

南極エアロゾル観測用高高度滑空型UAVの研究

堤, 雅貴

<https://hdl.handle.net/2324/7363786>

出版情報 : Kyushu University, 2024, 博士 (工学), 課程博士
バージョン :
権利関係 :



南極エアロゾル観測用高高度滑空型 UAV の研究

九州大学大学院 工学府 航空宇宙工学専攻

堤 雅貴

January 16, 2025

目次

第 1 章	序論	15
1.1	はじめに	15
1.2	研究背景	16
1.3	研究目的	18
1.4	論文構成	18
第 2 章	南極エアロゾル観測と問題点	20
2.1	無人航空機を用いたエアロゾル回収方法	20
2.2	気球と UAV の組み合わせによるエアロゾル観測	21
2.2.1	第 54 次南極地域観測隊におけるエアロゾル観測	21
2.2.2	第 56 次南極地域観測隊におけるエアロゾル観測	22
2.2.3	第 60 次南極地域観測隊におけるエアロゾル観測	23
2.3	現在のエアロゾル観測における問題点	24
2.3.1	高高度飛行状態における空力特性について	24
2.3.2	飛行制御装置の問題点	25
2.4	第 2 章の結論	26
第 3 章	新型飛行制御装置の開発	27
3.1	初代飛行制御装置 (AP-CUB-G1)	27
3.2	AP-CUB-G1 の問題点と新型飛行制御装置 (AP-CUB-G2) の要求仕様	29
3.2.1	AP-CUB-G1 の問題点	29
3.2.2	AP-CUB-G2 の要求仕様	30
3.3	新型飛行制御装置 (AP-CUB-G2)	31
3.4	主な改良点	35
3.5	AP-CUB-G2 のソフトウェア	36
3.6	第 3 章の結論	37

第 4 章	空力特性推定方法及び南極における飛行試験	38
4.1	PSB を用いた空力特性推定の原理	38
4.1.1	座標軸の定義	38
4.1.2	飛行実験での空気力・空気力モーメントの取得方法	38
4.1.3	PSB を用いた空気力・空気力モーメントの取得方法	41
4.2	Movable Parachute Sting Balance(MPSB) を用いた空力特性取得	45
4.2.1	MPSB の開発及び構成	45
4.2.2	空力特性推定のためのデータ解析手法	48
	空気力の準定常性の仮定	48
	重回帰分析	48
4.3	MPSB を利用した国内試験	49
4.3.1	国内 MPSB 試験の手順	49
4.3.2	国内 MPSB 試験結果	51
4.3.3	国内 MPSB 試験結果の考察及び適正な迎角とするための対策	52
4.4	南極における空力特性推定試験	53
4.4.1	試験装置	54
	試験システム全体	54
	供試機体	55
	地上システム (グラウンドステーション)	55
4.4.2	試験手順	56
4.4.3	試験結果	57
4.5	MPSB 試験で取得した画像データを用いた空力特性推定	60
4.5.1	パラシュートが UAV に与える力の推定	60
4.5.2	空力特性の推定	63
4.5.3	パラシュートが及ぼす力及びロープの角度の推定誤差による影響の調査	65
4.6	第 4 章の結論	68
第 5 章	風洞試験による空力特性の推定	70
5.1	計測原理	70
5.1.1	空気力・モーメントの算出方法	70
5.1.2	モーメントの変換	71
5.1.3	機体軸から安定軸への力の変換及び空気力の無次元化	73
5.1.4	数学モデル	73

5.2	風洞設備	74
5.3	風洞試験システム全体概要	75
5.4	機体および使用機器	76
5.4.1	機体	76
5.4.2	産業用ロボット	77
5.4.3	計測機器	78
	6 分力天秤	78
	制御装置 (AP-CUB-G2)	79
	エアデータセンサ	79
	XBee	80
	データロガー	81
	モニタリングソフトウェア	81
5.4.4	計測するパラメータ	82
5.5	試験方法	83
5.5.1	Phoenix-S の模擬飛行高度	83
5.5.2	実験内容	83
5.6	試験結果	84
5.7	MPSB 試験結果との比較	86
5.8	第 5 章の結論	88
第 6 章	制御系ゲイン設計	89
6.1	運動方程式の線形化	89
6.2	ゲイン設計	92
6.2.1	制御則について	92
	縦運動制御則	92
	横・方向運動制御則	92
6.2.2	ゲイン決定及び安定解析	93
6.3	閉ループ特性確認	100
6.4	第 6 章の結論	101
第 7 章	モンテカルロシミュレーションによるロバスト性の評価	103
7.1	モンテカルロシミュレーション実施の目的	103
7.2	引き起こし時の制御	103

7.3	モンテカルロシミュレーション	104
7.3.1	6DOF シミュレータ	104
7.3.2	変更微係数	104
7.3.3	シミュレーション条件	105
7.3.4	シミュレーション結果	106
7.3.5	飛行破綻に影響を及ぼすパラメータの検出	108
7.4	第7章の結論	113
第8章	結論	115
	謝辞	117
	参考文献	120
Appendix A	新型飛行制御装置ソフトウェア詳細	124
Appendix B	供試機体諸元	127
B.1	機体諸元	127
B.1.1	Phoenix-S 各部の諸元	127
B.1.2	各部諸元をもとに算出される定数	129
B.2	定式化	132
B.2.1	諸元より算出される定数	132
Appendix C	南極 MPSB 試験詳細	136
C.1	全試験区間	136
C.2	気球分離直前	142
C.3	パラシュート降下中	148
C.4	引き起こしモード中	154
C.5	滑空モード中	160
C.5.1	滑空モード中の制御則	160
C.5.2	滑空モード中の飛行データ	161
Appendix D	使用微係数について	168
D.1	静的微係数	168
D.2	動的微係数	172
D.2.1	風洞試験で測定を実施した微係数	172

	C_{Y_r} に関して	173
	C_{n_p} に関して	175
D.2.2	風洞試験で測定されていない微係数	176
Appendix E 縦, 横の誘導制御則について		179
E.1	TECS	179
E.1.1	縦の誘導則	179
E.1.2	縦の制御則	180
E.2	THCS	181
E.2.1	横の誘導則	181
	直線飛行時	182
	旋回飛行時	182
E.2.2	横の制御則	185
E.3	滑空飛行時の制御則	187
E.3.1	縦の制御則	187
E.3.2	横の制御則	187
Appendix F 6dof シミュレータについて		189
F.1	6dof シミュレータ全体概要	189
F.2	航空機モデル	190
F.3	空力モデル	190
F.4	並進の運動方程式	192
F.5	回転の運動方程式	193
F.6	姿勢の方程式	194
F.6.1	四元数での姿勢の表し方	194
F.6.2	四元数からオイラー角への変換	195
F.7	位置の方程式	196
F.8	コントローラー	197
F.9	サーボモデル	198
F.10	ガストモデル	198

図目次

1.1	磁場観測用 UAV Phoenix-LR ¹⁾	15
1.2	放射線測量無人機 UARMS ²⁾	15
1.3	エアロゾルサンプルの例 ¹⁰⁾	17
1.4	気球分離方式ミッションプロファイル	17
1.5	二段分離方式ミッションプロファイル	18
2.1	Phoenix	21
2.2	Phoenix-S	22
2.3	Phoenix-S(滑空型)	24
2.4	Phoenix-S の運動包囲線図 (Flight envelop)	25
3.1	AP-CUB-G1 の外観	28
3.2	AP-CUB-G1 のハードウェア構成	28
3.3	AP-CUB-G2 の外観	31
3.4	AP-CUB-G2 のハードウェア構成	32
3.5	3DM-GX5-45	33
3.6	自作ベーン	34
3.7	5 孔ピトー静圧管図	34
3.8	5 孔ピトー静圧管写真	35
3.9	SouthernCross 内のタスク間のデータ授受の関係	36
4.1	機体軸, 風軸, 安定軸の定義	39
4.2	姿勢角および角速度の定義	39
4.3	舵角の定義	39
4.4	パラシュート展開中の機体に働く力の関係	42
4.5	パラシュート展開中の機体重心にローリングモーメントを発生させる力とモーメント	44

4.6	パラシュート展開中の機体重心にピッチングモーメントを発生させる力とモーメント . . .	44
4.7	パラシュート展開中の機体重心にヨーイングモーメントを発生させる力とモーメント . . .	44
4.8	MPSB の外観スケッチ	45
4.9	ピッチ方向スティング変更	46
4.10	ヨー方向スティング変更	46
4.11	超小型 6 分力天秤	47
4.12	MPSB 構成写真	47
4.13	パラシュート	48
4.14	国内 MPSB 試験手順	50
4.15	国内 MPSB 試験 GPS 高度時歴データ	51
4.16	国内 MPSB 試験 IAS 及び迎角時歴データ	52
4.17	MPSB スティング先端改良の概略図	53
4.18	改良された MPSB スティングを使用した際のシミュレーション結果	53
4.19	南極試験システム全体図	54
4.20	試験直前の Phoenix-S	55
4.21	Digi モデム	56
4.22	八木アンテナ及び自動追尾装置外観	56
4.23	PolarStar 画面 (Instrument Parameters)	57
4.24	PolarStar 画面 (Control Parameters)	57
4.25	南極 MPSB 試験気圧高度時歴データ	58
4.26	南極 MPSB 試験における動圧及び迎角時歴データ	59
4.27	南極 MPSB 試験における飛行レイノルズ数及びマッハ数	59
4.28	カメラ搭載位置とカメラ画角	60
4.29	パラシュート降下中のカメラ画像	61
4.30	パラシュートが与える力の概略図	61
4.31	パラシュート位置と角度の定義	62
4.32	パラシュートと UAV の幾何学的関係	63
4.33	MPSB 試験より推定した揚力係数と迎角の関係	64
4.34	MPSB 試験より推定した抗力係数と迎角の関係	64
4.35	MPSB 試験より推定したピッチングモーメント係数と迎角の関係	65
4.36	揚力係数に関する推定誤差による影響調査	66
4.37	抗力係数に関する推定誤差による影響調査	67
4.38	ピッチングモーメント係数に関する推定誤差による影響調査	67

5.1	風洞試験テア (風袋) 取得イメージ	71
5.2	X_B 軸周りの力の関係	71
5.3	Y_B 軸周りの力の関係	72
5.4	Z_B 軸周りの力の関係	72
5.5	低騒音風洞実験施設の外観	75
5.6	風洞試験システム全体図	76
5.7	第 2 測定部内に設置した産業用ロボットと Phoenix-S	77
5.8	RS080N の外観 ³⁸⁾	77
5.9	6 分力検出器 LMC-61212-200N	79
5.10	機体取り付けの様子	79
5.11	MES-9-1024P の外観	80
5.12	エアデータセンサの外観	80
5.13	XBee の外観	81
5.14	データロガーの外観	81
5.15	風洞試験用 Polar Star の基本操作画面	82
5.16	風洞試験 揚力係数と迎角の関係	84
5.17	風洞試験 抗力係数と迎角の関係	85
5.18	風洞試験 ピッチングモーメント係数と迎角の関係	85
5.19	各試験比較 揚力係数と迎角の関係	86
5.20	各試験比較 抗力係数と迎角の関係	87
5.21	各試験比較 ピッチングモーメント係数と迎角の関係	87
6.1	縦運動特性根位置	90
6.2	縦運動特性根位置 拡大図	90
6.3	横・方向運動特性根位置	91
6.4	横・方向運動特性根位置 拡大図	91
6.5	縦運動制御則 ブロック線図	92
6.6	横運動制御則 ブロック線図	93
6.7	ピッチダンパー ボード線図	95
6.8	ピッチダンパー ゲイン余裕	95
6.9	ピッチダンパー 位相余裕	95
6.10	速度制御 ボード線図	96
6.11	速度制御 ゲイン余裕	96

6.12	速度制御 位相余裕	96
6.13	ヨーダンパー ボード線図	97
6.14	ヨーダンパー ゲイン余裕	97
6.15	ヨーダンパー 位相余裕	97
6.16	方位変化率制御 ボード線図	98
6.17	方位角変化率制御 ゲイン余裕	98
6.18	方位角変化率制御 位相余裕	98
6.19	機体軸 Y 軸加速度制御 ボード線図	99
6.20	機体軸 Y 軸加速度制御 ゲイン余裕	99
6.21	機体軸 Y 軸加速度制御 位相余裕	99
6.22	縦運動閉ループ極位置	100
6.23	縦運動開ループ極位置	100
6.24	縦運動閉ループ極位置 拡大図	100
6.25	縦運動開ループ極位置 拡大図	100
6.26	横・方向運動閉ループ極位置	101
6.27	横・方向運動開ループ極位置	101
6.28	横・方向運動閉ループ極位置 拡大図	101
6.29	横・方向運動開ループ極位置 拡大図	101
7.1	迎角制御ブロック線図	104
7.2	最大 EAS (モンテカルロシミュレーション 5000 回分)	106
7.3	最大迎角 (モンテカルロシミュレーション 5000 回分)	107
7.4	最大荷重倍数 (モンテカルロシミュレーション 5000 回分)	107
7.5	飛行破綻への影響の調査 (C_L)	108
7.6	飛行破綻への影響の調査 (C_D)	109
7.7	飛行破綻への影響の調査 (C_m)	110
7.8	飛行破綻への影響の調査 (C_Y)	110
7.9	飛行破綻への影響の調査 (C_l)	111
7.10	飛行破綻への影響の調査 (C_n)	111
7.11	飛行破綻への影響の調査 (角速度)	112
7.12	飛行破綻への影響の調査 (オイラー角)	112
7.13	飛行破綻への影響の調査 (速度)	113

C.1	気圧高度時間履歴データ	136
C.2	Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ	137
C.3	加速度 時間履歴データ	138
C.4	角速度 時間履歴データ	139
C.5	オイラー角 時間履歴データ	140
C.6	舵角 時間履歴データ	141
C.7	気圧高度時間履歴データ (気球分離直前)	142
C.8	Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (気球分離直前)	143
C.9	加速度 時間履歴データ (気球分離直前)	144
C.10	角速度 時間履歴データ (気球分離直前)	145
C.11	オイラー角 時間履歴データ (気球分離直前)	146
C.12	舵角 時間履歴データ (気球分離直前)	147
C.13	気圧高度時間履歴データ (パラシュート降下中)	148
C.14	Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (パラシュート降下中)	149
C.15	迎角及び横滑り角 時間履歴データ (パラシュート降下中)	149
C.16	加速度 時間履歴データ (パラシュート降下中)	150
C.17	角速度 時間履歴データ (パラシュート降下中)	151
C.18	オイラー角 時間履歴データ (パラシュート降下中)	152
C.19	舵角 時間履歴データ (パラシュート降下中)	153
C.20	気圧高度時間履歴データ (引き起こしモード中)	154
C.21	Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (引き起こしモード中)	155
C.22	Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (引き起こしモード中)	155
C.23	加速度 時間履歴データ (引き起こしモード中)	156
C.24	角速度 時間履歴データ (引き起こしモード中)	157
C.25	オイラー角 時間履歴データ (引き起こしモード中)	158
C.26	舵角 時間履歴データ (引き起こしモード中)	159
C.27	滑空モード中の制御則のブロック線図	160
C.28	気圧高度時間履歴データ (滑空モード中)	161
C.29	Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (滑空モード中)	162
C.30	Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (滑空モード中)	162
C.31	滑空モード中の縦運動の制御に関する値の時間履歴データ,	163
C.32	加速度 時間履歴データ (滑空モード中)	164
C.33	角速度 時間履歴データ (滑空モード中)	165

C.34	オイラー角 時間履歴データ (滑空モード中)	166
C.35	舵角 時間履歴データ (滑空モード中)	167
D.1	C_{L_0} 高度ごと比較	168
D.2	C_{L_0} 近似式	168
D.3	C_{L_α} 高度ごと比較	169
D.4	C_{L_α} 近似式	169
D.5	C_{D_0} 高度ごと比較	169
D.6	C_{D_0} 近似式	169
D.7	C_{D_α} 高度ごと比較	169
D.8	C_{D_α} 近似式	169
D.9	$C_{D_{\alpha^2}}$ 高度ごと比較	170
D.10	$C_{D_{\alpha^2}}$ 近似式	170
D.11	C_{m_0} 高度ごと比較	170
D.12	C_{m_0} 近似式	170
D.13	C_{m_α} 高度ごと比較	170
D.14	C_{m_α} 近似式	170
D.15	C_{Y_β} 高度ごと比較	171
D.16	C_{Y_β} 近似式	171
D.17	C_{l_β} 高度ごと比較	171
D.18	C_{l_β} 近似式	171
D.19	C_{n_β} 高度ごと比較	171
D.20	C_{n_β} 近似式	171
D.21	C_{m_q}	172
D.22	C_{Y_p}	173
D.23	C_{l_p}	173
D.24	C_{l_r}	174
D.25	C_{n_r}	174
D.26	動的微係数の風洞試験と DATCOM との比	175
D.27	C_{Y_r}	175
D.28	C_{n_p} 推定値 (風洞試験及び DATCOM)	176
D.29	使用 C_{n_p} 決定図	176
D.30	使用 C_{L_q} 決定図	177

D.31	使用 $C_{L\dot{\alpha}}$ 決定図	178
D.32	使用 $C_{m\dot{\alpha}}$ 決定図	178
E.1	縦の誘導則	179
E.2	縦の制御則	181
E.3	直線飛行時の誘導方法	182
E.4	横の誘導則ブロック図 (直線飛行時)	182
E.5	座標系の定義	183
E.6	旋回飛行時の誘導方法	184
E.7	横の誘導則ブロック図 (旋回飛行時)	184
E.8	横の制御則ブロック図 (通常飛行時)	186
E.9	縦の制御則ブロック図 (滑空飛行時)	187
E.10	横の制御則ブロック図 (滑空飛行時)	188
F.1	非線形シミュレーション概要	189
F.2	航空機モデル	191
F.3	TECS	197
F.4	THCS	197

表目次

2.1	Phoenix 諸元	21
2.2	54 次南極地域観測隊試験記録	22
2.3	Phoenix-S 諸元	23
2.4	56 次南極地域観測隊試験記録	23
2.5	Phoenix-S(滑空型) 諸元	23
2.6	第 60 次南極地域観測隊試験記録	24
3.1	AP-CUB-G1 の諸元	29
3.2	AP-CUB-G2 の諸元	32
3.3	3DM-GX5-45 の諸元	33
3.4	AP-CUB-G1 及び G2 の比較	35
4.1	記号の定義	40
4.2	超小型 6 分力天秤諸元	47
4.3	南極 PSB 実験時 Phoenix-S 諸元	55
5.1	有次元量と無次元量の関係	74
5.2	低騒音風洞の主な諸元	75
5.3	実験時の Phoenix-S の主な諸元	77
5.4	RS080N の主な諸元	78
5.5	LMC-61212-200N の諸元	78
5.6	MES-9-1024P の諸元	80
5.7	XBee の諸元	81
5.8	データロガーの諸元	81
5.9	本研究において計測するパラメータ一覧	82
5.10	実験条件と模擬高度	83

6.1	ゲイン調整結果	94
7.1	変更微係数	105
7.2	シミュレーション条件	105
7.3	飛行破綻条件	105
7.4	シミュレーション結果	108
D.1	風洞試験データ, DATCOM データ (高度 15,19,24km 相当の平均値)	177
F.1	変数定数について	190
F.2	各高度ごとに使用する定数	190
F.3	ガストモデル定数	199

第 1 章

序論

1.1 はじめに

近年，世界各国で無人航空機 (Unmanned Aerial Vehicle, 以下 UAV) の研究・開発が盛んに行われており，磁場観測用 UAV(図 1.1) や，放射線測量の UAV(図 1.2) など様々な目的のものが存在している．



図 1.1 磁場観測用 UAV Phoenix-LR¹⁾



図 1.2 放射線測量無人機 UARMS²⁾

筆者らも UAV の研究開発を行ってきており，最終的に南極において地上から高度 30km までのエアロゾル観測を目的としている．しかし，高高度の飛行では低レイノルズ数，高亜音速領域での飛行となる．高度約 30km における飛行は，地上付近での飛行と比較して地上の約 1/100 の空気密度となることに加え，地上と等動圧であったとしても，低レイノルズ数 (10^4 のオーダー)，高亜音速 ($M \geq 0.3$) となり，空力特性が異なるため，様々な問題が生じる．低レイノルズ数状態では揚力係数に非線形性が生じることや揚抗特性が悪くなることが知られている³⁾．また，一般的に，空気の圧縮性の影響は Prandtl-Glauert 則⁴⁾や，Gothert 則⁵⁾を用いることで補正することができる．しかし，低レイノルズ数かつ高亜音速という領域における飛行についての研究例は，非常に少ない．低レイノルズ数かつ高亜音速となる飛行状態は火星大気内における飛行状態と類似しているため，火星での飛行を目標とした研究が NASA や JAXA 等で実施されている^{6,7)}．本章では，筆者らが使用しているエアロゾル観測用 UAV の研究背景と本研究の目的

を示し、その後、本論文の構成について示す。

1.2 研究背景

筆者らは、福岡大学との共同研究により、南極での高度 30km からの大気エアロゾル観測、サンプルリターンを実施することを最大の目標として、その観測システムのベースとなる高高度滑空型 UAV の開発と南極での運用を行ってきた。この大気エアロゾルサンプル (図 1.3) を回収するためにこれまでは自由気球が用いられてきたが、上空の風に流され観測終了後に観測機器の回収が困難なため高価な観測機器が使い捨てとなることや、サンプルを回収することができないという欠点があった。そこで筆者らは自由気球と UAV を組み合わせた観測方法を開発した^{8,9)}。その観測方法のミッションプロファイルを図 1.4 に示す。この方法は観測装置を搭載した観測用 UAV を自由気球に吊り下げ上昇中にエアロゾル観測を実施し、目標の高度に到達後 UAV が気球を切り離し回収地点まで自動飛行により帰還するという方法である。この方法を用いることにより第 54 次南極地域観測隊では、高度 10km からのエアロゾルサンプル回収に成功している⁸⁾。

このエアロゾル観測が成功した後、ユーザー側から観測上限高度を 30km に変更したいとの要望が出た。この方法を用いて観測高度を上昇させた場合、観測用 UAV はこれまでよりも、より低レイノルズ数、高亜音速状態での飛行を実施する必要がある。このような環境下での UAV の定性的な空力特性は知られているものの、定量的には不明であるためこれまでの制御ゲインによる高高度での自動滑空飛行はリスクが大きい。そのため、空力特性が不明である高高度をパラシュートを用いて安全に降下する二段分離方式という方法を考案した⁹⁾。図 1.5 に二段分離方式のミッションプロファイルを示す。この二段分離方式を用いて第 56 次南極地域観測隊では高度 24km までのエアロゾル観測に成功し、高度 12km からの自動滑空帰還に成功している⁹⁾。

しかし、気球からの分離高度が高くなればなるほど気球上昇中及びパラシュート降下中は風下に流されてしまい自動飛行開始地点から回収地点までの距離が長くなってしまう。さらに二段分離方式を用いると比較的遠距離で高度 12km からの滑空を開始することになる。使用する UAV は動力がある場合でも動力飛行可能な時間は 5 分程度であり、帰還までのほとんどの時間は滑空状態であるため、飛行距離が長く飛行開始高度が低くなる状態では回収地点への帰還が困難となる。そのため、より高い高度から飛行を行うことができるようになれば観測可能な風速条件が緩和され、多くの観測機会を得ることが出来るというメリットがある。

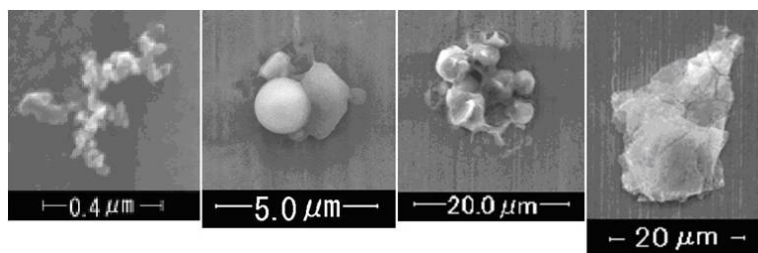
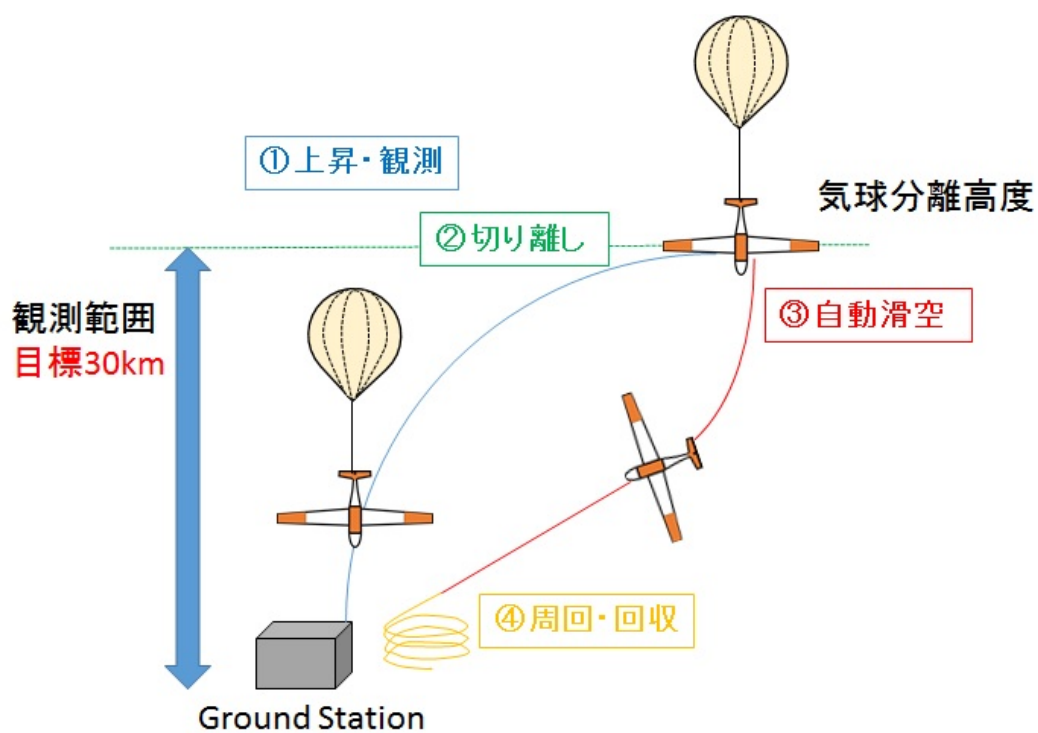
図 1.3 エアロゾルサンプルの例¹⁰⁾

図 1.4 気球分離方式ミッションプロファイル

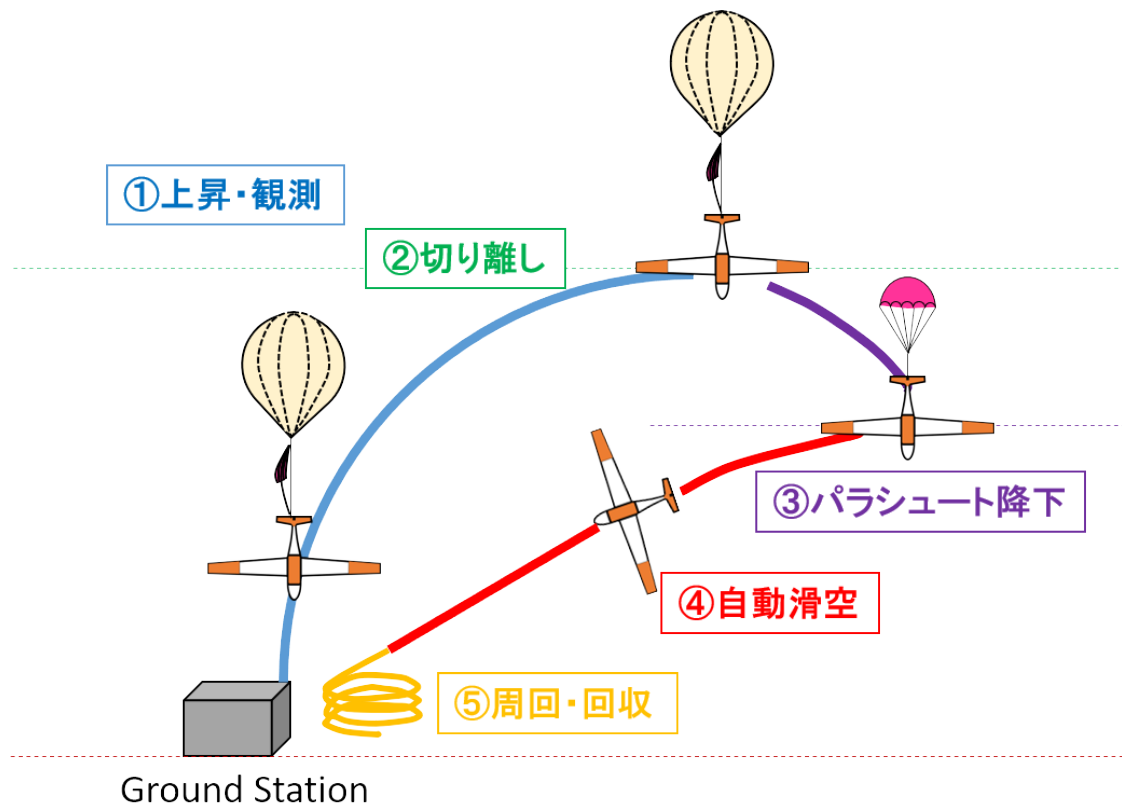


図 1.5 二段分離方式ミッションプロファイル

1.3 研究目的

高度 30km からの自動滑空による帰還という状況を考えると空力特性の異なる環境を飛行することとなり、現在使用している制御系のゲインのみでは対応できないと予想される。そのため各飛行高度での密度、レイノルズ数、マッハ数にあたる空力特性を取得し、各高度ごとに制御系のゲインをスケジューリングする必要がある。そのため高高度の空力特性を推定し、制御可能かどうかの検討を行う。本研究では各高度での UAV の飛行特性を推定し、得られた結果から各高度におけるゲインを設定し、シミュレーションによって高度 30km からの滑空帰還が可能であることを示す。

1.4 論文構成

本論文は全 8 章により構成される。その概要は以下の通りである。

第 1 章では本研究の目標であるエアロゾル観測及びサンプルの回収の方法と、気球と UAV の組み合わせによる方法の特徴と解決すべき課題について説明し、研究目的を述べた。

第 2 章では本研究の南極でのミッションを行うに至った経緯及びミッションを遂行する上での問題点と低レイノルズ数，高亜音速飛行についての先行研究について説明する。

第 3 章では南極での試験を行うために新たに開発した飛行制御装置について説明する。

第 4 章では MPSB と呼ぶ当研究室で開発した装置を用いた空力特性推定の方法について説明し，実際に南極で実施した空力特性取得試験について述べる。

第 5 章では MPSB で取得した空力特性と比較するために実施した風洞試験の結果について記述する。

第 6 章では推定された空力特性を用いて行ったゲイン設計と安定性解析の結果について記述する。

第 7 章では設計した制御ゲインを用いて行った気球分離後の引き起こしから定常滑空に移行するまでのモンテカルロシミュレーションの結果について記述する。

第 8 章では本研究の結論を述べる。

第2章

南極エアロゾル観測と問題点

この章では、南極エアロゾル観測を UAV を用いて実施することになった経緯や、今まで実施されてきた観測の状況や、現状の問題点について詳細に述べる。

2.1 無人航空機を用いたエアロゾル回収方法

大気中を浮遊しているエアロゾル粒子は地球の熱収支や雲活動、また物質循環の観点から見ても大気・気象現象に関与している。1980年代には極成層圏雲が、エアロゾルを介してオゾン層の破壊に関与していることが確認されている¹¹⁾。南極における成層圏のエアロゾルの空間分布や季節変動を観測することは、地球の気候システムを理解する上で非常に重要であり、日本でも1997年の第38次南極地域観測隊から南極地域における上層大気のエアロゾル直接観測が実施されている¹²⁾。エアロゾルの直接観測はエアロゾルゾンデと呼ばれる装置を使用して実施される。エアロゾルの濃度を計測するための粒子計測装置や、エアロゾルを採取するためのサンプラー、気象要素を計測するための装置をゴム気球に懸吊し、気球上昇中に観測を実施する。粒子計測のデータや気象データに関してはデータをダウンリンクさせることが出来るが、エアロゾルのサンプルに関しては気球破裂後、パラシュートによって落下した装置を回収してエアロゾルのサンプルを解析する必要がある。装置の回収を行う必要がある。粒子計測装置やエアロゾルサンプラーは1台百万円程度の値段であり、落下後の回収は限られた予算内での継続的な観測を行う上でも重要である。しかし、落下地点が放球地点よりも数十から数百キロメートルも離れることがあり、使い捨てとなる場合もある。そのため、筆者らによって小型の UAV に観測装置を搭載し、装置を使い捨てにすることなく回収する方法が考案されたという経緯がある。

2.2 気球と UAV の組み合わせによるエアロゾル観測

2.2.1 第54次南極地域観測隊におけるエアロゾル観測

南極における気球と UAV の組み合わせによるエアロゾル観測が最初に実施されたのは、日本の南極観測基地である昭和基地において、2012 年 12 月～2013 年 1 月にかけて行われた第 54 次南極地域観測隊においてである^{8, 13)}。観測方法には図 1.4 に示した通常の気球分離方式を用いた。

観測に使用した UAV は Phoenix と名付けられた筆者らが開発した機体である。Phoenix の外観を図 2.1 に、諸元を表 2.1 に示す。



図 2.1 Phoenix

表 2.1 Phoenix 諸元

全長	1.40[m]
全幅	2.77[m]
主翼面積	0.575[m ²]
全備重量	10.0
動力	モーター
動力飛行可能時間	5[min]

この時の観測結果を表 2.2 に示す。計 5 回の観測を実施し最大高度 10km までのエアロゾル観測及びエアロゾルサンプルリターンに成功し高度 10km からの自動滑空飛行に成功している。

表 2.2 54 次南極地域観測隊試験記録

実験番号	気球分離高度
1	5000[m]
2	5000[m]
3	6000[m]
4	8000[m]
5	10000[m]

2.2.2 第 56 次南極地域観測隊におけるエアロゾル観測

第 54 次南極地域観測隊における観測を終えた 2 年後の 2014 年 12 月～2015 年 1 月には、第 56 次南極地域観測隊において、やはり気球と UAV を組み合わせた観測が実施された^{9, 14, 15)}。場所は昭和基地の東約 20km に位置する S17 と呼ばれる南極大陸上の地点にて実施された。観測方法は図 1.5 に示す二段分離方式を用いた。

観測に使用した UAV は図 2.1 に示す Phoenix を改良した Phoenix-S と名付けられた機体である。Phoenix-S の外観を図 2.2 に、諸元を表 2.3 に示す。Phoenix に比べ全長が 10cm 延長されており、ペイロード搭載部分が広がっている反面、全備重量が増加している。



図 2.2 Phoenix-S

この時の結果を表 2.4 に示す。この観測において地上から高度 24km までのエアロゾル観測を実施した。また、UAV は高度 12km からの滑空帰還に成功している。

表 2.3 Phoenix-S 諸元

全長	1.50[m]
全幅	2.77[m]
主翼面積	0.575[m ²]
全備重量	11.0[kg]
動力	モーター
動力飛行可能時間	5[min]

表 2.4 56 次南極地域観測隊試験記録

実験番号	気球分離高度	滑空開始高度
1	24000[m]	12000[m]

2.2.3 第 60 次南極地域観測隊におけるエアロゾル観測

2018 年 12 月～2019 年 1 月にかけて行われた第 60 次南極地域観測隊における試験は、エアロゾル観測に加えて第 4 章で説明する Movable Parachute Sting Balance(MPSB) の前身である Parachute Sting Balance(PSB)^{16, 17)} と呼ばれる装置を用いて、UAV の空力特性を推定することを目的として実施された。場所は第 56 次南極地域観測隊での観測同様に昭和基地の東約 20km に位置する S17 と呼ばれる南極大陸上の地点にて実施された¹⁸⁾。

観測に使用した UAV は第 56 次南極地域観測隊で用いた Phoenix-S からモーターを取り外した機体である。空力特性推定を行うための装置である PSB と呼ばれる装置を搭載した分の重量増加を、モーター及びモーターバッテリーを取り外すことで相殺している。モーターを取り外し、PSB を取付けた Phoenix-S(滑空型) の外観を図 2.3 に、諸元を表 2.5 に示す。

表 2.5 Phoenix-S(滑空型) 諸元

全長	1.50[m]
全幅	2.77[m]
主翼面積	0.575[m ²]
全備重量	10.2[kg]
動力	なし
その他	PSB 搭載

この時の結果を表 2.6 に示す。この観測では諸事情により高高度の観測を行うことができず、地上から



図 2.3 Phoenix-S(滑空型)

高度 2.6km までのエアロゾル観測を実施することとなった。また、UAV は高度 1.6km からの滑空帰還に成功している。さらにパラシュート降下中に PSB を用いた空力特性推定試験を実施したが、機体の懸吊姿勢が不適切であったために迎角が適切な範囲にないという問題が生じた^{19, 20)}。この問題については第 4 章で説明する。

表 2.6 第 60 次南極地域観測隊試験記録

実験番号	気球分離高度	滑空開始高度
1	2600[m]	1600[m]

2.3 現在のエアロゾル観測における問題点

2.3.1 高高度飛行状態における空力特性について

Phoenix-S の飛行包囲線図 (Flight envelop) を図 2.4 に示す。横軸が真対気速度 (TAS)、縦軸が飛行高度を示している。黒色実線で等レイノルズ数線、黒色破線で等マッハ数線を示している。青色実線が等価対気速度 28m/s の等動圧線を示しており、現在の UAV の目標滑空速度となっている。飛行実績のある領域をピンクのハッチングで示しており、飛行高度が上昇した場合に UAV が遭遇するであろう飛行状態を紫のハッチングで示している。この紫のハッチング領域はピンクの領域に比べてレイノルズ数が低く、マッハ数が高くなっている。このように飛行高度が上昇した場合、飛行状態が変化する。第 1 章でも述べたように、このような空力特性が不明な高度での飛行を回避するために二段分離方式を用いているが、二段分離方式による運用では観測を実施するための上空の風速条件が厳しくなり²¹⁾、すなわち、より弱い風の時しか帰還可能性が無くなってしまうため、観測機会が減少するというデメリットが存在する。そのた

め、より高い高度からの滑空開始が求められている。

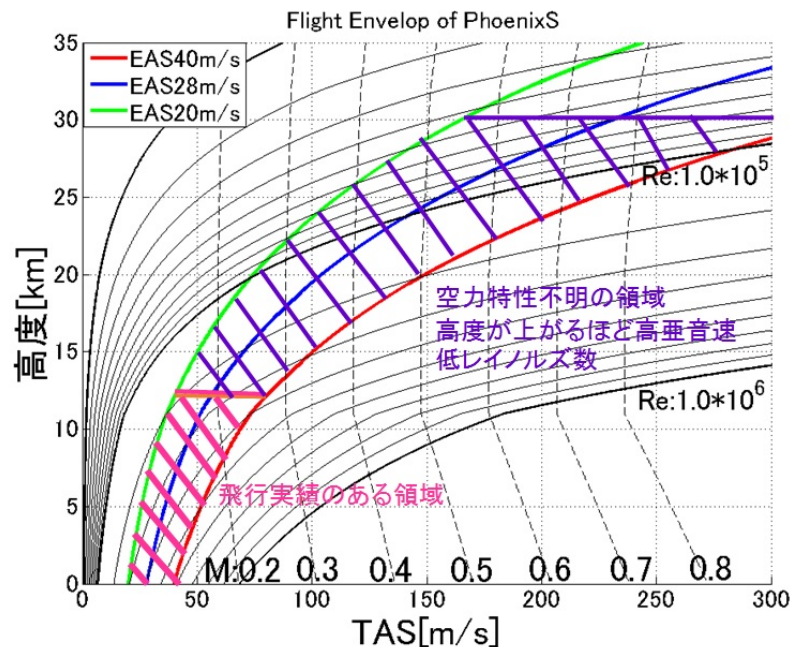


図 2.4 Phoenix-S の運動包囲線図 (Flight envelop)

第1章でも示した通り、一般的に圧縮性の影響については Prandtl-Glauert 則⁴⁾や、Gothert 則⁵⁾を用いることで圧縮性の影響が生じる飛行状態における空力特性を、非圧縮流れにおける空力係数とマッハ数を用いて推定することができる^{4,5)}。しかし、低レイノルズ数領域を飛行し翼面上に層流剥離泡を形成しうる飛行機についてはマッハ数の変化による空力特性の変化が Prandtl-Glauert 則と一致しないことが報告されている²²⁾。筆者らが使用している UAV も高度 30km 付近での飛行については層流剥離を生じる可能性があるため、低レイノルズ数、高亜音速領域でのデータを直接測定する必要がある。このような低レイノルズ数、高亜音速領域でのデータ取得を行うためには周囲の圧力を低下させることが可能な惑星風洞^{22,23)}を用いるか、もしくは、高高度での飛行試験でデータを取得する必要がある。JAXA/ISAS の火星飛行機ワーキンググループでは、惑星風洞を用いた風洞試験²²⁾や、北海道大樹町での気球を用いた高高度の飛行試験^{7,24)}を行っている。しかし、惑星風洞は使用に費用がかかるとともに、使用機会が多くあるわけではない。これらの問題点を解決するために我々はパラシュートを用いて高高度から降下させている途中にデータ取得を行う試験を計画した。

2.3.2 飛行制御装置の問題点

UAV の制御には当研究室で開発した飛行制御装置^{25,26)}を使用しているが、この飛行制御装置ではサーボ出力チャンネル数が少なく、計算リソースも少ないため、通常の飛行だけであれば問題はないが、複雑

な試験システムを構築するとなると性能が不足するため、計画されているパラシュート降下中の空力特性推定試験を実施できない。そのため、新たな飛行制御装置の開発を行う必要がある。

2.4 第2章の結論

本章では、南極における、気球と UAV を組み合わせたシステムを用いた成層圏のエアロゾル観測を実施することになった経緯を示した。過去に行われていた回収気球という方法では、高価な観測装置が使い捨てとなる場合もあったが、この気球と UAV を用いたシステムを用いることによって、観測装置の損失を防ぎ継続的な観測を実施することが可能となる。

また、過去に実施された UAV と気球を用いたエアロゾル観測の結果について簡単に説明した。第 54 次南極地域観測隊において、この観測システムを用いたエアロゾル観測が初めて実施された。第 54 次南極地域観測隊の観測においては、Phoenix と呼ばれる UAV を用いて高度 10km までのエアロゾル観測及びエアロゾルサンプルの回収が実施され、高度 10km からの自動滑空帰還に成功した。

第 56 次南極地域観測隊においては、観測目標高度を高度 30km として、観測が実施された。第 56 次南極地域観測隊における観測では、Phoenix-S と呼ばれる Phoenix を改良し、ペイロード搭載スペースが拡大された UAV を使用した。また、高高度での飛行状態は低レイノルズ数かつ高亜音速となるため、飛行破綻のリスクがある。このリスクを避けるために、空力特性が不明である高度をパラシュートを用いて安全に降下を行う二段分離方式と呼ばれる方法を採用した。この方法を用いることによって第 56 次南極地域観測隊では高度 24km までのエアロゾル観測及びサンプルの回収に成功し、高度 12km からの自動滑空帰還に成功した。

第 60 次南極地域観測隊ではエアロゾル観測とともに、低レイノルズ数かつ高亜音速領域における空力特性推定を実施するために開発された Parachute Sting Balance(PSB) と呼ばれる装置を用いた空力特性推定試験の実施を試みた。しかし、諸事情により観測高度を上げることはできず、さらにパラシュート降下中の機体の迎角が適切な範囲でないという問題も生じた。

さらに、低レイノルズ数、高亜音速における空力特性についての先行研究について紹介し、本論文における主要テーマについても示した。低レイノルズ数かつ高亜音速となる飛行状態では、圧縮性を考慮する際に一般的に用いられる Prandtl-Glauert 則⁴⁾や、Gothert 則⁵⁾等の法則に従わないということが報告されている。低レイノルズ数かつ高亜音速領域における空力特性推定を直接測定することが必要になる。パラシュートを用いて高高度から降下させている途中でデータ取得を行い、空力特性を推定し、高高度からの滑空帰還を実現するために制御ゲインの設計を行うことを研究目的として示した。

第 3 章

新型飛行制御装置の開発

パラシュート降下中に高高度飛行状態における UAV の空力特性を推定するための試験システムを構築するためには、従来の飛行制御装置では駆動サーボチャンネル数が不足するなど性能的に不十分であった。このため、この章では、新型の飛行制御装置²⁷⁾の開発について説明する。

3.1 初代飛行制御装置 (AP-CUB-G1)

筆者らは AP-CUB-G1(Auto Pilot Computer Unit Box Generation 1)²⁵⁾ と呼ばれる内製の飛行制御装置を 2006 年に開発し、実験などに利用してきた。図 3.1 に AP-CUB-G1 の外観を示す。この飛行制御装置のハードウェア構成を図 3.2 に示す。

内部の構成はマイコンを搭載した基板二つ (AP-CORE-A と AP-CORE-B) と飛行制御装置で使用するセンサ類を搭載した基板 (AP-SENSOR)、オート/マニュアルの切替装置及び GPS 受信装置から構成されている。性能向上のペースが速いセンサや GPS を別基板とすることにより、比較的用意にアップグレードができる設計とした。AP-CORE-A と AP-CORE-B にはルネサス製の H8S/2638 グループの 16bit マイコンを搭載しており RS232C レベルのシリアル通信線が 2 本、TTL レベルのシリアル通信線が 1 本それぞれ使用できる。AP-CORE-A と AP-CORE-B はシリアル線で接続されている。また AP-CORE-A はセンサの入力 12ch(10bit) と PWM 信号の出力 (6ch) を行っている。AP-CORE-B は AP-CORE-A のみでは計算リソースが足りなかったために増設された背景があり、互いにシリアル通信を行い、計算結果を AP-CORE-A と共有している。飛行時には AP-CORE-A はシリアル通信を用いて、GPS からのデータ受信とモデム経由で地上局との通信を行っている。AP-CUB-G1 の諸元を表 3.1 に示す。もともと南極の夏期に使用することを前提として設計していたため、使用下限温度が -25°C となっている。

図 3.2 に示す AP-SENSOR には微差圧センサ (Pdif)、絶対圧センサ (Pabs)、角速度センサ、加速度センサ、内部温度計、外気温計、バッテリー電圧 (システムバッテリーとサーボバッテリー) のセンサを備えており AD 変換のための 8 次のアンチエイリアシング (カットオフ周波数 5Hz) フィルターを通した

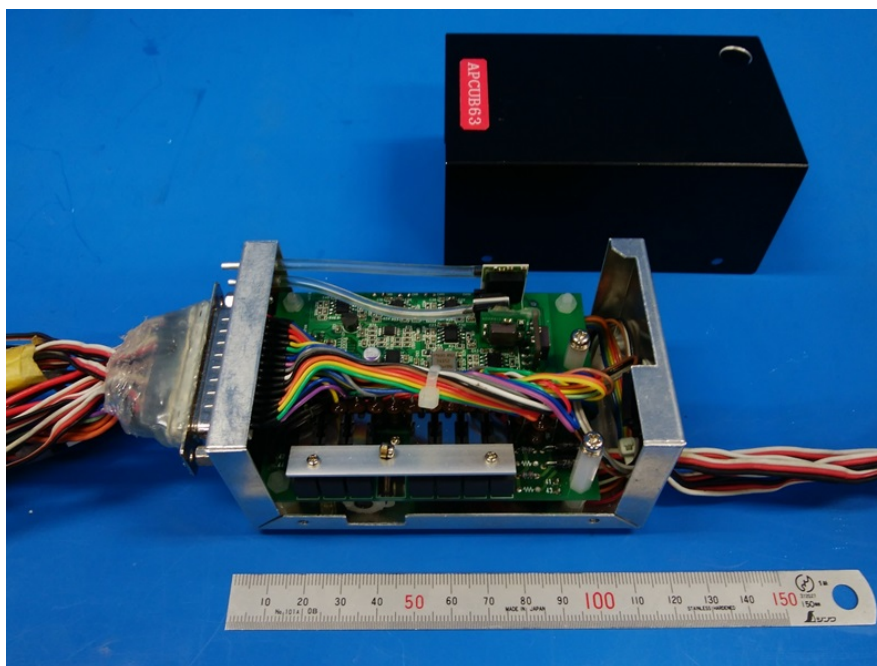


図 3.1 AP-CUB-G1 の外観

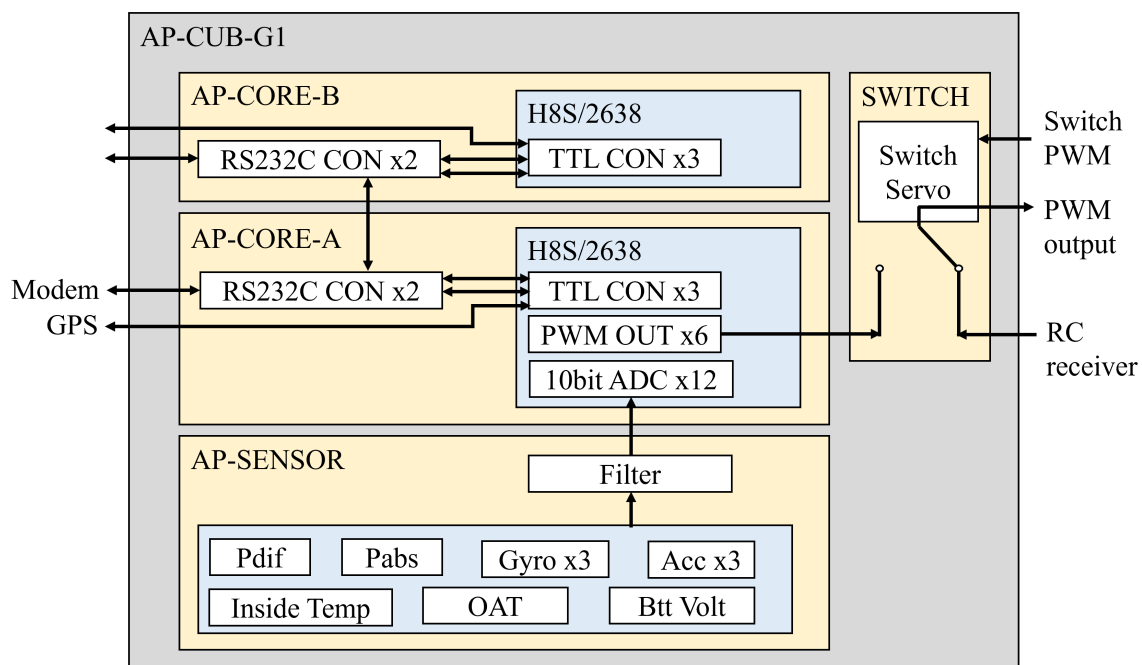


図 3.2 AP-CUB-G1 のハードウェア構成

表 3.1 AP-CUB-G1 の諸元

	サイズ L × W × H	110 × 60 × 60 mm
	重量	300 g
	電力	DC 5.0-9.0 V
	消費電力	1.96 W
	動作保証温度	-25 - +80 °C
H8S/2638	CPU 周波数	20MHz
	RAM 容量	18KB
	Program Memory 容量	256KB
	ADC チャンネル数及び分解能	12ch(10bit)
	PWM 出力チャンネル数	6ch
	PWM 入力チャンネル数	6ch
	RS232C 通信チャンネル数	2ch
	TTL 通信チャンネル数	2ch

後に AP-CORE-A に送られ AD 変換され、内部での計算に使用される。切替装置はサーボを使用してスイッチのオン・オフをメカニカルスイッチとサーボを利用して行っており、RC 受信機からの PWM 信号をそのままサーボへ送信するか、コンピュータ内部で計算された PWM 信号をサーボへ送信するかを操縦装置 (いわゆるプロポ) からの操作によって選ぶことができる。この方法によって、比較的信頼性が高い RC 受信機に直結したサーボによってメカニカルスイッチを駆動し、6ch 同時に信号を切り替えることが可能である。AP-CUB-G1 のハードウェア、ソフトウェアの信頼性が低い初期の状態、仮にプログラムがフリーズしても必ず手動操縦に切り替えることを可能とするための工夫である。

3.2 AP-CUB-G1 の問題点と新型飛行制御装置 (AP-CUB-G2) の要求仕様

3.2.1 AP-CUB-G1 の問題点

AP-CUB-G1 は、開発から 10 年以上が経過し、デバッグが進んでハードウェア、ソフトウェア共に安定してきた一方、時代の変化によって更新が望まれる部分もあった。まず、サーボを駆動させるために必要な PWM 出力チャンネルが 6ch と少なく、フラップ等の駆動すらも困難な状況であった。また、ADC の分解能およびチャンネル数も、今日では十分とはいえない。また、オートとマニュアル操縦を切り替え

るためのメカニカルスイッチとサーボの動作信頼性は高いものの、AP-CUB-G1 内で占める容積および重量が比較的大きく、飛行制御装置の小型軽量化の障害となっていた。さらに、H8-2638 マイコンは、表 3.1 に示したように、16bit, 20MHz で RAM18KB, ROM256KB と、そのスペックは今日では十分とは言いがたく、計算用のボードを2枚搭載しているため、重量が増加しているという点がある。

3.2.2 AP-CUB-G2 の要求仕様

上記の問題を解消するために、新たに開発される AP-CUB-G2 には以下の機能を実現することとした。

1. PWM 信号の入出力チャンネル数: より複雑なシステムを構築できるように入力信号を 10ch, 出力信号を 18ch まで増設する。
2. オートマニュアル操縦変更をソフトウェア内で実施およびウォッチドッグタイマーの実装:
AP-CUB-G2 のソフトウェアの基本部分は AP-CUB-G1 のもの (コード名:SouthernCross) を移植する。SouthernCross の信頼性は、10 年以上にわたって高められてきており、フリーズなどの現象は近年は生じておらず、一定程度の信頼性を有していると考えてよい。このため、機械的な切替装置を無くし、ソフトウェアによる Auto/Manual の切替を行う。ただし、切替部分のソフトウェアは新規開発となるため、プログラムが停止した場合に再起動させるためのウォッチドッグタイマーを導入する。
3. 計算リソースの増加:
AP-CUB-G1 では、メモリ不足から計算を行うボードを途中で増設している。これは2枚のボードにプログラムを書き込む必要があり、時間と手間を要していた。さらに2種類のプログラムのバージョン管理は大変であるため、1つのマイコンで済むように ROM や RAM 容量が十分なものを選択する。
4. 不揮発メモリの実装:
AP-CUB-G1 では、電源の瞬断などによりリセットが生じるとプログラム内の初期値を用いて計算を実施し、指定された初期位置へ飛行するようプログラムされているが、初期位置が変わるごとに変更とプログラムの書き込みの必要が生じ、手間がかかる。そこで、計算途中のデータをリセット後も使用できるように不揮発性メモリの実装を行う。
5. 迎角センサの実装:
AP-CUB-G1 においては迎角、横滑り角のセンサが搭載されておらず、飛行データから UAV の空力特性取得を行うことができなかった。そのため、飛行中の迎角及び横滑り角の取得を可能とするため迎角、横滑りセンサを搭載する。
6. AD コンバータチャンネル数の増加及び分解能の増加:
AP-CUB-G1 で使用されている A/D コンバータは 10bit 12 チャンネルであった。10bit の分解能で

は，取得するデータの精度が粗く空力特性を推定する上では不十分であったため 12bit, 16ch に増強する．

3.3 新型飛行制御装置 (AP-CUB-G2)

上記の要求仕様にしたがって新型の飛行制御装置 AP-CUB-G2 を開発した．AP-CUB-G2 の外観を図 3.3 に示す．

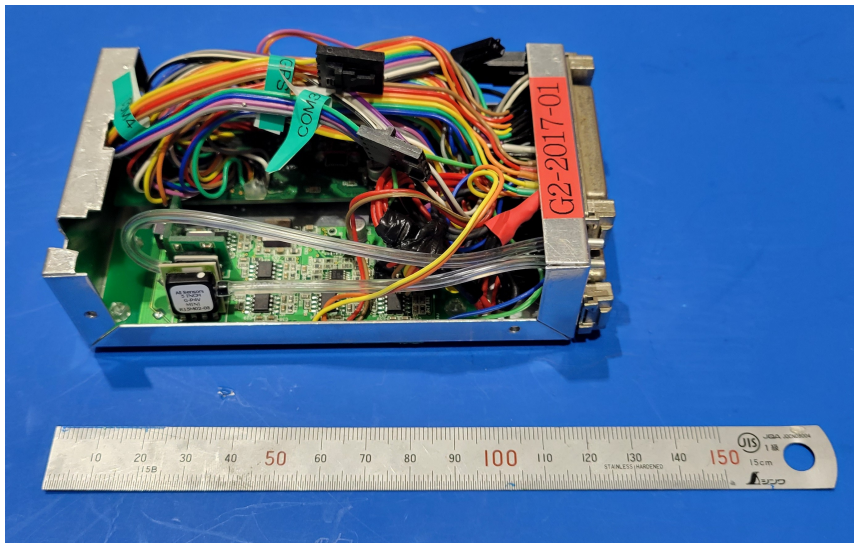


図 3.3 AP-CUB-G2 の外観

AP-CUB-G2 の内部構成のコンセプトは AP-CUB-G1 のそれと同一であるが，マイコンを搭載した基板 1 枚とセンサ類が搭載されている基板 1 枚となっており，センサ類が搭載されている AP-SENSOR は AP-CUB-G1 用のものも利用でき，GPS 受信機についても，外部接続としているために性能や仕様の異なる受信機を必要に応じて利用できる．AP-CUB-G1 と比較して内部を構成しているパーツは少なくなったため，サイズ，重量ともに AP-CUB-G1 よりも小型・軽量化されている (表 3.1, 表 3.2)．AP-CUB-G2 のハードウェア構成を図 3.4 に，AP-CUB-G2 の性能を表 3.2 に示す．

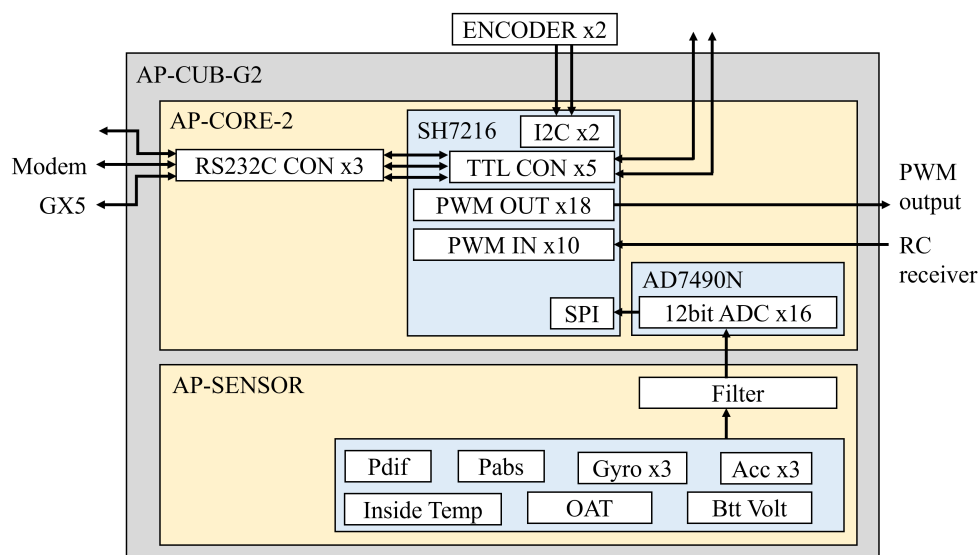


図 3.4 AP-CUB-G2 のハードウェア構成

表 3.2 AP-CUB-G2 の諸元

	サイズ L × W × H	116 × 72 × 32 mm
	重量	230 g
	電源電圧	DC 5.0-9.0 V
	電力消費	1.82 W
	動作保証温度	-25 - +80 °C
SH7216	CPU Clock	200MHz
	RAM 容量	128KB
	Program Memory 容量	1024KB
AD7490N	ADC チャンネル数及び分解能	16ch(12bit)
	PWM 出力チャンネル数	18ch
	PWM 入力チャンネル数	10ch
	RS232C 通信チャンネル数	3ch
	TTL 通信チャンネル数	2ch

AP-CORE-2 はルネサス社製 32bit SH7216 マイコン (クロック周波数 200MHz) を搭載したボードであり, AP-CUB-G1 に搭載されている AP-CORE-A と AP-CORE-B にあたるものである. これは 5 つのシリアル通信ポート (TTL レベル x2, RS232C レベル x3) を搭載し, 10ch の PWM 信号入力と 18ch の PWM 信号出力が可能である. AD 変換器については, 内蔵のものの性能が不十分であるため, 外付けの 12bit, 16ch の AD 変換器 (AD7490N) を搭載している. また, 角度計測用のロータリーエンコーダを, I2C を用

いて接続することができる。シリアル通信ポートを用いて AP-CUB-G1 同様にモデムを経由して地上局とデータの送受信を行うことができ、さらに図 3.5 に示す LORD Micro Strain 社製 3DM-GX5-45 (IMU および GPS 受信機) からオイラー角及び GPS 位置のデータを取得することもできる。また、3DM-GX5-45 の諸元を表 3.3 に示す。前述のように、AP-SENSOR は AP-CUB-G1 に使用されていたものと基本的に同一であり、センサチップの廃番・更新に伴う更新がなされている。また、AP-CUB-G1 では -25°C であった最低動作温度は、南極冬季の気温を考慮して、より低温でも動作する部品から構成されており、 -60°C の環境で正常に作動することを、冷凍庫を使用した低温試験にて確認している。



図 3.5 3DM-GX5-45

表 3.3 3DM-GX5-45 の諸元

サイズ L × W × H	44.2 × 36.6 × 11 mm
重量	20 g
電源電圧	DC 4.0-36.0 V
消費電力	0.7 W
動作保証	$-40 - +85^{\circ}\text{C}$
IMU 出力データ	加速度
	角速度
	オイラー角等
IMU 出力周波数	1Hz to 500Hz
GNSS 出力周波数	1Hz to 4Hz

エアデータセンサとしてベーンもしくは5孔ピトー静圧管を使用することができる。図 3.6 に示すベーンは 3D プリンタとカッターの刃で自作したものであり、カッターの刃を使用することにより低レイノ

ルズ数でも安定した計測 (計測精度: $\pm 0.5^\circ$ $Re = 1.5 \sim 4.5 \times 10^5$) を行うことが出来る. ベーンの角度計測には分解能 12bit の Micro Tech Laboratory²⁸⁾ 製ロータリーエンコーダ MES-9-1024P を用いている. 図 3.6 に示すようにカーボンパイプの先端にピトー静圧管とロータリーエンコーダを 3D プリンタで作成したアダプタを使って固定している.

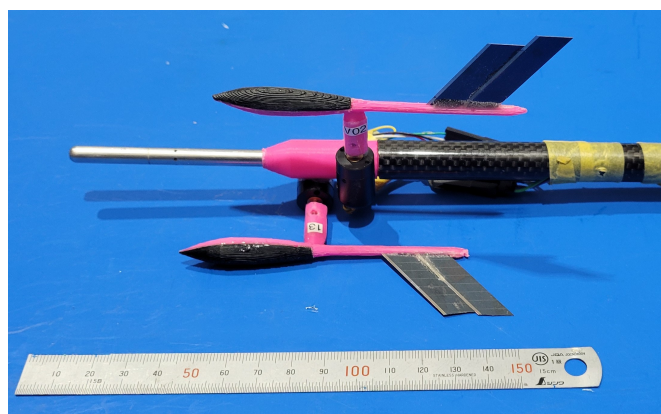


図 3.6 自作ベーン

また, 5 孔ピトー静圧管もベーン同様内製である. 図 3.7, 図 3.8 に示すように, 5 孔ピトー静圧管には先端に 5 つの全圧孔が, 胴体の側面に 8 つの静圧孔が空けてある. 上下の全圧孔及び静圧孔, 左右の全圧孔及び静圧孔, 先端と側面の全圧孔及び静圧孔がそれぞれ独立した微差圧センサに接続されている. 迎角が変化すれば主に上下の孔に, 横滑り角が変化すれば主に左右の孔に差圧が生じ, 対気速度が変化すれば先端と側面の差圧が変化する. このベーン, 5 孔ピトー静圧管ともに小型風洞を用いた迎角, 横滑り角変更装置を使用して校正されている²⁹⁾.

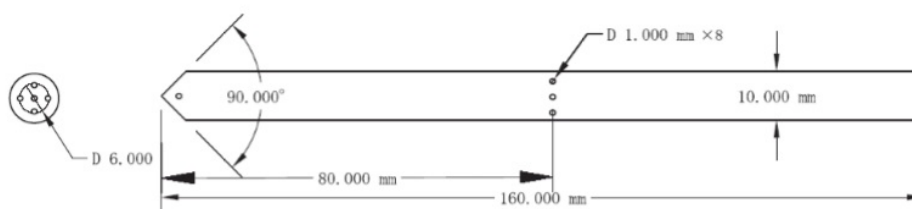


図 3.7 5 孔ピトー静圧管図

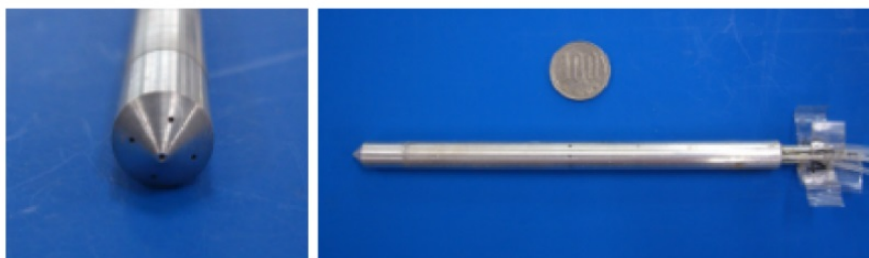


図 3.8 5 孔ピトー静圧管写真

3.4 主な改良点

AP-CUB-G1 と AP-CUB-G2 の主な違いを比較したものを表 3.4 に示す。AP-CUB-G2 は AP-CUB-G1 より小型化・軽量化されている。さらに、搭載されたマイクロコンピュータの動作周波数の向上により、AP-CUB-G2 は AP-CUB-G1 と比べて計算速度が 10 倍になっている。また、SH2A-FPU は浮動小数点演算用の専用レジスタを備えており浮動小数点演算も高速化されている。SH7216 に実装された RAM は AP-CUB-G1 の約 7 倍であり、AP-CUB-G2 の A/D コンバータの分解能は AP-CUB-G1 の 4 倍となっている。また、AD 変換器の分解能およびチャンネル数の増加、駆動サーボチャンネル数の増加、メカニカルスイッチによるオート/マニュアル操縦切替方式の変更、不揮発性メモリの有効利用、ウォッチ ドッグタイマの実装等、すでに述べた要求を満たすものが開発できた。

表 3.4 AP-CUB-G1 及び G2 の比較

	AP-CUB-G1	AP-CUB-G2
重量	300 g	230 g
CPU 周波数	20MHz	200MHz
RAM 容量	18KB	128KB
ADC チャンネル数及び分解能	12ch(10bit)	16ch(12bit)
PWM 出力チャンネル数	6ch	18ch
PWM 入力チャンネル数	6ch	10ch
Auto/Manual スイッチ	ハードウェア	ソフトウェア
ウォッチドッグタイマー	×	○
不揮発メモリ	×	○
エアデータセンサ	×	○

3.5 AP-CUB-G2 のソフトウェア

AP-CUB-G2 のソフトウェアもすべて内製である。デバイスドライバはすべて新規開発したが、アプリケーション部分については AP-CUB-G1 のソフトウェアから移植及び新しい機能の増設も行った。ただし、OS 部分には Norti version4 と呼ばれる市販のリアルタイム OS を用いている。Norti4 は株式会社ミスポが提供する μ itron4.0 仕様に準拠したリアルタイム OS であり μ itron4.0 仕様のシステムコールが実装されている。コンパイラの標準ライブラリと Norti4 のライブラリ、ユーザーの作成したプログラムをリンクすることで OS の機能を利用することができる。Norti4 は C 言語で記述されており、ルネサス社が提供している統合開発環境 High-performance Embedded Workshop を使用して開発されている。

SouthernCross と名付けたこのソフトウェアはタスクと呼ばれる並列処理するプログラムに分けられている。タスクには優先順位が付けられており起動されたタイミングや優先順位によってタスクの切替が行われている。タスク間の情報の共有はメッセージバッファと呼ばれる拡張同期・通信機能を使用して実施している。

SouthernCross は、各タスクからデータを収集及び分配を行う DC (Data Center) と名付けられたタスクを中心にメッセージバッファと呼ばれる仕組みを利用して行われている。このメッセージバッファを使ってタスク間の情報を共有している。タスク間のデータ授受の関係は図 3.9 に示すような構成となっている。SouthernCross 内のタスクの機能と内容の詳細については Appendix A にて説明する。

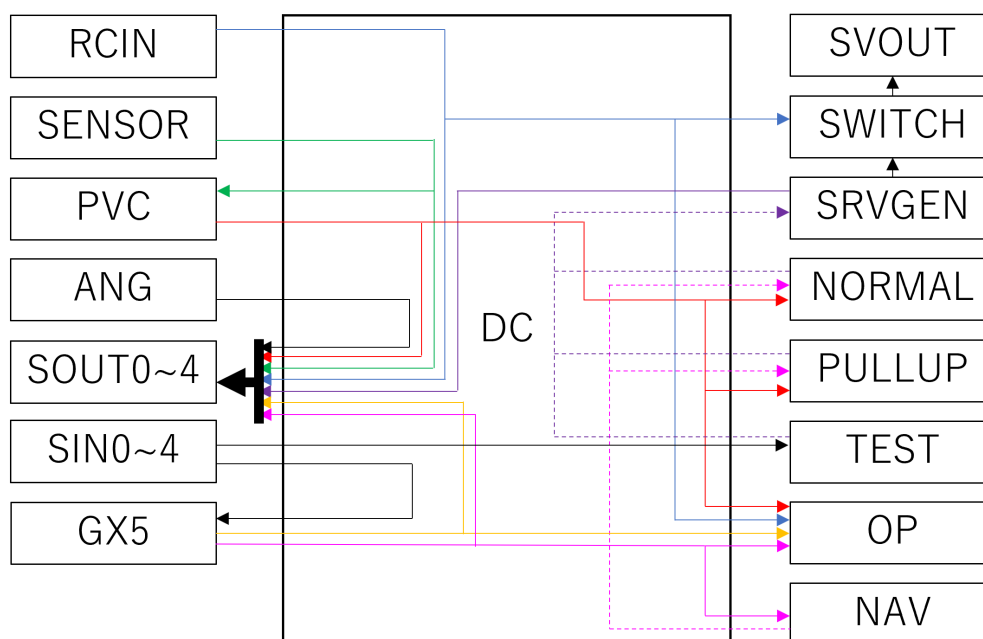


図 3.9 SouthernCross 内のタスク間のデータ授受の関係

3.6 第3章の結論

本章では，新型の飛行制御装置開発について説明した．

まず，初代飛行制御装置について述べた．初代飛行制御装置である AP-CUB-G1 は 2006 年に開発され各種実験に利用されてきた．ルネサス製の H8S/2638 グループの 16bit マイコンを搭載し，微差圧センサ，絶対圧センサ，角速度センサ，加速度センサ，内部温度計，外気温計，バッテリー電圧（システムバッテリーとサーボバッテリー）のセンサを備えている．しかし，開発から 10 年以上が経過し，サーボを駆動させる PWM 出力チャンネルが 6ch と少ないことや，AD コンバータの分解能およびチャンネル数も十分ではなく，演算能力にも限界があった．パラシュートを用いた空力特性推定試験を実施するための試験システムを構築するには，初代飛行制御装置である AP-CUB-G1 では機能が不足しており，試験システムを構築する上で十分に機能を満たすことが可能な新型の飛行制御装置の開発が求められた．

次に，新型飛行制御装置の要求仕様について述べた．以上のような問題点があり，新たに開発される飛行制御装置 AP-CUB-G2 には以下のような機能が求められた．PWM 信号入出力チャンネル数の増加，ウォッチドッグタイマーの実装，演算能力の増加，不揮発メモリの実装，迎角センサの実装，AD コンバータのチャンネル数増加及び分解能の増加等である．

これらの要求仕様を元に開発された新型飛行制御装置 (AP-CUB-G2) について述べた．AP-CUB-G2 は，ルネサス社製 SH7216 シリーズの 32bit マイコンを搭載している．また，姿勢角との接続や，5 孔ピトー静圧管や，ベーンといった迎角及び横滑り角を測定することが可能なセンサを搭載することもできる．主な改良点は以下のに示す通りであり，重量の増加，CPU 性能の高速化，RAM 容量の増加，AD コンバータのチャンネル数及び分解能の増加，PWM 信号の入出力チャンネル数の増加等がある．

最後にソフトウェアについて述べた．ソフトウェアについては AP-CUB-G1 で使用されていたソフトウェアの移植を行った．このソフトウェアは SouthernCross と呼ばれている．SouthernCross は，株式会社ミスポが提供する Norti4 と呼ばれる市販のリアルタイム OS をベースに開発されている．コンパイラの標準ライブラリと Norti4 のライブラリ，ユーザーの作成したプログラムをリンクすることで OS の機能を利用することができる．ソフトウェア内はタスクと呼ばれる並列処理するプログラムに分かれている．タスクには優先順位が付けられており起動されたタイミングや優先順位によってタスクの切替が行われている．タスク間の情報の共有はメッセージバッファと呼ばれる拡張同期・通信機能を使用して実施されている．

このように，所望の性能を満たす飛行制御装置の開発に成功し，パラシュート降下中の高高度飛行状態における UAV の空力特性を推定するための試験システム構築を行うことができるようになった．

第 4 章

空力特性推定方法及び南極における飛行 試験

小型固定翼 UAV の高高度における空力特性を推定するために、第 1 章および第 2 章で述べた 2 段分離方式において、パラシュートによる降下中に、パラシュートによる外力を計測し、全機に働く外力から除外する方法を考案した。この方式において、パラシュートは、風洞試験におけるスティング天秤 (sting balance) 的な役割を果たすため、Parachute Sting Balance (PSB) と名付けた。

4.1 PSB を用いた空力特性推定の原理

PSB を用いた空力特性推定の原理を説明する。

4.1.1 座標軸の定義

本論文では、飛行力学で一般的に使用されている記号の定義³⁰⁾に準拠し、図 4.1～図 4.3 および、表 4.1 に示す記号を使用する。ただし、座標軸の添え字はそれぞれ B , S , W の順に機体軸，安定軸，風軸を示す。また、図 4.2 および図 4.3 では、矢印の向きを正の値として定義する。

4.1.2 飛行実験での空気力・空気力モーメントの取得方法

Parachute Sting Balance についての説明の前に通常の飛行実験による空気力・空気力モーメントの取得について説明する。機体重心を原点とする機体軸における運動方程式は以下のように表すことができる。

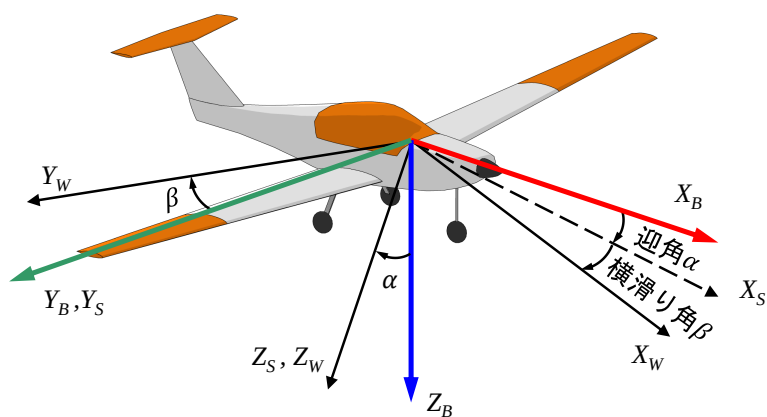


図 4.1 機体軸，風軸，安定軸の定義

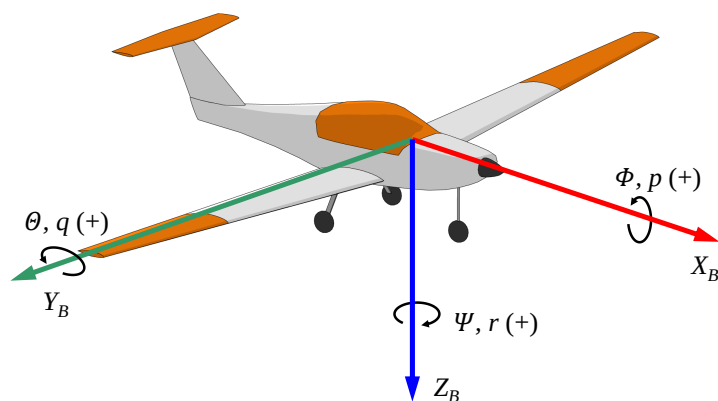


図 4.2 姿勢角および角速度の定義

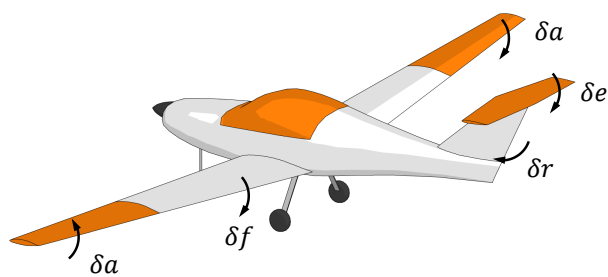


図 4.3 舵角の定義

表 4.1 記号の定義

記号	単位	定義	記号	単位	定義
Φ	deg	ロール角	a_x	m/s ²	X_B 方向の加速度
Θ	deg	ピッチ角	a_y	m/s ²	Y_B 方向の加速度
Ψ	deg	ヨー角	a_z	m/s ²	Z_B 方向の加速度
p	deg/s	ローリング角速度	δa	deg	エルロン舵角
q	deg/s	ピッチング角速度	δe	deg	エレベータ舵角
r	deg/s	ヨーイング角速度	δr	deg	ラダー舵角
α	deg	迎角	δf	deg	フラップ舵角
β	deg	横滑り角			

$$m(\dot{U} + QW - RV + g \sin \Theta) = X_a \quad (4.1)$$

$$m(\dot{V} + RU - PW - g \cos \Theta \sin \Phi) = Y_a \quad (4.2)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU - g \cos \Theta \cos \Phi) = Z_a \quad (4.3)$$

$$I_x \dot{P} - I_{zx}(\dot{R} + PQ) - (I_y - I_z)QR = L_a \quad (4.4)$$

$$I_y \dot{Q} - I_{zx}(R^2 - P^2) - (I_z - I_x)RP = M_a \quad (4.5)$$

$$I_z \dot{R} - I_{zx}(\dot{P} - QR) - (I_x - I_y)PR = N_a \quad (4.6)$$

ただし,

m : 機体質量 [kg], g : 重力加速度 [m/s²]

U, V, W : 速度ベクトル機体軸 X, Y, Z 成分 [m/s]

X_a, Y_a, Z_a : 空気力ベクトル機体軸 X, Y, Z 成分 [N]

P, Q, R : 角速度ベクトル機体軸 X, Y, Z 成分 [rad/s]

I_x, I_y, I_z, I_{zx} : 慣性能率及び慣性乗積 [kg · m²]

L_a, M_a, N_a : 空気力モーメントベクトル機体軸 X, Y, Z 成分 [N · m]

機体重量及び慣性能率・慣性乗積が既知である機体において、機体重心位置における各機体軸方向の加速度を加速度センサによって測定するとすると、加速度センサは作用する反力に比例した加速度を出力し、その出力には重力成分も含まれている。よって式 (4.1), (4.2), (4.3) の左辺括弧内が各機体の軸方向

の加速度センサ出力そのものであり、それに質量をかけたものが機体に働く空気力となる。また、各機体軸まわりでの角速度を角速度センサによって測定し、数値的に微分することにより各機体軸まわりの角加速度を求め、式 (4.4), (4.5), (4.6) の左辺を計算することにより機体に働く空気力モーメントを計算することができる。また五孔ピトー管により迎角を取得することにより、以下の式 (4.7), (4.8) より揚力、抗力を計算することができる。

$$L = X_a \sin \alpha - Z_a \cos \alpha \quad (4.7)$$

$$D = -X_a \cos \alpha - Z_a \sin \alpha \quad (4.8)$$

ただし

L : 揚力 [N], D : 抗力 [N], α : 迎角 [rad]

揚力、抗力を翼面積 S と五孔ピトー管で取得できる動圧 P_{dif} で除することにより揚力係数、抵抗係数が得られる (式 (4.9), (4.10))。また、横力係数は式 (4.11) より、3 軸周りのモーメント係数は式 (4.12)～(4.14) より得られる。

$$C_L = \frac{L}{P_{dif} S} \quad (4.9)$$

$$C_D = \frac{D}{P_{dif} S} \quad (4.10)$$

$$C_Y = \frac{Y_a}{P_{dif} S} \quad (4.11)$$

$$C_l = \frac{L_a}{P_{dif} S b} \quad (4.12)$$

$$C_m = \frac{M_a}{P_{dif} S \bar{c}} \quad (4.13)$$

$$C_n = \frac{N_a}{P_{dif} S b} \quad (4.14)$$

ただし、

P_{dif} : 動圧 [Pa], S : 主翼面積 [m²], b : 主翼スパン [m], $\bar{c}$: 平均空力翼弦長 [m]

4.1.3 PSB を用いた空気力・空気力モーメントの取得方法

PSB を使用して機体のみの空力特性を取得する方法について説明する。パラシュート降下中の機体のみに生じる空気力・空気力モーメントを取得するためには、前述の方法によって得られる「全」空気力お

よび空気力モーメント，すなわち機体のみに働く空気力および空気力モーメントとパラシュートが機体に及ぼす空気力および空気力モーメントから，パラシュートが機体に及ぼす力，モーメントを差し引くと，機体のみに生じる空気力・空気力モーメントを推定することができる．

パラシュート展開中の機体に働く力の関係を図 4.4 に示す．機体のみに働く空気力は全機の運動方程式 (4.15) より式 (4.16) のように表される．したがって，機体のみに働く空気力の各成分は式 (4.17)～(4.19) のようにして求めることができる．また，PSB 降下中に機体に働くピッチングモーメント，ローリングモーメント，ヨーイングモーメントの関係を図 4.5，4.6，4.7 に示す．モーメントの場合も同様に，機体のみに働く空気力モーメントは式 (4.20)～(4.22) のように推定することができる．

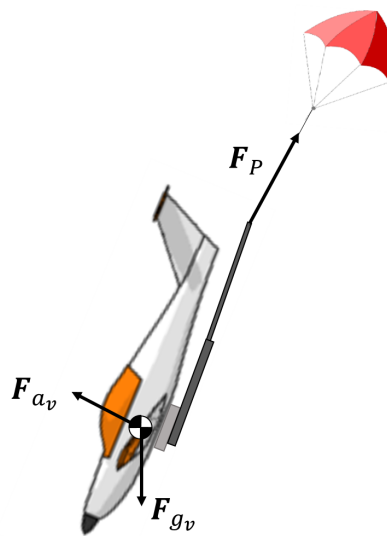


図 4.4 パラシュート展開中の機体に働く力の関係

$$m \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{F}_{a_v} + \mathbf{F}_{g_v} + \mathbf{F}_P \quad (4.15)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{a_v} &= m \frac{d\mathbf{F}}{dt} - \mathbf{F}_{g_v} - \mathbf{F}_P \\ &= m\mathbf{a}_v - \mathbf{F}_P \end{aligned} \quad (4.16)$$

$$X_a = ma_x - F_x \quad (4.17)$$

$$Y_a = ma_y - F_y \quad (4.18)$$

$$Z_a = ma_z - F_z \quad (4.19)$$

$$L_a = I_x \dot{P} - I_{zx}(\dot{R} + PQ) - (I_y - I_z)QR - M_x + F_y l_z \quad (4.20)$$

$$M_a = I_y \dot{Q} - I_{zx}(R^2 - P^2) - (I_z - I_x)RP - M_y - F_x l_z \quad (4.21)$$

$$N_a = I_z \dot{R} - I_{zx}(\dot{P} - QR) - (I_x - I_y)PR - M_z \quad (4.22)$$

ただし,

m : 機体質量 [kg]

$\mathbf{V}$: 機体のみの重心位置における速度ベクトル [m/s]

$\mathbf{F}_{a_v}$: 機体のみに働く空気力ベクトル [N]

$\mathbf{F}_P$: パラシュートが機体に与える力ベクトル [N]

$\mathbf{F}_{g_v}$: 機体に働く重力ベクトル [N]

$\mathbf{a}_v$: 機体重心位置における加速度センサ出力 [m/s²]

$$(m \mathbf{a}_v = m \frac{d\mathbf{V}}{dt} - \mathbf{F}_{g_v})$$

a_x, a_y, a_z : 加速度センサ出力の機体軸 X, Y, Z 成分 [m/s²]

X_a, Y_a, Z_a : 機体のみに働く空気力の機体軸 X, Y, Z 成分 [N]

L_a, M_a, N_a : 機体のみに働く空気力モーメントの機体軸 X, Y, Z 成分 [N]

P, Q, R : 角速度ベクトル機体軸 X, Y, Z 成分 [rad/s]

I_x, I_y, I_z, I_{zx} : 慣性能率及び慣性乗積 [kg · m²]

F_x, F_y, F_z : 力に関する超小型 6 分力天秤出力の機体軸 X, Y, Z 成分 [N]

M_x, M_y, M_z : モーメントに関する超小型 6 分力天秤出力の機体軸 X, Y, Z 成分 [N · m]

l_z : 機体重心から超小型 6 分力天秤検力面までの機体軸 Z 方向距離 [m]

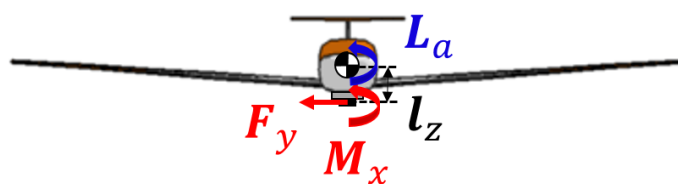


図 4.5 パラシュート展開中の機体重心にローリングモーメントを発生させる力とモーメント

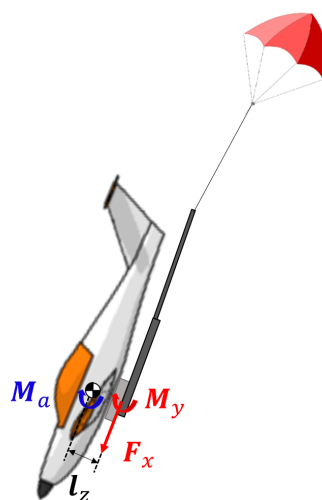


図 4.6 パラシュート展開中の機体重心にピッチングモーメントを発生させる力とモーメント

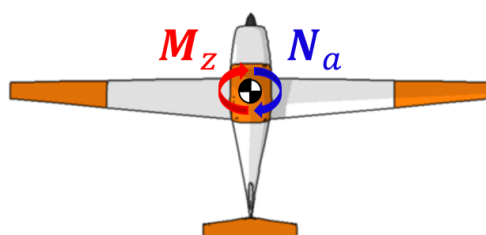


図 4.7 パラシュート展開中の機体重心にヨーイングモーメントを発生させる力とモーメント

4.2 Movable Parachute Sting Balance(MPSB) を用いた空力特性

取得

筆者らは前述の PSB を用いて、2019 年に南極で空力特性取得試験を実施している。しかし、PSB は、パラシュートによる機体の吊姿勢が固定であり、パラシュート降下中の迎角変動や横滑り角の変動は、機体の吊姿勢と機体運動によって受動的に決まる。このため、パラシュート降下中の迎角が適正な範囲（-5～15deg）より大きく適正な迎角範囲での空力特性取得には至らなかった¹⁹⁾。そこで、迎角、及び横滑り角を所望の値に制御するために PSB を改良した Movable Parachute Sting Balance(MPSB) と呼ばれる装置を新たに開発した²⁰⁾。この MPSB について説明する。

4.2.1 MPSB の開発及び構成

MPSB では 2 つの電動式リニアアクチュエータを用いてスティングのピッチ及びヨー方向を支点周りに変更することが可能である。電動式を採用した理由は操作の容易性とある程度力がかかった状態でもスティングの角度を容易に保持することができるためである。機体の舵面の制御はすべてサーボモータで行っており、サーボモータの制御は 3 章で述べた AP-CUB-G2 によって行う。リニアアクチュエータのストローク、必要な力が十分であることを検討しつつ必要なピッチ角及びヨー角範囲を満たす設計を行った。図 4.8 は MPSB の外観スケッチである。MPSB は超小型 6 分力天秤、カーボンスティング、2 個のリニアアクチュエータ、パラシュート分離装置、パラシュートから構成される。図 4.8 のように MPSB は機体胴体下部に装着し、リニアアクチュエータを動かすことによってカーボンスティングの取付け角度を変更することができる。

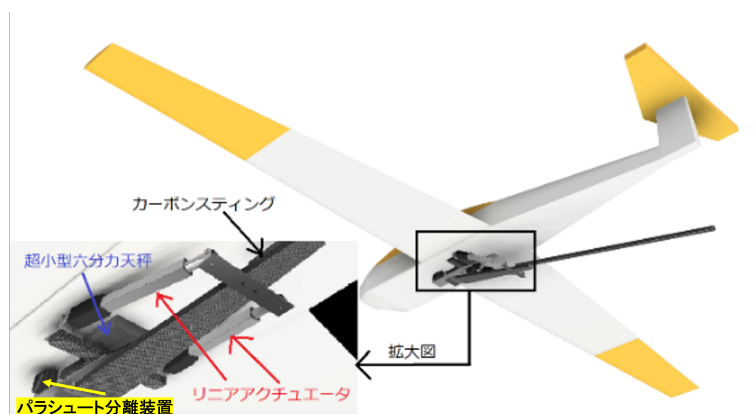


図 4.8 MPSB の外観スケッチ

図 4.9 はピッチ方向に MPSB を作動させた際の動きを示している。図 4.9 の赤点が機体とリニアアクチュエータの固定点であり、左右両側に取り付けられたリニアアクチュエータを同じ長さだけ伸ばした場合、スティングに取り付けられているリニアアクチュエータの点が緑から青の位置に動くことによりスティングのピッチ方向の角度、すなわち機首を下にしてパラシュート降下中の機体迎角が変わる。

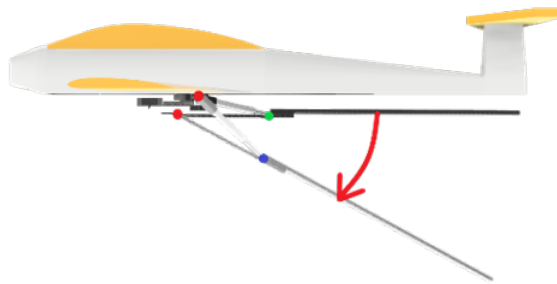


図 4.9 ピッチ方向スティング変更

図 4.10 はヨー方向にスティングを変更した際の動きを示している。図 4.10 の赤点が機体とリニアアクチュエータの固定点であり、図 4.10 のように一方のリニアアクチュエータを伸ばし、もう一方のリニアアクチュエータを縮めた場合、スティングに取り付けられているリニアアクチュエータの点が緑から青の位置に動くことでスティングのヨー方向の角度が変わる。

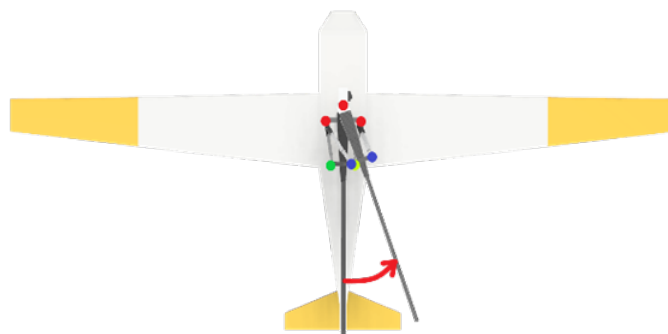


図 4.10 ヨー方向スティング変更

超小型 6 分力天秤はパラシュートが機体に及ぼす力・およびモーメントの測定に使用し、機体外面下部と MPSB の取付台座の間に取り付けられている。図 4.11 に超小型 6 分力天秤の外観を、表 4.2 にその諸元を示す。



図 4.11 超小型 6 分力天秤

表 4.2 超小型 6 分力天秤諸元

サイズ	70× 90 × 16 mm
重量	約 270g
定格容量	Fx :±150 N Fy :±75 N Fz :±75 N Mx, My :±75 N Mz :±60N
分解能	Fx, Fy, Fz : 1/1000(DC) Mx, My, Mz : 1/10000(DC)
出力周波数	50Hz

機体の胴体下部に天秤が取り付けられ、カーボンスティング、リニアアクチュエータ、パラシュート分離装置から構成された装置 (図 4.12) が天秤に取り付けられる。この装置のカーボンスティング先端にパラシュート (図 4.13, 直径 36 inch) が取り付けられる。

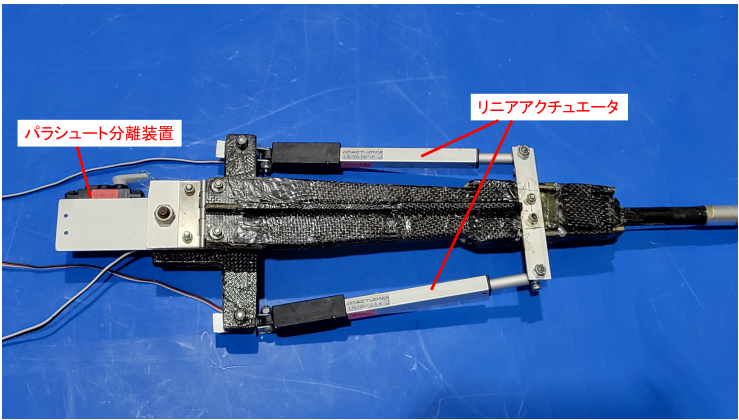


図 4.12 MPSB 構成写真



図 4.13 パラシュート

4.2.2 空力特性推定のためのデータ解析手法

空気力の準定常性の仮定

翼まわりの流れ場は、過去から現在に至るまでに翼から生み出された渦により形成されている。つまり過去の飛行機の運動が空気力に影響を及ぼすということである。この非定常空気力を推定するためには、積分方程式を解く必要がある。しかし、非定常空気力の厳密な計算を行うことは、多くの困難を伴い実用的ではない。そのため、空気力がその瞬間の大気運動のみに依存するという準定常仮定を用いることとする。飛行機の運動が準定常的である判断基準には、無次元振動数 k が用いられる。

$$k \equiv \frac{\omega \bar{c}}{2V} \quad (4.23)$$

ただし、

ω : 振動数 [rad/s], $\bar{c}$: 平均空力翼弦長 [m], V : 機体速度 [m/s]

$k < 0.05$ であるとき、飛行機に働く空気力は準定常的であるとされている³⁷⁾。

準定常仮定が成り立つとき、空気力は過去の運動に依存しないということはすなわち、データの組を時間履歴として扱う必要はなく、その瞬間のデータの組の集合として扱えるということである。これによりある瞬間のデータの組を時歴に関係なく取り出したり、不必要なデータを取り除いたり、それぞれを全く独立に扱うことができる。

重回帰分析

飛行実験によって得たある瞬間のデータの組の集合を用いて空力特性を推定する方法として、重回帰分析を用いる。重回帰モデルを、

$$y = a_0 + a_1x_1 + a_2x_2 + \dots + a_px_p + e \quad (4.24)$$

と表す．ここで， $x_1, x_2, \dots, x_p$ を説明変数， y を目的変数， $a_0, a_1, \dots, a_p$ を偏回帰係数と呼び， e を説明変数だけでは説明しきれない部分の予測誤差とする．重回帰分析とは，この重回帰モデルにおける説明変数 $x_1, x_2, \dots, x_p$ と目的変数 y の $i(> p+2)$ 個の組より，予測誤差 e の平方和を最小にする偏回帰係数 $a_0, a_1, \dots, a_p$ を求める方法である．

ここで，例として揚力モデルを式 (4.25) とみると，揚力係数 C_L ，迎角 α ，無次元角速度 $\hat{Q}$ ，エレベータ舵角 δ_e のデータを取得し，それらのある瞬間のデータの組の集合として重回帰分析を用いることにより，偏回帰係数である $C_{L_0}, C_{L_\alpha}, C_{L_{\hat{Q}}}, C_{L_{\delta_e}}$ を推定することができる．

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_{\hat{Q}}}\hat{Q} + C_{L_{\delta_e}}\delta_e \quad (4.25)$$

C_L : 揚力係数 [—], C_{L_0} : ゼロ揚力係数 [—], C_{L_α} : 迎角変化による揚力変化率 [—]

$C_{L_{\hat{Q}}}$: ピッチ角速度変化による揚力変化率 [—], $C_{L_{\delta_e}}$: エレベータ舵角変化による揚力変化率 [—]

α : 迎角 [rad], $\hat{Q}$: 無次元ピッチ角速度 [—], δ_e : エレベータ舵角 [rad]

以上をまとめると，飛行実験において，飛行機の運動が準定常的とみなせる条件，すなわち無次元振動数 k が $k < 0.05$ のとき，目的変数である空気力と，それへの寄与が知りたい説明変数となる迎角や角速度といった状態変数データの組の集合を，センサを用いて取得し，重回帰分析を行うことにより偏回帰係数，すなわち空力特性を推定することができる．

4.3 MPSB を利用した国内試験

次節で述べる南極での試験実施前に，熊本県の阿蘇場外離着陸場において MPSB を用いて空力特性取得試験を行った．

4.3.1 国内 MPSB 試験の手順

国内において気球を使用した試験を実施するためには，航空法に基づく無人機および気球の飛行許可の取得や，気球の準備等，煩雑な手間と時間がかかるため実用的ではない．このため，気球を使用せずに機体単独で MPSB の機能確認とデータ取得を行うための方法を考案した．ただし，高度 150m 以上の飛行についての飛行許可は航空局から取得して実施した．図 4.14 に国内での MPSB 試験の手順を示す．最

初に、手動で機体を離陸させ、その後、自動周回飛行へと切り替える。自動で高度を上昇させ、目標の高度に到達した後に速度を低下させ自動失速を引き起こす失速モードへ切り替わる。速度が一定以下になると機体は自動でパラシュートを展開し、パラシュート降下を開始する。このパラシュート降下中に MPSB 試験を実施する。その後、目標の高度まで降下した後にパラシュートを分離し、機体は自動で引き起こしを行い通常飛行へと移行する。その後手動で着陸させる。

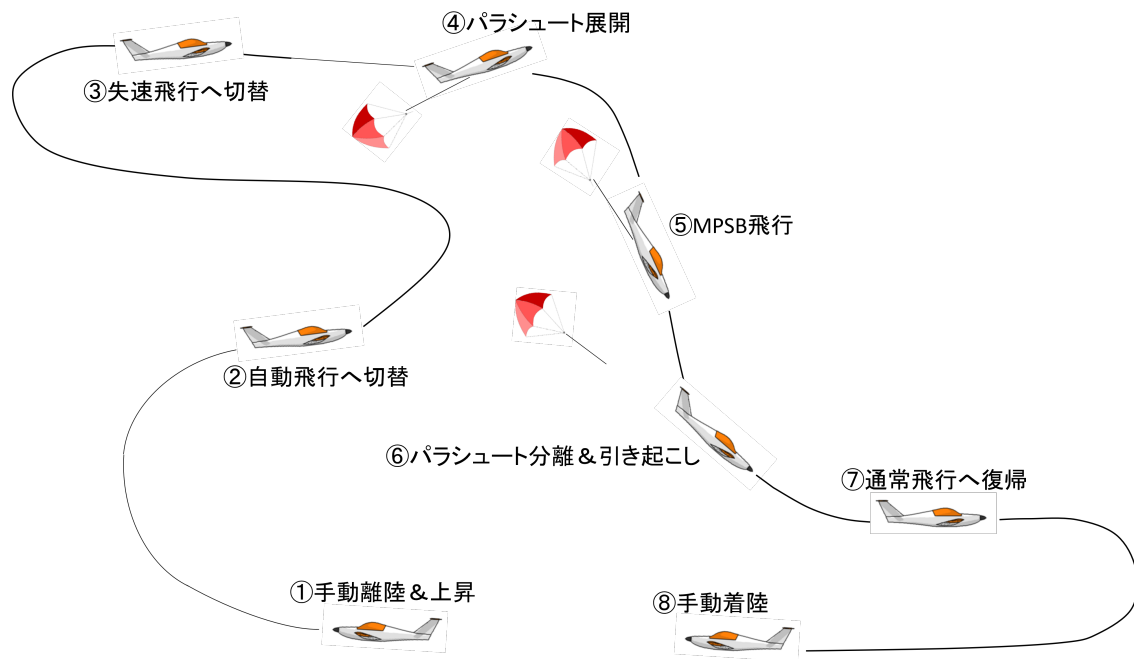


図 4.14 国内 MPSB 試験手順

4.3.2 国内 MPSB 試験結果

図 4.15 に国内 MPSB 試験の GPS 高度の時間履歴データを示し、図 4.16 に Indicated Air Speed(IAS) と迎角 (α) の時間履歴データを示す。図 4.15 及び図 4.16 において、緑網掛け部は UAV が自動上昇を行っている区間を、灰色網掛け部は失速モードの区間を、ピンク網掛け部はパラシュート降下中を、黄色網掛け部は引き起こしの区間を、その他の区間はパイロットが手動で操縦している区間をそれぞれ示している。図 4.15 の縦軸は GPS 高度を示している。初期の高度が 850m となっているのは、試験を実施した阿蘇場外離着陸場の標高が 850m となっているためである。UAV は 1520 秒付近で離陸を開始、その後、1630 秒付近で自動上昇を開始し、1680 秒付近で高度 1400m に到達し失速モードに入っている。失速モードに移行した後に速度が低下していることが分かる。その後、1680 秒付近でパラシュートを展開しパラシュート降下を行っている。このパラシュート降下で高度約 1400m から高度約 1100m まで約 300m 降下している。その後、引き起こしが行われ手動飛行へと移行していることが分かる。

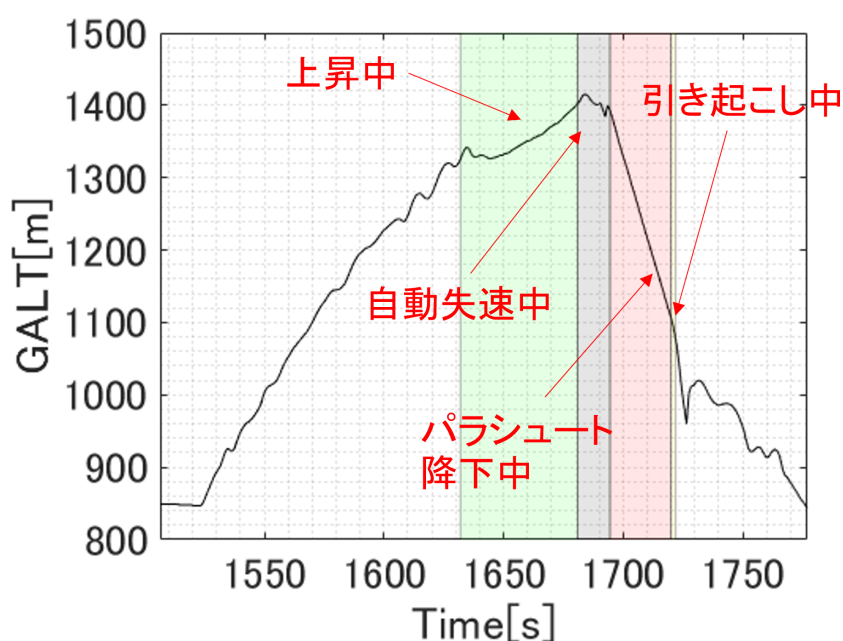


図 4.15 国内 MPSB 試験 GPS 高度時歴データ

図 4.16 において、ピンク網掛け部のパラシュート降下時の IAS 及び迎角に注目すると IAS は 10m/s 以下、迎角は平均-20deg であるものの大きく変動しながら降下していることが分かる。このように国内 MPSB 試験ではパラシュート降下中に適正な迎角 (-5~155deg) でなかったことが分かった。

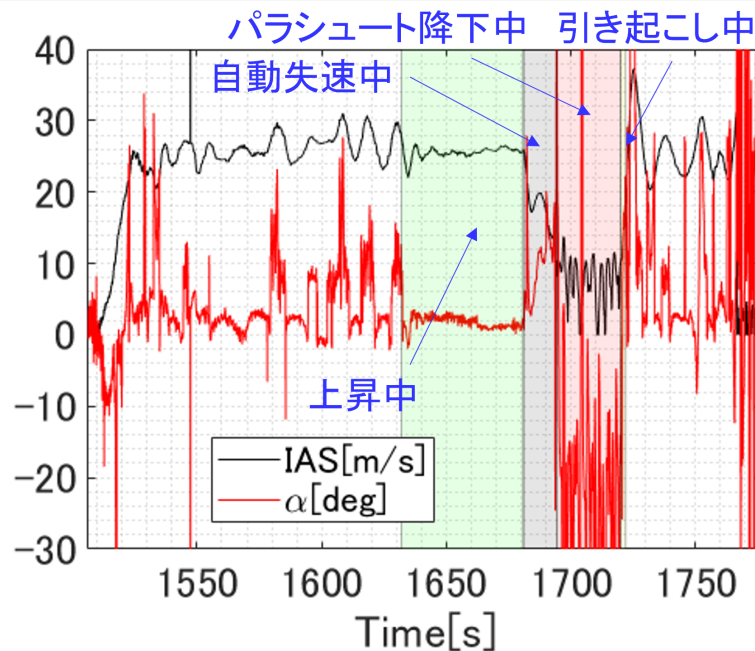


図 4.16 国内 MPSB 試験 IAS 及び迎角時歴データ

4.3.3 国内 MPSB 試験結果の考察及び適正な迎角とするための対策

パラシュート降下中の迎角が適正な範囲でなかった原因は、使用しているパラシュートにあったと考えられる。MPSB 試験で使用していたパラシュートは図 4.13 に示したように穴の開いていないパラシュートである。このようなパラシュートが安定する迎角が約±20deg であるとされている³¹⁾。そのため、機体-パラシュートでモーメントの釣り合いを考えたときに安定する機体の迎角も2点存在しており、今回は機体の迎角が-20deg の位置で釣り合ったと考えられる。

このため、機体の迎角を適切な範囲に保持するために、図 4.17 内の赤丸部のようにスティング先端を改良し、吊り下げ位置を機体上面側に移動させた。さらに、シミュレーションを行い機体の迎角が適正な範囲に保たれることも確認したが、時間的制約により、飛行試験によって確認するには至らなかった³²⁾。図 4.18 に改良した MPSB を使用してパラシュート降下した際のシミュレーション結果を示す。上段が IAS を、中段が迎角を、下段が横滑り角をそれぞれ示している。迎角に注目すると、0～15deg の範囲であることが分かる。迎角が周期的に変化している理由は、パラシュート降下中に MPSB のスティングの角度を変更し、迎角を意図的に変化させるシミュレーションを実施しているためである。

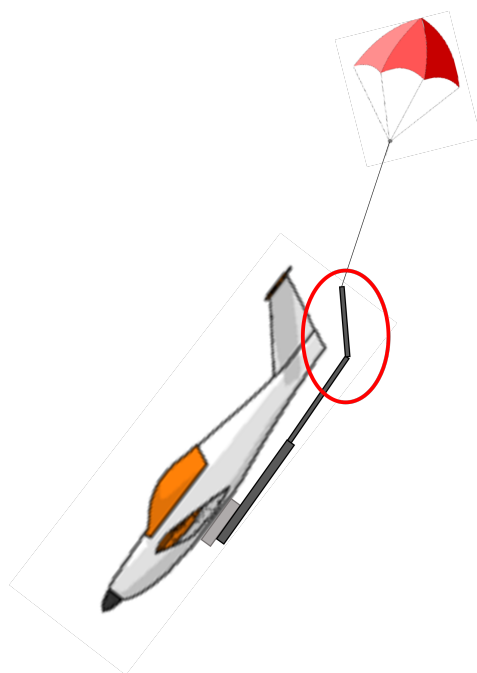


図 4.17 MPSB スティング先端改良の概略図

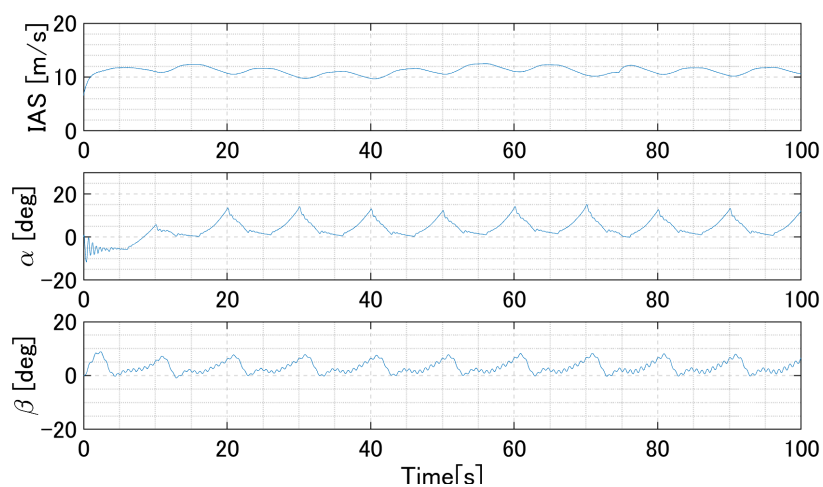


図 4.18 改良された MPSB スティングを使用した際のシミュレーション結果

4.4 南極における空力特性推定試験

本節では第 63 次南極地域観測隊の越冬期間中の 2022 年 12 月に、南極の昭和基地でエアロゾル観測と共に実施された MPSB を用いた空力特性推定試験^{33, 34)}について記述する。

図 4.19 南極試験システム全体図

供試機体

実験に使用した機体は第 2 章で述べた Phoenix-S の(滑空型)を用いた。図 4.20 は試験直前の Phoenix-S である。また本実験時の諸元を表 4.3 に示す。Phoenix-S の詳細については Appendix B に示す。



図 4.20 試験直前の Phoenix-S

表 4.3 南極 PSB 実験時 Phoenix-S 諸元

全長	1.50[m]
全幅	2.77[m]
主翼面積	0.575[m]
全備重量	10.60[kg]
動力	なし
その他	MPSB 搭載

地上システム (グラウンドステーション)

図 4.19 に示したように、地上システム (グラウンドステーション) は、通信用モデム、データモニタリング用ラップトップ PC から構成される。図 4.21 に UAV とグラウンドステーション間のデータ通信に使用しているモデム (Digi International K. K. 製) の外観を示す。モデムの周波数は 900MHz 帯であり、データの通信速度は 38400bps である。また、地上局の高利得アンテナを使用することで電波の到達距離は 50km 以上となる。このままでは国内の電波法には適合しないため、南極において使用することを前提に試験局としての許可を取得して使用した。

放球実験時の長距離通信を行うためにモデム用アンテナとして八木アンテナを使用した。また、ほとんどが視界外の飛行となるため、機体の GPS 位置情報から、グラウンドステーションから見た機体位置への方向、仰角を計算し、その方向へ八木アンテナを向ける自動追尾装置を開発した。八木アンテナ、及び



図 4.21 Digi モデム

自動追尾装置の外観を図 4.22 に示す。

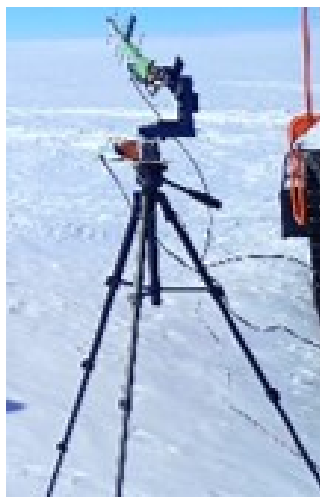


図 4.22 八木アンテナ及び自動追尾装置外観

PolarStar を用いることにより，飛行中の機体からダウンリンクされてくる飛行データのモニタリングや，制御ゲイン，ウェイポイント等のコマンド送信を可能にしている．放球実験では視界外で分離，及び自律飛行を行うため，機体から GPS 位置情報や加速度等のデータ出力，現在のシーケンス情報をダウンリンクさせることにより，機体の現在の状況が分かる．図 4.23，図 4.24 に PolarStar の画面を示す．

4.4.2 試験手順

試験では 1 章で説明した二段分離方式を用いた．以下に具体的な試験手順を示す．

1. 気球上昇及びエアロゾル観測とサンプリング:

まず，気球に懸吊された UAV を上昇させつつエアロゾル観測とサンプリングを行う．

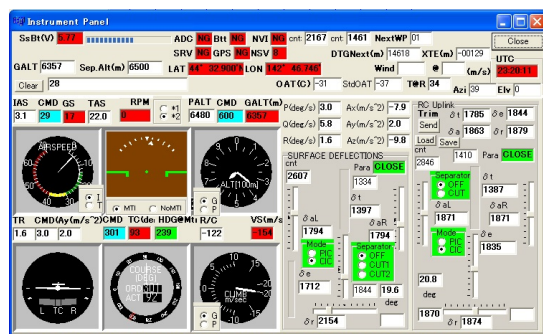


図 4.23 PolarStar 画面 (Instrument Parameters)

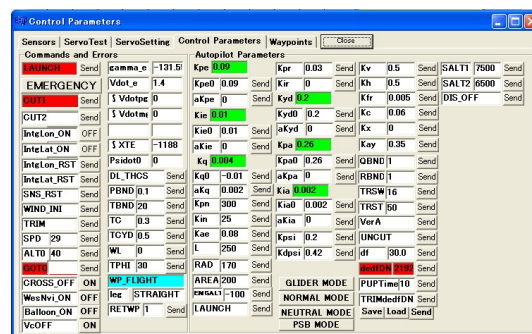


図 4.24 PolarStar 画面 (Control Parameters)

2. 気球分離:

気球が目標高度に到達した後に気球分離装置が気球を分離もしくは、気球の破裂後、気球から機体を分離する。今回は高度 30km で気球を分離する。この分離装置は気圧センサにより動作する方式としているため、所望の分離高度に相当する気圧を入力する。

3. パラシュート降下:

気球分離後はパラシュートによる降下を行う。この間に MPSB を駆使した空力データを取得する。今回の試験では、高度 12km までパラシュートで降下する。

4. 自動滑空飛行:

高度 12km までパラシュートによる降下をした後に、パラシュートを分離し、機首の引き起こしを行い、自動滑空飛行によって、回収地点上空まで帰還する。

5. パラシュート着地:

回収地点上空まで戻ってきた後、機体内部に搭載してある最終回収用パラシュートを開いて着地する。

4.4.3 試験結果

試験結果について記述する。2022 年 12 月 1 日にエアロゾル観測及びサンプリングと共に MPSB を用いた空力特性推定試験が実施された。UAV と気球は日本の南極観測基地である「昭和基地」から打ち上げられた。図 4.25 に試験の気圧高度の時間履歴データを示す。横軸は飛行制御装置に電源を入れてからの経過時間を示している。背景白色区間が気球上昇中の区間を示し、ピンク背景部がパラシュート降下中の区間を示し、水色背景部が滑空帰還中のモードを示している。

図 4.25 より、UAV-気球システムは高度 28km まで到達した後に降下を開始していることが分かる。到達目標高度は 30km であったが、目標高度に到達する前に気球が破裂したため高度 30km に到達する前に降下をしている。この後、UAV はパラシュートを使って高度 12km まで降下を行った。このパラシュート

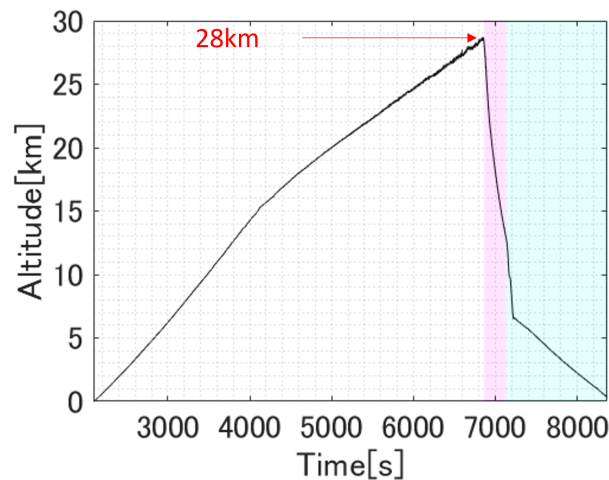


図 4.25 南極 MPSB 試験気圧高度時歴データ

降下中の、パラシュートが UAV に与える力とモーメントを六分力天秤で計測する予定であったが、データロガーの故障によりデータを取得することができなかった。また、パラシュートからの UAV 分離成功後に UAV は滑空を開始したが、エレベータのトリム角が不適切であったため、大幅な速度増加がもたらされた。そのため、高度 6000m 程度まで急速に高度を落としている。制御システムのエレベータ角度補正機能(オートトリム)により、最終的に UAV は高度 6km で正常に滑空を開始した。この予期せぬ高度損失により UAV は昭和基地に到達することができず、昭和基地の南東 15km の位置に不時着した。その後、地上において UAV の回収に成功し、機上のデータ、エアロゾルのサンプル回収には成功した。

図 4.26 にパラシュート降下中の UAV の動圧及び迎角の時間履歴データを示す。図 4.26 中の 6880 秒から 6915 秒にかけて迎角が -5deg から 5deg で安定しており、空力特性を取得する上で適切な迎角範囲であったことが分かる。また、図 4.27 は様々な試験でのレイノルズ数とマッハ数の状態を示した図である。図 4.27 中の黒丸が MPSB 中のデータを示している。レイノルズ数が約 $4.0 \sim 5.0 \times 10^4$ 程度であり、さらにマッハ数が $0.3 \sim 0.4$ 程度であることが分かる。このような飛行状態での試験データは風洞試験や通常の飛行試験では取得することができないデータであり、非常に貴重なデータである。しかしながら、前述のようにデータロガーの不具合により、この期間の超小型 6 分力天秤のデータが取得されていない。そこで、機体後方に取り付けたカメラに写っていたパラシュートの位置から、機体に働く力を推定し、これらのデータの活用方法を考案する。

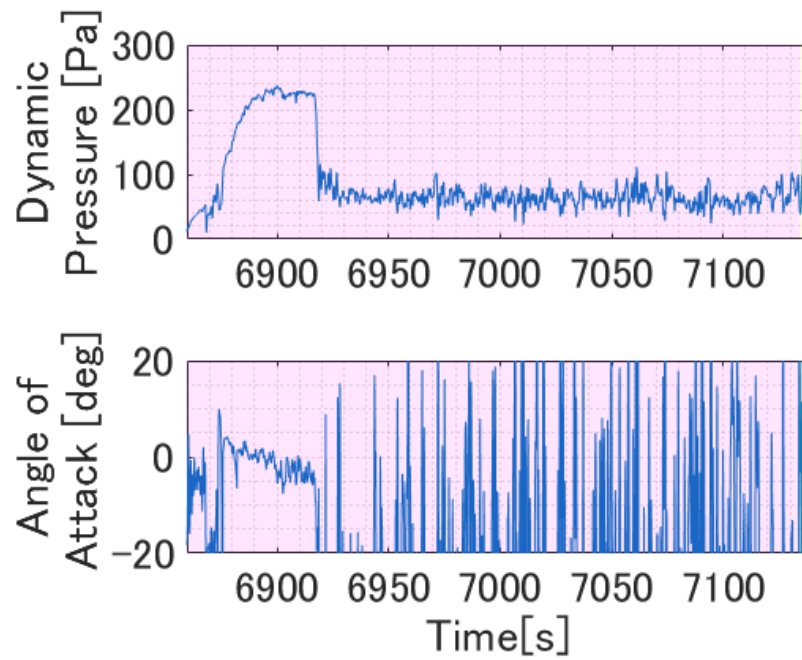


図 4.26 南極 MPSB 試験における動圧及び迎角時歴データ

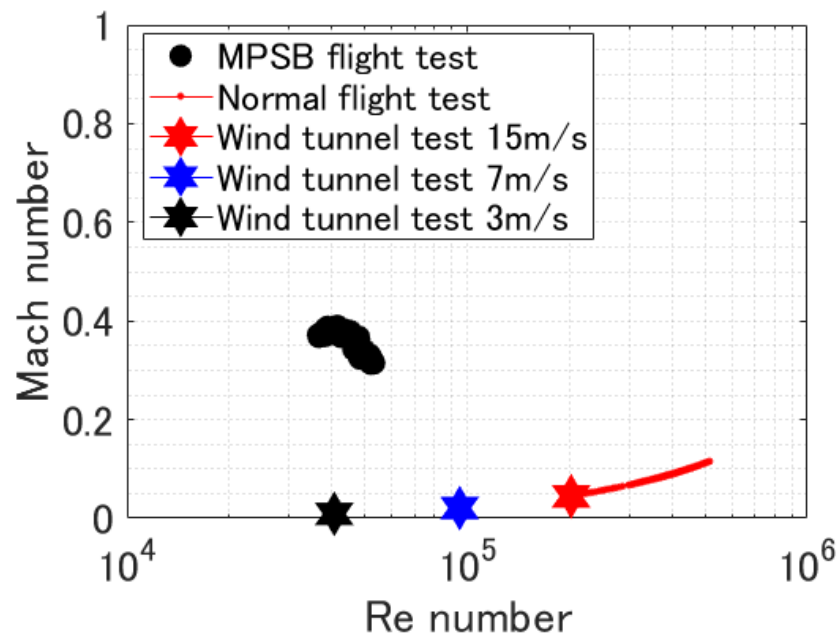


図 4.27 南極 MPSB 試験における飛行レイノルズ数及びマッハ数

4.5 MPSB 試験で取得した画像データを用いた空力特性推定

4.5.1 パラシュートが UAV に与える力の推定

前述したように、MPSB 試験では適切な迎角範囲であり、飛行状態についてもレイノルズ数が約 $4.0 \sim 5.0 \times 10^4$ 、マッハ数が $0.3 \sim 0.4$ 程度と望ましい範囲にあったが、肝心の天秤のデータを取得することが出来なかったものの、UAV に搭載したカメラ（Kokak SP360）の撮影動画にはパラシュートが写っていた。風洞で計測したパラシュートの抵抗特性と、パラシュート位置の画像解析による力の成分分解ができれば、少なくとも天秤の力の3成分に相当するものを得ることができるはずである。パラシュート自体が発生する抵抗については、後日別途実施した風洞試験で測定した抵抗係数と、パラシュート降下中のピトー静圧管により測定された動圧より推定した。カメラは図 4.28 に示すように UAV の機首下部に後方が撮影されるよう取り付けられた。UAV の胴体に対するパラシュートの相対位置は、図 4.29 の左下に示すように動画に収めた。図 4.29 上段の青い枠は、図 4.29 下段のカメラの視野に相当する。図 4.29 右下は、左下図の黄色枠部分を拡大したもので、パラシュートが写っていることが分かる。図 4.29 の画像に写っている銀色の棒は着陸時の衝撃を吸収するためのガードである。また白い線は過大な荷重が UAV に生じた際に翼の破損を防ぐためのロープである。

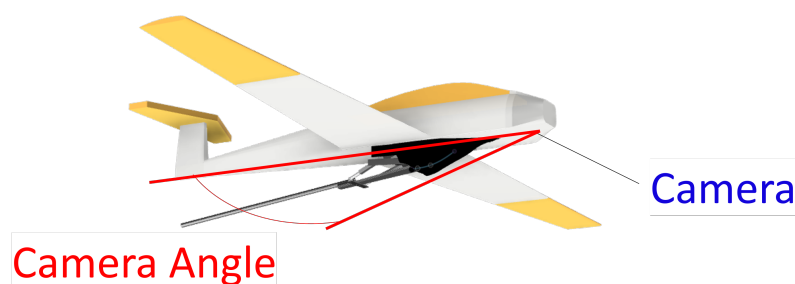


図 4.28 カメラ搭載位置とカメラ画角

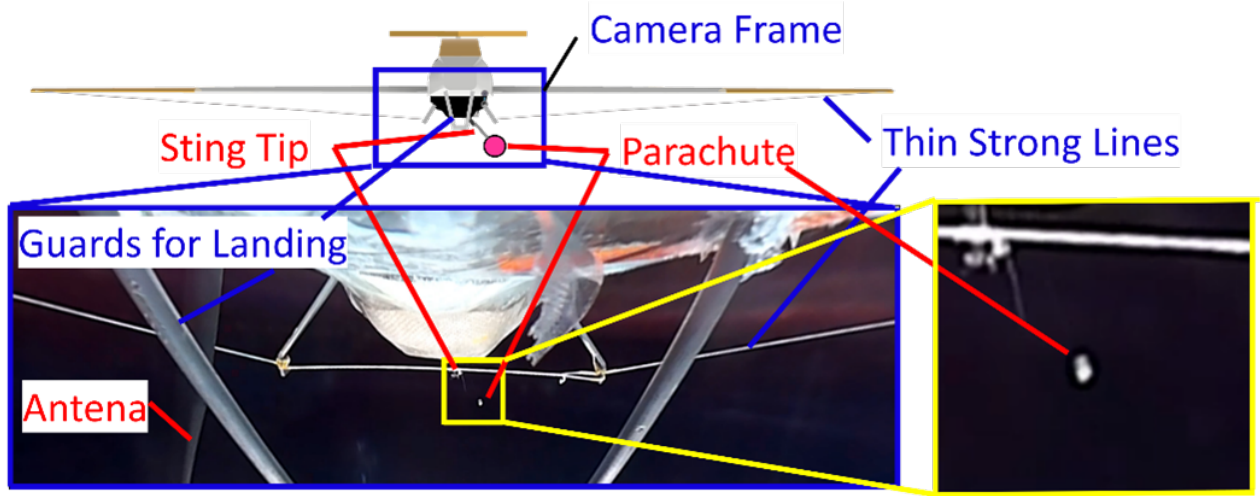


図 4.29 パラシュート降下中のカメラ画像

図 4.30 は、パラシュートが UAV に与える力の成分を、機体固定座標系の Z-X 平面、X-Y 平面上に示したものである。 θ_{cp} は Z-X 平面における X 軸とパラシュートと UAV を結ぶロープのなす角度であり、 ψ_{cp} は X-Y 平面における X 軸とロープのなす角度である。パラシュートが UAV に与える力は、力の大きさ F_p 、 θ_{cp} 、 ψ_{cp} が既知である場合、式 (4.26)～(4.28) のように T_x 、 T_y 、 T_z を求めることができる。 T_x 、 T_y 、 T_z が天秤で取得できるデータに相当する。これらの力の推定を行う。

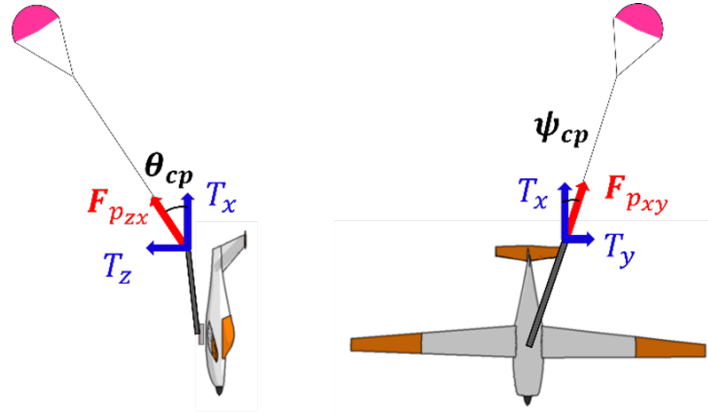


図 4.30 パラシュートが与える力の概略図

$$T_x = \frac{F_p}{\sqrt{1 + \tan^2 \theta_{cp} + \tan^2 \psi_{cp}}} \quad (4.26)$$

$$T_y = T_x \tan \psi_{cp} \quad (4.27)$$

$$T_z = T_x \tan \theta_{cp} \quad (4.28)$$

式 (4.26)～(4.28) より F_p , θ_{cp} , ψ_{cp} の推定が必要となるが、まずは θ_{cp} , ψ_{cp} の推定について述べる。図 4.31 は、機体固定座標系における Z-X 平面と X-Y 平面のパラシュートの位置と角度についてそれぞれ定義した図である。

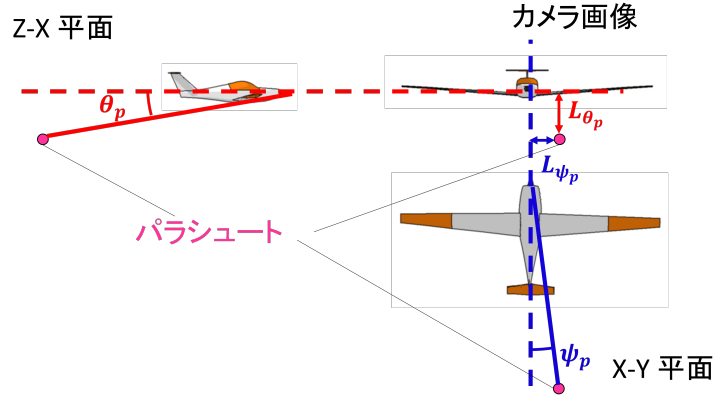


図 4.31 パラシュート位置と角度の定義

図 4.31 の赤破線は X-Z 平面上の X 軸を、青破線は X-Y 平面上の X 軸を示している。カメラ位置とパラシュート位置を結ぶ線は、Z-X 平面では赤の実線で、X-Y 平面では青の実線でそれぞれ示されている。 θ_p と ψ_p は、それぞれ式 (4.29) と式 (4.30) を用いて、映像上の X-Y 平面とパラシュート間の長さである距離 L_{θ_p} と映像上の Z-X 平面とパラシュート間の長さである距離 L_{ψ_p} から推定した。 L_{θ_p} と L_{ψ_p} は動画中の迎角が安定している時間の平均値を用いた。 K_{da} は映像上の長さで視角の関係より得られた変換係数である。

$$\theta_p = K_{da} L_{\theta_p} \quad (4.29)$$

$$\psi_p = K_{da} L_{\psi_p} \quad (4.30)$$

図 4.32 はパラシュート降下時の UAV とパラシュートの幾何学的関係を示している。長さ a_{zx} と長さ a_{xy} はそれぞれパラシュートと UAV を結ぶ 50m のロープの Z-X 平面と X-Y 平面への投影長さである。また、長さ b_{zx} と長さ b_{xy} は、それぞれ機首のカメラからスティング先端までの距離 (=1.6m) を Z-X 平面と X-Y 平面に投影した長さである。 a_{zx} と a_{xy} は b_{zx} と b_{xy} より十分大きいので、 $\theta_{cp} \approx \theta_p$ と $\psi_{cp} \approx \psi_p$ と考えることができる。よって先ほど推定した θ_p と ψ_p から θ_{cp} , ψ_{cp} を推定することができる。

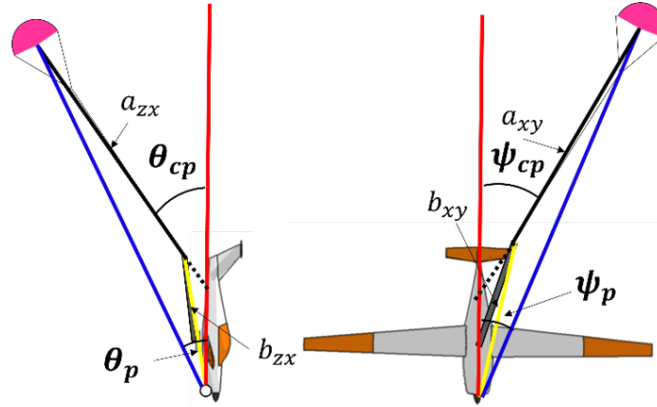


図 4.32 パラシュートと UAV の幾何学的関係

続いて F_p の推定について述べる． F_p はパラシュートの抵抗であり式 (4.31) のように表すことが可能である．

$$F_p = \frac{1}{2} \rho V^2 S_p C_{F_p} \quad (4.31)$$

ただし,

ρ : 空気密度 [kg/m^3], V : 真対気速度 [m/s^2], S_p : パラシュート代表面積 [m^2], C_{F_p} : パラシュート抵抗係数

動圧 $\frac{1}{2} \rho V^2$ については測定しているため, パラシュート代表面積とパラシュート抵抗係数の積 $S_p C_{F_p}$ が必要となる．この値は, 別途パラシュートの風洞試験を実施し測定した．パラシュートの抵抗係数についての圧縮性の影響については参考文献³⁶⁾ のようにマッハ数 0~0.6 程度までは一定の値となることが予想されるため風洞試験で取得した抵抗係数にマッハ数による影響の補正は実施していない．

以上の推定を実施し, T_x , T_y , T_z を推定, つまり, 式 (4.17)~(4.19) の F_x , F_y , F_z に相当する値を推定した．

4.5.2 空力特性の推定

これらの推定値を用いて揚力係数, 抗力係数, ピッチングモーメント係数の値を求めた．図 4.33 に揚力係数と迎角の関係, 図 4.34 に抗力係数と迎角の関係を, 図 4.35 にピッチングモーメントと迎角の関係をそれぞれ示す．青丸が各タイムスタンプにおけるデータを示しており, 黒太線は迎角 2deg ごとに $\pm 1\text{deg}$ の範囲内の迎角の平均値を示し, エラーバーは, その標準偏差を示している．

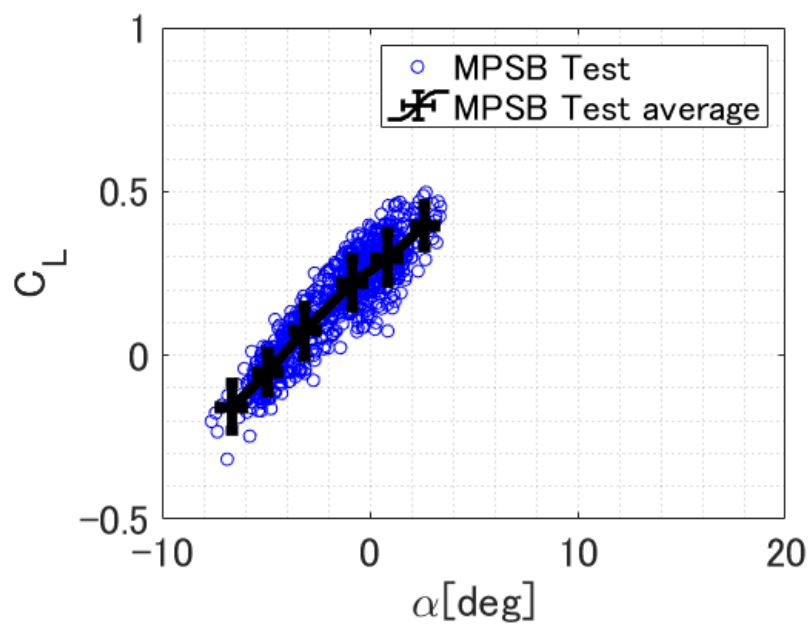


図 4.33 MPSB 試験より推定した揚力係数と迎角の関係

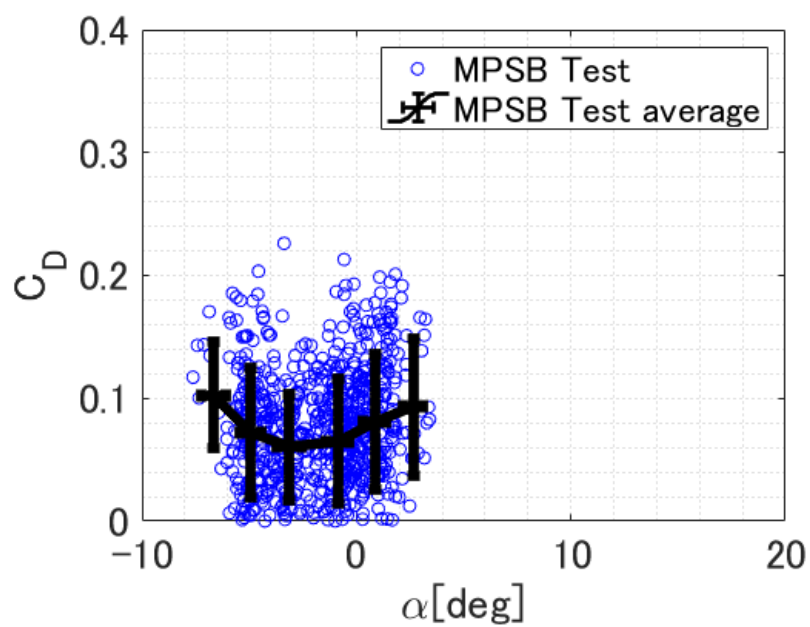


図 4.34 MPSB 試験より推定した抗力係数と迎角の関係

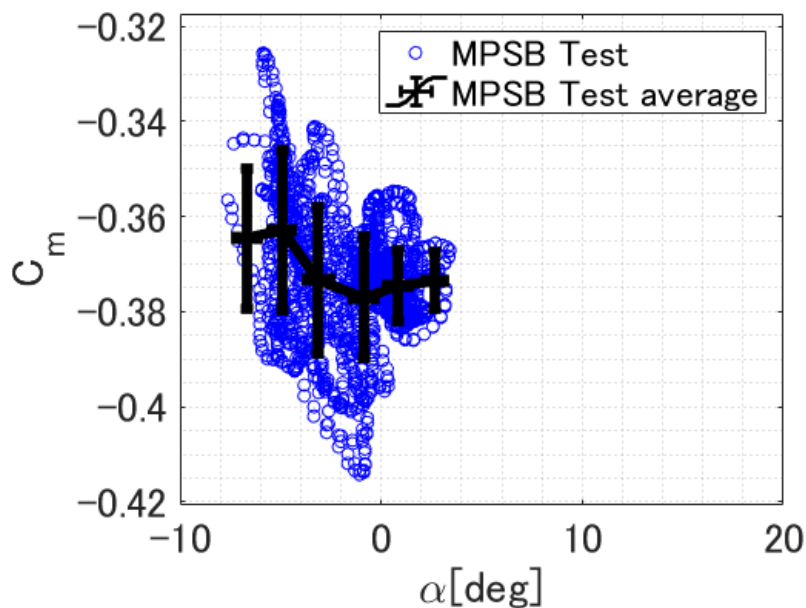


図 4.35 MPSB 試験より推定したピッチングモーメント係数と迎角の関係

各空力係数の特性について述べる．揚力係数については，迎角増加に従い揚力係数も線形的に増加しており，一般的な航空機における揚力係数と迎角の関係と定性的な一致を示している．

抗力係数については，迎角 3deg あたりが抗力係数の最小値となり，迎角が減少，増加するに従って二次関数的に抗力係数が増加しており，抗力係数についても一般的な航空機における抗力係数と迎角の関係と定性的な一致を示している．

ピッチングモーメント係数については，試験で取得された-7deg から 3deg の範囲全体では，迎角の増加に従いピッチングモーメント係数が減少しているように見えるものの，迎角-7deg から-5deg，-1deg から 3deg の範囲では迎角の増加に従いピッチングモーメント係数が増加している箇所がある．一般的な航空機において，迎角増加に従い，ピッチングモーメントは減少していく．迎角範囲全体としては，定性的な一致を示しているが，局所的には $C_{m\alpha}$ が正となる箇所が存在している．しかし，エラーバーも大きいので，これらの局所的な特性は誤差の範囲内である可能性もある．

4.5.3 パラシュートが及ぼす力及びロープの角度の推定誤差による影響の調査

天秤データが取得できなかったため，パラシュートの抵抗係数と動圧から推定されたパラシュートが UAV に与える力の大きさと，カメラ映像から推定されたパラシュートとカーボンスティンク先端をつなぐロープの角度から天秤データを復元し，空力特性の推定が実施されている．そのため，力の大きさやロープの角度の推定誤差による影響が推定された空力特性に出てくる．各空力係数に対する，力の大きさ

やロープの角度の推定誤差による影響を調査した。

推定精度の検証を行うために、推定された力の大きさやロープの角度を変更した場合の空力特性推定を行った。図 4.36 に揚力係数に関する結果を、図 4.37 に抗力係数に関する結果を、図 4.38 にピッチングモーメント係数に関する結果を、それぞれ示す。各図の黒色線が基準値であり、赤色実線が力の大きさを基準値から +5 % した場合の推定値を、青色実線が力の大きさを基準値から -5 % した場合の推定値を、赤色破線がロープの角度を基準値から +5deg した場合の推定値を、青色破線がロープの角度を基準値から -5deg した場合の推定値をそれぞれ示す。

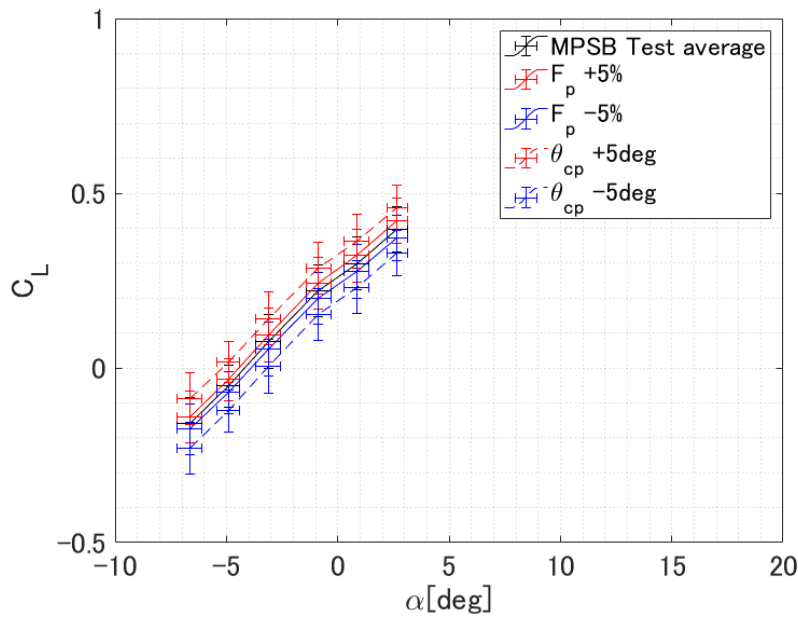


図 4.36 揚力係数に関する推定誤差による影響調査

揚力係数については、迎角に対する揚力係数の変化に比べ、力の推定誤差や角度の推定誤差による揚力係数の変化は小さく、揚力係数に関しては、パラシュートが UAV に与える力およびロープの角度の推定誤差の影響は小さいと考えられる。ロープ角度誤差が与える影響の方がパラシュートが UAV に与える力の推定誤差より大きい。

抗力係数については迎角に対する抗力係数の変化に比べ、力の推定誤差や角度の推定誤差による抗力係数の変化が大きく、パラシュートが UAV に与える力およびロープの角度の推定誤差の影響は大きいと考えられる。パラシュートが UAV に与える力の大きさに ± 5 % の誤差があった場合とロープ角度が ± 5deg の誤差があった場合に、抗力係数の推定に及ぼす影響は同程度であることが分かる。

ピッチングモーメントについては迎角に対するピッチングモーメント係数の変化に比べ、力の推定誤差や角度の推定誤差による抗力係数の変化が大きい。特にロープの角度の推定誤差による影響は非常に大きいと考えられる。

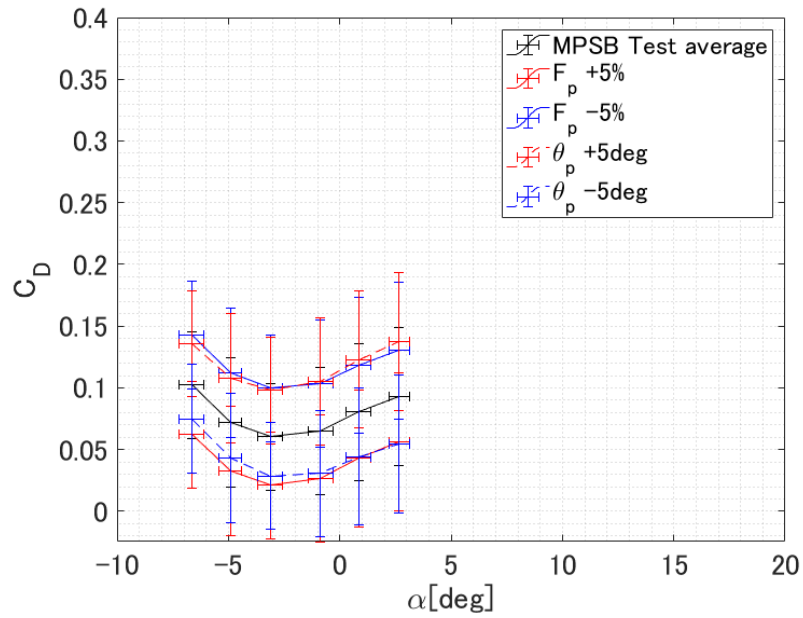


図 4.37 抗力係数に関する推定誤差による影響調査

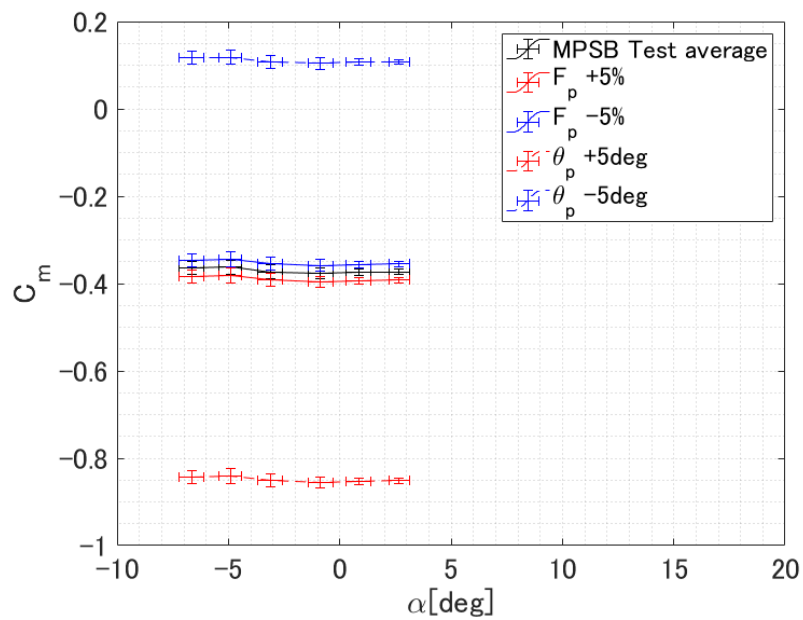


図 4.38 ピッチングモーメント係数に関する推定誤差による影響調査

この結果より、MPSB 試験による推定精度は揚力係数が最も高く、次いで抗力係数、最後にピッチングモーメント係数となると考えられる。ピッチングモーメント係数については、ロープの角度の推定誤差による影響が非常に大きいため、ゲイン設計に用いる空力モデルとして使用することには適していないと考えられる。

4.6 第4章の結論

本章ではパラシュート降下中に行う空力特性推定について述べた。

まず、座標軸及び記号の定義を行い、パラシュート降下中に空力特性を推定する原理について説明した。計測原理としては、UAV に搭載している IMU センサの加速度、角速度出力から、UAV とパラシュートに生じる空気力と空気力モーメントを推定し、その後、機体に搭載している天秤で測定したパラシュートが UAV に与える力を差し引くことで、UAV のみに生じる空気力を推定することができる。

また、第 60 次南極地域観測隊で実施した試験で、迎角範囲が適切でない問題に対処するために MPSB と呼ばれる装置の開発を行った。この MPSB と呼ばれる装置は電導リニアアクチュエータを用いてスティングの方向を変化させ、迎角及び横滑り角を変化させることができる装置である。

続いて、国内で実施した MPSB 試験について述べた。実際にエアロゾルの観測とともに MPSB 試験を実施する前に阿蘇場外離着陸場において、国内試験を実施している。パラシュート降下させることには成功したものの、パラシュート降下中に迎角が適正な範囲から外れる問題が生じた。この原因は機体の吊り下げ位置にあった。吊り下げ位置を機体上面側に移動することで解決可能であることがシミュレーションからも確認された。

次に、南極における空力特性推定試験について述べた。様々な問題をクリアし、第 63 次南極地域観測隊においてエアロゾル観測とともに、MPSB を用いた空力特性推定試験を実施した。エアロゾルサンプルの回収には成功したものの、パラシュート降下中のパラシュートが機体に及ぼす力を計測する六分力天秤のデータは、データロガーの不具合により取得できなかった。しかし、機体に搭載したカメラ映像と、降下中の動圧から、パラシュートが機体に及ぼす力の、機体固定座標系における力の成分を推定し、空力特性推定を実施した。

最後に MPSB を用いて推定された空力特性について述べた。MPSB 試験によって推定された空力特性は一般的な航空機における特性と定性的な一致を示した。ピッチングモーメント係数については迎角範囲全体としては、一般的な航空機における特性と定性的な一致を示すものの、局所的には $C_{m\alpha}$ が正となる箇所が存在した。

また、各空力係数に対するパラシュートが UAV に与える力およびロープの角度の推定誤差の影響度を調査した結果、揚力係数は誤差による影響をうけにくく、抗力係数は誤差の影響を受けやすく、ピッチングモーメント係数に関してはロープの角度の誤差から非常に大きな影響を受けるため空力モデルとして使

用することには適していないことが確認された。

天秤データが取得できていない不完全なデータではあるものの、レイノルズ数が $4.0 \sim 5.0 \times 10^4$ ，マッハ数 0.3～0.4 程度の空力特性推定を行うことができた。

第 5 章

風洞試験による空力特性の推定

この章ではパラシュート降下中に実施した空力特性推定試験結果と比較するために実施した風洞試験について述べる。風洞試験で使用する実験装置と実験方法、風洞試験結果について述べる。

5.1 計測原理

風洞試験にて空力特性推定を行うにあたり必要な概念や原理について説明する。座標軸に関しては 4.1.1 節で定義したものを使用する。

5.1.1 空気力・モーメントの算出方法

今回実施する試験は一定の迎角、横滑り角ごとに静止させて力・モーメントを測定する静的試験である。図 5.1 は風洞試験において空気力を算出する方法のイメージ図である。図 5.1 に示す通り通風中に 6 分力天秤が取得する力・モーメントは機体に働く空気力と重力に対する反力の合力となる。この時、機体に働く空気力のみを算出するためには、無風時の天秤のデータ (=重力に対する反力) を計測し差し引く必要がある。この無風時の天秤出力データのことをテア (風袋) データと呼ぶ。モーメントも同様にテアデータを記録し、通風時のデータから差し引くことで空気力モーメントのみを算出することが出来る。

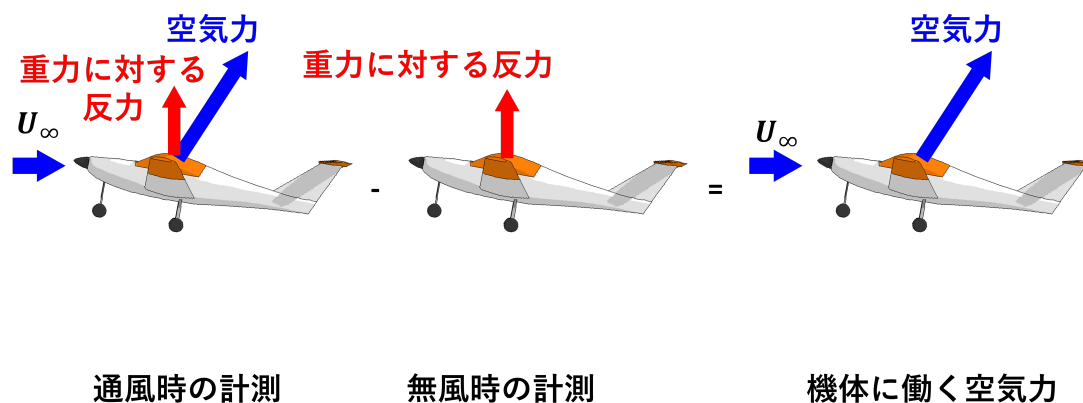


図 5.1 風洞試験テア (風袋) 取得イメージ

5.1.2 モーメントの変換

機体に取り付けた天秤によって測ることの出来るモーメントは、天秤のモーメントセンター周りのモーメントである。例えば機体重心に働くモーメントを算出するためには、天秤のモーメントセンター周りのモーメントを変換 (モーメントのトランスファーと呼ばれる) する必要がある。ここで、機体重心周りのモーメントを M_{x_A} , M_{y_A} , M_{z_A} とする。天秤のモーメントセンター周りのモーメントを, M_{x_B} , M_{y_B} , M_{z_B} とする。天秤によって測ることができる x , y , z 方向の力をそれぞれ F_{x_B} , F_{y_B} , F_{z_B} とする。添え字の A は Airframe(機体) を, B は Balance(天秤) をそれぞれ表している。図 5.2~5.4 に、これらの点の位置関係を示す。図 5.2~5.4 中の N.P. は、機体の操縦桿固定中正点を表し、これは全機空力中心と等しい。

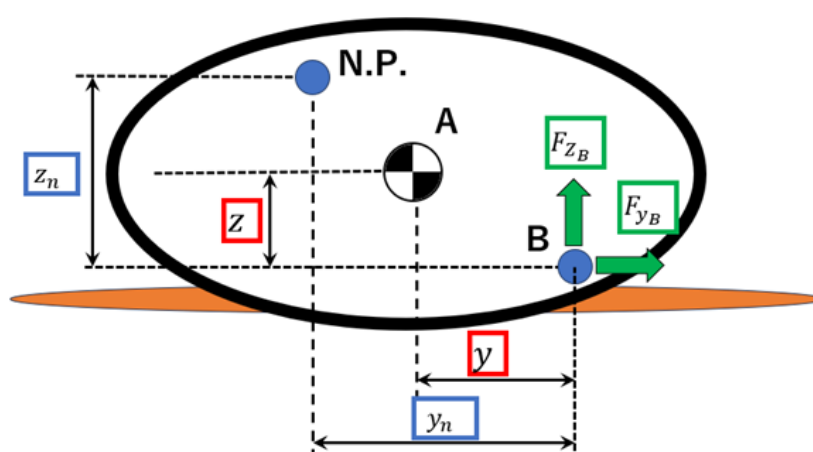
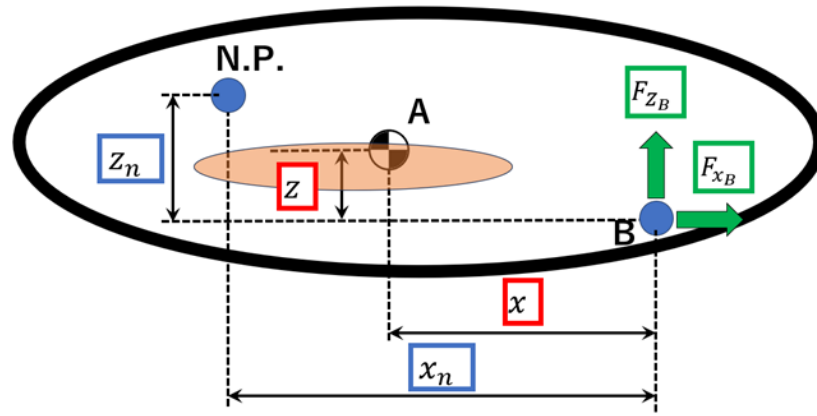
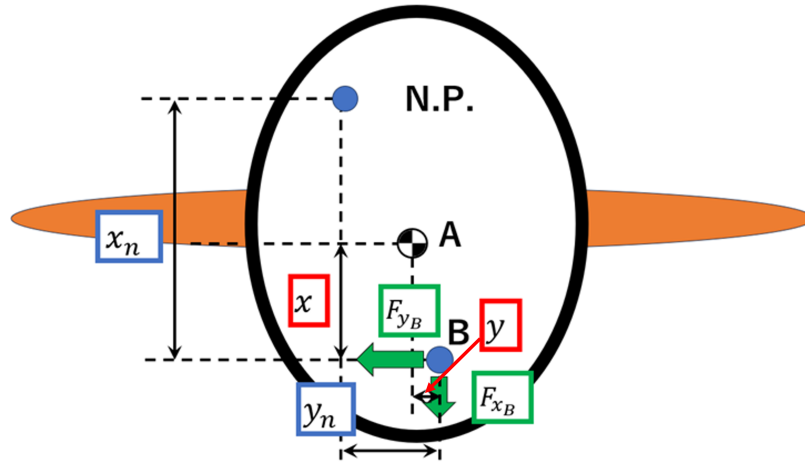
図 5.2 X_B 軸周りの力の関係

図 5.2~5.4 に示した寸法のうち、赤色で示している天秤のモーメントセンターから機体重心までの距

図 5.3 Y_B 軸周りの力の関係図 5.4 Z_B 軸周りの力の関係

離は、実機の計測により求めることができる。緑で示した力は、天秤によって計測することができる。

天秤のモーメントセンター周りのモーメントを機体重心周りのモーメントに変換する式は、下の式 (5.1) で表される。

$$\begin{bmatrix} M_{x_A} \\ M_{y_A} \\ M_{z_A} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{x_B} \\ M_{y_B} \\ M_{z_B} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & F_{z_B} & F_{y_B} \\ F_{z_B} & 0 & F_{x_B} \\ F_{y_B} & F_{x_B} & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

5.1.3 機体軸から安定軸への力の変換及び空気力の無次元化

揚力と抗力はそれぞれ定常速度に垂直及び平行な方向の力の成分である³⁷⁾。風洞試験中に迎角も計測し式 (5.2), (5.3) より揚力, 抗力を計算する。

$$L = F_{x_B} \sin \alpha - F_{z_B} \cos \alpha \quad (5.2)$$

$$D = -F_{x_B} \cos \alpha - F_{z_B} \sin \alpha \quad (5.3)$$

ただし

L : 揚力 [N], D : 抗力 [N], α : 迎角 [rad]

揚力, 抗力を翼面積 S と動圧 P_{dif} で除することにより揚力係数, 抗力係数が計算できる (式 (5.4), (5.5)). また, ピッチングモーメント係数は式 (5.8) より計算できる。

$$C_L = \frac{L}{P_{dif} S} \quad (5.4)$$

$$C_D = \frac{D}{P_{dif} S} \quad (5.5)$$

$$C_Y = \frac{F_{y_B}}{P_{dif} S} \quad (5.6)$$

$$C_l = \frac{M_{x_A}}{P_{dif} S b} \quad (5.7)$$

$$C_m = \frac{M_{y_A}}{P_{dif} S \bar{c}} \quad (5.8)$$

$$C_n = \frac{M_{z_A}}{P_{dif} S b} \quad (5.9)$$

P_{dif} : 動圧 [Pa], S : 主翼面積 [m²], b : 主翼スパン [m], $\bar{c}$: 平均空力翼弦長 [m]

5.1.4 数学モデル

シミュレーション等に必要となる無次元微係数を推算するに当たって, 空力モデルに関わる有次元量と無次元量の関係を表 5.1 に示す。ただし, $\bar{c}$ は平均空力翼弦長, b は翼スパン長であり, $\wedge$ は無次元化した変数を示す。この無次元量のうち, C_L , C_D , C_Y および C_m , C_l , C_n についての無次元微係数は, それぞれ式

表 5.1 有次元量と無次元量の関係

有次元量	除数	無次元量
L, D	$(1/2)\rho V^2 S$	C_L, C_D, C_Y
m	$(1/2)\rho V^2 S \bar{c}$	C_m
l, n	$(1/2)\rho V^2 S b$	C_l, C_n

(5.10) のような空力モデルに重回帰分析を実施して求める．今回実施を予定している試験は静的な試験であるため，変更するパラメータである迎角及び横滑り角のみを説明変数としている．

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha \quad (5.10a)$$

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta \quad (5.10b)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{\alpha^2}} \alpha^2 \quad (5.10c)$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta \quad (5.10d)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha \quad (5.10e)$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta \quad (5.10f)$$

5.2 風洞設備

本研究で使用する風洞設備は九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門の保有する低騒音風洞実験施設である．この施設の外観を図 5.5 に示す．また，風洞の諸元を表 5.2 に示す．



図 5.5 低騒音風洞実験施設の外観

表 5.2 低騒音風洞の主な諸元

形式	大気圧連続循環式		
送風機出力	900kW		
測定部	第 1 測定部	第 2 測定部	
		流路ブロック使用時	
測定部寸法 (W×H×L)	2m×2m×5m	3.5m×3.5m×5m	3.5m×1.85m×2m
	正八角形断面	正方形断面	長方形断面
最大風速	60m/s	15m/s	30m/s

本研究では、第 2 測定部において流路ブロックを用いずに実験を行った。

5.3 風洞試験システム全体概要

風洞試験システムの全体概要について説明する。図 5.6 は風洞試験システムの全体図を示している。

風洞試験のシステムは機体側のシステムとセンサのモニター、指令送信システムに分けられる。風洞の第 2 測定部には川崎重工業製の産業用ロボットが備えつけられており、このロボットアームの先端に機体を取り付けられている。機体には六分力測定用の天秤が取り付けられている。天秤で取得されたデータは有線信号で二次較正器を経由し増幅器に送られる。この増幅器を経由した後に、A/D コンバーターに送られデジタル値に変換され PC の内製アプリケーションでデータが表示される。

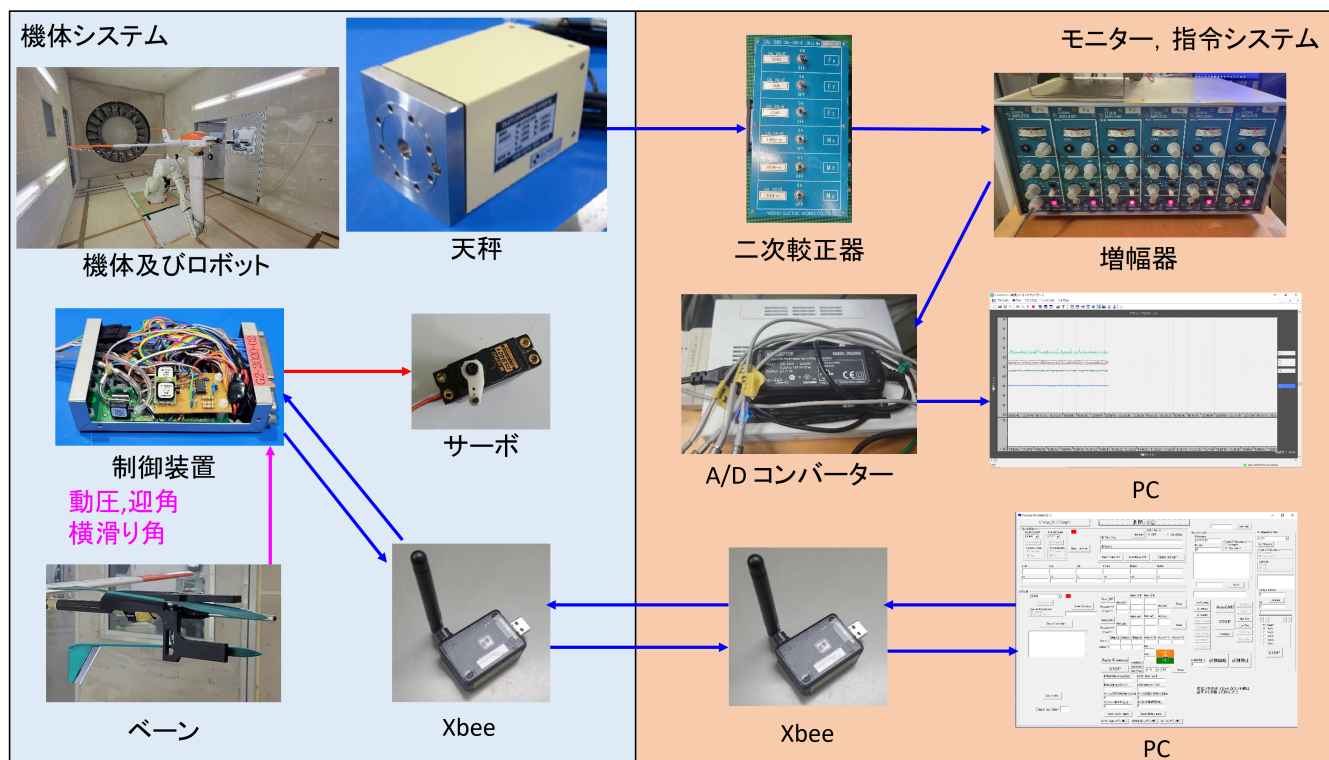


図 5.6 風洞試験システム全体図

さらに、機体内には第3章で説明した制御装置が搭載されている。ピトー静圧管とベーンから得られるデータを統合し Xbee と呼ばれる送受信機を使用して無線通信にて PC に送信している。また、PC から舵面を動かすコマンドを受信し、コマンドを受け取った制御装置がコマンドに従いサーボを動かし、舵面を操作することが出来る。

5.4 機体および使用機器

5.4.1 機体

本研究の実験対象である機体は、実際に飛行試験で用いる機体と同型で FRP 製の Phoenix-S である。第2測定部内で撮影した Phoenix-S の外観および後述する産業用ロボットを図 5.7 に示す。また、Phoenix-S の主な諸元を表 5.3 に示す。



図 5.7 第2測定部内に設置した産業用ロボットと Phoenix-S

表 5.3 実験時の Phoenix-S の主な諸元

全長 L [m]	1.50
全備重量 m [kg]	7.60
スパン b [m]	2.77
翼面積 S [m ²]	0.575
平均空力翼弦長 $\bar{c}$ [m]	0.213
アスペクト比 AR [-]	13.3
慣性能率 [kg・m ²]	
I_{xx}	0.936
I_{yy}	0.391
I_{zz}	1.21
慣性乗積 [kg・m ²]	
I_{xz}	-0.021

5.4.2 産業用ロボット

本研究では、図 5.7 に示したように、産業用ロボットの先端にアダプタを取付けて機体を固定する。使用するロボットアームは川崎重工業製、垂直多関節ロボット RS080N³⁸⁾ を用いた。外観を図 5.8、主な諸元を表 5.4 に示す。

図 5.8 RS080N の外観³⁸⁾

表 5.4 RS080N の主な諸元

型式	垂直多関節	
自由度	6	
最大可搬質量 [kg]	80	
最大リーチ [mm]	2100	
位置繰り返し精度 [mm]	±0.06	
	最大ストローク [deg]	最大速度 [deg/s]
腕旋回 (JT1)	±180	180
腕前後 (JT2)	-105 +140	180
腕上下 (JT3)	-155 +135	160
手首回転 (JT4)	±360	185
手首曲げ (JT5)	±145	185
手首捻り (JT6)	±360	280

5.4.3 計測機器

6 分力天秤

空気力および空気力モーメントを計測するために、日章電機製 6 分力検出器 LMC-61212-200N を用いた。この天秤は内挿型天秤でサイズは 90mm × 90mm × 160mm である。この 6 分力天秤の諸元を表 5.5 に、概形図を図 5.9 に示す。

表 5.5 LMC-61212-200N の諸元

	F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
定格 [N] or [N · m]	±200	±200	±600	±200	±200	±100
非直線性 (+)[%]	-0.02	-0.02	0.00	-0.01	-0.01	-0.01
非直線性 (-)[%]	-0.04	-0.01	-0.01	-0.01	0.00	0.01
ヒステリシス (+)[%]	0.06	0.05	0.04	-0.02	-0.01	-0.01
ヒステリシス (-)[%]	0.09	0.07	0.03	0.00	-0.01	-0.01

機体から天秤への力・モーメントの伝達は図 5.10 のようにバルクヘッド部の接続部分のみを介して行われる。

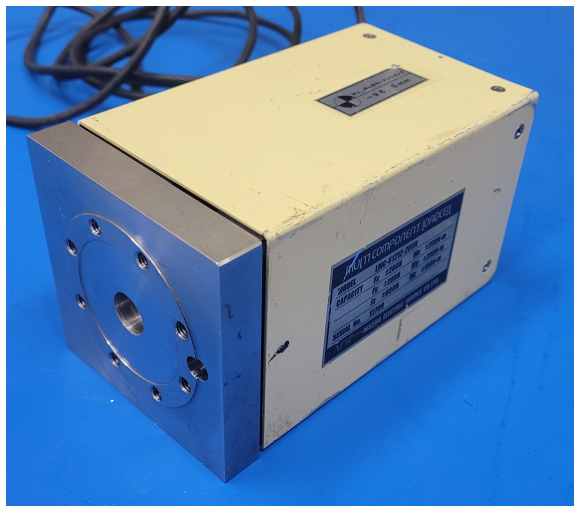


図 5.9 6 分力検出器 LMC-61212-200N



図 5.10 機体取り付けの様子

制御装置 (AP-CUB-G2)

第 3 章で説明した AP-CUB-G2 をデータ取得装置及び舵角等のコマンド指示器として使用する。今回は、機体に生じる動圧と、バーンの角度をロータリーエンコーダ経由で測定することで迎角、横滑り角の値を計測及び保存、また、データを統合し通信装置に送信する装置としての役割や、PC から送信されたサーボへの舵角コマンドを受け取り、サーボへ舵角コマンドを送信する装置として機能する。

エアデータセンサ

動圧および迎角、横滑り角のデータは Micro Tech Laboratory²⁸⁾ 製ロータリーエンコーダ MES-9-1024P に 3D プリンタで作成したバーンを取り付けたエアデータセンサを用いて取得した。ロータリーエンコーダの外観を図 5.11、諸元を表 5.6 に示し、エアデータセンサの外観を図 5.12 に示す。

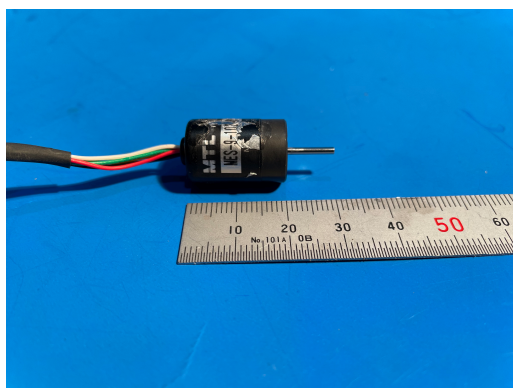


図 5.11 MES-9-1024P の外観

表 5.6 MES-9-1024P の諸元

重量 [g]	10
検出方式	インクリメンタル
出力パルス	1024
分解能 [deg]	約 0.088



図 5.12 エアデータセンサの外観

XBee

第2測定部と計測室間のデータの送受信は、ロボットアームと配線の干渉を避けるため、XBeeを用いた。XBeeは、近距離無線通信規格の一種であるZigBeeプロトコルにより通信を行う製品である。XBeeの外観を図5.13に、諸元を表5.7に示す。



図 5.13 XBee の外観

表 5.7 XBee の諸元

室内通信距離 [m]	40
見通し通信距離 [m]	120
周波数帯域 [GHz]	2.4

データロガー

6 分力天秤および AP-CUB-G2 のデータは, XBee により計測室に設置したモニタリングソフトに表示した. これらのデータは, 同時に Micro SD カードに直接書き込まれる. データロガーとして, Switch Science³⁹⁾ 製 OpenLog を使用した. データロガーの外観を図 5.14, 諸元を表 5.8 に示す.

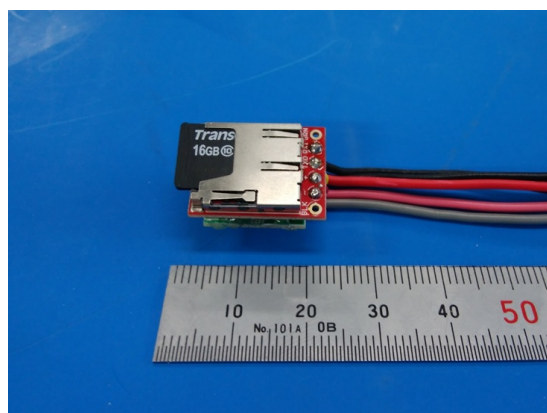


図 5.14 データロガーの外観

表 5.8 データロガーの諸元

寸法 (W×H×L) [mm]	20×27×19
重量 [g]	8.0
動作電圧 [V]	3.3 12

モニタリングソフトウェア

モニタリングソフトウェアには, C++ Builder⁴⁰⁾ を用いて筆者らが作成した, 風洞試験用 Polar Star を使用した. 実験中はこのソフトウェアにより, 舵角制御および 6 軸力覚センサ・AP-CUB-G2 の出力データのモニタリングを行った. 各値はリアルタイムでグラフ化され, 実験時に異常値が見つかった場合でも即座に対応できる. 図 5.15 にソフトウェアの基本操作状態のキャプチャ画像を示す.

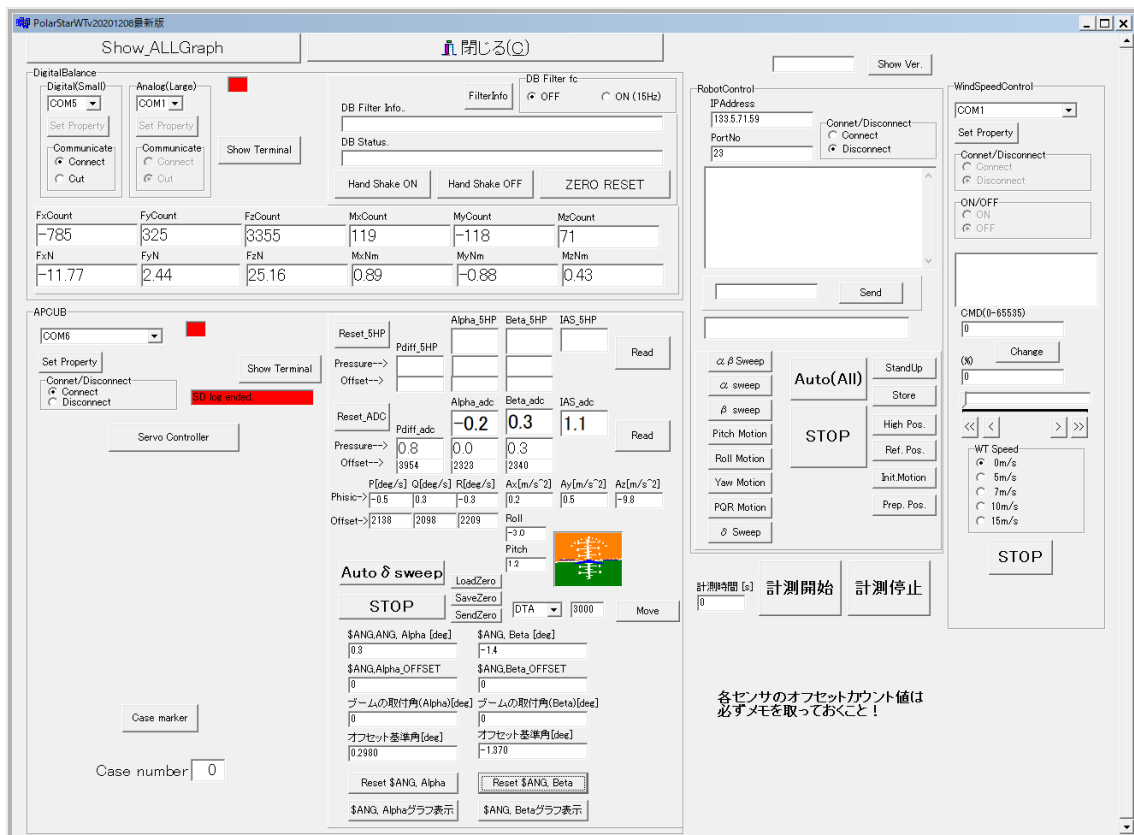


図 5.15 風洞試験用 Polar Star の基本操作画面

5.4.4 計測するパラメータ

本研究において 6 分力天秤および AP-CUB-G2 にて計測するパラメータの一覧を表 5.9 に示す。ただし、動圧はエアデータセンサのピトー静圧管から得られる全圧及び静圧の圧力値を AP-CUB-G2 内の微差圧センサに取り込むことにより計測できる。また、迎角・横滑り角は先述したロータリーエンコーダで A/D 変換したデジタル値を AP-CUB-G2 に取り込むことにより計測できる。

表 5.9 本研究において計測するパラメータ一覧

計測機器	名称	記号
6 分力天秤	力	F_x, F_y, F_z
	モーメント	M_x, M_y, M_z
AP-CUB-G2	動圧	q_s
	迎角, 横滑り角	α, β

5.5 試験方法

5.5.1 Phoenix-S の模擬飛行高度

過去に当研究室で Phoenix-S の空力特性を推定するために風洞試験を実施されてきた⁴¹⁾が、第4章において述べた、南極における MPSB 試験において取得されたレイノルズ数域における試験は実施されていない。南極における MPSB 試験より推定した空力特性との比較を行うため、レイノルズ数を一致させた風洞試験を行う必要がある。MPSB で実施した試験のレイノルズ数は $4.0 \sim 5.0 \times 10^4$ である。レイノルズ数は式 (5.11) により計算できる。

$$Re = \rho V_{TAS} \bar{c} / \mu \quad (5.11)$$

ただし、 ρ : 空気密度 [kg/m^3], V_{TAS} : 真対気速度 [m/s], $\bar{c}$: 平均空力翼弦長 [m] および μ : 粘性係数 [$\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$] である。

標準大気状態において任意のレイノルズ数状態を模擬するために必要な真対気速度は、式 (5.11) に標準大気状態における空気密度、粘性係数、任意のレイノルズ数を代入することで計算することができる。標準大気状態においてレイノルズ数 4.0×10^4 となる真対気速度は $3\text{m}/\text{s}$ である。また、レイノルズ数が増加した際の比較のために $7\text{m}/\text{s}$ および $15\text{m}/\text{s}$ の風速でも試験を実施する。

実験時の各レイノルズ数と等価対気速度 $28\text{m}/\text{s}$ で高高度を飛行した場合の飛行プロファイルから計算した模擬高度はそれぞれ、表 5.10 のようになる。

表 5.10 実験条件と模擬高度

風速 [m/s]	レイノルズ数 [-]	模擬高度 [km]
3	4.07×10^4	33
7	9.51×10^4	24
15	2.02×10^5	15

5.5.2 実験内容

本研究では、以下に示す実験を行った。

- 段階的 α スイープ
 - ピッチ角をロボットアームにより段階的に $-8\text{deg} \sim 16\text{deg}$ まで 2deg ずつ変更する。1 回あたりの角度維持は 5 秒間である。

5.6 試験結果

風洞試験の試験結果について述べる．図 5.16 に揚力係数と迎角の関係を示し，図 5.17 に抗力係数と迎角の関係を示す．黒色実線で 3m/s の試験結果，青色実線で 7m/s の試験結果を示し，赤色実線で 15m/s の試験結果を示している．揚力係数に関してはレイノルズ数が一番低い 3m/s の試験結果が揚力傾斜が小さくなっていることが分かる．また，抗力係数に関してはレイノルズ数が低くなるほど低迎角領域での抗力係数が大きいことが分かる．これらの傾向は一般的なレイノルズ数の変化による揚力係数，抗力係数の変化傾向と定性的に合致する³⁾．他の翼型で現れるような低レイノルズ数領域で揚力係数が非線形性をもつ³⁾という特徴は確認されていない．ピッチングモーメント係数に関しては，レイノルズ数変化による特性の変化は見られなかった．

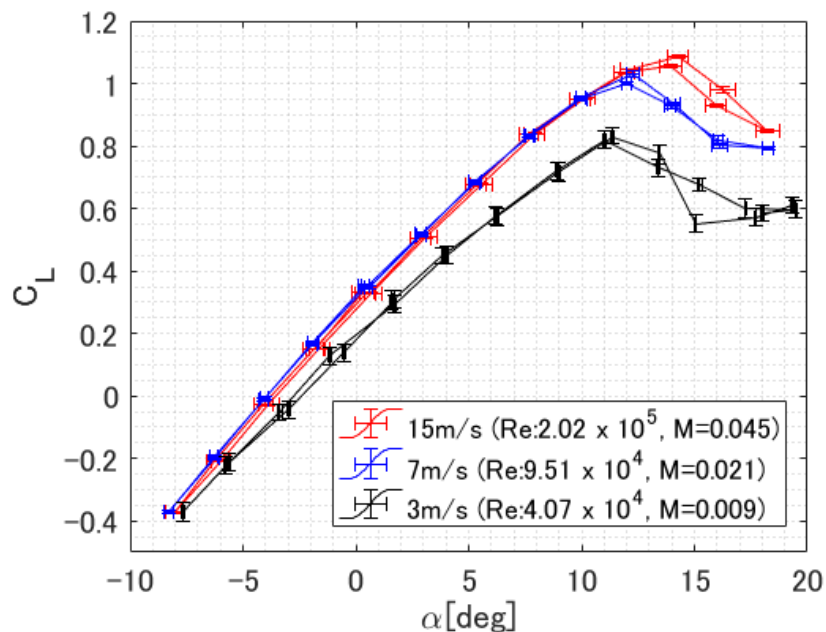


図 5.16 風洞試験 揚力係数と迎角の関係

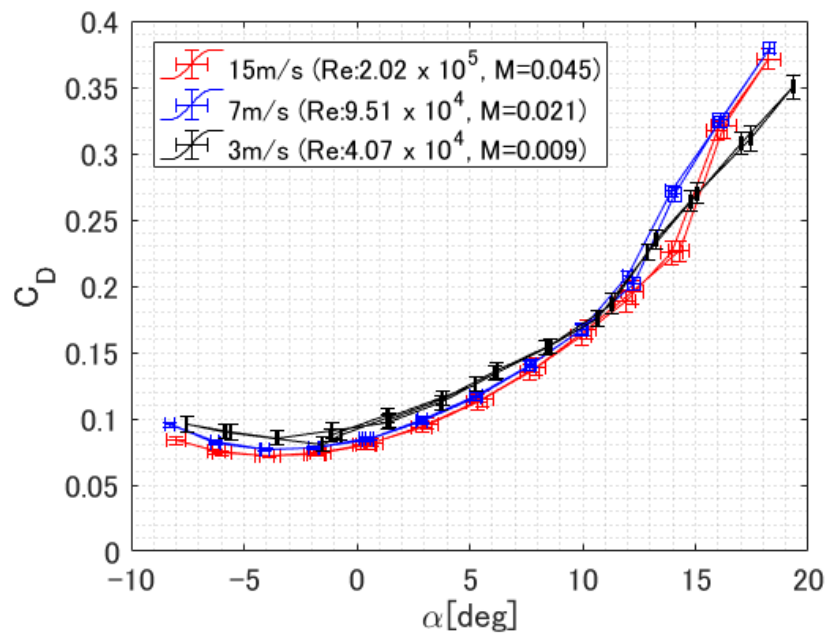


図 5.17 風洞試験 抗力係数と迎角の関係

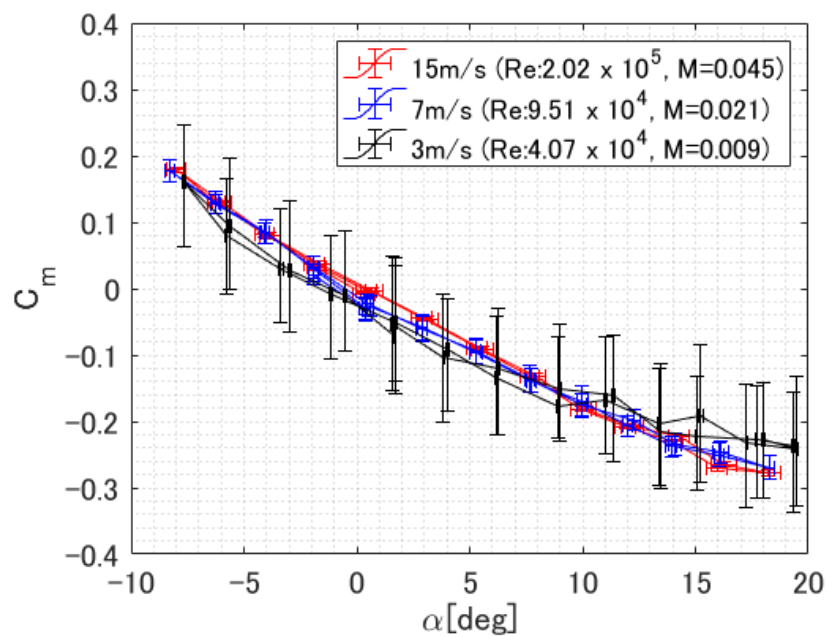


図 5.18 風洞試験 ピッチングモーメント係数と迎角の関係

5.7 MPSB 試験結果との比較

風洞試験結果と MPSB 試験結果の比較を行った。図 5.19 に揚力係数と迎角の関係を示し、図 5.20 に抗力係数と迎角の関係を示す。赤色太線で通常飛行の飛行試験による結果を、黒色実線で MPSB 試験の結果を、その他の線は赤、青、黒の順に 15m/s, 7m/s, 3m/s の風速で実施した風洞試験の結果を示している。ただし、3m/s の風洞試験結果は MPSB 試験結果との比較のためにゴサート則を用いて圧縮性の補正を行っている。3m/s の風洞試験結果と MPSB 試験結果を比較すると、揚力係数に関しては MPSB 試験結果の方がやや大きな値になっていることが分かる。風洞試験結果と比較して 10 %程度大きな値である。また、抗力係数に関しては MPSB 試験結果は風洞試験結果に比べて小さな値となっていることが分かる。20 %程度小さな値となっている。ピッチングモーメント係数に関しては、MPSB 試験と風洞試験及び通常の飛行試験の結果に大きな差があるが、第4章で述べた通り、MPSB 試験を用いたピッチングモーメント推定に関しては、パラシュートが UAV に与える力およびロープの角度の推定誤差の影響が非常に大きい。そのため、大きな差が出る結果となったと考えられる。

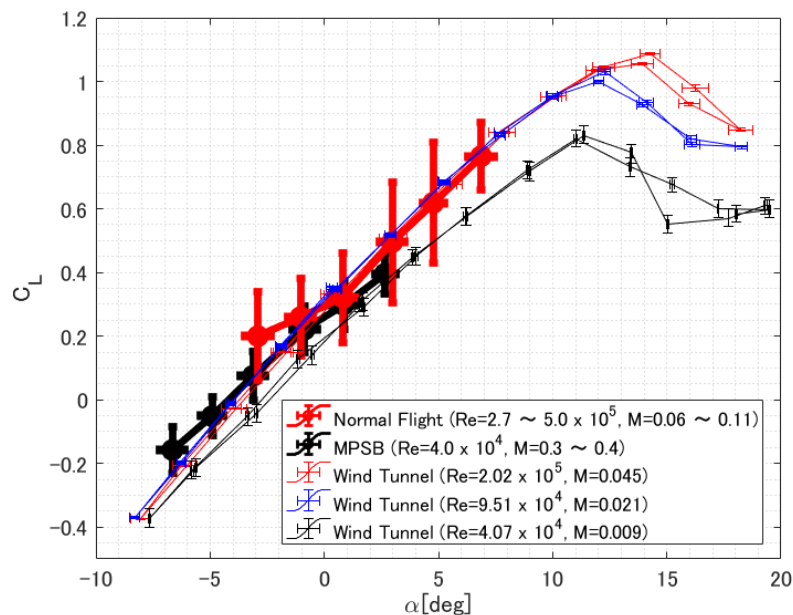


図 5.19 各試験比較 揚力係数と迎角の関係

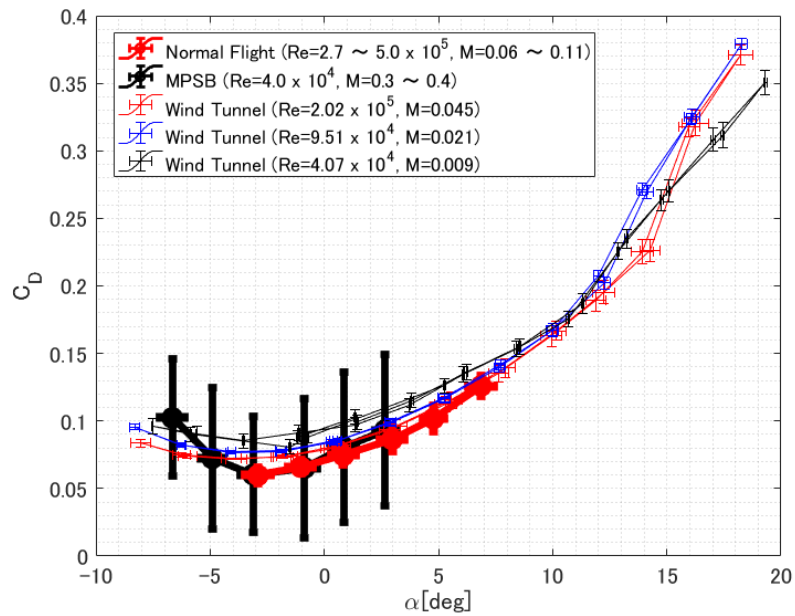


図 5.20 各試験比較 抗力係数と迎角の関係

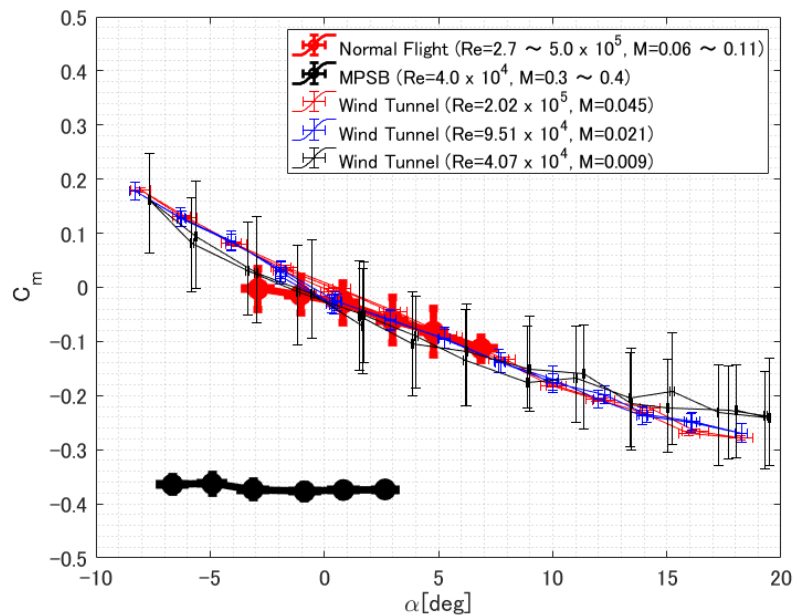


図 5.21 各試験比較 ピッチングモーメント係数と迎角の関係

5.8 第5章の結論

本章では、MPSB を用いた空力特性推定試験の結果と比較するためのデータを風洞試験を用いて測定し、MPSB 試験の結果と比較した結果について述べた。

まず、風洞試験にて空力特性を推定するための概念や原理について述べた。空気力及び空気力モーメントの計測方法は通風時の天秤データから、無風時の天秤データ (テアデータ) を差し引くことで算出している。天秤で測定されたモーメントは天秤のモーメントセンター周りのモーメントであるため、重心位置まわりのモーメントに変換する方法についても説明した。

次に、風洞設備について述べた。本研究で使用する風洞設備は、九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門の保有する低騒音風洞実験施設の第二測定部である。第二測定部では最大で風速 15m/s までの風を送ることができる。

続いて、風洞試験システムについて述べた。第二測定部には川崎重工業製の産業用ロボットが備え付けられており、このロボットアームの先端に機体に取り付けられた。6 分力天秤として日章電機製の内挿型天秤を用いた。また、迎角センサとして自作のベーンを用いた。

実施した試験は、迎角を段階的に変更する段階的迎角スイープである。試験条件は MPSB 試験と同様のレイノルズ数となる風速を計算し、その風速とレイノルズ数変化時の比較のためにその他 2 パターンの条件とした。

続いて、風洞試験の結果について示した。揚力係数に関してはレイノルズ数が低いほど揚力傾斜が小さくなり、抗力係数に関してはレイノルズ数が低くなるほど低迎角領域での抗力係数が大きくなるという結果となり、一般的なレイノルズ数変化による特性と定性的な一致を示した。しかし、低レイノルズ数領域で揚力係数が非線形性をもつという他の翼型で現れる特徴は確認されていない。ピッチングモーメント係数に関しては、レイノルズ数変化による特性の変化は見られなかった。

最後に MPSB 試験と風洞試験の結果の比較を行った。揚力係数と抗力係数については、MPSB 試験と風洞試験の結果に 10 %～20 % 程度の誤差が生じる結果となったが、ピッチングモーメント係数については、パラシュートとスティング先端を結ぶロープの角度による推定誤差が大きく影響し、MPSB 試験と風洞試験の結果は異なる値となっている。レイノルズ数が $4.0 \sim 5.0 \times 10^4$ かつマッハ数が 0.3～0.4 という飛行状態で、揚力係数と迎角の関係、抗力係数と迎角の関係を推定することができ、風洞試験の結果が実際の飛行試験結果と比べ 10 %～20 % 程度の誤差を生じ得ることが確認できたことには大きな価値がある。また、MPSB 試験からも低レイノルズ数領域で揚力係数が非線形性をもつという特徴は確認されなかったことも成果である。

この結果から、風洞試験より推定した空力モデルに 10 %～20 % 程度の誤差があるものと考え、それを前提とした高高度飛行のための制御ゲイン設計を行うことができる。

第 6 章

制御系ゲイン設計

6.1 運動方程式の線形化

第 5 章までに空力モデルを推定するために飛行試験や風洞試験を実施してきた。この中から使用するモデルを決定する。使用した空力モデルの決定方法の詳細については Appendix D に示す。

航空機の安定解析を行う際には力とモーメントのつり合いが取れている定常飛行状態から線形運動とみなせる程度の微小な変動量に関する運動を考える^{42, 43)}。この定常飛行状態をトリムがとれた状態という。この状態で線形化された運動方程式の縦及び横・方向の特性方程式の特性根の位置を計算した。高度 0km～33km までの縦運動の特性根の位置を図 6.1 に示し、図 6.1 の原点付近を拡大したものを図 6.2 に示す。縦の運動に関しては飛行高度が上昇するにしたがって短周期モードの減衰が弱まっていることが分かる。また、長周期モードの極の位置が原点に近づいており、長周期モードの周期が飛行高度上昇に従って長くなっていることが分かる。空気密度が小さい高高度では、空気密度が大きい低高度と比較して、機体と同じ大きさの力が生じた場合でも、動圧の変化に時間がかかるため周期が長くなっている。

高度 0km～33km までの横・方向運動の特性根の位置を図 6.3 に示し、原点付近を拡大したものを図 6.4 に示す。ダッチロールモードについては高度 0km～15km までの間は飛行高度上昇に伴い減衰が弱まり、極の位置が原点付近に近づき周期が長くなっていることが分かる。高度 15km～25km 程度までは飛行高度上昇に伴い減衰が強まり、周期が長くなっていることが分かる。最後に高度 25km 以上の範囲では減衰が弱まり、周期が短くなっていることが分かる。ロールモードは高度上昇に伴い、時定数が小さくなっていることが分かる。しかし、図 6.4 を見ると高度 30km 以上でロールモードが不安定となっている。スパイラルモードは高度 0km～33km のすべての高度で不安定であり、飛行高度上昇に伴い極の位置が原点に近づいていることが分かる。

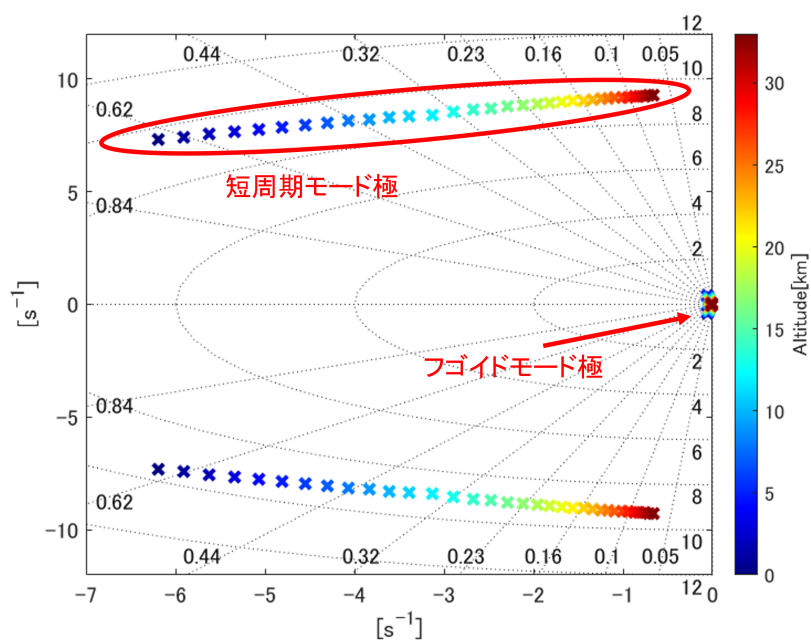


図 6.1 縦運動特性根位置

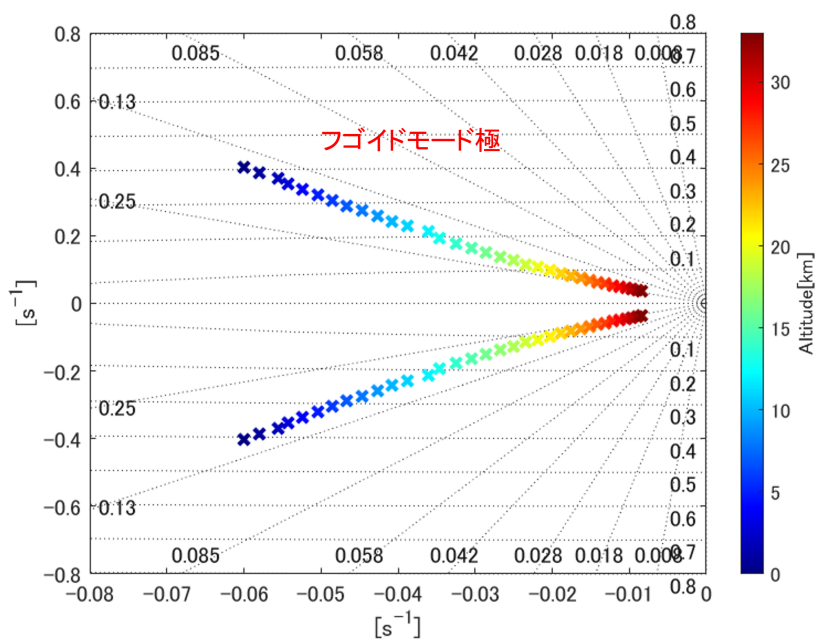


図 6.2 縦運動特性根位置 拡大図

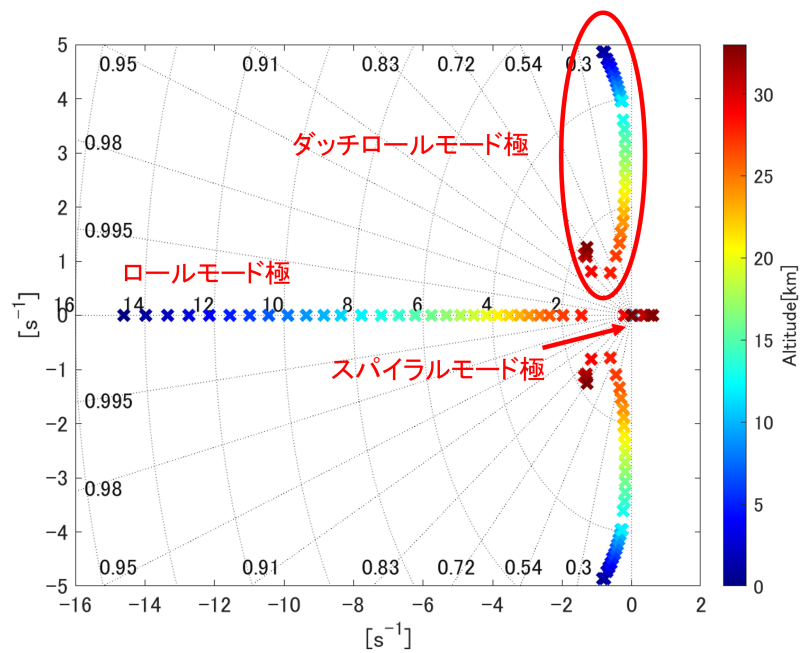


図 6.3 横・方向運動特性根位置

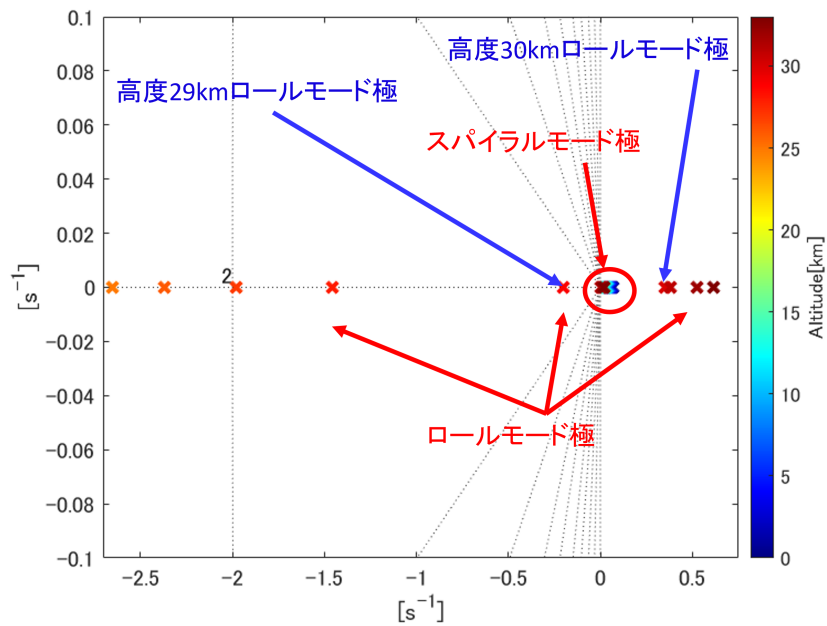


図 6.4 横・方向運動特性根位置 拡大図

6.2 ゲイン設計

6.2.1 制御則について

縦運動制御則

図 6.5 に縦の制御則についてのブロック線図を示す．縦の制御則には Total Energy Control System (TECS)^{44, 45, 46)} と呼ばれる速度をフィードバックする制御則を用いている．速度を時間微分し，加速度を算出し，速度コマンドと加速度のフィードバックから作成された加速度コマンドの偏差に比例ゲインと積分ゲインをかけている．また，ピッチ角速度をフィードバックしたピッチダンパーも組み込まれている．詳細については Appendix E に記述する．縦の制御則に関して調整を行うゲインは，ピッチダンパーゲイン K_q ，加速度フィードバックの比例ゲイン K_{pe} ，積分ゲイン K_{ie} である．また，アクチュエータの遅れは二次遅れ系で近似したものを使用している．詳細については，Appendix F のアクチュエータモデルに示す．

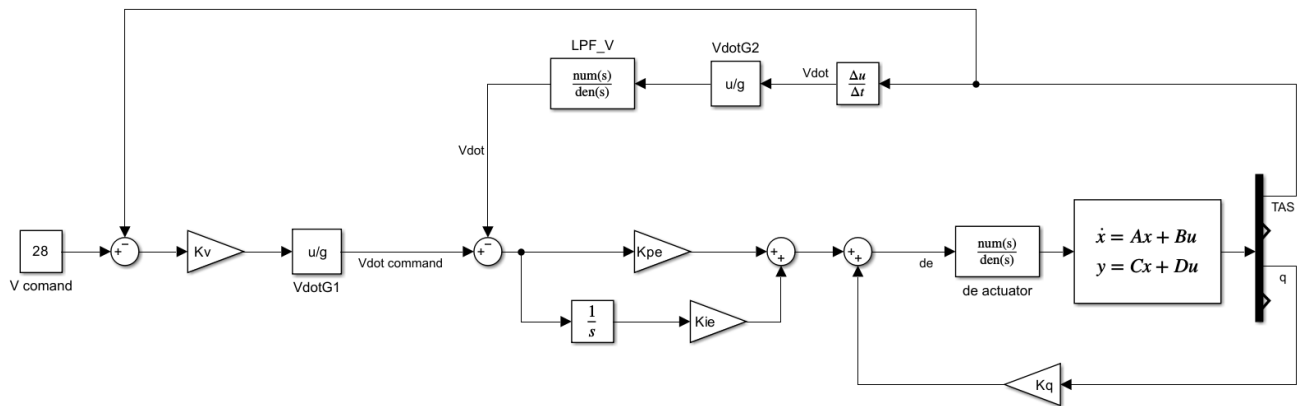


図 6.5 縦運動制御則 ブロック線図

横・方向運動制御則

図 6.5 に縦の制御則についてのブロック線図を示す．横・方向運動の制御には Total Heading Control System (THCS)⁴⁴⁾ と呼ばれる制御則を用いている．対地コース変化率と機体軸 Y 軸方向加速度 A_y をフィードバックし，また，ダッチロール運動を減衰させるためのヨーダンパーも組み込まれている．原理及び詳細については Appendix E に記述する．横・方向運動の制御則を調整するゲインは，ヨーダンパーゲイン K_{yd} ，対地コース変化率フィードバックの比例ゲイン K_{pa} ，積分ゲイン K_{ia} ，機体軸 Y 軸方向加速度 A_y のフィードバックの比例ゲイン K_{pr} ， K_{ir} である．

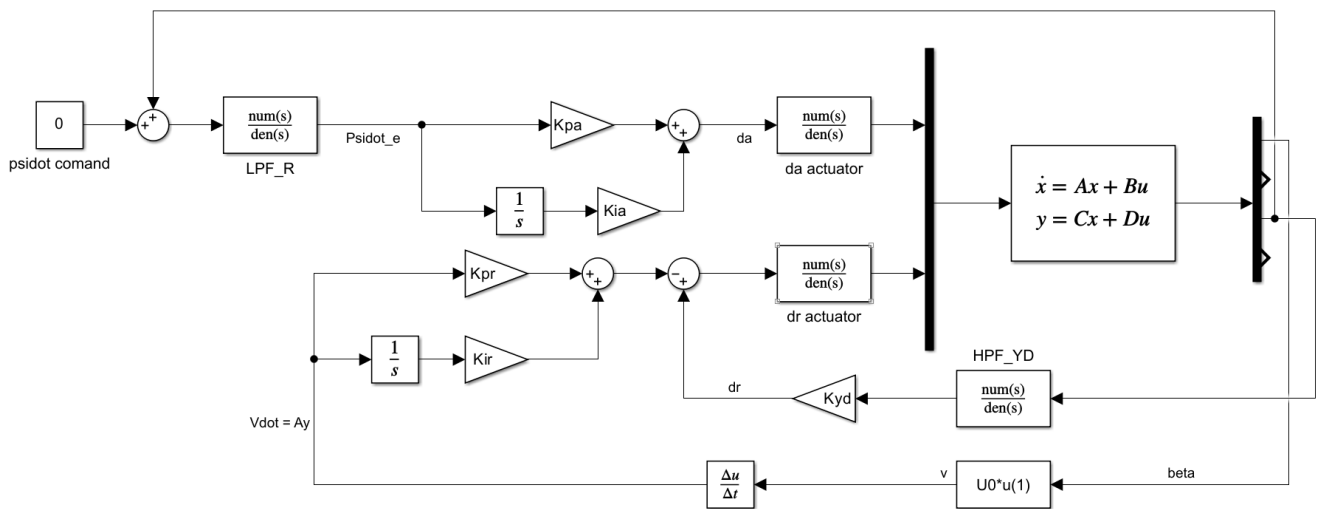


図 6.6 横運動制御則 ブロック線図

6.2.2 ゲイン決定及び安定解析

根軌跡を描き、極を所望の位置に配置することが可能なゲインを決定、その後、ボード線図を描き安定余裕の確認を行う。安定余裕にはゲイン余裕と位相余裕が存在する。サーボ機構のそれぞれの目安はゲイン余裕が 10～20dB、位相余裕が 40～60deg とされている⁴⁷⁾。今回はゲイン余裕が 10dB 以上、位相余裕が 40deg 以上を確保できるゲインに調整した。

高度 0km, 10km, 15km, 20km, 25km, 29km, 30km における制御ゲインの調整を行った。表 6.1 にゲイン調整結果を示す。高度 5km ごとにゲイン設計を行い、その間の高度は高度 1km ごとに内挿によりゲインを変更するゲインスケジューリングを行った。高度 0km～10km は飛行実績がある高度であるため高度 5km でのゲイン設計は省略した。また、高度 30km より高い高度ではロールモードが不安定となり、高度 30km と高度 29km では、機体の特性が大幅に変化し、横・方向に関する運動のゲインも大きく変化するため、高度 29km でのゲイン設計は別途行っている。

表 6.1 ゲイン調整結果

高度 [km]	Kq	Kpe	Kie	Kyd	Kpa	Kia	Kpr	Kir
0	0.135	0.345	0.01	0.615	0.085	0.0005	0.0336	0
10	0.174	0.56	0.0175	0.68	0.075	0.00063	0.0185	0
15	0.196	0.1	0.0244	0.649	0.055	0.000504	0.0118	0
20	0.26	1.9	0.036	0.477	0.055	0.00046	0.007	0
25	0.26	3.2	0.055	0.22	0.055	0.00075	0.0051	0
29	0.27	5.3	0.11	0.1	0.005	0.00005	0.0036	0
30	0.28	5.3	0.11	0.18	0.126	0.000001	0.012	0

図 6.7 にピッチダンパーに関する一巡伝達関数のボード線図を示す。高度 15km 以上の場合 10rad/s 程度の周波数領域で振幅が 0dB を超える箇所が存在するが、その領域では十分な位相余裕を持っている。図 6.8 に高度ごとのピッチダンパーに関するゲイン余裕を示し、図 6.9 に位相余裕を示す。すべての高度においてゲイン余裕が 10dB 以上、位相余裕が 40deg 以上を確保できている。

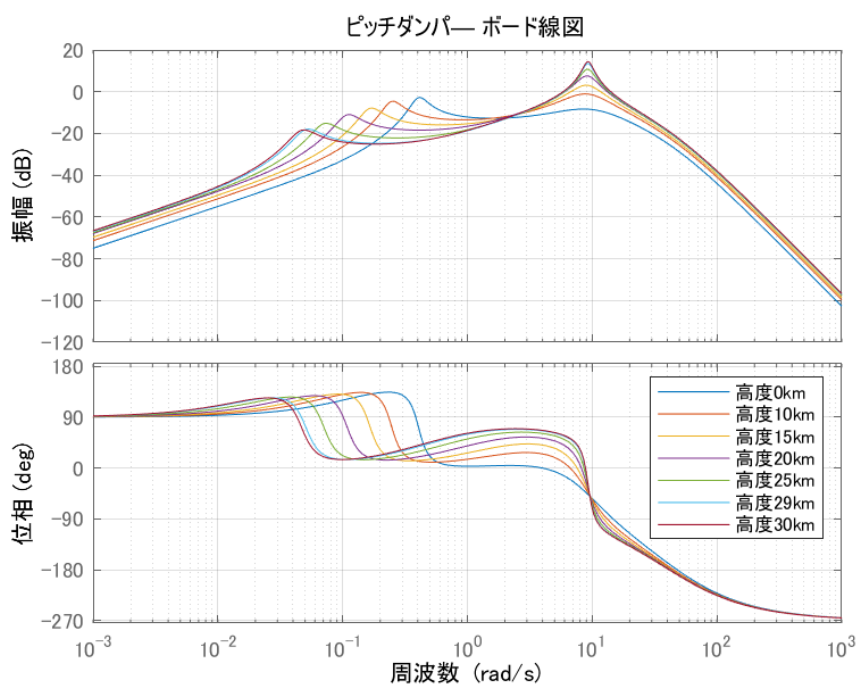


図 6.7 ピッチダンパー ボード線図

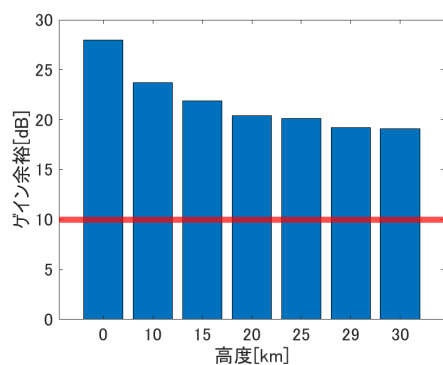


図 6.8 ピッチダンパー ゲイン余裕

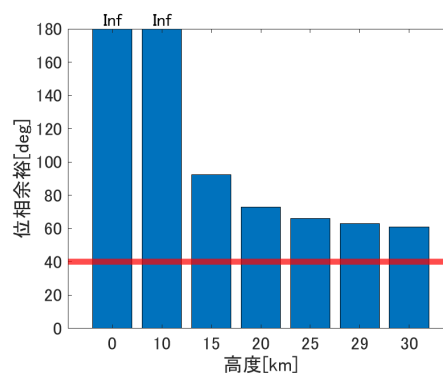


図 6.9 ピッチダンパー 位相余裕

図 6.10 に速度制御に関する一巡伝達関数のボード線図を示す． $10^{-2} \sim 1 \text{ rad/s}$ 程度の周波数領域で振幅が 0 dB を超える箇所が存在するが，その領域では十分な位相余裕を持っている．図 6.11 に高度ごとの速度制御に関するゲイン余裕を示し，図 6.12 に位相余裕を示す．すべての高度においてゲイン余裕が 10 dB 以上，位相余裕が 40 deg 以上を確保できている．

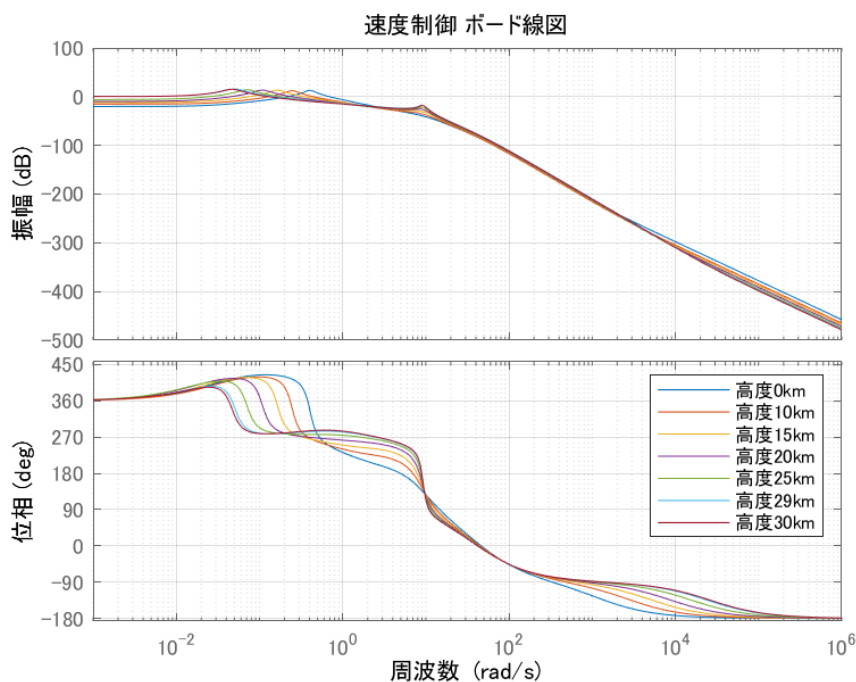


図 6.10 速度制御 ボード線図

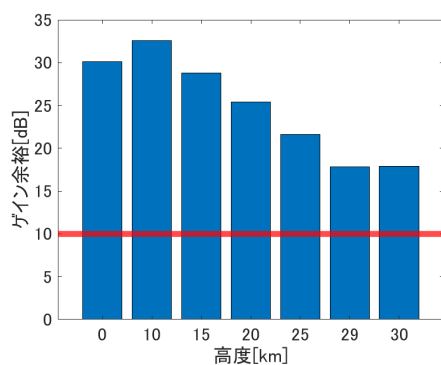


図 6.11 速度制御 ゲイン余裕

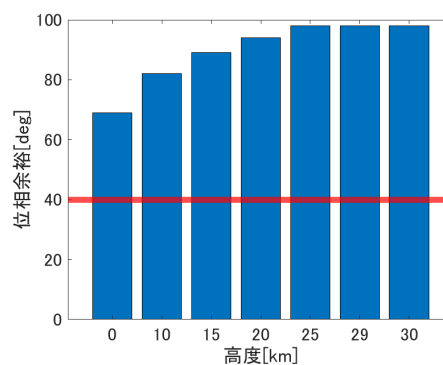


図 6.12 速度制御 位相余裕

図 6.13 にヨーダンパーに関する一巡伝達関数のボード線図を示す。1~10¹rad/s 程度の周波数領域で振幅が 0dB を超える箇所が存在するが、その領域では十分な位相余裕を持っている。また、高度 20km 以上において、4~8rad/s の周波数領域内に位相が 180deg となる周波数が存在するが、十分なゲイン余裕を確保出来ている。図 6.14 に高度ごとのヨーダンパーに関するゲイン余裕を示し、図 6.15 に位相余裕を示す。すべての高度においてゲイン余裕が 10dB 以上、位相余裕が 40deg 以上を確保できているものの、高度 30km におけるゲイン余裕は制限値にあたる 10dB である。

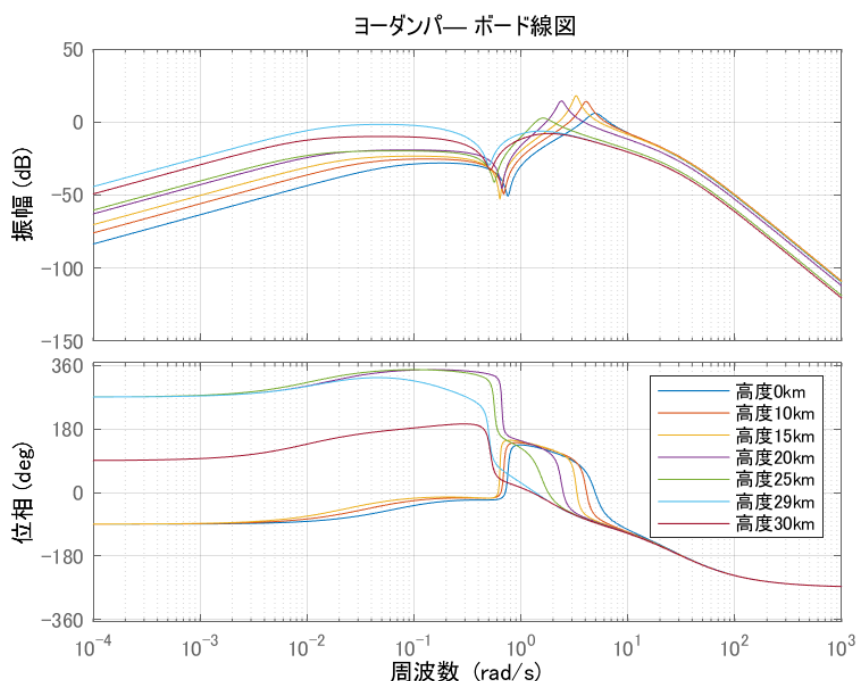


図 6.13 ヨーダンパー ボード線図

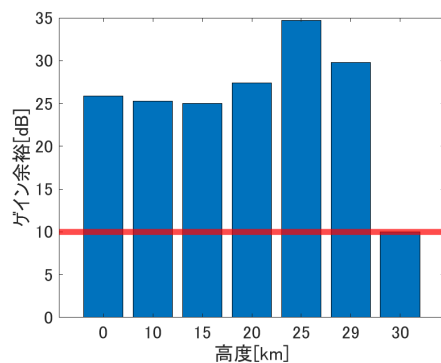


図 6.14 ヨーダンパー ゲイン余裕

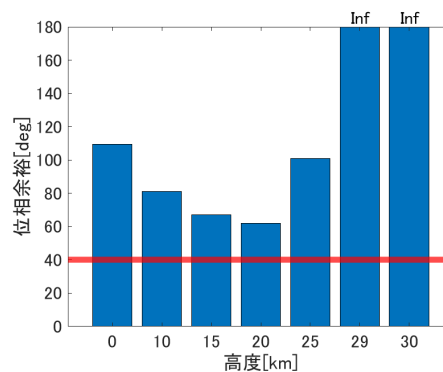


図 6.15 ヨーダンパー 位相余裕

図 6.16 に方位角変化率制御に関する一巡伝達関数のボード線図を示す。 10^{-1}rad/s 以下の周波数領域で振幅が 0dB を超えている。さらに、 10^{-2}rad/s 程度の周波数領域で位相が 180deg となる周波数が存在し、この時ゲインは 0dB を超えていることが分かる。この周波数領域で運動が発散する恐れがあるが、 10^{-2}rad/s という非常に遅い周波数であり、飛行に与える影響は小さいと考えられる。図 6.17 に高度ごとの方位角変化率制御に関するゲイン余裕を示し、図 6.18 に位相余裕を示す。 10^{-2}rad/s の周波数領域を除き、ゲイン余裕が 10dB 以上、位相余裕が 40deg 以上を確保できている。しかし、ヨーダンパーのゲイン余裕同様、高度 30km でのゲイン余裕が制限値にあたる 10dB となっている。

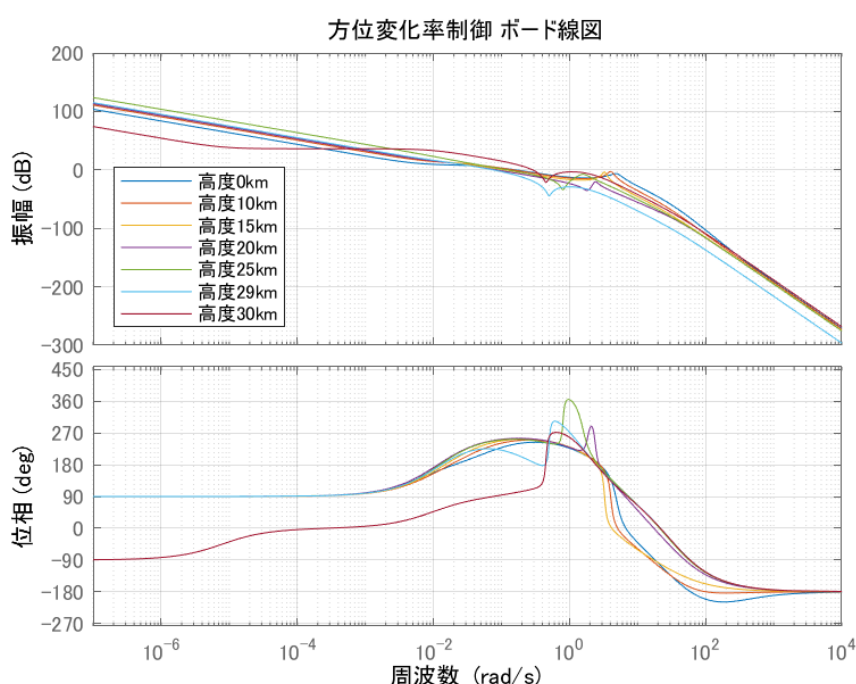


図 6.16 方位変化率制御 ボード線図

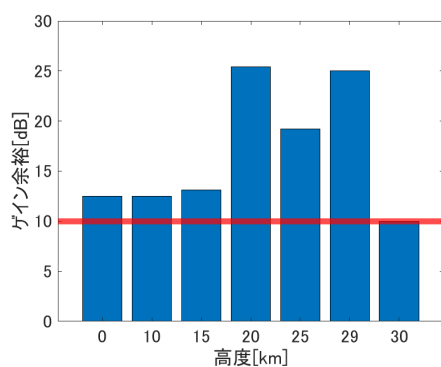


図 6.17 方位角変化率制御 ゲイン余裕

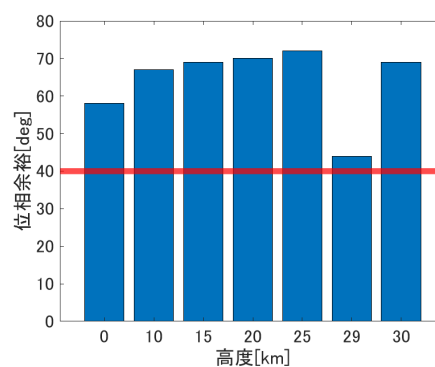


図 6.18 方位角変化率制御 位相余裕

図 6.19 に機体軸 Y 軸加速度制御に関する一巡伝達関数のボード線図を示す。 $10^{-2} \sim 10^1 \text{ rad/s}$ の周波数領域で振幅が 0dB を超えている箇所が存在するが、十分な位相余裕が確保できている。図 6.20 に高度ごとのピッチダンパーに関するゲイン余裕を示し、図 6.21 に位相余裕を示す。ゲイン余裕が 10dB 以上、位相余裕が 40deg 以上を確保できている。

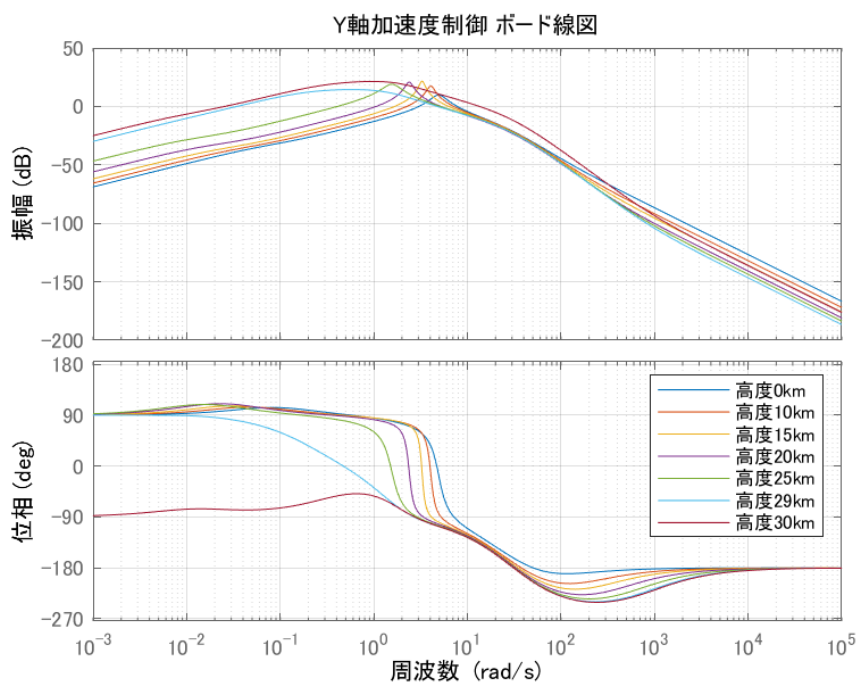


図 6.19 機体軸 Y 軸加速度制御 ボード線図

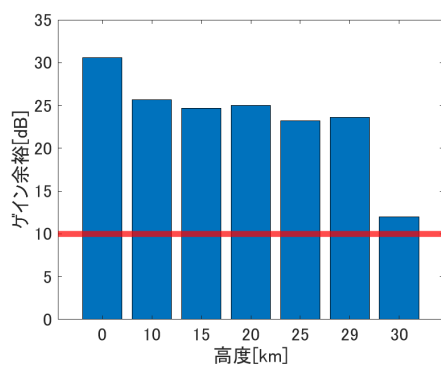


図 6.20 機体軸 Y 軸加速度制御 ゲイン余裕

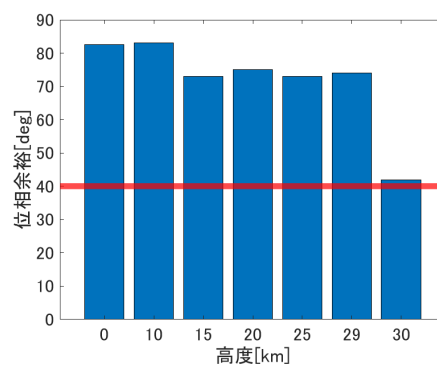


図 6.21 機体軸 Y 軸加速度制御 位相余裕

6.3 閉ループ特性確認

決定したゲインを使用した場合の閉ループ特性の確認を行うために，多入力多出力システム全体の極位置を確認した．図 6.22 に縦運動の閉ループ極位置を示し，図 6.23 に縦運動の開ループ極位置を示す．短周期モードの減衰が改善していることが分かる．例として，高度 30km の短周期モードの減衰比は 0.09 から 0.48 まで改善している．また，図 6.24 に図 6.22 の原点付近を拡大したものを示し，図 6.25 に図 6.23 の原点付近を拡大したものを示す．フゴイドモードの減衰についても改善しており，高度 30km のフゴイドモードの減衰が 0.22 から 0.42 まで改善している．

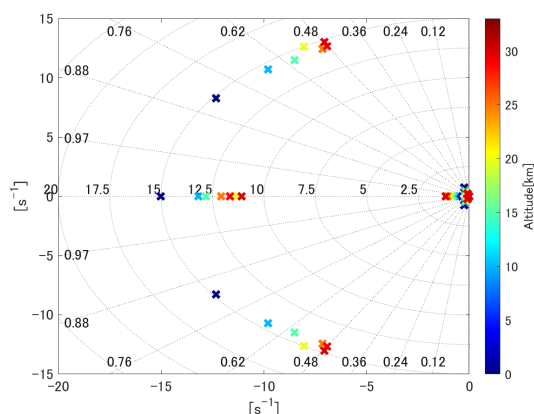


図 6.22 縦運動閉ループ極位置

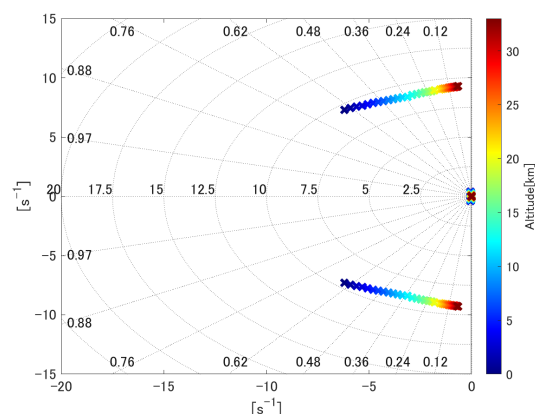


図 6.23 縦運動開ループ極位置

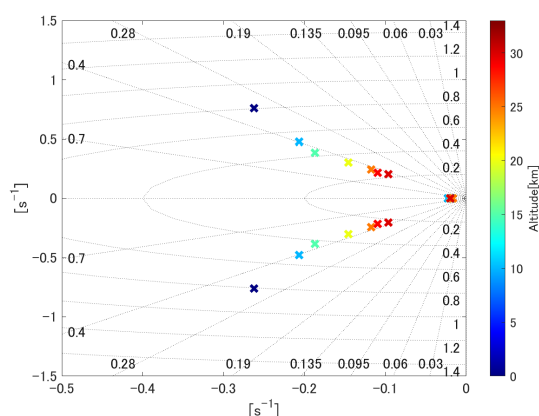


図 6.24 縦運動閉ループ極位置 拡大図

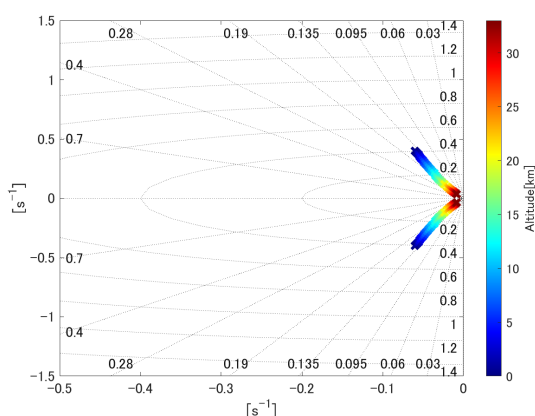


図 6.25 縦運動開ループ極位置 拡大図

図 6.26 に横・方向運動の閉ループ極位置を示し，図 6.26 に横・方向運動の開ループ極位置を示す．ダッチロールモードの減衰が良くなっていることが分かる．高度 30km でのダッチロールモード極はもと

もと減衰がよいため、変化は顕著ではないが、高度 15km でのダッチロールモードの減衰比は 0.058 から 0.61 まで改善している。図 6.28 は図 6.26 の原点付近を拡大した図を示し、図 6.29 は図 6.27 の原点付近を拡大した図を示している。横・方向運動の閉ループ極を不安定であったスパイラルモードの極位置も左半平面に移動してきており、安定していることが分かる。

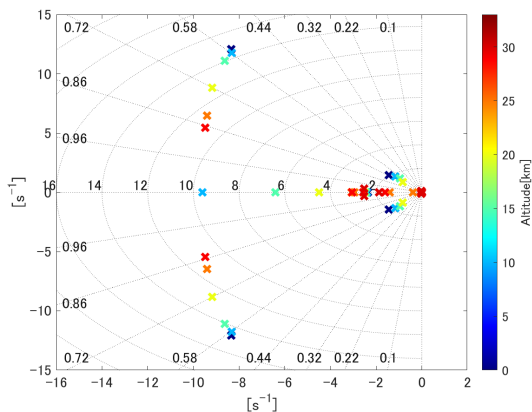


図 6.26 横・方向運動閉ループ極位置

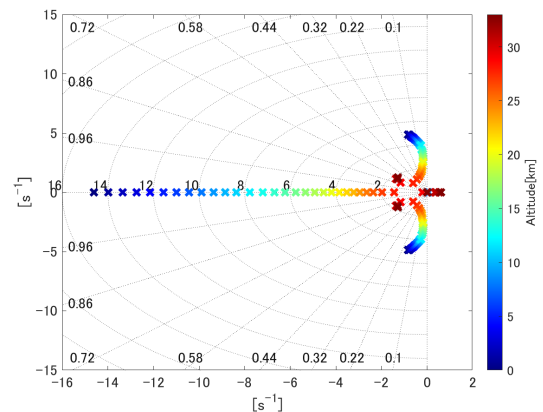


図 6.27 横・方向運動開ループ極位置

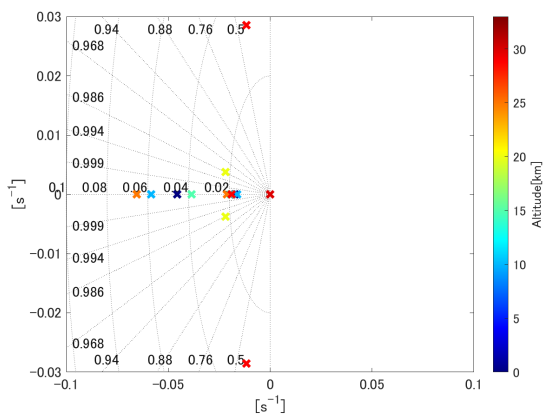


図 6.28 横・方向運動閉ループ極位置 拡大図

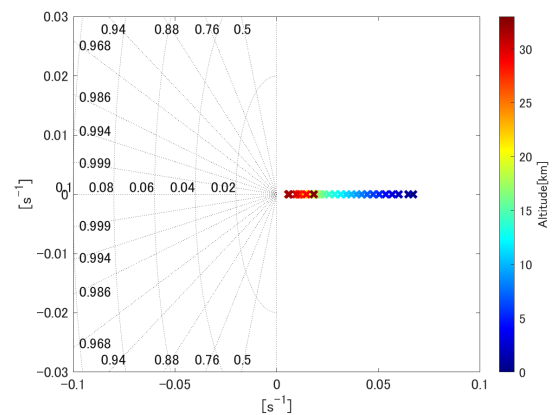


図 6.29 横・方向運動開ループ極位置 拡大図

6.4 第6章の結論

本章では、風洞試験、飛行試験で推定した微係数を用いて定常飛行状態における線形解析を実施し、制御ゲインの設計を実施した。

まず、運動方程式の線形化を実施した。定常飛行状態での微小運動を考え、固定翼航空機の運動を、縦の運動と、横・方向の運動に分ける。この状態で線形化された運動方程式の縦及び横・方向の特性方程式

の特性根の位置を計算した。飛行高度が上昇するにしたがって短周期モードの減衰が弱まっていることが分かった。また、長周期モードの極の位置が原点に近づいており、長周期モードの周期が飛行高度上昇に従って長くなっていることが分かった。

ダッチロールモードについては高度 0km~15km までの間は飛行高度上昇に伴い減衰が弱まり、極の位置が原点付近に近づき周期が長くなっていることが分かった。高度 15km~25km 程度までは飛行高度上昇に伴い減衰が強まり、周期が長くなっていることが分かった。最後に高度 25km 以上の範囲では減衰が弱まり、周期が短くなっていることが分かった。

ロールモードは高度上昇に伴い、時定数が小さくなっていることが分かり、さらに、高度 30km 以上でロールモードが不安定となることも分かった。

スパイラルモードは高度 0km~33km のすべての高度で不安定であり、飛行高度上昇に伴い極の位置が原点に近づいていることが分かった。

次に、制御則について説明した。縦運動の制御則は TECS と呼ばれる速度制御則からスロットルに関する部分を除いたものを用いている。横・方向の制御則については THCS と呼ばれる制御則を用いている。

続いてゲインの設計について述べた。ゲインの設計は各一巡伝達関数のゲイン余裕が 10dB 以上、位相余裕が 40deg 以上となり、閉ループ極の位置が左半平面に位置するように設計した。高度 0, 10, 15, 20, 25, 29, 30km における制御ゲインの調整を実施し、高度 1km ごとにゲインを内挿で決定し、高度 1km ごとにゲインスケジューリングを実施することとした。高度 29km と高度 30km では横・方向の運動に関する特性が、大きく異なることが分かった。高度 30km における横・方向の運動に関するゲイン余裕、位相余裕は制限値となっている。

最後に閉ループ特性の確認を実施した。縦の運動に関しては短周期モード及びフゴイドモードの減衰が改善された。横・方向の運動に関しても、ダッチロールモードの減衰が改善され、スパイラルモードの極の位置が左半平面に移動し、安定化されたことが確認された。

以上のように、地上から高度 30km までの範囲で安定余裕を確保した状態で、制御により安定化させることに成功した。

第7章

モンテカルロシミュレーションによるロバスト性の評価

7.1 モンテカルロシミュレーション実施の目的

第6章までは、線形解析可能な定常直線飛行状態についての評価を行ってきた。しかし、気球分離後の UAV は機首を下に向けており、この状態から増速し、機首の引き起こしを行い、定常滑空状態へと遷移する。このような機体の運動では線形解析を実施することができない。そのため、設計したゲインのロバスト性を確認するために、モンテカルロシミュレーション^{48, 49)}を実施する。モンテカルロシミュレーションとは、不確定パラメータが存在する状況下でのシミュレーションを複数回行い、その結果から統計的な性質を入手する方法である。不確定パラメータを正規分布に従うようにランダムに変更して複数回シミュレーションを行うことで、実際に起こりうる現象を網羅することができる。これにより、空力特性が微係数のモデル化誤差によりばらついたとしても望ましい制御が行えることを確認する。

7.2 引き起こし時の制御

2.3.1 節で述べたように、高度が高くなるに従い空気密度が小さくなっていくため、等価対気速度一定で飛行した場合、高度が高い方がマッハ数が増大していく。そのためフラップを使用して低速での飛行を実現させる⁵⁰⁾。また、引き起こしを行う際には速度増加を防ぐ必要があるため、早めに機体姿勢を水平飛行状態まで戻す必要がある。つまり、引き起こし中のピッチレートを上げる必要がある。ピッチレートを上げるためにはエレベータ舵角をより大きくすればよいが、エレベータ舵角を大きくしてしまうと、迎角が大きくなるため失速してしまう可能性がある。そのため、失速させることなく迎角をなるべく大きくする必要があるため、引き起こし中は迎角制御を実施することとした。図 7.1 に迎角制御のブロック線図

を示す.

引き起こし完了は姿勢角センサで計測し，滑空飛行状態のピッチ角が計測された時点としている．引き起こし完了後は，滑空飛行を行う速度制御へ移行する．

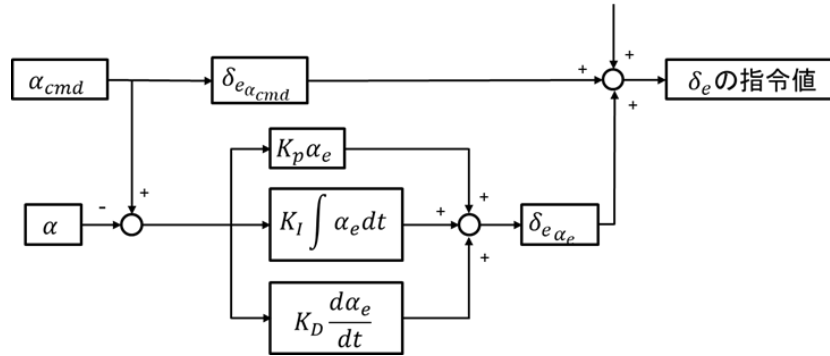


図 7.1 迎角制御ブロック線図

7.3 モンテカルロシミュレーション

7.3.1 6DOF シミュレータ

シミュレーションは，筆者らが MATLAB の simulink を用いて開発した 6DOF シミュレータを使用して実施した．このシミュレータの詳細については Appendix F に示す．

7.3.2 変更微係数

表 7.1 に正規分布に従ってランダム変更するパラメータを示す．標準偏差が $\pm 20\%$ となるようにしている．これは 5.7 節で MPSB 試験と風洞試験の結果が $10\sim 20\%$ 程度の誤差を生じていることから，他の微係数でも実際の値と推定値に $10\sim 20\%$ の誤差があると仮定した．ただし， $C_{D\alpha}$ と $C_{D\alpha^2}$ ， $C_{D\delta_e}$ と $C_{D\delta_e^2}$ については，独立して変化する微係数ではないため，基準値から変化する割合を等しくしている．

表 7.1 変更微係数

空力係数	変更する空力微係数
C_L	$C_{L_0}, C_{L_\alpha}, C_{L_{\dot{\alpha}}}, C_{L_q}, C_{L_{\delta_e}}$
C_D	$C_{D_0}, C_{D_\alpha}, C_{D_{\alpha^2}}, C_{D_{\delta_e}}, C_{D_{\delta_e^2}}$
C_m	$C_{m_0}, C_{m_\alpha}, C_{m_{\dot{\alpha}}}, C_{m_q}, C_{m_{\delta_e}}$
C_Y	$C_{Y_\beta}, C_{Y_p}, C_{Y_r}, C_{Y_{\delta_a}}, C_{Y_{\delta_r}}$
C_l	$C_{l_\beta}, C_{l_p}, C_{l_r}, C_{l_{\delta_a}}, C_{l_{\delta_r}}$
C_n	$C_{n_\beta}, C_{n_p}, C_{n_r}, C_{n_{\delta_a}}, C_{n_{\delta_r}}$

7.3.3 シミュレーション条件

モンテカルロシミュレーションを実施する際のシミュレーション条件を表 7.2 に示し、飛行破綻条件を表 7.3 に示す。

表 7.2 シミュレーション条件

試行回数	5000
シミュレーション時間	300 秒
初期速度	EAS 0.1~3[m/s]
初期高度	30km
初期姿勢 θ	-89~-75[deg]
初期姿勢 ϕ	-180~180[deg]
初期姿勢 ψ	-180~180[deg]
初期角速度 P	-20~20[deg/s]
初期角速度 Q	-3~3[deg/s]
初期角速度 R	-3~3[deg/s]
速度コマンド	EAS28[m/s]
コースコマンド	0[deg]

表 7.3 飛行破綻条件

EAS 50[m/s] 以上
迎角 14[deg] 以上
荷重倍数 10[G] 以上

モンテカルロシミュレーションを用いて、不確定パラメータが存在する状況でのシステムの評価を実施している文献⁴⁸⁾を参考として、試行回数は 5000 回とした。シミュレーション時間は速度制御が収束する十分な時間として 300 秒とした。高度 30km を初期高度とし、バルーンから切り離され落下を始めたタイミングを再現するために以下の初期状態とした。EAS = 0.1~3m/s, ピッチ角 $\theta = -89 \sim -75 \text{deg}$, バンク

角 $\phi = -180 \sim 180 \text{deg}$, 方位角 $\psi = -180 \sim 180 \text{deg}$ とした. ロール角速度 $P = -20 \sim 20 \text{deg/s}$, ピッチ角速度 $Q = -3 \sim 3 \text{deg/s}$, ヨー角速度 $R = -3 \sim 3 \text{deg/s}$ とした. このように示した範囲内で, 初期状態を一様分布に従ってランダムに変更した. これらの初期状態の選定範囲は Appendix C に示す気球分離前の試験データを元に決定した.

また, 飛行破綻条件は $EAS > 50 \text{m/s}$, 迎角 $> 14 \text{deg}$, 荷重倍数 $> 10G$ としている. 南極での試験においてパラシュート分離後に実際に EAS は 50m/s , 荷重倍数は $10G$ 以上を記録しており, これらの値までは耐えることを確認している. 迎角については失速迎角以上を制限とした.

7.3.4 シミュレーション結果

シミュレーションを 1 回実施するごとに最大迎角, 最大 EAS , 最大荷重倍数を記録した. 5000 回分の最大 EAS , 最大迎角, 最大荷重倍数を図 7.2~図 7.4 に示す. 各グラフに黒色線で平均値を示し, 赤色線で制限を示す. 平均値はすべてのグラフで制限以下であることが分かる. また, 表 7.4 に各最大値の平均値と最大値が制限以下だったシミュレーションの割合を示す. 最大 EAS は制限値以下となる割合が 93.6 %, 最大迎角については制限値以下となる割合は 98.6 %であった. さらに, 最大荷重倍数に関しては制限値以下となる割合は 96.1 %であった.

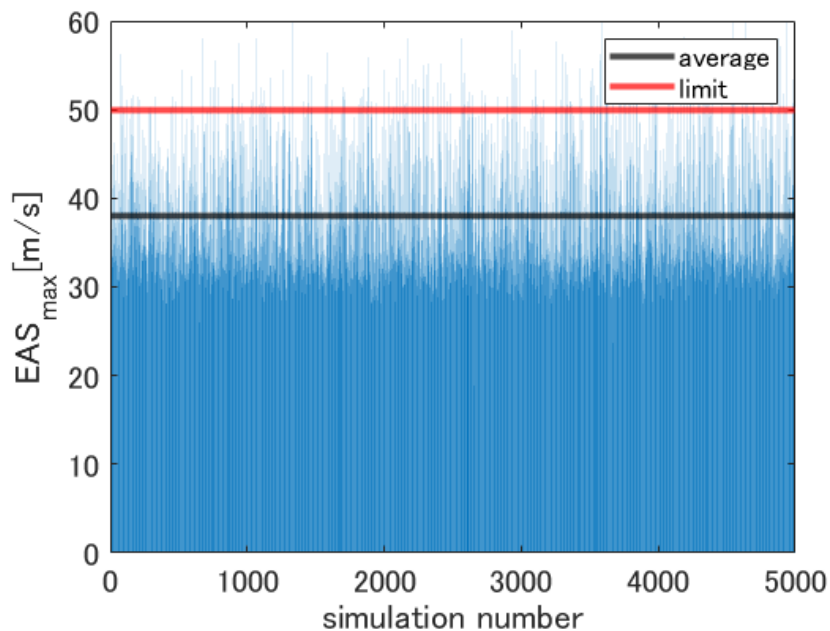


図 7.2 最大 EAS (モンテカルロシミュレーション 5000 回分)

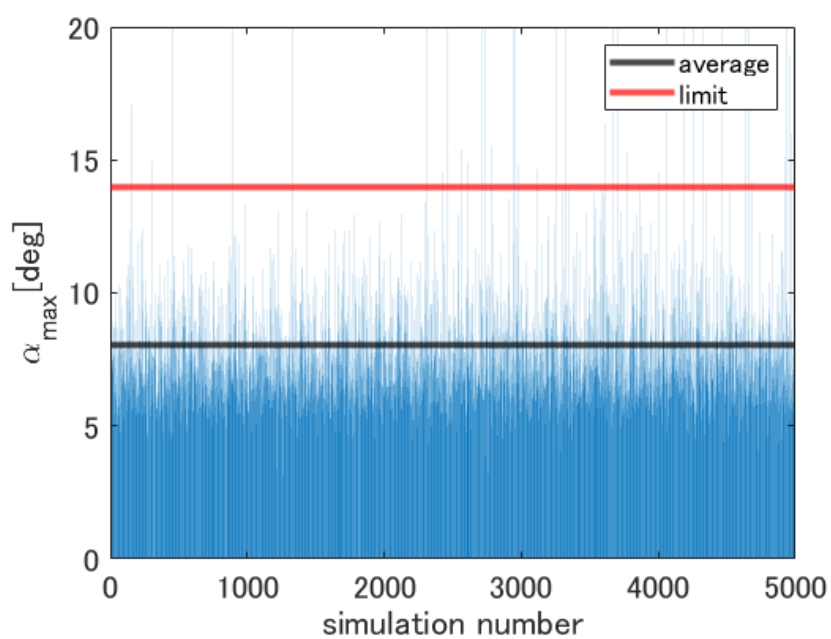


図 7.3 最大迎角（モンテカルロシミュレーション 5000 回分）

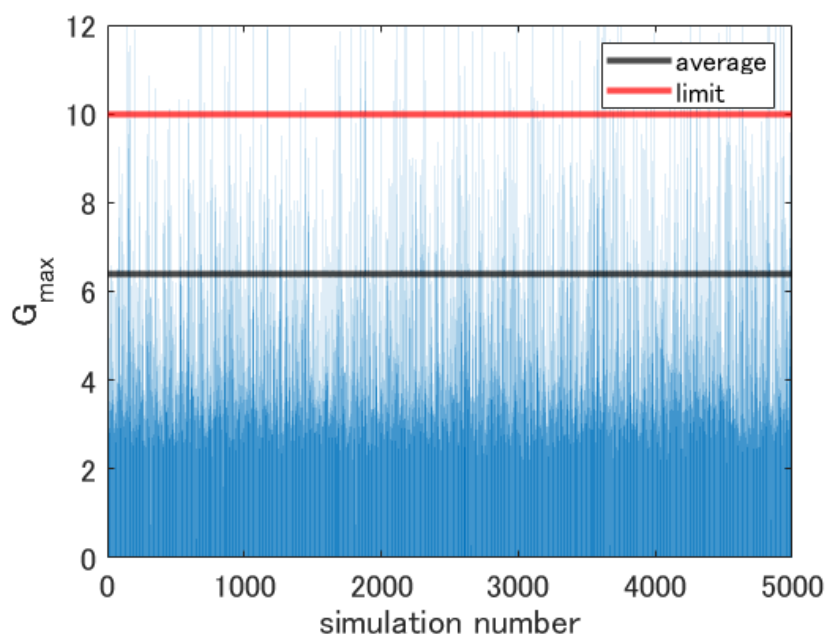


図 7.4 最大荷重倍数（モンテカルロシミュレーション 5000 回分）

表 7.4 シミュレーション結果

	最大 EAS	最大迎角	最大荷重倍数
平均	38.0[m/s]	8.0[deg]	6.4[G]
制限以下シミュレーション割合	93.6 %	98.6 %	96.1 %

7.3.5 飛行破綻に影響を及ぼすパラメータの検出

モンテカルロシミュレーションを実施したところ、飛行破綻となるケースがあった。不確定パラメータが飛行破綻にどの程度影響を与えたかを調査し、飛行破綻を引き起こすパラメータの検出を行った。図 7.5～図 7.13 では、モンテカルロシミュレーションで実施された 5000 回のシミュレーションのうち、最大 EAS が制限を超えたシミュレーション群の不確定パラメータの平均値を青色で、最大 EAS が制限内だったシミュレーション群の不確定パラメータの平均値をオレンジ色で、最大迎角が制限を超えたシミュレーション群の不確定パラメータの平均値を黄色で、最大迎角が制限内だったシミュレーション群の不確定パラメータの平均値を紫色で、最大荷重倍数が制限を超えたシミュレーション群の不確定パラメータの平均値を緑色で、最大荷重倍数が制限内だったシミュレーション群の不確定パラメータの平均値を水色で、それぞれ示している。なお、空力微係数については、基準となる値を 1 とした場合の割合を示している。

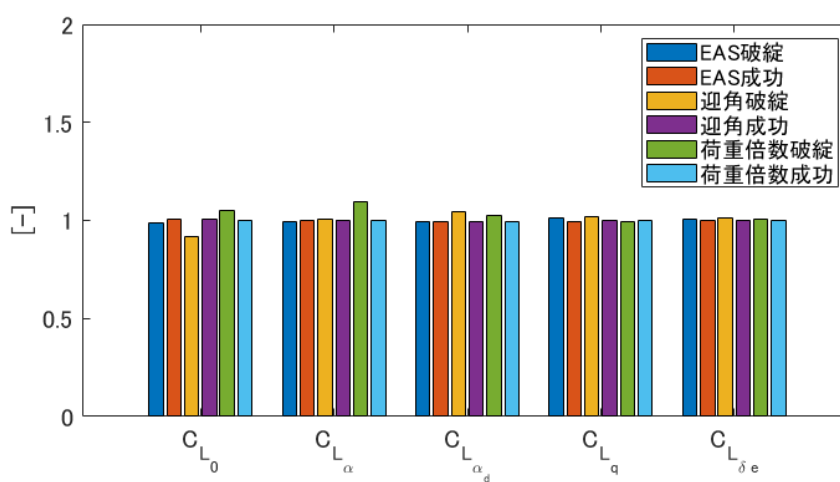
図 7.5 飛行破綻への影響の調査 (C_L)

図 7.5 は、揚力係数に関する不確定パラメータの試験結果ごとの平均値を示している。迎角破綻に時に C_{L0} の平均値が小さくなっていることが分かる。 C_{L0} が小さい場合、引き起こしに必要な揚力を得るために、より迎角を大きくしなければならず迎角が制限を超えた可能性がある。また、荷重倍数が制限を超える場合に、 C_{L0} 、 $C_{L\alpha}$ が大きな値となっていることが分かる。これらの値が大きくなると、揚力を増加す

る要因となり，制限を超える荷重がかかるものと考えられる．

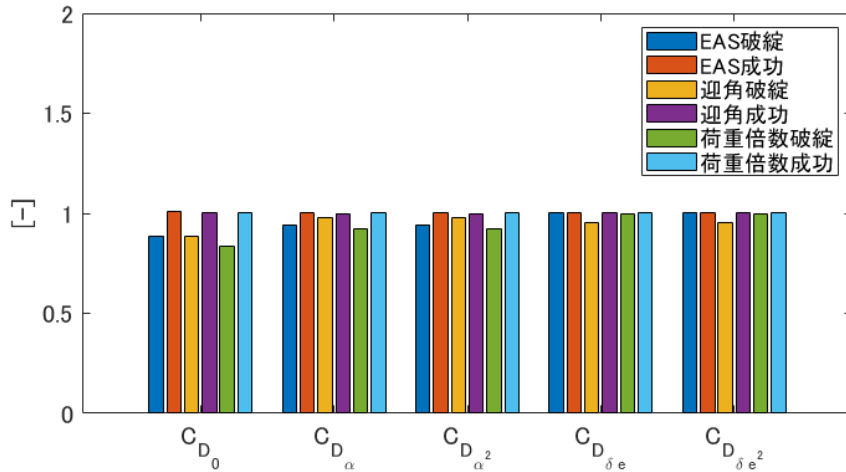


図 7.6 飛行破綻への影響の調査 (C_D)

図 7.6 は，抗力係数に関する不確定パラメータの試験結果ごとの平均値を示している．EAS，迎角，荷重倍数，すべての制限を超える場合において C_{D_0} が小さな値を示している．抗力係数が小さい場合，速度が増加しやすいため，速度の制限を超える可能性が大きい．荷重倍数が制限を超えている理由については，速度が増加しやすいことに由来していると考えられる．速度が速い場合，小さな迎角変化で大きな揚力を生み，荷重倍数が制限を超えると考えられる．迎角が制限を超える原因も荷重倍数同様に，速度が増加しやすいことから，迎角が制限を超える大きさのピッチングモーメントがエレベータによって生じる可能性がある． C_{D_α} および $C_{D_{\alpha^2}}$ についても値が小さい場合，制限を超える可能性が大きくなると考えられる．迎角が増えた場合も速度増加が抑えられず， C_{D_0} で説明した通り制限を超えると考えられる．

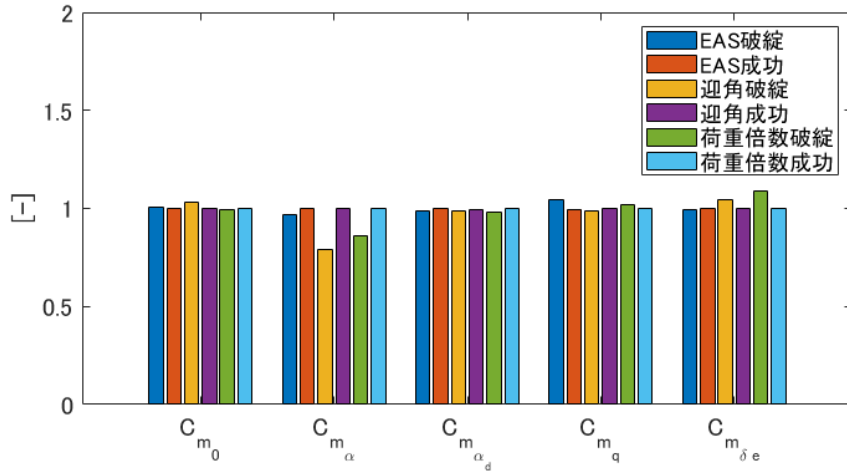


図 7.7 飛行破綻への影響の調査 (C_m)

図 7.7 はピッチングモーメント係数に関する不確定パラメータの試験結果ごとの平均値を示している。 C_{m_α} が小さい場合に、迎角及び荷重倍数が制限を超える場合があることが分かる。 C_{m_α} が小さい場合は、迎角が大きくなった際に、迎角を減少させる方向に働くピッチングモーメントが小さくなるため、大きくなった迎角を抑えることができず迎角が制限を超える可能性が考えられる。荷重倍数が制限を超えた原因も迎角が大きくなり、揚力が増大したからと考えられる。また、 $C_{m_{\delta e}}$ が大きい場合も、迎角と荷重倍数が制限を超える場合がある。 $C_{m_{\delta e}}$ が大きい場合はエレベータがよく機能し、エレベータの舵角変化によって生じるピッチングモーメントが予想以上となるため、迎角が想定以上に増大し、迎角の制限を超え、さらに、迎角が大きくなることで揚力が増大し荷重倍数も制限を超えるものと考えられる。

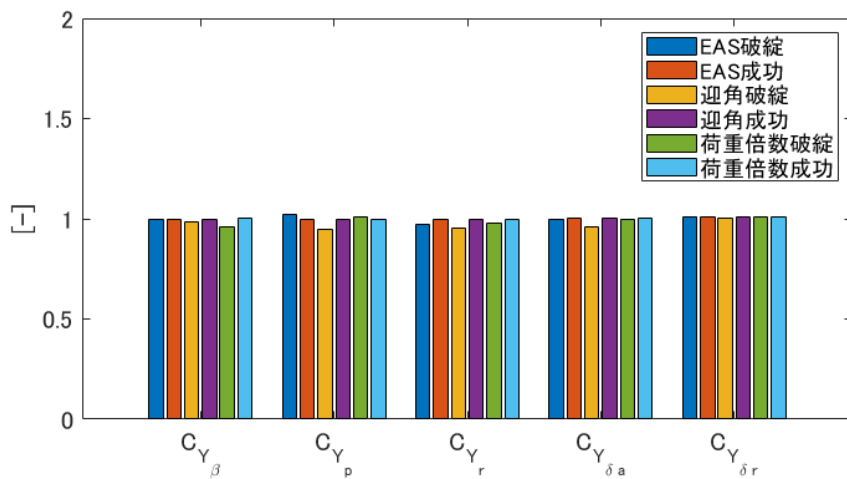


図 7.8 飛行破綻への影響の調査 (C_Y)

図 7.8 は横力係数に関する不確定パラメータの試験結果ごとの平均値を示している。横力係数に関しては、飛行破綻に影響する特徴はあまり見られない。 C_{Y_p} や、 C_{Y_r} 、 $C_{Y_{\delta a}}$ 等が最大迎角に若干影響している。

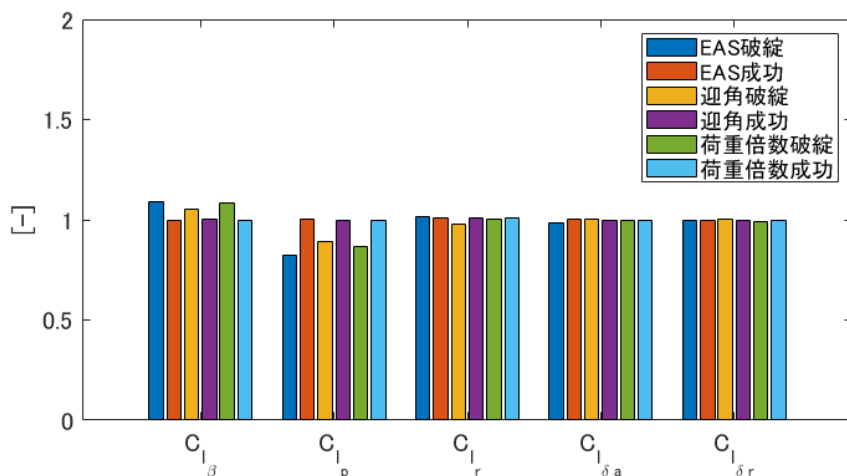


図 7.9 飛行破綻への影響の調査 (C_l)

図 7.9 はローリングモーメント係数に関する不確定パラメータの試験結果ごとの平均値を示している。 C_{l_β} が大きく、 C_{l_p} が小さい場合に、すべての制限を超える場合がある。考えられる理由としては復元力として働く C_{l_β} が大きく、減衰として働く C_{l_p} が小さいため、振動の減衰が悪くなる特性があると考えられる。これらが制限を超える原因の一部となった可能性が考えられる。

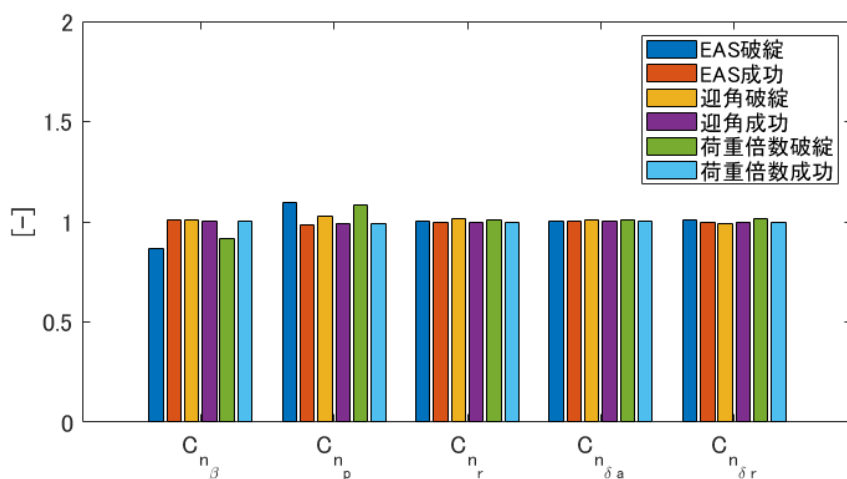


図 7.10 飛行破綻への影響の調査 (C_n)

図 7.10 はヨーイングモーメント係数に関する不確定パラメータの試験結果ごとの平均値を示している。 C_{n_β} が小さく、 C_{n_p} が大きな値となった場合に、制限を超える場合がある。

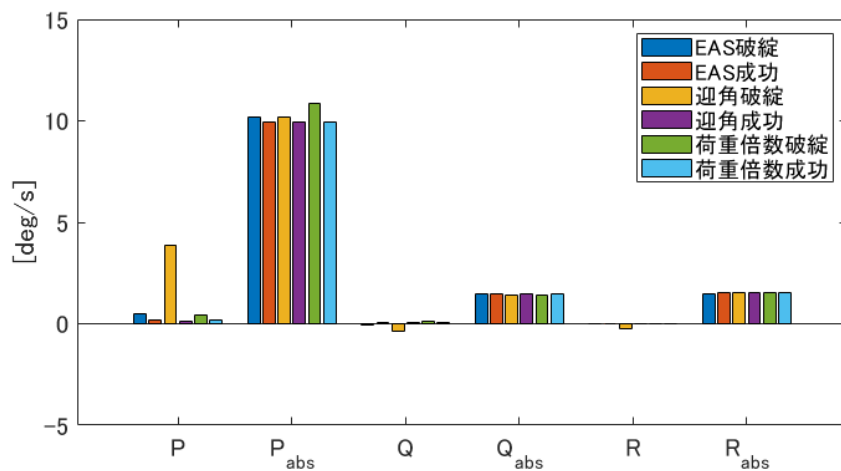


図 7.11 飛行破綻への影響の調査 (角速度)

図 7.11 は初期状態の角速度の試験結果ごとの平均値を示している。初期状態のロール角速度 P が正の時に迎角の制限を超える場合があることを示している。また、初期状態のロール角速度の絶対値の平均からはロール角速度が大きい場合に荷重倍数が制限を超える場合があることを示している。初期状態のピッチ角速度が負の場合に迎角制限を超える場合がある可能性を示している。

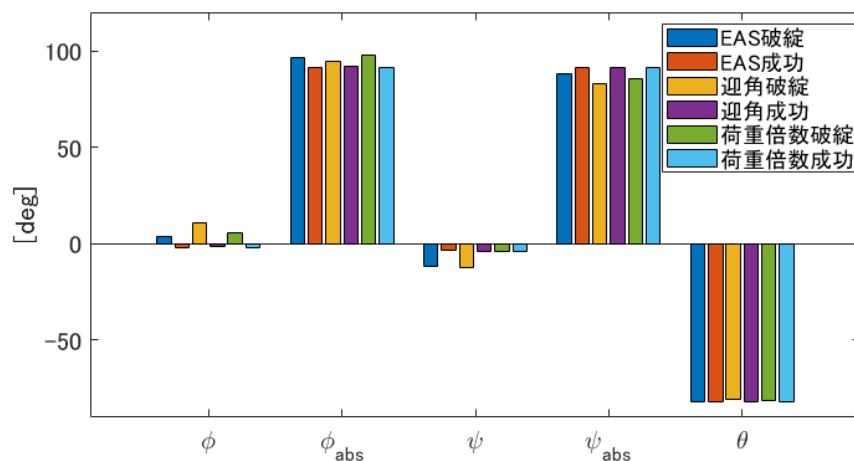


図 7.12 飛行破綻への影響の調査 (オイラー角)

図 7.12 は初期状態のオイラー角の試験結果ごとの平均値を示している。バンク角が $+$ の場合に各種制限を超える場合がある。また、バンク角の絶対値の平均からバンク角が 0 から離れた場合、つまり背面に近い状態の初期値の場合に、各種制限を超える可能性があることが分かる。さらに、方位角の絶対値の平均から方位角が 0 に近い場合に、各種制限を超えることが分かる。

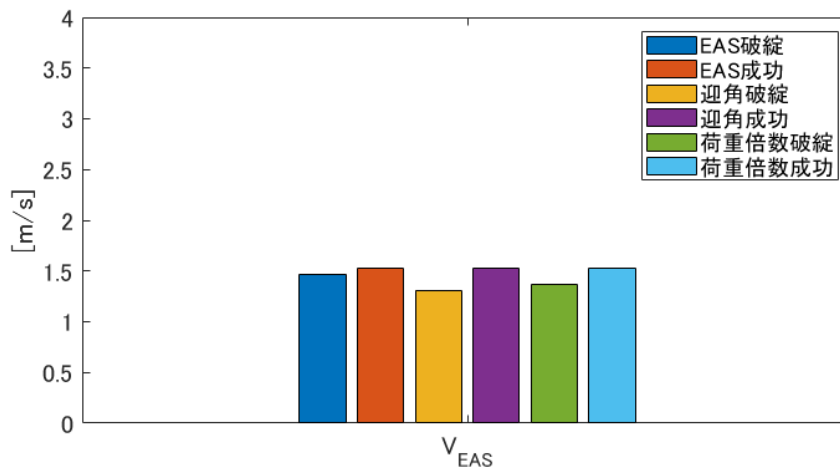


図 7.13 飛行破綻への影響の調査 (速度)

図 7.13 は初期状態の EAS の試験結果ごとの平均値を示している。初期速度が小さい場合に、各種制限を超える場合がある。予め速度がある方が、その後の引き起こしで安定する可能性も考えられる。

7.4 第7章の結論

本章では、気球分離直後の機首が鉛直下向きの状態から、機首の引き起こしを行う非線形な運動部分についてのロバスト性を確認するために、モンテカルロシミュレーションを用いて評価した。

まず、モンテカルロシミュレーションについての説明を行った。モンテカルロシミュレーションとは、不確定パラメータが存在する状況下でシミュレーションを複数回行い、その結果から統計的な性質を入手する方法である。

次に、引き起こし時の制御則について説明した。引き起こしの制御には、速度増加を防ぐために、なるべく速く機体姿勢を水平に戻す必要がある。つまり、ピッチレートを上げる必要がある。エレベータ舵角を大きくすればピッチレートを上げることができるが、エレベータ舵角を大きくすると迎角も大きくなり失速してしまう可能性がある。失速させずに迎角をなるべく大きくさせるために引き起こし中は迎角制御を実施することとした。

続いて、実施したモンテカルロシミュレーションについて説明した。モンテカルロシミュレーションを実施するにあたり、シミュレータとして筆者らが開発した 6DOF シミュレータを用いた。モンテカルロシミュレーション内での不確定パラメータとして、空力微係数を用いた。各シミュレーションでは、ランダムに変更された微係数が用いられる。さらに不確定パラメータとして UAV の初期状態の角速度、姿勢角等も取り入れた。飛行破綻の条件に最大 EAS, 最大迎角, 最大荷重倍数の制限を入れ、合計で 5000 回のシミュレーションを実施した。シミュレーション結果は、各破綻条件の制限値以内となる割合が、すべて

の条件において 90 %以上となった。

このことから、設計したゲインを使用することで高度 30km で気球分離を行った後に定常滑空への移行に成功する確率がは 90 %以上あると考えられる。

最後に、飛行破綻を引き起こす可能性があるパラメータの検出を試みた。飛行破綻に陥ったシミュレーション時の不確定パラメータを平均し、どのようなパラメータが影響を与えているかの調査をした。その結果、速度の制限に関しては C_D に関する微係数が大きな影響を与えていることが分かった。特に C_D が小さい場合は速度の増加が大きい。また、荷重倍数の制限に関しては、 C_L , C_D , C_m に関する微係数が複合的に作用していることが分かった。迎角の制限については C_m に関する微係数のうち、 $C_{m\alpha}$ や、 $C_{m\delta_e}$ が大きく影響している。これらの微係数の推定精度を向上させることによって、モンテカルロシミュレーションの結果のばらつきを小さくし、ミッション成功率をより高めることができると考えられる。

第 8 章

結論

この章では本論文で得られた結論を述べる。

第 2 章では、気球と UAV を用いた南極でのエアロゾル観測システムが開発された経緯を述べ、南極で実施されてきたエアロゾル観測について、問題点や改良されてきた点について紹介した。特に問題となっている点としては、低レイノルズ数かつ高亜音速領域となる高高度における飛行特性が定量的に分かっていないという点がある。この低レイノルズ数かつ高亜音速領域における飛行特性を推定し、高高度における飛行を実現することが可能な制御計を設計することが本論文の主要テーマである。

第 3 章では、新型の飛行制御装置の開発についてまとめた。高高度における飛行状態の空力特性を推定するための試験システムを構築するにあたり、従来使用されていた飛行制御装置では、性能的に不十分であり、サーボ出力チャンネル数の増加や、演算能力の向上が必要であった。所望の性能を満たし、低温下でも動作可能な飛行制御装置を開発することに成功した。

第 4 章では、高高度における飛行状態の空力特性を推定するための、MPSB と呼ばれる装置の開発及び、国内での MPSB を用いた試験、南極においてエアロゾル観測とともに実施した MPSB 試験についてまとめた。2022 年 12 月に南極昭和基地において高度 27km から高度 12km までパラシュート降下を行い MPSB 試験を実施した。この試験では、MPSB の天秤データがロガーの不具合により取得できないトラブルが生じたが、搭載していたカメラの映像から、パラシュートが UAV に及ぼす力を推定し、レイノルズ数が $4.0 \sim 5.0 \times 10^4$ 、マッハ数 0.3~0.4 程度の空力特性推定を行うことができた。

第 5 章では、MPSB 試験より推定された空力特性の妥当性を確認するために、風洞試験を行い、同程度のレイノルズ数状態における空力特性推定を実施し比較を行った。風洞試験の結果は一般的なレイノルズ数変化による揚力係数及び抗力係数の変化傾向と定性的に一致することが確認できた。しかし、他の翼型

で現れるような低レイノルズ数領域で揚力係数が非線形性をもつという特徴は確認されていない。

MPSB 試験と風洞試験を比較した結果 10 %から 20 %の誤差が生じる結果となったが、レイノルズ数が $4.0 \sim 5.0 \times 10^4$ かつマッハ数が $0.3 \sim 0.4$ という飛行状態で、空力特性を推定することができた。風洞試験の結果が実際の飛行試験結果と比べ 10 %～20 %程度の誤差を生じ得ることが確認でき、風洞試験で取得したデータを高高度飛行におけるゲイン設計に用いることが可能であることを示すことができた。

第 6 章では、推定された空力特性を用いて制御システムの閉ループ極を確認しつつ、制御系のゲイン設計を実施した。さらに、安定余裕、位相余裕が基準値以上であることも確認した。このように、定常飛行状態でのゲインを設計し安定解析を実施した結果、地上から高度 30km までの範囲で機体を安定させることができるゲインを設計することができた。

第 7 章では、モンテカルロシミュレーションを使用して、気球分離後の機首の引き起こし制御に関してロバスト性確認を行った。初期状態や各微係数をランダム変更し、モンテカルロシミュレーションを行った結果、高度 30km にて気球分離を行い、機首の引き起こしから定常滑空状態への移行に成功する確率が 90 %以上あることを確認した。また、飛行破綻に寄与する微係数を特定した。これらの微係数の推定精度を向上させることで、モデル化誤差がより小さくなり、モンテカルロシミュレーションの結果のばらつきが抑えられ、より成功率が上がると考えられる。

本研究では、MPSB という装置を開発し、低レイノルズ数かつ高亜音速領域という先行研究の例が少ない飛行状態における空力特性推定を実施することができ、風洞試験の結果と比較することで、この方法の有用性を実証することができた。今後の低レイノルズ数、高亜音速状態での空力特性の解明を行う上で、大変有意義な結果を示したと言える。

謝辞

本論文は、筆者が九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻博士後期課程に在籍中、飛行力学研究室において行った研究をまとめたものである。本論文を執筆するにあたり、多くの方々にご指導いただき、論文を書き上げることができた。ここに各位への感謝を申し上げます。

東野 伸一郎 教授

学部4年生の頃から約8年間、非常に長い間お世話になりました。研究だけではなく部活動でも航空部の部長として様々なアドバイスをいただきました。東野先生から課されるタスクはいつも大変なものが多かったですが、乗り越える度にできることが増え、自信につながっていきました。現在、8年前の研究室に入ったばかりの頃を思い出し比較してみると、様々なスキルが身に付いたと感じております。最後まで至らない点が多くありましたが、ご指導いただき本当にありがとうございました。この研究室で学んだことを今後とも活かすことができるように精進していきたいと思います。

原田 明德 准教授

今年1年だけでしたが、同じ研究室の博士後期課程を修了されたということで、大変さを理解していただき、相談に乗っていただいたり、励ましていただきありがとうございました。おかげで最後の1年も楽しいものとなりました。

福岡大学 林 政彦 教授

北海道をはじめ、モンゴルや久住で実施した試験において、気球の扱い方や、エアロゾルの観測装置の扱い方をご指導いただきました他、南極観測の準備や手続きなど大変お世話になりました。ありがとうございました。

電子室 金城 寛 様

試験で使う実験機器の製作や修理、電子工作、さらには飛行試験や風洞試験での補助など大変お世話になりました。いつも丁寧にご対応いただきありがとうございました。

鉄工室 平川 裕一 様

5 孔ピトー管の製作や、その他実験で使用する機材の加工をしていただき大変ありがとうございました。これらの機材なしでは、研究成果はありませんでした。

X-TREME COMPOSITE JAPAN 角屋 守 様

第 63 次南極地域観測隊に参加するために雇っていただき、大変ありがとうございました。また、機体の整備についての知識を惜しむことなく学生に伝えていただいたり、実験に必要な機材を製作していただくこともありました。本当にありがとうございました。

第 63 次南極地域観測隊、第 60 次南極地域観測隊、第 59 次南極地域観測隊越冬隊、しらせ乗組員の皆様
南極での試験を行うために様々な協力をしていただきました。皆様の支援が無ければ試験を行うことは出来ませんでした。心より感謝を申し上げます。

本多 緑 様

研究を進める上で必要な事務作業をしていただいたおかげで研究に集中することができました。ありがとうございました。

研究室の卒業生の皆様

皆様が残していただいた様々な文書やプログラムなどが脈々と受け継がれ成果となりました。皆様の残していただいたものはこの研究室の財産となっております。そして、これからも増えていくと思います。本当にありがとうございました。

研究室の後輩の皆様

実験の手伝いや毎週金曜日の膳に付き合ってくださいありがとうございました。私がやり残したソフトボール大会優勝を目指して頑張ってくださいと思っています。

両親

学部から大学院までの長い間、多大な支援をしていただきました。どんな時も優しく見守っていただきありがとうございました。やっと社会に出ることができます。いままでいただいた支援を両親だけでなく日本社会にも還元していきたいです。

最後に、ご指導を頂きました航空宇宙工学専攻の先生方、その他、ご支援いただいた皆様に感謝の意を表します。

本研究の一部は日本学術振興会科学研究費補助金 (基盤研究 (B) No.JP16H04592,JP16H05737) により行われました。ここに謝意を表します。

参考文献

- [1] 石川尚人, 吉村令慧, Tesfaye KIDANE, 東野伸一郎, 加々島慎一, Ameha. M. MULUNEH, 望月伸竜, 北川桐香, 藤井昌和, 角屋守, 岩本光弘, 小原徳昭, 乙藤洋一郎, 船木實, 小木哲, “「エチオピアの大地で海洋底拡大現象を探る」-エチオピア・アフール凹地, プレート拡大域での地球電磁気学的探査（調査概要報告）-”, 京都大学防災研究所年報, 第 63 号 B, pp.93-99, 2020
- [2] 宇宙航空研究開発機構, “放射線モニタリング無人機システム（UARMS） | 小型無人機の自動飛行・ミッション性能向上技術の研究開発 | JAXA 航空技術部門”,
<https://www.aero.jaxa.jp/research/star/uas/uarms/> [Accessed 2024/12/17]
- [3] 大竹智久, 中江雄亮, 本橋龍郎, “低 Re 数領域での NACA0012 翼の非線形空力特性”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.55, No.644, pp.439-445, 2007
- [4] Glauert, H., “The effects of compressibility on the lift of an aerofoil”, Proceedings of the Royal Society of London, Series A: Mathematical and Physical Sciences, Vol.118, No.779, pp.113-119, 1928
- [5] Gothert, B.H., “Plane and three-dimensional flow at high subsonic speeds(Extension of the Prandtl rule)”, NACA TM No.1105, 1946
- [6] Ledé, J. C., Parks, R., Croom, M. A., “High Altitude Drop Testing in Mars Relevant Conditions for the ARES Mars Scout Mission”, 2nd AIAA “Unmanned Unlimited” Systems, Technologies, and Operations — Aerospace, San Diego, California, September 15-18 2003
- [7] Anyoji, M., Okamoto, M., Fujita, K., Nagai H, Oyama, A., “Evaluation of Aerodynamic Performance of Mars Airplane in Scientific Balloon Experiment” Fluid Mech Res Int, Vol.1, Issue 3, pp.117-122, 2017
- [8] Higashino, S., Hayashi, M., Nagasaki, S., Umemoto, S., Nishimura, M., “A balloon Assisted Gliding UAV for Aerosol Observation in Antarctica”, the 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, November, 2013
- [9] Higashino, S., Hayashi, M., Nagasaki, S., Okada, T., Ozuka, K., “A Balloon-Assisted Gliding UAV for Stratospheric Aerosol Observation Using Two-Stage Separation Method in Antarctica”, 7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, November, 2015

- [10] 福岡大学, “福岡大学/理学部/地球圏科学科/気圏物質科学研究室”,
<http://www.se.fukuoka-u.ac.jp/geophys/am/index.html> [Accessed 2024/12/17]
- [11] Solomon, S., “Stratospheric Ozone Depletion”, A Review of Concepts and History, Rev. Geophys., 37, pp.275-316, 1999.
- [12] 木津暢彦, 林政彦, 山内恭, 岩坂泰信, 渡辺征春, “エアロゾルゾンデによる南極昭和基地上空の成層圏・対流圏エアロゾル濃度の季節・経年変化の観測”, 南極資料 (54), pp.760-778, 2010
- [13] 大学共同利用機関法人 情報・システム研究機構国立極地研究所, “日本南極地域観測隊第 54 次隊報告”, 2014
- [14] 大学共同利用機関法人 情報・システム研究機構国立極地研究所, “第 56 次日本南極地域観測隊報告”, 2016
- [15] 岡田拓也, “高高度気球分離型自律帰還 UAV に関する研究”, 九州大学工学部機械航空工学科卒業論文, 2014
- [16] 浜野惇, 藤田拓己, 東野伸一郎, “高高度気球分離型自律帰還 UAV の飛行実験による空力特性の推定に関する研究”, 日本航空宇宙学会西部支部講演会, 2017
- [17] 浜野惇, “高高度気球分離型自律帰還 UAV の飛行実験による空力特性の推定に関する研究”, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻修士論文, 2019
- [18] 大学共同利用機関法人 情報・システム研究機構国立極地研究所, “南極地域観測隊第 60 次隊報告”, 2020
- [19] 堤雅貴, “南極エアロゾル観測用高高度滑空型 UAV 開発のための空力特性推定方法に関する研究”, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻修士論文, 2020
- [20] 堤雅貴, 東野伸一郎, 林政彦, “Movable Parachute Sting Balance を用いた飛行試験による低レイノルズ数領域の空力特性推定方法について”, 日本航空宇宙学会西部支部講演会, 2020
- [21] University of Wyoming, “Wyoming Weather Web”, <http://weather.uwyo.edu/> [Accessed 2025/01/13]
- [22] Anyoji, M., Numata, D., Nagai, H., and Asai, K., “Effects of Mach Number and Specific Heat Ratio on Low-Reynolds-Number Airfoil Flows”, AIAA Journal, Vol.53, No.6, pp.1640-1654, 2015
- [23] Burr, D., Banfield, D., Day, M., Diniega, S., Fenton, L., Lapôtre, M., Neakrase, L., Portyankina, G.(A.), Sutton, S., Swann, C., Walker, I., Williams, D., “NASA PLANETARY WIND TUNNEL FACILITIES”, Bulletin of the American Astronomical Society, Vol. 53, Issue 4, e-id. 476, 2021
- [24] 大山聖, 永井大樹, 得竹浩, 藤田昂志, 安養寺正之, 豊田裕之, 宮澤優, 米本浩一, 岡本正人, 野々村拓, 元田敏和, 竹内伸介, 鎌田幸男, 大槻真嗣, 浅井圭介, 藤井 孝藏, “高高度飛行試験による火星飛行機の空力データの取得”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-16-008, 2016
- [25] HIGASHINO, S., “Development of an UAV Flight Control Module for the Operation in Antarctica”,

- The 5th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, October 31 - November 2, 2006
- [26] 伊藤嘉基, “南極 UAV 用自律制御システムの構築”, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻修士論文, 2007
- [27] Tsutsumi, M., Higashino, S., and Hayashi, M., “Development of a UAV Flight Control Computer for High Altitude Environments and the Results of Observation Flights in Antarctica” J.Robot. Mechatron., Vol.36, No.5, pp.1179-1188, 2024
- [28] マイクロテック・ラボラトリー株式会社, “ホーム - 高精度ロータリーエンコーダの MTL”, <https://www.mtl.co.jp/> [Accessed 2021/01/18]
- [29] 宮園晃輝, “フラットスピンをを用いた小型固定翼無人機の定点着陸法の研究”, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻修士論文, 2020
- [30] 社団法人日本航空技術協会, “航空力学”, 株式会社丸井工文社, 2006
- [31] Cockrell, D. J., and Young, A. D., “The Aerodynamics of Parachute”, AGARDograph No.295, 1987
- [32] 松本真慧, “Movable Parachute Sting Balance を用いた飛行試験における適切な空力特性取得法に関する研究”, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻修士論文, 2022
- [33] Tsutsumi, M., Higashino, S., Hayashi, M., and Harada, A., “Aerodynamic Characteristics Estimation Using Movable Parachute Sting Balance and Wind Tunnel Test for High Altitude Flight”, Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology 2024, October 28-30, 2024
- [34] 大学共同利用機関法人 情報・システム研究機構国立極地研究所, “南極地域観測隊第 63 次隊報告”, 2024
- [35] Eastman Kodak Company., “KODAK PIXPRO Digital Cameras”, <https://kodakpixpro.com/AsiaOceania/jp/cameras/actioncam/sp360/> [Accessed 2025/01/09]
- [36] Moog, R. D., and Michel, F. C., “Balloon Launched Viking Decelerator Test Program Summary Report”, Martin Marietta Corporation, TR-3720359, March 1973
- [37] 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, “航空機力学入門”, 東京大学出版会, 2006
- [38] Kawasaki Heavy Industries, Ltd., “RS080N | 川崎重工の産業用ロボット”, <https://robotics.kawasaki.com/ja1/products/robots/small-medium-payloads/RS080N/index.html> [Accessed 2025/01/13]
- [39] Switch Science, Inc., “スイッチサイエンス”, <https://www.switch-science.com/> [Accessed 2021/01/18]
- [40] EMBARCADERO INC., “Embarcadero Cross-Platform App Development Software”, <https://www.embarcadero.com/jp/> [Accessed 2021/01/19]

- [41] 白濱厚志, “気球分離型エアロゾル観測用無人航空機に関する研究”, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻修士論文, 2021
- [42] 嶋田有三, 佐々修一, “飛行力学”, 森北出版株式会社, 2017
- [43] 片柳亮二, “航空機の飛行制御の実際 ー機械式からフライバイワイヤへー”, 森北出版株式会社, 2011
- [44] 西村太貴, “気球分離型エアロゾル観測用無人航空機に関する研究”, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻修士論文, 2013
- [45] Voth, C., and Ly, U.L., “Design of a Total Energy Control Autopilot Using Costrained Parameter Optimization”, Journal of Guidance, Vol.14, No.5, pp.927-935, 1991
- [46] Faleiro, L., “Total Energy Control System (TECS) feasibility exploration for the Aerospace Technology Demonstrator (ATD) using the DYMOLA physical modeling environment”, Technical report TR R255-98, DLR berpfaffenhofen, 1998
- [47] 川田昌克, 西岡勝博, “MATLAB/simulink によるわかりやすい制御工学”, 森北出版株式会社, 2001
- [48] 元田敏和, “モンテカルロ法によるシステムの統計的評価”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-07-005, 2007
- [49] 元田敏和, “モンテカルロ評価における危険不確定評価パラメータの検出法”, 日本航空宇宙学会論文集 Vol.55, No.638, pp.117-124, 2007
- [50] 石井準也, “南極観測用 UAV における高高度滑空性能に関する研究”, 九州大学工学部機械航空工学科卒業論文, 2021
- [51] Finck, R. D., “USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division”, Air Force Flight Dynamics Laboratory Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1978
- [52] 河野道紀, “自律 UAV の誘導・制御則に関する研究”, 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻修士論文, 2008

Appendix A 新型飛行制御装置ソフトウェア 詳細

第 3 章で開発した新型飛行制御装置のソフトウェア内の各タスクの詳細について説明する。

1. DC (Data Center):

DC は各タスク間のデータのやりとりをメッセージバッファと呼ばれる仕組みで行うが、そのメッセージ送受信をコントロールするタスクである。このタスク DC 内で受け取ったデータを必要なタスクにメッセージバッファによって送信する。

2. RCIN (RC signal INput):

RCIN タスクでは RC 受信機から制御装置に入力された PWM 信号を読み取りチャンネル順に並べ替え DC へ送信している。DC へ送信されたメッセージは SWITCH, OP, SOUT タスクに送信される。

3. SRVGEN (SeRVo signal GEneration):

NORMAL タスク, PULLUP タスク, TEST タスク等の飛行制御タスクから送られてくる舵角データ（物理値）をサーボを駆動するための指令値（カウンタのカウント値）に変換するタスクである。変換された指令値はオート/マニュアル切替のための SWITCH タスクに送られる。

4. SWITCH (auto/manual SWITCH):

RCIN タスクと SRVGEN タスクから送られたデータを受信する。RCIN から送られた オート/マニュアル切り替え指令値を参照し、制御則によって計算された指令値とパイロットのプロポから送信された指令値のどちらをサーボ駆動を行う SVOUT に送信するかを判断している。

5. SVOUT (SerVo signal OUTput):

このタスクでは SWITCH タスクより送信されてきたサーボへの指令値をサーボのデバイスドライバを介してサーボを駆動する。

6. SENSOR:

このタスクでは AD 変換された AP-SENSOR に搭載されているセンサのデータを読み取り DC へ

送信している。DC へ送信されたメッセージは PVC, SOUT タスクへと送信される。

7. PVC (Physical Value Conversion):

SENSOR タスクにおいて読み込まれるデータはセンサから出力される電圧を AD 変換したものであるため、このままでは物理的な意味をもっていない。そのため、このタスクでは SENSOR タスクから送信されたデータを物理的な値に変換している。また、変換したデータを DC 経由で NORMAL, PULLUP, OP タスクへ送信している。

8. ANG (ANGLE measurement):

このタスクでは迎角と横滑り角を測定するロータリーエンコーダの値を読み取る。

9. GX5:

このタスクではシリアルポート経由で送信されてきた GX5 の姿勢角データを常に最新のデータに更新しており、50Hz ごとに最新のデータを DC 経由で OP, SOUT タスクに送信している。また、GX5 より送信されてきた GNSS データを受信し、次に述べるデータの並べ替えを行い OP, NAV, SOUT タスクに送信している。

10. OP (flight mode OPERATION):

このタスクでは制御のモード（以下に示す Normal, Glider, Pullup,）とタスクの管理を行っている。各モードの遷移判定を行い、モードとタスクの切替を実施している。

11. NAV (NAVigation):

このタスクでは GNSS データを使用して機体の誘導を行っている。誘導則より計算されたコマンドを次に述べる NORMAL, PULLUP タスクに送信している。

12. NORMAL (NORMAL automatic flight mode):

このタスクでは送信されてくるセンサのデータとコマンドを元に制御計算を行っている。このタスク内には、Normal, Glider の2つのモードが存在している。Normal モードは動力飛行を行うモードであり、Glider モードは滑空飛行を行うモードである。この制御装置の誘導・制御則は TECS 及び THCS を用いている⁵²⁾。

13. PULLUP (PULLUP maneuver):

このタスクは後述する気球分離ミッションを行う際に必要となる機首の引き起こし制御を実施している。制御則は Glider モードと同様であるがエレベータ舵角をトリムよりダウンにしないようにしている。NAV タスクから送信されてくる方位コマンドに従わずに、方位角を変化させない制御を行っている。引き起こし終了の判定は機体のピッチ角が閾値以上になった場合としている。NORMAL タスク同様に制御則によって計算された舵角を SRVGEN タスクに送信している。

14. TEST (servo TEST):

このタスクでは外部から送信された舵角テスト用の指令値を受け取り、SRVGEN タスクに指令値を送信している。

15. SOUT0 to 4 (Serial communication OUTput 0 to 4):

これらのタスクはシリアル通信により外部へデータを送信するためのタスクである。5つのシリアルポートそれぞれにタスクが存在している。

16. SIN0 to 4 (Serial communication INput 0 to 4):

これらのタスクはシリアル通信により外部から送信されたデータを受信するタスクである。5つのシリアルポートそれぞれにタスクが存在しており、このタスク内で各シリアルポートのボーレートを決めている。また、バイナリデータで送信されてきたデータをシリアルポートに接続されている機器に応じて物理値へ変換している。

Appendix B 供試機体諸元

ここでは、供試機体である Phoenix-S の機体諸元について述べる。

B.1 機体諸元

B.1.1 Phoenix-S 各部の諸元

実測値であるものには名称に『*』を付記する。

全機

h	0.211	重心位置*（前縁から 45mm として計算）
m	10.60	全備重量*[kg]
I_x	0.982	慣性能率*[kg·m ²]
I_y	0.662	''
I_z	1.586	''
I_{zx}	-0.021	慣性乗積 [kg·m ²]
e	0.60	飛行機効率
C_{D_0}	0.04	有害抵抗係数

主翼

a_0	5.0	断面揚力勾配
C_{mac}	-0.085	断面空力中心周りモーメント
i_w	2.0	無揚力線取付角 [deg]（前縁上げ正）
S	0.575	翼面積*[m ²]
b	2.77	スパン*[m]

c_r	0.281	翼根翼弦長*[m]
λ	0.448	テーパー比*
Λ	1.25	$c/4$ 線後退角*[deg]
Γ	2.35	上半角 [deg]
h_{n_w}	0.25	空力中心位置
H_w	-1	翼取付位置* (1…高翼, 0…中翼, -1…低翼)
k_1	0.42	補助翼内弦位置* (半スパン基準)
k_2	0.96	補助翼外弦位置* (半スパン基準)
c_a/c_w	0.19	翼根翼弦長比* (c_w は補助翼弦長を含む)
τ_a	0.19	単位補助翼舵角による迎角変化
K_{δ_a}	-0.09	アドバースヨーを発生する経験的要素 (文献 ⁵¹⁾ (6.2.2.1-9) に図示.)

翼胴

V_b^*	0.012	胴体容積*[m ³]
---------	-------	------------------------

水平尾翼

a_{0_t}	5.0	断面揚力勾配 (NACA0009)
i_t	-3.1	取付角*[deg] (前縁上げ正)
S_t	0.068	翼面積*[m ²]
S_e	0.018	昇降舵面積*[m ²]
b_t	0.510	スパン*[m]
c_{r_t}	0.173	翼根翼弦長*[m]
λ_t	0.593	テーパー比*
Λ_t	7.7	$c/4$ 線後退角*[deg]
l_{wt}	0.837	主翼翼根前縁から水平尾翼翼根前縁までの距離 [m]
h_{n_t}	0.25	空力中心位置
τ_e	0.48	単位昇降舵角による迎角変化 ($S_e/S_t = 0.26$) (S_e/S_t の比として文献 ³⁷⁾ (p.83) に図示.)

垂直尾翼

a_{0f}	5.0	断面揚力勾配
S_f	0.053	翼面積*[m ²] (露出面積)
S_r	0.016	方向舵面積*[m ²]
b_f	0.248	垂直尾翼翼幅*[m] (胴体より上の部分)
c_{rf}	0.274	翼根翼弦長*[m]
λ_f	0.569	テーパー比*
Λ_f	36.0	$c/4$ 線後退角*[deg]
z_b	0.02	垂直尾翼位置での胴体上面高さ*[m] (上に正)
l_{wf}	0.679	主翼翼根前縁から垂直尾翼翼根前縁までの距離*[m]
h_{nf}	0.25	空力中心位置
k_{1f}	0.00	方向舵内弦位置* (半スパン基準)
k_{2f}	0.93	方向舵外弦位置* (半スパン基準)
τ_r	0.51	単位方向舵角による迎角変化 ($S_r/S_f = 0.30$) (S_e/S_t の比として文献 ³⁷⁾ (p.83) に図示.)

推進機

R_p	0.16	プロペラ半径*[m]
$\theta_{0.75}$	0.355	75 ピッチ角 [rad]
c_p	0.02	平均翼弦長*[m ²]
N_p	2	翼数*
a_{0p}	4.9	断面揚力勾配

B.1.2 各部諸元をもとに算出される定数

主翼

A	13.3	アスペクト比
$\bar{c}$	0.213	平均空力翼弦 [m] (Mean Aerodynamic Chord, MAC)
x_{MAC}	0.0191	翼根前縁から MAC 前縁までの距離 [m]
a_w	4.44	主翼揚力勾配

翼胴

V_b	0.861	胴体容積比
a_{wb}	4.44	翼胴揚力勾配
h_{nwb}	0.251	翼胴空力中心

水平尾翼

A_t	3.69	水平尾翼アスペクト比
$\bar{c}_t$	0.141	水平尾翼平均空力翼弦 [m] (水平尾翼 MAC)
x_{MAC_t}	0.0237	水平尾翼翼根前縁から水平尾翼 MAC 前縁までの距離 [m]
a_t	3.47	水平尾翼揚力勾配
l_t	0.774	重心と水平尾翼空力中心間の距離 [m]
$\bar{l}_t$	0.781	翼胴空力中心と水平尾翼空力中心間の距離 [m]
V_H	0.389	重心基準の水平尾翼容積比
$\bar{V}_H$	0.392	空力中心基準の水平尾翼容積比
ε_α	0.223	吹き下ろし角勾配
a_e	1.67	昇降舵効率

全機

a	4.75	全機揚力勾配
i_x	1.66	全機無揚力線の取り付け角 [deg] (前縁上げ正, 舵角ゼロ)
h_n	0.474	操縦桿固定中正点
C_{m_0}	0.00378	全機ゼロ揚力におけるピッチングモーメント係数

垂直尾翼

A_f	1.80	垂直尾翼有効アスペクト比
$\bar{c}_f$	0.220	垂直尾翼平均空力翼弦 [m] (垂直尾翼 MAC)
x_{MAC_f}	0.0543	垂直尾翼翼根前縁から垂直尾翼 MAC 前縁までの距離 [m]
a_f	2.36	垂直尾翼揚力勾配

z_f	0.0763	垂直尾翼空力中心の高さ [m] (上方正)
$z_{f\delta r}$	0.115	方向舵面中心の x 軸からの高さ [m] (上方正)
l_f	0.772	重心と垂直尾翼空力中心間距離 [m]
V_f	0.0244	垂直尾翼容積比
a_r	1.20	方向舵効率

推進機

σ	0.0796	ソリディティ
λ_0	0.237	推力ゼロとなる周速比

B.2 定式化

B.2.1 諸元より算出される定数

主翼

アスペクト比

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (\text{B.1})$$

平均空力翼弦 (Mean Aerodynamic Chord, MAC)

$$\bar{c} = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (\text{B.2})$$

翼根前縁から MAC 前縁までの距離

$$x_{MAC} = \frac{1 + 2\lambda}{12(1 + \lambda)} ((1 - \lambda) c_r + 2b \tan \Lambda) \quad (\text{B.3})$$

主翼揚力勾配

$$a_w = \frac{a_0 \cos \Lambda}{1 + a_0 \cos \Lambda / (\pi A)} \quad (\text{B.4})$$

翼胴

胴体容積比

$$V_b = \frac{V_b^*}{S \bar{c}} \quad (\text{B.5})$$

翼胴揚力勾配

$$a_{wb} = a_w \quad (\text{B.6})$$

翼胴空力中心

$$h_{n_{wb}} = h_{n_w} - 2 \frac{V_b}{a_{wb}} \quad (\text{B.7})$$

水平尾翼

水平尾翼アスペクト比

$$A_t = \frac{b_t^2}{S_t} \quad (\text{B.8})$$

水平尾翼平均空力翼弦（水平尾翼 MAC）

$$\bar{c}_t = \frac{2}{3} c_{r_t} \frac{1 + \lambda_t + \lambda_t^2}{1 + \lambda_t} \quad (\text{B.9})$$

水平尾翼翼根前縁から水平尾翼 MAC 前縁までの距離

$$x_{MAC_t} = \frac{1 + 2\lambda_t}{12(1 + \lambda_t)} ((1 - \lambda_t) c_{r_t} + 2b_t \tan \Lambda_t) \quad (\text{B.10})$$

水平尾翼揚力勾配

$$a_t = \frac{a_{0_t} \cos \Lambda_t}{1 + a_{0_t} \cos \Lambda_t / (\pi A_t)} \quad (\text{B.11})$$

重心と水平尾翼空力中心間の距離

$$l_t = l_{wt} - x_{MAC} - h\bar{c} + x_{MAC_t} + h_{n_t} \bar{c}_t \quad (\text{B.12})$$

翼胴空力中心と水平尾翼空力中心間の距離

$$\bar{l}_t = l_t - \bar{c} (h_{n_{wb}} - h) \quad (\text{B.13})$$

重心基準の水平尾翼容積比

$$V_H = \frac{l_t S_t}{\bar{c} S} \quad (\text{B.14})$$

空力中心基準の水平尾翼容積比

$$\bar{V}_H = \frac{\bar{l}_t S_t}{\bar{c} S} \quad (\text{B.15})$$

吹き下ろし角勾配

$$\varepsilon_\alpha = \frac{2a_{wb}}{\pi A} \quad (\text{B.16})$$

昇降舵効率

$$a_e = a_t \tau_e \quad (\text{B.17})$$

全機

全機揚力勾配

$$a = a_{wb} \left(1 + \frac{a_t}{a_{wb}} \frac{S_t}{S} (1 - \varepsilon_\alpha) \right) \quad (\text{B.18})$$

全機無揚力線の取り付け角（前縁上げ正，舵角ゼロ）

$$i_x = i_w + \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} i_t \quad (\text{B.19})$$

操縦桿固定中正点

$$h_n = h_{nwb} + \frac{a_t}{a} \bar{V}_H (1 - \varepsilon_\alpha) \quad (\text{B.20})$$

全機ゼロ揚力におけるピッチングモーメント係数

$$C_{m_0} = C_{m_{ac}} - \bar{V}_H a_t i_t \left(1 - \frac{a_t}{a} \frac{S_t}{S} (1 - \varepsilon_\alpha) \right) \quad (\text{B.21})$$

垂直尾翼

垂直尾翼有効アスペクト比

$$A_f = 1.55 \frac{b_f^2}{S_f} \quad (\text{B.22})$$

垂直尾翼平均空力翼弦（垂直尾翼 MAC）

$$\bar{c}_f = \frac{2}{3} c_{rf} \frac{1 + \lambda_f + \lambda_f^2}{1 + \lambda_f} \quad (\text{B.23})$$

垂直尾翼翼根前縁から垂直尾翼 MAC 前縁までの距離

$$x_{MAC_f} = \frac{1 + 2\lambda_f}{12(1 + \lambda_f)} \left((1 - \lambda_f) c_{rf} + 2b_f \tan \Lambda_f \right) \quad (\text{B.24})$$

垂直尾翼揚力勾配

$$a_f = \frac{a_{0f} \cos \Lambda_f}{1 + a_{0f} \cos \Lambda_f / (\pi A_f)} \quad (\text{B.25})$$

垂直尾翼空力中心の高さ（上方正）

$$z_f = \frac{b_f}{6} \frac{1 + 2\lambda_f}{1 + \lambda_f} + z_b \quad (\text{B.26})$$

方向舵面中心の x 軸からの高さ（上方正）

$$z_{f\delta r} = b_f \frac{k_{1f} + k_{2f}}{2} \quad (\text{B.27})$$

重心と垂直尾翼空力中心間距離

$$l_f = l_{wf} - x_{MAC} - h\bar{c} + x_{MAC_f} + h_{nf} \bar{c}_f \quad (\text{B.28})$$

垂直尾翼容積比

$$V_f = \frac{S_f l_f}{S b} \quad (\text{B.29})$$

方向舵効率

$$a_r = a_f \tau_r \quad (\text{B.30})$$

推進機

ソリディティ

$$\sigma = \frac{N_p c_p}{\pi R_p} \quad (\text{B.31})$$

推力ゼロとなる周速比

$$\lambda_0 = \frac{2}{3} \theta_{0.75} \quad (\text{B.32})$$

Appendix C 南極 MPSB 試験詳細

第 4 章で説明した南極での MPSB 試験の詳細データについて説明する。以降に示す図の白色背景部は気球上昇中の区間を，ピンク色背景部はパラシュート降下中の区間を，黄色背景部は引き起こしの区間を，水色背景部は滑空モード中の区間をそれぞれ示している。

C.1 全試験区間

まず，気球放球から気球分離，パラシュート降下，滑空帰還，着地までの全区間にわたっての試験結果について説明する。

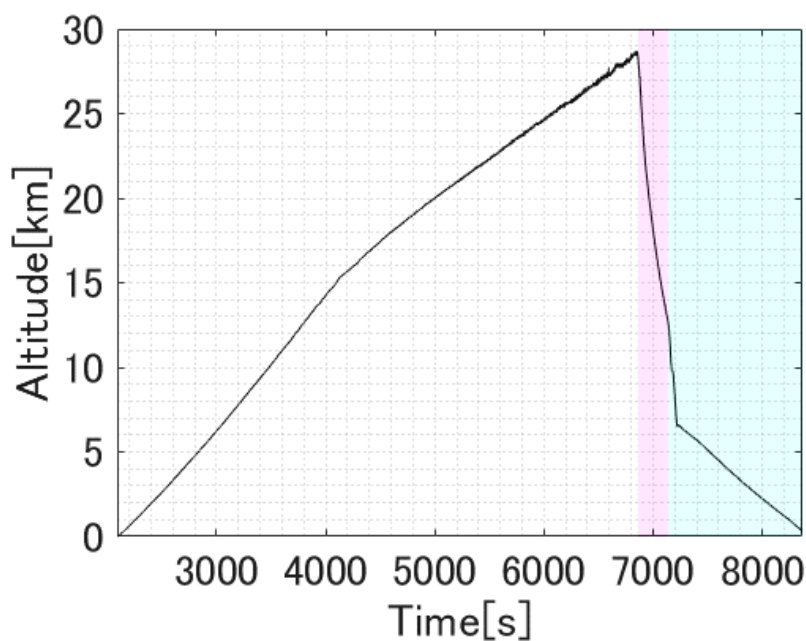


図 C.1 気圧高度時間履歴データ

図 C.1 は全試験区間における気圧高度の時間履歴データである。高度 28km まで上昇後，降下を開始し高度 12km でパラシュート分離を行い，その後機首の引き起こしを実施し滑空飛行へと移行している。

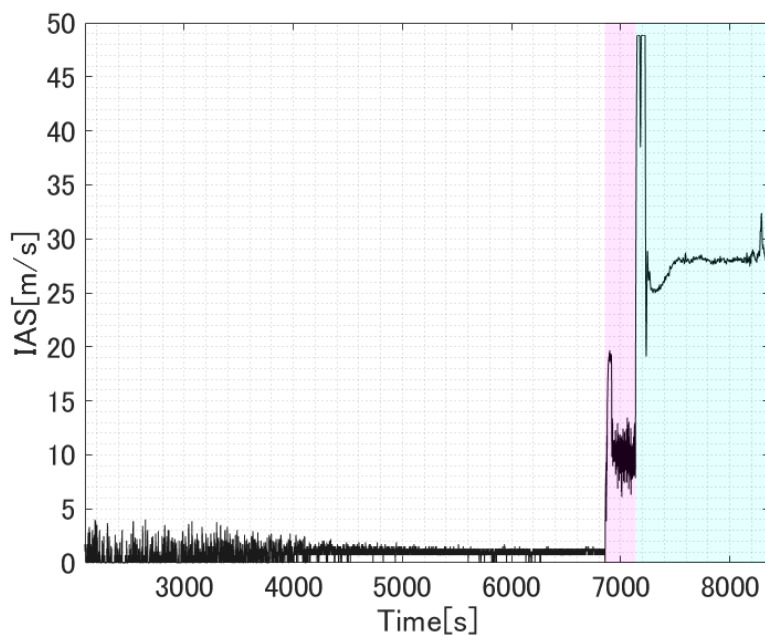


図 C.2 Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ

図 C.2 は全試験区間における指示対気速度 (IAS) の時間履歴データを示す。気球上昇中は IAS0m/s を示し、パラシュート降下中は 20m/s 程度の IAS を示している部分と、10m/s 程度 IAS を示している部分が存在する。この原因については後述する。パラシュート分離後は引き起こし及び滑空に移行するが、滑空開始直後は、速度が 50m/s を近い速度となっている。

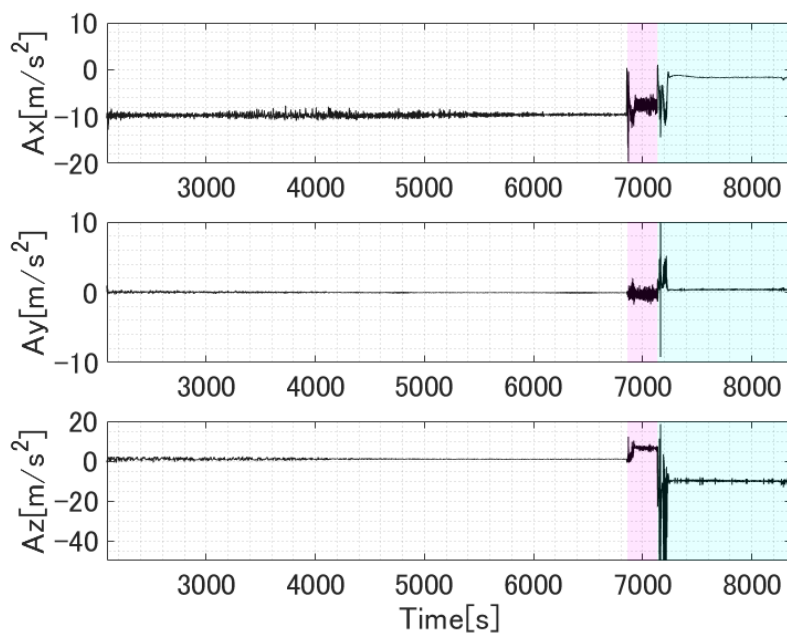


図 C.3 加速度 時間履歴データ

図 C.3 は全試験区間における UAV に搭載した IMU センサの加速度出力を示している。気球による上昇中は A_x が -10m/s^2 を示し、 A_y 、 A_z は 0m/s^2 を示している。これは機首が鉛直下向きとなって上昇していることを示している。また、パラシュート降下中は A_x が $-10\sim-6\text{m/s}^2$ を示し、 A_y は $-1.5\sim1.5\text{m/s}^2$ を示し、 A_z は、 $0\sim7\text{m/s}^2$ を示している。パラシュート降下中の加速度についての詳細は後述する。また、滑空開始直後は、 A_x 、 A_y 、 A_z ともに大きく値がばらついているが、時間経過とともに A_x は -2m/s^2 に、 A_y は 0m/s^2 に、 A_z は -10m/s^2 程度に落ち着いている。

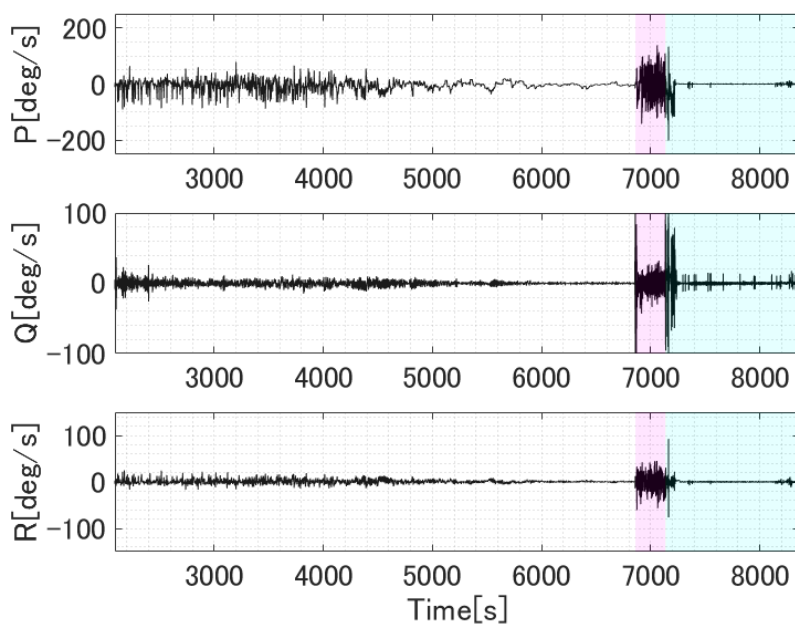


図 C.4 角速度 時間履歴データ

図 C.4 は全試験区間における UAV に搭載した IMU センサの角速度出力を示している。気球上昇中はすべての角速度は 0 付近で振動的である。気球分離直前が最も振幅が小さくなっている。これは成層圏内で気流が安定しており、さらに高度が高くなるほど、空気密度が小さくなり、気流の影響を受けにくいためと考えられる。気球分離後のパラシュート降下中は、各角速度ともに振動している。ピッチング角速度については気球分離直後及びパラシュート分離直後に大きく振動していることが分かる。これはピッチング角速度を抑えていた機体軸 X 軸方向に生じていた力が、気球分離およびパラシュート分離により瞬間的に無くなったために生じたと考えられる。また、滑空開始直後はすべての角速度が振動していたが、時間経過とともに 0 付近で安定していることが分かる。

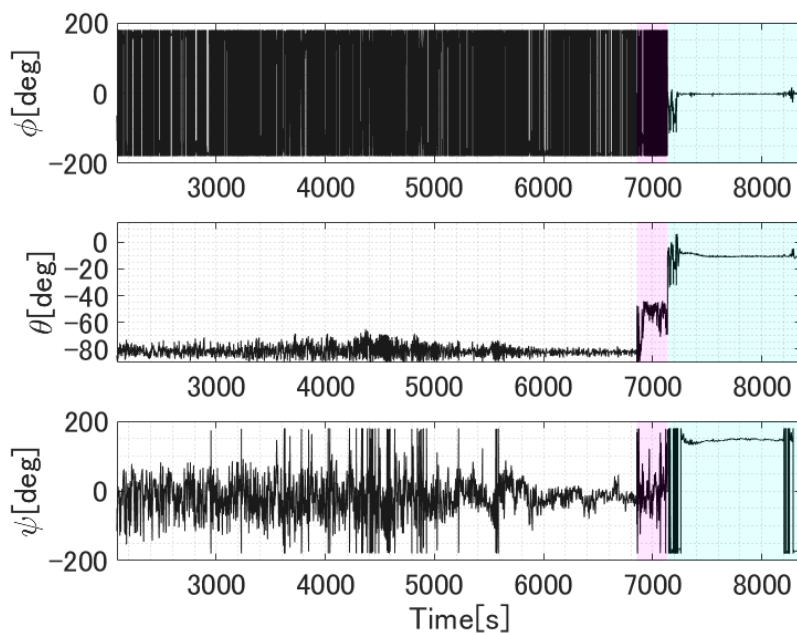


図 C.5 オイラー角 時間履歴データ

図 C.5 は全試験区間における UAV に搭載した IMU センサの姿勢角 (オイラー角) 出力の時間履歴データを示している。気球上昇中及びパラシュート降下中はバンク角は常に変化している。また、ピッチ角は気球上昇中は-90deg となっており、機首が鉛直下向きとなっていることを示している。パラシュート降下中のピッチ角は、パラシュート降下直後は-80deg 程度であるが、後半は-50deg 程度となっている。方位角は気球上昇中及びパラシュート降下中に常に変化しているが、気球上中の後半では安定している。これは角速度で述べた通り、高度が高く気流の影響が少ないためと考えられる。滑空開始直後はオイラー角の変動が大きいものの、時間経過とともに安定していることが分かる。

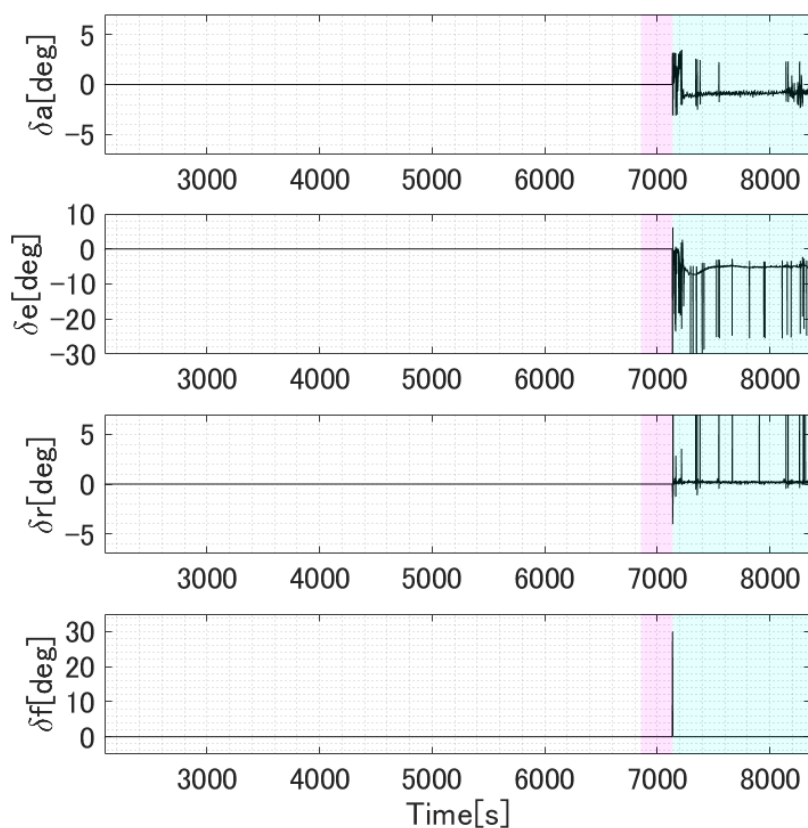


図 C.6 舵角 時間履歴データ

図 C.6 は全試験区間における UAV の舵角コマンドの時間履歴データを示している。気球上昇中及びパラシュート降下中は全舵角動いていない。パラシュート分離後から舵角が動き始めている。滑空中に舵角コマンドが大きく動いている箇所が存在するが、これについては意図したものではなくノイズが入り込んでいる。

C.2 気球分離直前

次に気球分離直前のデータについて示す。

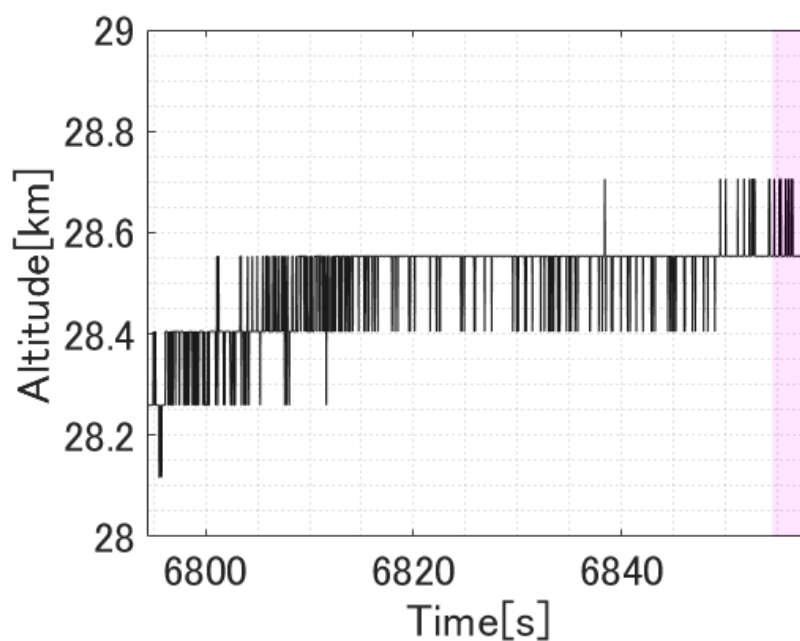


図 C.7 気圧高度時間履歴データ (気球分離直前)

図 C.7 は気球分離直前の気圧高度の時間履歴データを示している。高度 28.6km が最大高度は 28.7km を記録している。高度 30km 付近では高度上昇による気圧変化が小さいため、気圧高度計の分解能は低下する。この高度帯での分解能は 150m 程度である。

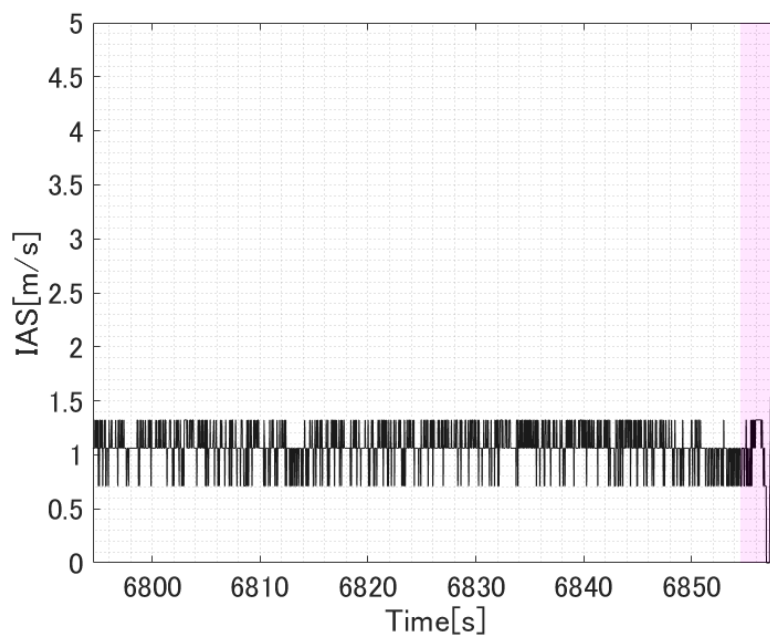


図 C.8 Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (気球分離直前)

図 C.8 は気球分離直前の指示対気速度 (IAS) の時間履歴データを示している。1m/s 程度の値を示しているが、動圧測定用の微差圧センサの誤差範囲であると考えられる。速度の二乗に比例して動圧が増加していくため、低速度域では測定誤差が大きくなる。

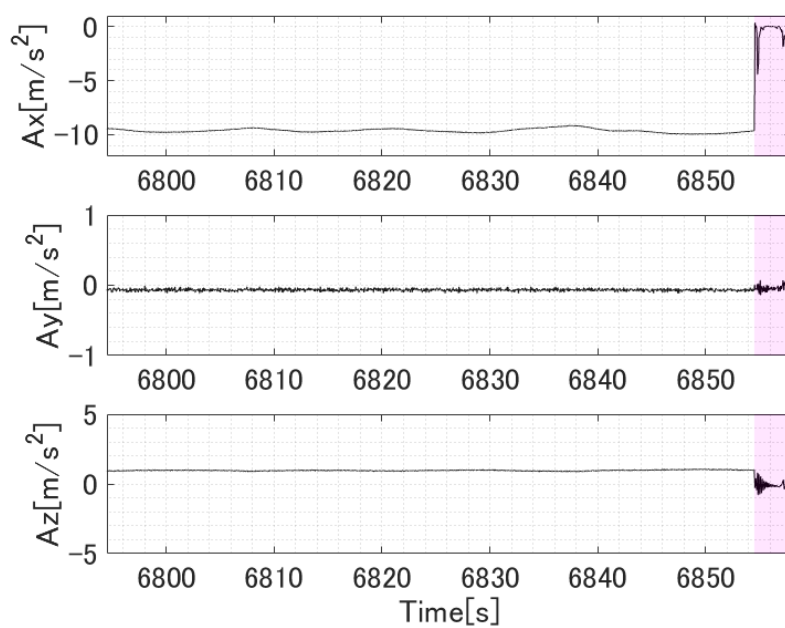


図 C.9 加速度 時間履歴データ (気球分離直前)

図 C.9 は気球分離直前の IMU センサの加速度出力の時間履歴データを示している。 A_x が気球分離とともに -10 m/s^2 から 0 m/s^2 となっている。 気球により生じていた重力に対する反力が気球分離とともに瞬間的に無くなったことを示している。 A_z についても 1 m/s^2 から 0 m/s^2 となっている。

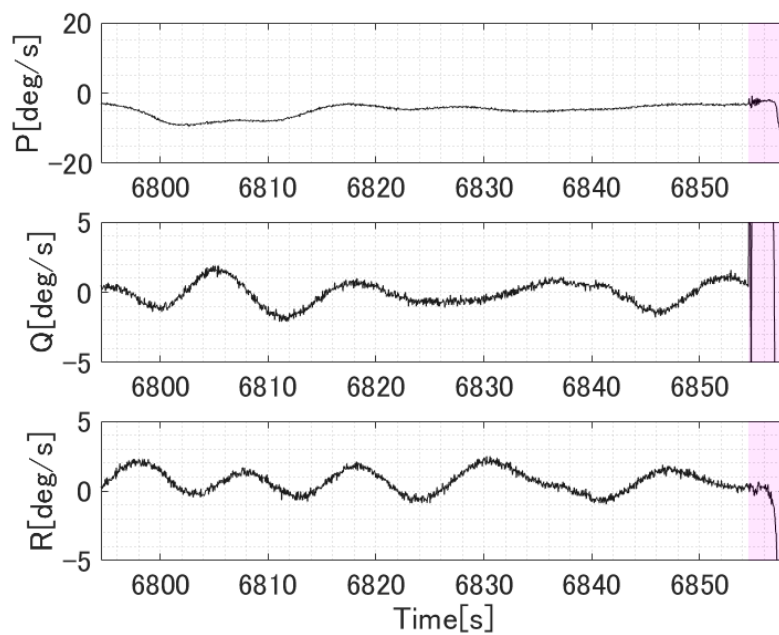


図 C.10 角速度 時間履歴データ (気球分離直前)

図 C.10 は気球分離直前の IMU センサの角速度出力の時間履歴データを示している。気球分離直前は角速度の変化は穏やかであり，ロール角速度は $\pm 10\text{deg/s}$ 以内，ピッチ角速度及びヨー角速度は $\pm 3\text{deg/s}$ 以内である。

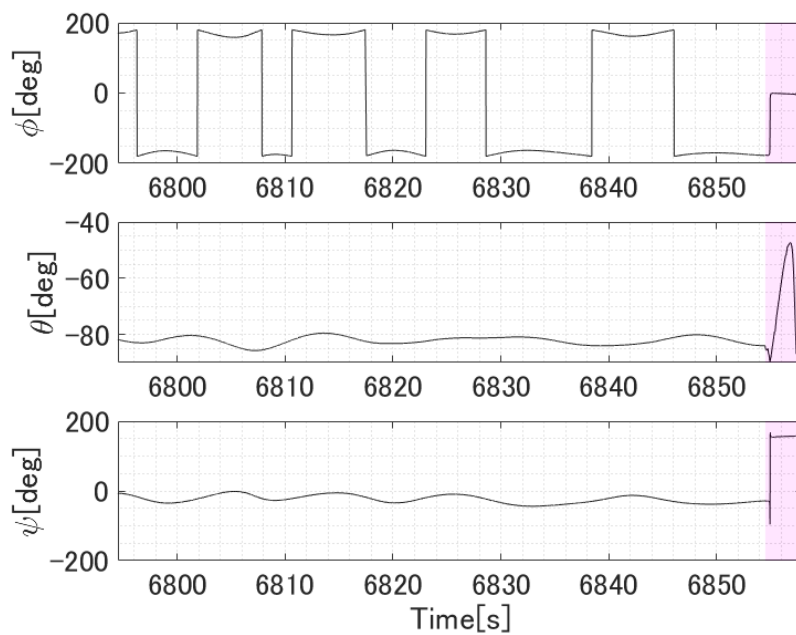


図 C.11 オイラー角 時間履歴データ (気球分離直前)

図 C.11 は気球分離直前の IMU センサの姿勢角 (オイラー角) 出力の時間履歴データを示している。気球上昇中のピッチ角は-90deg~-75deg 程度となっている。

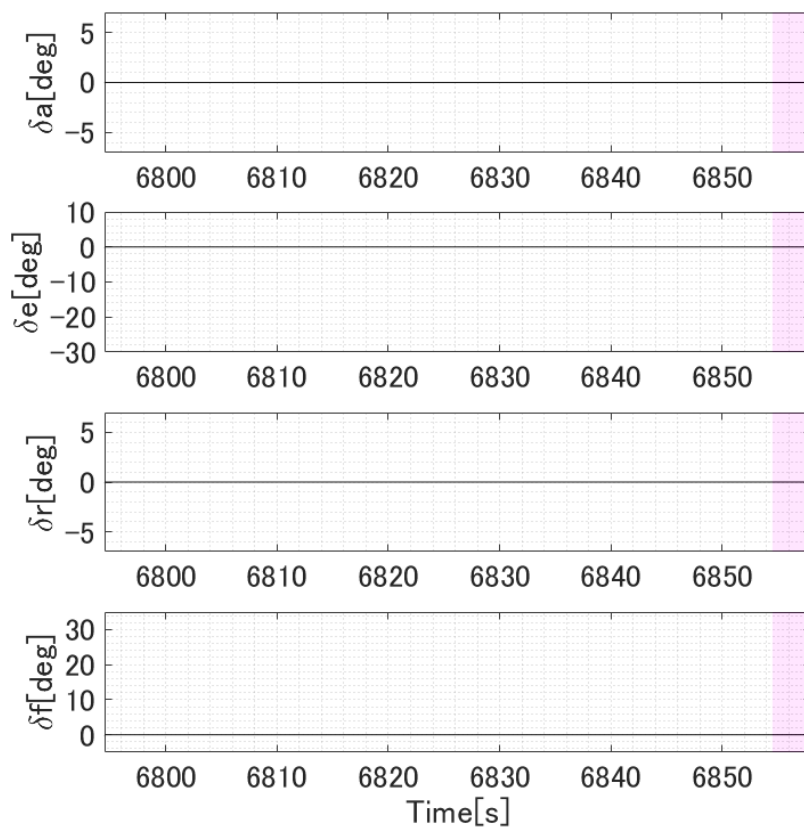


図 C.12 舵角 時間履歴データ (気球分離直前)

図 C.12 は気球分離直前の UAV の舵角コマンドの時間履歴データを示している。全舵角動いていないことが確認できる。

C.3 パラシュート降下中

次にパラシュート降下中のデータについて示す.

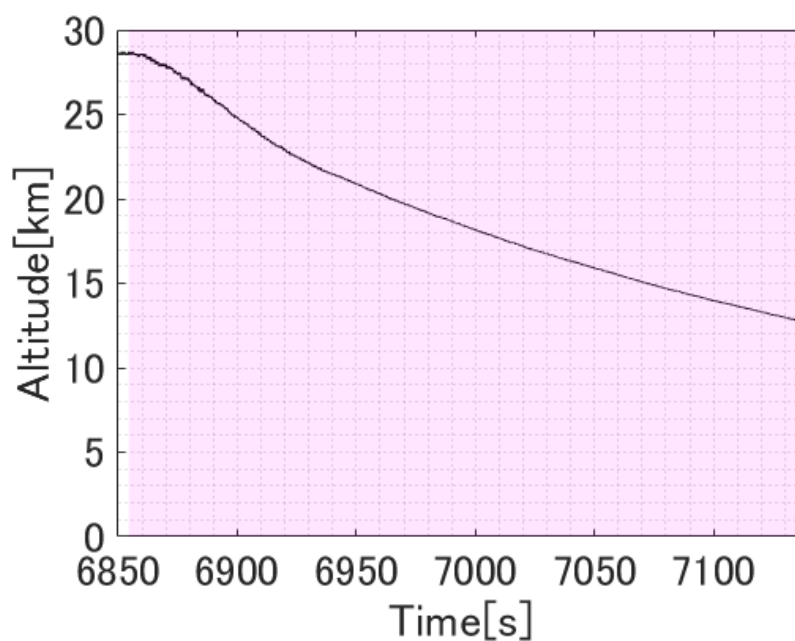


図 C.13 気圧高度時間履歴データ (パラシュート降下中)

図 C.13 はパラシュート降下中の気圧高度の時間履歴データを示している. 高度 28km から高度 12km まで降下していることが分かる.

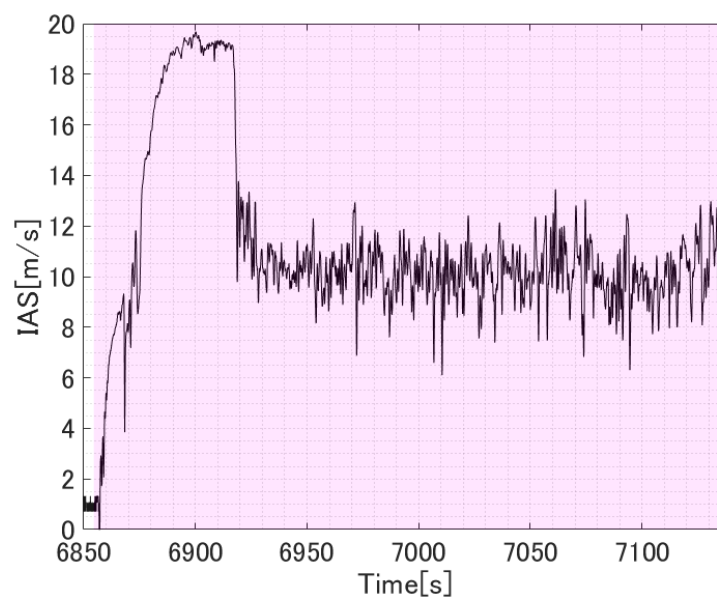


図 C.14 Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (パラシュート降下中)

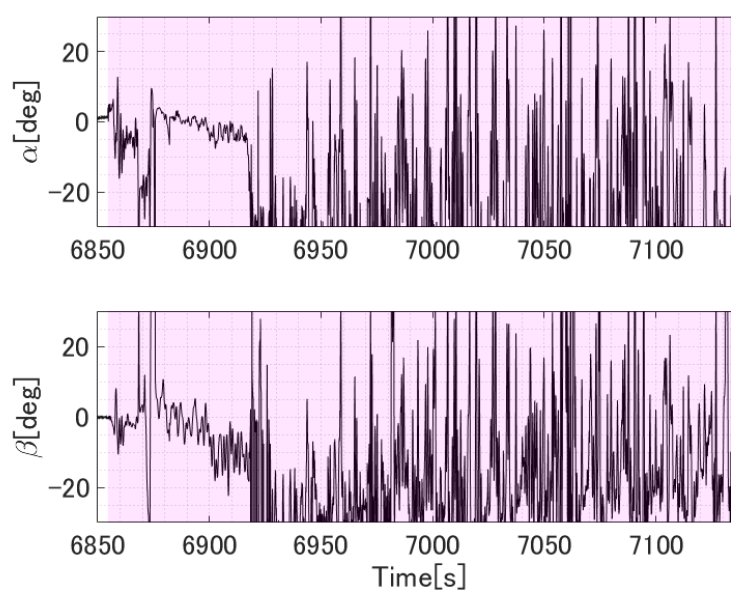


図 C.15 迎角及び横滑り角 時間履歴データ (パラシュート降下中)

図 C.14 はパラシュート降下中の指示対気速度 (IAS) の時間履歴データを示し、図 C.15 はパラシュート降下中の迎角及び横滑り角の時間履歴データを示している。気球分離後、速度が上昇していき、6890 秒付近で IAS18m/s 程度で安定した後に、6920 秒付近で 10m/s 程度に変化している。この時の迎角、横滑り角を確認すると 6890 秒～6920 秒の間では迎角、横滑り角は適正な範囲（迎角-5deg～15deg、横滑り角-10～10deg）にあるが 6920 秒以降は、適正な範囲にないことが分かる。穴が開いていないパラシュートが安定する迎角は 0deg ではなく、約± 20deg 程度³¹⁾とされているためパラシュート降下中の機体の釣り合う位置は 2 箇所存在し、6920 秒付近で変化している。UAV に搭載していたカメラ映像よりパラシュートの位置が変化していることも確認されている。

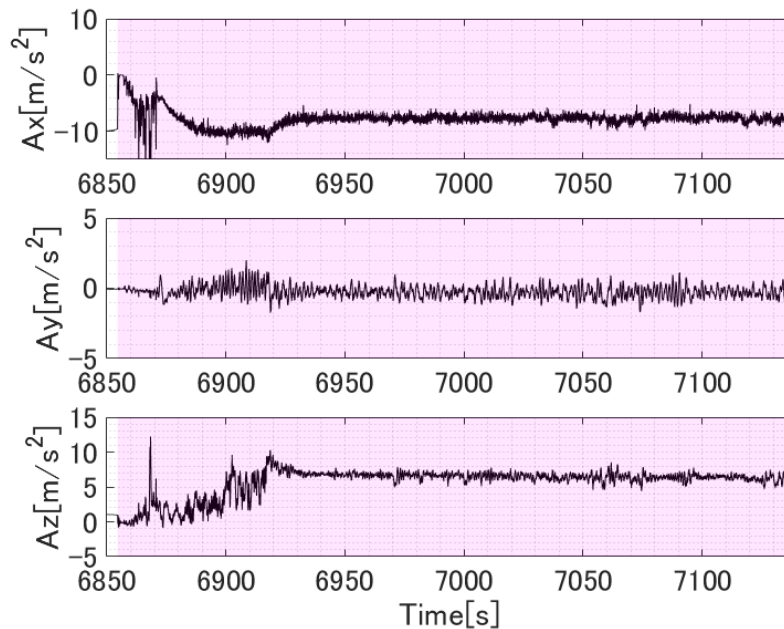


図 C.16 加速度 時間履歴データ (パラシュート降下中)

図 C.16 はパラシュート降下中の IMU センサの加速度出力の時間履歴データを示している。気球分離後に速度増加とともに A_x が 0m/s^2 から -10m/s^2 に変化している。また、 A_z も速度増加とともに 0m/s^2 から $4\sim 5\text{m/s}^2$ 程度まで変化していることが分かる。これらの加速度の方向はパラシュートによって生じる力の方向 (機体軸 X 軸は負の方向、機体軸 Z 軸は正の方向) と一致している。また、UAV とパラシュートの釣り合い位置が変化した 6920 秒付近で A_x 、 A_z が変化していることも確認できる。

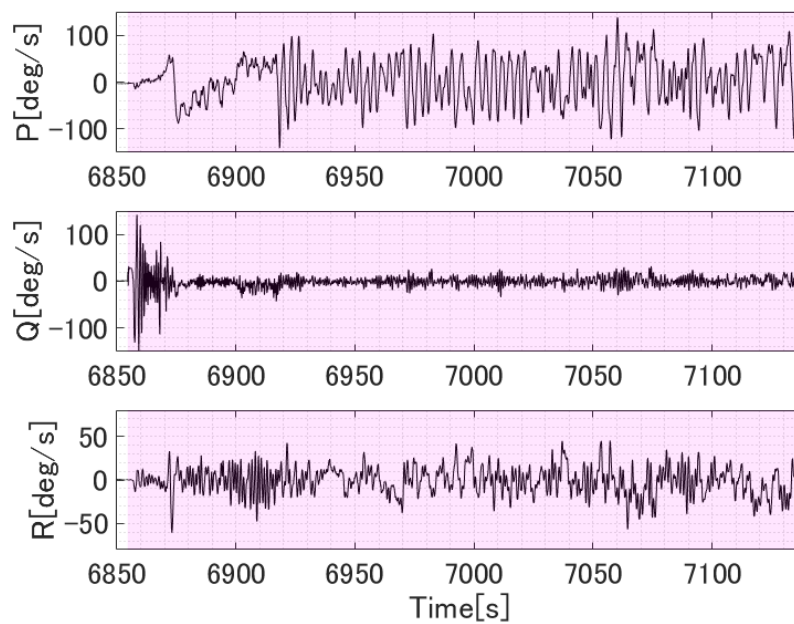


図 C.17 角速度 時間履歴データ (パラシュート降下中)

図 C.17 はパラシュート降下中の IMU センサの角速度出力の時間履歴データを示している。ロール角速度は 6900～6920 秒の区間では 40deg/s で安定しており，その後は振動している。ピッチ角速度は気球分離直後は ± 100deg/s 程度で振動しているものの，時間経過とともに安定している。ヨー角速度についてはパラシュート降下中 ± 20deg/s の範囲内で振動している。

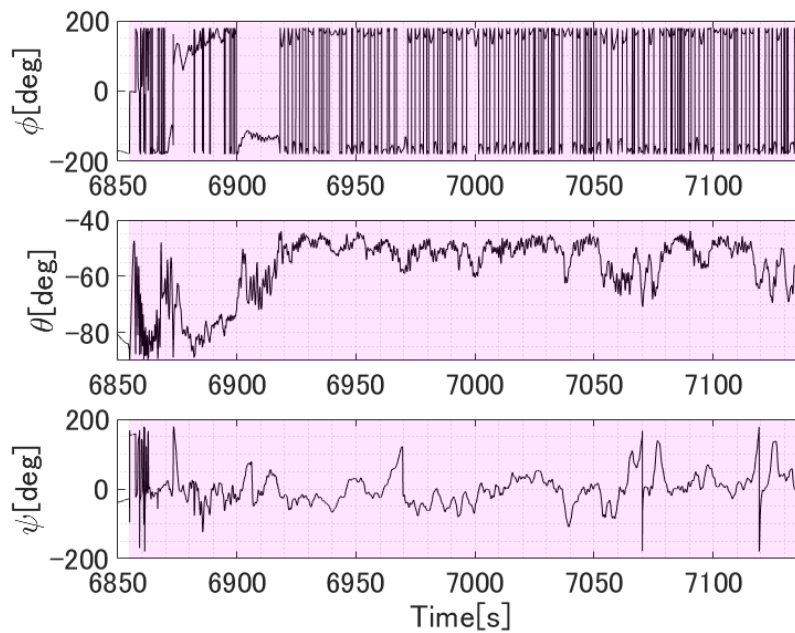


図 C.18 オイラー角 時間履歴データ (パラシュート降下中)

図 C.18 はパラシュート降下中の IMU センサの姿勢角 (オイラー角) 出力の時間履歴データを示している。ピッチ角は気球分離直後に -90deg から -50deg 程度まで変化し、その後、 -90deg に戻っている。IAS が 18m/s 程度で安定となる 6890~6920 秒の区間ではピッチ角が徐々に増加していることが分かる。6900~6920 秒の区間ではピッチ角が -60deg 程度、ロール角が $-130\sim-120\text{deg}$ 程度で安定している。その後、UAV とパラシュートの釣り合い位置が変化した 6920 秒付近以降ではピッチ角が -50deg 、ロール角が 180deg で安定している。ピッチ角 -50deg の背面飛行状態で降下していたと考えられる。

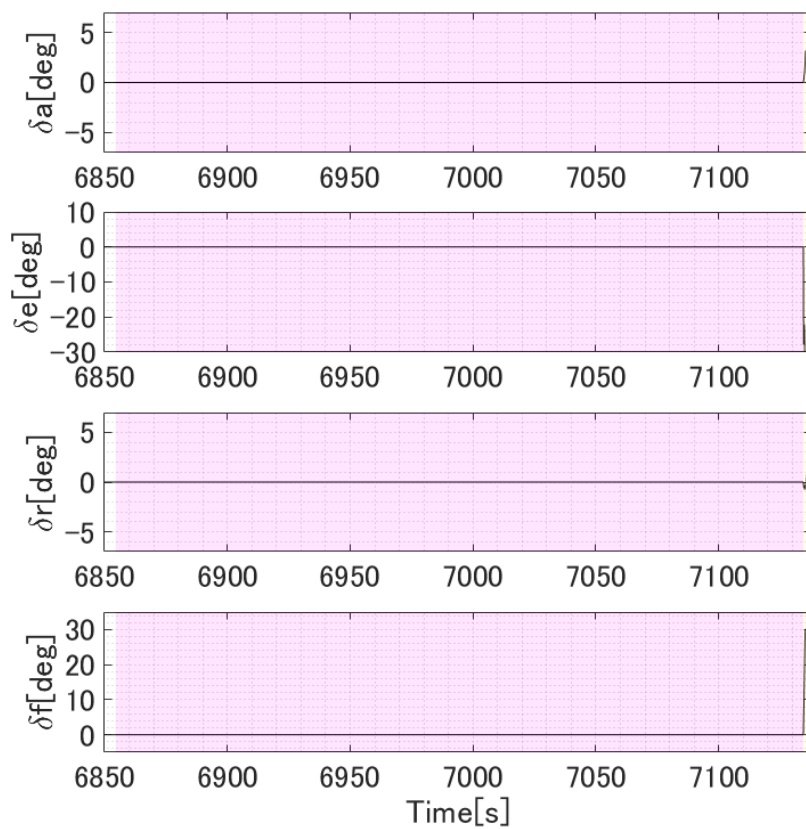


図 C.19 舵角 時間履歴データ (パラシュート降下中)

図 C.19 はパラシュート降下中の UAV の舵角コマンドの時間履歴データを示している。全舵角動いていないことが確認できる。

C.4 引き起こしモード中

次に引き起こしモード中のデータについて示す。

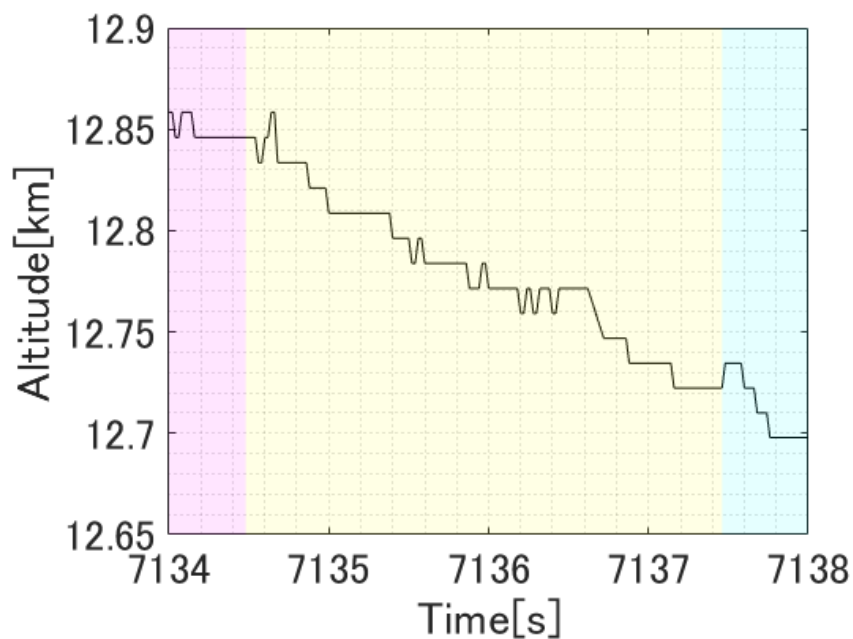


図 C.20 気圧高度時間履歴データ (引き起こしモード中)

図 C.20 は引き起こしモード中の気圧高度の時間履歴データを示している。高度 12.85km から 12.7km まで降下している。

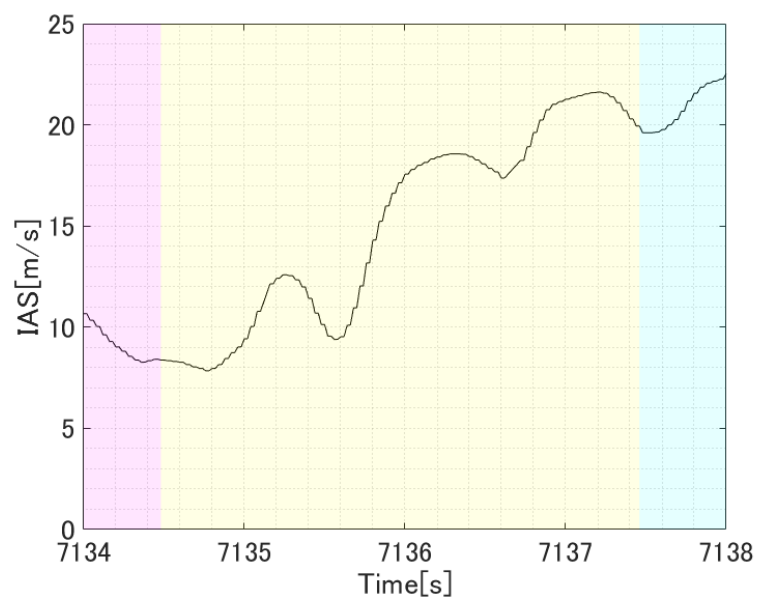


図 C.21 Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (引き起こしモード中)

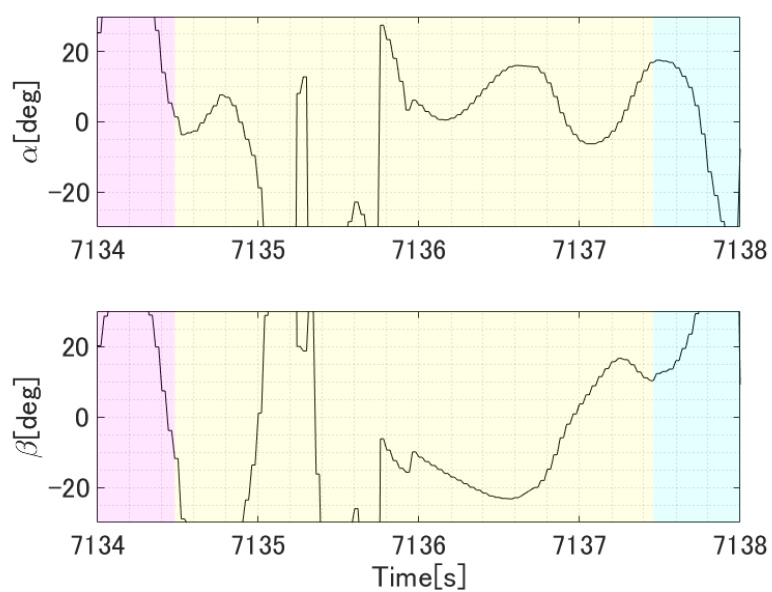


図 C.22 Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (引き起こしモード中)

図 C.21 は引き起こしモード中の指示対気速度 (IAS) の時間履歴データを示し、図 C.22 はパラシュート降下中の迎角及び横滑り角の時間履歴データを示している。パラシュート分離時に IAS7m/s 程度であったが引き起こし完了時には IAS20m/s 程度となっている。迎角 α はパラシュート分離時は 0deg 程度であったが、7135～7135.8 秒の区間では迎角が負となっている区間が存在する。迎角センサとして五孔ピトー静圧管を使用している。この五孔ピトー静圧管は 5m/s 間隔で動圧で較正を行っているが、較正した動圧間の値には大きく誤差がでることが確認されている。7135～7135.8 秒の区間はデータとしての信頼性が低い、7135.8 秒以降は迎角 0～15deg の範囲であることが分かる。

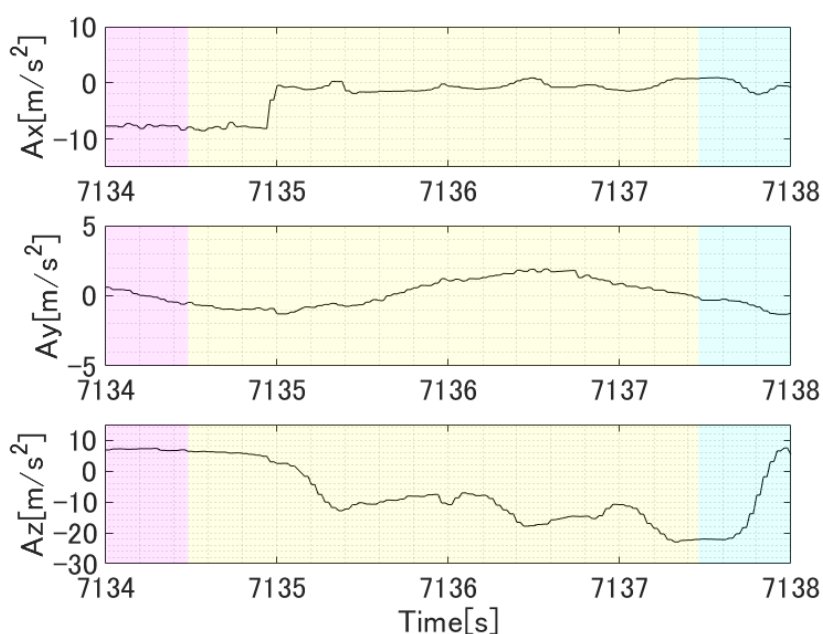


図 C.23 加速度 時間履歴データ (引き起こしモード中)

図 C.16 はパラシュート降下中の IMU センサの加速度出力の時間履歴データを示している。7135 秒付近で A_x が -8m/s^2 から 0m/s^2 に変化している。この時、パラシュートが分離されたと考えられる。 A_z は 7135 秒のパラシュート分離後に 5m/s^2 付近から減少していき、引き起こしが完了するまでに -20m/s^2 程度までに変化している。

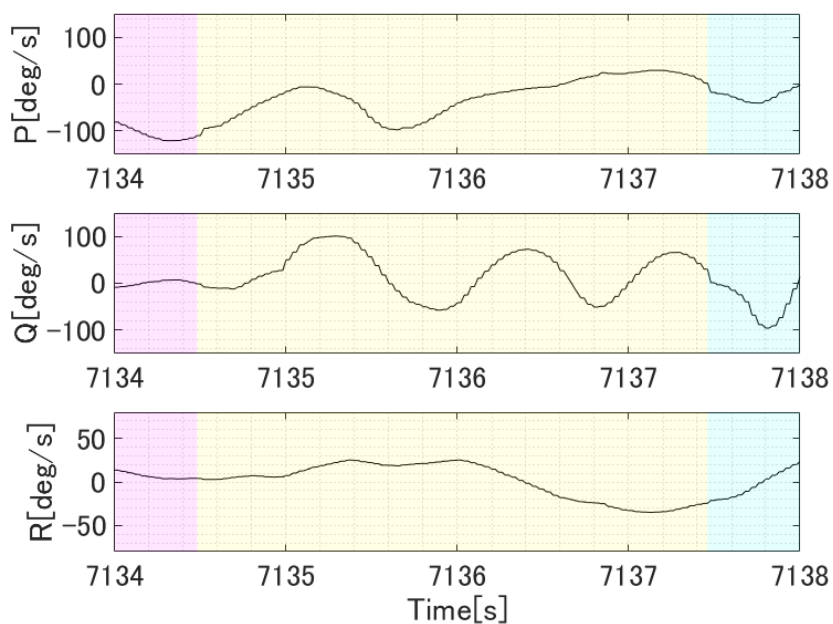


図 C.24 角速度 時間履歴データ (引き起こしモード中)

図 C.24 は引き起こしモード中の IMU センサの角速度出力の時間履歴データを示している。引き起こし中のロール角速度は-100deg/s～20deg/s 程度、ヨー角速度は-40～20deg/s 程度である。ピッチング角速度は分離直後に上昇し、100deg/s 程度となり、その後はピッチング角速度は振動しつつ、平均的には 40～50deg/s 程度でピッチアップしていることが分かる。

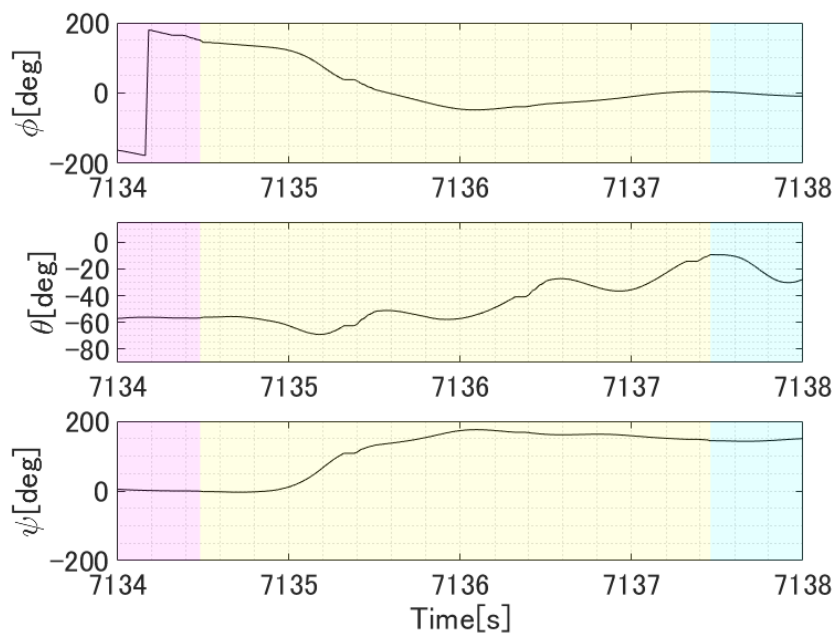


図 C.25 オイラー角 時間履歴データ (引き起こしモード中)

図 C.25 は引き起こしモード中の IMU センサの姿勢角 (オイラー角) 出力の時間履歴データを示している。ピッチ角はパラシュート分離直後に、-50deg から-60deg まで一時的に減少したもののその後は、徐々に上昇し、ピッチ角-10deg となり引き起こしを完了している。方位角はパラシュート分離後に 0deg から 180deg に変化しており、背面状態から引き起こしが行われたと考えられる。

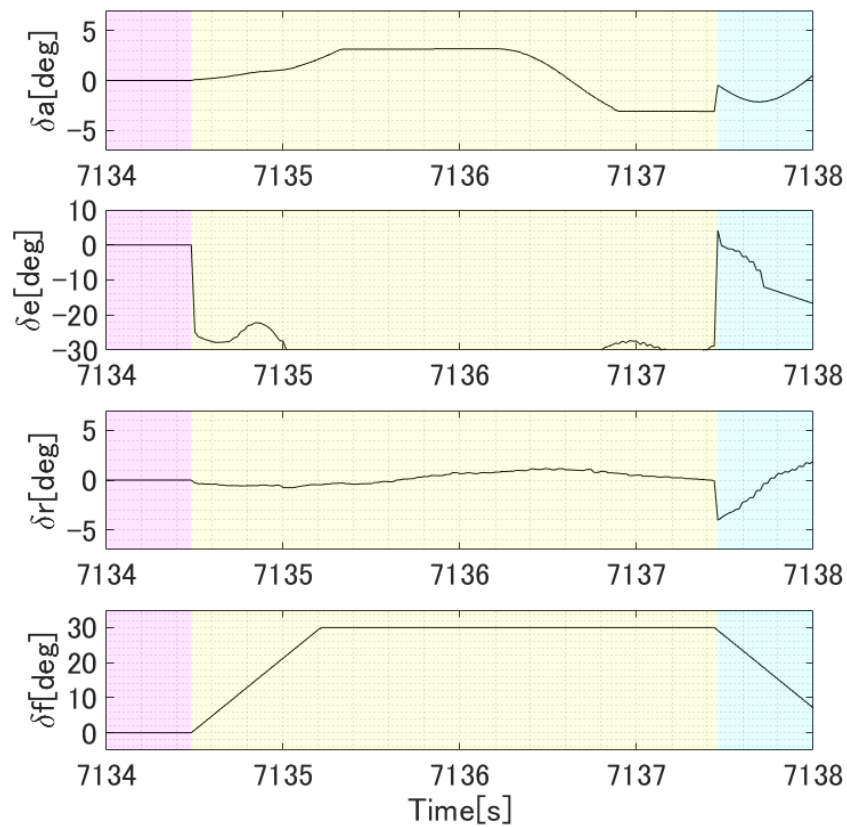


図 C.26 舵角 時間履歴データ (引き起こしモード中)

図 C.26 は引き起こしモード中の UAV の舵角コマンドの時間履歴データを示している。引き起こしモードに入った直後からフラップが徐々に動き 0deg から 30deg に変化している。エレベータ舵角は -40deg ~ -20deg の範囲で使用されている。1 秒以上エレベータフルアップ ($\delta e = -40\text{deg}$) となっている。プルアップが完了した後にフラップは徐々に 30deg から 0deg に戻るコマンドが送られている。

C.5 滑空モード中

最後に滑空モード中のデータを示す.

C.5.1 滑空モード中の制御則

南極で実施した MPSB 試験時の縦の制御則には Total Energy Control System (TECS) ではなく, 図 C.27 に示すようなピッチ角制御を用いていた. インナーループにピッチダンパーが組み込まれ, ピッチ角フィードバックに PI 制御を実施している. ピッチ角のコマンドは予め予想されたピッチ角と速度の関係を元に決定する. 予め予想されたピッチ角と速度の関係に誤差があった場合に, ピッチ角コマンドを修正するため, 速度偏差の積分値を用いる. 速度偏差の積分を行う際には, ピッチ角が安定している必要がある. そのため, 速度偏差の積分を行う条件として, ピッチ角の偏差の二乗とピッチ角速度の二乗の和が一定値以下の時のみという制限を入れた. また, ピッチ角を維持するためにピッチ角が著しく減少 (ピッチ角コマンド-10deg) または増加 (ピッチ角コマンド+10deg) した際に, ピッチ角コマンドに近づけるために, ピッチ角がコマンドより増加している場合は, ピッチ角を減少させる方向に, ピッチ角がコマンドより減少している場合は, ピッチ角を増加させる方向にエレベータを作動させる仕組みが入っている.

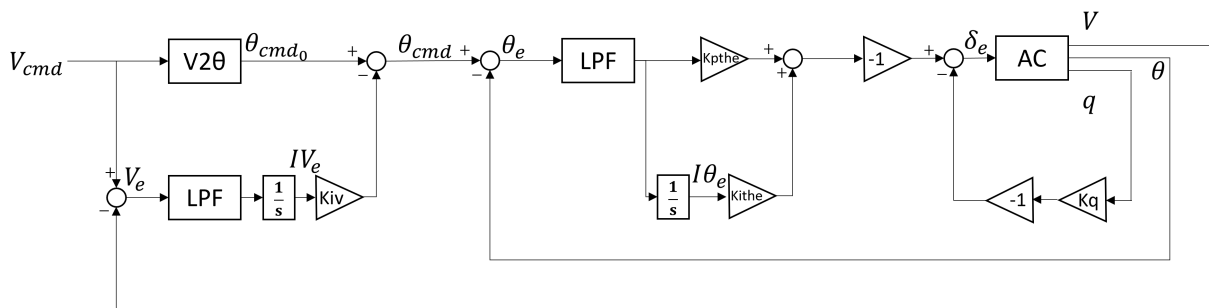


図 C.27 滑空モード中の制御則のブロック線図

C.5.2 滑空モード中の飛行データ

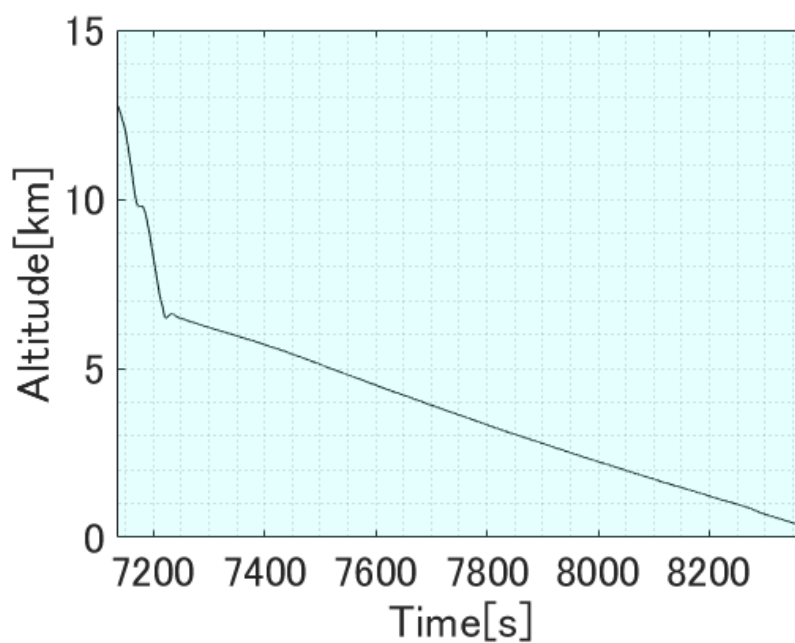


図 C.28 気圧高度時間履歴データ (滑空モード中)

図 C.28 は滑空モード中の気圧高度の時間履歴データを示している。高度 12km から高度 6km 程度まで急激に降下 (降下速度 80m/s 程度) し、その後は降下速度が緩やか (5.5m/s 程度) になっていることが分かる。

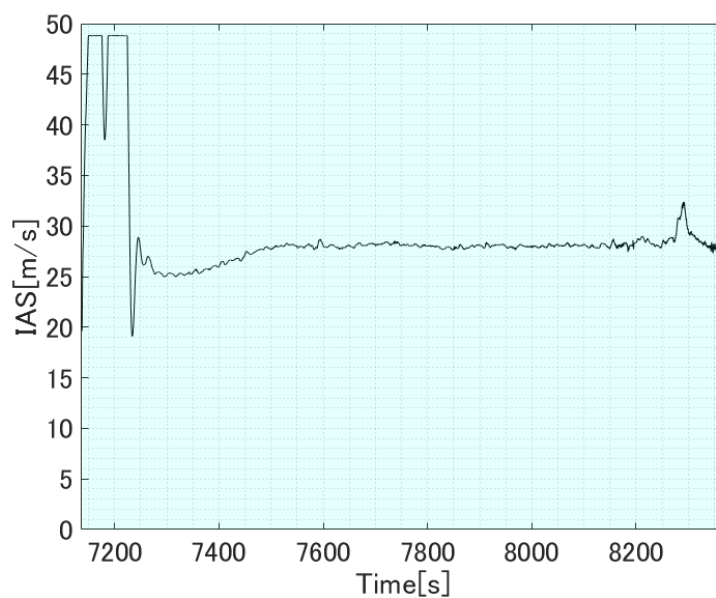


図 C.29 Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (滑空モード中)

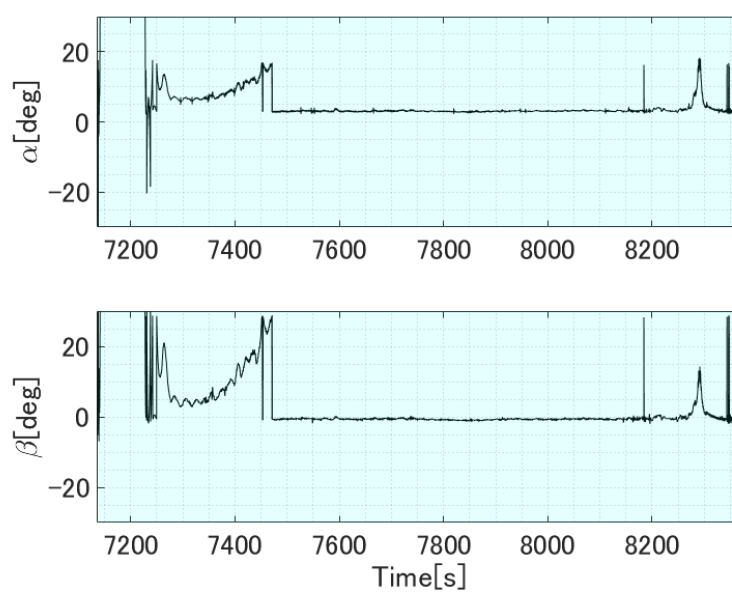


図 C.30 Indicated Air Speed (IAS) 時間履歴データ (滑空モード中)

図 C.29 は滑空モード中の指示対気速度 (IAS) の時間履歴データを示し、図 C.30 はパラシュート降下中の迎角及び横滑り角の時間履歴データを示している。引き起こし完了後に IAS が増加していき 50m/s 近くの値が測定されている。7150 秒から 7230 秒にかけて IAS が 48m/s 程度で一定値となっている区間が存在するが、この区間は動圧測定用の微差圧センサの定格を超えているため、一定の値となっている。

迎角、横滑り角については 7150 秒から 7230 秒にかけては動圧が非常に大きく微差圧センサの定格を超えているため、五孔ピトー静圧管による測定ができていない。7250 秒近辺から IAS が 25~30m/s となり安定している。迎角、横滑り角については 7400 秒から 7460 秒の区間で迎角、横滑り角の値が増加しているが、五孔ピトー静圧管の較正が行われた IAS25m/s と IAS30m/s の間に位置し、測定精度が悪い区間である。7460 秒付近で速度帯が変化し値が大きく変化している。7500 秒以降は迎角 3deg 程度、横滑り角 0deg 程度で安定して飛行している。

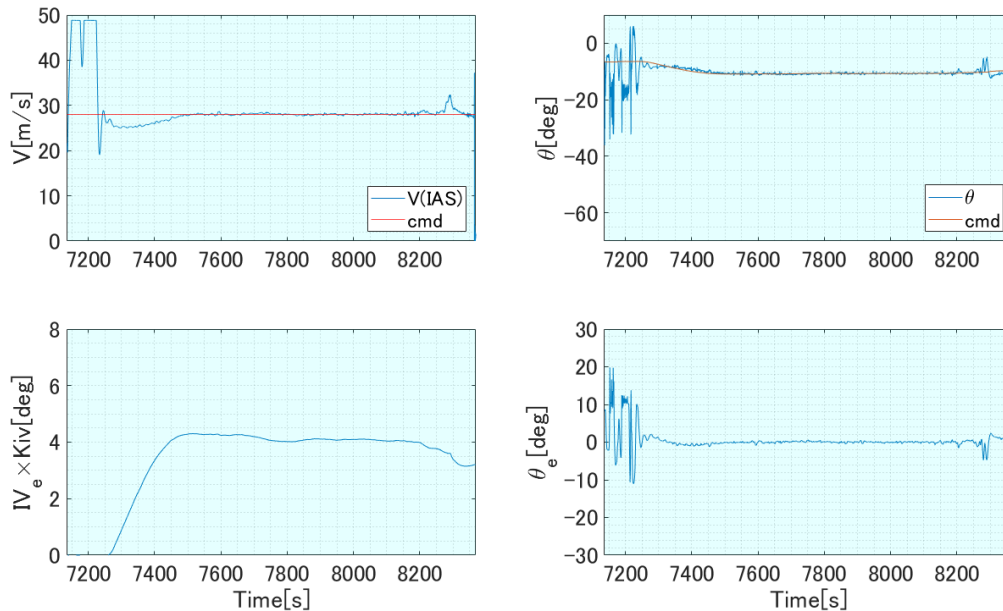


図 C.31 滑空モード中の縦運動の制御に関する値の時間履歴データ、

図 C.31 は滑空モード中の指示対気速度 IAS、ピッチ角 (θ)、速度偏差の積分値 (IV_e)、ピッチ角偏差 (θ_e) の時間履歴データを示している。赤色線は速度コマンド、ピッチ角コマンドをそれぞれ示している。速度偏差の積分値 (IV_e) はピッチ角が安定した 7250 秒付近から増加していることが分かる。ピッチ角コマンドも IV_e の増加に従い変化し、ピッチ角もピッチ角コマンドに追従していることが分かる。7500 秒付近で速度コマンドに速度が追従し、その後は安定した飛行を行っている。

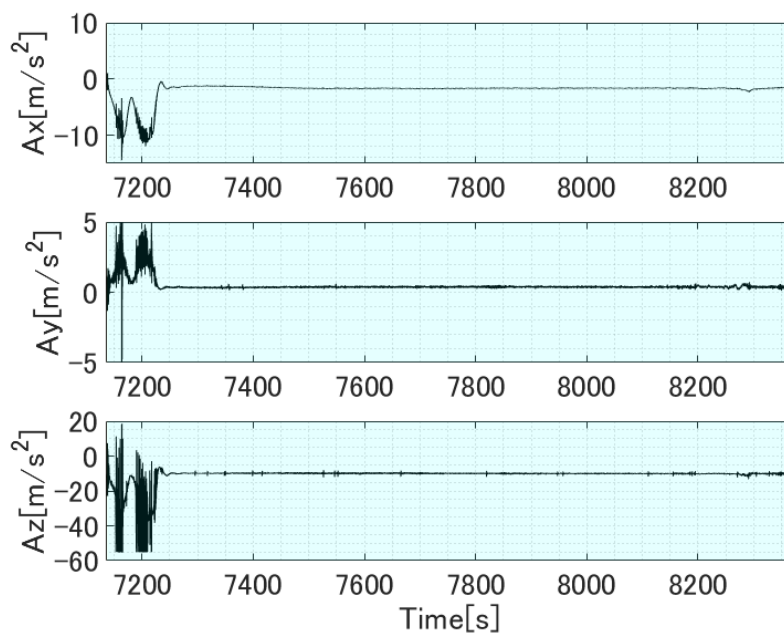


図 C.32 加速度 時間履歴データ (滑空モード中)

図 C.32 は滑空モード中の IMU センサの加速度出力の時間履歴データを示している。滑空開始から安定した飛行を開始する 7250 秒付近までは、加速度は IAS の増加と連動して変化している。IAS の増加に従い、Ax は 0m/s^2 から -10m/s^2 に変化している。これは速度増加に従い、UAV の抗力が増加していることを示している。また、Az は、IAS の増加に従い -10m/s^2 から -50m/s^2 まで変化している。これは速度増加に従い、UAV の揚力が増加していることを示している。さらに Az は、加速度センサの定格 (-50m/s^2 程度) を超えている。飛行速度が安定した 7500 秒以降は、Ax が -2m/s^2 程度、Az が -10m/s^2 程度で安定している。

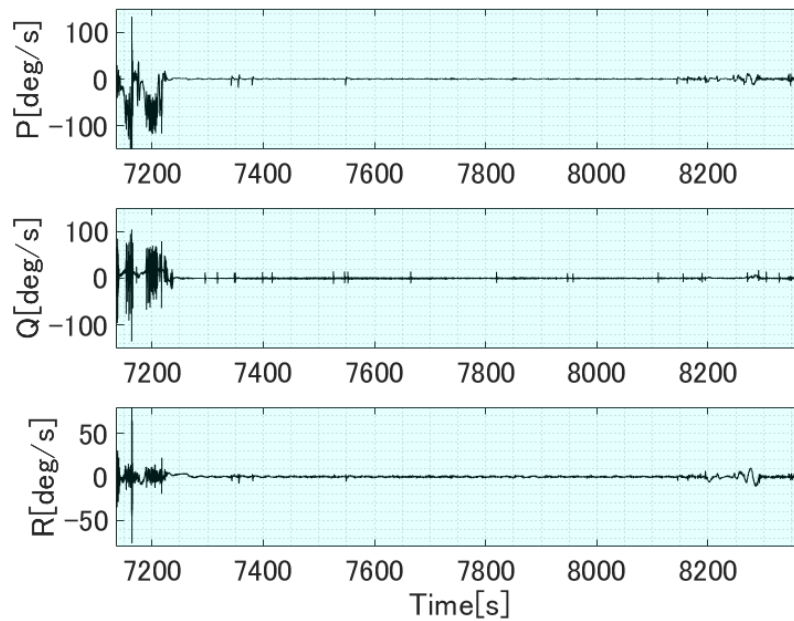


図 C.33 角速度 時間履歴データ (滑空モード中)

図 C.33 は滑空モード中の IMU センサの角速度出力の時間履歴データを示している。速度が増加しているタイミングで角速度も振動していることが分かる。ロール角速度は -100 deg/s 程度となっており、速度増加時は左にロールしていたことが分かる。また、ピッチ角速度は速度増加時に $\pm 100 \text{ deg/s}$ の範囲内で振動している。ピッチ角が著しく変化したために、ピッチ角維持のためにエレベータが作動し大きなピッチ角速度が生じている。ヨー角速度についても速度増加時に $\pm 120 \text{ deg/s}$ 程度の範囲で振動している。7250 秒以降はすべての角速度が 0 deg/s 付近で安定している。

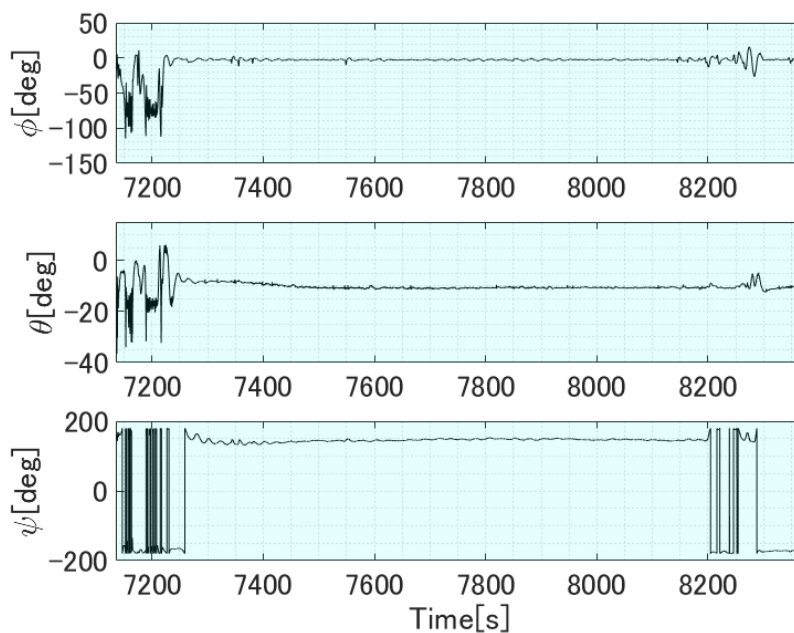


図 C.34 オイラー角 時間履歴データ (滑空モード中)

図 C.34 は滑空モード中の IMU センサの姿勢角 (オイラー角) 出力の時間履歴データを示している。滑空開始後の速度が増加していたタイミングでバンク角は-50~-100deg 程度となっている。図 C.4 でロール角速度が負となり左にロールしていたことと整合する。また、ピッチ角は-20deg 程度を記録している。ピッチ角コマンド $\pm 10\text{deg}$ よりピッチ角が増加もしくは、減少した際にピッチ角を維持する仕組みが機能していることがわかる。7250 秒後は安定している。ピッチ角は 7250 秒から 7500 秒にかけてピッチ角コマンドが修正されるに従い、緩やかに変化していることがわかる。

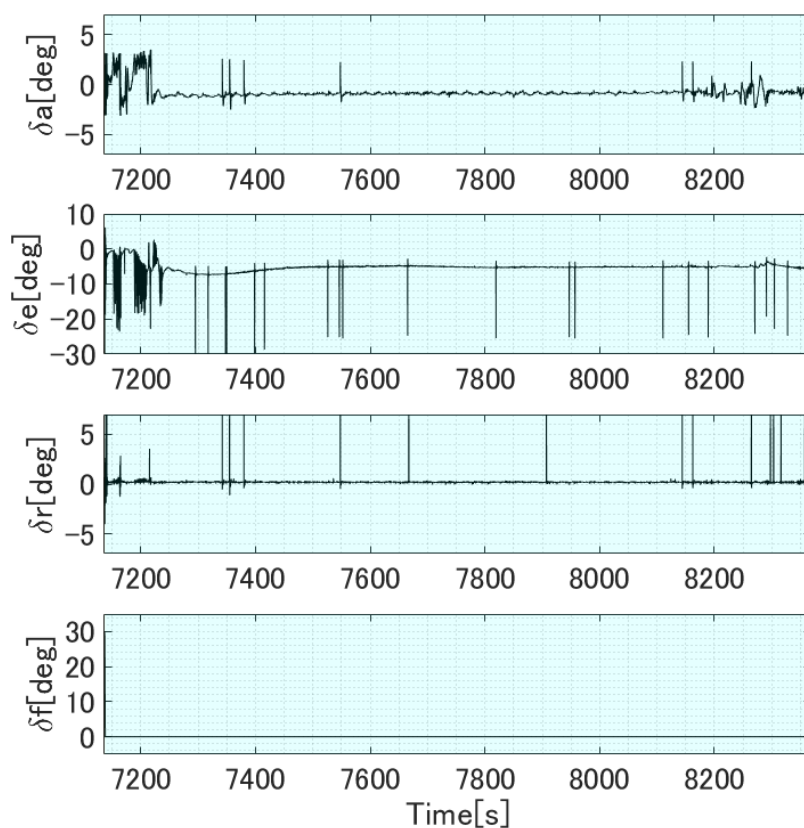


図 C.35 舵角 時間履歴データ (滑空モード中)

図 C.35 は滑空モード中の UAV の舵角コマンドの時間履歴データを示している。速度増加時にエルロンが +3deg 程度動いていることが分かる。速度増加時に生じていた左にロールしていた現象はこの舵角コマンドによるものと考えられる。また、速度増加時にはエレベータが -20deg 程度まで動いている。ピッチ角を維持するためのコマンドである。エレベータ舵角は速度が安定している 7500 秒以降は -5deg となっていることから本来のトリム舵角と初期のトリム舵角に差があったことが分かる。ラダーに関しては大きな動きは見られず、フラップの舵角は 0deg で一定である。滑空モード中に不定期に舵角コマンドにノイズが入っていることも確認できる。

Appendix D 使用微係数について

使用した微係数について説明する．

風洞試験，MPSB 試験，DATCOM 推算値を参考に決定した．

D.1 静的微係数

迎角，横滑り角による静的微係数については，飛行試験及び風洞試験で推定した値を用いることとした．これらの微係数は高度 0km, 15km, 24km, 33km に相当するデータを取得している．レイノルズ数をパラメータとして，これら 4 点の値を線形近似した直線で各レイノルズ数における微係数として扱うこととした．例として， C_{L_0} について示す．図 D.1 は高度 0km, 15km, 24km, 33km での飛行状態に相当するレイノルズ数で取得されたデータである．青色は通常の飛行試験で取得されたデータであり，オレンジ色で示すデータは風洞試験で取得されたデータである．図 D.2 に示すデータは図 D.1 で示したデータを青色点で示している．横軸はレイノルズ数表示に変換している．図 D.2 のオレンジ線は最小二乗法を用いて線形近似した直線である．各レイノルズ数に対応する微係数としてこの近似線を用いている．図 D.3 ～図 D.20 は C_{L_α} , C_{D_0} , C_{D_α} , $C_{D_{\alpha^2}}$, C_{m_0} , C_{m_α} , C_{Y_β} , C_{l_β} , C_{n_β} について同様に示したグラフである．

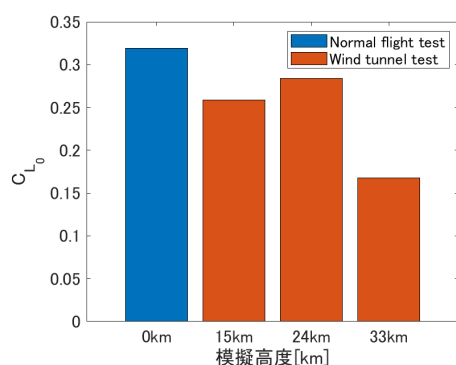


図 D.1 C_{L_0} 高度ごと比較

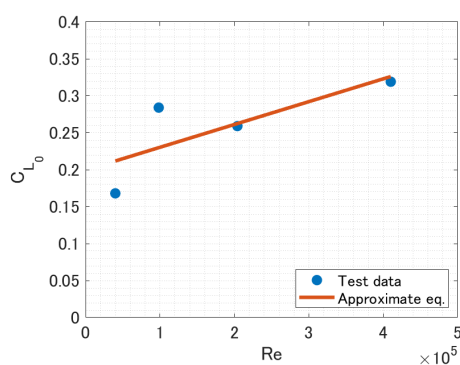
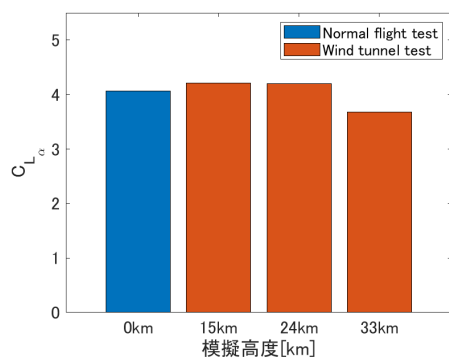
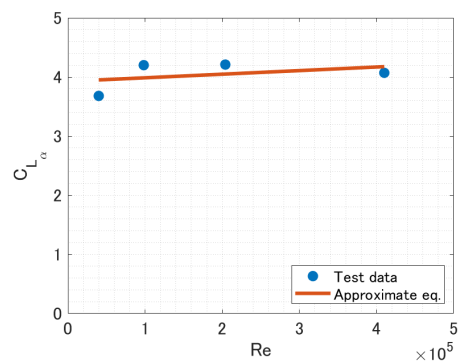
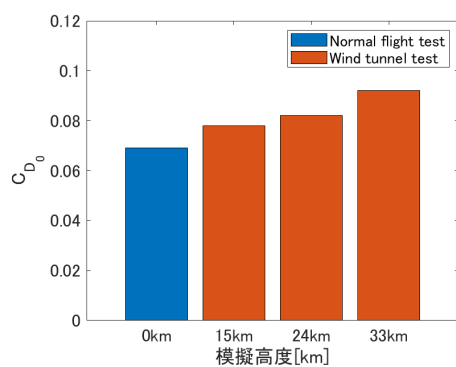
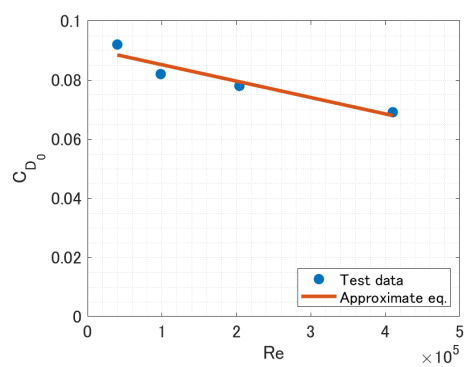
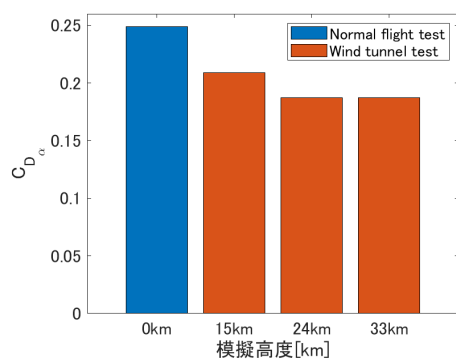
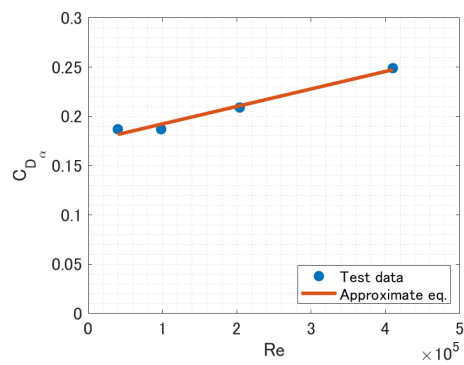
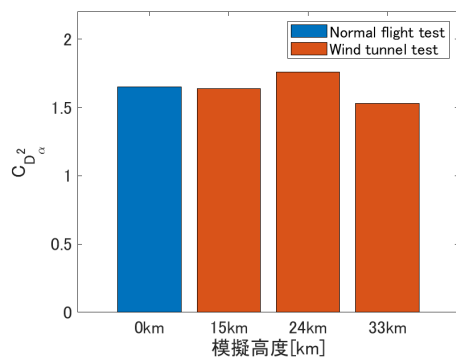
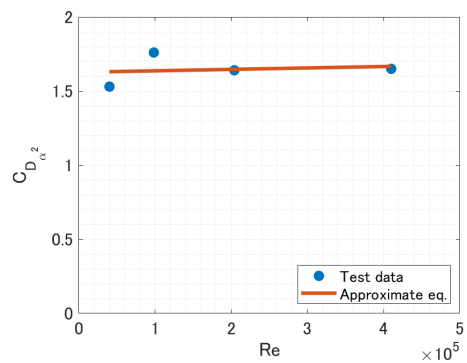
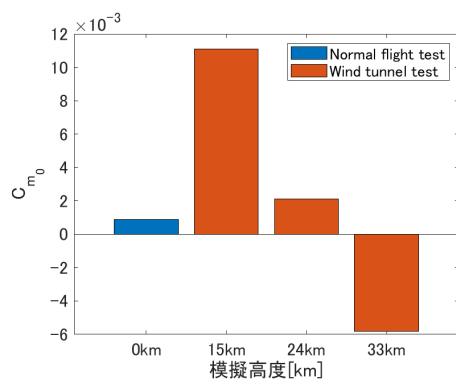
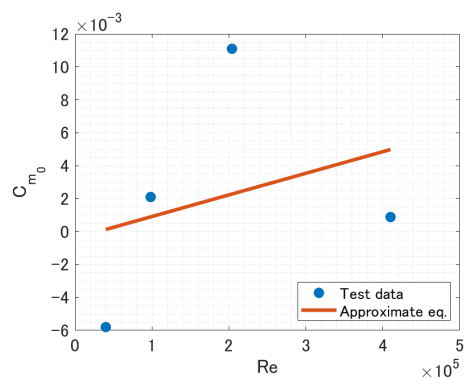
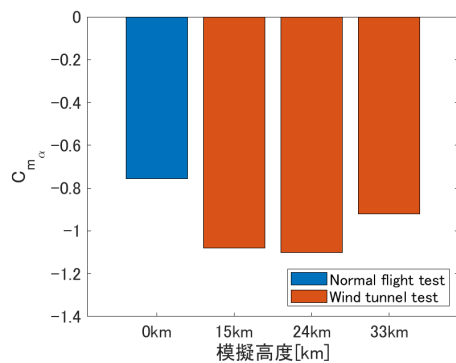
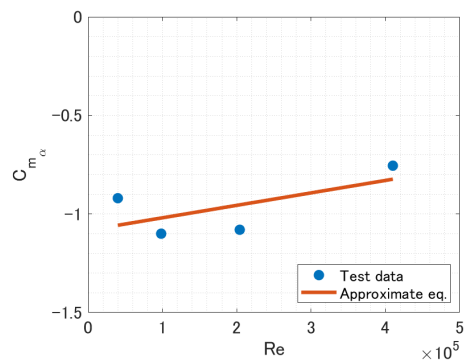
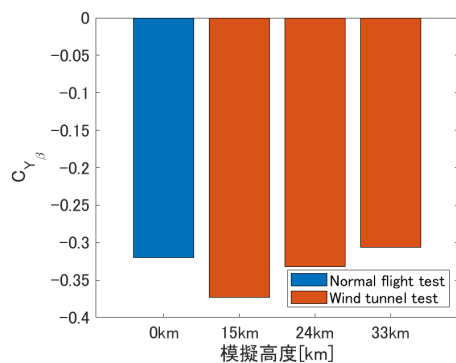
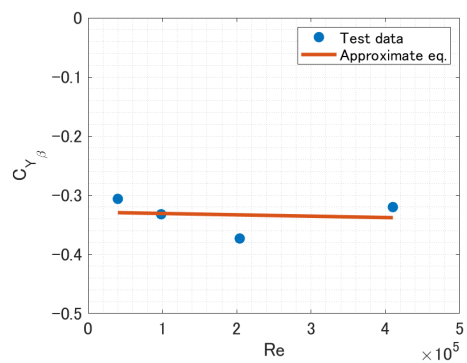
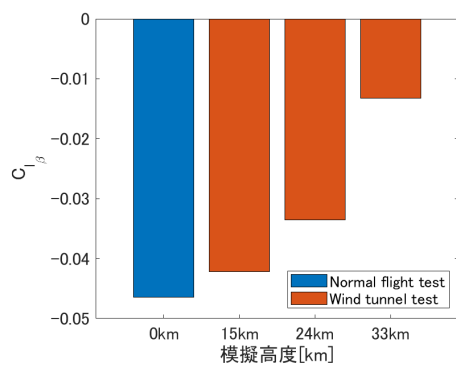
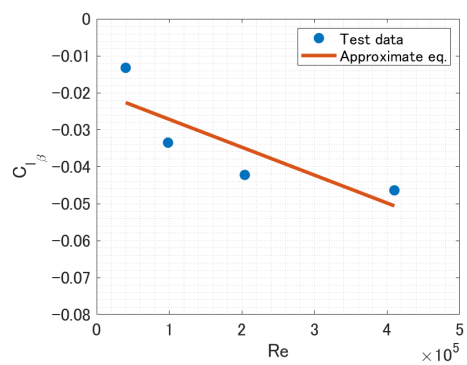
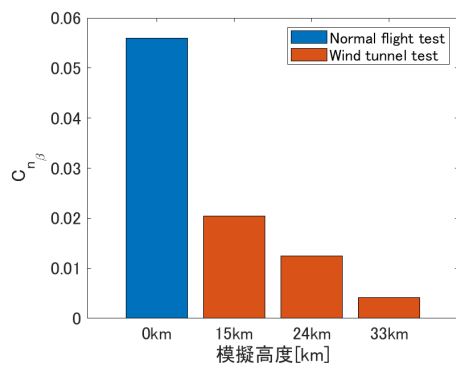
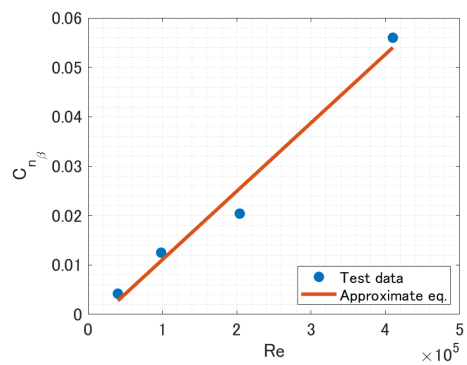


図 D.2 C_{L_0} 近似式

図 D.3 $C_{L\alpha}$ 高度ごと比較図 D.4 $C_{L\alpha}$ 近似式図 D.5 C_{D0} 高度ごと比較図 D.6 C_{D0} 近似式図 D.7 $C_{D\alpha}$ 高度ごと比較図 D.8 $C_{D\alpha}$ 近似式

図 D.9 $C_{D_{\alpha^2}}$ 高度ごと比較図 D.10 $C_{D_{\alpha^2}}$ 近似式図 D.11 C_{m_0} 高度ごと比較図 D.12 C_{m_0} 近似式図 D.13 $C_{m_{\alpha}}$ 高度ごと比較図 D.14 $C_{m_{\alpha}}$ 近似式

図 D.15 $C_{Y_{\beta}}$ 高度ごと比較図 D.16 $C_{Y_{\beta}}$ 近似式図 D.17 $C_{l_{\beta}}$ 高度ごと比較図 D.18 $C_{l_{\beta}}$ 近似式図 D.19 $C_{n_{\beta}}$ 高度ごと比較図 D.20 $C_{n_{\beta}}$ 近似式

D.2 動的微係数

D.2.1 風洞試験で測定を実施した微係数

動的な微係数のうち風洞試験で実施できた微係数については，風洞試験にて推定した値と DATCOM⁵¹⁾を用いて推定した微係数のレイノルズ数変化に対する変化傾向より決定した．図 D.21 は風洞試験及び DATCOM で推定した C_{mq} を利用して，微係数を決定した方法について示している．横軸にレイノルズ数 Re を示し，縦軸に微係数の値 $C_{mq}^{E\sigma}$ を示している．赤丸が風洞試験データ（高度 15,19,24km 相当）を示し，青丸が DATCOM を用いて推定したデータ（高度 15,19,24km 相当）を示している．細い赤実線は風洞試験データ 3 点（高度 15,19,24km 相当）の平均を示し，細い青実線は DATCOM データ 3 点（高度 15,19,24km 相当）の平均値を示している．太い青色実線は DATCOM を用いて推定した高度 0km～26km までの推定値である．高度 26km より高い高度のレイノルズ数領域では DATCOM で対応できず計算できていない．DATCOM データをレイノルズ数をパラメータとして近似式を計算し高度 26km より高い高度での DATCOM データの外挿を行った．青色破線が外挿したデータを示している．この高度 0km～26km までの DATCOM データ及び高度 26km～33km までの外挿データと風洞試験データの 3 点平均と DATCOM データの 3 点平均の比を用いて使用する微係数を決定した．

C_{Yp} , C_{lp} , C_{lr} , C_{nr} に関しても同様に実施した．図 D.22～図 D.25 に C_{mq} 同様の図を示す．

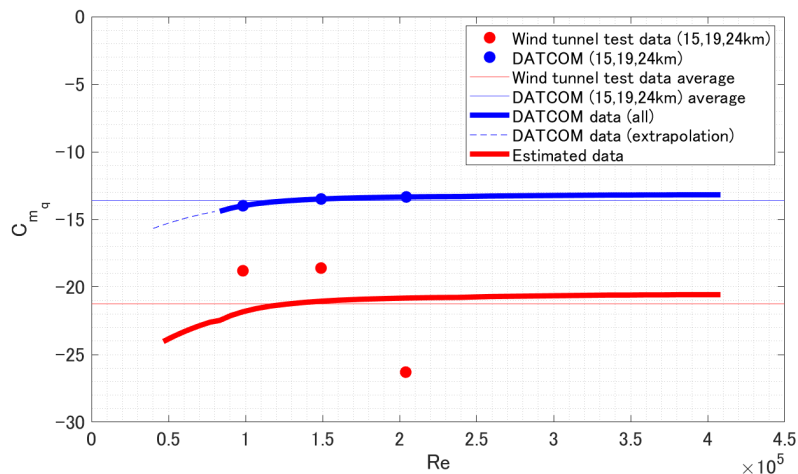
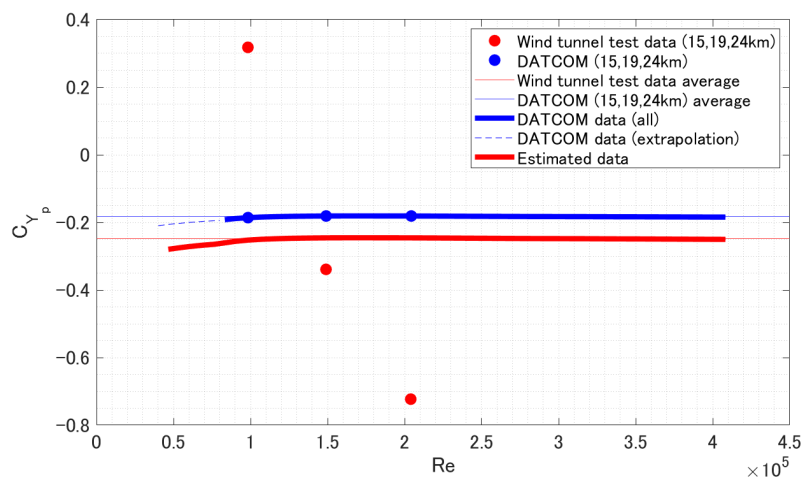
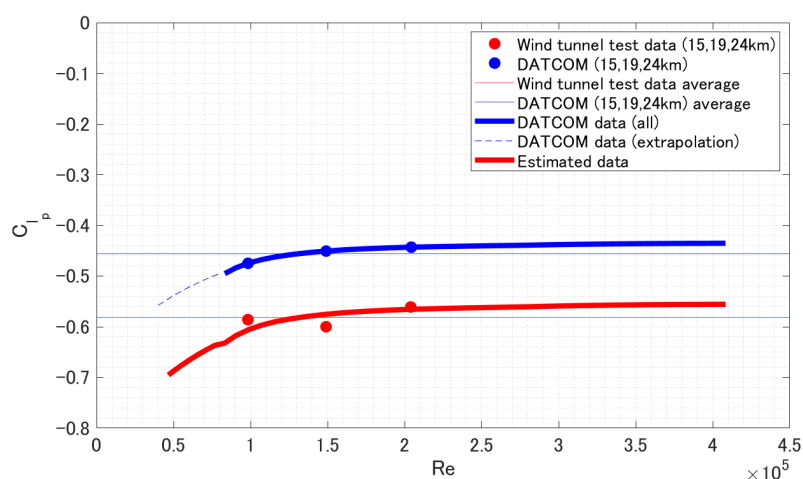
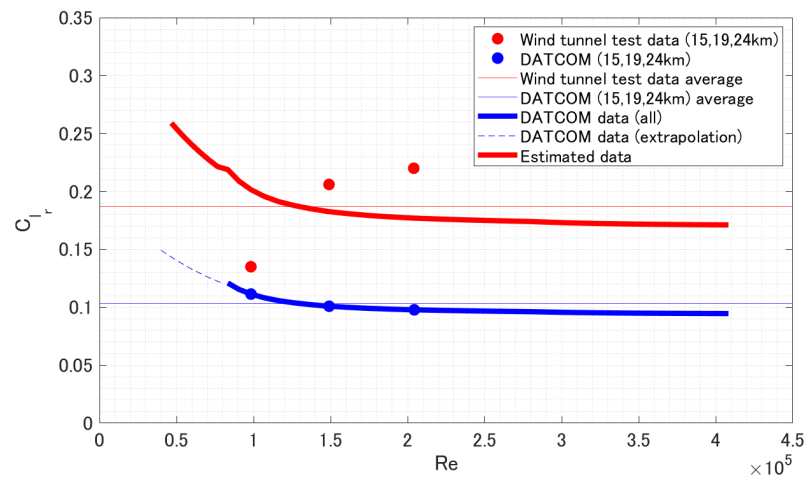
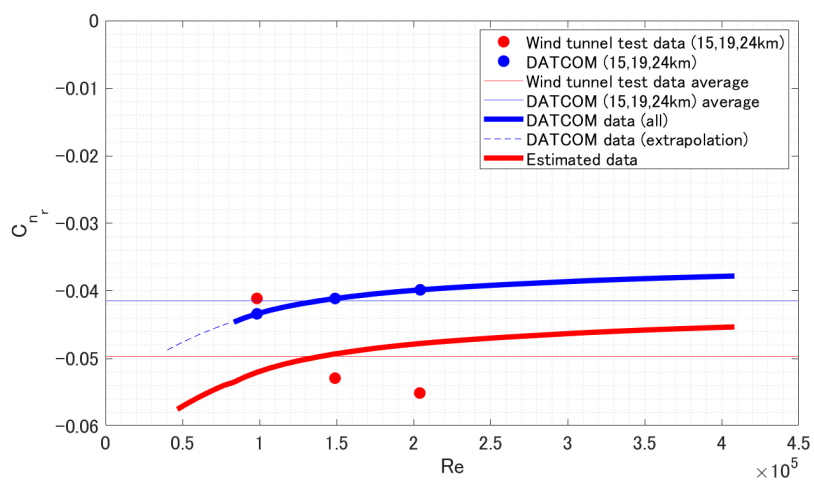


図 D.21 C_{mq}

図 D.22 C_{Y_p} 図 D.23 C_{l_p}

C_{Y_r} に関して

C_{Y_r} は風洞試験データを取得したものの比較対象となる推定値が DATCOM より計算されないため、風洞試験にて推定できた他の動的微係数と DATCOM にて推定された値の関係から推定を試みた。図 D.26 は C_{m_q} , C_{Y_p} , C_{l_p} , C_{l_r} , C_{n_r} の DATCOM にて推定した高度 15km, 19km, 24km での飛行状態に相当する微係数の平均値を 1 とした時の DATCOM データの値を示している。赤太線は 5 つの微係数の平均値である。風洞試験で取得した微係数と DATCOM で推定した微係数の関係が図 D.26 のような関係になると仮定して、 C_{Y_r} のレイノルズ数変化に対する微係数変化を示した図が図 D.27 である。赤点が風洞試験にて推定して C_{Y_r} であり、細い赤線がこの 3 点の平均値を示している。この平均値に図 D.26 の赤線をレイノ

図 D.24 C_{L_r} 図 D.25 C_{n_r}

ルズ数変化に対応させて推定した C_{Y_r} の値が図 D.27 の太い赤線で示す値である。

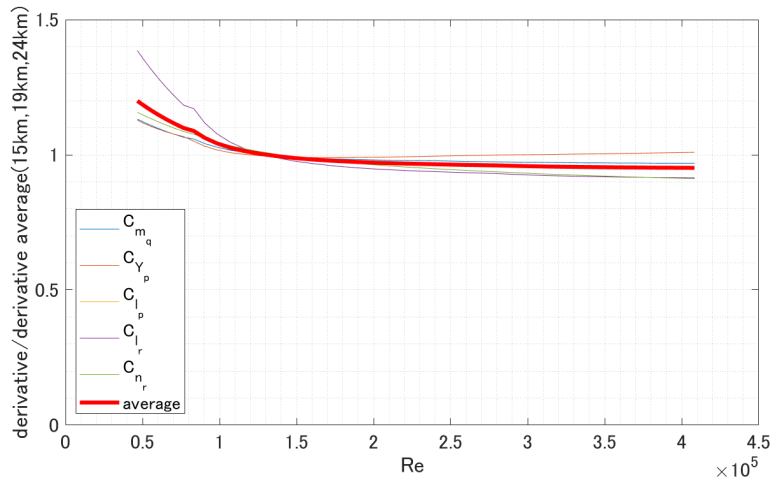
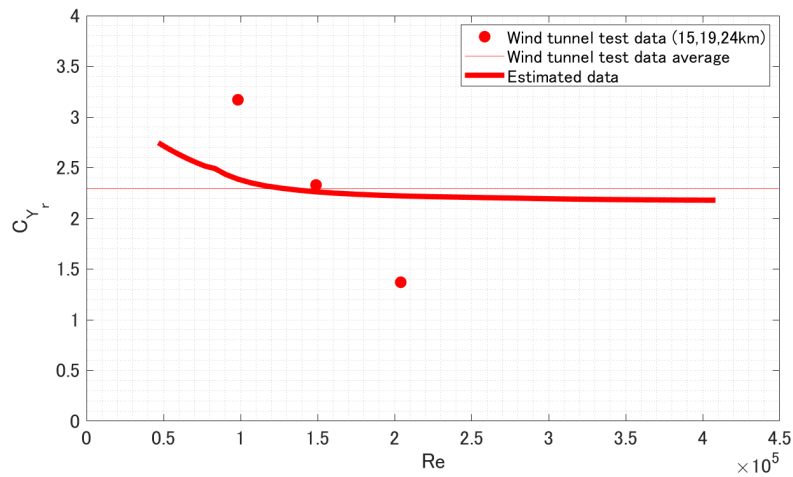


図 D.26 動的微係数の風洞試験と DATCOM との比

図 D.27 C_{Y_r}

C_{n_p} に関して

C_{n_p} も他の動的微係数同様に DATCOM のデータから推定を行おうと考えたが、図 D.28 に示すように DATCOM の C_{n_p} の値はレイノルズ数変化により符号が入れ替わるため、上に示した方法を用いるのは適切ではないと考えられる。図 D.29 に使用する微係数の値を決定する際に用いた図を示す。赤点が風洞試験にて推定した値、青実線が高度 15km と 24km の DATCOM データを結ぶ線を示し、青色点線が高度 0km と 15km の DATCOM データを結ぶ線を示し、青色破線が高度 24km と 33km の DATCOM データを結ぶ線を示している。赤色実線は風洞試験にて推定した値を最小二乗法を用いて作成した近似線である。この赤色実線と青色実線の二つの直線の傾きの比を用いて、風洞試験から推定した値の外挿を行った。外

挿して得られた直線が赤色点線と赤色破線である。

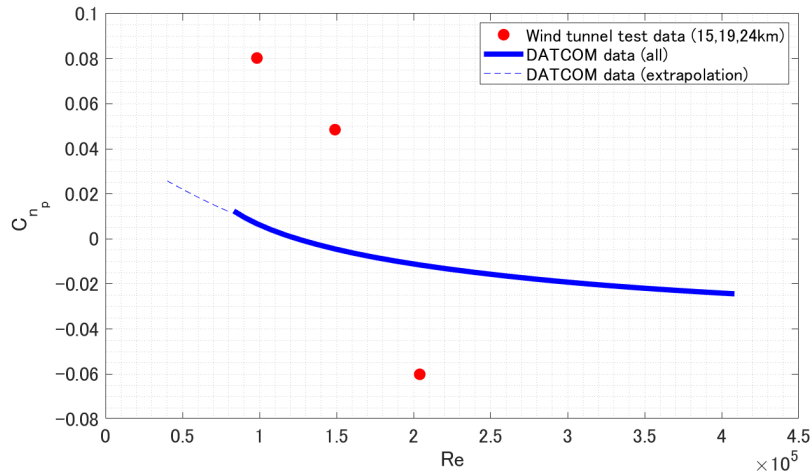


図 D.28 C_{np} 推定値 (風洞試験及び DATCOM)

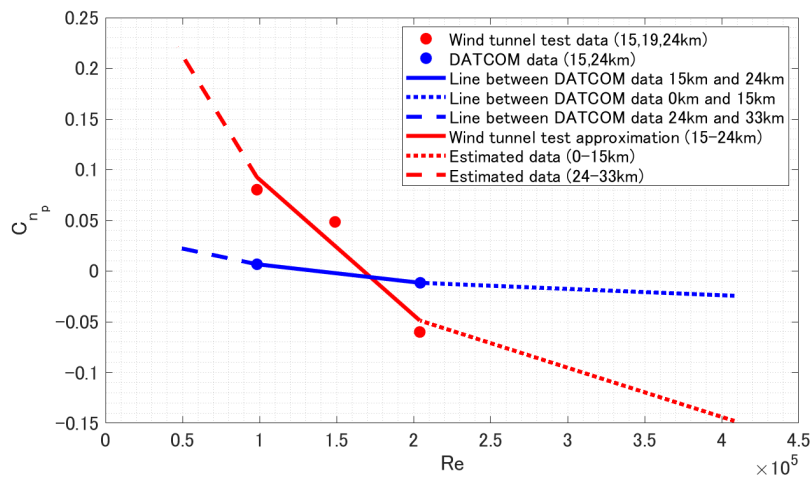


図 D.29 使用 C_{np} 決定図

D.2.2 風洞試験で測定されていない微係数

風洞試験で計測されていない C_{Lq} , $C_{L\dot{\alpha}}$, $C_{m\dot{\alpha}}$ については, C_{mq} , C_{Yp} , C_{lp} , C_{lr} , C_{nr} の風洞試験による推定値 (高度 15, 19, 24 km) の平均値と DATCOM による推定値 (高度 15, 19, 24 km) の平均値との比を用いた。表 D.1 に風洞試験データと DATCOM データの 3 点 (高度 15, 19, 24 km 相当) の平均値とその平均値のそれぞれの微係数での比を示す。このそれぞれの微係数の比の平均値を DATCOM データから使用する微係数への変化係数とした。図 D.30～図 D.32 に使用する微係数のレイノルズ数との関係を示す。各図の

赤色実線が使用する微係数である。

表 D.1 風洞試験データ, DATCOM データ (高度 15,19,24km 相当の平均値)

	C_{m_q}	C_{Y_p}	C_{l_p}	C_{l_r}	C_{n_r}
風洞試験データ平均値	-21.23	-0.248	-0.582	0.187	-0.0497
DATCOM データ平均値	-13.60	-0.182	-0.455	0.104	-0.0416
風洞試験 / DATCOM 平均値	1.56	1.35	1.27	1.79	1.19

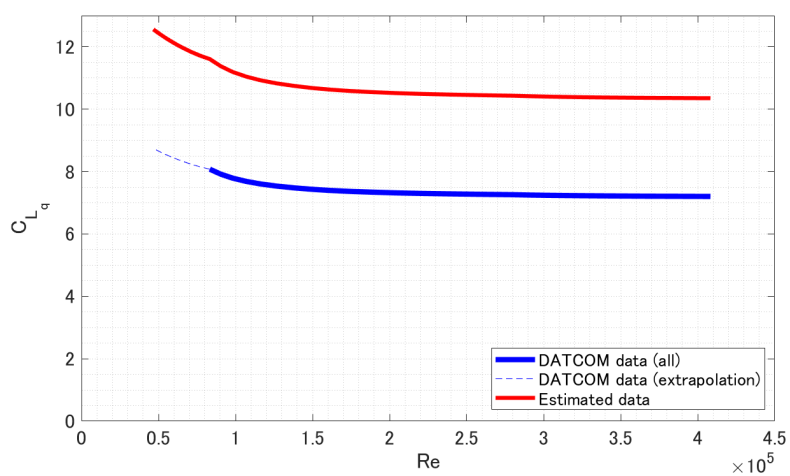
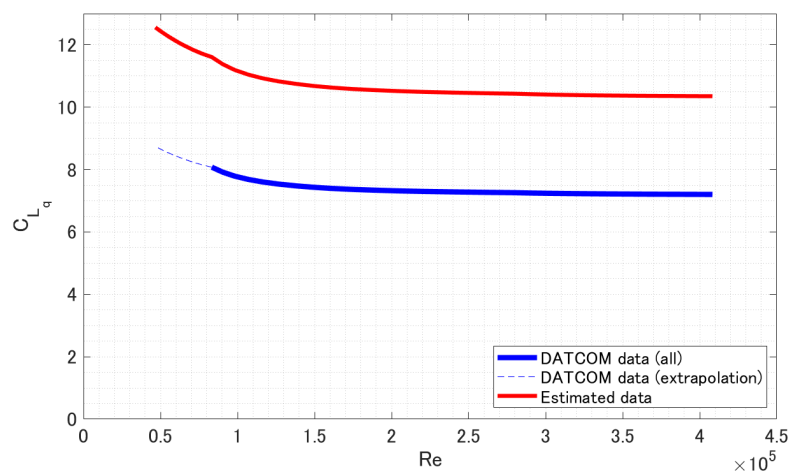
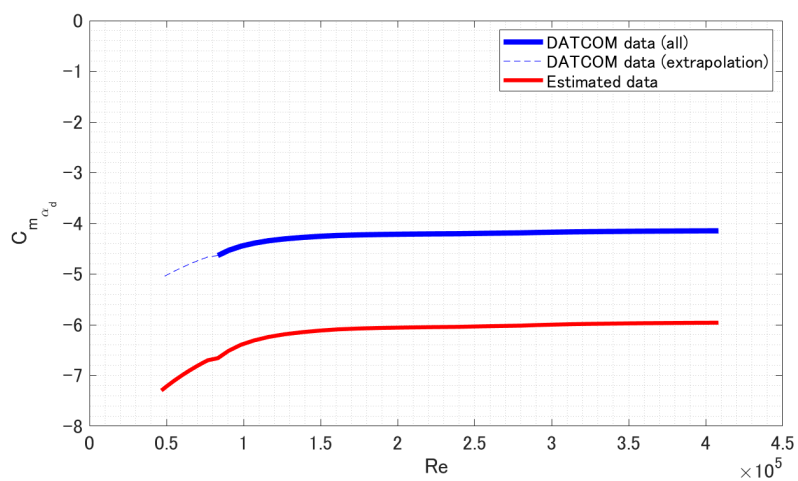


図 D.30 使用 C_{L_q} 決定図

図 D.31 使用 $C_{L_{\alpha}}$ 決定図図 D.32 使用 $C_{m_{\alpha}}$ 決定図

Appendix E 縦，横の誘導制御則について

について

機体の制御系に関する TECS, THCS についての詳細な説明を行う．参考文献^{44,52)}を参照した．

E.1 TECS

E.1.1 縦の誘導則

縦の制御側では加速度 $\dot{V}$ および経路角 Γ が指令値となっているが，実際の運用においては速度および高度を指定する方が運用しやすい．そこで以下のようにして速度指令値 V_{cmd} ，高度指令値 h_{cmd} から加速度指令値 $\dot{V}_{cmd}$ と経路角指令値 Γ_{cmd} への変換を行う．但し，経路角は小さいものと仮定する．

$$\dot{V}_{cmd} = K_v(V_{cmd} - V) \quad (E.1)$$

$$\Gamma_{cmd} = K_h \frac{h_{cmd} - h}{V} \quad (E.2)$$

K_v および K_h は速度と高度に関する誘導ゲインである．また，経路角指令値は過大な値が指定されることが無いよう，制限を設ける ($|\Gamma_{cmd}| \leq \Gamma_{limit}$)．図 E.1 に誘導則のブロック線図を示す．

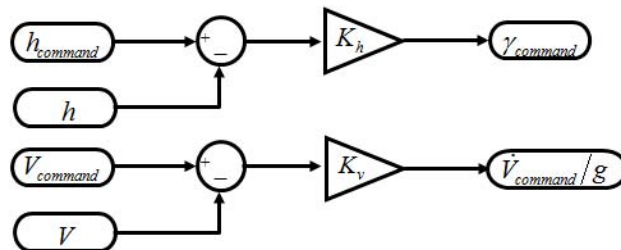


図 E.1 縦の誘導則

E.1.2 縦の制御則

縦の制御において、指令値は経路角 Γ と加速度 $\dot{V}$ とし、偏差をフィードバックすることで必要なスロットル操作量、エレベータ操作量を得る方法 (PI 制御) を採用している。縦の制御則の原理について示す。

航空機を質点とみなしたとき、機体の全エネルギー E は、

$$E = \frac{1}{2}mV^2 + mgh \quad (\text{E.3})$$

となる。したがって、エネルギー変化率 $\dot{E}$ は、

$$\begin{aligned} \dot{E} &= mV\dot{V} + mg\dot{h} \\ &= mgV \left(\frac{\dot{V}}{g} + \frac{\dot{h}}{V} \right) \end{aligned} \quad (\text{E.4})$$

$$\approx mgV \left(\frac{\dot{V}}{g} + \Gamma \right) \quad (\text{E.5})$$

と表すことができる。但し、機体重量 m は一定であり、経路角 Γ は小さいと仮定する ($\dot{h} = V \sin \Gamma \approx V\Gamma$)。ここで、速度変化を表す経路方程式は、

$$m\dot{V} = -mg \sin \Gamma + T - D \quad (\text{E.6})$$

であり、必要推力 T_R は、

$$\begin{aligned} T_R &= m\dot{V} + mg \sin \Gamma + D \\ &\approx mg \left(\frac{\dot{V}}{g} + \Gamma \right) + D \end{aligned} \quad (\text{E.7})$$

である。初期推力は抵抗と釣り合っており、抵抗の変化は小さいと仮定すると、必要推力の変化量 ΔT_R は、

$$\begin{aligned} \Delta T_R &= mg \left(\frac{\Delta \dot{V}}{g} + \Delta \Gamma \right) \\ &= \frac{\dot{E}}{V} \end{aligned} \quad (\text{E.8})$$

となる．このことから航空機の全エネルギーは推力によって直接生み出すことが可能であると言える．したがって，必要なスロットル操作量 dt ，経路角偏差を Γ_e ，加速度偏差を $\dot{V}_e$ と表し，比例・積分制御を用いると次のように決定できる．

$$dt = \left(K_{PN} + \frac{K_{IN}}{s} \right) \left(\frac{\dot{V}_e}{g} + \Gamma_e \right) \quad (\text{E.9})$$

但し， K_{PN} ， K_{IN} はそれぞれ比例，積分ゲインであり， s はラプラス演算子である．

このようにして推力によって得られたエネルギーをエレベータにより運動エネルギーと位置エネルギーに分配する．スロットル操作量と同様に考えると，次のようにエレベータ操作量 de を決定できる．

$$de = \left(K_{PE} + \frac{K_{IE}}{s} \right) \left(\frac{\dot{V}_e}{g} - \Gamma_e \right) \quad (\text{E.10})$$

但し， K_{PE} ， K_{IE} はそれぞれ比例，積分ゲインである．

また，旋回時の高度降下を抑えるためにヨー角速度 R のフィードフォワード要素を追加する．図 E.2 に縦の制御則のブロック図を示す．

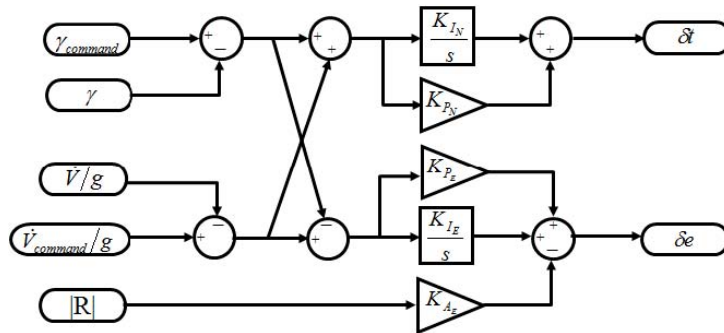


図 E.2 縦の制御則

E.2 THCS

E.2.1 横の誘導則

横の制御則では対地コース変化率 $\dot{\chi}$ 及び横加速度 A_y が指令値となっているが，横加速度については制御が目的なので（横加速度指令値 A_{yc} は常にゼロ），横の誘導則では対地コース変化率指令値 $\dot{\chi}_{cmd}$ を対地コース指令値 χ_{cmd} より生成する．また，直線飛行と旋回飛行で目標経路との誤差 (Cross Track Error, XTE) を解消する方法を切り替えることで，制御成績の向上を図っている．

直線飛行時

現在地から飛行経路上の目標点までの、大きさ一定のベクトル L の方向を対地コース指令値とすることで、XTE を減少させつつ、滑らかに直線経路を飛行させる誘導則である (図 E.3). これは位置情報から L ベクトルの方向を決定するので、フィードバックを基本とした誘導則である.

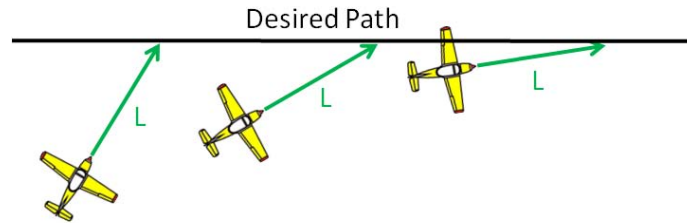


図 E.3 直線飛行時の誘導方法

また、この誘導則のブロック図を図 E.4 に示す. 経路誘導に関しては減衰効果を狙って PD 制御を採用している.

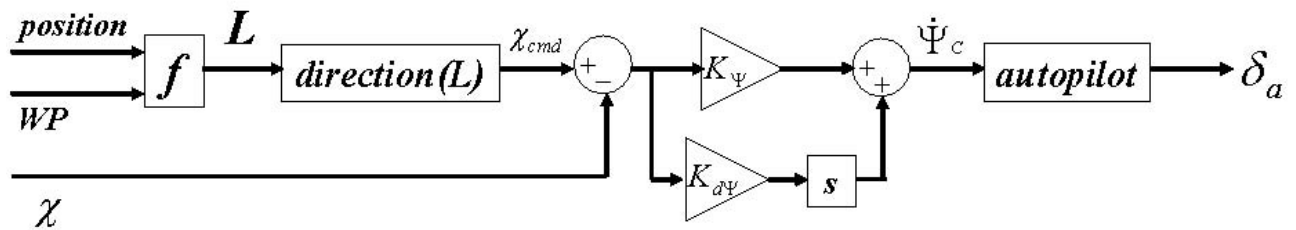


図 E.4 横の誘導則ブロック図 (直線飛行時)

旋回飛行時

旋回飛行時は対地円を目標経路とする事で、滑らかに直線飛行へと移行させることを目的としている. 定常風が存在する状態で対地の円を描くためには、風下側での旋回時にはバンク角を深く、風上側での旋回時にはバンク角を浅くする必要がある. 釣り合い旋回を仮定すれば、

$$\dot{\Psi} = \frac{g}{V} \phi \quad (\text{E.11})$$

という関係が成立するため、方位角変化率 $\dot{\Psi}$ も時々刻々と変化させる必要がある. そのため、誘導則でその指令値をフィードフォワード要素として生成する.

図 E.5 に示すような座標系を考える.

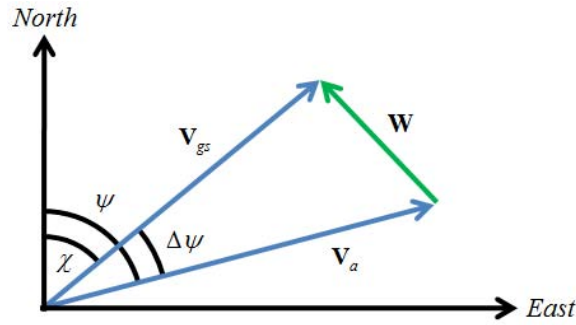


図 E.5 座標系の定義

ここで, V_a は対気速度ベクトル, V_{gs} は対地速度ベクトル, W は風ベクトル, ψ は方位角, χ は対地コース (Course Over Ground, COG), $\Delta\psi$ は方位角と COG との差である. 速度, 高度ともに一定であり, 横滑りが無いものとする, 定常風が存在する状況で半径 R_t の対地円を描くための方位角変化率 $\dot{\psi}$ は以下のように表すことができる.

$\psi = \chi + \Delta\psi$ の関係を微分すると,

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{d\chi}{dt} + \frac{d\Delta\psi}{dt} \quad (\text{E.12})$$

となる. ここで, 半径 R_t の対地円を描くことから,

$$\frac{d\chi}{dt} = \frac{V_{gs}}{R_t} \quad (\text{E.13})$$

の関係がある. また,

$$\sin\Delta\psi = \frac{|V_{gs} \times V_a|}{|V_{gs}||V_a|} = \frac{V_a W \cos\psi}{V_{gs} V_a} = \frac{W}{V_{gs}} \cos\psi \quad (\text{E.14})$$

となるので, これを微分すると,

$$\frac{d\Delta\psi}{dt} \cos\Delta\psi = \frac{V_a W^2 \dot{\psi} \cos\psi^2 - V_{gs}^2 W \dot{\psi} \sin\psi}{V_{gs}^3} \quad (\text{E.15})$$

となる. ここで式 (E.14) から,

$$\cos\Delta\psi = \sqrt{1 - \left(\frac{W}{V_{gs}} \cos\psi\right)^2} \quad (\text{E.16})$$

が得られ, これを式 E.15 に代入すると,

$$\frac{d\Delta\psi}{dt} = \frac{V_a W^2 \dot{\psi} \cos \psi^2 - V_{gs}^2 W \dot{\psi} \sin \psi}{V_{gs}^3 \sqrt{1 - \left(\frac{W}{V_{gs}} \cos \psi\right)^2}} \quad (\text{E.17})$$

となるので, 最終的に式 (E.12), (E.13), (E.17) から,

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{V_{gs}}{R_t \left(1 - \frac{V_a W^2 \dot{\psi} \cos \psi^2 - V_{gs}^2 W \dot{\psi} \sin \psi}{V_{gs}^3 \sqrt{1 - \left(\frac{W}{V_{gs}} \cos \psi\right)^2}} \right)} \quad (\text{E.18})$$

と計算できる. これをフィードフォワード要素とし, ψ_{cf} で表す. 但し, 定常風は時々刻々と変化するため, フィードバック要素も組み合わせて用いることとする. 図 E.6 に機体と目標円の関係を示す. 図 E.6 において, 対地速度ベクトルと, 機体位置から目標円に引いた接線のなす角 θ_c を偏差としてフィードバックする. 直線飛行時と同様に, 減衰効果を狙って PD 制御を用いる. 最終的なフィードフォワード要素, フィードバック要素を組み合わせた旋回時における誘導則のブロック図を図 E.7 に示す.

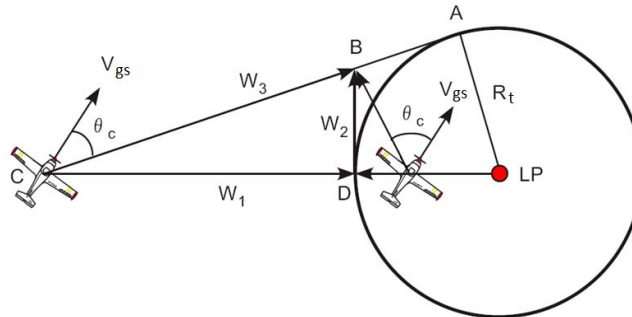


図 E.6 旋回飛行時の誘導方法

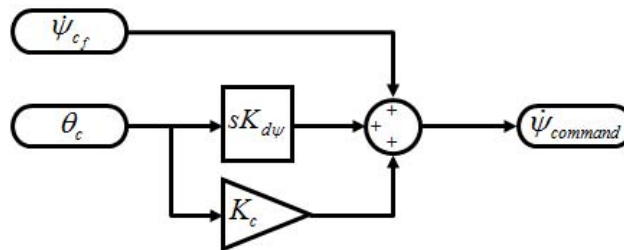


図 E.7 横の誘導則ブロック図 (旋回飛行時)

E.2.2 横の制御則

横の制御において、指令値は対地コース変化率 $\dot{\chi}$ （ヨー角速度 R ）と加速度 (A_y) とし、偏差をフィードバックすることで必要なエルロン操作量、ラダー操作量を得る方法（PI 制御）を採用している。横の制御則の原理について示す。

線形の横力に関する方程式から、

$$m\dot{V} + mUR = Y_A + mg\phi \quad (\text{E.19})$$

という関係が成り立ち、横加速度 $\dot{V} \approx U\dot{\beta}$ の関係から、

$$\dot{\beta} + R = \frac{Y_A}{mU} + \frac{g}{U}\phi \quad (\text{E.20})$$

と表すことができる。ここでさらに釣り合い旋回を仮定し、 $Y_A = 0, \dot{\beta} = 0$ とすれば、

$$R = -\frac{g}{U}\phi \quad (\text{E.21})$$

が成立する。また、バンク角が小さい状態で飛行することが前提ならば、方位角変化率 $\dot{\psi}$ とヨー角速度 R は等しいと見なすことができるため、バンク角 ϕ を制御することと方位角変化率 $\dot{\psi}$ を制御することは等価である。ここで、微小のバンク角でのみ飛行するとするならば、 $\dot{\psi}$ はヨー角速度 R と等価であると近似することができるので、この R をフィードバックする。指令値としては GPS から得られる対地コースの変化率 $\dot{\chi}$ で代用する。

速度と高度が縦の制御則によって保たれているならば、旋回は主にエルロンによるバンク角（方位角変化率）の制御によって実現できることを意味する。したがって、必要なエルロン操作量 da は、対地コース変化率の偏差を $\dot{\chi}_e$ と表し、比例・積分制御を用いると次のように決定できる。

$$da = \left(K_{PA} + \frac{K_{IA}}{s} \right) \dot{\chi}_e \quad (\text{E.22})$$

但し、 K_{PA} , K_{IA} はそれぞれ比例、積分ゲインである。このようにして旋回の制御を行なうが、前提である釣り合い旋回を保つために、ラダーを用いてこれを実現する。横滑り変化率（横加速度偏差 A_{ye} ）を抑制することを考えると、次のようにラダー操作量 dr を決定できる。

$$d\ r = - \left(K_{PR} + \frac{K_{IR}}{s} \right) A_{ye} \quad (E.23)$$

但し、 K_{PR} 、 K_{IR} はそれぞれ比例、積分ゲインである。また、グライダーのような高アスペクト比の機体では、エルロンを操舵した時に左右の抵抗差から無視できないヨーイングモーメントを発生させる（アドバースヨー）。この現象は旋回方向とは逆の横滑りを発生させるため横の制御成績を悪化させる。そのため、エルロン舵角に比例したラダー舵角をフィードフォワード要素として入力することでアドバースヨーを抑制する。ヨーイングモーメント係数は以下のように記述することができる。

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{np}\hat{p} + C_{nr}\hat{r} + C_{nda}da + C_{ndr}dr \quad (E.24)$$

ここで、エルロン舵角によるヨーイングモーメントを打ち消すために必要なラダー舵角 d_{rf} は、 β 、 P 、 R の項を無視して、

$$d_{rf} = - \frac{C_{nda}}{C_{ndr}} da \quad (E.25)$$

と計算できる。よってフィードフォワードのゲイン K_{FR} は、

$$K_{FR} = \frac{C_{nda}}{C_{ndr}} da \quad (E.26)$$

と決定することができる。図 E.8 に横のブロック図を示す。

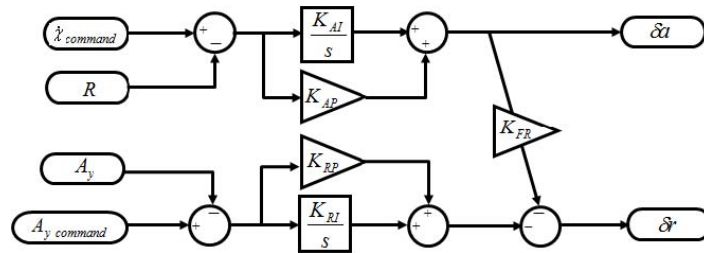


図 E.8 横の制御則ブロック図 (通常飛行時)

E.3 滑空飛行時の制御則

滑空時の制御則に関して説明を行う。

E.3.1 縦の制御則

縦の制御での指令値は加速度 $\dot{V}_{cmd}$ であり、通常飛行時と同様に偏差をフィードバックすることで必要なエレベータ操作量を得る。

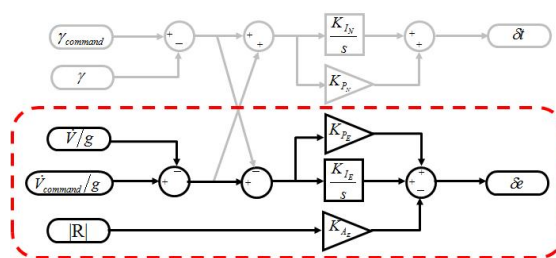


図 E.9 縦の制御則ブロック図 (滑空飛行時)

図 E.9 に滑空飛行時の縦の制御則ブロック線図を示す。これは図 E.2 に示すように通常の制御則の経路角制御ならびにクロスフィードを消去したもの (図中の灰色の部分) で赤色の点線で示された部分である。ただし、スロットル操作量は 0 に固定する。通常飛行時の制御則を部分的に残すことによって、制御則の設計が複雑化せず容易になる。また、目標位置に対して高度が大きく下回った場合などには、通常飛行に容易に切り替えられることから、帰還の成功率を高めることができると考える。

E.3.2 横の制御則

横の制御則では、図 E.8 にヨーダンパを組み込んだものを採用する。機体の安定化はもとより、ダッチロールによる横滑りを抑えることで制御成績を向上させる狙いもある。図 E.10 にヨーダンパを含んだ、滑空飛行時の横の制御則ブロック図を示す。

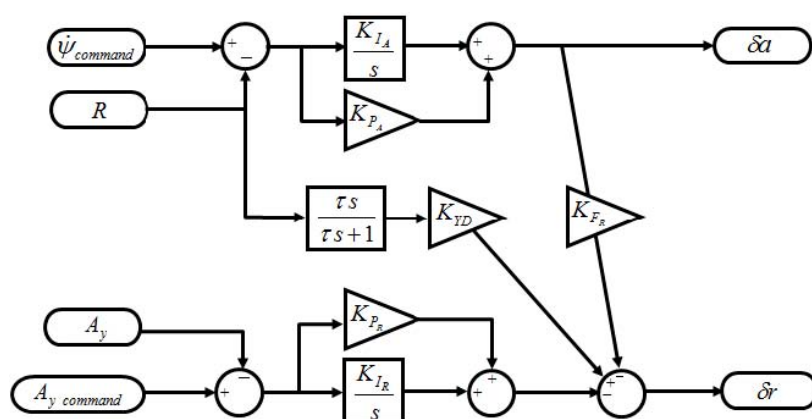


図 E.10 横の制御則ブロック図 (滑空飛行時)

Appendix F 6dof シミュレータについて

本節では，制御系設計の際に用いる 6 自由度シミュレーションについての概要を説明し，各モジュールについて内部でどのように計算がなされているかを説明する．

F.1 6dof シミュレータ全体概要

本研究で用いるシミュレータは MATLAB の simulink を使用している．その概要を図 F.1 に示す．主に機体空力モデル，コントローラ，サーボモデル，ガストモデルから成り立っている．気温，密度について説明する．機体空力モデルから出力される高度より外気の気温，密度を式 (F.1)～(F.4) より計算し外気の状態として使用している．変数及び定数についての説明を表 F.1 に示し，各高度ごとに使用される定数について表 F.2 に示す．

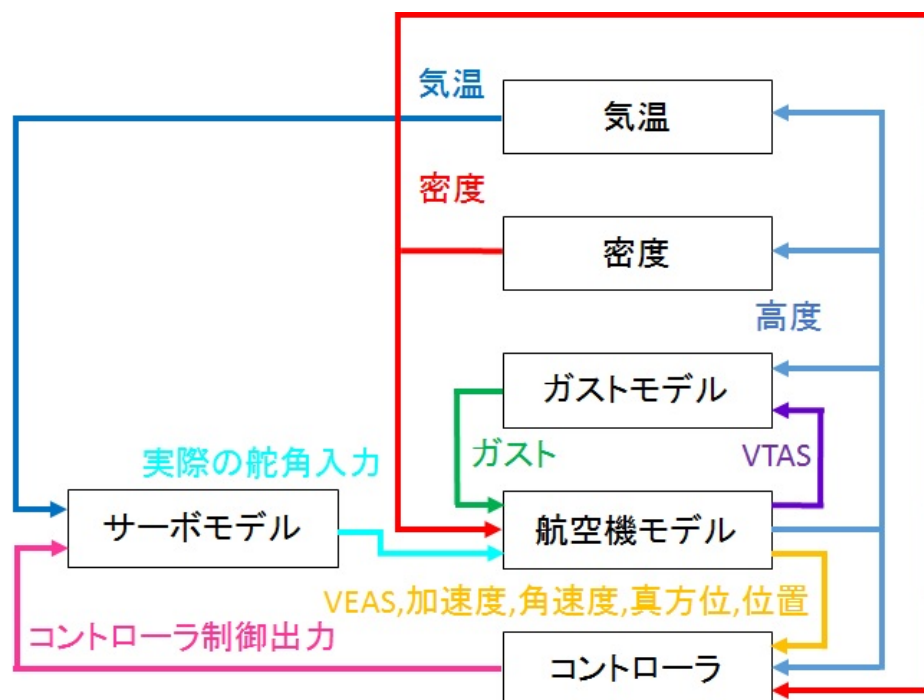


図 F.1 非線形シミュレーション概要

$$T = T_b - L'(H - H_b) \quad (\text{F.1})$$

$$P = \left(\frac{T}{T_b} \right)^{\frac{-g_0}{RL'}} \quad (\text{F.2})$$

$$P = \exp \left[\frac{-g_0(H - H_b)}{RT_b} \right] P_b \quad (\text{F.3})$$

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (\text{F.4})$$

表 F.1 変数定数について

H	高度 [m]
T	気温 [K]
P	気圧 [hPa]
ρ	密度 [kg/m^3]
R	気体定数:287.05287[J/(kg · K)]
g_0	海面上重力加速度:9.80665[m/s^2]

表 F.2 各高度ごとに使用する定数

$H[\text{m}]$	$H_b[\text{m}]$	$T_b[\text{K}]$	$L'[\text{K}/\text{m}]$	$P_b[\text{hPa}]$
0~11000	0	288.15	-0.0065	1013.25
11000~20000	11000	216.65	0.0	226.32
20000~32000	20000	216.65	+0.0010	54.749

F.2 航空機モデル

航空機モデルの内部は図 F.2 のようなブロック線図でできている。舵角，密度，ガストの入力があり，それに伴う航空機の運動が出力として計算される。各ブロック内で行われている計算について詳しく説明していく。

F.3 空力モデル

空力モデルは舵角 (δe , δn , δa , δr , δf)，機体軸速度 (U , V , W)，機体軸角速度 (P , Q , R)，密度 (ρ) の入力があり，機体に与えられる力 (X , Y , Z)，モーメント (L , M , N)，加速度 (A_x , A_y , A_z)，速度

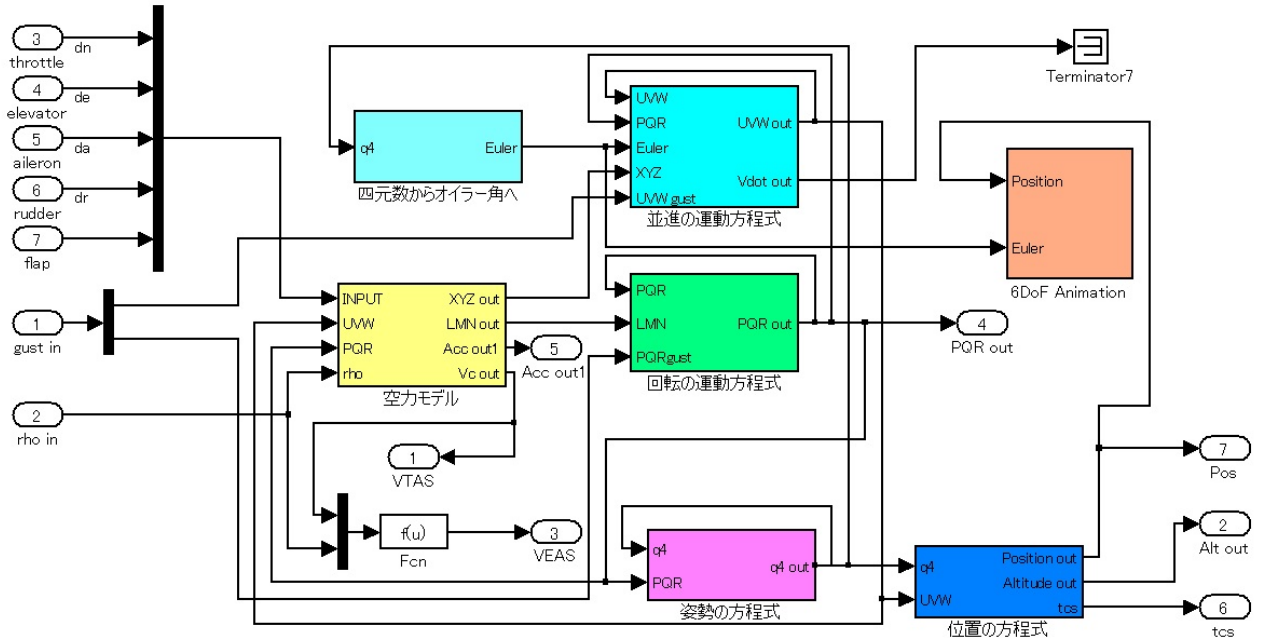


図 F.2 航空機モデル

(V_c) が出力される．内部で行われる計算の詳細を記述する．微係数や翼面積 (S)，スパン (b) などの機体の外形形状などは Appendix A を参照のこと．

$$V_c = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2} \quad (\text{F.5})$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{W}{U} \right) \quad (\text{F.6})$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{V}{V_c} \right) \quad (\text{F.7})$$

機体軸速度 (U , V , W) より，速度 (V_c)，迎角 (α)，横滑り角 (β) を計算．

$$\hat{p} = \frac{b}{2V_c} P \quad (\text{F.8})$$

$$\hat{q} = \frac{\bar{c}}{2V_c} Q \quad (\text{F.9})$$

$$\hat{r} = \frac{b}{2V_c} R \quad (\text{F.10})$$

角速度 (P , Q , R) を速度 (V_c)，スパン (b)，平均空力翼弦長 ($\bar{c}$) で無次元化．

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_q} \hat{q} + C_{L_{\delta_e}} \delta e + C_{L_{\delta_f}} \delta f \quad (\text{F.11})$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{D_{\delta_e}} \delta e + C_{D_{\delta_e^2}} \delta e^2 \quad (\text{F.12})$$

$$C_X = C_L \sin \alpha - C_D \cos \alpha \quad (\text{F.13})$$

$$C_Y = C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \hat{p} + C_{Y_r} \hat{r} + C_{Y_{\delta_r}} \delta r \quad (\text{F.14})$$

$$C_Z = -C_L \cos \alpha \quad (\text{F.15})$$

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \hat{p} + C_{l_r} \hat{r} + C_{l_{\delta_a}} \delta a + C_{l_{\delta_r}} \delta r \quad (\text{F.16})$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\dot{\alpha}}} \dot{\alpha} + C_{m_q} \hat{q} + C_{m_{\delta_e}} \delta e + C_{m_{\delta_f}} \delta f \quad (\text{F.17})$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \hat{p} + C_{n_r} \hat{r} + C_{n_{\delta_a}} \delta a + C_{n_{\delta_r}} \delta r \quad (\text{F.18})$$

無次元空気力を無次元安定微係数，機体の速度，角速度，舵角入力から計算.

$$X = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S C_X \quad (\text{F.19})$$

$$Y = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S C_Y \quad (\text{F.20})$$

$$Z = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S C_Z \quad (\text{F.21})$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S b C_l \quad (\text{F.22})$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S \bar{c} C_m \quad (\text{F.23})$$

$$N = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S b C_n \quad (\text{F.24})$$

$$A_x = \frac{X}{m} \quad (\text{F.25})$$

$$A_y = \frac{Y}{m} \quad (\text{F.26})$$

$$A_z = \frac{Z}{m} \quad (\text{F.27})$$

無次元空気力から有次元空気力への変換，機体質量で割り加速度の計算を実施.

F.4 並進の運動方程式

並進の運動方程式では，機体軸速度 (U_i, V_i, W_i) ，機体軸角速度 (P_i, Q_i, R_i) ，オイラー角 (Θ, Φ, Ψ) ，機体に作用する力 (X, Y, Z) ，機体が飛行中に受けるガスト (U_g, V_g, W_g) により機体のタイムステップ

時間 (Δt) 後の機体軸速度 (U_o, V_o, W_o) を計算する.

航空機の並進の運動方程式は, 以下のように表される.

$$m(\dot{U} + QW - RV) = X - mg \sin \Theta \quad (\text{F.28})$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = Y + mg \sin \Phi \cos \Theta \quad (\text{F.29})$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = Z + mg \cos \Phi \cos \Theta \quad (\text{F.30})$$

(F.28)~(F.30) 式を $\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}$ について整理すると, 以下のように表される.

$$\dot{U} = RV - QW - \frac{1}{m}(X - mg \sin \Theta) \quad (\text{F.31})$$

$$\dot{V} = PW - RU - \frac{1}{m}(Y + mg \sin \Phi \cos \Theta) \quad (\text{F.32})$$

$$\dot{W} = QU - PV - \frac{1}{m}(Z + mg \cos \Phi \cos \Theta) \quad (\text{F.33})$$

タイムステップ時間 (Δt) 前の速度に, 増分として加算し, ガストを差し引き機体軸速度として出力される.

$$U_o = U_i + \dot{U} \Delta t - U_g \quad (\text{F.34})$$

$$V_o = V_i + \dot{V} \Delta t - V_g \quad (\text{F.35})$$

$$W_o = W_i + \dot{W} \Delta t - W_g \quad (\text{F.36})$$

F.5 回転の運動方程式

回転の運動方程式では, 機体軸角速度 (P_i, Q_i, R_i), 機体に作用するモーメント (L, M, N), 機体が飛行中に受けるガスト (P_g, Q_g, R_g) の入力により機体のタイムステップ時間 (Δt) 後の機体軸角速度 (P_o, Q_o, R_o) を計算する.

プロペラのジャイロモーメントを考慮しない場合, 航空機の回転の運動方程式は, 以下のように表される.

$$L = I_x \dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) - (I_y - I_z)QR \quad (\text{F.37})$$

$$M = I_y \dot{Q} - I_{xz}(R^2 - P^2) - (I_z - I_x)RP \quad (\text{F.38})$$

$$N = I_z \dot{R} - I_{xz}(\dot{P} - QR) - (I_x - I_y)PQ \quad (\text{F.39})$$

(F.37)～(F.39) 式を $\dot{P}$, $\dot{Q}$, $\dot{R}$ について解くと、以下のように表される.

$$A = L + I_{xz}PQ + (I_y - I_z)QR \quad (\text{F.40})$$

$$B = M + (I_z - I_x)RP + I_{xz}(R^2 - P^2) \quad (\text{F.41})$$

$$C = N + (I_x - I_y)PQ - I_{zx}RP \quad (\text{F.42})$$

$$\dot{P} = \frac{AI_z + CI_{xz}}{I_xI_z - I_{xz}I_{zx}} \quad (\text{F.43})$$

$$\dot{Q} = \frac{B}{I_y} \quad (\text{F.44})$$

$$\dot{R} = \frac{AI_{zx} + CI_x}{I_xI_z - I_{zx}^2} \quad (\text{F.45})$$

タイムステップ時間 (Δt) 前の角速度に、増分として加算し、ガストを差し引き機体軸角速度として出力される.

$$P_o = P_i + \dot{P}\Delta t - P_g \quad (\text{F.46})$$

$$Q_o = Q_i + \dot{Q}\Delta t - Q_g \quad (\text{F.47})$$

$$R_o = R_i + \dot{R}\Delta t - R_g \quad (\text{F.48})$$

F.6 姿勢の方程式

F.6.1 四元数での姿勢の表し方

このシミュレーターでは姿勢を四元数で表してシミュレーションしている. そのため姿勢の方程式では、機体軸角速度 (P , Q , R) とタイムステップ時間 (Δt) 前の入力からタイムステップ時間 (Δt) 後の姿勢を出力している. (q_{0i} , q_{1i} , q_{2i} , q_{3i}) を入力, (q_{0o} , q_{1o} , q_{2o} , q_{3o}) を出力とすると、タイムステップ時間 (Δt) での各ノルムの増分 (dq_0 , dq_1 , dq_2 , dq_3) は,

$$dq_0 = -\frac{1}{2}(Pq_{1i} + Qq_{2i} + Rq_{3i}) \quad (\text{F.49})$$

$$dq_1 = -\frac{1}{2}(-Pq_{0i} - Rq_{2i} + Qq_{3i}) \quad (\text{F.50})$$

$$dq_2 = -\frac{1}{2}(-Qq_{0i} + Rq_{1i} - Pq_{3i}) \quad (\text{F.51})$$

$$dq_3 = -\frac{1}{2}(-Rq_{0i} - Qq_{1i} + Pq_{2i}) \quad (\text{F.52})$$

と表される。これを加算すると、

$$q_{0_n} = q_{0_i} + dq_0 \Delta t \quad (\text{F.53})$$

$$q_{1_n} = q_{1_i} + dq_1 \Delta t \quad (\text{F.54})$$

$$q_{2_n} = q_{2_i} + dq_2 \Delta t \quad (\text{F.55})$$

$$q_{3_n} = q_{3_i} + dq_3 \Delta t \quad (\text{F.56})$$

となり、出力は以下ようになる。

$$|qr| = \sqrt{q_{0_n}^2 + q_{1_n}^2 + q_{2_n}^2 + q_{3_n}^2} \quad (\text{F.57})$$

$$q_{0_o} = \frac{q_{0_n}}{|qr|} \quad (\text{F.58})$$

$$q_{1_o} = \frac{q_{1_n}}{|qr|} \quad (\text{F.59})$$

$$q_{2_o} = \frac{q_{2_n}}{|qr|} \quad (\text{F.60})$$

$$q_{3_o} = \frac{q_{3_n}}{|qr|} \quad (\text{F.61})$$

F.6.2 四元数からオイラー角への変換

機体の姿勢のついてシミュレーション上では四元数を用いているが、並進の運動方程式ではオイラー角を用いているため、オイラー角に戻す必要がある。Ψ については方位が 360deg を超えると 0deg に戻るよう設定されている。以下に変換の計算式を示す。

$$\sin \Theta = -2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \quad (\text{F.62})$$

$$\cos \Theta = \sqrt{1 - \sin^2 \Theta} \quad (\text{F.63})$$

$$\sin \Phi = \frac{2(q_2 q_3 + q_0 q_1)}{\cos \Theta} \quad (\text{F.64})$$

$$\cos \Phi = \frac{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}{\cos \Theta} \quad (\text{F.65})$$

$$\sin \Psi = \frac{2(q_1 q_2 + q_0 q_3)}{\cos \Theta} \quad (\text{F.66})$$

$$\cos \Psi = \frac{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}{\cos \Theta} \quad (\text{F.67})$$

$$\Theta = \tan^{-1} \left(\frac{\sin \Theta}{\cos \Theta} \right) \quad (\text{F.68})$$

$$\Phi = \tan^{-1} \left(\frac{\sin \Phi}{\cos \Phi} \right) \quad (\text{F.69})$$

$$\Psi = \tan^{-1} \left(\frac{\sin \Psi}{\cos \Psi} \right) \quad (\text{F.70})$$

F.7 位置の方程式

位置の方程式は四元数と機体軸速度から、タイムステップ (Δt) での機体の固定座標での移動距離 (dx_g , dy_g , dz_g) を計算し、積分していくことでトータルの移動距離 (x_g , y_g , z_g) を計算し現在位置、高度、進行方向を出力する。以下にその計算式を示す。

$$dx_g = (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2)U + 2(q_1 q_2 - q_0 q_3)V + 2(q_1 q_3 + q_0 q_2)W \quad (\text{F.71})$$

$$dy_g = 2(q_1 q_2 + q_0 q_3)U + (q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2)V + 2(q_2 q_3 - q_0 q_1)W \quad (\text{F.72})$$

$$dz_g = 2(q_1 q_3 - q_0 q_2)U + 2(q_2 q_3 - q_0 q_1)V + (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 + q_3^2)W \quad (\text{F.73})$$

$$x_g = x_{g_i} + dx_g \Delta t \quad (\text{F.74})$$

$$y_g = y_{g_i} + dy_g \Delta t \quad (\text{F.75})$$

$$z_g = z_{g_i} + dz_g \Delta t \quad (\text{F.76})$$

進行方位 (tcs) は x_g , y_g の微分値より固定座標上でどの方位に動いたかを計算する。

$$tcs = \tan^{-1} \left(\frac{\dot{y}_g}{\dot{x}_g} \right) \quad (\text{F.77})$$

F.8 コントローラー

コントローラー内のブロック線図は縦の誘導制御則 (TECS) と横の誘導制御則 (THCS) の二つに分けられている。そのコントローラーの概要を図 F.3, 図 F.4 に示す。本来の制御系ではスロットル (dt) の入力も存在するが今回のシミュレーションでは、滑空での飛行制御のみとしているため、除外してある。

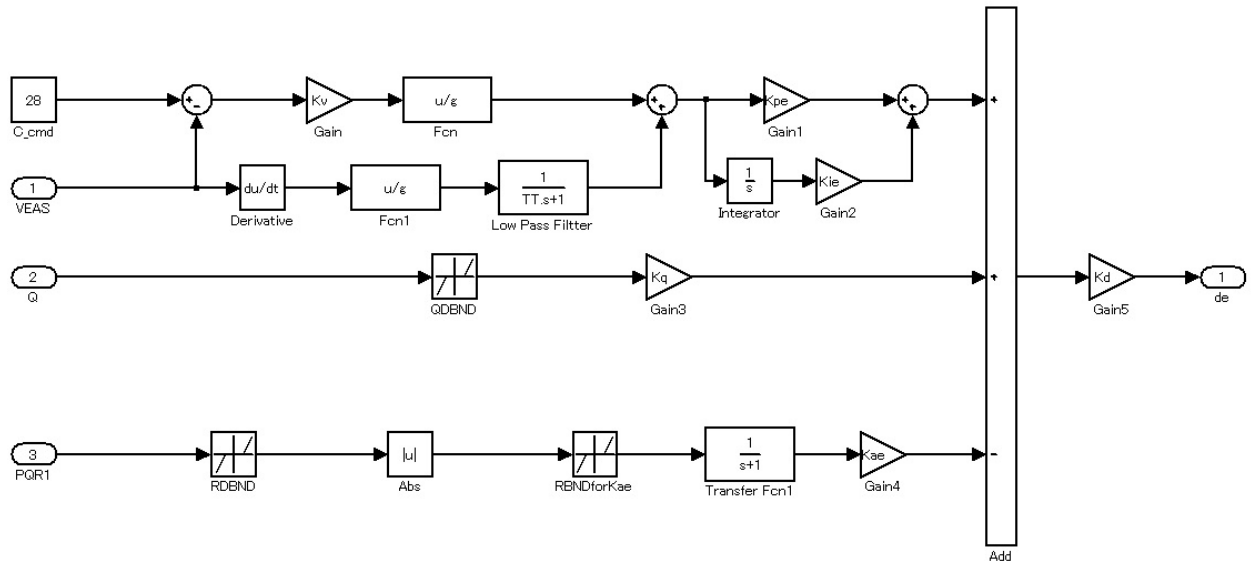


図 F.3 TECS

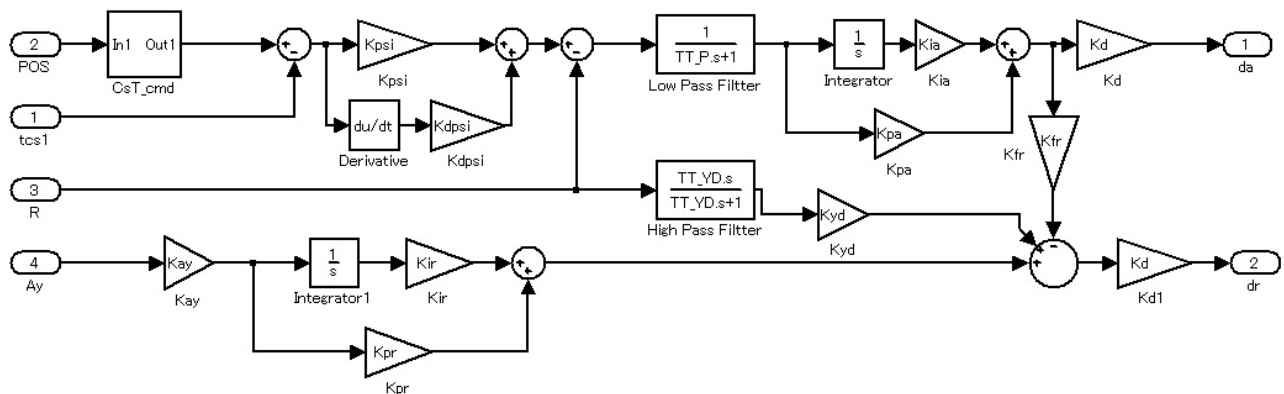


図 F.4 THCS

F.9 サーボモデル

コントローラーが実際に制御を実行する際、サーボへの指令とサーボが指令値へと動くまでに遅れが生じるため、サーボのモデルを二次遅れ系で近似している。式 (F.78) にサーボモデルの伝達関数を示す。使用されているサーボはエレベータ、エルロン、ラダーですべて同一種類のものであるが、サーボへの指令値と舵角の関係はサーボと舵面のリンケージで決まるため、各舵で異なる固有角振動数となっている。

$$\frac{\omega^2}{s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2} \quad (\text{F.78})$$

但し、 $\zeta=1$, $\omega = 40(\delta e)$, $35(\delta a)$, $30(\delta r)$

F.10 ガストモデル

ガストモデルについては高度 (h)、速度 (V_c) の入力より変動風を考慮した、ドライデングガストモデル³⁷⁾を用いている。以下にフィルターの伝達関数を示す。($H_u(s)$, $H_v(s)$, $H_w(s)$, $H_p(s)$, $H_q(s)$, $H_r(s)$) がそれぞれ (U , V , W , P , Q , R) のガストの伝達関数である。この伝達関数のホワイトノイズを入力とした際の出力がガストとなる。

$$H_u(s) = \sigma_u \sqrt{\frac{2L_u}{\pi V_c}} \frac{1}{1 + \frac{L_u}{V_c}s} \quad (\text{F.79})$$

$$H_v(s) = \sigma_v \sqrt{\frac{L_v}{\pi V_c}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_v}{V_c}s}{(1 + \frac{L_v}{V_c}s)^2} \quad (\text{F.80})$$

$$H_w(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{L_w}{\pi V_c}} \frac{1 + \frac{\sqrt{3}L_w}{V_c}s}{(1 + \frac{L_w}{V_c}s)^2} \quad (\text{F.81})$$

$$H_p(s) = \sigma_w \sqrt{\frac{0.8}{V}} \frac{(\frac{\pi}{4b})^{1/6}}{L_w^{1/3}(1 + (\frac{4b}{\pi V_c})s)} \quad (\text{F.82})$$

$$H_r(s) = \frac{\mp \frac{s}{V_c}}{(1 + (\frac{3b}{\pi V_c})s)} H_v(s) \quad (\text{F.83})$$

$$H_q(s) = \frac{\pm \frac{s}{V_c}}{(1 + (\frac{4b}{\pi V_c})s)} H_w(s) \quad (\text{F.84})$$

$$\sigma_u = \sigma_A h + \sigma_0 \quad (\text{F.85})$$

$$\sigma_v = \sigma_A h + \sigma_0 \quad (\text{F.86})$$

$$\sigma_w = \sigma_A h + \sigma_0 \quad (\text{F.87})$$

表 F.3 ガストモデル定数

L_u, L_v, L_w	ガストスケール長さ (1750[ft])
σ_A	-0.0002
σ_0	12
b	機体スパン