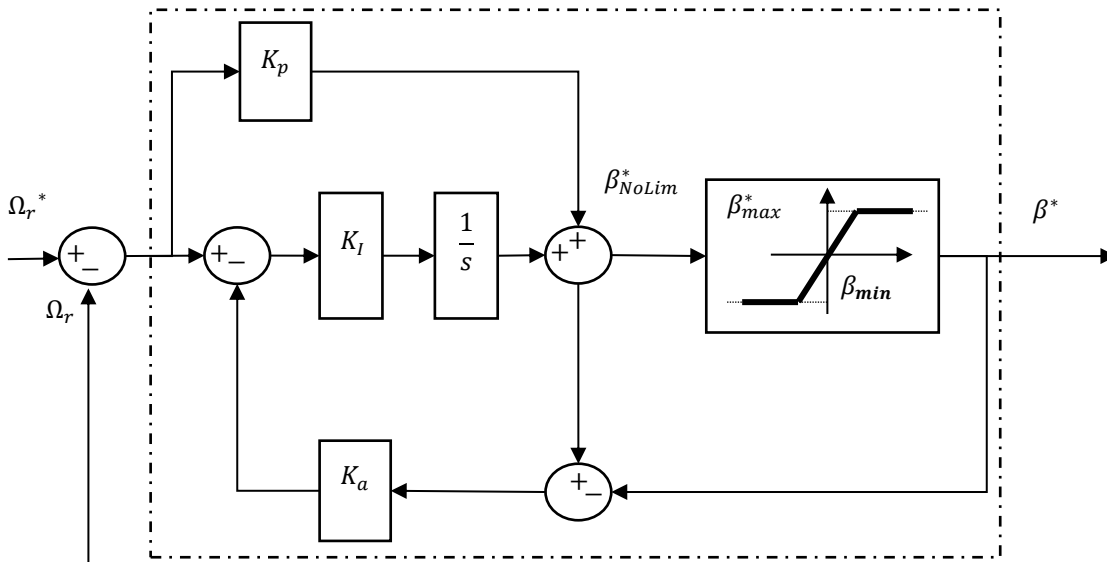


Figura 6.46: anti-windup scheme. Tracking back calculation.

La integración limitada consiste en controlar el valor de la integral en las zonas muertas, fuera de las zonas muertas el valor integral permanece lineal y sin cambios [234]. El controlador propuesto sigue una política de integración limitada. Por un lado, se limita la salida del valor de la consigna del ángulo pitch a unos valores máximos y mínimos.  $[\beta_{min}^*, \beta_{max}^*]$  como se muestra en la Figura 6.47.

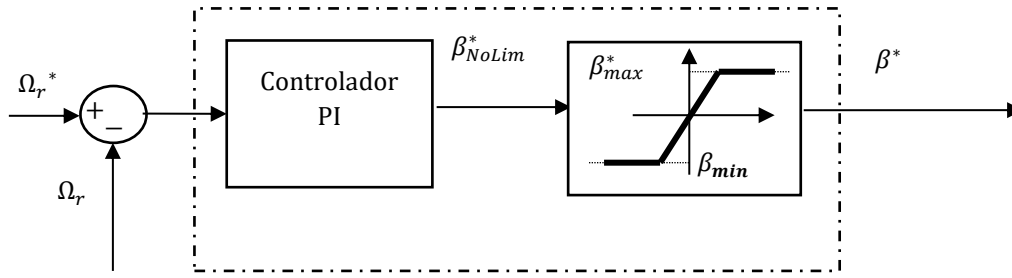


Figura 6.47: Esquema de controlador para limitar los valores máximos y mínimos

Si la consigna de pitch del controlador se satura superiormente, es decir,  $\beta_{NoLim}^* > \beta_{max}^*$  entonces

$$\beta^* = \beta_{max}^* \quad (6.124)$$

En cambio, si la consigna de pitch del controlador se satura inferiormente, es decir,  $\beta_{NoLim}^* < \beta_{min}^*$  entonces

$$\beta^* = \beta_{min}^* \quad (6.125)$$

Por otro lado, la parte integral se limita cuando el controlador se satura o alcanza las zonas muertas. Para calcular estos límites se parte de la ecuación (5.62), expresándola como:

$$\beta^* = \overbrace{K_P \cdot (\Omega_r^* - \Omega_r)}^{\text{Parte proporcional}} + \overbrace{K_I \cdot I_{Lim}}^{\text{Parte integral}} + \overbrace{\beta_{Ini}}^{\text{Condiciones iniciales}} \quad (6.126)$$

Donde  $I_{Lim}$  es el valor de la integral del controlador limitada superior e inferiormente. El valor de la integral se calcula en cada instante mediante la regla del rectángulo [235] como:

$$I_{Lim}(t + \Delta t) = (\Omega_r^*(t) - \Omega_r(t)) \cdot \Delta t + I_{Lim}(t) \quad (6.127)$$

Donde  $I_{Lim}(t + \Delta t)$  es la integral en el siguiente instante,  $I_{Lim}(t)$  es la integral en el instante actual y  $\Delta t$  es la constante de tiempo de integración.

La integral del controlador está limitada superior e inferiormente en el intervalo  $I_{Lim} \in [I_{min}, I_{max}]$ . Cuando la consigna se satura superiormente, la parte integral se limita superiormente. Despejando la integral del controlador de la ecuación (6.126) y asignando a la consigna de pitch el valor saturado de la ecuación (6.124) se calcula el valor máximo de la integral del controlador, como:

$$I_{max} = \frac{\beta_{max}^* - \beta_{Ini} - K_P \cdot (\Omega_r^* - \Omega_r)}{K_I} \quad (6.128)$$

Donde  $I_{max}$  es el valor máximo de la integral del controlador. Igualmente, cuando la consigna de pitch se satura inferiormente, la parte integral se limita inferiormente. Despejando la integral de la ecuación (6.126) y asignando el valor saturado de consigna de la ecuación (6.125), queda:

$$I_{Lim} = \frac{\beta_{min}^* - \beta_{Ini} - K_P \cdot (\Omega_r^* - \Omega_r)}{K_I} \quad (6.129)$$

En la Figura 6.48 se muestra un esquema de la política Anti-Windup aplicada a cada instante  $\Delta t$ .

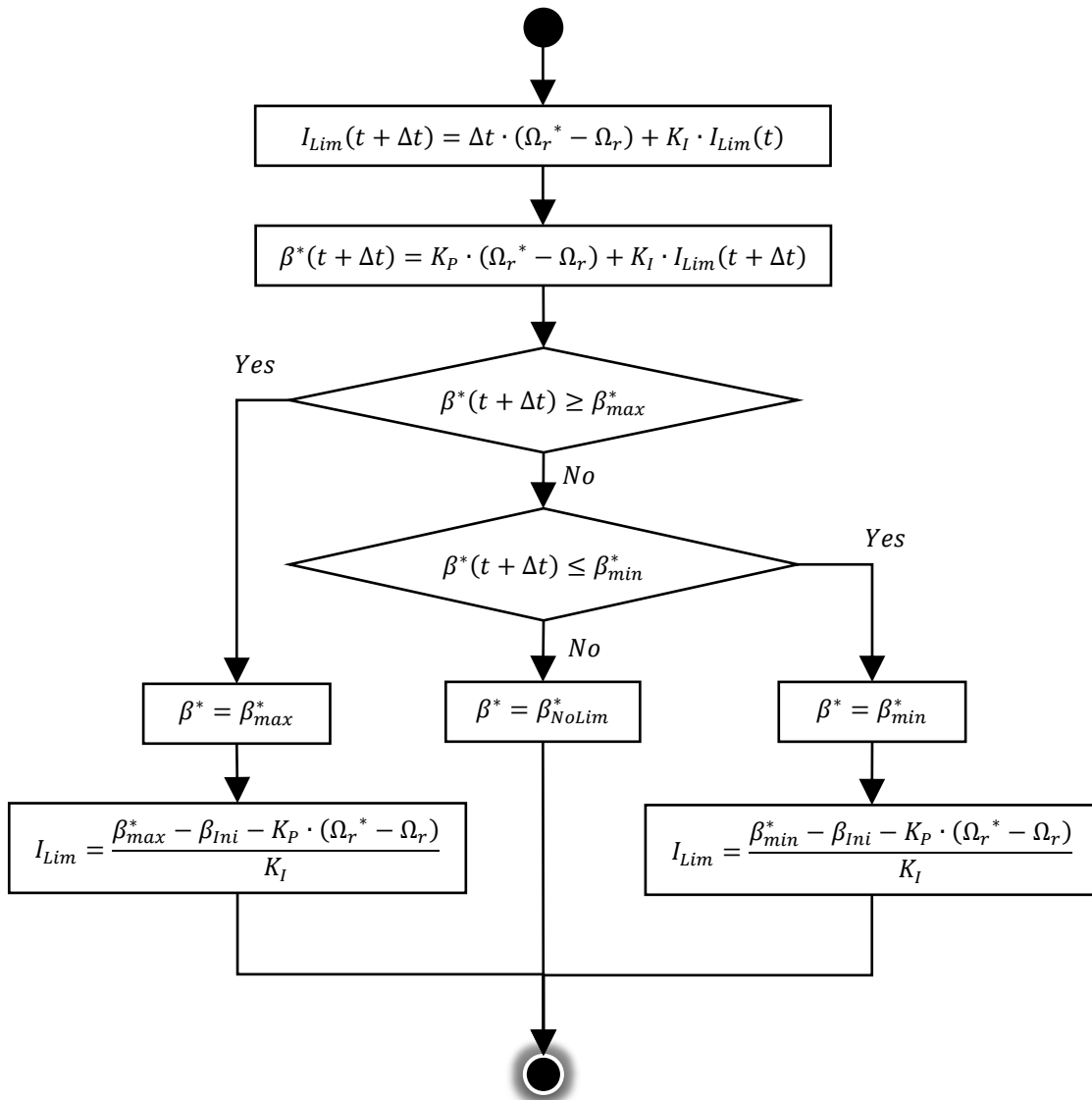


Figura 6.48: Esquema de la política Anti-Windup aplicada a cada instante  $\Delta t$

### 6.3.3 Estado 2

En el estado 2 se decrementa la consigna del ángulo Pitch  $\beta^*$ , un margen  $\Delta\beta^*$ , en cada instante  $\Delta t$ , hasta llegar al valor mínimo inicial de la consigna del ángulo Pitch  $\beta^* = \beta^*$ . Según la ecuación siguiente:

$$\beta^*(t + \Delta t) = \beta^*(t) - \Delta\beta^* \quad (6.130)$$

Donde  $(t)$  es el instante actual,  $(t + \Delta t)$  es el siguiente instante y  $\Delta\beta$  es el decremento que se aplica a la consigna del pitch. En la Tabla 6.2 se muestra los valores de los parámetros utilizados en el controlador PI.

Tabla 6.2: Valores de los parámetros usados en el controlador del PI

	Unidades	valor
$\Delta\beta^*$	<i>rad/s</i>	$\frac{\pi}{180}$

En la Figura 6.49 se muestra el funcionamiento en este estado.

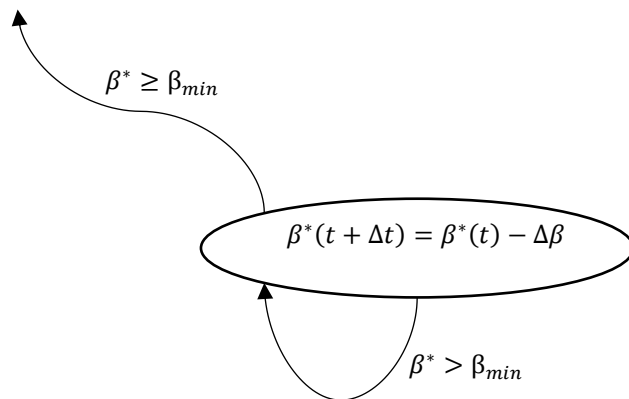


Figura 6.49: Estado 2 del controlador PI del pitch.

Este estado corresponde a una transición entre la región de operación III y la región de operación II de la su curva de potencia.

## 6.4 Consigna de velocidad angular

La consigna de velocidad angular del rotor actúa sobre el controlador del ángulo pitch realizando una transición suave entre la región II y la región III de funcionamiento. Cuando la velocidad angular del rotor es mayor que su velocidad nominal comienza a actuar el controlador. El controlador basa parte de su comportamiento en el error de la velocidad angular del rotor respecto a su consigna, por ello, es importante definir una adecuada consigna para optimizar el comportamiento del aerogenerador.

En los siguientes puntos se muestran las diferentes estrategias usadas en la Consigna o setpoint de velocidad angular del rotor ( $\Omega_r^*$ ). En el punto 6.4.1 se muestra la consigna constante con un valor fijo de consigna de velocidad angular del rotor que no varía a lo largo del tiempo. En el punto 6.4.2 se muestra la consigna convencional basada en una función matemática. En el punto 6.4.3 se muestra la consigna de la velocidad angular del rotor basada en algoritmos de aprendizaje por refuerzo. En el punto 6.4.4 se muestra la consigna de la velocidad angular basada en algoritmos metaheurísticos del tipo PSO.

### 6.4.1 Consigna constante

Una primera aproximación es usar una consigna de velocidad fija, como puede verse en la Figura 6.50.

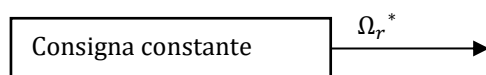


Figura 6.50: Consigna de velocidad angular del rotor constante

La ventaja de este sistema consiste en su simplicidad de implementación, pero tiene la desventaja de no actuar correctamente en la transición entre la región II y III debido a un salto en el controlador del ángulo pitch.

Para tener el aerogenerador trabajando en torno a la velocidad nominal de giro del rotor. La consigna constante se define con un valor porcentual mayor que la velocidad nominal de giro del rotor. Eso se expresa matemáticamente como:

$$\Omega_r^* = \Omega_{r\_nom} \cdot \left(1 + \frac{\delta_{r1}}{100}\right) \quad (6.131)$$

Donde  $\delta_{r1}$  es el porcentaje que se incrementa la consigna de velocidad angular del rotor sobre la velocidad nominal del rotor para la consigna constante. Los valores utilizados para crear la función de compensación se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 6.3: Valores consigna constante

	Unidades	valor
$\delta_{r1}$	[-]	<b>3.00</b>

### 6.4.2 Consigna convencional

Para realizar una transición más suave entre las regiones II y III se utiliza una función de compensación que se muestra en la Figura 6.51. Se modifica la consigna de la velocidad angular del rotor en función del ángulo pitch, además se añade un filtro que evita perturbaciones y cambios repentinos en el ángulo pitch [99].

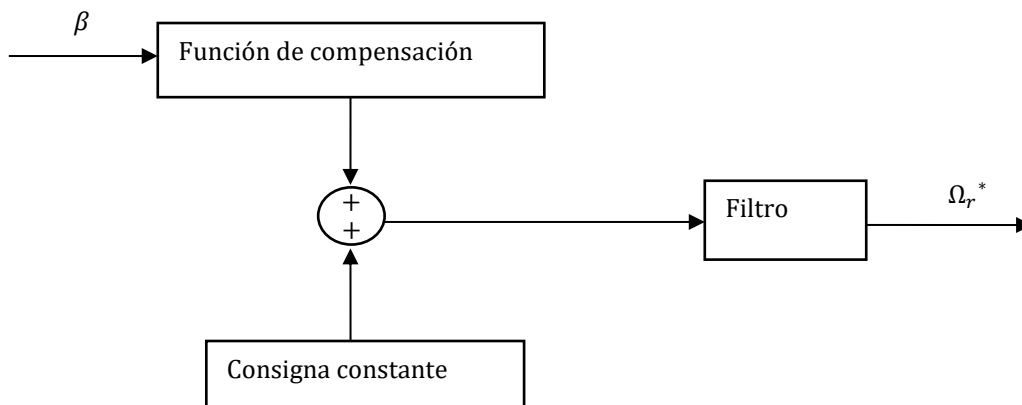


Figura 6.51: Esquema de la consigna convencional

La consigna de la velocidad del rotor se basa en los valores reales del ángulo pitch,  $\beta$ , no en los valores de consigna del ángulo pitch,  $\beta^*$ .

En un régimen de funcionamiento en torno al nominal, cuando la velocidad del viento toma valores por encima de la velocidad nominal del viento, obliga al controlador del ángulo pitch a disminuir la captura de energía del viento elevando el ángulo pitch. En esta situación, si se produce una caída repentina de la velocidad de viento fruto de una ráfaga de viento, se produce una disminución de la velocidad del rotor causando una pérdida de energía eléctrica. Esta pérdida de la producción debida a una ráfaga de viento puede evitarse si la consigna de velocidad del rotor se incrementa ligeramente [99].

En la consigna convencional se identifican claramente tres bloques: la consigna constante, la función de compensación y el filtro. La consigna constante funciona como se ha explicado en el punto 6.4.1 pero se utiliza el parámetro  $\delta_{r2}$  en vez del parámetro  $\delta_{r1}$  como se muestra en la siguiente ecuación.

$$f_{const} = \Omega_{r\_nom} \cdot \left(1 + \frac{\delta_{r2}}{100}\right) \quad (6.132)$$

En la siguiente tabla se muestran los valores utilizados para crear la función de compensación.

Tabla 6.4: Valores de la Función de constante en la consigna convencional.

	Unidades	valor
$\delta_{r2}$	[-]	<b>1.00</b>

La función de compensación se explica en el punto 6.4.2.1 y el filtro en el punto 6.4.2.2.

### 6.4.2.1 Función de compensación

El bloque “función de compensación” representado en la Figura 6.51 se compone de una función que depende del ángulo pitch  $\beta$ . Esta función se define matemáticamente una función definida a tramos como:

$$f_c(\beta) = \begin{cases} 0 & \beta < \beta_1 \\ \frac{\Delta\Omega_{r\_max}^*}{\beta_2 - \beta_1} \cdot (\beta - \beta_1) & \beta_1 \leq \beta \leq \beta_2 \\ \Delta\Omega_{r\_max} & \beta_2 < \beta \end{cases} \quad (6.133)$$

Donde  $\beta_1$  es el valor del ángulo pitch a partir del que se aplica la función de compensación,  $\beta_2$  es el valor del ángulo pitch hasta el que se aplica la función de compensación,  $\Delta\Omega_{r\_max}$  es el incremento máximo en la consigna de velocidad angular del rotor sobre el fijado en la consigna constante del punto anterior.

Los intervalos del pitch  $[\beta_{min}, \beta_1)$  y  $(\beta_2, \beta_{max}]$  en la ecuación (6.133) generan valores constantes de la consigna de velocidad angular del rotor. En el intervalo del pitch  $[\beta_1, \beta_2]$  de la ecuación (6.133) genera valores de consigna de velocidad angular del rotor de modo lineal donde la pendiente de la recta es:

$$m = \frac{\Delta\Omega_{r\_max}^*}{\beta_2 - \beta_1} \quad (6.134)$$

y el término independiente es:

$$n = -\frac{\Delta\Omega_{r\_max}^*}{\beta_2 - \beta_1} \cdot \beta_1 \quad (6.135)$$

En la Figura 6.52 se puede ver la gráfica de la función de compensación en función del ángulo pitch.

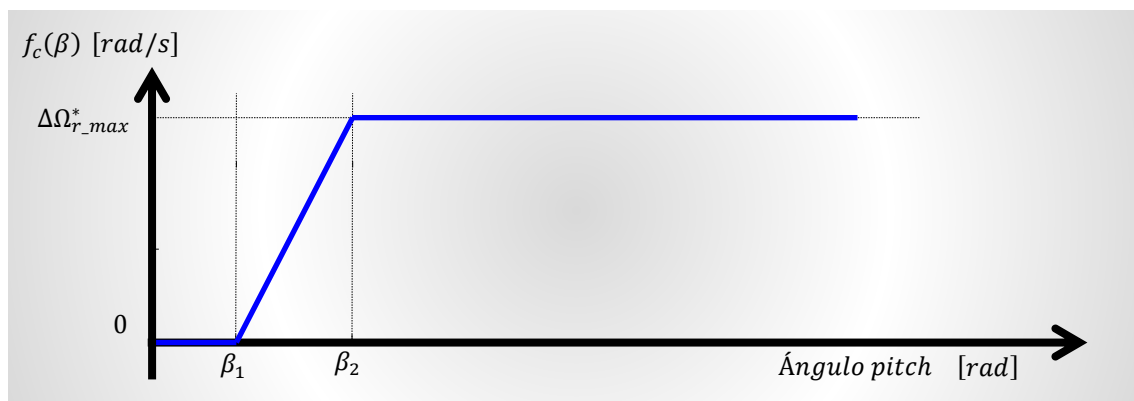


Figura 6.52: Función de compensación de la velocidad angular del rotor en función del ángulo pitch.

En la siguiente tabla se muestran los valores utilizados para crear la función de compensación.

Tabla 6.5: Valores de la Función de compensación en la consigna convencional.

	Unidades	valor
$\Delta\Omega_{r\_max}^*$	[rad/s]	$\Omega_{r\_nom} \cdot 0.02$
$\beta_1$	[rad]	$\pi/36$
$\beta_2$	[rad]	$2 \cdot \pi/30$

### 6.4.2.2 Filtro

El objetivo del filtro es evitar que las pequeñas variaciones del pitch influyan en gran medida en la consigna de la velocidad angular del rotor [99]. El filtro elegido es un filtro de primer orden, que se muestra en la siguiente ecuación.

$$\frac{1}{\tau_c \cdot j \cdot \omega + 1} \quad (6.136)$$

Donde  $\tau_c$  es la constante de tiempo del filtro de la consigna. Los valores utilizados para el filtro se muestran en la siguiente tabla.

Tabla 6.6: Valores del filtro de la consigna convencional.

	Unidades	Valor
$\tau_c$	[s]	0.5

### 6.4.3 Consigna basada en Reinforcement Learning

Una solución experimentada en este trabajo se basa en un aprendizaje por refuerzo (RL) de la consigna de velocidad del rotor. El problema se plantea como un proceso de decisión de Markov y se resuelve mediante el método de optimización Q-learning.

Un proceso de decisión de Markov o "Markov Decision Process" se define como una tupla  $\langle S, A, T, R \rangle$  donde  $S$  es un número finito de estados,  $A$  es un número finito de acciones,  $T$  es una función de transición y  $R$  es una función de recompensa.

#### 6.4.3.1 Estados

Los estados son definidos por las condiciones en las cuales se encuentra el aerogenerador en cada momento. Los estados posibles se definen en función de la velocidad angular del rotor,  $\Omega_r$ , y de la aceleración angular del rotor,  $\alpha_r$ . El listado de estados posibles se muestra en el siguiente conjunto:

$$S = \{s_1, s_2, s_3, s_4, s_5, s_6, s_7, s_8, s_9\} \quad (6.137)$$

Donde  $S$  es el conjunto de todos los estados y  $s_i \in S | i = \{1,2,3,4,5,6,7,8,9\}$  es cada estado, definido en la tabla siguiente. Para denotar un estado cualquiera se denota como  $s$ .

Tabla 6.7: Tabla de estados de la consigna basada en RL.

	$\alpha_r < -\alpha_{r\_nom}$	$-\alpha_{r\_nom} \leq \alpha_r \leq \alpha_{r\_nom}$	$\alpha_{r\_nom} < \alpha_r$
$\Omega_r < \frac{100 - \delta_{r3}}{100} \cdot \Omega_{r\_nom}$	$S_1$	$S_2$	$S_3$
$\frac{100 - \delta_{r3}}{100} \cdot \Omega_{r\_nom} \leq \Omega_r \leq \frac{100 + \delta_{r3}}{100} \cdot \Omega_{r\_nom}$	$S_4$	$S_5$	$S_6$
$\frac{100 + \delta_{r3}}{100} \cdot \Omega_{r\_nom} < \Omega_r$	$S_7$	$S_8$	$S_9$

Donde los valores que definen los estados de la Tabla 6.7 se definen en la Tabla 6.8.

Tabla 6.8: Valores de los parámetros de los estados de la Tabla 6.7.

	Unidades	Valor
$\delta_{r3}$	$[-]$	<b>3.00</b>
$\alpha_{r\_nom}$	$[rad/s^2]$	<b>0.25</b>

### 6.4.3.2 Acciones

Independientemente del estado en el que se encuentre el aerogenerador se pueden ejecutar un conjunto finito de acciones. Las acciones posibles se definen variando la consigna de velocidad angular del rotor. El conjunto de todas las acciones se denota en la ecuación (6.138).

$$A = \{a_1, a_2, a_3\} \tag{6.138}$$

Donde  $A$  es el conjunto de todos los estados y  $a_i \in A | = \{1,2,3\}$  es cada acción definida en la tabla siguiente. Para denotar una acción cualquiera se denota como  $a$ .

Tabla 6.9: Tabla de acciones de la consigna basada en RL.

	Acción
$a_1$	$\Omega_r^* = \frac{100 + \delta_{r4} \cdot \frac{1}{3}}{100} \cdot \Omega_{r\_nom}$
$a_2$	$\Omega_r^* = \frac{100 + \delta_{r4} \cdot \frac{2}{3}}{100} \cdot \Omega_{r\_nom}$
$a_3$	$\Omega_r^* = \frac{100 + \delta_{r4}}{100} \cdot \Omega_{r\_nom}$

La acción  $a_1$  fija la consigna de velocidad angular un porcentaje por debajo de la velocidad nominal, la acción  $a_2$  fija la consigna de velocidad angular al valor nominal y la acción  $a_3$  fija la consigna de velocidad angular un porcentaje por encima de la velocidad nominal.

Tabla 6.10: Valores de los parámetros de los estados de la Tabla 6.9.

	Unidades	Valor
$\delta_{r4}$	$[-]$	<b>3</b>



### 6.4.3.3 Matriz estado-acción

El tamaño de la matriz de estado-acción se define mediante el número de estados (filas de la matriz) y el número de acciones (columnas de la matriz) previamente fijadas. Esta matriz se denota matemáticamente como:

$$Q_k = \begin{Bmatrix} Q_k(s_1, a_1) & Q_k(s_1, a_2) & Q_k(s_1, a_3) \\ Q_k(s_2, a_1) & Q_k(s_2, a_2) & Q_k(s_2, a_3) \\ Q_k(s_3, a_1) & Q_k(s_3, a_2) & Q_k(s_3, a_3) \\ Q_k(s_4, a_1) & Q_k(s_4, a_2) & Q_k(s_4, a_3) \\ Q_k(s_5, a_1) & Q_k(s_5, a_2) & Q_k(s_5, a_3) \\ Q_k(s_6, a_1) & Q_k(s_6, a_2) & Q_k(s_6, a_3) \\ Q_k(s_7, a_1) & Q_k(s_7, a_2) & Q_k(s_7, a_3) \\ Q_k(s_8, a_1) & Q_k(s_8, a_2) & Q_k(s_8, a_3) \\ Q_k(s_9, a_1) & Q_k(s_9, a_2) & Q_k(s_9, a_3) \end{Bmatrix} \quad (6.139)$$

Donde  $Q_k$  es la matriz estado-acción en el instante temporal  $k$  y  $Q_k(s_i, a_j) \in Q | i = \{1,2,3,4,5,6,7,8,9\}, j = \{1,2,3\}$  es el valor de la matriz estado-acción para el estado  $i$  y la acción  $j$ .

### 6.4.3.4 Iniciación

La matriz estado-acción evoluciona en cada instante desde unos valores iniciales asignados aleatoriamente. La matriz estado-acción inicial, tiene el coeficiente  $k$  igual a cero, se denota como  $Q_0$ . Los valores iniciales de la matriz estado-acción inicial son valores aleatorios uniformemente distribuidos entre 0 y 1. Matemáticamente se expresa como

$$Q_0(s_i, a_j) \sim U([0,1]) \quad (6.140)$$

Donde  $U$  es una función que genera valores aleatorios uniformemente distribuidos para  $i = \{1,2,3,4,5,6,7,8,9\}$  y para  $j = \{1,2,3\}$ . La ecuación (6.140) se puede mostrar en forma matricial como:

$$Q_0 = \begin{Bmatrix} Q_0(s_1, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_1, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_1, a_3) \sim U([0,1]) \\ Q_0(s_2, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_2, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_2, a_3) \sim U([0,1]) \\ Q_0(s_3, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_3, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_3, a_3) \sim U([0,1]) \\ Q_0(s_4, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_4, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_4, a_3) \sim U([0,1]) \\ Q_0(s_5, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_5, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_5, a_3) \sim U([0,1]) \\ Q_0(s_6, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_6, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_6, a_3) \sim U([0,1]) \\ Q_0(s_7, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_7, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_7, a_3) \sim U([0,1]) \\ Q_0(s_8, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_8, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_8, a_3) \sim U([0,1]) \\ Q_0(s_9, a_1) \sim U([0,1]) & Q_0(s_9, a_2) \sim U([0,1]) & Q_0(s_9, a_3) \sim U([0,1]) \end{Bmatrix} \quad (6.141)$$

### 6.4.3.5 Actualización del matiz de transición

La matriz estado-acción se actualiza los valores en cada instante según la siguiente ecuación [28].

$$Q_{k+1}(s, a) = Q_k(s, a) + \delta_r \cdot (R_t - Q_k(s, a)) \quad (6.142)$$

Donde  $Q_k$  es la matriz estado-acción en el instante  $k$ ,  $Q_{k+1}$  es la matriz estado-acción en el instante  $k+1$ ,  $\delta_r$  es ratio de aprendizaje que debe tener un valor entre 0 y 1,  $R_t$  es el refuerzo obtenido en cada instante  $k$  mediante la función de refuerzo.

Tabla 6.11: Valores de los parámetros de la ecuación (6.142)

	Unidades	valor
$\delta_r$	[-]	0.1

### 6.4.3.5.1 Función de refuerzo

La función de refuerzo evalúa en cada instante la acción ejecutada,  $a$ , desde el estado,  $s$ , en el que se encuentra. Aunque en [8] se utiliza una función de refuerzo basada en dos funciones sigmoideas, en esta tesis se propone una función de refuerzo un poco diferente. La función de refuerzo propuesta en este documento se muestra en la siguiente ecuación:

$$R_t = \overbrace{\left[ 1 + \exp\left(\frac{-P_r(t)}{P_{r\_nom}}\right) \right]^{-1}}^{\text{Primer término}} \cdot \overbrace{\left\{ \frac{1}{2} \cdot \left[ 1 + \cos\left(\pi \cdot \frac{\Omega_r(t) - \Omega_r^* (\Omega_r - \Omega_r^*)}{\Omega_{r\_nom}}\right) \right] \right\}}^{\text{Segundo término}} \cdot \overbrace{\left\{ \frac{1}{2} \cdot \left[ 1 + \cos\left(\pi \cdot \frac{\Omega_r(t) - \Omega_{r\_nom}}{\Omega_{r\_nom}}\right) \right] \right\}}^{\text{Tercer término}} \quad (6.143)$$

Donde  $R_t$  es la función de refuerzo. Se observa que la función de refuerzo propuesta está compuesta por una relación proporcional de tres términos.

El primer término trata de maximizar la cantidad de energía que se absorbe comparando la potencia nominal del rotor con la potencia instantánea. Para lograr una potencia instantánea del rotor por encima de la potencia nominal del rotor es necesario para mantener una velocidad angular del rotor por encima del valor nominal aun en situaciones en las que ráfagas hagan reducir la velocidad durante un corto periodo de tiempo. El primer término proporciona un valor que tiende a cero cuando la potencia del rotor es baja, un valor igual a 0.73 cuando la potencia del rotor es la nominal y un valor cercano a uno la potencia del rotor llega a infinito. Este primer término está acotado entre 0 y 1. En la Figura 6.56 se muestra el valor de este primer término de la función de refuerzo y en el Script 6.24 se muestra el código para generar la Figura 6.56.

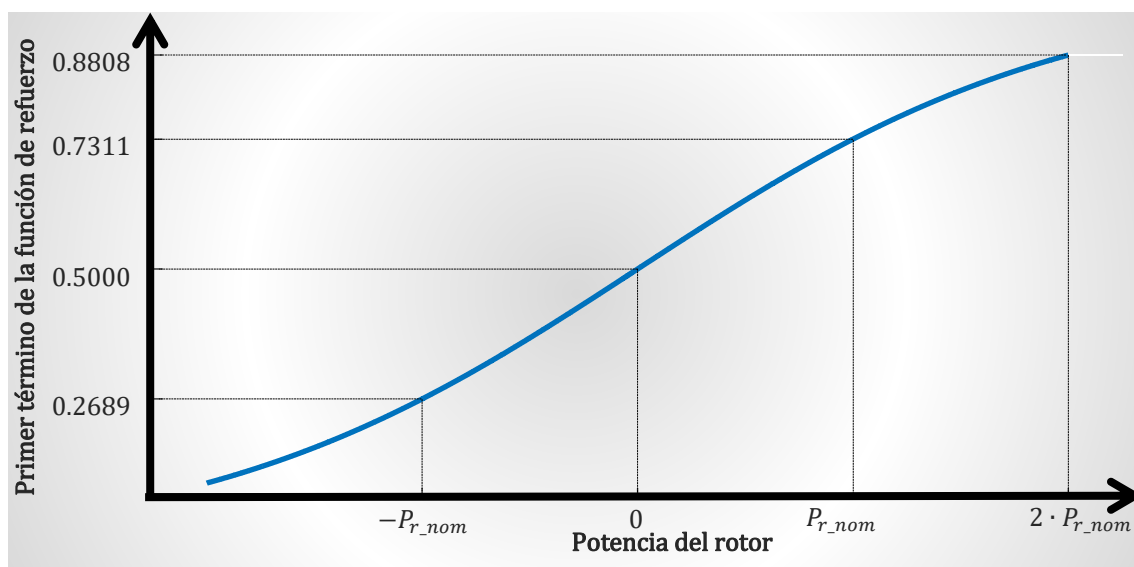


Figura 6.53: Primer término de la función de refuerzo.

Script 6.24: Código para generar la Figura 6.56.

1	load('P_r_nom.mat')
2	V_P_r=-2*P_r_nom:1:2*P_r_nom;
3	H1=zeros(1,length(V_P_r));
4	for i=1:length(V_P_r)
5	P_r=V_P_r(i);
6	H1(i)=(1+exp(-P_r/P_r_nom))^-1;
7	end
8	plot(V_P_r,H1)
9	xlabel('Potencia del rotor (P_r)')
10	ylabel('Primer término de la Función de refuerzo (R_t)')
11	set(gca,'XTick',[-P_r_nom,0,P_r_nom,2*P_r_nom])
12	set(gca,'XTickLabel',{'-P_r {nom}','0','P_r {nom}','2*P_r {nom}'})
13	set(gca,'YTick',[(1+exp(P_r_nom/P_r_nom))^-1, (1+exp(-0/P_r_nom))^-1, (1+exp(-P_r_nom/P_r_nom))^-1, (1+exp(-2*P_r_nom/P_r_nom))^-1])
14	set(gca,'YTickLabel',{'0.2689','0.5000','0.7311','0.8808'})
15	grid on

El segundo término trata de evitar las desviaciones de la velocidad angular del rotor respecto su consigna. Este término proporciona un valor bajo cuando el error de la velocidad angular del rotor respecto su consigna es alta y alcanza el valor uno cuando no existe error. Aunque teóricamente la función puede tomar valores entre 1 y -1, en la práctica, la función está limitada entre 1 y 0.5 aproximadamente. Esto es debido, por un lado, a que la velocidad angular del rotor no puede ser negativa y en ningún caso puede llegar a doblar la velocidad angular nominal del rotor. Por otro lado, la consigna de la velocidad angular del rotor toma valores entre un porcentaje inferior a la velocidad angular nominal del rotor y un porcentaje superior. En el Script 6.25 se muestra el código para generar la Figura 6.54 donde se muestra los valores que puede tomar este segundo término donde se observa que los valores máximos se alcanzan cuando la velocidad angular del rotor coincide con su consigna.

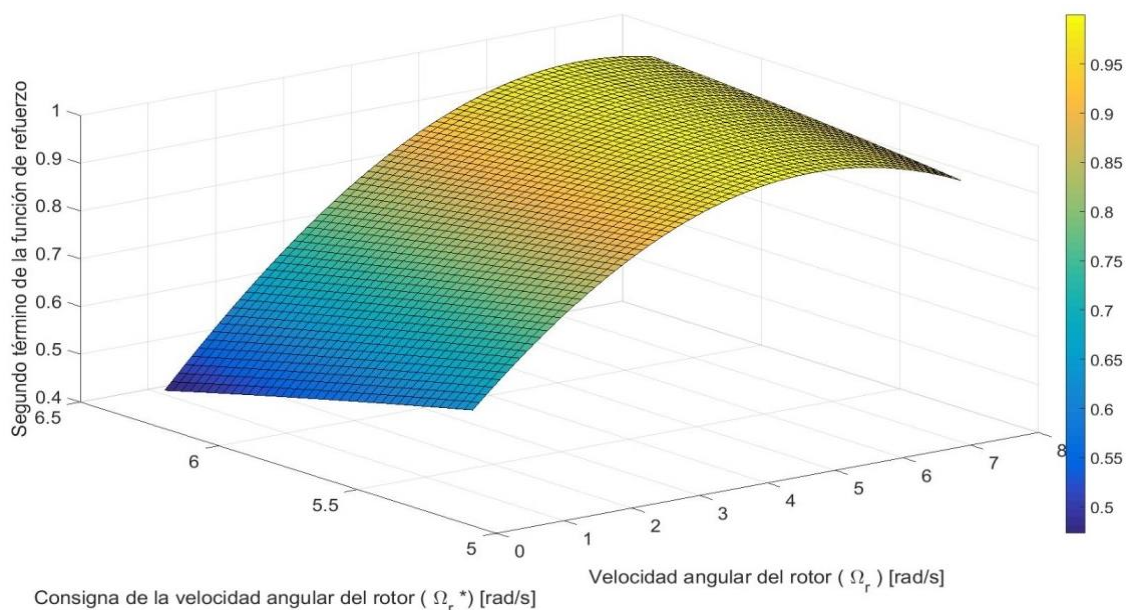


Figura 6.54: Segundo término de la función de refuerzo.

Script 6.25: Código para generar la Figura 6.54.

1	load('Omega_r_nom.mat')
2	V_omega_r=0.1:0.1:1.3*Omega_r_nom;
3	V_omega_rC=0.9*Omega_r_nom:0.03:1.1*Omega_r_nom;
4	H2=zeros(length(V_omega_r),length(V_omega_rC));
5	for i=1:length(V_omega_r)
6	for j=1:length(V_omega_rC)

```

7      Omega_r=V_omega_r(i);
8      Comega_rC=V_omega_rC(j);
9      H2(i,j)=cos((Omega_r-Comega_rC)/Omega_r_nom);
10     end
11 end
12 surf(V_omega_r,V_omega_rC,H2')
13 xlabel('Velocidad angular del rotor ( \Omega_r ) [rad/s]')
14 ylabel('Consigna de la velocidad angular del rotor ( \Omega_r *) [rad/s] ')
15 zlabel('Segundo término de la función de refuerzo')
16 set(gca,'FontSize',20)
17 grid on
18 colorbar
    
```

El tercer término trata de evitar las desviaciones de la velocidad angular del rotor respecto su valor nominal. En el Script 6.25 se muestra el código para generar la Figura 6.55 donde se muestra los valores que puede tomar este tercer término donde se observa que los valores máximos se alcanzan cuando la velocidad angular del rotor coincide con su nominal.

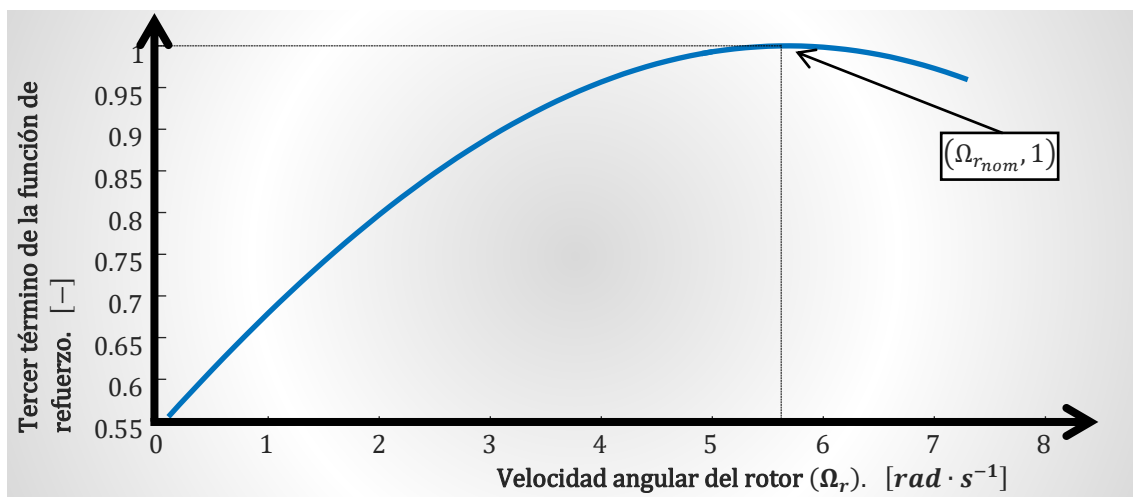


Figura 6.55: Tercer término de la función de refuerzo.

Script 6.26: Código para generar la Figura 6.55.

```

1      load('Omega_r_nom.mat')
2      Omega_r=0.1:0.1:1.3*Omega_r_nom;
3      H3=cos((Omega_r-Omega_r_nom)./Omega_r_nom);
4      plot(Omega_r,H3')
5      xlabel('Velocidad angular del rotor ( \Omega_r ) [rad/s]')
6      ylabel('Tercer término de la función de refuerzo')
7      %set(gca,'FontSize',20)
    
```

### 6.4.3.5.2 Seleccionar la acción

Para seleccionar la mejor acción en cada iteración, se busca en la matriz de transición aquel valor que maximice. Esto se ve en la siguiente ecuación:

$$a_{optimal} = \arg \max_{a_t} (Q_k(s, a)) \tag{6.144}$$

La actualización de la consigna en cada iteración se resume en el diagrama de bloques de la Figura 6.58. En el Script 6.27 se muestra el código para calcular el estado, la acción y la matriz estado-acción en cada iteración.

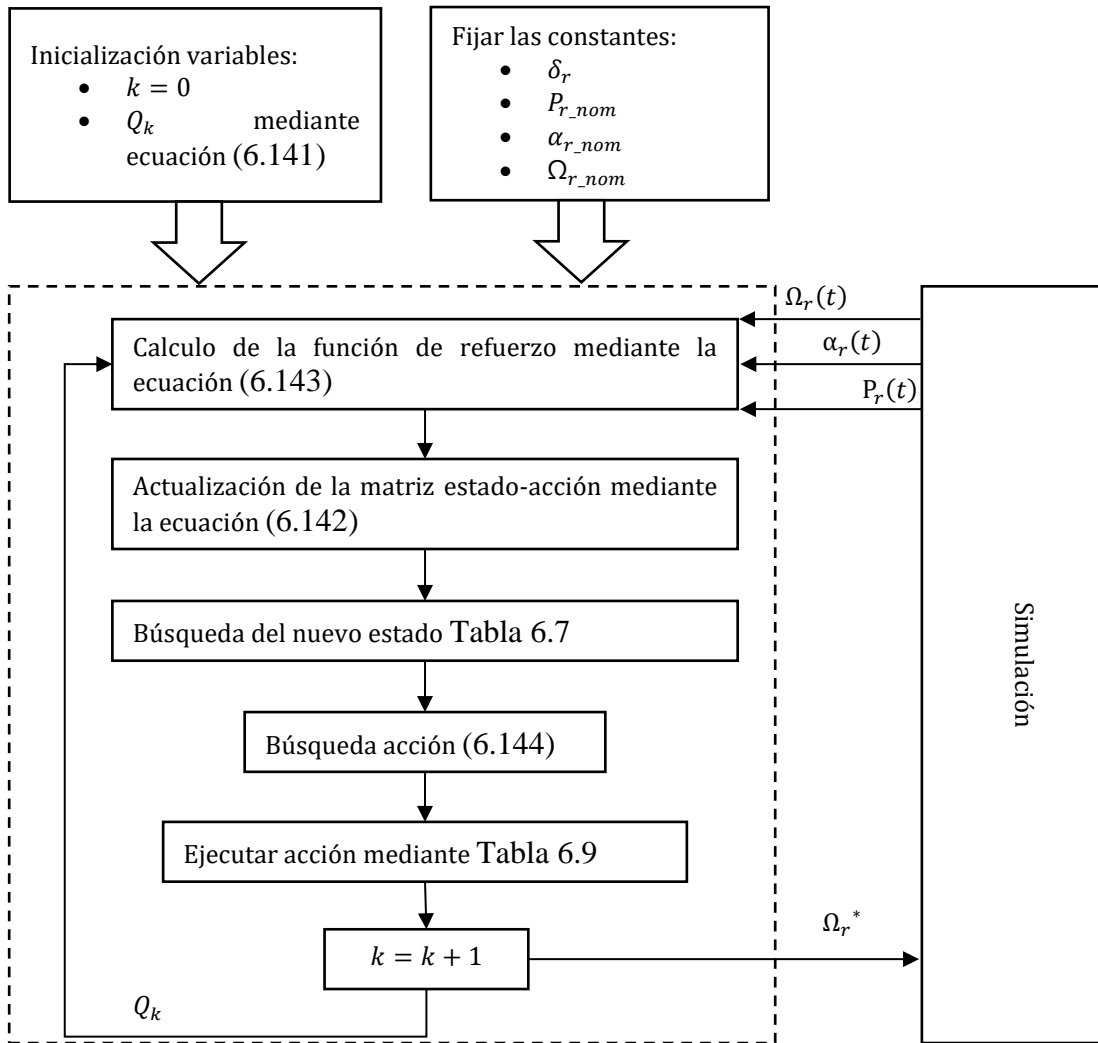


Figura 6.56: Esquema de la consigna convencional

Script 6.27: Actualización en cada iteración del estado, la acción y de la matriz estado-acción.

1	<code>function [setpoint,s,Q_out]= fcn(Omega_r, Omega_r_nom, Alpha_r, Alpha_r_nom, P_r, P_r_nom, Delta_r, Delta_r3, Delta_r4, Q_in)</code>
2	<code>%% 0. Info parameters</code>
3	<code>% Omega_r:</code>
4	<code>% Omega_nom:</code>
5	<code>% Alpha_r:</code>
6	<code>% Alpha_nom:</code>
7	<code>% P_r:</code>
8	<code>% P_nom:</code>
9	<code>% Q_in:</code>
10	<code>%% 1. Búsqueda del estado</code>
11	<code>% 1.1 Estado en función de la velocidad angular del rotor</code>
12	<code>if Omega_r&lt;Omega_r_nom * (100 - Delta_r3) / 100</code>
13	<code>    s_Omega=1;</code>
14	<code>else</code>
15	<code>    if Omega_r&gt;Omega_r_nom * (100 + Delta_r3) / 100</code>
16	<code>        s_Omega=3;</code>
17	<code>    else</code>
18	<code>        s_Omega=2;</code>
19	<code>    end</code>
20	<code>end</code>
21	<code>% 1.2. Estado en función de la aceleración angular del rotor</code>
22	<code>if Alpha_r&lt;-Alpha_r_nom</code>
23	<code>    s_Alpha=1;</code>
24	<code>Else</code>
25	<code>    if Alpha_r&gt;Alpha_r_nom</code>
26	<code>        s_Alpha=3;</code>

27	Else
28	s_Alpha=2;
29	End
30	end
31	% 1.3. Estado resultante
32	s=s_Omega+((s_Alpha-1)*3);
33	
34	%% 2. Búsqueda de la acción
35	Qcol=Q_in(:,s);
36	if (Qcol(1)>Qcol(2)) && (Qcol(1)>Qcol(3))
37	a=1;
38	else
39	if Qcol(2)>Qcol(3)
40	a=2;
41	else
42	a=3;
43	end
44	end
45	
46	%% 3. Setpoint o consigna: en función del estado y la acción
47	if a==1
48	setpoint=Omega_r_nom * (100 + Delta_r4/3) / 100;
49	else
50	if a==2
51	setpoint=Omega_r_nom * (100 + Delta_r4*2/3) / 100;
52	else
53	setpoint=Omega_r_nom * (100 + Delta_r4) / 100;
54	end
55	end
56	
57	%% 4. Reward
58	Obj_1=(1+exp(-P_r/P_r_nom))^(-1);
59	Obj_2=0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r-Omega_r_nom)/Omega_r_nom));
60	Obj_3=0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r_setpoint-Omega_r_nom)/Omega_r_nom));
61	R= Obj_1 .* Obj_2 .* Obj_3 ;
62	
63	%% 5. Actualización matriz Q
64	Q_out=Q_in;
65	Q_out(a,s)=Q_in(a,s)+Delta_r*(R-Q_in(a,s));
66	end

### 6.4.4 Consigna de velocidad angular del rotor usando PSO

En el punto 4.1 se muestra los conceptos de generales de optimización metaheurística junto con el algoritmo Particle Swarn Optimization (PSO) y sus diferentes variaciones e hibridaciones. En este punto se muestra el cálculo de la consigna de velocidad angular del rotor usando el algoritmo PSO.

#### 6.4.4.1 Modelo de generación de consigna

Uno de los aspectos novedoso de esta tesis reside en la propuesta de la generación de la consigna de velocidad angular mediante un algoritmo PSO. La consigna de la velocidad angular del rotor se calcula mediante la siguiente ecuación:

$$\Omega_r^*(t) = \begin{cases} \Omega_{r\_nom} & \beta(t) \leq \psi \\ \Omega_{r\_nom} + \frac{\Delta\Omega_{r\_max}}{(b - \psi)^\varphi} \cdot [\beta(t) - \psi]^\varphi & \psi \leq \beta(t) \leq b \\ \Omega_{r\_nom} + \Delta\Omega_{r\_max} & b \leq \beta(t) \end{cases} \quad (6.145)$$

Donde  $\Omega_{nom}^*$  es la consigna nominal de la velocidad del rotor,  $\Delta\Omega_{r\_max}$  es el incremento máximo de la consigna de la velocidad angular del rotor respecto al nominal,  $\psi$  es el valor del ángulo pitch hasta el cual

no se aplica ningún incremento en la consigna de la velocidad angular del rotor,  $b$  es el valor del ángulo pitch a partir del cual se aplica el incremento máximo de la consigna de la velocidad angular del rotor y por último  $\varphi$  es un coeficiente exponencial que incrementa o decrementa la rampa de la función de generación de consigna.

Por un lado, los parámetros  $\Delta\Omega_{r\_max}$  y  $b$  se fijan de acuerdo con la dinámica del aerogenerador. En la siguiente tabla se muestran los valores para el caso del aerogenerador de estudio.

Tabla 6.12: Valores fijos de los parámetros del modelo de generación de consigna con PSO

	Unidades	Valor
$\Delta\Omega_{r\_max}$	[rpm]	0.5
$b$	[rad]	$\pi/15$

Por otro lado, los valores de los parámetros  $\psi$  and  $\varphi$  se calculan por medio del algoritmo PSO. En la Figura 6.57 se muestra la influencia de los parámetros  $\psi$  y  $\varphi$  en la generación de la consigna de la velocidad angular del rotor.

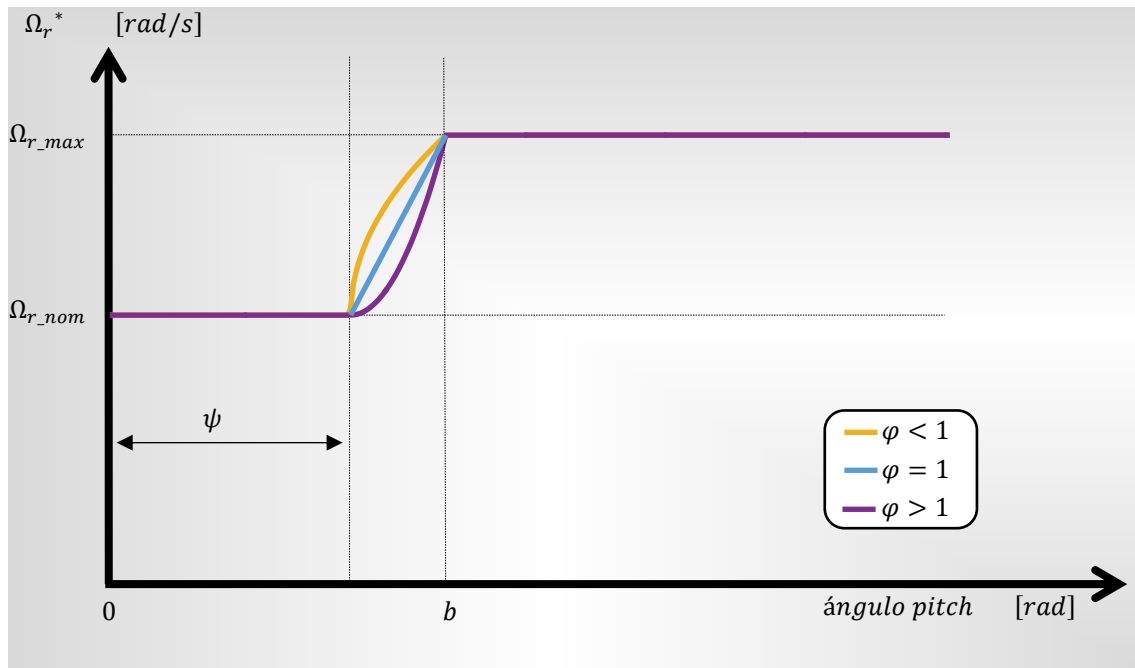


Figura 6.57: Frente de Pareto para un espacio continuo de dos funciones de coste.

#### 6.4.4.2 Definiciones PSO

Matemáticamente el espacio de búsqueda es definido como  $P_A \subset \mathbb{R}^{P_M}$  donde  $P_M$  es el número de variables. En este caso existen dos dimensiones ( $P_M = 2$ ) o variables  $\psi$  and  $\varphi$ . La primera dimensión  $\psi$  representa el límite inferior a partir del cual se empieza a aplicar el algoritmo de consigna de la velocidad angular del rotor. La segunda dimensión  $\varphi$  representa un parámetro exponencial que modula la consigna de velocidad angular.

**Posición:** Cada partícula es una solución candidata donde su posición en el espacio de búsqueda representa los valores de las variables de operación para el cálculo de la consigna de velocidad angular del rotor.

$$P_x(i, k) = \begin{bmatrix} \psi_x(i, k) \\ \varphi_x(i, k) \end{bmatrix} \text{ para } \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.146)$$

Donde  $P_x(i, k)$  es un vector de dos dimensiones con la posición de la partícula  $i$  en el instante  $k$ ,  $\psi_x(i, k)$  es la primera dimensión de la partícula  $i$  en el instante  $k$ ,  $\varphi_x(i, k)$  es la segunda dimensión de la partícula  $i$  en el instante  $k$ .

**Velocidad:** Una partícula  $i$  se mueve de un punto  $P_x(i, k)$  a otro  $P_x(i, k + 1)$  entre dos instantes de tiempo con una velocidad  $P_v(i, k)$  donde  $i$  puede ser una partícula entre 1 y  $N$ . La velocidad en cada iteración  $i$  es denotado como:

$$P_v(i, k) = \begin{bmatrix} \psi_v(i, k) \\ \varphi_v(i, k) \end{bmatrix} \text{ para } \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.147)$$

Donde  $P_v(i, k)$  es un vector de dos dimensiones con la velocidad de la partícula  $i$  en el instante  $k$ ,  $\psi_v(i, k)$  es la velocidad de la primera dimensión de la partícula  $i$  en el instante  $k$ ,  $\varphi_v(i, k)$  es la velocidad de la segunda dimensión de la partícula  $i$  en el instante  $k$ .

**Mejor posición individual:** La mejor posición de una partícula  $i$  hasta la iteración  $k$  es guardada. Cada partícula solo tiene memoria para guardar la mejor posición es denotada como:

$$P_{pbest}(i, k) = \begin{bmatrix} \psi_{pbest}(i, k) \\ \varphi_{pbest}(i, k) \end{bmatrix} \text{ para } \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.148)$$

Donde  $P_{pbest}(i, k)$  es el vector de dos dimensiones que contiene mejor la posición de la partícula  $i$  hasta el instante  $k$ .

**Mejor posición global:** La mejor posición de las  $P_N$  partículas hasta la iteración  $k$  es denotada como:

$$P_{gbest}(k) = \begin{bmatrix} \psi_{gbest}(k) \\ \varphi_{gbest}(k) \end{bmatrix} \quad (6.149)$$

Donde  $P_{gbest_j}(k)$  es la mejor posición global encontrada por el conjunto de partículas  $P_N$ .

#### 6.4.4.3 Parámetros usados PSO

En este punto se describen los parámetros usados en este algoritmo PSO: número de partículas, el peso inercial, parámetro cognitivo, parámetro social y la condición de parada.

**Número de partículas:** La influencia del parámetro número de partículas se describe de forma general en el punto 4.1.5.3.1. En este caso, el número de partículas permanece constante a lo largo de todas las iteraciones y se denota como  $P_N$  el número de partículas.

El **peso inercial** es un parámetro de las partículas que ejerce resistencia al cambio de dirección se describe en el punto 4.1.5.3.2. En este caso, el peso inercial es el mismo para todas las partículas y decrece linealmente a medida que avanzan las iteraciones.

$$P_w(k) = P_{w_{up}} - (P_{w_{up}} - P_{w_{low}}) \cdot \frac{k}{P_K} \quad (6.150)$$

Donde  $P_w(k)$  es el peso inercial en el instante  $k$ ,  $P_{w_{up}}$  es el peso inercial máximo,  $P_{w_{low}}$  es el peso inercial mínimo y  $P_K$  es el máximo número de iteraciones.



El **parámetro cognitivo** controla la influencia de cada partícula con respecto a su mejor solución encontrada, se describe de forma general en el punto 4.1.5.3.3. En este caso, se usa un mismo valor constante para todas las partículas, se denota como  $c_1$ .

El **parámetro Social** controla la influencia de la experiencia de cada particular con respecto a la mejor posición encontrada, se describe de forma general en el punto 4.1.5.3.4. En este caso, se usa un mismo valor constante para todas las partículas, se denota como  $c_2$ .

La **condición de parada** se describe de forma general en el punto 4.1.5.6. En este caso, la condición de parada se fija mediante un número máximo de iteraciones  $P_K$ , es decir, el algoritmo PSO se detiene cuando se alcanza el número máximo de iteraciones.

En la Tabla 6.13 se muestran los parámetros usados en este algoritmo PSO.

Tabla 6.13: Parámetros usados en el algoritmo PSO

	Unidades	Valor
$P_{c_1}$	[-]	<b>0.001</b>
$P_{c_2}$	[-]	<b>0.01</b>
$P_N$	[-]	<b>40</b>
$P_K$	[-]	<b>50</b>
$P_w$	[-]	<b>0.09</b>

#### 6.4.4.4 Función evaluación o métrica

La función de refuerzo del algoritmo de aprendizaje por refuerzo transforma perfectamente el problema multi-objetivo en un mono-objetivo. Utilizando el parámetro de refuerzo a lo largo de todo el tiempo de simulación se obtiene la función de coste.

$$F_{Cost\_PSO} = \frac{1}{T_{end}} \cdot \int_0^{T_{end}} R_t \cdot dt \quad (6.151)$$

Donde  $F$  es la función de coste del algoritmo PSO. En la ecuación (6.151), sustituyendo el parámetro de refuerzo de la ecuación (6.143), se obtiene la ecuación (6.152).

$$F_{Cost\_PSO} = \frac{1}{T_{end}} \cdot \int_0^{T_{end}} \left\{ \left[ 1 + \exp\left(\frac{-P_r(t)}{P_{r\_nom}}\right) \right]^{-1} \cdot \left[ \cos\left(\pi \cdot \frac{\Omega_r(t) - \Omega_r^*}{\Omega_{r\_nom}}\right) \right] \cdot \left[ \cos\left(\pi \cdot \frac{\Omega_r(t) - \Omega_{r\_nom}}{\Omega_{r\_nom}}\right) \right] \right\} \cdot dt \quad (6.152)$$

#### 6.4.4.5 Actualización de la posición y velocidad

En cada iteración se actualiza la posición y la velocidad de cada partícula. Por un lado, la velocidad de cada partícula se actualiza a cada instante según la siguiente ecuación.

$$P_v(i, k + 1) = w_i(k) \cdot P_v(i, k) + c_1 \cdot r_1 \cdot (P_{pbest}(i, k) - P_x(i, k)) + c_2 \cdot r_2 \cdot (P_{gbest}(k) - P_x(i, k)) \quad \text{para} \quad \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.153)$$

Donde  $r_1$  y  $r_2$  son variables aleatorias uniformemente distribuidas entre 0 y 1 que se generan en cada iteración. La ecuación (6.153) se puede expresar como la ecuación (6.154).

$$\begin{bmatrix} \psi_v(i, k + 1) \\ \varphi_v(i, k + 1) \end{bmatrix} = w_i(k) \cdot \begin{bmatrix} \psi_v(i, k) \\ \varphi_v(i, k) \end{bmatrix} + c_1 \cdot r_1 \cdot \left( \begin{bmatrix} \psi_{pbest}(i, k) \\ \varphi_{pbest}(i, k) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \psi_x(i, k) \\ \varphi_x(i, k) \end{bmatrix} \right) + c_2 \cdot r_2 \cdot \left( \begin{bmatrix} \psi_{gbest}(k) \\ \varphi_{gbest}(k) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \psi_x(i, k) \\ \varphi_x(i, k) \end{bmatrix} \right) \quad \text{para} \quad \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.154)$$

Por otro lado, la posición de cada partícula es actualizada en cada iteración instante según la siguiente ecuación.

$$P_x(i, k + 1) = P_x(i, k) + P_{v_i}(i, k + 1) \quad \text{para} \quad \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.155)$$

Donde  $P_x(i, k + 1)$  es la posición de la partícula  $i$  en el siguiente instante de tiempo  $k + 1$ . La ecuación (6.155) se puede expresar como la ecuación (6.156).

$$\begin{bmatrix} \psi_x(i, k + 1) \\ \varphi_x(i, k + 1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \psi_{x_i}(i, k) \\ \varphi_{x_i}(i, k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \psi_v(i, k + 1) \\ \varphi_v(i, k + 1) \end{bmatrix} \quad \text{para} \quad \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.156)$$

#### 6.4.4.6 Restricciones

#### 6.4.4.7 Restricciones de posición

Las posiciones que pueden ocupar las partículas se limitan para evitar soluciones no válidas. Por un lado, la primera dimensión se limita inferior y superiormente para todas las partículas según la ecuación (6.157).

$$\psi_{xmin} < \psi_x(i, k) < \psi_{xmax} \quad \text{para} \quad \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.157)$$

Donde  $\psi_{xmin}$  es el límite inferior de la primera dimensión y  $\psi_{xmax}$  es el límite superior de la primera dimensión. El valor mínimo de la primera dimensión debe ser siempre mayor que el ángulo pitch mínimo. El valor máximo de la primera dimensión debe ser inferior al valor del parámetro  $b$ .

Por otro lado, la segunda dimensión se limita inferior y superiormente para todas las partículas según la ecuación (6.158).

$$\varphi_{xmin} < \varphi_x(i, k) < \varphi_{xmax} \quad \text{para} \quad \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.158)$$

Donde  $\varphi_{xmin}$  es el límite inferior de la segunda dimensión y  $\varphi_{xmax}$  es el límite superior de la segunda dimensión. El valor mínimo de la segunda dimensión debe ser mayor que cero, debido a que un valor negativo de  $\varphi$  incrementa la consigna de la velocidad angular por encima del valor máximo fijado. El valor máximo de  $\varphi$  puede ser cualquier valor positivo desde cero hasta infinito.

En la Tabla 6.14 se muestran los valores de parámetros usados para definir las restricciones.

Tabla 6.14: Restricciones de los parámetros

	Unidades	Valor
$\psi_{Xmin}$	[-]	$\beta_{min}$
$\psi_{Xmax}$	[-]	$b$
$\varphi_{Xmin}$	[-]	<b>0.00</b>
$\varphi_{Xmax}$	[-]	$\infty$

En la Figura 6.58 se muestra la consigna de la velocidad angular en función del ángulo pitch para un  $\psi$  cualquiera y para los valores máximo y mínimo de  $\varphi$ . En esta figura se puede observar de forma gráfica el espacio de búsqueda.

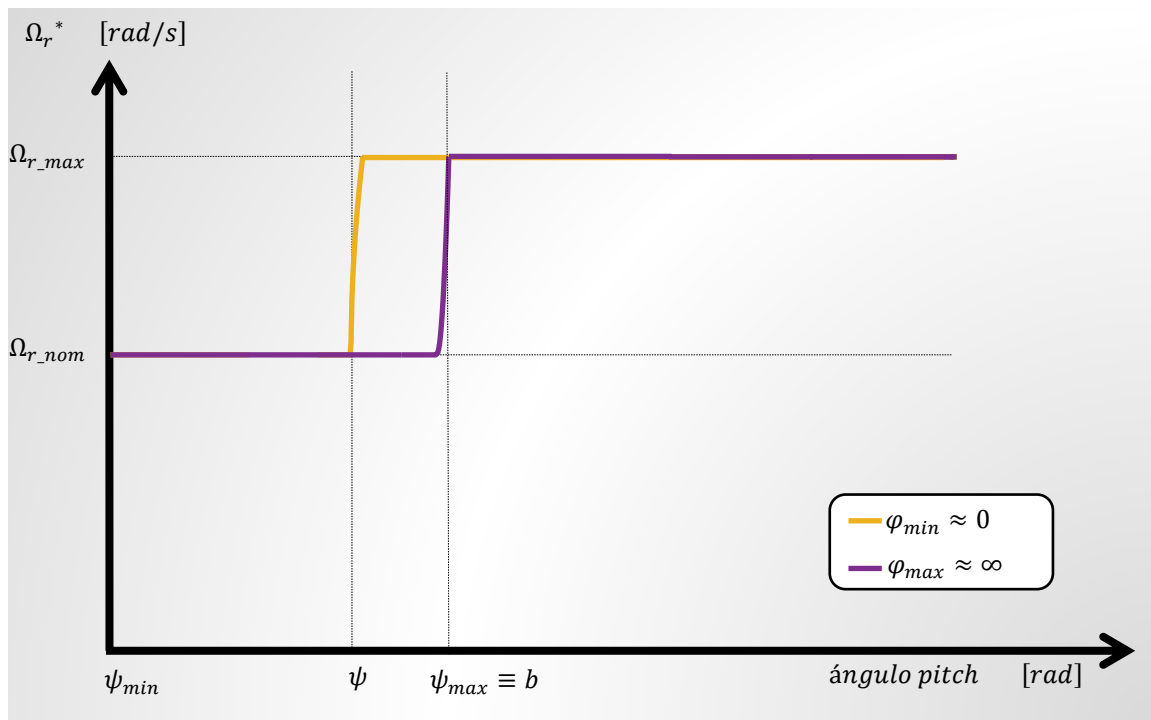


Figura 6.58: Consigna de la velocidad angular en función del ángulo pitch para un  $\psi$  cualquiera y para los valores máximo y mínimo de  $\varphi$ .

#### 6.4.4.8 Restricciones de velocidad

La velocidad absoluta de las partículas se limita superior e inferiormente. Por un lado, una velocidad alta induce a explorar posiciones fuera del espacio de búsqueda en pocas iteraciones. Por otro lado, una velocidad excesivamente lenta induce a una explotación con posiciones del espacio de búsqueda aproximadamente iguales. La velocidad de primera dimensión se limita según la siguiente ecuación:

$$\psi_{Vmin} < |\psi_v(i, k)| < \psi_{Vmax} \quad \text{para} \quad \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.159)$$

Donde  $\psi_{Vmin}$  es la velocidad mínima de la primera dimensión y  $\psi_{Vmax}$  es la velocidad máxima de la primera dimensión.

La velocidad de la segunda dimensión se limita según la siguiente ecuación:

$$\varphi_{vmin} < |\varphi_v(i, k)| < \varphi_{vmax} \quad \text{para} \quad \begin{matrix} i \in [1, P_N] \\ k \in [1, P_K] \end{matrix} \quad (6.160)$$

Donde  $\varphi_{vmin}$  es la velocidad mínima de la segunda dimensión y  $\varphi_{vmax}$  es la velocidad máxima de la segunda dimensión.

En la Tabla 6.15 se muestran los valores de parámetros usados para definir las restricciones.

Tabla 6.15: Restricciones de los parámetros

	Unidades	Valor
$\psi_{vmin}$	[-]	$\beta_{inc}/10$
$\psi_{vmax}$	[-]	$(\beta_{max}-\beta_{min})/10$
$\varphi_{vmin}$	[-]	0.001
$\varphi_{vmax}$	[-]	1

### 6.4.4.9 Reparación de soluciones no válidas

Cuando una partícula alcanza una posición fuera del espacio de búsqueda, la posición y la velocidad se modifican. Por un lado, se posiciona en el lugar más cercano dentro del espacio de búsqueda. Por otro lado, la dirección de la velocidad se modifica para explorar soluciones dentro del espacio de búsqueda en la siguiente iteración. En la Figura 6.59 se muestra un diagrama de flujo para representar la estrategia usada para reparar soluciones fuera de rango para la primera dimensión.

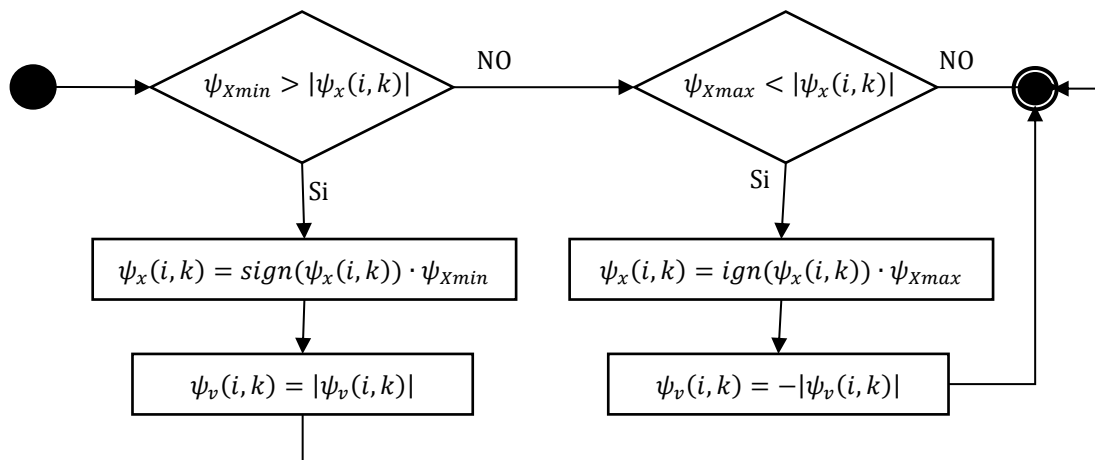


Figura 6.59: Reparación de soluciones fuera del espacio de búsqueda para la primera dimensión.

Para la segunda dimensión la estrategia es la misma que se muestra en la Figura 6.59.

### 6.4.4.10 Inicialización

Las partículas inician su posición y velocidad en el instante inicial  $k = 0$ , posteriormente se evalúa cada partícula mediante la función de coste para obtener la partícula con mejor.

**Posición:** Se inicializa aleatoriamente la posición de cada partícula dentro del espacio de búsqueda entre los valores máximo y mínimo de cada dimensión.

$$P_x(i, 0) = \begin{bmatrix} \psi_x(i, 0) \\ \varphi_x(i, 0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \psi_{min} + (\psi_{max} - \psi_{min}) \cdot r_1 \\ \varphi_{min} + (\varphi_{max} - \varphi_{min}) \cdot r_2 \end{bmatrix} \quad \text{para } i \in [1, P_N] \quad (6.161)$$

**Velocidad:** Se inicializa la velocidad de cada partícula con un valor aleatorio.

$$P_v(i, 0) = \begin{bmatrix} \psi_v(i, 0) \\ \varphi_v(i, 0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} sgn(r_1 - 0.5) \cdot 0.1 \cdot (\psi_{max} - \psi_{min}) \cdot r_1 \\ sgn(r_2 - 0.5) \cdot 0.1 \cdot (\varphi_{max} - \varphi_{min}) \cdot r_2 \end{bmatrix} \quad \text{para } i \in [1, P_N] \quad (6.162)$$

Donde  $sgn(r_1 - 0.5)$  y  $sgn(r_2 - 0.5)$  son la función signo aplicada a las variables aleatorias  $r_1$  y  $r_2$  respectivamente.

**Función de coste:** Se evalúa todas las partículas mediante la función de coste. La posición inicial de cada partícula es la mejor posición explorada hasta el momento por ser la única.

$$P_{pbest}(i, 0) = \begin{bmatrix} \psi_{pbest}(i, 0) \\ \varphi_{pbest}(i, 0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \psi_x(i, 0) \\ \varphi_x(i, 0) \end{bmatrix} \quad \text{para } i \in [1, P_N] \quad (6.163)$$

Dentro de estas posiciones iniciales se encuentra la mejor posición global inicial.

$$P_{gbest}(0) = \begin{bmatrix} \psi_{gbest}(0) \\ \varphi_{gbest}(0) \end{bmatrix} \quad (6.164)$$

#### 6.4.4.11 Esquema de funcionamiento

El esquema de funcionamiento del algoritmo PSO se muestra en el Script 6.28

Script 6.28: Código PSO

1	%% 1. Parámetros de Particle swarm optimization.
2	S=40; % Número de partículas
3	T=400; % Número de iteraciones
4	c1=0.001; % Parámetro cognitivo
5	c2=0.01; % Parámetro social
6	W=0.09; % Inercia
7	M=2; % Número de variables a optimizar.
8	
9	%% 2. Restricciones del problema.
10	%% 2.1 Restricciones de posición.
11	Psi x min=0;
12	Psi x max=1/15*pi;
13	Phi x min=0;
14	Phi x max=20;
15	P X MaxMin=[Psi x min Psi x max ; Phi x min Phi x max];
16	
17	%% 2.2 Restricciones de movimiento.
18	Psi v min=0.0017; % Beta inc/10
19	Psi v max=1/15*pi/10; %(Beta max- Beta min )/10
20	Phi v min=0.001;
21	Phi v max=1;
22	P V MaxMin=[Psi v min Psi v max ; Phi v min Phi v max];
23	
24	%% 3. Variables contenedoras de información para la simulación.
25	P_X=zeros(S,M,T); % P_X(s,n,t): Posición de la partícula 's', de la variable 'm' y del instante de tiempo 't'.
26	P_V=zeros(S,M,T); % P_V(s,n,t): Velocidad de la partícula 's', de la variable 'n' y del instante de tiempo 't'.
27	P_X_pbest=zeros(S,M,T); % P_X_pbest(s,n,t): Mejor posición encontrada por la partícula 's' desde instante 0 hasta el t.
28	P_C=zeros(S,T); % P_C(s,t): El valor de la función de coste de la partícula 's' en el instante t.
29	P_C_pbest=zeros(S,T); % P_C_pbest(s,t) El mejor valor de la función de coste de la partícula 's' hasta el instante t.

30	<code>P_X_gbest=zeros(M,T); % P_X_gbest(m,t) La mejor posición global desde el instante 0 hasta el instante 't'.</code>
31	<code>P_C_gbest=zeros(1,T); % P_C_gbest(t): El mejor valor global de la función de coste hasta el instante t.</code>
32	
33	<code>%% 4. Inicialización de la partículas.</code>
34	<code>%% 4.1. Inicialización aleatoria de la posición de todas las partículas.</code>
35	<code>for s=1:S</code>
36	<code>    for m=1:M</code>
37	<code>        P_X(s,m,1)=random('Uniform',P_X_MaxMin(m,1),P_X_MaxMin(m,2),1);</code>
38	<code>    end</code>
39	<code>end</code>
40	
41	<code>%% 4.2. Inicialización aleatoria de la velocidad de todas las partículas.</code>
42	<code>for s=1:S</code>
43	<code>    for m=1:M</code>
44	<code>        P_V(s,m,1)=random('Uniform',P_V_MaxMin(m,1),P_V_MaxMin(m,2),1);</code>
45	<code>    end</code>
46	<code>end</code>
47	
48	<code>%% 4.3. Inicialmente, la mejor posición de cada partícula es la primera.</code>
49	<code>P_X_pbest(:, :, 1)=P_X(:, :, 1);</code>
50	
51	<code>%% 5. Evolución, simulación del PSO</code>
52	<code>for t=1:T</code>
53	<code>    %% 5.1. Visualización</code>
54	<code>    plot(P_X(:,1,t),P_X(:,2,t),'*')</code>
55	<code>    xlim(P_X_MaxMin(1,:))</code>
56	<code>    ylim(P_X_MaxMin(2,:))</code>
57	<code>    grid on</code>
58	<code>    pause(0.1)</code>
59	
60	<code>    %% 5.2. Actualización del "inertia weight"</code>
61	<code>    % W=Wup-(Wup-Wlow)*t/T;</code>
62	
63	<code>    %% 5.3. Evaluación de cada partícula.</code>
64	<code>    for s=1:S</code>
65	<code>        %% 5.3.1. Parametros de la simulación</code>
66	<code>        Setpoint type=3;</code>
67	<code>        KP and KI Type=6;</code>
68	<code>        Psi=P_X(s,1,t);</code>
69	<code>        Phi=P_X(s,2,t);</code>
70	
71	<code>        %% 5.3.2. Simulación</code>
72	<code>        P_C(s,t)=0;</code>
73	<code>        for WindType=0:3</code>
74	<code>            sim('WindTurbine V43.slx')</code>
75	<code>            Var_t=P_T.Time(2)-P_T.Time(1);</code>
76	<code>            T_end=P_T.Time(end);</code>
77	
78	<code>        %% Objetivo 1 (P T)</code>
79	<code>        load('P_T_nom')</code>
80	<code>        Indice1=find(0&lt;P_T.Data&lt;2*P_T_nom);</code>
81	<code>        Obj_1=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(P_T.Data(Indice1)-P_T_nom)/P_T_nom)));</code>
82	
83	<code>        %% Objetivo 2 (Omega r)</code>
84	<code>        load('Omega_r_nom')</code>
85	<code>        Indice3=find(0&lt;Omega_r.Data&lt;2*Omega_r_nom);</code>
86	<code>        Obj_3=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice3)-Omega_r_nom)/Omega_r_nom)));</code>
87	
88	<code>        %% Objetivo 3 (Omega r)</code>
89	<code>        Indice4=find(0&lt;Omega_r.Data&lt;2*Omega_r_nom);</code>
90	<code>        Obj_4=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice4)-Omega_r_consigna(Indice4)/Omega_r_nom)));</code>
91	
92	<code>        P_C(s,t)=P_C(s,t) + (Obj_1*Obj_2*Obj_3)/4;</code>
93	<code>    end</code>
94	<code>end</code>
95	
96	<code>%% 5.4. Búsqueda del mejor fitness y posición de cada partícula</code>

97	<code>for s=1:S</code>
98	<code>    [P_C pbest(s,t), id_t_best]=max(P_C(s,1:t));</code>
99	<code>    P_X pbest(s,:,t)=P_X(s,:,id_t_best);</code>
100	<code>end</code>
101	
102	<code>%% 5.5. Mejor fitness global</code>
103	<code>[P_C gbest(t), id_s_best]=max(P_C pbest(:,t));</code>
104	<code>P_X gbest(:,t)=P_X pbest(id_s_best,:,t);</code>
105	
106	<code>%% 5.6. Calculo de la velocidad siguiente</code>
107	<code>r1=rand(1);</code>
108	<code>r2=rand(1);</code>
109	<code>aux= repmat(P_X gbest(:,t),1,S);</code>
110	<code>P_V(:, :, t+1)=W*P_V(:, :, t)+c1*r1*(P_X_pbest(:, :, t)-P_X(:, :, t))+c2*r2*(aux'-</code> <code>P_X(:, :, t));</code>
111	
112	<code>%% 5.7 limitar la velocidad</code>
113	<code>for s=1:S</code>
114	<code>    for m=1:M</code>
115	<code>        if abs(P_V MaxMin(m,1)) &gt; abs(P_V(s,m,t+1)) % por resolución</code>
116	<code>            P_V(s,m,t+1)=sign(P_V(s,m,t+1))*P_V MaxMin(m,1);</code>
117	<code>        else</code>
118	<code>            if P_V MaxMin(m,2) &lt; abs(P_V(s,m,t+1)) % por exceso de velocidad</code>
119	<code>                P_V(s,m,t+1)=sign(P_V(s,m,t+1))*P_V MaxMin(m,2);</code>
120	<code>            end</code>
121	<code>        end</code>
122	<code>    end</code>
123	<code>end</code>
124	
125	<code>%% 5.8. Calculo de la posición siguiente</code>
126	<code>P_X(:, :, t+1)=P_X(:, :, t)+P_V(:, :, t+1);</code>
127	
128	<code>%% 5.9. Solucion valida</code>
129	<code>for s=1:S</code>
130	<code>    for m=1:M</code>
131	<code>        if P_X MaxMin(m,1) &gt; P_X(s,m,t+1)</code>
132	<code>            P_X(s,m,t+1)=P_X MaxMin(m,1);</code>
133	<code>            P_V(s,m,t+1)=abs(P_V(s,m,t+1));</code>
134	<code>        else</code>
135	<code>            if P_X MaxMin(m,2) &lt; P_X(s,m,t+1)</code>
136	<code>                P_X(s,m,t+1)=P_X MaxMin(m,2);</code>
137	<code>                P_V(s,m,t+1)=-abs(P_V(s,m,t+1));</code>
138	<code>            end</code>
139	<code>        end</code>
140	<code>    end</code>
141	<code>end</code>
142	
143	<code>%% 5.10. Mutaciones</code>
144	
145	<code>end</code>

# Capítulo

# 7

**Resumen:**

En este capítulo se muestran los resultados de las simulaciones. Al modelo de aerogenerador se le aplican los cuatro modelos de viento (ECG, EOG, NTM y ETM) combinados con los seis métodos para el cálculo de los parámetros integral y proporcional del controlador PI (Métodos I, II, III, IV, V y VI) junto con los cuatro modelos de generación de consigna de velocidad angular del rotor (Constante, convencional, RL y PSO).

## 7 Simulación y Resultados

En este capítulo se muestran todas las simulaciones realizadas y los resultados obtenidos. El capítulo se estructura de la siguiente forma: en el punto 7.1 se muestran los modelos utilizados y las combinaciones, en el punto 7.2 se muestran las condiciones iniciales de los modelos, en el punto 7.3 se muestra las métricas para evaluar los resultados de las simulaciones, en el punto 7.4 se muestran algunas las simulaciones realizadas más representativas y en el punto 7.5 se realiza una comparativa entre los seis métodos de cálculo de los parámetros del controlador PI y otra comparativa entre las cuatro estrategias de control.

### 7.1 Combinaciones de sub-modelos.

Se realizan un conjunto de simulaciones combinando diferentes modelos. Por un lado, aquellos modelos que no se intercambian y se utilizan en todas las simulaciones. Estos modelos se enumeran a continuación: el modelo de aerodinámico del punto 5.3, el tren de potencia (buje, palas, eje lento, reductora y eje rápido) del punto 5.4, el generador eléctrico del punto 5.5, el controlador del par motor del punto 5.6, el actuador del pitch del punto 5.7 y controlador PI del punto 5.8.

Por otro lado, aquellos modelos que se combinan se enumeran a continuación: los modelos de viento del punto 5.1, las diferentes funciones para el cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador del punto 6.2 y los diferentes modelos de para generar la consigna de velocidad angular del rotor del punto 6.4. En la Figura 7. se muestran las diferentes combinaciones de un modo más visual.



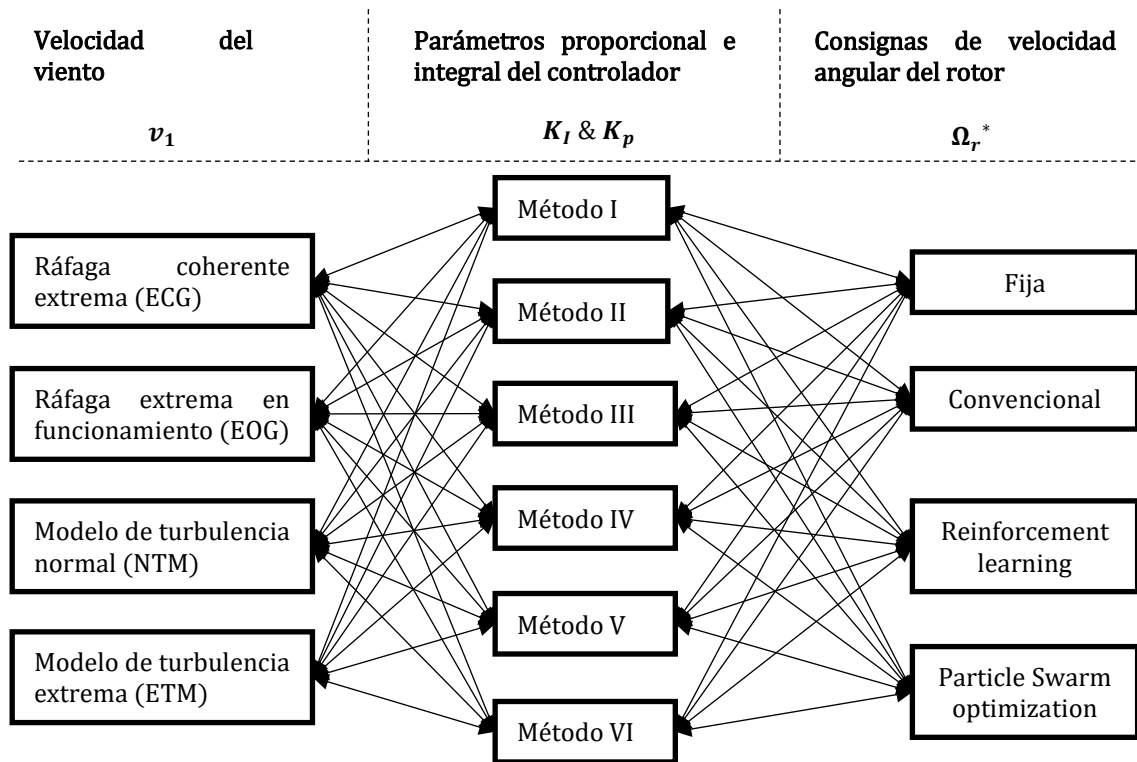


Figura 7.1: Combinaciones de modelos para simular.

Los diferentes modelos de viento utilizados en las simulaciones son: la ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG) expuesto en el punto 5.1.1, ráfaga extrema en funcionamiento o “extreme operating gust” (EOG) expuesto en el punto 5.1.2, el modelo de turbulencia normal o “normal turbulence model” (NTM) se muestra en el punto 5.1.3 y el modelo de turbulencia extrema o “Extreme turbulence model” (ETM) se muestra en el punto 5.1.4. Para seleccionar el modelo de viento en cada simulación se utiliza la variable *WindType* con la que se selecciona el modelo de viento como se muestra en la Figura 7..

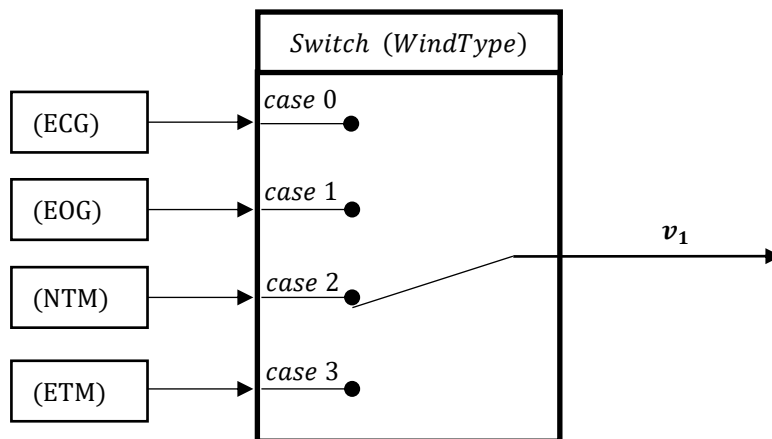


Figura 7.2: Elección del modelo de viento (Ejemplo para  $WindType = 2$ ).

Las diferentes funciones para el cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador son: el método I del punto 6.2.1, el método II del punto 6.2.2, el método III del punto 6.2.3, el método IV del punto 6.2.4, el método V del punto 6.2.5 y el método VI del punto 6.2.6. Para seleccionar el método de

cálculo del parámetro proporcional e integral del controlador se utiliza la variable  $K_p \& K_I\_Type$  con la que se selecciona el método en cada simulación como se muestra en la Figura 7.3.

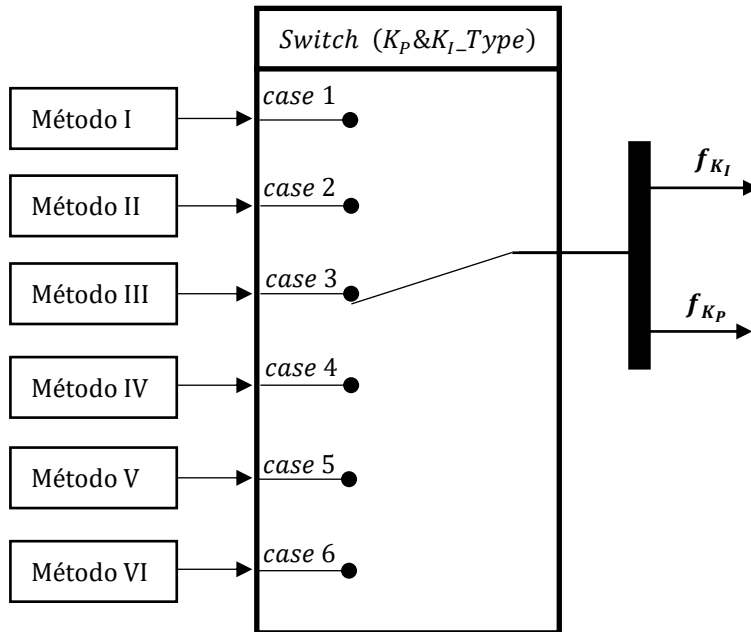


Figura 7.3: Elección del método de cálculo de los parámetros proporcional e integral. (Ejemplo para  $K_p \& K_I\_Type = 3$ ).

Las diferentes consignas de velocidad angular son: la consigna constante del punto 6.4.1, la consigna convencional del punto 6.4.2, la consigna basada en algoritmos de aprendizaje por refuerzo del punto 6.4.3 y la consigna basada en algoritmos PSO del punto 6.4.4. Para seleccionar el modelo de cálculo de la consigna de la velocidad angular del rotor se utiliza la variable  $SetpointType$  con la que se selecciona el modelo en cada simulación como se muestra en la Figura 7.4.

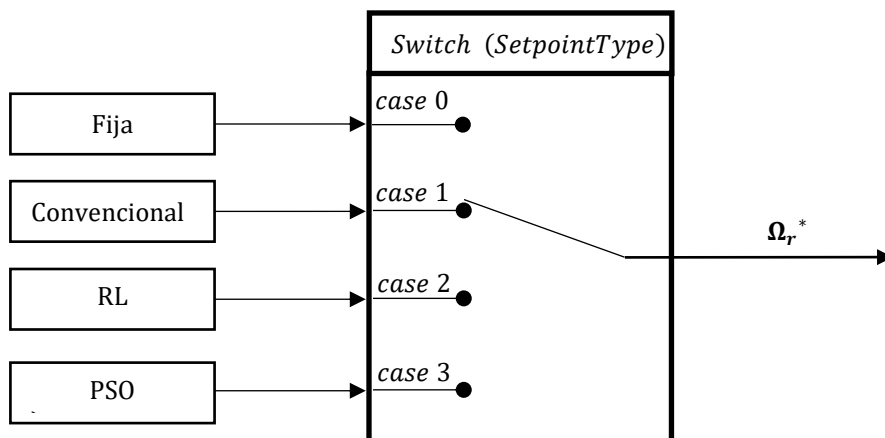


Figura 7.4: Elección del modelo de generación de consigna de la velocidad angular del rotor (Ejemplo para  $SetpointType = 1$ ).

## 7.2 Condiciones iniciales.

En las simulaciones, las condiciones iniciales del modelo comienzan con el aerogenerador prácticamente parado, es decir, el ángulo pitch está situado en el valor mínimo,  $\beta(0) = \beta_{min}$ , y la velocidad angular del rotor es prácticamente nula,  $\Omega_r(0) \approx 0$ .

En el Script 7.1 se muestra todos los parámetros usados, así como, las condiciones iniciales del modelo. Este script se ejecuta antes de la simulación del modelo completo de aerogenerador.

#### Script 7.1: Condiciones iniciales.

1	%% 5.1. Modelos de viento
2	load('ECG.mat')
3	load('EOG.mat')
4	load('NTM.mat')
5	load('ETM.mat')
6	switch WindType
7	case 0
8	T_end=ECG(end,1);
9	case 1
10	T_end=EOG(end,1);
11	case 2
12	T_end=NTM(end,1);
13	case 3
14	T_end=ETM(end,1);
15	case 5
16	T_end=Tesc(end);
17	otherwise
18	disp('Error WindType')
19	end
20	%
21	%% 5.2. Convertidor eléctrico
22	load('Eta_g.mat')
23	%
24	%% 5.3. Convertidor eléctrico
25	load('r_b.mat')
26	load('Rho_Air.mat')
27	%
28	%% 5.3.1 Coeficiente de potencia linealizado
29	load('Cp.mat')
30	load('Beta_min.mat')
31	load('Beta_inc.mat')
32	load('Beta_max.mat')
33	load('Lambda_min.mat')
34	load('Lambda_inc.mat')
35	load('Lambda_max.mat')
36	%
37	%% 5.3.2 Condiciones nominales de operación
38	load('P_r_nom.mat') % Potencia nominal del rotor. [W]
39	load('C_P_max.mat') % C P max [-]
40	load('Lambda_opt.mat') % Lambda opt [-]
41	load('Beta_opt.mat') % Beta opt [rad]
42	load('Omega_r_nom.mat') % Omega r nom [rad/s]
43	load('V_l_nom.mat') % V nom [m/s]
44	load('T_r_nom.mat') % T_r nom [Kg*m^2/(rad*s^2)]
45	%
46	%% 5.4. Tren de potencia
47	load('I_T.mat');
48	load('B_T.mat');
49	load('R_t.mat');
50	%
51	%% 5.5. Generador eléctrico
52	load('Tau_ps.mat');
53	%
54	%% 5.6 Controlador del par motor del generador
55	load('Omega_g_trans.mat');
56	load('K_g.mat');
57	load('Omega_g_nom.mat');
58	load('P_g_nom.mat');
59	load('a_g.mat');
60	load('b_g.mat');
61	%
62	%% 5.7 Actuador del pitch
63	load('Tau_pa.mat');
64	load('DeltaBeta_max.mat');
65	load('DeltaBeta_min.mat');
66	%

67	%% 5.8 Controlador del pitch
68	load('Eta_Trans.mat')
69	%
70	%% 6. Lazo de control del pitch
71	%% 6.2. Parámetros KP y KI
72	% Parámetros comunes a todos los métodos
73	load('Vector_Beta.mat')
74	load('Vector_Omega_r.mat')
75	%
76	% 6.2.1 Método I
77	load('KP1.mat')
78	load('KI1.mat')
79	%
80	% 6.2.2 Método II
81	load('KP2.mat')
82	load('KI2.mat')
83	%
84	% 6.2.3 Método III
85	load('KP3.mat')
86	load('KI3.mat')
87	%
88	% 6.2.4 Método IV
89	load('KP4.mat')
90	load('KI4.mat')
91	%
92	% 6.2.5 Método V
93	load('KP5.mat')
94	load('KI5.mat')
95	%
96	% 6.2.5 Método VI
97	load('KP6.mat')
98	load('KI6.mat')
99	%
100	%% 6.3.5 Condiciones iniciales de la máquina de estados del controlador
101	load('Pitch_State.mat')
102	load('IntegralPitch.mat')
103	%
104	%% 6.4. Consigna de velocidad angular del rotor
105	%% 6.4.1. Consigna constante
106	load('Delta_r1.mat')
107	%
108	%% 6.4.2. Consigna convencional
109	% 6.4.2.1. Constante
110	load('Delta_r2.mat')
111	%
112	% 6.4.2.2. Función de compensación
113	load('Beta_1.mat')
114	load('Beta_2.mat')
115	load('Var_Omega_r_max.mat')
116	%
117	% 6.4.2.3 Filtro
118	load('Tau_c.mat')
119	%
120	%% 7.3. Consigna Q-learning
121	load('Alpha_nom.mat')
122	load('Delta_r.mat')
123	load('Delta_r3.mat')
124	load('Delta_r4.mat')
125	load('Qini.mat')
126	%
127	%% 7.3. Consigna PSO
128	load('Delta_r5.mat')
129	load('b.mat')
130	load('Psi.mat')
131	load('Phi.mat')
132	%
133	%% Otras condiciones iniciales
134	load('Beta_ini.mat')
135	load('DT.mat') % tiempo de simulación
136	load('Omega_r_min.mat')
137	load('Omega_r_max.mat')

### 7.3 Métricas para evaluación

Aunque en la función de refuerzo expuesta en la ecuación (6.143) expresa 3 objetivos en uno, en este punto se proponen seis funciones de coste para evaluar todas las simulaciones realizadas. Cada función de coste evalúa un objetivo diferente, siendo algunos de ellos contrapuestos. Estos objetivos se basan en evaluar la potencia vertida en la red comparada con la nominal, el par motor del rotor comparado con el nominal, la velocidad angular del rotor comparado con la nominal, la velocidad angular del rotor comparado con su consigna, la aceleración angular del rotor comparada con la ausencia de aceleración, la velocidad del pitch comparada con la ausencia de velocidad y el ángulo pitch comparado con su consigna.

$$\max \{Obj_1, Obj_2, Obj_3, Obj_4, Obj_5, Obj_6\} \quad (7.1)$$

En la ecuación (7.1) se muestra el vector de seis objetivos cuyo fin es maximizar cada uno de ellos. En los puntos 7.3.1, 7.3.2, 7.3.3, 7.3.4, 7.3.5 y 7.3.6 se muestran los objetivos  $Obj_1$ ,  $Obj_2$ ,  $Obj_3$ ,  $Obj_4$ ,  $Obj_5$  y  $Obj_6$  respectivamente.

#### 7.3.1 $Obj_1$ : Potencia vertida a la red

La potencia vertida a la red debe maximizarse y al mismo tiempo ser estable en torno a su valor nominal. Asumiendo que la potencia vertida a la red no puede en ningún caso llegar a doblar su valor nominal, se propone la siguiente función de coste donde los valores están normalizados entre 0 y 1.

$$Obj_1 = \frac{\Delta t}{T_{end}} \cdot \sum_{k=1}^{k=\frac{T_{end}}{\Delta t}} \begin{cases} 0 & \text{si } P_T(k \cdot \Delta t) < 0 \\ \frac{1}{2} \cdot \left[ 1 + \cos \left( \pi \cdot \frac{P_T(k \cdot \Delta t) - P_{T\_nom}}{P_{T\_nom}} \right) \right] & \text{si } 0 \leq P_T(k \cdot \Delta t) \leq 2 \cdot P_{T\_nom} \\ 0 & \text{si } 2 \cdot P_{T\_nom} < P_T(k \cdot \Delta t) \end{cases} \quad (7.2)$$

Donde  $Obj_1$  es la función de coste de la Potencia vertida a la red. En la Figura 7.5 se muestra el valor del objetivo,  $Obj_1$ , para un instante de tiempo en función de la potencia vertida a la red,  $P_T$ . La potencia vertida a la red tomar los valores entre 0 y 200kW, observándose que el valor máximo de la función de coste se alcanza cuando el valor de la potencia vertida a la red es el nominal,  $P_{T\_nom} = 100kW$ .

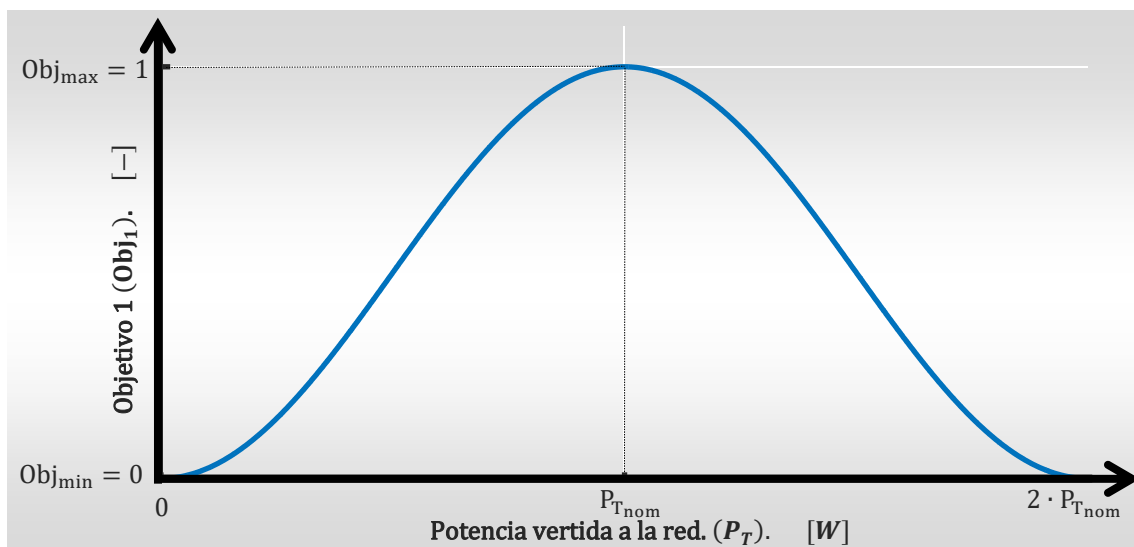


Figura 7.5: función de coste  $Obj_1$ : desviación de la potencia vertida a la red respecto su nominal.

### 7.3.2 $Obj_2$ : Par motor del rotor

Este objetivo relaciona la potencia del rotor con la velocidad angular del rotor. Su valor debe maximizarse y al mismo tiempo ser estable en torno a su valor nominal. Asumiendo que el par motor del rotor no puede doblar su valor nominal, se propone la siguiente función de coste donde los valores están normalizados entre 0 y 1.

$$Obj_2 = \frac{\Delta t}{T_{end}} \cdot \sum_{k=1}^{k=\frac{T_{end}}{\Delta t}} \begin{cases} 0 & \text{si } T_r(k \cdot \Delta t) < 0 \\ \frac{1}{2} \cdot \left[ 1 + \cos \left( \pi \cdot \frac{T_r(k \cdot \Delta t) - T_{r\_nom}}{T_{r\_nom}} \right) \right] & \text{si } 0 \leq T_r(k \cdot \Delta t) \leq 2 \cdot T_{r\_nom} \\ 0 & \text{si } 2 \cdot T_{r\_nom} < T_r(k \cdot \Delta t) \end{cases} \quad (7.3)$$

Donde  $Obj_2$  es la función de coste del par motor del rotor. En la Figura 7.6 se muestra el valor del objetivo,  $Obj_2$  en función del par motor del rotor,  $T_r$ . El valor máximo de la función de coste se alcanza cuando el valor del par motor es el nominal,  $T_r(t) = T_{r\_nom}$ .

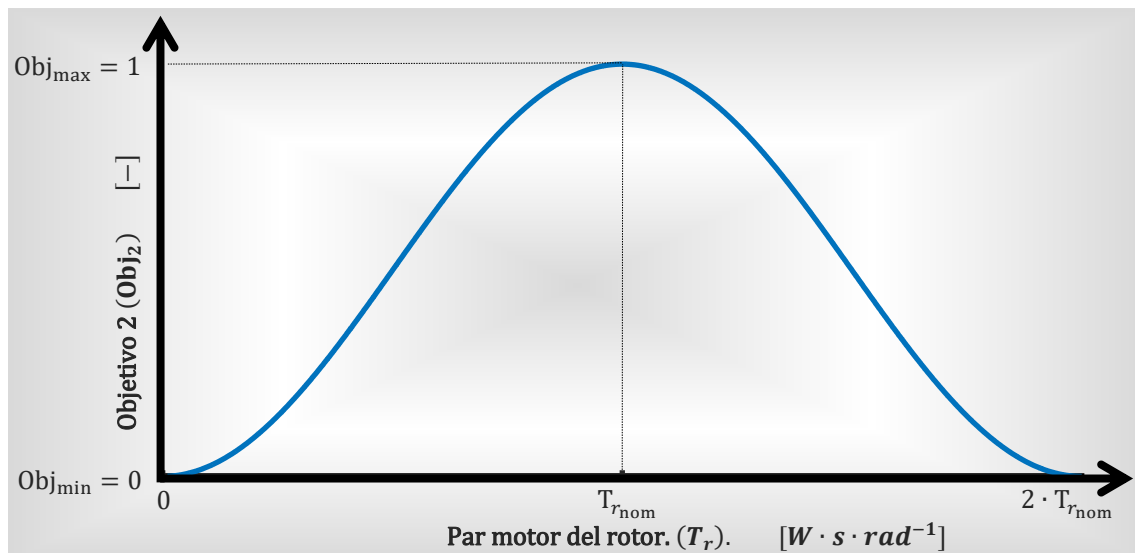


Figura 7.6: Función de coste  $Obj_2$ : desviación del par motor del rotor respecto su nominal.

### 7.3.3 $Obj_3$ : Velocidad angular nominal del rotor.

El valor óptimo de la velocidad angular del rotor es el nominal. Debido a variaciones en la velocidad del viento y cambios en la consigna de velocidad angular del rotor se producen desviaciones respecto al valor nominal. Asumiendo que la velocidad angular del rotor en ningún caso dobla el valor nominal, se propone la siguiente función de coste normalizada entre 0 y 1.

$$Obj_3 = \frac{\Delta t}{T_{end}} \cdot \sum_{k=1}^{k=\frac{T_{end}}{\Delta t}} \begin{cases} 0 & \text{si } \Omega_r(k \cdot \Delta t) < 0 \\ \frac{1}{2} \cdot \left[ 1 + \cos \left( \pi \cdot \frac{\Omega_r(k \cdot \Delta t) - \Omega_{r\_nom}}{\Omega_{r\_nom}} \right) \right] & \text{si } 0 \leq \Omega_r(k \cdot \Delta t) \leq 2 \cdot \Omega_{r\_nom} \\ 0 & \text{si } 2 \cdot \Omega_{r\_nom} < \Omega_r(k \cdot \Delta t) \end{cases} \quad (7.4)$$

Donde  $Obj_3$  es la función de coste de la velocidad angular del rotor. En la Figura 7.7 se muestra el valor del objetivo,  $Obj_3$  en función de la velocidad angular del rotor,  $\Omega_r$ . El valor máximo de la función de coste se alcanza cuando el valor de la velocidad angular del rotor es el nominal,  $\Omega_r = \Omega_{r\_nom}$ .

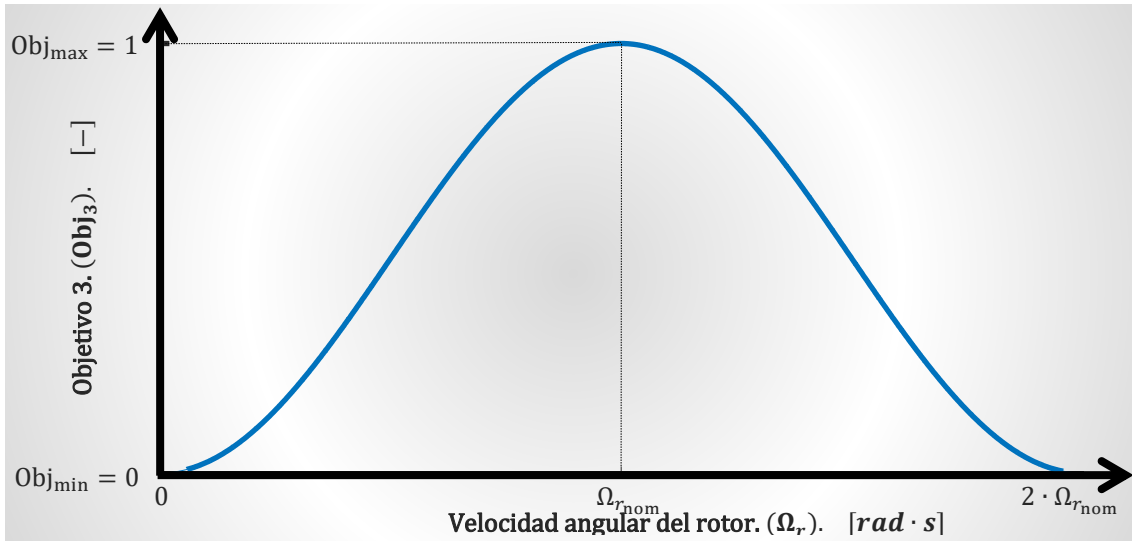


Figura 7.7: Función de coste  $Obj_3$ : desviación de la velocidad angular respecto su valor nominal.

### 7.3.4 $Obj_4$ : Consigna de velocidad angular del rotor

La velocidad angular del rotor debe aproximarse al valor que se fija en la consigna de la velocidad angular del rotor. La consigna de velocidad angular no es un valor fijo y evoluciona a lo largo del tiempo dependiendo de la estrategia usada. Asumiendo que la velocidad angular del rotor es siempre mayor que cero y no sobrepasa el doble de su valor nominal, se propone la siguiente función de coste normalizada entre 0 y 1.

$$Obj_4 = \frac{\Delta t}{T_{end}} \cdot \sum_{k=1}^{k=\frac{T_{end}}{\Delta t}} \begin{cases} 0 & \text{si } \Omega_r(k \cdot \Delta t) < 0 \\ \frac{1}{2} \cdot \left[ 1 + \cos \left( \pi \cdot \frac{\Omega_r(k \cdot \Delta t) - \Omega_r^*(k \cdot \Delta t)}{\Omega_{r\_nom}} \right) \right] & \text{si } 0 \leq \Omega_r(k \cdot \Delta t) \leq 2 \cdot \Omega_{r\_nom} \\ 0 & \text{si } 2 \cdot \Omega_{r\_nom} < \Omega_r(k \cdot \Delta t) \end{cases} \quad (7.5)$$

Donde  $Obj_4$  es la función de coste de la consigna de la velocidad angular del rotor

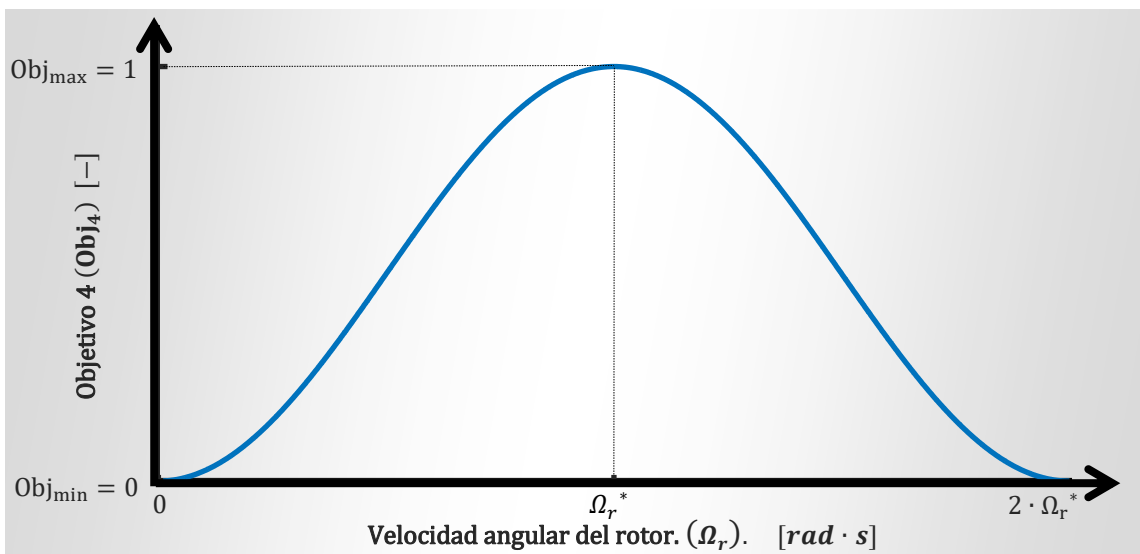


Figura 7.8: Función de coste  $Obj_4$ : desviación de la velocidad angular respecto a su consigna.

. En la Figura 7.8 se muestra el valor del objetivo,  $Obj_4$  en función de la velocidad angular del rotor,  $\Omega_r$ , para varios valores de consigna. La velocidad angular del rotor toma valores  $\Omega_r \in [0, 2 \cdot \Omega_{r\_nom}]$ , observándose que el valor máximo de la función de coste se alcanza cuando el valor de la velocidad angular del rotor coincide con la consigna de velocidad angular del rotor,  $\Omega_r(t) = \Omega_r^*(t)$ .

### 7.3.5 $Obj_5$ : Aceleración angular del rotor

Se debe evitar las variaciones en la velocidad angular del rotor, este aspecto se mide mediante las aceleraciones angulares del rotor. El objetivo es la ausencia de cualquier tipo de aceleración angular y que el aerogenerador mantenga una velocidad angular del rotor constante. Asumiendo que la aceleración angular no supera en ningún caso el valor  $\alpha_{r\_max}$ , se propone la siguiente función de coste normalizada entre 0 y 1.

$$Obj_5 = \frac{\Delta t}{T_{end}} \cdot \sum_{k=1}^{\frac{T_{end}}{\Delta t}} \frac{1}{2} \cdot \left\{ 1 + \cos \left[ \pi \cdot \left( 1 + \frac{\alpha_r(k \cdot \Delta t) - \alpha_{r\_max}}{\alpha_{r\_max}} \right) \right] \right\} \quad (7.6)$$

Donde  $Obj_5$  es la función de coste de la aceleración angular del rotor y  $\alpha_r(t)$  es la aceleración angular en el tiempo t. El valor máximo que puede alcanzar la aceleración angular del rotor tanto positiva como negativa es  $\alpha_{r\_max}$ . Una aceleración mayor activa el sistema de frenada de emergencia. La aceleración angular se calcula mediante derivación por diferencias hacia atrás como:

$$\alpha_r(k \cdot \Delta t) = \frac{\Omega_r(k \cdot \Delta t) - \Omega_r((k - 1) \cdot \Delta t)}{\Delta t} \quad (7.7)$$

En la Figura 7.10 se muestra el valor del objetivo,  $Obj_5$  en función de la aceleración angular del rotor,  $\alpha_r$ . El valor máximo de la función de coste se alcanza cuando el valor de la aceleración angular del rotor es cero,  $\alpha_r(t) = 0$ .

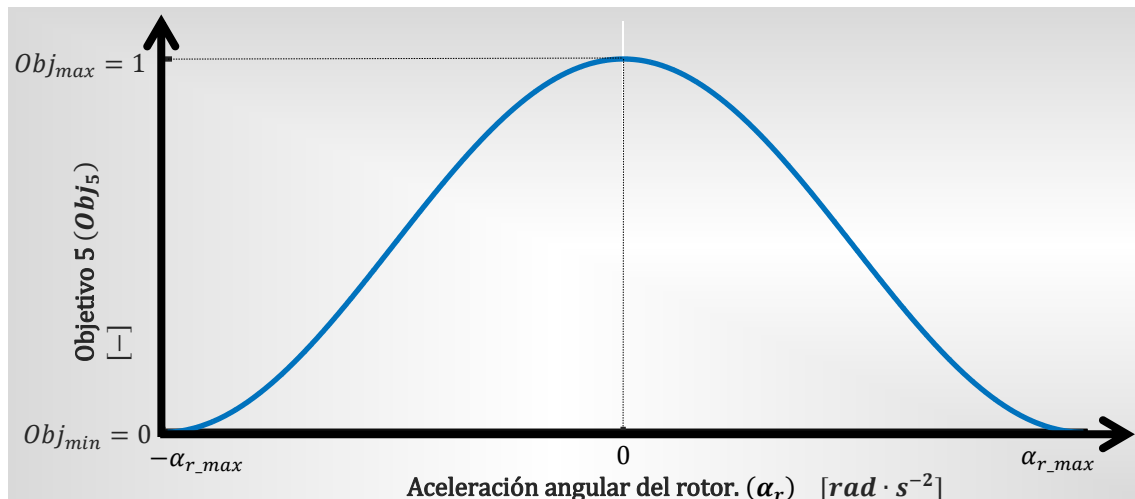


Figura 7.9: Función de coste  $Obj_5$ : aceleración angular del rotor.

### 7.3.6 $Obj_6$ : Velocidad angular del pitch

El giro del ángulo pitch debe reducirse para evitar las vibraciones genera en las palas. La velocidad máxima de giro está limitada por seguridad a  $\Delta B_{max}$ . Se propone la siguiente función de coste.



$$Obj_6 = \frac{\Delta t}{T_{end}} \cdot \sum_{k=1}^{\frac{T_{end}}{\Delta t}} \frac{1}{2} \cdot \left\{ 1 + \cos \left[ \pi \cdot \left( 1 + \frac{\Omega_\beta(k \cdot \Delta t) - \Delta B_{max}}{\Delta B_{max}} \right) \right] \right\} \quad (7.8)$$

Donde  $Obj_6$  es la función de coste de la velocidad del pitch. En la Figura 7.10 se muestra el valor del objetivo,  $Obj_5$  en función de la velocidad del pitch,  $\Omega_\beta$ . La velocidad del pitch se calcula mediante derivación por diferencias hacia atrás como:

$$\Omega_\beta(k \cdot \Delta t) = \frac{\beta(k \cdot \Delta t) - \beta((k-1) \cdot \Delta t)}{\Delta t}$$

El valor máximo de la función de coste se alcanza cuando el valor de la velocidad del pitch es cero,  $\Omega_\beta = 0$ .

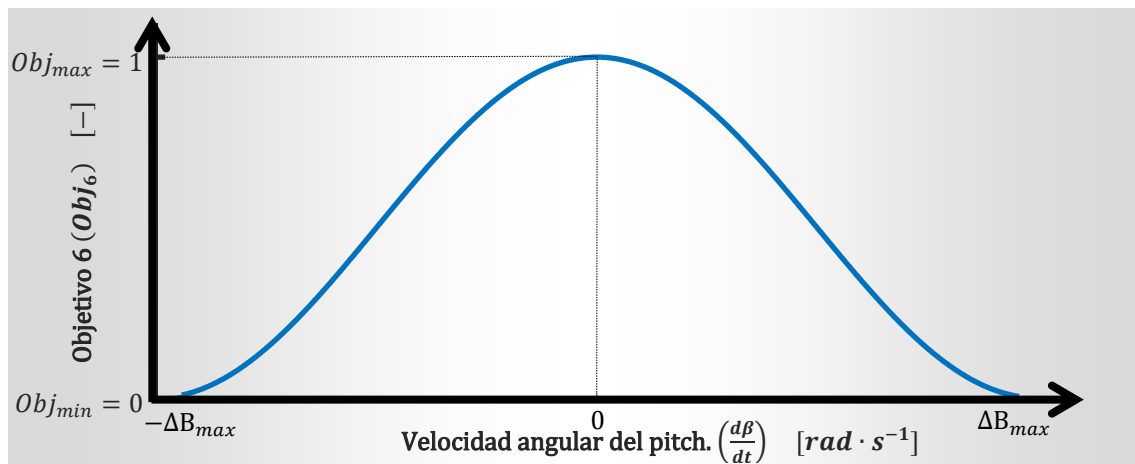


Figura 7.10: Función de coste  $Obj_6$ : velocidad del pitch.

### 7.3.7 Visualización de resultados.

Una vez realizada una simulación, se puede usar el Script 7.2 donde se muestra el código de las ecuaciones (7.2), (7.3), (7.4), (7.5), (7.6), (7.7) y (7.8) para obtener las métricas de los objetivos  $Obj_1$ ,  $Obj_2$ ,  $Obj_3$ ,  $Obj_4$ ,  $Obj_5$  y  $Obj_6$  respectivamente.

Script 7.2: Cálculo de las métricas de los objetivos

1	Var t=P T.Time(2)-P T.Time(1);
2	T_end=P T.Time(end);
3	%
4	%% Objetivo 1 (P T)
5	load('P T nom');
6	Indice1=find(0<P T.Data<2*P T nom);
7	Obj_1=Var t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(P T.Data(Indice1)-P T nom)/P T nom)));
8	%
9	%% Objetivo 2 (T r)
10	%load('T r nom')
11	Indice2=find(0<T r.Data<2*T r nom);
12	Obj_2=Var t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(T r.Data(Indice2)-T r nom)/T r nom)));
13	%
14	%% Objetivo 3 (Omega r)
15	load('Omega_r nom');
16	Indice3=find(0<Omega_r.Data<2*Omega_r nom);
17	Obj_3=Var t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice3)-Omega_r nom)/Omega_r nom)));
18	%
19	%% Objetivo 4 (Omega_r)

20	Indice4=find(0<Omega_r.Data<2*Omega_r_nom);
21	Obj_4=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice4)-Omega_r_consigna.Data(Indice4))/Omega_r_nom)));
22	%Obj_3_bis=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice4)-Omega_r_consigna.Data(Indice4))/Omega_r_consigna.Data(Indice4))))
23	%
24	%% Objetivo 5 (Alpha_r)
25	Alpha_r_max=3;
26	Indice5=find(-Alpha_r_max<Alpha_r.Data<Alpha_r_max);
27	Obj_5=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi*(1+(Alpha_r.Data(Indice5)-Alpha_r_max)/Alpha_r_max))));
28	%
29	%% Objetivo 6 (Beta)
30	Omega_Beta_max=10/180*pi;
31	Indice6=find(-Omega_Beta_max<Omega_Beta.Data<Omega_Beta_max);
32	Obj_6=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi*(1+(Omega_Beta.Data(Indice6)-Omega_Beta_max)/Omega_Beta_max+1))));
33	%
34	%%
35	Fitness=[Obj_1,Obj_2,Obj_3,Obj_4,Obj_5,Obj_6];
36	leyenda={'Potencia vertida a la red.','Par motor del rotor.','Velocidad angular nominal del rotor.','Consigna de velocidad angular del rotor.','Aceleración angular del rotor.','Velocidad angular del pitch'};
37	Fitness_poligon(Fitness,leyenda)

Un modo de visualizar el resultado de cada simulación consiste en dibujar un polígono con tantos vértices como objetivos y proyectar por cada objetivo una línea desde el centro del polígono hasta cada vértice. Sobre cada línea se colorea un segmento con la longitud proporcional al valor de su función de coste. En el Script 7.3 se muestra el código para generar este tipo de visualización con la métrica de los objetivos.

Script 7.3: Valores de los parámetros de la respuesta de segundo orden para el cálculo de  $K_p$  y  $K_I$

1	function [ ] = Fitness_poligon(Fitness, leyenda)
2	%% 0. Ejemplo de datos de entrada.
3	% Fitness=rand(1,6)
4	% leyenda={'Obj1','Obj2','Obj3','Obj4','Obj5','Obj6'}
5	%
6	%% 1. Circunferencia ( $X^2 + Y^2 = 1$ )
7	% 1.1. Circunferencia superior
8	X1=-1:0.01:1;
9	Y1=(1-X1.^2).^0.5;
10	% 1.2. Circunferencia superior
11	X2=1:-0.01:-1;
12	Y2=- (1-X2.^2).^0.5;
13	% 1.3. Circunferencia completa
14	X=[X1,X2];
15	Y=[Y1,Y2];
16	% 1.4. Visualización
17	% plot(X',Y','--')
18	% hold on
19	%
20	%% 2. Polígono
21	n=length(Fitness); % número de lados.
22	X_aux=[];
23	Y_aux=[];
24	for i=1:n
25	% 2.1. Calculo de objetivo máximo
26	y1=sin(i*2*pi/n);
27	x1=cos(i*2*pi/n);
28	% 2.2. Visualización
29	plot([0,x1],[0,y1],'--')
30	hold on
31	% 2.3. Guardado
32	X_aux=[X_aux; x1];
33	Y_aux=[Y_aux; y1];
34	end
35	X_aux=[X_aux; X_aux(1)];
36	Y_aux=[Y_aux; Y_aux(1)];
37	plot(X_aux,Y_aux,'k.-')

38	%
39	%% 3. Poligono relativo
40	n=length(Fitness); % número de lados.
41	X aux=[];
42	Y aux=[];
43	for i=1:n
44	% 3.1. Calculo de objetivos relativos
45	y1=sin(i*2*pi/n)*Fitness(i);
46	x1=cos(i*2*pi/n)*Fitness(i);
47	% 3.2. Visualización
48	h{i}=plot([0,x1],[0,y1],'-','LineWidth',5);
49	hold on
50	% 3.3. guardado
51	X aux=[X aux; x1];
52	Y aux=[Y aux; y1];
53	end
54	legend([h{:}],leyenda,'location','northeastoutside');
55	%
56	%% 4. Unión de poligonos
57	X aux=[X aux; X aux(1)];
58	Y aux=[Y aux; Y aux(1)];
59	plot(X aux,Y aux,'k.-.')
60	%
61	end

## 7.4 Simulaciones

En este punto se muestran parte de los resultados obtenidos en todas las simulaciones realizadas debido a la imposibilidad de mostrar todos los resultados en un formato papel. Para poder visualizar todos los resultados se puede hacer uso del Script 7.4.

Script 7.4: Visualización de los resultados

1	% 1. Datos de simulación
2	Setpoint type=0;
3	for WindType=0:3
4	for KP and KI Type=1:6
5	%
6	% 2. Simulación
7	sim('WindTurbine_V43.slx')
8	%
9	% 3. guardar datos
10	HP T{KP and KI Type}=P T;
11	HOmega_r{KP and KI Type}=Omega_r;
12	HBeta{KP and KI Type}=Beta;
13	end
14	% 3. Visualización
15	figure
16	plot(v 1.Time,v 1.Data)
17	xlabel('Tiempo. [s]')
18	ylabel('Velocidad viento. [m/s]')
19	%
20	figure
21	subplot(3,1,1),plot(HP T{1})
22	hold on
23	plot(HP T{2})
24	plot(HP T{3})
25	plot(HP T{4})
26	plot(HP T{5})
27	plot(HP T{6})
28	xlabel('Tiempo. [s]')
29	ylabel('Potencia vertida a la red. [w]')
30	legend({'Metodo I','Metodo II','Metodo III','Metodo IV','Metodo V','Metodo VI'},'Location','bestoutside')
31	%
32	subplot(3,1,2),plot(HOmega_r{1})
33	hold on

```

34 plot(HOmega_r{2})
35 plot(HOmega_r{3})
36 plot(HOmega_r{4})
37 plot(HOmega_r{5})
38 plot(HOmega_r{6})
39 plot(v_l.Time, Omega_r_consigna)
40 xlabel('Tiempo. [s]')
41 ylabel('Velocidad angular del rotor. [rad/s]')
42 legend({'Metodo I', 'Metodo II', 'Metodo III', 'Metodo IV', 'Metodo V', 'Metodo
VI', 'Consigna'}, 'Location', 'bestoutside')
43 %
44 subplot(3,1,3), plot(HBeta{1})
45 hold on
46 plot(HBeta{2})
47 plot(HBeta{3})
48 plot(HBeta{4})
49 plot(HBeta{5})
50 plot(HBeta{6})
51 xlabel('Tiempo. [s]')
52 ylabel('Ángulo del pitch. [rad]')
53 legend({'Metodo I', 'Metodo II', 'Metodo III', 'Metodo IV', 'Metodo V', 'Metodo
VI'}, 'Location', 'bestoutside')
54 end

```

En los puntos siguientes se muestran algunas de las gráficas más significativas. En el punto 7.4.1 se muestra la figura de la consigna constante con la ráfaga coherente extrema, en el punto 7.4.2 se muestra la figura de la consigna convencional con la ráfaga extrema en funcionamiento, en el punto 7.4.3 se muestra las simulaciones con la consigna RL con 100 segundos del modelo de turbulencia normal y por último en el punto 7.4.4 se muestra las simulaciones con la consigna PSO .

#### 7.4.1 Simulación consigna constante

En la Figura 7.11 se muestra la Ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG) usada en la simulación y en la Figura 7.12 la respuesta del sistema.

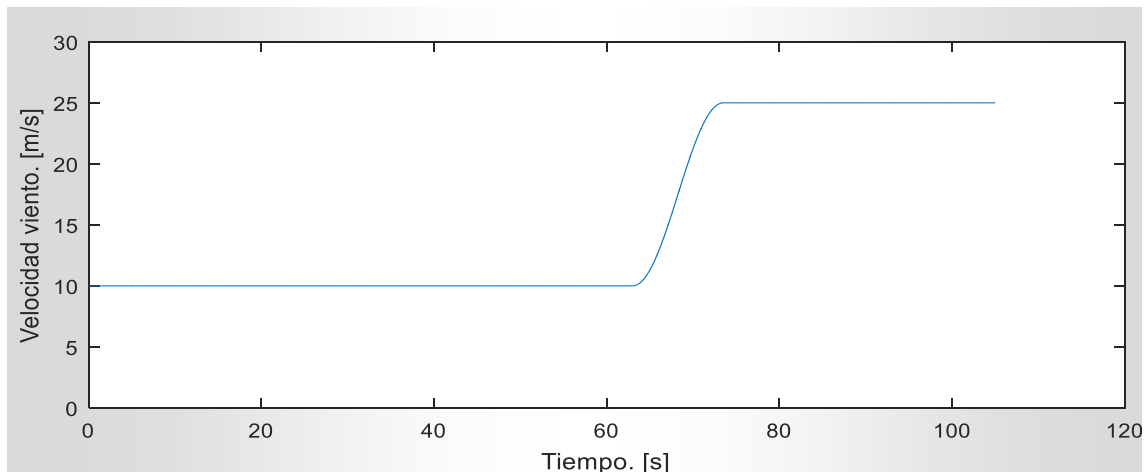


Figura 7.11: Ráfaga coherente extrema o “Extreme coherent gust” (ECG).

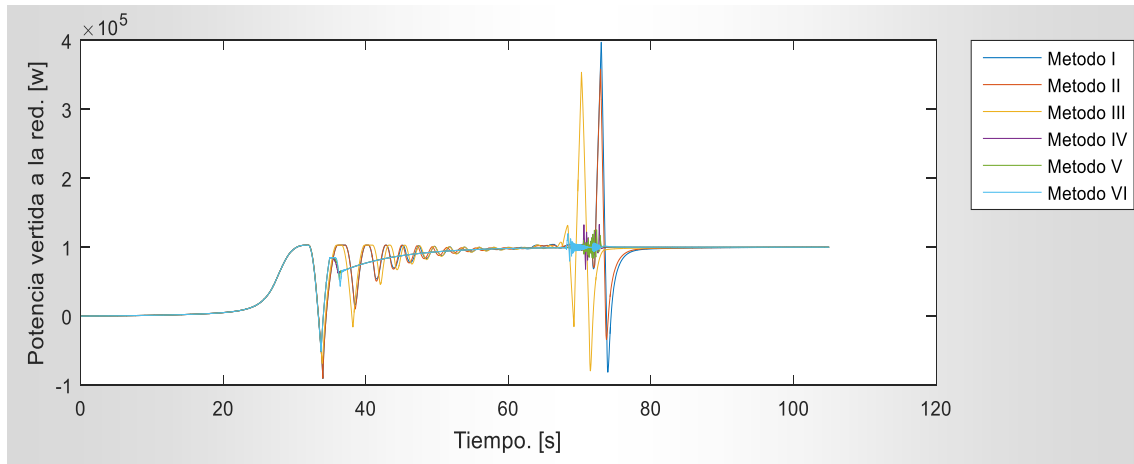


Figura 7.12: Potencia vertida a la red ante la ráfaga coherente extrema con la consigna constante.

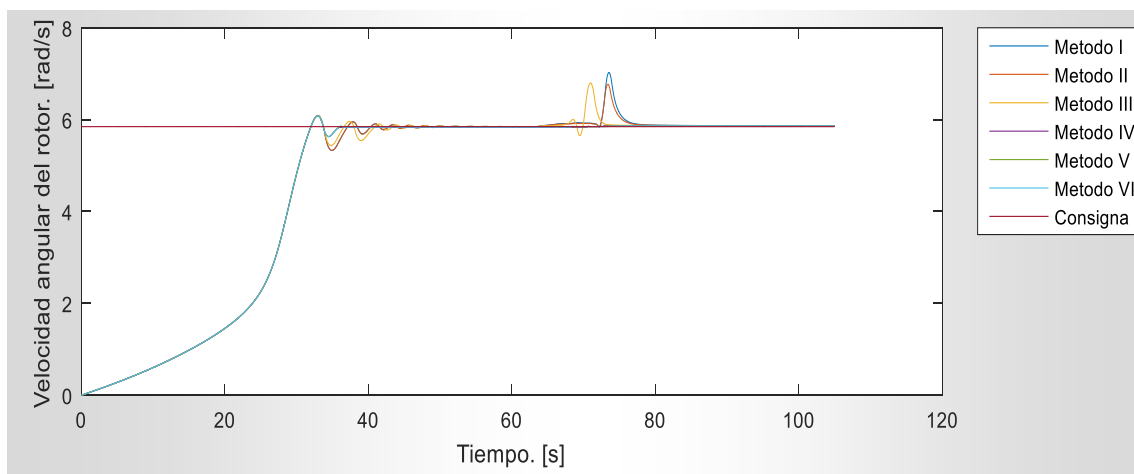


Figura 7.13: Velocidad angular del rotor ante la ráfaga coherente extrema con la consigna constante.

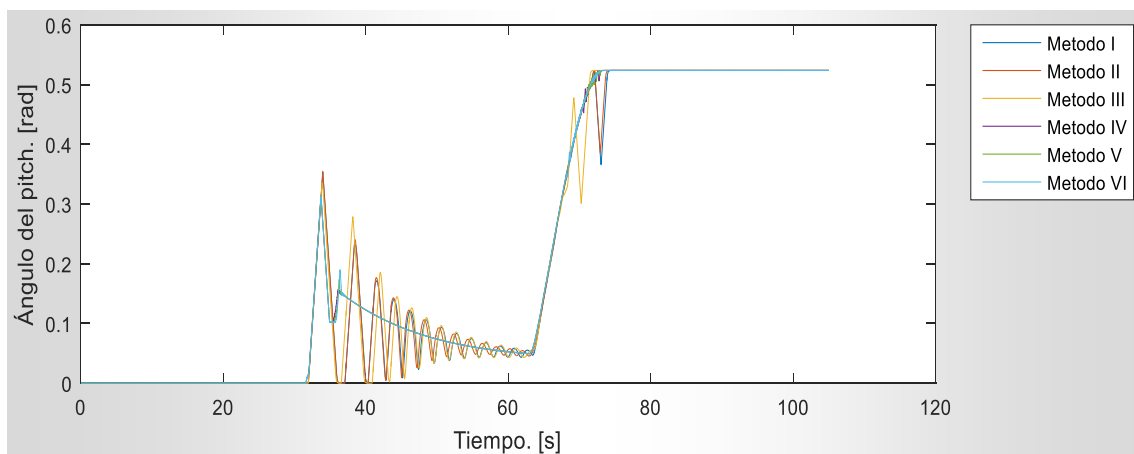


Figura 7.14: Ángulo pitch ante la ráfaga coherente extrema con la consigna constante.

En las Figura 7.12, Figura 7.13 y Figura 7.14 se puede observar que los métodos I, II y III necesitan mucho más tiempo para estabilizar el sistema que los métodos IV, V y VI. Los métodos IV, V y VI tienen un comportamiento muy similar.

### 7.4.2 Simulación consigna convencional

En la Figura 7.15 se muestra la Ráfaga extrema en funcionamiento o “extreme operating gust” (EOG) usada en la simulación y en la Figura 7.16 la respuesta del sistema.

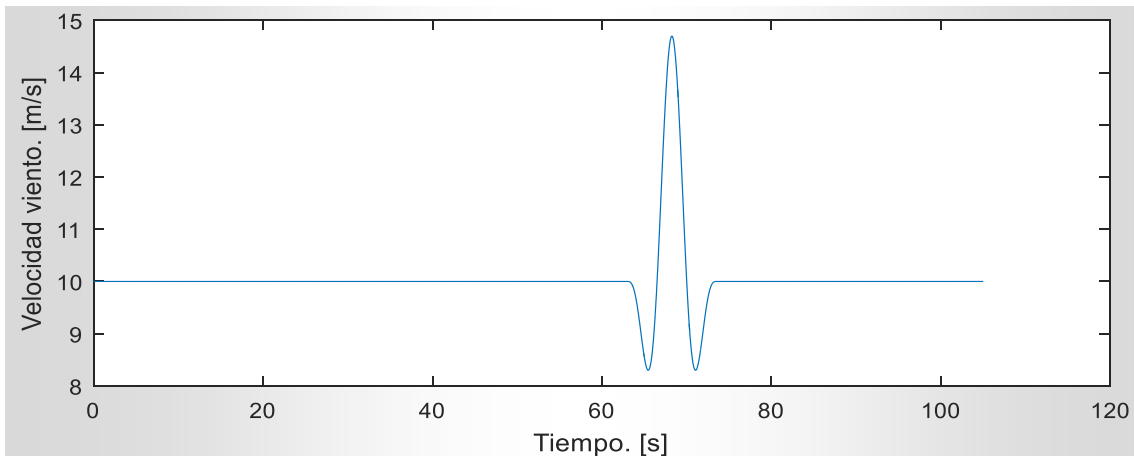


Figura 7.15: Ráfaga extrema en funcionamiento o “extreme operating gust” (EOG).

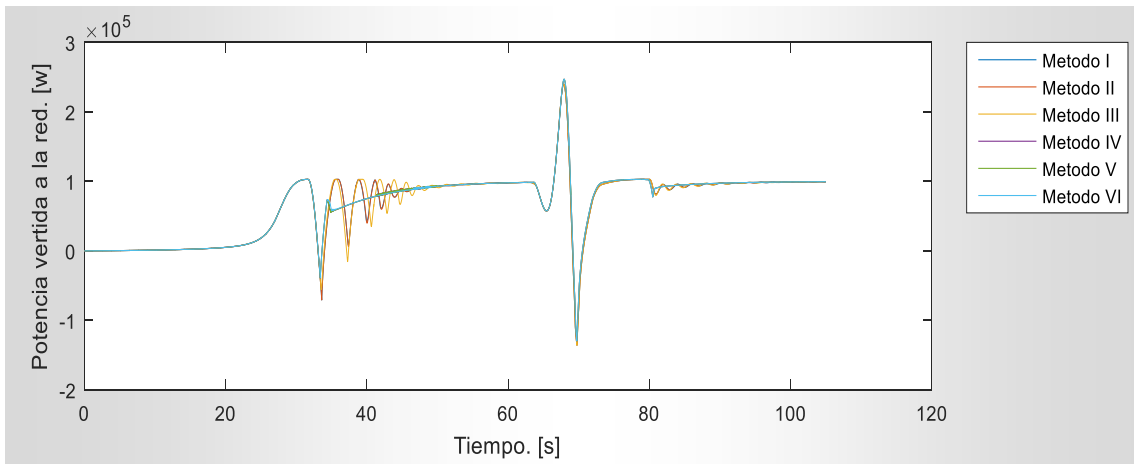


Figura 7.16: Potencia vertida a la red ante la ráfaga extrema en funcionamiento con la consigna convencional.

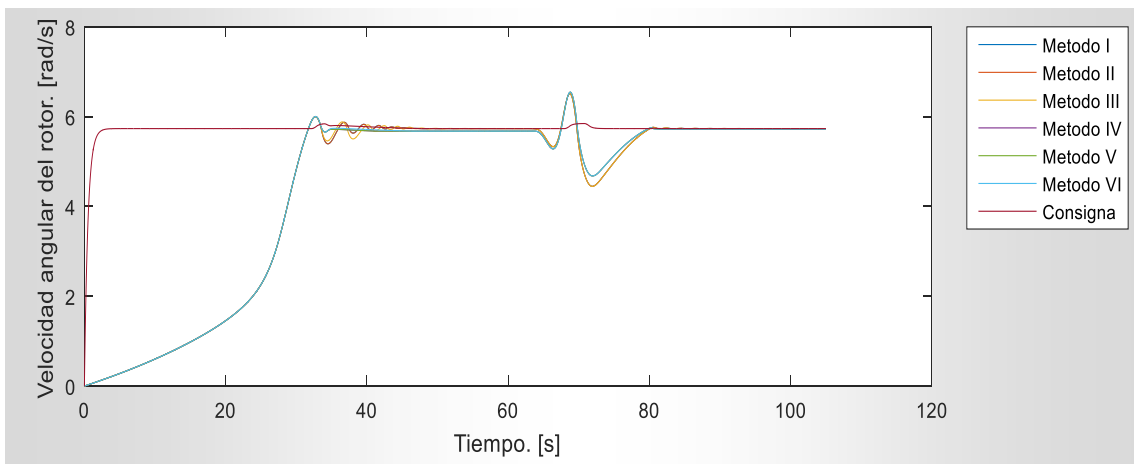


Figura 7.17: Velocidad angular del rotor ante la ráfaga extrema en funcionamiento con la consigna convencional.

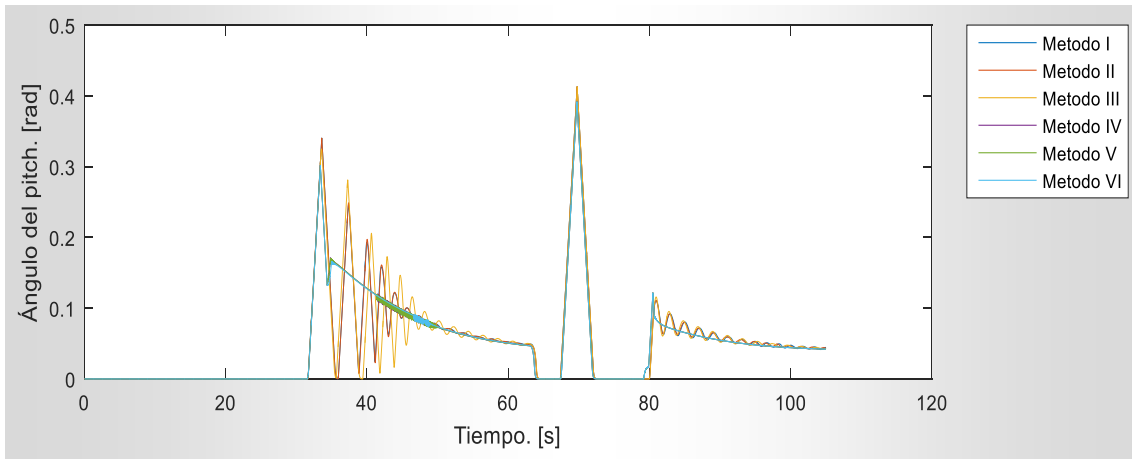


Figura 7.18: Ángulo pitch ante la ráfaga extrema en funcionamiento con la consigna convencional.

Aunque en un principio todos los métodos accionan el ángulo pitch de un modo similar ante la ráfaga extrema en funcionamiento, la estabilidad de la velocidad angular del rotor en torno a la nominal no es la misma en todos los métodos. Se observa que los métodos IV, V y VI son los que mejor respuesta tienen con un comportamiento prácticamente similar.

### 7.4.3 Simulación consigna RL

En la Figura 7.19 se muestra el modelo de turbulencia normal o Normal turbulence model (NTM) entre los segundos 1500 y 1600.

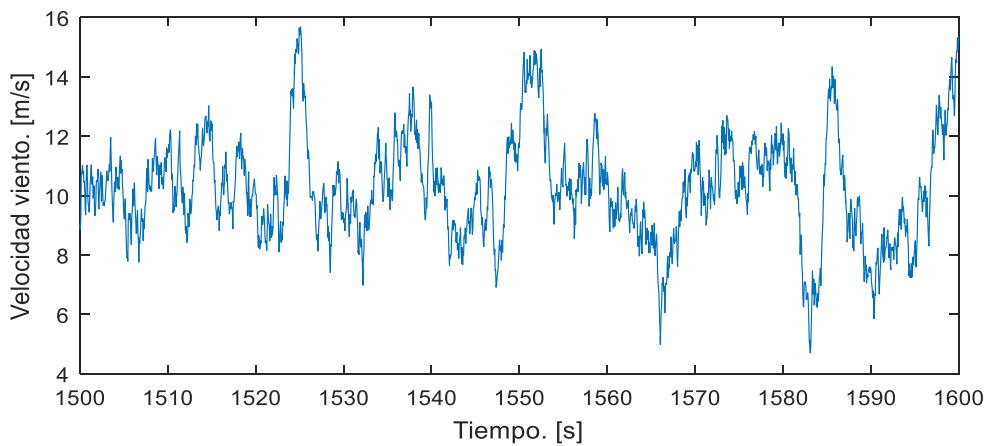


Figura 7.19: Modelo de turbulencia normal o Normal turbulence model (NTM).

En la Figura 7.20, Figura 7.21 y Figura 7.22 se muestra la respuesta del sistema con la consigna RL ante el modelo de viento NTM.

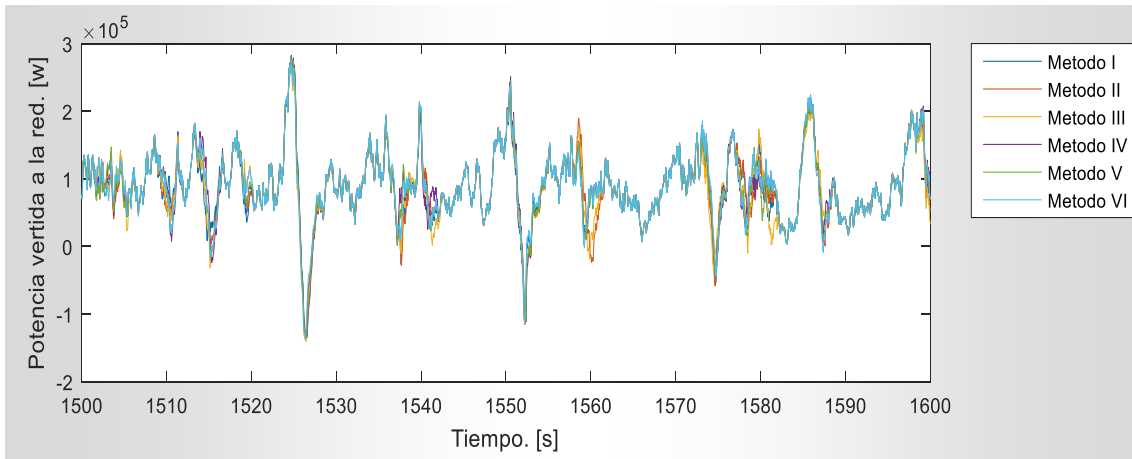


Figura 7.20: Potencia vertida a la red ante el modelo de turbulencia normal con la consigna RL.

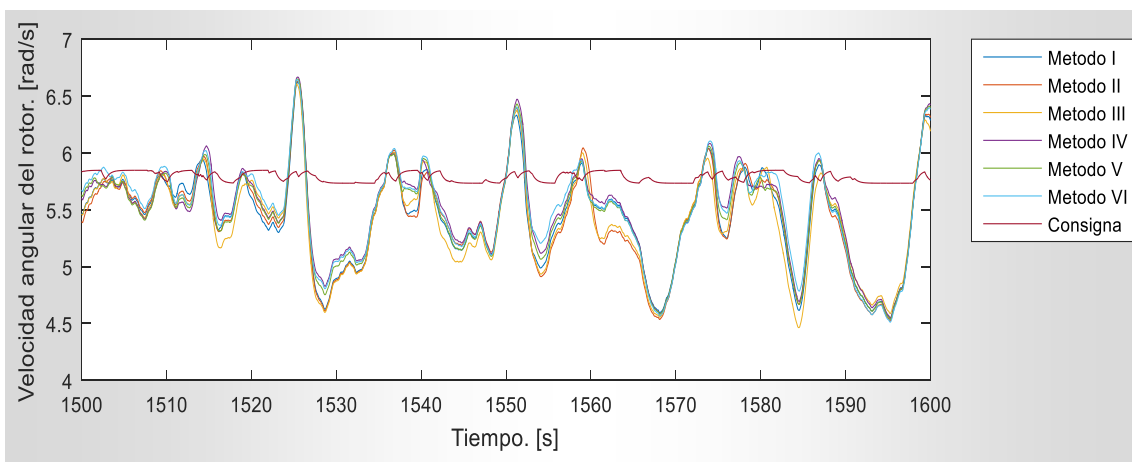


Figura 7.21: Velocidad angular del rotor ante el modelo de turbulencia normal con la consigna RL.

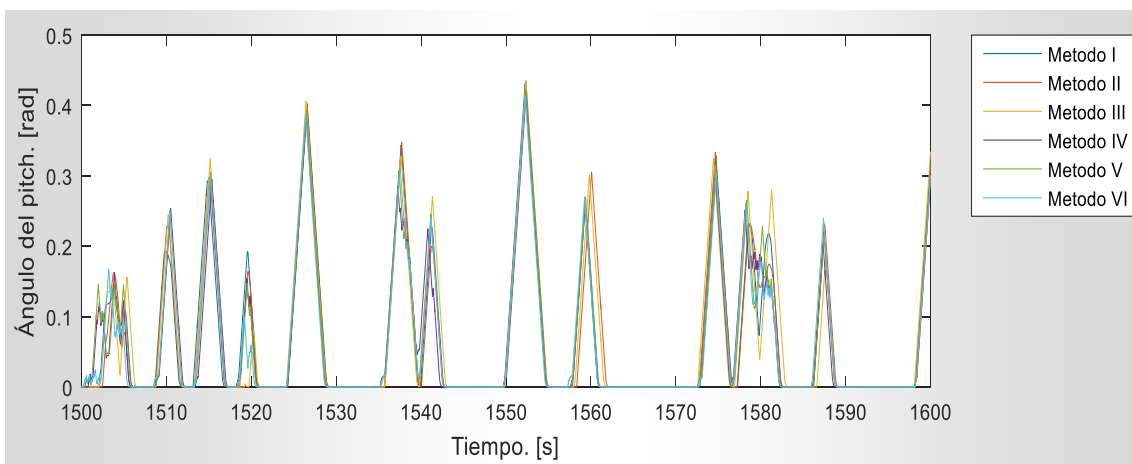


Figura 7.22: Ángulo pitch ante el modelo de turbulencia normal con la consigna RL.

Utilizando el siguiente script se puede mostrar cómo evoluciona la matriz estado-acción a lo largo del tiempo.

Script 7.5: Evolución de la matriz estado-acción

```

1 for j=1:9
2     for i=1:3
    
```



```

3 EstadoAccion=reshape(Q out.Data(i,j,:),1,length(Q out.Data(i,j,:)));
4 plot(v_1.Time, EstadoAccion)
5 hold on
6 end
7 end
8 legend({'Estado4-acción1','Estado5-acción1','Estado6-acción1','Estado7-
acción1','Estado8-acción1','Estado9-acción1','Estado1-acción1','Estado2-
acción2','Estado3-acción2','Estado4-acción2','Estado5-acción2','Estado6-
acción2','Estado7-acción2','Estado8-acción2','Estado9-acción2','Estado1-
acción3','Estado2-acción3','Estado3-acción3','Estado4-acción3','Estado5-
acción3','Estado6-acción3','Estado7-acción3','Estado8-acción3','Estado9-
acción3'})

```

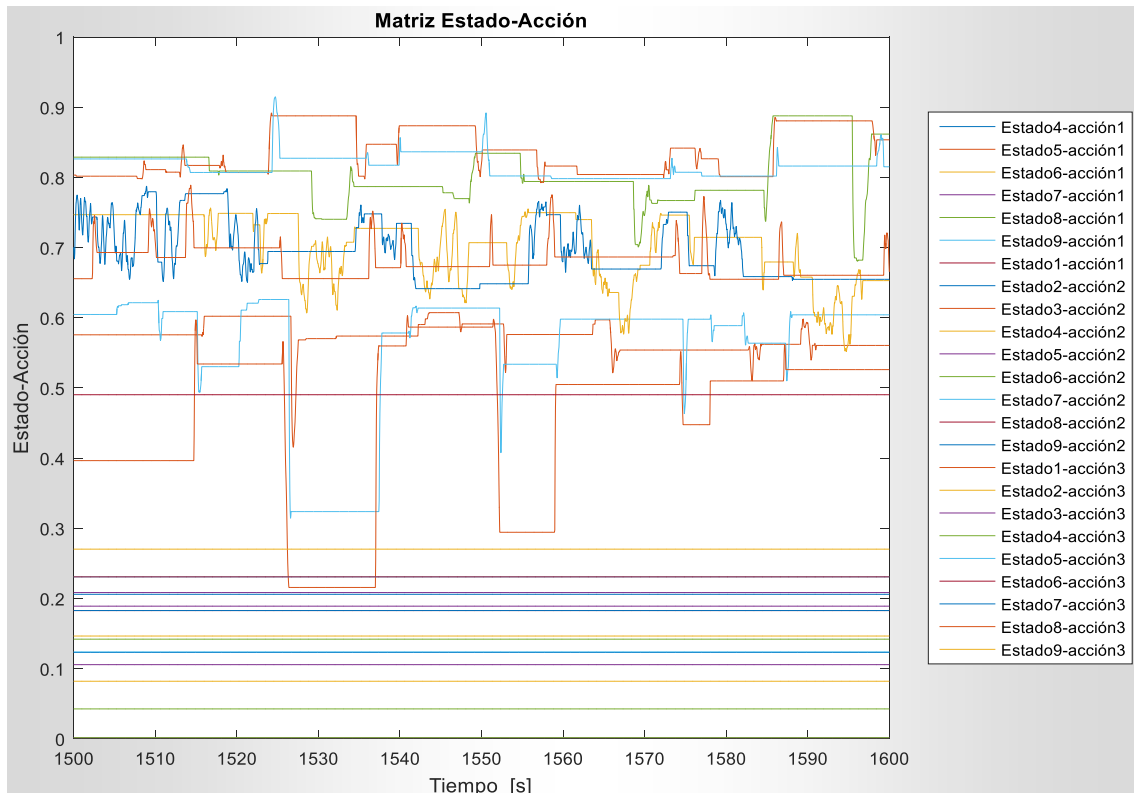


Figura 7.23: Evolución de la matriz estado-acción.

#### 7.4.4 Simulación consigna PSO

Para simular la consigna PSO, se utiliza el método VI por considerarlo el método de cálculo de los parámetros proporcional e integral más adecuado. En la Figura 7.19 se muestra el modelo de turbulencia normal o Normal turbulence model (NTM) entre los segundos 1500 y 1600.

En la Tabla 7. se muestra las dos componentes del vector  $P_{gbest}(T)$  del algoritmo PSO que indica la mejor posición global encontrada al finalizar la iteración  $T$ .

Tabla 7.1: Resultado de la consigna PSO

	Unidades	Valor
$\psi_{gbest}(T)$	[-]	<b>0.0498</b>
$\varphi_{gbest}(T)$	[-]	<b>0.6005</b>

En la Figura 7.24 se muestra la consigna de velocidad angular del rotor en función del ángulo pitch para los valores de la Tabla 7.1.

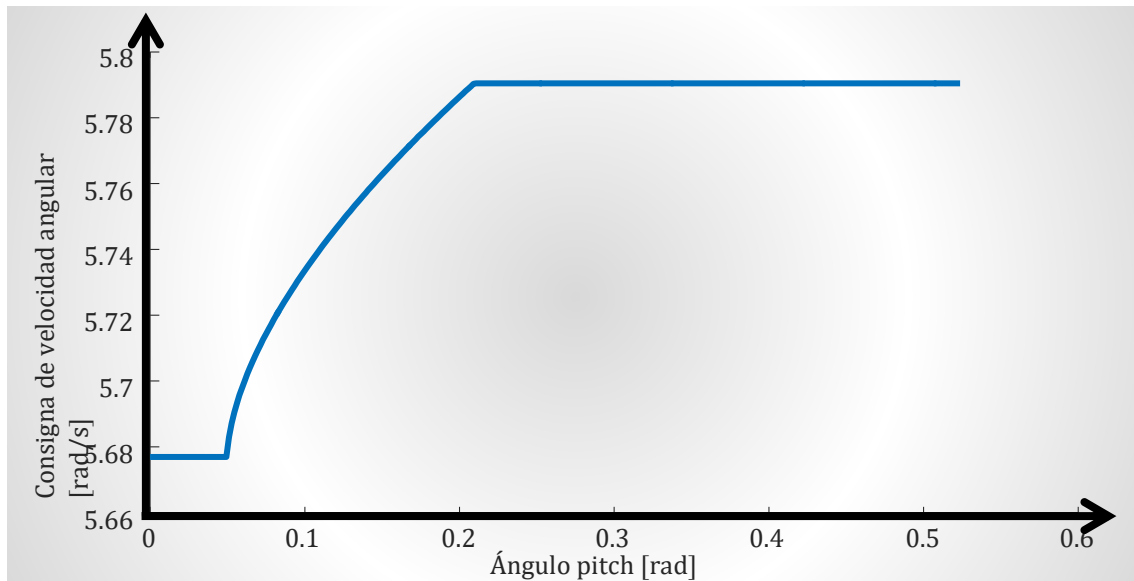


Figura 7.24: Consigna de velocidad angular del rotor en función del ángulo pitch.

En el Script 7.6 se muestra el código para generar la Figura 7.24.

Script 7.6: Consigna de velocidad angular del rotor en función del ángulo pitch de la Figura 7.24.

```

1 %% 1. Datos
2 load('Omega_r_nom.mat')
3 load('Vector_Beta.mat')
4 Psi=0.0498;
5 b=pi/15;
6 Var_Omega_r_max=Omega_r_nom*0.02;
7 Phi=0.6005;
8 %
9 %% 2. Calculo
10 H=[];
11 for Beta=0:0.0017:0.5236
12     if Beta<Psi
13         y= Omega_r_nom;
14     else
15         if Beta<b
16             y = Omega_r_nom+Var_Omega_r_max/(b-Psi)^Phi*(Beta - Psi)^Phi;
17         else
18             y = Omega_r_nom+Var_Omega_r_max;
19         end
20     end
21     H=[H;Beta,y];
22 end
23 %
24 %% 3. Visualización
25 plot(H(:,1),H(:,2))
26 xlabel('Ángulo pitch [rad]')
27 ylabel('Consigna de velocidad angular [rad/s]')
    
```

En la Figura 7.25 se muestra el modelo de turbulencia extremo entre los segundos 2400 y 2500.

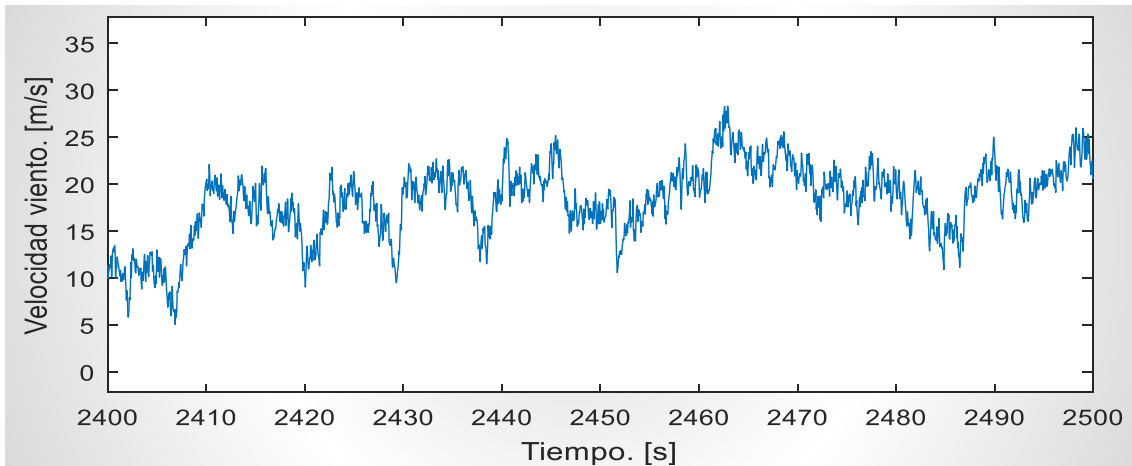


Figura 7.25: Modelo de turbulencia extrema o con la consigna PSO.

En la Figura 7.26, Figura 7.27 y Figura 7.28 se muestra la respuesta del sistema con la consigna PSO ante el modelo de turbulencia extremo durante los segundos 2400 y 2500.

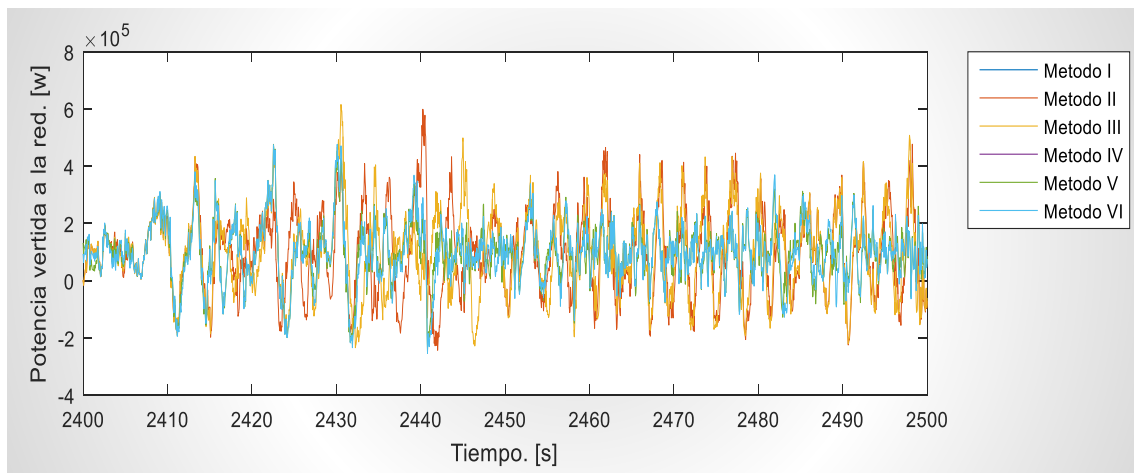


Figura 7.26: Potencia vertida a la red ante el modelo de turbulencia extrema con la consigna PSO.

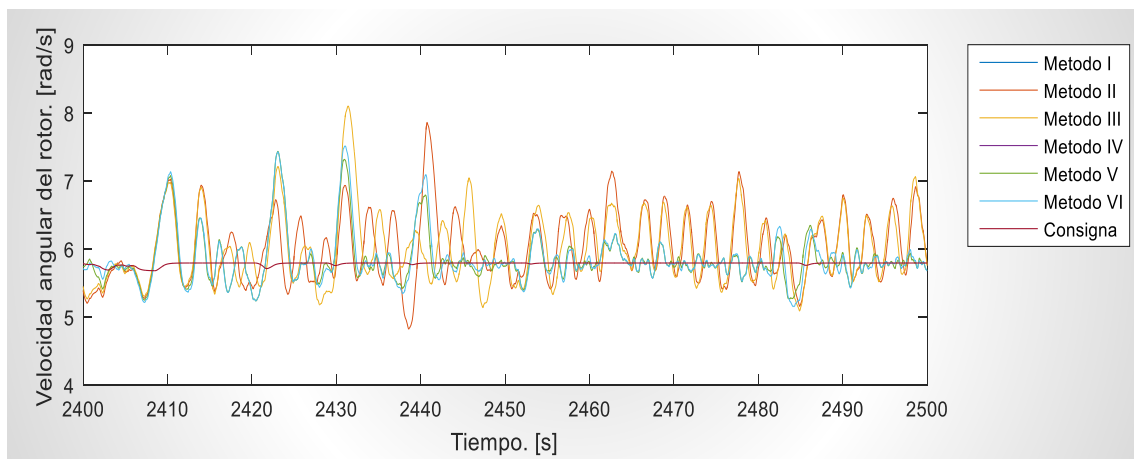


Figura 7.27: Velocidad angular del rotor ante el modelo de turbulencia extrema con la consigna PSO.

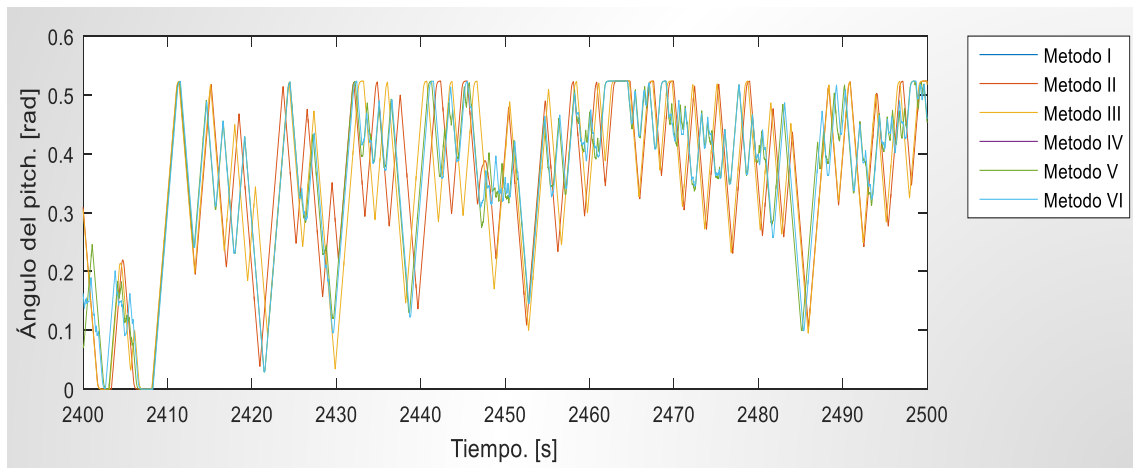


Figura 7.28: Ángulo pitch ante el modelo de turbulencia extrema con la consigna RL.

### 7.5 Evaluaciones

En este punto se muestran los resultados obtenidos en las diferentes simulaciones realizadas. Por un lado, en el punto 7.5.1, se realizan un conjunto de simulaciones para evaluar los métodos de cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador PI. Por otro lado, en el punto 7.5.2, se realizan un conjunto de simulaciones para evaluar los modelos de generación de consigna de la velocidad angular del rotor.

#### 7.5.1 Evaluación de las funciones proporcional e integral del controlador

Para comparar y evaluar los métodos de cálculo de las constantes proporcional e integral del controlador. Se realizan un conjunto de simulaciones combinando los modelos de viento (ECG, EOG, NTM y ETM) con los 6 métodos de cálculo de las constantes proporcional e integral (Método I, II, III, IV, V y VI) y usando las estrategias de consigna constantes y convencional.

$$R1_{k,h} = \frac{1}{8} \cdot \sum_{i=1}^{i=4} \sum_{j=1}^{j=2} Obj_h \quad \text{para} \quad \begin{matrix} k \in [1, 6] \\ h \in [1, 6] \end{matrix} \tag{7.9}$$

Donde  $R1_{k,h}$  es el resultado de la evaluación del Objetivo  $k$  con el método  $h$ , el índice  $i$  indica el modelo de viento y el índice  $j$  indica la estrategia de consigna. Usando la ecuación (7.9), en la Tabla 7.2 se muestra los resultados medios obtenidos por cada objetivo ( $Obj_1, Obj_2, Obj_3, Obj_4, Obj_5, Obj_6$ ).y por cada método de cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador PI (Método I, II, III, IV, V y VI)

Tabla 7.2: Objetivos en función del método de cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador.

Método de cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador	Potencia vertida a la red.	Par motor del rotor	Velocidad angular nominal del rotor	Consigna de velocidad angular del rotor	Aceleración angular del rotor	Velocidad angular del pitch
$f_{Kp} \& f_{KI}$	$Obj_1$	$Obj_2$	$Obj_3$	$Obj_4$	$Obj_5$	$Obj_6$
I	0.6198	0.6420	0.7375	0.7341	0.2007	0.1763
II	0.6234	0.6440	0.8560	0.8554	0.1869	0.3640

III	0.6190	0.6399	0.8568	0.8560	0.1855	0.3779
IV	0.6384	0.6518	0.7407	0.7374	0.1612	0.3137
V	0.6483	0.6691	0.8644	0.8627	0.1505	0.3660
VI	0.6513	0.6719	0.8644	0.8627	0.1518	0.3570

A partir de la Tabla 7.2 se construye la Figura 7.29 donde se pueden comparar los métodos I, II, III, IV, V y VI en función de los Objetivos ( $Obj_1, Obj_2, Obj_3, Obj_4, Obj_5, Obj_6$ ).

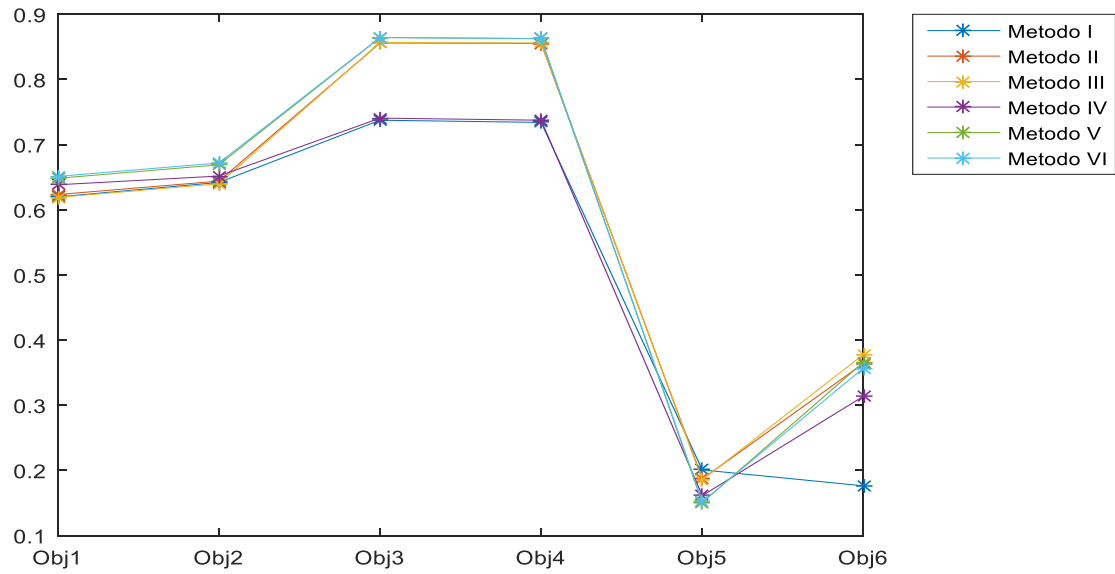


Figura 7.29: Comparativa de los métodos I, II, III, IV, V y VI en función de los objetivos

En el Script 7.7 se muestra el cálculo de la Tabla 7.2 y la Figura 7.29.

Script 7.7: Comparativa entre los métodos de cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador.

1	%% 1. Cálculos
2	Fitness=zeros(6,6);
3	for KP_and_KI_Type=1:6
4	for WindType=0:3
5	for Setpoint_type=0:1
6	%% Simulación
7	sim('WindTurbine V43.slx')
8	Var_t=P_T.Time(2)-P_T.Time(1);
9	T_end=P_T.Time(end);
10	%
11	%% Fitness
12	%% Objetivo 1 (P_T)
13	load('P_T_nom')
14	Indice1=find(0<P_T.Data<2*P_T_nom);
15	Obj_1=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(P_T.Data(Indice1)-P_T_nom)/P_T_nom)));
16	%
17	%% Objetivo 2 (T_r)
18	%load('T_r_nom')
19	Indice2=find(0<T_r.Data<2*T_r_nom);
20	Obj_2=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(T_r.Data(Indice2)-T_r_nom)/T_r_nom)));
21	%
22	%% Objetivo 3 (Omega_r)
23	load('Omega_r_nom')
24	Indice3=find(0<Omega_r.Data<2*Omega_r_nom);

```

25     Obj_3=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice3)-
    Omega_r_nom)/Omega_r_nom)));
26     %
27     %% Objetivo 4 (Omega_r)
28     Indice4=find(0<Omega_r.Data<2*Omega_r_nom);
29     Obj_4=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice4)-
    Omega_r_consigna(Indice4))/Omega_r_nom)));
30     %Obj_3_bis=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice4)-
    Omega_r_consigna.Data(Indice4))/Omega_r_consigna.Data(Indice4))))
31     %
32     %% Objetivo 5 (Alpha_r)
33     Alpha_r_max=0.001;
34     Indice5=find(-Alpha_r_max<Alpha_r.Data<Alpha_r_max);
35     Obj_5=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi*(1+(Alpha_r.Data(Indice5)-
    Alpha_r_max)/Alpha_r_max))));
36     %
37     %% Objetivo 6 (Beta)
38     Omega_Beta_max=10/180*pi;
39     Obj_6=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi*(1+(Omega_Beta.Data-
    Omega_Beta_max)/Omega_Beta_max+1))));
40     %
41     Fitness(KP_and_KI_Type,:)= Fitness(KP_and_KI_Type,:) +
    [Obj_1,Obj_2,Obj_3,Obj_4,Obj_5,Obj_6]./8;
42     end
43 end
44 end
45 %
46 %% 3. Visualización
47 plot(Fitness','+-')
48 legend({'Metodo I','Metodo II','Metodo III','Metodo IV','Metodo V','Metodo
    VI'},'Location','bestoutside')
49 set(gca, 'XTick',1:6, 'XTickLabel',{'Obj1' 'Obj2' 'Obj3' 'Obj4' 'Obj5' 'Obj6'})
    
```

### 7.5.2 Evaluación de los modelos de consigna de la velocidad angular del rotor

Para comparar los modelos de consigna de la velocidad angular del rotor, se realizan un conjunto de simulaciones combinando los modelos de viento (ECG, EOG, NTM y ETM) y usando el método VI para el cálculo de las constantes proporcional e integral del controlador PI.

$$R2_{k,h} = \frac{1}{4} \cdot \sum_{i=1}^{i=4} Obj_k \quad \text{para} \quad \begin{matrix} k \in [1,6] \\ h \in [1,4] \end{matrix} \quad (7.10)$$

Donde  $R2_{k,h}$  es el resultado de la evaluación del Objetivo k con la estrategia de consigna h, el índice i indica el modelo de viento. En la Tabla 7.3 se muestra la media de los cuatro modelos de viento (ECG, EOG, NTM y ETM) por cada objetivo ( $Obj_1, Obj_2, Obj_3, Obj_4, Obj_5$  y  $Obj_6$ ) y por cada modelo de consigna de la velocidad angular del rotor (Constante, convencional RL, PSO).

Tabla 7.3: Métricas en función del modelo de consigna de la velocidad angular del rotor.

Consignas de velocidad angular del rotor	Potencia vertida a la red.	Par motor del rotor	Velocidad angular nominal del rotor	Consigna de velocidad angular del rotor	Aceleración angular del rotor	Velocidad angular del pitch
$\Omega_r^*$	$Obj_1$	$Obj_2$	$Obj_3$	$Obj_4$	$Obj_5$	$Obj_6$
Constante	0.6504	0.6703	0.8641	0.8596	0.1399	0.3565
Convencional	0.6521	0.6735	0.8647	0.8659	0.1637	0.3575

RL	0.6471	0.6685	0.8646	0.8650	0.1423	0.3517
PSO	0.6479	0.6692	0.8645	0.8673	0.1990	0.4355

En la Figura 7.30 se muestra las estrategias Constante, convencional, RL y PSO en función de los objetivos usando el método VI de cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador PI

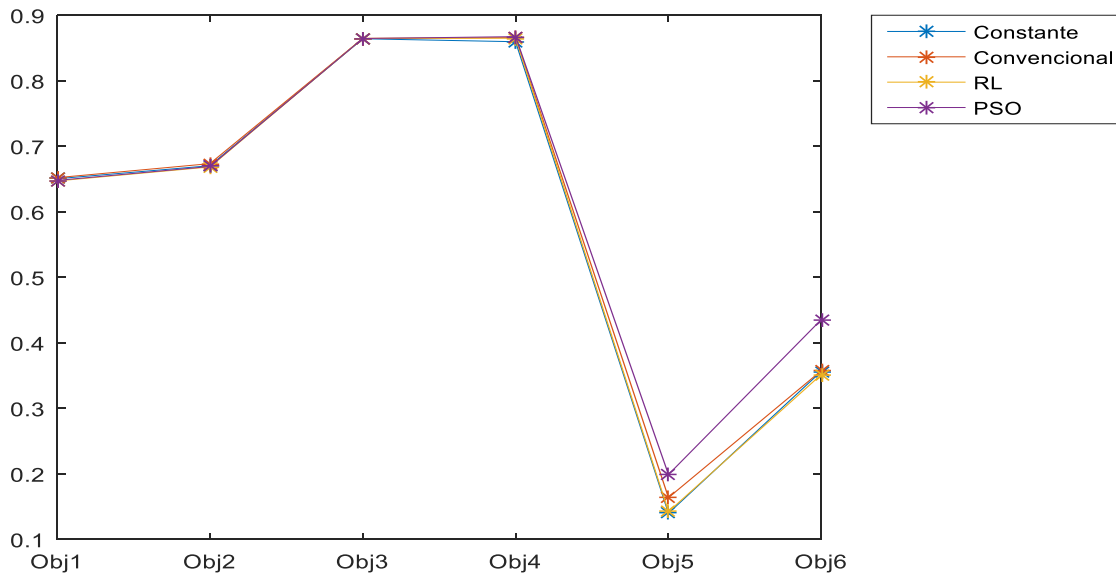


Figura 7.30: Comparativa de las estrategias Constante, convencional, RL y PSO en función de los objetivos

En el Script 7.8 se muestra el cálculo de las Tabla 7.3 y de la Figura 7.30.

Script 7.8: Comparativa entre las estrategias de consigna de velocidad angular del rotor.

1	%% 1. Cálculos
2	KP and KI Type=6;
3	Fitness=zeros(4,6);
4	for Setpoint_type=0:3
5	for WindType=0:3
6	%% Simulación
7	sim('WindTurbine V43.slx')
8	Var t=P T.Time(2)-P T.Time(1);
9	T_end=P T.Time(end);
10	%
11	%% Fitness
12	%% Objetivo 1 (P T)
13	load('P T nom')
14	Indice1=find(0<P T.Data<2*P T nom);
15	Obj_1=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(P_T.Data(Indice1)-P T nom)/P T nom)));
16	%
17	%% Objetivo 2 (T r)
18	%load('T r nom')
19	Indice2=find(0<T r.Data<2*T r nom);
20	Obj_2=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(T_r.Data(Indice2)-T r nom)/T r nom)));
21	%
22	%% Objetivo 3 (Omega r)
23	load('Omega r nom')
24	Indice3=find(0<Omega r.Data<2*Omega r nom);
25	Obj_3=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice3)-Omega r nom)/Omega r nom)));
26	%
27	%% Objetivo 4 (Omega r)
28	Indice4=find(0<Omega r.Data<2*Omega r nom);

29	Obj_4=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi.*(Omega_r.Data(Indice4)-Omega_r consigna(Indice4))/Omega_r nom)));
30	%
31	%% Objetivo 5 (Alpha r)
32	Alpha_r_max=0.001;
33	Indice5=find(-Alpha_r_max<Alpha_r.Data<Alpha_r_max);
34	Obj_5=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi*(1+(Alpha_r.Data(Indice5)-Alpha_r_max)/Alpha_r_max))));
35	%
36	%% Objetivo 6 (Beta)
37	Omega_Beta_max=10/180*pi;
38	Obj_6=Var_t/T_end.*sum(0.5*(1+cos(pi*(1+(Omega_Beta.Data-Omega_Beta_max)/Omega_Beta_max+1))));
39	%
40	Fitness(Setpoint_type+1,:)=Fitness(Setpoint_type+1,:) + [Obj_1,Obj_2,Obj_3,Obj_4,Obj_5,Obj_6]./4;
41	end
42	end
43	
44	%% 2. Simulación
45	plot(Fitness','*-')
46	legend({'Constante','Convencional','RL','PSO'},'Location','bestoutside')
47	set(gca, 'XTick',1:6, 'XTickLabel',{'Obj1' 'Obj2' 'Obj3' 'Obj4' 'Obj5' 'Obj6'})





# Capítulo

# 8

## Resumen

En este capítulo se muestran las conclusiones del presente trabajo junto con las aportaciones realizadas en los y las líneas futuras de la investigación que se derivan a partir de este trabajo. Conclusiones y líneas futuras

## 8 Aportaciones, Conclusiones, y líneas futuras

En el punto 8.1 se muestran las aportaciones, en el punto 8.2 se muestran las conclusiones y por último en punto 8.3 se muestran las líneas futuras.

### 8.1 Aportaciones

Aunque la principal aportación de la presente Tesis reside en la aplicación de varias estrategias para fijar la consigna de velocidad angular del rotor (constante, convencional, RL y PSO) con el objetivo de optimizar el control del ángulo pitch maximizando la cantidad de energía absorbida, minimizando el error de la velocidad angular, minimizando la aceleración angular del rotor y minimizando la velocidad angular del pitch, en los siguientes párrafos se citan otras aportaciones realizadas a lo largo del documento.

Se ha analizado la influencia de los tres principales parámetros que influyen para modelar la energía eólica: la densidad del aire en función de la presión, temperatura y humedad, el área atravesada por el flujo de aire y la velocidad del viento. Se concluye que, en la mayoría de trabajos relacionados con los sistemas de control de aerogeneradores, la influencia de la densidad del aire queda en un segundo plano usándose siempre el valor normalizado de la densidad del aire.

Se muestra el modelado de varios modelos de viento. Por un lado, la rampa de velocidad de viento y la ráfaga de velocidad de viento se modela normalmente con funciones definidas a trozos. Se propone una función sigmoidea para el modelado de la ráfaga como alternativa a las funciones definidas a trozos, siendo más simple y con la mejora de ser una única función.

Se muestra cómo modelar series temporales turbulentas de viento mediante modelos autorregresivos a partir de la media, la varianza y la autocovarianza. También se muestra varios métodos de cómo modelar series temporales turbulentas a partir de densidades espectrales como las de Kaiman y Karman.

Se muestra la metodología para calcular el coeficiente de potencia mediante el método “Blade Element Momentum” a partir del perfil aerodinámico de la pala. Se muestran un conjunto de figuras y de ecuaciones asociadas a estas figuras que explican rigurosamente la demostración de este método.

También se muestran las correcciones que algunos autores han propuesto para mejorarlo. En opinión del autor algunas referencias bibliográficas que tratan este tema no lo explican correctamente.

Se muestran mediante figuras y una pequeña descripción las diferentes partes que de las que se compone un aerogenerador: palas, buje, sistema pitch, tren de potencia, cimentación, torre, góndola, unidad meteorológica, sistema Yaw, etc. Todas las figuras que aparecen en este documento han sido creadas por Asier González-González para esta tesis.

En el capítulo 3 se realiza una revisión bibliográfica de los sistemas de control en aerogeneradores, se muestra los principales lazos de control, las diferentes regiones de funcionamiento y los principales métodos de diseño de los controladores.

En el capítulo 4 se realiza muestran de un modo genérico el planteamiento de los problemas de optimización, la normalización de funciones para poder comparar soluciones en problemas multiobjetivo de un modo más correcto, la visualización de soluciones multiobjetivo en frente de Pareto y la búsqueda de soluciones. Se muestra una revisión bibliográfica de la técnica de búsqueda metaheurística PSO con diferentes variaciones e hibridaciones con otras técnicas evolutivas. En este capítulo también se muestra algunas técnicas de aprendizaje por refuerzo explicadas como un proceso de decisión de Markov.

En el capítulo 5 se muestra los detalles para realizar el modelo del aerogenerador objeto de estudio. Este modelo está compuesto por un conjunto de modelos más pequeños. Existen cuatro modelos de viento: Ráfaga coherente extrema (ECG), ráfaga extrema en funcionamiento (EOG), modelo de turbulencia normal (NTM) y modelo de turbulencia extrema (ETM). Un modelo de convertidor eléctrico que disminuye la potencia vertida a la red debido a pérdidas mecánicas y eléctricas. Un modelo aerodinámico que por un lado calcula una función continua del coeficiente de potencia a partir de unos valores discretos y por otro lado se analiza las condiciones nominales y las condiciones óptimas. Un modelo de tren de potencia, el cual, se puede simplificar considerando como un sólido rígido. Un modelo de generador eléctrico simple como un sistema de primer orden. Un modelo de controlador del par motor donde se muestran los cálculos del par demandado en cada región de funcionamiento. Un modelo de actuador de pitch como un sistema de primer orden. Un modelo de controlador de pitch basado en un controlador PI.

El capítulo 6 está dedicado exclusivamente al cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador PI. Se muestran las funciones de transferencia de algunos modelos: controlador del pitch, actuador del pitch, tren de potencia y caja de cambios. En el modelo de generador eléctrico, se realiza una linealización alrededor de la velocidad angular del rotor. Para el caso del modelo aerodinámico del par motor del rotor se realiza una linealización mediante series temporal de Taylor alrededor de un punto de operación cualquiera  $(\Omega_{r0}, v_{10}, \beta_0)$ .

Los parámetros proporcional e integral del controlador se calculan mediante la técnica de ganancias programadas o "Gain scheduling" para varios métodos.

- En el método I los parámetros proporcional e integral dependen de la velocidad angular del rotor y del ángulo pitch. Se desprecia el tiempo de actuación del servomotor o actuador del pitch y el tiempo en que varía el par motor del generador eléctrico.
- En el método II los parámetros proporcional e integral dependen sólo del ángulo pitch. Se desprecia el tiempo de actuación del servomotor o actuador del pitch y el tiempo en que varía el par motor del generador eléctrico.
- En el método III los parámetros proporcional e integral dependen del ángulo pitch. Se desprecia el tiempo de actuación del servomotor o actuador del pitch, el tiempo en que varía el par motor

del generador eléctrico y se considera que el aerogenerador mantiene una velocidad angular del rotor constante.

- En el método IV los parámetros proporcional e integral dependen de la velocidad angular del rotor y del ángulo pitch. Se desprecia el tiempo en que varía el par motor del generador eléctrico.
- En el método V los parámetros proporcional e integral dependen del ángulo pitch. Se desprecia el tiempo en que varía el par motor del generador eléctrico.
- En el método VI los parámetros proporcional e integral dependen del ángulo pitch. Se desprecia el tiempo en que varía el par motor del generador eléctrico y se supone una velocidad angular del rotor constante.

Se muestra una máquina de estados del controlador para activar el controlador en la región III y realizar una transición suave entre la región III y la región II. Además, se muestra una política de anti-reset windup basada en un esquema "Tracking back calculation", además se limita la salida del controlador entre los valores máximos y mínimos del ángulo pitch.

Por último, se investigan varias estrategias para fijar la consigna de velocidad angular del rotor, donde se proponen 4 modelos diferentes: consigna constante, consigna convencional, consigna basada en algoritmos de aprendizaje por refuerzo (RL) y consigna calculada con algoritmos metaheurísticos por enjambre de partículas (PSO).

## 8.2 Conclusiones

Las conclusiones que se muestran en este punto se centran en los métodos y estrategias descritos anteriormente. Por un lado, analizando los métodos I, II, III, IV, V y VI de cálculo de los parámetros proporcional e integral del controlador se concluye los siguientes ítems:

- Los métodos I, II y III no realizan correctamente el control del aerogenerador. Esto se debe a la simplificación del actuador del pitch para el cálculo de la función de transferencia.
- Los métodos I y IV utilizan la velocidad angular del rotor además de la señal del ángulo pitch para el controlador PI. Estos métodos no mejoran el comportamiento frente al resto, por lo que se puede concluir que usar la señal de la velocidad angular del rotor en el controlador PI no mejora significativamente los resultados.
- Los métodos V y VI son los que mejores resultados ofrecen. En opinión del autor el método VI es el método más adecuado porque presenta buenos resultados y menos tedioso de calcular comparándolo con el método V.

Por otro lado, comparando las cuatro estrategias de la consigna de velocidad angular del rotor se concluye los siguientes ítems:

- La estrategia basada en algoritmos de aprendizaje por refuerzo (RL) no mejora significativamente los resultados en comparación con las estrategias constante y convencional. En opinión del autor, esta técnica RL tiene un buen potencial de mejora mediante una definición más compleja de los estados con el fin de mejorar la recompensa en cada iteración. Es decir, el número de estados y el número de acciones, no es lo suficientemente amplio para definir la dinámica del sistema. Realizar esta ampliación implica aumentar los requisitos computacionales del controlador debido a que la actualización de la matriz estado-acción se realiza en cada iteración.

- La estrategia basada en algoritmos PSO obtiene los buenos resultados y mejora en algunos aspectos las estrategias constante y convencional como el menor movimiento del ángulo pitch o una velocidad del rotor más constante. Es una opción sencilla de implementar dentro del controlador y que a la vez consume pocos recursos computacionales comparada con la estrategia RL.

### 8.3 Líneas futuras

En este punto se presentan algunas líneas de investigación que pueden ser objeto de interés, en base al trabajo expuesto en esta tesis.

Una línea de investigación puede ir encaminada continuar investigando algoritmos de generación de consigna de la velocidad angular del rotor, tanto en la línea de los algoritmos expuestos en esta tesis (RL y PSO), como en otro tipo de algoritmos que posibiliten una mejora sustancial. Aunque el algoritmo de aprendizaje por refuerzo no ha obtenido los resultados esperados, se cree que una mejor definición de los estados y de las acciones puede conducir a obtener mejores resultados que usando las consignas constante o convencional.

En la misma línea, el algoritmo PSO usado en esta tesis tiene potencial de mejora. Por un lado, investigar un algoritmo PSO más eficiente en términos de tiempo de convergencia y recursos computacionales. Se propone la hibridación con otras técnicas metaheurísticas como el uso de operadores de mutación y cruce. A la vez que una elección más rigurosa de los parámetros del algoritmo PSO.

Por otro lado, la función a optimizar por el algoritmo PSO consta de dos parámetros. Esta función está acotada debido a la aplicación de conocimiento experto para su definición. Investigar otro tipo de funciones de generación de consigna con mayor número de parámetros y con restricciones más relajadas ampliando el espacio de búsqueda puede posibilitar el encontrar soluciones más óptimas.

Otra línea de trabajo puede ser el uso de técnicas metaheurísticas para la optimización de los parámetros proporcional e integral del controlador junto con el valor de la consigna de velocidad angular del rotor. En este caso, el espacio de búsqueda aumenta considerablemente, pero puede llegar a ser abordable si se parte de soluciones válidas proporcionadas por los métodos y estrategias expuestas en esta tesis.

La evaluación de las estrategias de consigna de la velocidad angular del rotor se ha realizado aplicando cuatro modelos de viento (ECG, EOG, NTM y ETM). Estos modelos de viento aseguran que el control del aerogenerador se enfrenta a los casos más extremos. Sin embargo, las ráfagas de viento que soporta un aerogenerador difieren de una ubicación a otra. La línea de trabajo se basa en personalizar en la medida de lo posible la estrategia de consigna y los parámetros del controlador en función de los vientos característicos de una ubicación donde se instale el aerogenerador.

Otra línea de investigación puede ser en la mejora del modelo del aerodinámico del aerogenerador haciendo uso de modelos basados en dinámica de fluidos computacional o "Computational fluid dynamics" para unos cálculos más detallados y fiables. Por un lado, el modelado del aerodinámica del aerogenerador se basa principalmente en el coeficiente de potencia calculado mediante el método Blade Element Momentum. Aunque el modelado mediante esta técnica es bastante exacto, las pérdidas en el buje y en la punta de la pala no se modelan correctamente a pesar de aplicarse algunas correcciones, además de no tenerse en cuenta que el flujo de aire que atraviesa el plano del rotor (estela) se expande. Por otro lado, en esta tesis se ha supuesto que el aerogenerador está siempre alineado en la dirección del viento y aunque en el capítulo 2 se describe el modelado del no alineamiento del Yaw, las interacciones entre el giro del ángulo pitch y giro el ángulo Yaw no están descritas.

Aunque el aerogenerador objeto de estudio no permite un control individual del pitch, existe una tendencia, principalmente en aerogeneradores de gran tamaño a realizar un diseño del controlador usando control individual del pitch, no solo para corregir pequeñas desviaciones entre palas, sino para disminuir vibraciones cuando se actúa conjuntamente con el giro del Yaw. Esta línea de trabajo requiere un modelado más riguroso de la aerodinámica del aerogenerador.



# Bibliografía

## Resumen

En este capítulo se muestra toda la bibliografía usada a lo largo de todo este documento.

## Bibliografía

- [1] E. Zulueta, J. M. López-Guede, **A. González-González**, and R. Ruiz, "Automatización en la Creación de Apuntes y Ejercicios," *Formación universitaria*, vol. 1, pp. 15-20, 2008.
- [2] J. A. García-Sedano, J. A. Bernardo, **A. González-González**, Ó. Berasategui Ruiz de Gauna, and R. Yuguero González de Mendivil, "Stamping line optimization using genetic algorithms and virtual 3D line simulation," in *Hybrid Artificial Intelligence Systems*, ed: Springer, 2010, pp. 319-326.
- [3] E. Zulueta Guerrero, **A. Gonzalez-Gonzalez**, J. M. López-Guede, and I. Calvo Gordillo, "Simulación basada en SMA de sistemas originalmente representados con EDO," *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial RIAI*, vol. 8, pp. 323-333, 2011.
- [4] S. Alonso, **A. González-González**, U. Martinez de Estarrona, A. Diaz de Arcaya, J. Del Ser, and L. Usatorre, "Integrating discrete event simulation with energy consumption of a manufacturing line within the virtual factory framework," in *5th international Conference from Scientific Computing to Computational Engineering, 2012*, pp. 293-299.
- [5] "KAP: Knowledge, awareness, and prediction of man, machine, material, and method in manufacturing. www.kap-project.eu," ed, 2014.
- [6] C. Upton, F. Quilligan, C. García-Santiago, and **A. González-González**, "Energy Efficient Production Planning-A Joint Cognitive Systems Approach," in *APMS (1)*, 2012, pp. 88-95.
- [7] C. Garcia-Santiago, **A. González-González**, I. Landa-Torres, J. Del, S. Ser, I. Diaz-Iriberry, *et al*, "On the Application of an Evolutionary Algorithm for the Optimization of Kitting Areas in Car Manufacturing Production Chains."
- [8] **A. González-González**, I. Etxeberria-Agiriano, E. Zulueta, F. Oterino-Echavarri, and J. Lopez-Guede, "Pitch Based Wind Turbine Intelligent Speed Setpoint Adjustment Algorithms," *Energies*, vol. 7, pp. 3793-3809, 2014.
- [9] **A. González-González** and E. Z. Guerrero, "Estrategias de control de aerogeneradores."
- [10] A. Díaz de Arcaya, **A. González-González**, J. Alzola, and V. Sánchez, "Cooperative Simulation Tool with the Energy Management System for the Storage of Electricity Surplus through Hydrogen," 2015.
- [11] A. Díaz de Arcaya, G. Lázaro, **A. González-González**, and V. Sánchez, "Simulation Platform for Coordinated Charging of Electric Vehicles," 2015.
- [12] A. Boyano, F. Mujika, I. Ansoategui, U. Fernandez, E. Zulueta, J. M. Lopez-Guede, *et al*, "On the mixed mode fracture in composites wind turbine blade materials," presented at the IV European Conference on Renewable Energy Systems, 2016.
- [13] U. Fernandez-Gamiz, I. Errasti, B. Fernandez-Gauna, A. Boyano, A. Urkiola, and **A. González-González**, "Numerical simulations of a passive vortex generator on a flat plate," presented at the IV European Conference on Renewable Energy Systems, Istanbul, Turkey, 2016.
- [14] E. Calpe and R. A. Española, *Diccionario de la lengua española*: Espasa Libros, 2014.
- [15] C. D. Ahrens, P. L. Jackson, C. E. J. Jackson, and C. E. O. Jackson, *Meteorology Today: An Introduction to Weather, Climate, and the Environment*: Nelson Education, 2012.
- [16] H. Kaper and H. Engler, *Mathematics and climate*: Siam, 2013.
- [17] AENOR, "Aerogeneradores. Parte 2: Requisitos de diseño para pequeños aerogeneradores. (IEC 61400-2:2006)," 2007.
- [18] A. Picard, R. Davis, M. Gläser, and K. Fujii, "Revised formula for the density of moist air (CIPM-2007)," *Metrologia*, vol. 45, p. 149, 2008.
- [19] R. S. Davis, "Equation for the determination of the density of moist air (1981/91)," *Metrologia*, vol. 29, pp. 67-70, 1992.
- [20] G. Mandal, A. Kumar, D. C. Sharma, and H. Kumar, "Comparative Analysis of Different Air Density Equations," *Mapan*, vol. 28, pp. 51-62, 2013.



- [21] P. J. Mohr, B. N. Taylor, and D. B. Newell, "CODATA Recommended Values of the Fundamental Physical Constants: 2010a)," *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, vol. 41, p. 043109, 2012.
- [22] L. O. Becerra and M. Guardado, "Estimación de la incertidumbre de la determinación de la densidad del aire," in *Simposio de Metrología*, 2002.
- [23] "ISO 2533:1975 Standard Atmosphere," ed.
- [24] M. Garcia-Sanz and C. H. Houpis, *Wind Energy Systems: Control Engineering Design*: Taylor & Francis, 2012.
- [25] M. Cavcar, "The International Standard Atmosphere (ISA)," *Anadolu University, Turkey*, 2000.
- [26] [www.gamesacorp.com/](http://www.gamesacorp.com/).
- [27] AENOR, "Aerogeneradores. Parte 1: Requisitos de diseño. UNE-EN 61400-1:2006," ed, 2011.
- [28] T. Burton, N. Jenkins, D. Sharpe, and E. Bossanyi, *Wind Energy Handbook*: Wiley, 2011.
- [29] F. D. Bianchi, H. de Battista, and R. J. Mantz, *Wind Turbine Control Systems: Principles, Modelling and Gain Scheduling Design*: Springer, 2006.
- [30] F. M. González-Longatt, O. Amaya, M. Cooz, L. Duran, C. Peraza, F. J. Arteaga, *et al*, "Modelación y simulación de la velocidad de viento por medio de una formulación estocástica," *REVISTA INGENIERÍA UC*, vol. 14, pp. 7-15, 2007.
- [31] J. Sloomweg, S. De Haan, H. Polinder, and W. Kling, "General model for representing variable speed wind turbines in power system dynamics simulations," *Power Systems, IEEE Transactions on*, vol. 18, pp. 144-151, 2003.
- [32] A. Rolan, A. Luna, G. Vazquez, D. Aguilar, and G. Azevedo, "Modeling of a variable speed wind turbine with a permanent magnet synchronous generator," in *Industrial Electronics, 2009. ISIE 2009. IEEE International Symposium on*, 2009, pp. 734-739.
- [33] W. D, "A wind energy analysis of Grenada: an estimation using the 'Weibull' density function," *Renewable Energy*, vol. 28, pp. 1803-1812, 2003.
- [34] J. S. Milton, S. J. Milton, J. C. Arnold, J. L. Blanco, and C. Magallanes, *Probabilidad y estadística: con aplicaciones para ingeniería y ciencias computacionales*: McGraw-Hill, 2004.
- [35] J. V. Seguro and T. W. Lambert, "Modern estimation of the parameters of the Weibull wind speed distribution for wind energy analysis," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 85, pp. 75-84, 2000.
- [36] A. S. S. Dorvlo, "Estimating wind speed distribution," *Energy Conversion and Management*, vol. 43, pp. 2311-2318, 2002.
- [37] B. Safari and J. Gasore, "A statistical investigation of wind characteristics and wind energy potential based on the Weibull and Rayleigh models in Rwanda," *Renewable Energy*, vol. 35, pp. 2874-2880, 2010.
- [38] Z. Qin, W. Li, and X. Xiong, "Estimating wind speed probability distribution using kernel density method," *Electric Power Systems Research*, vol. 81, pp. 2139-2146, 2011.
- [39] R. I. Harris and N. J. Cook, "The parent wind speed distribution: Why Weibull?," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 131, pp. 72-87, 2014.
- [40] P. Drobinski and C. Coulais, "Is the Weibull distribution really suited for wind statistics modeling and wind power evaluation?," *arXiv preprint arXiv:1211.3853*, 2012.
- [41] E. C. C. Choi and F. A. Hidayat, "Gust factors for thunderstorm and non-thunderstorm winds," *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 90, pp. 1683-1696, Dec 2002.
- [42] J. D. Holmes, A. C. Allsop, and J. D. Ginger, "Gust durations, gust factors and gust response factors in wind codes and standards," *Wind and Structures*, vol. 19, pp. 339-352, Sep 2014.
- [43] S. T. Frandsen, "generated structural loading in wind turbine clusters," 2007.
- [44] J. F. Manwell, J. G. McGowan, and A. L. Rogers, *Wind Energy Explained: Theory, Design and Application*: Wiley, 2010.
- [45] M. O. Hansen, *Aerodynamics of wind turbines*: Routledge, 2013.
- [46] J. Kaimal, J. Wyngaard, Y. Izumi, and O. Coté, "Spectral characteristics of surface-layer turbulence," *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, vol. 98, pp. 563-589, 1972.
- [47] T. Von Karman, "Progress in the statistical theory of turbulence," *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, vol. 34, p. 530, 1948.
- [48] M. Shinozuka and C.-M. Jan, "Digital simulation of random processes and its applications," *Journal of sound and vibration*, vol. 25, pp. 111-128, 1972.

- [49] A. Shamshad, M. Bawadi, W. W. Hussin, T. Majid, and S. Sanusi, "First and second order Markov chain models for synthetic generation of wind speed time series," *Energy*, vol. 30, pp. 693-708, 2005.
- [50] M. J. Durán, D. Cros, and J. Riquelme, "Short-term wind power prediction based on ar models," in *Proceedings of the 9th Spanish-Portuguese Congress on Electrical Engineering*, 2005.
- [51] A. Lojowska, D. Kurowicka, G. Papaefthymiou, and L. van der Sluis, "Advantages of ARMA-GARCH Wind Speed Time Series Modeling," *2010 IEEE 11th International Conference on Probabilistic Methods Applied to Power Systems (PMAPS)*, pp. 83-8, 2010.
- [52] M. Lei, L. Shiyang, J. Chuanwen, L. Hongling, and Z. Yan, "A review on the forecasting of wind speed and generated power," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 13, pp. 915-920, 2009.
- [53] B. Bao, Y. Xu, J. Sheng, and R. Ding, "Least squares based iterative parameter estimation algorithm for multivariable controlled ARMA system modelling with finite measurement data," *Mathematical and Computer Modelling*, vol. 53, pp. 1664-1669, 2011.
- [54] S. Rajagopalan and S. Santoso, "Wind power forecasting and error analysis using the autoregressive moving average modeling," *2009 IEEE Power & Energy Society General Meeting (PES)*, pp. 6 pp.-6 pp., 2009.
- [55] G. Kirchgässner, J. Wolters, and U. Hassler, "Autoregressive Conditional Heteroscedasticity," in *Introduction to Modern Time Series Analysis*, ed: Springer, 2013, pp. 281-310.
- [56] E. Cadenas and W. Rivera, "Wind speed forecasting in three different regions of Mexico, using a hybrid ARIMA-ANN model," *Renewable Energy*, vol. 35, pp. 2732-2738, 2010.
- [57] I. Van der Hoven, "Power spectrum of horizontal wind speed in the frequency range from 0.0007 to 900 cycles per hour," *Journal of Meteorology*, vol. 14, pp. 160-164, 1957.
- [58] C. Nichita, D. Luca, B. Dakyo, and E. Ceanga, "Large band simulation of the wind speed for real time wind turbine simulators," *Energy Conversion, IEEE Transactions on*, vol. 17, pp. 523-529, 2002.
- [59] C. Gavriluta, S. Spataru, I. Mosincat, C. Citro, I. Candela, and P. Rodriguez, "Complete methodology on generating realistic wind speed profiles based on measurements," in *International Conference on Renewable Energies and Power Quality*, 2012, pp. 828-829.
- [60] B. J. Jonkman, *TurbSim user's guide: Version 1.50*: National Renewable Energy Laboratory Golden, CO, USA, 2009.
- [61] H. B. Pedersen, "Investigation and implementation of turbulent wind in a specialized software tool for offshore wind turbines," 2014.
- [62] P. Nielsen, J. Villadsen, J. Kobberup, M. Thørgersen, M. Sørensen, T. Sørensen, *et al*, "WindPRO 2.5 User Guide," *EMD International A/S, Aalborg, Denmark*, 2005.
- [63] H. Glauert, "Airplane propellers," in *Aerodynamic theory*, ed: Springer, 1935, pp. 169-360.
- [64] X. Maucière, "Automatic 2D airfoil generation, evaluation and optimisation using MATLAB and XFOIL," Technical University of Denmark, DTU, DK-2800 Kgs. Lyngby, Denmark, 2009.
- [65] P. Fuglsang and C. Bak, "Development of the Risø wind turbine airfoils," *Wind Energy*, vol. 7, pp. 145-162, 2004.
- [66] N. R. E. L. (NREL). *www.nrel.gov*.
- [67] W. Z. Shen, R. Mikkelsen, J. N. Sørensen, and C. Bak, "Tip loss corrections for wind turbine computations," *Wind Energy*, vol. 8, pp. 457-475, 2005.
- [68] R. E. Wilson and P. B. Lissaman, "Applied aerodynamics of wind power machines," Oregon State Univ., Corvallis (USA)1974.
- [69] O. d. Vries, "Fluid dynamic aspects of wind energy conversion," DTIC Document1979.
- [70] P. J. Moriarty and A. C. Hansen, *AeroDyn theory manual*: National Renewable Energy Laboratory Golden, Colorado, USA, 2005.
- [71] H. Glauert, *The Analysis of Experimental Results in the Windmill Brake and Vortex Ring States of an Airscrew*: H.M. Stationery Office, 1926.
- [72] D. A. Spera, *Wind Turbine Technology: Fundamental Concepts of Wind Turbine Engineering*: ASME Press, 2009.
- [73] J. M. Pinar Pérez, F. P. García Márquez, A. Tobias, and M. Papaelias, "Wind turbine reliability analysis," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 23, pp. 463-472, 2013.
- [74] P. J. Schubel and R. J. Crossley, "Wind turbine blade design," *Energies*, vol. 5, pp. 3425-3449, 2012.
- [75] G. C. Larsen, M. H. Hansen, A. Baumgart, and I. Carlén, *Modal analysis of wind turbine blades*, 2002.

- [76] Z. Zhang, J. Li, S. R. Nielsen, and B. Basu, "Mitigation of edgewise vibrations in wind turbine blades by means of roller dampers," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 333, pp. 5283-5298, 2014.
- [77] L. Wang, X. Liu, N. Renevier, M. Stables, and G. M. Hall, "Nonlinear aeroelastic modelling for wind turbine blades based on blade element momentum theory and geometrically exact beam theory," *Energy*, vol. 76, pp. 487-501, 2014.
- [78] T. J. Larsen, H. A. Madsen, K. Thomsen, and F. Rasmussen, "Reduction of teeter angle excursions for a two-bladed downwind rotor using cyclic pitch control," in *Conf. Proc. 2007 European Wind Energy Conference and Exhibition (Milan)*, 2007.
- [79] G. Abad, J. López, M. Rodríguez, L. Marroyo, and G. Iwanski, *Doubly Fed Induction Machine: Modeling and Control for Wind Energy Generation*: Wiley, 2011.
- [80] M.-H. Chiang, "A novel pitch control system for a wind turbine driven by a variable-speed pump-controlled hydraulic servo system," *Mechatronics*, vol. 21, pp. 753-761, 2011.
- [81] F. D. Kanellos and N. D. Hatzargyriou, "Optimal Control of Variable Speed Wind Turbines in Islanded Mode of Operation," *Ieee Transactions on Energy Conversion*, vol. 25, pp. 1142-1151, Dec 2010.
- [82] Y. Ming, L. Gengyin, Z. Ming, and Z. Chengyong, "Modeling of the wind turbine with a permanent magnet synchronous generator for integration," *2007 IEEE Power Engineering Society General Meeting*, pp. 6 pp.-6 pp., 2007 2007.
- [83] I. P. Girsang, J. S. Dhupia, E. Muljadi, M. Singh, and L. Y. Pao, "Gearbox and Drivetrain Models to Study Dynamic Effects of Modern Wind Turbines," *Ieee Transactions on Industry Applications*, vol. 50, pp. 3777-3786, Nov-Dec 2014.
- [84] W. Meng, Q. Yang, and Y. Sun, "Adaptive control of variable-speed wind energy conversion systems with inaccurate wind speed measurement," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 37, pp. 63-72, Jan 2015.
- [85] A. Kassimali, *Análisis estructural*: International Thomson Editores, S. A. de C. V., 2001.
- [86] Y. Hu, C. Baniotopoulos, and J. Yang, "Effect of internal stiffening rings and wall thickness on the structural response of steel wind turbine towers," *Engineering Structures*, vol. 81, pp. 148-161, 2014.
- [87] K. E. Johnson, L. Y. Pao, M. J. Balas, and L. J. Fingersh, "Control of variable-speed wind turbines - Standard and adaptive techniques for maximizing energy capture," *Ieee Control Systems Magazine*, vol. 26, pp. 70-81, Jun 2006.
- [88] G. S. Stavrakakis and A. Sayigh, "2.10 - Electrical Parts of Wind Turbines," in *Comprehensive Renewable Energy*, ed Oxford: Elsevier, 2012, pp. 269-328.
- [89] D. Verelst, T. J. Larsen, and J.-W. van Wingerden, "Wind tunnel tests of a free yawing downwind wind turbine," in *Journal of Physics: Conference Series*, 2014, p. 012103.
- [90] D. R. Verelst and T. J. Larsen, "Yaw stability of a free-yawing 3-bladed downwind wind turbine," in *EAWE 6th PhD Seminar*.
- [91] N. Picot, D. R. Verelst, and T. J. Larsen, "Free yawing stall-controlled downwind wind turbine with swept blades and coned rotor," *EWEA Annual Event 2011*.
- [92] I. P. Girsang and J. S. Dhupia, "Pitch controller for wind turbine load mitigation through consideration of yaw misalignment," *Mechatronics*, vol. 32, pp. 44-58, 2015.
- [93] T. Ackermann, *Wind Power in Power Systems*: Wiley, 2012.
- [94] R. H. Park, "Two-reaction theory of synchronous machines generalized method of analysis-part I," *American Institute of Electrical Engineers, Transactions of the*, vol. 48, pp. 716-727, 1929.
- [95] J. F. Mora, *Máquinas eléctricas*: McGraw-Hill Interamericana de España S.L., 2008.
- [96] M. L. Antón, *RTB 2002: comentarios al nuevo Reglamento Electrotécnico para Baja Tensión*: Profepro, 2002.
- [97] H. Rashid, *Fundamentals of Power Electronics*: IEEE, 1996.
- [98] W. Turbines, "Part 12-1: Power performance measurements of electricity producing wind turbines; IEC TC/SC 88," IEC 61400-12-12005.
- [99] E. Van der Hooft, P. Schaak, and T. Van Engelen, "Wind turbine control algorithms," *DOWEC project-DOWEC-F1W1-EH-03-094/0, Task-3 report*, 2003.
- [100] D. Leith and W. Leithead, "Implementation of wind turbine controllers," *International Journal of Control*, vol. 66, pp. 349-380, 1997.
- [101] E. Bossanyi, "Wind turbine control for load reduction," *Wind Energy*, vol. 6, pp. 229-244, 2003.

- [102] A. Cooperman and M. Martinez, "Load monitoring for active control of wind turbines," *Renewable & Sustainable Energy Reviews*, vol. 41, pp. 189-201, Jan 2015.
- [103] Y. Zhang, Z. Chen, W. Hu, and M. Cheng, "Flicker Mitigation by Individual Pitch Control of Variable Speed Wind Turbines With DFIG," *Ieee Transactions on Energy Conversion*, vol. 29, pp. 20-28, Mar 2014.
- [104] I. R. Gasch and I. J. Twele, "Supervisory and control systems for wind turbines," in *Wind Power Plants*, ed: Springer, 2012, pp. 400-427.
- [105] L. Y. Pao and K. E. Johnson, "Control of Wind Turbines," *Control Systems, IEEE*, vol. 31, pp. 44-62, 2011.
- [106] M. Szmechta, "The Analysis of Wind Turbine Construction Safety System that Uses Vibroacoustic Diagnostics," *Acta Physica Polonica A*, vol. 124, pp. 574-577, 2013.
- [107] W. Leithead, "Effective wind speed models for simple wind turbine simulations," in *British Wind Energy Conference, 1992*, pp. 321-326.
- [108] V. Petrović, M. Jelavić, and M. Baotić, "Advanced control algorithms for reduction of wind turbine structural loads," *Renewable Energy*, vol. 76, pp. 418-431, 2015.
- [109] T. Pedersen, N. Sørensen, H. Madsen, R. Møller, M. Courtney, P. Enevoldsen, *et al.*, "Spinner anemometry-an innovative wind measurement concept," *EWEC2007 Milan, 2007*.
- [110] K. A. Kragh and M. H. Hansen, "Load alleviation of wind turbines by yaw misalignment," *Wind Energy*, vol. 17, pp. 971-982, Jul 2014.
- [111] C. L. Bottasso and C. E. D. Riboldi, "Estimation of wind misalignment and vertical shear from blade loads," *Renewable Energy*, vol. 62, pp. 293-302, 2// 2014.
- [112] K. A. Kragh, P. A. Fleming, and A. K. Scholbrock, "Increased Power Capture by Rotor Speed-Dependent Yaw Control of Wind Turbines," *Journal of Solar Energy Engineering-Transactions of the Asme*, vol. 135, Aug 2013.
- [113] E. De Vries, "Development of two-bladed offshore wind turbine," *Wind Stats Report*, vol. 24, 2011.
- [114] E. Bossanyi, T. Delouvrié, and S. Lindahl, "Long-term simulations for optimising yaw control and start-stop strategies," *EWEA Annual Event, 2013*.
- [115] M. G. Kim and P. H. Dalhoff, "Yaw Systems for wind turbines - Overview of concepts, current challenges and design methods," in *5th Science of Making Torque from Wind Conference*, Tech Univ Denmark, Copenhagen, DENMARK, 2014.
- [116] W. Zhao and K. Stol, "Individual blade pitch for active yaw control of a horizontal-axis wind turbine," in *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007*, pp. 8-11.
- [117] S. T. Navalkar, J. W. van Wingerden, and G. A. M. van Kuik, "Individual blade pitch for yaw control," *Science of Making Torque from Wind 2014 (Torque 2014)*, vol. 524, 2014 2014.
- [118] D. Bourlis and J. Bleijs, "Control Of Stall-Regulated Variable Speed Wind Turbine, based on wind speed estimation using an adaptive Kalman filter," *dynamics*, vol. 20, 1996.
- [119] H. Jafarnejadsani and J. Pieper, "Gain-Scheduled l(1)-Optimal Control of Variable-Speed-Variable-Pitch Wind Turbines," *Ieee Transactions on Control Systems Technology*, vol. 23, pp. 372-379, Jan 2015.
- [120] C. J. Spruce and J. K. Turner, "Tower Vibration Control of Active Stall Wind Turbines," *Ieee Transactions on Control Systems Technology*, vol. 21, pp. 1049-1066, Jul 2013.
- [121] F. D. Bianchi, H. De Battista, and R. J. Mantz, "Optimal gain-scheduled control of fixed-speed active stall wind turbines," *Iet Renewable Power Generation*, vol. 2, pp. 228-238, Dec 2008.
- [122] A. Burlibasa, I. Munteanu, and A. I. Bratcu, "Unitary power control strategy for low-power wind energy conversion system using active speed stall control for full-load regime," *Iet Renewable Power Generation*, vol. 8, pp. 696-706, Aug 2014.
- [123] C. Carrillo, A. F. Obando Montaña, J. Cidrás, and E. Díaz-Dorado, "Review of power curve modelling for wind turbines," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 21, pp. 572-581, 2013.
- [124] M. Lydia, S. S. Kumar, A. I. Selvakumar, and G. E. Prem Kumar, "A comprehensive review on wind turbine power curve modeling techniques," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, vol. 30, pp. 452-460, 2014.
- [125] !!! INVALID CITATION !!!
- [126] B. Neammanee, S. Sirisumrannukul, and S. Chatratana, *Control Strategies for Variable-speed Fixed-pitch Wind Turbines*, 2010.
- [127] B. Neammanee, K. Krajangpan, S. Sirisumrannukul, and S. Chatrattana, "Maximum peak power tracking-based control algorithms with stall regulation for optimal wind energy capture," in *Power Conversion Conference-Nagoya, 2007. PCC'07, 2007*, pp. 1424-1430.



- [128] K. E. Johnson, L. J. Fingersh, M. J. Balas, and L. Y. Pao, "Methods for increasing region 2 power capture on a variable-speed wind turbine," *Journal of Solar Energy Engineering-Transactions of the ASME*, vol. 126, pp. 1092-1100, Nov 2004.
- [129] L. J. Fingersh and P. W. Carlin, *Results from the NREL variable-speed test bed*. National Renewable Energy Laboratory, 1997.
- [130] M. J. B. Y. J. Lee and L. Kendall, "Disturbance tracking control theory with application to horizontal axis wind turbines," 1998.
- [131] R. Rocha, P. Resende, J. L. Silvino, and M. V. Bortolus, "Control of stall regulated wind turbine through  $H_{\infty}$  loop shaping method," in *Control Applications, 2001.(CCA'01). Proceedings of the 2001 IEEE International Conference on*, 2001, pp. 925-929.
- [132] K. Ogata, "Modern Control Engineering," 2001.
- [133] I. M. Horowitz and M. Sidi, "Synthesis of feedback systems with large plant ignorance for prescribed time-domain tolerances†," *International Journal of Control*, vol. 16, pp. 287-309, 1972.
- [134] M. G. Martínez, "Síntesis de controladores robustos mediante el análisis de la compatibilidad de especificaciones e incertidumbre," Universidad Pública de Navarra, 2001.
- [135] M. H. Hansen, A. D. Hansen, T. J. Larsen, S. Øye, P. Sørensen, and P. Fuglsang, *Control design for a pitch-regulated, variable speed wind turbine*, 2005.
- [136] F. Bianchi, R. Sánchez-Peña, and M. Guadayol, "Gain scheduled control based on high fidelity local wind turbine models," *Renewable energy*, vol. 37, pp. 233-240, 2012.
- [137] F. D. Bianchi and R. S. S. Peña, "Interpolation for gain-scheduled control with guarantees," *Automatica*, vol. 47, pp. 239-243, 2011.
- [138] A. Kumar and K. Stol, "Scheduled model predictive control of a wind turbine," in *Proceedings of AIAA/ASME Wind Energy Symposium*, 2009.
- [139] B. Boukhezzar and H. Siguerdidjane, "Nonlinear control with wind estimation of a DFIG variable speed wind turbine for power capture optimization," *Energy Conversion and Management*, vol. 50, pp. 885-892, 2009.
- [140] A. Lasheen and A. L. Elshafei, "Wind-turbine collective-pitch control via a fuzzy predictive algorithm," *Renewable Energy*, vol. 87, pp. 298-306, 2016.
- [141] R. Gao and Z. Gao, "Pitch control for wind turbine systems using optimization, estimation and compensation," *Renewable Energy*, vol. 91, pp. 501-515, 2016.
- [142] Y. Ren, L. Li, J. Brindley, and L. Jiang, "Nonlinear PI control for variable pitch wind turbine," *Control Engineering Practice*, 2016.
- [143] X.-x. Yin, Y.-g. Lin, W. Li, Y.-j. Gu, X.-j. Wang, and P.-f. Lei, "Design, modeling and implementation of a novel pitch angle control system for wind turbine," *Renewable Energy*, vol. 81, pp. 599-608, 2015.
- [144] P. Caselitz, W. Kleinkauf, T. Krüger, J. Petschenka, M. Reichardt, and K. Störzel, "Reduction of fatigue loads on wind energy converters by advanced control methods," in *EWEC-CONFERENCE*, 1997, pp. 555-558.
- [145] S. A. Frost, M. J. Balas, and A. D. Wright, "Direct adaptive control of a utility-scale wind turbine for speed regulation," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 19, pp. 59-71, 2009.
- [146] J. George, P. Singla, and J. L. Crassidis, "Adaptive disturbance accommodating controller for uncertain stochastic systems," in *American Control Conference, 2009. ACC'09*, 2009, pp. 2599-2605.
- [147] R. M. Imran, D. Akbar Hussain, and M. Soltani, "DAC with LQR control design for pitch regulated variable speed wind turbine," in *Telecommunications Energy Conference (INTELEC), 2014 IEEE 36th International*, 2014, pp. 1-6.
- [148] A. D. Wright, *Modern control design for flexible wind turbines*. National Renewable Energy Laboratory Golden, CO, USA, 2004.
- [149] J. Freeman and M. Balas, "An investigation of variable speed horizontal-axis wind turbines using direct model-reference adaptive control," in *Proc. 18th ASME Wind Energy Symp*, 1999, pp. 66-76.
- [150] A. Kalbat, "Linear Quadratic Gaussian (LQG) control of Wind turbines," in *Electric Power and Energy Conversion Systems (EPECS), 2013 3rd International Conference on*, 2013, pp. 1-5.
- [151] R. M. Imran, D. Akbar Hussain, and Z. Chen, "LQG controller design for pitch regulated variable speed wind turbine," in *Energy Conference (ENERGYCON), 2014 IEEE International*, 2014, pp. 101-105.
- [152] M. B. SMIDA and A. SAKLY, "Pitch Angle Control for Variable Speed Wind Turbines."

- [153] M. Barroso Montes, "Optimal Control of Wind Turbines in Strong Wind Conditions," 2011.
- [154] L. Bianchi, M. Dorigo, L. M. Gambardella, and W. J. Gutjahr, "A survey on metaheuristics for stochastic combinatorial optimization," *Natural Computing: an international journal*, vol. 8, pp. 239-287, 2009.
- [155] R. T. Marler and J. S. Arora, "Survey of multi-objective optimization methods for engineering," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 26, pp. 369-395, 2004.
- [156] E. K. Burke and G. Kendall, *Search Methodologies: Introductory Tutorials in Optimization and Decision Support Techniques*: Imprint: Springer, 2013.
- [157] K. Proos, G. Steven, O. Querin, and Y. Xie, "Multicriterion evolutionary structural optimization using the weighting and the global criterion methods," *AIAA journal*, vol. 39, pp. 2006-2012, 2001.
- [158] A. Osyczka, "An approach to multicriterion optimization problems for engineering design," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 15, pp. 309-333, 1978.
- [159] S. Rao and T. Freiheit, "A modified game theory approach to multiobjective optimization," *Journal of Mechanical Design*, vol. 113, pp. 286-291, 1991.
- [160] X. Li, "A non-dominated sorting particle swarm optimizer for multiobjective optimization," in *Genetic and Evolutionary Computation—GECCO 2003*, 2003, pp. 37-48.
- [161] K. Deb, S. Agrawal, A. Pratap, and T. Meyarivan, "A fast elitist non-dominated sorting genetic algorithm for multi-objective optimization: NSGA-II," *Lecture notes in computer science*, vol. 1917, pp. 849-858, 2000.
- [162] D. S. C. Federico and N. H. Antonio, *Métodos numéricos aplicados a la ingeniería*: Grupo Editorial Patria, 2014.
- [163] J. M. Larrañaga Lesaca, E. Zulueta Guerrero, F. Elizagarate Ubis, and J. Alzola Bernardo, "Algoritmos meméticos en problemas de investigación operativa," 2011.
- [164] S. Gaspers, E. J. Kim, S. Ordyniak, S. Saurabh, and S. Szeider, "Don't Be Strict in Local Search!," *arXiv preprint arXiv:1208.1688*, 2012.
- [165] X.-S. Yang and M. Karamanoglu, "1 Swarm Intelligence and Bio-Inspired Computation: An Overview," *Swarm Intelligence and Bio-Inspired Computation: Theory and Applications*, p. 1, 2013.
- [166] C. Blum and A. Roli, "Metaheuristics in combinatorial optimization: Overview and conceptual comparison," *ACM Computing Surveys (CSUR)*, vol. 35, pp. 268-308, 2003.
- [167] X.-S. Yang, "A new metaheuristic bat-inspired algorithm," in *Nature inspired cooperative strategies for optimization (NICSO 2010)*, ed: Springer, 2010, pp. 65-74.
- [168] X.-S. Yang, "Bat algorithm for multi-objective optimisation," *International Journal of Bio-Inspired Computation*, vol. 3, pp. 267-274, 2011.
- [169] R. C. Eberhart and J. Kennedy, "A new optimizer using particle swarm theory," in *Proceedings of the sixth international symposium on micro machine and human science*, 1995, pp. 39-43.
- [170] X.-S. Yang, *Nature-inspired metaheuristic algorithms*: Luniver press, 2010.
- [171] X.-S. Yang and S. Deb, "Cuckoo search via Lévy flights," in *Nature & Biologically Inspired Computing, 2009. NaBIC 2009. World Congress on*, 2009, pp. 210-214.
- [172] D. Manjarres, I. Landa-Torres, S. Gil-Lopez, J. Del Ser, M. N. Bilbao, S. Salcedo-Sanz, *et al.*, "A survey on applications of the harmony search algorithm," *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, vol. 26, pp. 1818-1831, 2013.
- [173] Y. Liu, B. Niu, and Y. Luo, "Hybrid learning particle swarm optimizer with genetic disturbance," *Neurocomputing*, vol. 151, pp. 1237-1247, Mar 3 2015.
- [174] X. Hu, R. C. Eberhart, and Y. Shi, "Particle swarm with extended memory for multiobjective optimization," in *Swarm Intelligence Symposium, 2003. SIS'03. Proceedings of the 2003 IEEE*, 2003, pp. 193-197.
- [175] Y.-c. Chi, J. Fang, X. Wei, and G.-b. Cai, "Improved Particle Swarm Optimization Algorithm Based on Niche, Crossover and Selection Operators," *Journal of System Simulation*, vol. 22, pp. 111-114, Jan. 2010.
- [176] L. dos Santos Coelho and P. Alotto, "Tribes Optimization Algorithm Applied to the Loney's Solenoid," *Magnetics, IEEE Transactions on*, vol. 45, pp. 1526-1529, 2009.
- [177] M. Clerc and J. Kennedy, "The particle swarm-explosion, stability, and convergence in a multidimensional complex space," *Evolutionary Computation, IEEE Transactions on*, vol. 6, pp. 58-73, 2002.
- [178] C.-n. Lin, C.-L. Huo, S.-Y. Lin, Y.-H. Yu, and T.-Y. Sun, "Taguchi-based disturbance with tournament selection to improve on MOPSO," in *Evolutionary Computation (CEC), 2011 IEEE Congress on*, 2011, pp. 1805-1810.

- [179] S. Kiranyaz, J. Pulkkinen, and M. Gabbouj, "Multi-dimensional particle swarm optimization in dynamic environments," *Expert Systems with Applications*, vol. 38, pp. 2212-2223, 2011.
- [180] M. R. Tanweer, S. Suresh, and N. Sundararajan, "Self regulating particle swarm optimization algorithm," *Information Sciences*, vol. 294, pp. 182-202, Feb 10 2015.
- [181] A. Lipowski and D. Lipowska, "Roulette-wheel selection via stochastic acceptance," *Physica A: Statistical Mechanics and its Applications*, vol. 391, pp. 2193-2196, 2012.
- [182] B. Liu, L. Wang, Y.-H. Jin, F. Tang, and D.-X. Huang, "Improved particle swarm optimization combined with chaos," *Chaos, Solitons & Fractals*, vol. 25, pp. 1261-1271, 2005.
- [183] T. M. Blackwell and P. Bentley, "Don't push me! Collision-avoiding swarms," in *Evolutionary Computation, 2002. CEC'02. Proceedings of the 2002 Congress on*, 2002, pp. 1691-1696.
- [184] K. E. Parsopoulos and M. N. Vrahatis, "UPSO: A unified particle swarm optimization scheme," *Lecture series on computer and computational sciences*, vol. 1, pp. 868-873, 2004.
- [185] Z.-x. Liu and H. Liang, "Parameter setting and experimental analysis of the random number in particle swarm optimization algorithm," *Control Theory & Applications*, vol. 27, pp. 1489-96, Nov. 2010.
- [186] M. E. H. Pedersen, "Tuning & simplifying heuristical optimization," University of Southampton, 2010.
- [187] T. Beielstein, K. E. Parsopoulos, and M. N. Vrahatis, "Tuning PSO parameters through sensitivity analysis," Universität Dortmund 2002.
- [188] W.-b. WANG and C. LIN, "Experiment and Analysis of Parameters in Particle Swarm Optimization," *Journal of Xihua University (Natural Science Edition)*, vol. 1, p. 027, 2008.
- [189] A. B. Röhrler and S. Chen, "An analysis of sub-swarms in multi-swarm systems," in *AI 2011: Advances in Artificial Intelligence*, ed: Springer, 2011, pp. 271-280.
- [190] M. Clerc, *Particle Swarm Optimization*: Wiley, 2013.
- [191] I. Kecskés, L. Székács, J. C. Fodor, and P. Odry, "PSO and GA optimization methods comparison on simulation model of a real hexapod robot," in *Computational Cybernetics (ICCC), 2013 IEEE 9th International Conference on*, 2013, pp. 125-130.
- [192] K. E. Parsopoulos and M. N. Vrahatis, "Unified particle swarm optimization for solving constrained engineering optimization problems," in *Advances in natural computation*, ed: Springer, 2005, pp. 582-591.
- [193] A. Lihu and S. Holban, *A study on the minimal number of particles for a simplified particle swarm optimization algorithm*, 2011.
- [194] C. Yongjun, R. Yulong, and T. Fei, "An Improved Particle Swarm Optimization Algorithm based on Adaptive Genetic Strategy for Global Numerical Optimal," *Journal of Software*, vol. 8, pp. 1384-9, June 2013.
- [195] K. E. Parsopoulos, *Particle Swarm Optimization and Intelligence: Advances and Applications: Advances and Applications*: Information Science Reference, 2010.
- [196] A. H. Mahdi, J. Mohanan, M. A. Kalil, and A. Mitschele-Thiel, "Adaptive discrete particle swarm optimization for cognitive radios," in *Communications (ICC), 2012 IEEE International Conference on*, 2012, pp. 6550-6554.
- [197] L. Zhixiong, "Empirical study of the random number parameter setting for particle swarm optimization algorithm," in *2010 IEEE Fifth International Conference on Bio-Inspired Computing: Theories and Applications*, ed: Ieee, 2010, pp. 246-252.
- [198] P. L'Ecuyer, *Random number generation*: Springer, 2012.
- [199] D. Ke and T. Ying, "Comparison of random number generators in Particle Swarm Optimization algorithm," *2014 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC)*, pp. 2664-71, 2014 2014.
- [200] M. Matsumoto and T. Nishimura, "Mersenne twister: a 623-dimensionally equidistributed uniform pseudo-random number generator," *ACM Transactions on Modeling and Computer Simulation (TOMACS)*, vol. 8, pp. 3-30, 1998.
- [201] S. J. Louis and J. McDonnell, "Learning with case-injected genetic algorithms," *Evolutionary Computation, IEEE Transactions on*, vol. 8, pp. 316-328, 2004.
- [202] R. Courant, "Variational methods for the solution of problems of equilibrium and vibrations," *Bull. Amer. Math. Soc*, vol. 49, pp. 1-23, 1943.
- [203] H. Schwefel, "Evolution and Optimum Seeking. 1995," ed: John Wiley & Sons, 1995.
- [204] L. A. Vardhan and A. Vasani, "Evaluation of penalty function methods for constrained optimization using particle swarm optimization," in *Image Information Processing (ICIIP), 2013 IEEE Second International Conference on*, 2013, pp. 487-492.

- [205] J. A. Joines and C. R. Houck, "On the use of non-stationary penalty functions to solve nonlinear constrained optimization problems with GA's," in *Evolutionary Computation, 1994. IEEE World Congress on Computational Intelligence, Proceedings of the First IEEE Conference on*, 1994, pp. 579-584.
- [206] Z. Michalewicz, "A Survey of Constraint Handling Techniques in Evolutionary Computation Methods," *Evolutionary Programming*, vol. 4, pp. 135-155, 1995.
- [207] K. Zielinski, D. Peters, and R. Laur, "Stopping criteria for single-objective optimization," in *Proceedings of the Third International Conference on Computational Intelligence, Robotics and Autonomous Systems*, 2005.
- [208] A. Banks, J. Vincent, and C. Anyakoha, "A review of particle swarm optimization. Part II: hybridisation, combinatorial, multicriteria and constrained optimization, and indicative applications," *Natural Computing*, vol. 7, pp. 109-124, 2008.
- [209] A. S. Fraser, "Simulation of genetic systems by automatic digital computers vi. epistasis," *Australian Journal of Biological Sciences*, vol. 13, pp. 150-162, 1960.
- [210] H. J. Bremermann, "Optimization through evolution and recombination," *Self-organizing systems*, vol. 93, p. 106, 1962.
- [211] J. H. Holland, *Adaptation in natural and artificial systems: an introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence*: U Michigan Press, 1975.
- [212] L. Jize, S. Ping, and L. Kejie, "A modified particle swarm optimization with adaptive selection operator and mutation operator," *2008 International Conference on Computer Science and Software Engineering (CSSE 2008)*, pp. 1199-202, 2008 2008.
- [213] P. Ghamisi and J. A. Benediktsson, "Feature Selection Based on Hybridization of Genetic Algorithm and Particle Swarm Optimization," *Ieee Geoscience and Remote Sensing Letters*, vol. 12, pp. 309-313, Feb 2015.
- [214] D. E. Golberg, "Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning," *Addion wesley*, vol. 1989, 1989.
- [215] X. Xia, "Particle swarm optimization method based on chaotic local search and roulette wheel mechanism," *Physics Procedia*, vol. 24, pp. 269-275, 2012.
- [216] J. Pérez and J. Basterrechea, "Particle swarm optimization with tournament selection for linear array synthesis," *Microwave and optical technology letters*, vol. 50, pp. 627-632, 2008.
- [217] R. Golubovic, I. Stevanovic, D. Olcan, and J. Mosig, "Can tournament selection improve performances of the classical particle swarm optimization algorithm?," *2009 3rd European Conference on Antennas and Propagation. EuCAP 2009*, pp. 506-9, 2009 2009.
- [218] D. E. Goldberg and K. Deb, "A comparative analysis of selection schemes used in genetic algorithms," *Foundations of genetic algorithms*, vol. 1, pp. 69-93, 1991.
- [219] W.-D. Chang, "A multi-crossover genetic approach to multivariable PID controllers tuning," *Expert Systems with Applications*, vol. 33, pp. 620-626, 2007.
- [220] Y.-P. Chen, W.-C. Peng, and M.-C. Jian, "Particle swarm optimization with recombination and dynamic linkage discovery," *Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, IEEE Transactions on*, vol. 37, pp. 1460-1470, 2007.
- [221] A. Engelbrecht, "Asynchronous particle swarm optimization with discrete crossover," in *Swarm Intelligence (SIS), 2014 IEEE Symposium on*, 2014, pp. 1-8.
- [222] Y.-T. Kao and E. Zahara, "A hybrid genetic algorithm and particle swarm optimization for multimodal functions," *Applied Soft Computing*, vol. 8, pp. 849-857, 2008.
- [223] N. Li, Y.-Q. Qin, D.-B. Sun, and T. Zou, "Particle swarm optimization with mutation operator," in *Machine Learning and Cybernetics, 2004. Proceedings of 2004 International Conference on*, 2004, pp. 2251-2256.
- [224] R. Bellman, "Dynamic programming and Lagrange multipliers," *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, vol. 42, p. 767, 1956.
- [225] A. M. Turing, "Computing machinery and intelligence," *Mind*, pp. 433-460, 1950.
- [226] L. Chunming, X. Xin, and H. Dwen, "Multiobjective Reinforcement Learning: A Comprehensive Overview," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 45, pp. 385-98, March 2015.
- [227] R. A. Howard, "DYNAMIC PROGRAMMING AND MARKOV PROCESSES," 1960.
- [228] R. Bellman, "A MARKOVIAN DECISION PROCESS," *Journal of Mathematics and Mechanics*, vol. 6, pp. 679-684, 1957.
- [229] C. J. C. H. Watkins, "Learning from delayed rewards," University of Cambridge England, 1989.
- [230] C. J. Watkins and P. Dayan, "Q-learning," *Machine learning*, vol. 8, pp. 279-292, 1992.



- [231] X.-l. Li, J.-G. Park, and H.-B. Shin, "Comparison and evaluation of anti-windup PI controllers," *Journal of Power Electronics*, vol. 11, pp. 45-50, 2011.
- [232] R. Hanus, M. Kinnaert, and J.-L. Henrotte, "Conditioning technique, a general anti-windup and bumpless transfer method," *Automatica*, vol. 23, pp. 729-739, 1987.
- [233] J.-W. Choi and S.-C. Lee, "Antiwindup strategy for PI-type speed controller," *Industrial Electronics, IEEE Transactions on*, vol. 56, pp. 2039-2046, 2009.
- [234] J. Espina, A. Arias, J. Balcells, and C. Ortega, "Speed anti-windup PI strategies review for field oriented control of permanent magnet synchronous machines," in *Compatibility and Power Electronics, 2009. CPE'09*, 2009, pp. 279-285.
- [235] C. Chapra Steven and C. Raymond, "Métodos numéricos para ingenieros," *Editorial Mc Graw-Hill 4ª. Edición. México*, 2002.