

パラフォイル型火星探査機の運動解析及び  
風洞試験による飛行特性の研究

Study on flight characteristics of parafoil-type  
aerial Martian probe based on motion analysis  
and wind tunnel test

東京農工大学 大学院工学府

機械システム工学専攻

森吉 貴大

## 目次

第1章 緒言 .....	1
1.1. パラfoilについて.....	1
1.2. 火星探査の歩み.....	4
1.3. パラfoil型火星探査機.....	7
1.4. 火星探査用パラfoilの課題.....	8
1.5. 火星探査用パラfoilの開発.....	11
1.6. パラfoil型火星探査機実現の課題.....	13
1.7. 火星探査用パラfoilに求められる特性.....	14
1.8. 本研究の目的と1章のまとめ.....	15
参考文献 .....	16
第2章 部分密閉型パラfoilの開発 .....	18
2.1. 本章の概要.....	18
2.2. パラfoilの構造.....	18
2.2.1. ラムエア型パラfoilの構造[27].....	18
2.2.2. 完全密閉型パラfoilの構造[28].....	19
2.2.3. 部分密閉型パラfoilの構造と特徴.....	20
2.3. 索のパラメータ .....	22
2.4. 開発した部分密閉型パラfoilの一例.....	23
2.5. 空力特性.....	26
2.5.1. 試験概要.....	26
2.5.2. 試験設備と試験システム.....	26
2.5.3. 六分力計による荷重の算出.....	33
2.5.4. 試験条件.....	35
2.5.5. 試験方法.....	36
2.5.6. 風洞試験結果.....	37
2.5.7. RAの影響.....	38
2.5.8. 風速の影響.....	40
2.5.9. 翼特性との比較.....	41
2.5.10. 内圧の影響.....	43
2.5.11. 空力特性取得のまとめ .....	46

2.6. 展開特性.....	47
2.6.1. 必要な展開性能.....	47
2.6.2. 展開試験システム.....	47
2.6.3. 展開試験結果.....	48
2.7. 投下試験.....	49
2.7.1. 投下試験システムの概要.....	50
2.7.2. ペイロード.....	50
2.7.3. 試験方法.....	52
2.7.4. 投下試験結果.....	55
2.8. 2章のまとめ.....	59
参考文献.....	60
第3章 縦の安定 安定解析と風洞試験.....	61
3.1. 縦安定性の概要.....	61
3.2. 安定解析.....	61
3.2.1. 解析モデルの仮定.....	61
3.2.2. 支配方程式.....	62
3.2.3. 空力モデルおよび解析パラメータ.....	63
3.2.4. 判定条件.....	66
3.3. 安定解析結果.....	66
3.4. 風洞試験.....	70
3.4.1. 試験設備.....	70
3.4.2. 試験模型と試験方法.....	70
3.5. 風洞試験結果.....	73
3.6. 安定解析と風洞試験の比較.....	78
3.7. 3次元化の影響とフライト状態との違い.....	80
3.8. 安定性改善の方策.....	81
3.8.1. 安定性について[24].....	81
3.8.2. 翼型の選定.....	83
3.8.3. 空力特性の違いを与えた解析結果と安定性改善.....	84
3.8.4. 部分密閉型パラフォイルの翼型.....	89
3.9. 簡易投下試験による安定性改善の確認.....	90

3.9.1.	簡易投下試験の概要.....	90
3.9.2.	簡易投下試験の結果.....	91
3.10.	3章のまとめ.....	94
	参考文献.....	94
第4章	横安定解析.....	96
4.1.	横安定解析の目的.....	96
4.2.	横安定における前提と運動モード[39].....	96
4.3.	横安定解析.....	101
4.3.1.	解析モデル[38].....	101
4.3.2.	付加質量.....	105
4.3.3.	慣性乗積および慣性能率.....	107
4.3.4.	空力モデル.....	108
4.3.5.	モデルの諸元と解析するパラメータ.....	111
4.4.	横安定解析結果.....	113
4.4.1.	解析結果の一例.....	113
4.4.2.	$C_{D0}$ の影響.....	114
4.4.3.	MLLの影響.....	117
4.4.4.	下反角 $\Gamma$ の影響.....	119
4.5.	投下試験.....	121
4.5.1.	投下試験について.....	121
4.5.2.	試験条件.....	121
4.5.3.	実験結果.....	123
4.5.4.	横安定解析との比較 スパイラルモードについて.....	125
4.5.5.	横安定解析との比較 ダッチロールモードについて.....	125
4.6.	4章まとめ.....	126
	参考文献.....	127
第5章	パラフォイル型火星探査機的设计.....	128
5.1.	火星探査機设计の概要.....	128
5.2.	パラフォイル型火星探査機のミッションシナリオ.....	128
5.3.	设计手順.....	129
5.4.	设计モデル.....	129



5.5. 滑空機の滑空速度.....	130
5.6. 探査機的设计.....	130
5.6.1. 探査機的设计条件.....	130
5.6.2. 傘体面積の計算.....	133
5.7. 横安定の運動モードの解析.....	134
5.8. RA の計算.....	137
5.9. 設計されたパラフォイル型火星探査機.....	138
5.10. 第5章のまとめ.....	141
参考文献.....	141
第6章 本論文のまとめ.....	142
Appendix A. 空力特性の推算.....	143
Appendix B. DAE51 部分密閉型パラフォイルの作り方.....	144
B.1. 概要.....	144
B.2. インフレーターバルブの製作.....	144
B.3. 傘体の製作.....	146
Appendix C. 横安定解析におけるパラフォイルの空力特性.....	157
C.1. 風洞試験.....	157
C.2. 実験模型.....	157
C.3. 実験設備.....	159
C.4. 計測系と試験システム.....	163
C.5. 実験条件.....	167
C.6. 実験方法.....	168
C.7. 計測値の処理.....	169
C.8. 実験結果.....	171
C.8.1. 空力特性の取得.....	171
C.8.2. 解析に使用する空力特性のまとめ.....	173

## 图目录

Fig. 1-1 Conceptual diagram of proposed by D. C. Jalbert[1] .....	2
Fig. 1-2 Conception picture at return phase in GENESIS mission.[3].....	3
Fig. 1-3 Picture of crashed capsule of GENESIS.[4] .....	3
Fig. 1-4 Mars Science Laboratory .....	5
Fig. 1-5 Portrait of Perseverance (Rover) and Ingenuity (helicopter) <sup>[10]</sup> .....	6
Fig. 1-6 Conceptual picture of Plandtl-m .....	6
Fig. 1-7 Conceptual image of the future Martian entry descent and landing mission with innovative aerodynamic technique using flexible structure, which is inflatable decelerator and parafoil. ....	8
Fig. 1-8 Balloon drop test of high altitude high opening parafoil Left: At 24km altitude. Right: At 7km altitude. [15].....	9
Fig. 1-9 Reported Glide Ratio vs. Aspect Ratio for Several Parafoil Systems[16] .....	10
Fig. 1-10 Closed-type Parafoil[17].....	10
Fig. 1-11 partial closed parafoil.....	12
Fig. 2-1 Ram-air parafoil (a)Appearance of ram-air parafoil (b) Inflation mechanism of ram-air parafoil .....	19
Fig. 2-2 Closed type parafoil (a)Appearance of closed type parafoil (b) Inflation mechanism of closed type parafoil .....	20
Fig. 2-3 Partial closed type parafoil (a)Appearance of partial closed type parafoil (b) Inflation mechanism of partial closed type parafoil .....	21
Fig. 2-4 schematic modele of partial closed type oarafoil.....	21
Fig. 2-5 Shrunked partial closed type parafoil .....	21
Fig. 2-6 Two-dimensional model of parafoil and definition of line parameters.....	23
Fig. 2-7 Schematic diagram of the line fixed in the span direction.....	23
Fig. 2-8 6.5m×5.5m low speed wind tunnel. (a) Overhead view of 6.5m×5.5m low speed wind tunnel (b) Inside the wind tunnel.....	28
Fig. 2-9 Planetary environment wind tunnel. (a) specification of planetary environment wind tunnel (b) Outside view the wind tunnel.....	29
Fig. 2-10 Block diagram of 6.5m×5.5m low speed wind tunnel test.....	29
Fig. 2-11 Block diagram of planetary environment wind tunnel test. ....	30
Fig. 2-12 Part drawing 1 of attachment jig for wind tunnel test.....	32
Fig. 2-13 Part drawing 2 of attachment jig for wind tunnel test.....	32
Fig. 2-14 Appearance with parafoil fixed in strut of 6.5m×5.5m low speed wind tunnel. (a) Overall view, (b) Zoom view of 6-force transducer. ....	33

Fig. 2-15 Appearance with parafoil fixed in planetary environment wind tunnel. (a) Zoom view of 6-force transducer. (b) Overall view of wind tunnel test. ....	33
Fig. 2-16 Force axis of 6-force transducer.....	35
Fig. 2-17 Parafoil for stable flight in the wind tunnel (a) 6.5m×5.5m low speed wind tunnel test. (b) Planetary environment wind tunnel test. ....	37
Fig. 2-18 Wind tunnel test result of lift to drag ratio with RA of span 1.4 m parafoil.....	39
Fig. 2-19 Wind tunnel test result of lift coefficient and drag coefficient with RA of span 1.4 m parafoil.....	39
Fig. 2-20 Schematic diagram of parafoil attitude changes during wind tunnel testing .....	41
Fig. 2-21 Comparative synthetic photograph of wind speeds of 10 m/s and 15 m/s in the parafoil attitude of the RA-4 parafoil wind tunnel test with a span length of 1.4 m ..	41
Fig. 2-22 Aerodynamic characteristics at aspect ratio 3 when applying DAE51 airfoil to the parafoil.....	42
Fig. 2-23 Comparison of experimental and estimated results on polar curves.....	43
Fig. 2-24 Wind tunnel test result of lift to drag ratio with inner pressure of span 1.4 m parafoil .....	45
Fig. 2-25 Wind tunnel test result of lift coefficient and drag coefficient with inner pressure of span 1.4 m parafoil.....	45
Fig. 2-26 Schematic diagram of the aerodynamic force applied to the parafoil and the tension acting on the line. (a) Parafoil shape when inner pressure of spar is large (b) Parafoil shape when inner pressure of spar is small.....	46
Fig. 2-27 Block diagram of deployment test of partial closed type parafoil of 1.4m span model .....	48
Fig. 2-28 Time history of deploying parafoil and inner pressure. ....	49
Fig. 2-29 Appearance of payload used in drop test. ....	51
Fig. 2-30 Block diagram of payload system.....	51
Fig. 2-31 Test sequence of drop test from helicopter.....	52
Fig. 2-32 Release system for helicopter drop test.....	53
Fig. 2-33 Test set of helicopter drop test before test.....	54
Fig. 2-34 The time series pictures of drop test. ....	56
Fig. 2-35 Picture of deployment parafoil in the sky. ....	57
Fig. 2-36 Time history of trigger and parafoil pressure.....	57
Fig. 2-37 picture of falling down parafoil type vehicle in drop test .....	58
Fig. 2-38 Time history of angular velocity in drop test . ....	58
Fig. 3-1 Schematic of the analytical model (a) Definition of analysis parameters (b) Definition of acting force and moment.....	62

Fig. 3-2 Aerodynamic characteristics of the parafoil.....	66
Fig. 3-3 Pitching moment characteristics of the parafoil for various RA.....	67
Fig. 3-4 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the balanced points. .....	68
Fig. 3-5 The derivative of the pitching moment as a function of the balance angle of attitude. .....	68
Fig. 3-6 Tensions of suspension lines as a function of the attitude of angle.....	69
Fig. 3-7 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the stable flight points .....	70
Fig. 3-8 Pattern diagram and picture of the test model (a) side view (b) Isometric view (c) Actual picture of the test model.....	72
Fig. 3-9 Installation position of a three-axis acceleration sensor-logger (a) Appearance of the installation position of the sensor-logger (b) Definition of acquired acceleration and gravitational acceleration used in the calculation of the angle of attack of test model .....	73
Fig. 3-10 The picture of test model flying in the wind tunnel at a dynamic pressure of 60 Pa and RA of -4 degrees. ....	74
Fig. 3-11 The time series pictures of test model collapsing to the front at RA of -9 degs..	75
Fig. 3-12 The time series pictures of test model falling down to the back at RA of 3 degs	76
Fig. 3-13 Relationship between RA and angle of attack in the stable flight in the wind tunnel tests.....	78
Fig. 3-14 Analysis and experimental results of effect of RA on parafoil attitude under different dynamic pressure environments.....	80
Fig. 3-15 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the stable flight points of nominal model.....	86
Fig. 3-16 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the stable flight points of high drag model.....	86
Fig. 3-17 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the stable flight points of reflection camber model .....	87
Fig. 3-18 Moment characteristics related to angle of attack of nominal model .....	87
Fig. 3-19 Moment characteristics related to angle of attack of high drag model .....	88
Fig. 3-20 Moment characteristics related to angle of attack of reflection camber model ..	88
Fig. 3-21 Comparison of moment characteristics flying at the same trim angle of attack for different aerodynamic models .....	89
Fig. 3-22 picture of drop test model of flying in wind tunnel. (a) DAE51 model (b) LA2573a model .....	90

Fig. 3-23 Flight path in drop test of DAE51 model.....	92
Fig. 3-24 Flight path in drop test of LA2573a model.....	93
Fig. 4-1 Analysis model for lateral stability analysis and definition of model axis .....	98
Fig. 4-2 Schematic picture of stable roll mode motion .....	99
Fig. 4-3 Schematic picture of unstable spiral mode motion .....	99
Fig. 4-4 Schematic picture of unstable dutch-roll mode motion .....	100
Fig. 4-5 Definition of $\delta$ and $s_l$ .....	104
Fig. 4-6 Volumetric representation of apparent mass and moments.....	106
Fig. 4-7 Model axis and stability axis on parafoil. ....	108
Fig. 4-8 Model of arc anhedral wing.....	110
Fig. 4-9 Analysis result of nominal parameter .....	114
Fig. 4-10 Analysis result of root locus while varying the $C_{D0}=0.01\sim 0.1$ .....	115
Fig. 4-11 Effect of $C_{D0}$ on lateral aerodynamic coefficients.....	116
Fig. 4-12 Analysis result of root locus while varying the $MLL=0.5\sim 3.0$ [m].....	118
Fig. 4-13 Effect of $MLL$ on lateral aerodynamic coefficients. ....	119
Fig. 4-14 Analysis result parafoil model root locus while varying the $\Gamma = 5\sim 30$ [deg]....	120
Fig. 4-15 Effect of $\Gamma$ on lateral aerodynamic coefficients.....	120
Fig. 4-16 drop test model.....	122
Fig. 4-17 picture of gyro sensor located in the center of the parafoil.....	122
Fig. 4-18 Picture of parafoil-type vehicle with extended line length for drop test.....	123
Fig. 4-19 Parafoil loaded in injection device.....	123
Fig. 4-20 Time history of Roll and Yaw-rate of inertial measurement unit in drop test in CASE①.....	124
Fig. 4-21 Time history of Roll and Yaw-rate of inertial measurement unit in drop test in CASE②.....	125
Fig. 5-1 Design model of parafoil type vehicle .....	130
Fig. 5-2 Aerodynamic coefficient carried out wind tunnel test of rigid arch wing.....	132
Fig. 5-3 Effect of parafoil area on gliding speed and Mach number .....	133
Fig. 5-4 Analysis result of root locus while varying the Altitude.....	135
Fig. 5-5 Analysis result of root locus while varying the $MLL=1.5\sim 6.0$ [m] at the Mars..	136
Fig. 5-6 Analysis result of root locus while varying the Altitude with stable $MLL$ .....	137
Fig. 5-7 Moment characteristics of the Mars parafoil. ....	138
Fig. 5-8 Velocity-altitude relationships on the designed Mars parafoil type vehicle.....	140
Fig. C-1 CAD picture of arc anhedral wing model for wind tunnel test. ....	158
Fig. C-2 Airfoil profile of LA2573A.....	158
Fig. C-3 Picture of arc anhedral wing model for wind tunnel test.....	159

Fig. C-4	Specification of planetary environment wind tunnel. ....	160
Fig. C-5	Side view of planetary environment wind tunnel.....	161
Fig. C-6	Upper view of planetary environment wind tunnel.....	162
Fig. C-7	Specification of planetary environment wind tunnel. ....	162
Fig. C-8	System block diagram of wind tunnel test. ....	165
Fig. C-9	6-component force transducer used to wind tunnel test. ....	165
Fig. C-10	Absolute manometer for measurement wind tunnel pressure. ....	166
Fig. C-11	Differential manometer for measurement pitot pressure.....	166
Fig. C-12	Date logger for logging date of instrument. ....	167
Fig. C-13	Experimental setup for changing Attack of Angle. ....	168
Fig. C-14	Experimental setup for changing Side Slip Angle.....	169
Fig. C-15	Schematic diagram of coordinate transformation. ....	170
Fig. C-16	Measurement result of $CD$ . ....	172
Fig. C-17	Measurement result of $CL$ . ....	172
Fig. C-18	Measurement result of $CM$ . ....	173
Fig. C-19	Experiment results of $C_{La}$ . ....	175

## 表目次

Table 2-1 Specifications of partial closed type parafoil for wind tunnel test. ....	24
Table 2-2 Line length of corresponding to RA.....	25
Table 2-3 Equipment used for wind tunnel test.....	31
Table 2-4 Specification of 6-force transducer.....	34
Table 2-5 calibration Matrix of 6-force transducer.....	34
Table 2-6 Result flight-able RA in wind tunnel test .....	38
Table 3-1 Aerodynamic parameters.....	65
Table 3-2 Design parameters and mainstream conditions. ....	65
Table 3-3 Design parameter of test model and test condition of wind tunnel test.....	71
Table 3-4 Suspension line length to determine RA (MLL : 0.54 mm, CG : 45%) .....	72
Table 3-5 Summary of the wind tunnel test results; stable flight is ○ and unstable flight is × .....	77
Table 3-6.....	83
Table 3-7 Specification of drop test model.....	91
Table 4-1 パラフォイルの空力特性.....	112
Table 4-2 Analysis parameter for lateral stability analysis.....	113
Table 4-3 Results of angular frequency calculated from angular velocity history in drop test. .....	126
Table 5-1 Analysis parameter .....	132
Table 5-2 Parameter for lateral stability analysis .....	135
Table 5-3 Design result of the Mars parafoil-type vehicle .....	139

## 記号表

$\alpha$ :迎角 [deg]

$\beta$ :滑り角 [deg]

$\varphi$ :ロール角 [deg]

$\psi$ :ヨー角 [deg]

$V$ :機体速度 [m/s]

$u$ :機体速度の  $X$  方向成分 [m/s]

$v$ :機体速度の  $Y$  方向成分 [m/s]

$\rho$ :大気密度 [ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]

$\gamma$ :滑空角 [deg]

$b$ :スパン長 [m]

$c$ :コード長 [m]

$S$ :パラフォイル面積 [ $\text{m}^2$ ]

$M_W$ :パラフォイル質量 [kg]

$M_P$ :ペイロード質量 [kg]

$M_T$ :全機質量 [kg]

$A_{xx}$ :付加質量, 付加モーメント [kg][ $\text{kg} \cdot \text{m}^2/\text{s}^2$ ]

$I_{xx}, I_{zz}$ :慣性能率 [ $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ ]

$I_{xz}$ :慣性乗積 [ $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ ]

$C_L$ :揚力係数

$C_D$ :抗力係数

$a_0$ :無揚力角 [deg]

$\alpha_{im}$ :失速角 [deg]

$C_{L2,\alpha}$ :失速後の揚力傾斜 [1/deg]

$C_M$ :モーメント係数

$C_{L\alpha}$ :揚力傾斜 [ $\text{rad}^{-1}$ ]

$C_{L2,\alpha}$ :失速後の揚力傾斜 [1/rad]

$C_{D0}$ :最小有害抵抗係数

$C_{y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}$ :滑り角に関する安定微係数

$C_{yp}, C_{lp}, C_{np}$ :ロール角速度に関する安定微係数



$C_{yr}$  ,  $C_{lr}$  ,  $C_{mr}$ :ヨー角速度に関する安定微係数

$k$ ,  $k_1$ ,  $k_2$ :揚力線パラメータ

$C_{Dris}$ :ライザー（索）の抗力係数

$C_{Dpay}$ :ペイロードの抗力係数

$e$ :飛行機効率

$MLL$ :代表索長 [m]

$\Gamma$ :下反角 [deg]

$RA$  : リギングアングル [deg]

$s_l$ :重心位置と傘体の上下方向のオフセット [m]

$d_l$ :重心位置と傘体の前後方向のオフセット [m]

$s_{lpay}$ :重心位置とペイロードの上下方向のオフセット [m]

$d_{lpay}$ :重心位置とペイロードの前後方向のオフセット [m]

$K$ :誘導効力の係数

$Q$ :気流動圧 [Pa]

$\theta$ :パラフォイルの姿勢角 [deg]

$\phi$ :滑空比の逆正接角 [deg]

$T_1$ :前方ライザー張力 [N]

$T_2$ :後方ライザー張力 [N]

$\psi_1$ :線分 OCG と前方ライザーがなす角 [deg]

$\psi_2$ :線分 OCG と後方ライザーがなす角 [deg]

$g$ :重力加速度 [m/s<sup>2</sup>]

$M_{mg}$ :モーメント負荷点周りの重力モーメント [Nm]

## 第1章 緒言

### 1.1. パラfoilについて

パラfoilは、スカイスポーツの分野においてパラグライダーやパワードパラグライダー(PPG)などに、軍事分野では物資輸送機の翼として用いられている。その発明はパラシュートと比べるとまだ新しく、カナダのドミナ・ジャルバートによるもので、1966年に現在一般的に使用されているラム圧型のパラfoilの特許を取得している<sup>[1]</sup>。Fig. 1-1にその時の概念図を示す。

このパラfoilを用いた挑戦的な乗り物としてNASA, JPLが開発した太陽風探査機であるGENESISが挙げられる<sup>[2]</sup>。GENESISは2001年に打ち上げられた太陽系の形成を調査するための探査機であり、大きな目的として太陽風の採取と回収がある。そのために再突入カプセルを備えている。また回収を迅速に行うためにパラfoilを用いた減速と滑空を行い、その滑空中にヘリを用いて空中回収を行う。実際の再突入時にはセンサの不備によりパラfoilを放出することなく地面に落下してしまった。以下のFig. 1-2に回収の想定図を、Fig. 1-3に墜落したカプセルの様子を示す。また近年ではRocket Labが開発中の再使用ロケットElectronの一段目回収システムとしてこのパラfoilとヘリコプタを用いた空中回収手法の応用が検討されている<sup>[3]</sup>。実際に行われた実験では、一段目ロケットを模したダミーウェイトにパラfoil取り付け、投下、空中でパラfoilを展開した後、ヘリによる空中回収に成功した。このように、パラfoilの宇宙開発における利用は検討されている。

パラfoilを乗り物に用いることのメリットとして軽量大面積であることと高い収納性が挙げられる。大面積の翼でも小さくたたんで持ち運ぶことが可能であるため、スカイスポーツのパラグライダーでは自家用車や人の手で持って輸送することができるため山の上から飛び立つことができる。

Nov. 15, 1966

D. C. JALBERT

3,285,546

MULTI-CELL WING TYPE AERIAL DEVICE

Filed Oct. 1, 1964

2 Sheets-Sheet 1

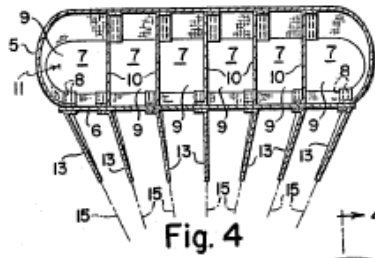


Fig. 4

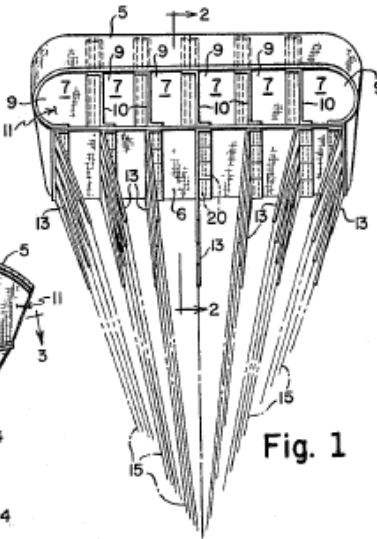


Fig. 1

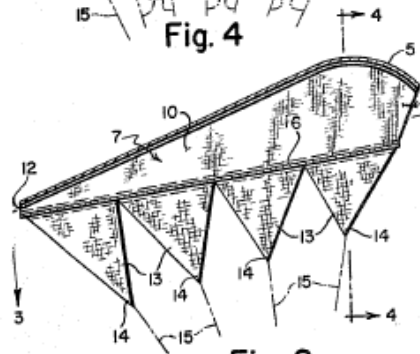


Fig. 2

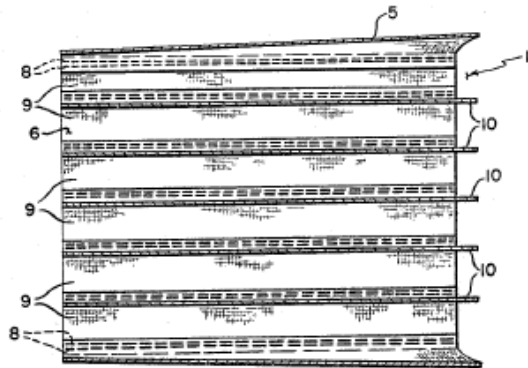


Fig. 3

INVENTOR  
DOMINA C. JALBERT

BY *James N. Gle*  
ATTORNEY

Fig. 1-1 Conceptual diagram of proposed by D. C. Jalbert[1]



Fig. 1-2 Conception picture at return phase in GENESIS mission.[3]



Fig. 1-3 Picture of crashed capsule of GENESIS.[4]

## 1.2. 火星探査の歩み

1965年にアメリカのマリナー4号が史上初の火星のフライバイに成功し、21枚の火星表面の写真を撮影することに成功した[4]。その後、世界各国で様々な火星探査が計画され、1971年11月にはソビエト連邦のマルス2号とマルス3号が火星周回軌道に投入され、同年12月から翌年の3月まで大量のデータを送信した。これらのデータから、火星には高さ22kmの山があること、上層大気には酸素原子と水素原子があること、地表温度が $-110^{\circ}\text{C}$ から $13^{\circ}\text{C}$ であること、地表面の気圧が5.5~6mbであること、水蒸気密度は地球大気の5000分の1であること、電離層の底の高度が80kmから110kmであること、砂嵐により砂粒は高度7kmまで巻き上げられることが分かり、火星の三次元マップが作成され火星の電場や磁場に関する情報が得られた[6][7]。その後も、様々な火星探査が行われ、1996年7月に打ち上げられたマーズ・パスファインダーではソジャーナと呼ばれる探査車を使用し過去の火星に水があったことを示唆する角の取れた小石を発見した。2011年にはFig. 1-4に示したマーズ・サイエンス・ラボラトリー(MSL)が打ち上げられた。このミッションではキュリオシティという過去最大のローバを使用し、火星に生命が存在した証拠や生命が育つのに適した環境であるかを調査している[8]。最新の火星探査ミッションではキュリオシティよりも大きなローバを火星に送るMARS2020ミッションがNASAにより進行している。このミッションでは、将来の火星サンプルリターンミッションにおける先遣隊として、地質学的に優位な着地点および観測点の調査や地球に持ち帰るためのサンプル採集などを目的としている。またこのローバに相乗りする形で、キューブサットクラスのヘリコプタを火星地表に輸送し、火星初飛行を目指している。

これまで用いられてきた火星探査機は、キュリオシティに代表される車輪を用いて地表面の探査を行う車輪型探査機やマルス2号に代表される惑星周回軌道上を回る探査機などが主であった。最近では新たな探査方法として航空機による地表近くの惑星探査が提案されており、ISAS/JAXAの火星飛行機[11]やNASAのPrandtl-M[12]が挙げられる。この火星飛行機は機体重量が3.51kg、翼幅が3m以下、搭載可能なペイロードが200gで高度1kmを50m/sで飛行する。航続距離は100km程度を想定しており、火星の地磁気およびカメラによる地上撮影などの観測を行う。Prandtl-Mは翼幅609.6mm、質量1.36kg以下を想定して

おり機体が非常に小さい。この飛行機は 10 分間で高度 2000feet(609.6m)から約 32km を滑空し、地上の詳細な画像を取得することを目標にしている。

この航空機型探査のメリットとして広範囲の探査が短時間で可能なことや不整地でも容易に到達できることなどが挙げられる。技術的な課題としては、火星大気は地球に比べて 1/100 という薄い大気圧であるため十分な揚力を得ることが難しい点である。大きな揚力を得るためには巡航速度を速くする、もしくは、翼面積を大きくすることが必要となる。通常の固定翼機を考えた場合、翼面積を大きくすることには大気圏突入時のカプセルによる輸送容積により限界が存在する。さらに翼面積が一定の大きさよりも大きくできない点により統制できる観測機の重量が非常に小さいことがあげられる。それらに対して非常に優位な点を持つ機体がパラフォイル型探査機である。このパラフォイル型探査機は翼が柔軟であるため、輸送時には畳んで収納しておくことが可能でありサイズの制約が緩い。そのため大気密度の薄い惑星での固定翼機と比較して大きな観測機を搭載した飛行に適していると言える。



Fig. 1-4 Mars Science Laboratory



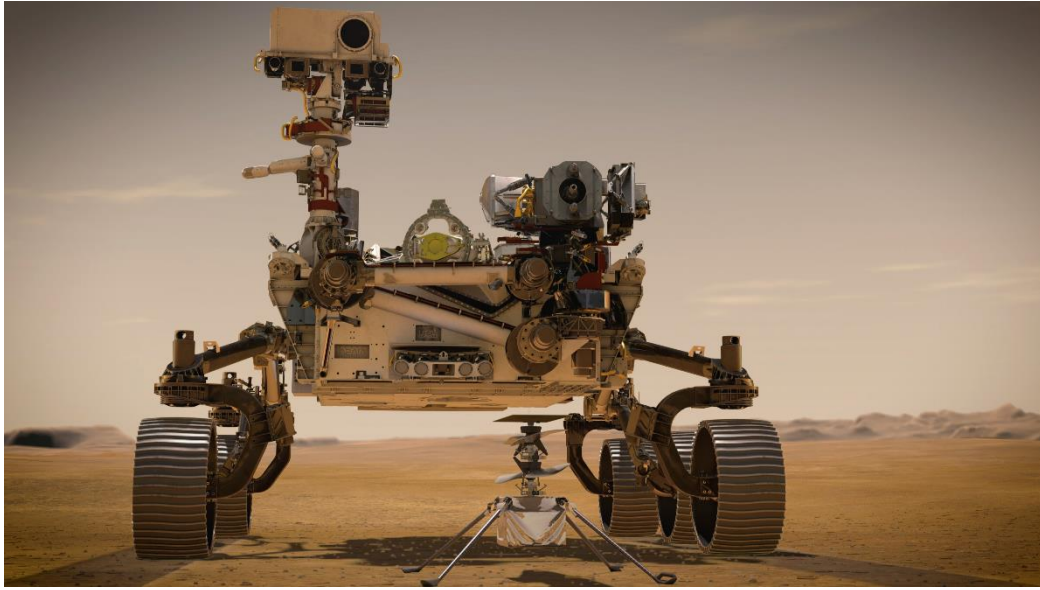


Fig. 1-5 Portrait of Perseverance (Rover) and Ingenuity (helicopter)<sup>[10]</sup>

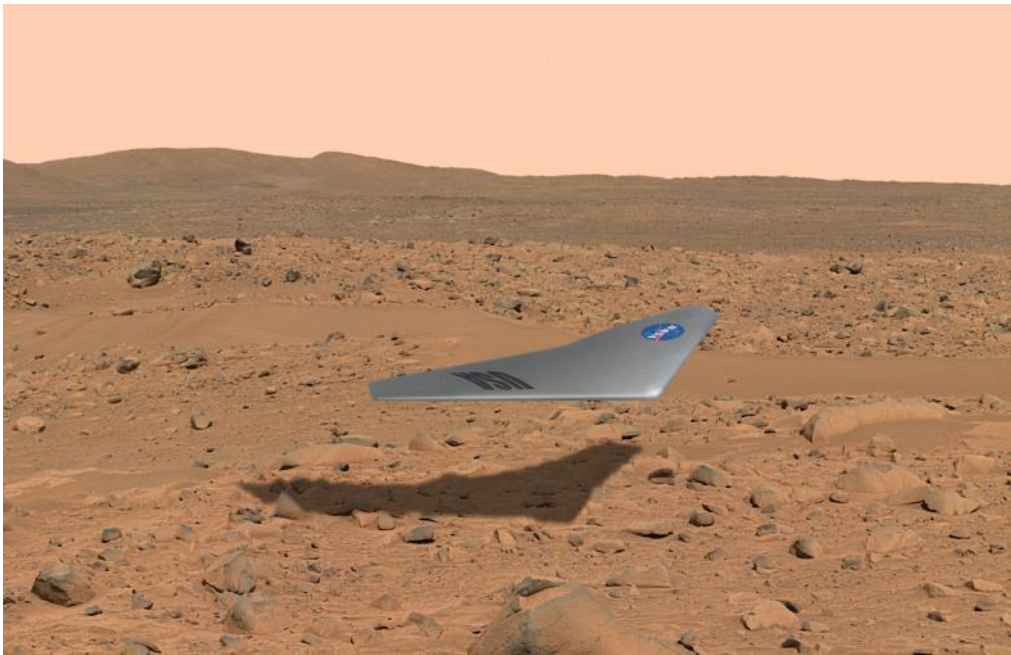


Fig. 1-6 Conceptual picture of Plandtl-m

### 1.3. パラfoil型火星探査機

パラfoilを用いた火星探査として以下の Fig. 1-7 に示す展開型柔軟エアロシエルと組み合わせた分散型火星探査ミッションが検討されている[13][14]. このミッションは、展開型柔軟エアロシエルを用いて高高度で減速し高度 10km 程度でパラfoil型探査機を突入機から放出する. このとき、パラfoilはすぐには切り離されず、空気を注入により展開後に滑空に入りやすい姿勢をとって分離される. その後、滑空飛行または、推進器を用いた巡航飛行を行う. 飛行中は地表の画像を撮像する. また、軽量の観測機も搭載することで地表までのデータや、着地点におけるデータを観測する. このとき、目標点は、観測価値の高い点を狙うため、目標点へのピンポイントな着地が求められる. 火星探査における大気圏突入時の着地点精度は NASA などの過去の実績より目標地点を中心に約半径 25km 程度の円内に収まると言われている. また、柔軟エアロシエルと組み合わせたミッションでは火星軌道上における逆噴射を利用した減速が 1% ずれると約 50 km 目標点からずれることが軌道計算より示されている[14]. ここから、本研究におけるパラfoil型火星探査機はこの着地点のずれを吸収できるだけの滑空性能を有することを目標とする. つまり、高度 10 km から滑空を開始したとすると、揚抗比は最低でも 5 以上必要となる.



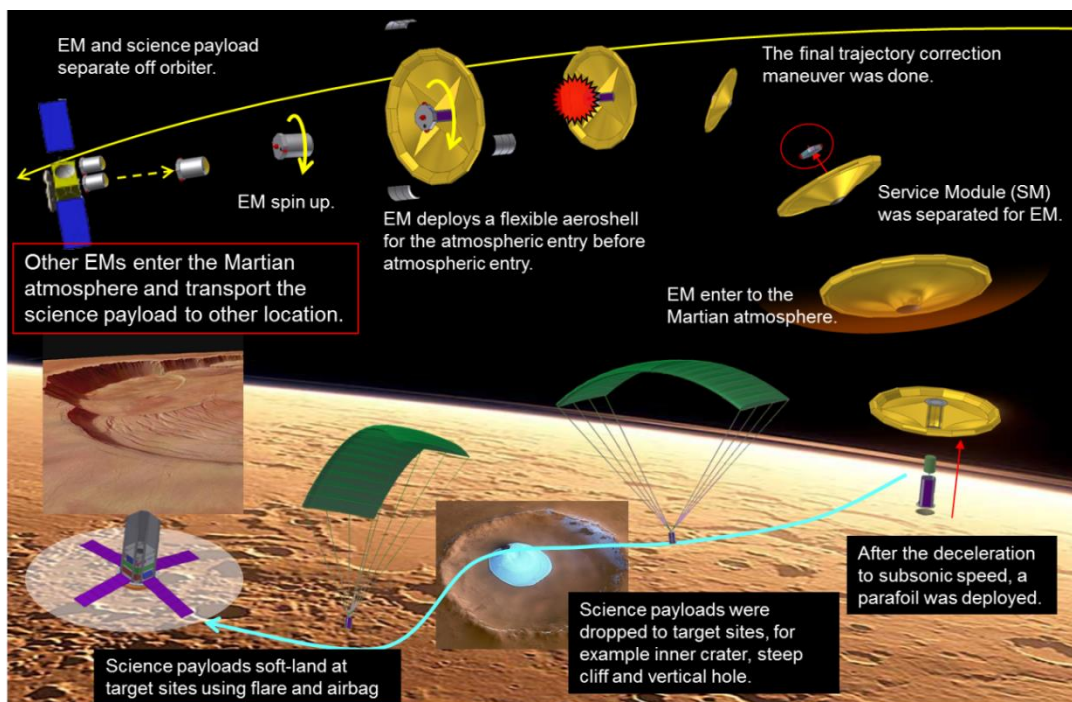


Fig. 1-7 Conceptual image of the future Martian entry descent and landing mission with innovative aerodynamic technique using flexible structure, which is inflatable decelerator and parafoil.

#### 1. 4. 火星探査用パラフォイルの課題

このミッションを想定して現状のパラフォイルを見ていくと大きな問題が浮き彫りになる。それは、低密度環境における展開の不確実性と低い揚抗比である。通常のパラフォイルは飛行時の動圧を受けて膨らむラムエア型であり巡航をすることで空気を取り込み、形状の維持をしている。しかしながら、火星では、大気密度が希薄であるため動圧が非常に小さく、傘体形状を保つことが難しい。Benton 氏, Yakimenko 氏の実験事例[15]では地球の高度 24km, 大気圧 7kPa においてパラグライダーを切り離れた場合、パラフォイルが膨らむことはなく、高度 7km, 大気圧 40kPa において傘体の展開を確認している。(Fig. 1-8) このようにラムエア型パラフォイルは低密度環境において展開することは難しいといえる。また、一般に用いられている輸送用パラフォイルの揚抗比は Fig. 1-9 に示すようにアスペクト比 3 程度で 4 弱となり、目標の揚抗比には届かない[16]。また図中のアスペクト比の大きな傘体はスポーツ用のパラフォイルであり空中での展開を想定していない。想定している環境としては地上からの離陸を行うことであ

り、本論からは外れているため議論は行わない。

このような主流の中で、別の切り口から提案された傘体が存在する。それは以下の Fig. 1-10 に示す完全密閉型パラフォイル(空気封入式パラフォイルともいう)である[17]。この完全密閉型パラフォイルはラムエア型とは違い、内部にガスを注入して展開をするため能動的に傘体を展開することが可能である。また内部にガスを注入することにより形状を保つため突風などの外乱に強く形状が崩れにくい。ただ、火星に展開用のガスを可搬しなくてはならないが、これは、大気密度が希薄な火星では展開に必要なガス量は小さいため大きな問題にはならない。またラムエア型では前縁に空気取り込み口があるために抗力が大きくなってしまいう傾向にあるが、これに対し完全密閉型では空気取り込み口などはなく抗力の発生源がラムエア型よりも少ない。そのため完全密閉型はラムエア型よりも大きな揚抗比を期待できる。

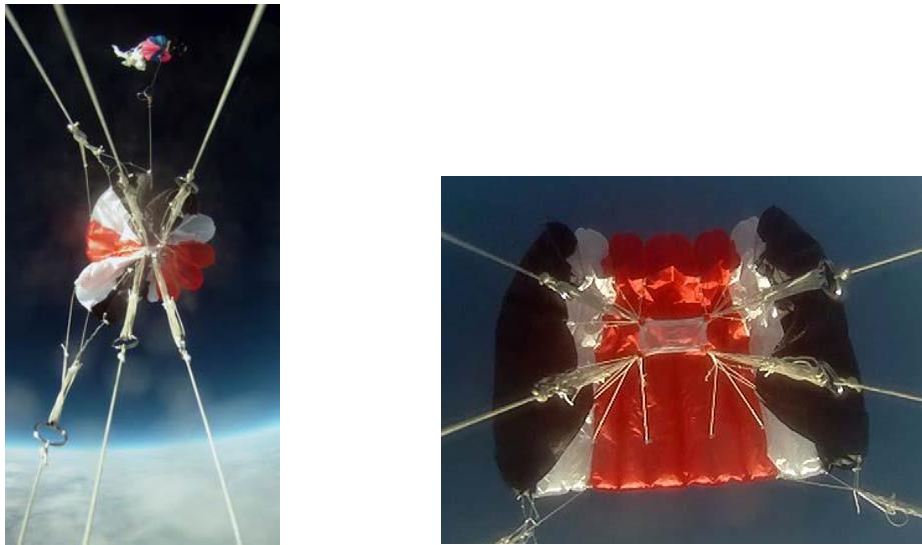


Fig. 1-8 Balloon drop test of high altitude high opening parafoil  
Left: At 24km altitude. Right: At 7km altitude. [15]

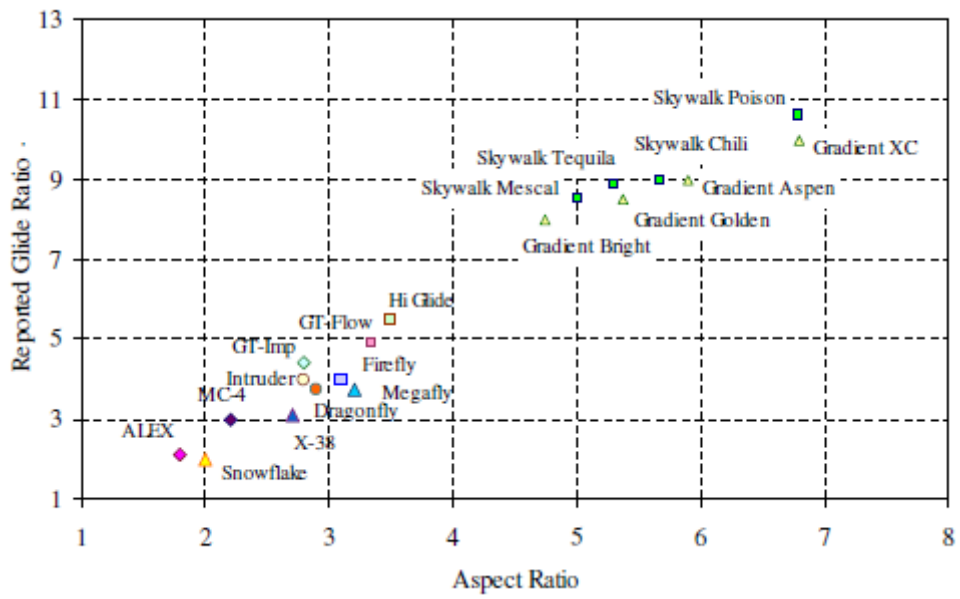


Fig. 1-9 Reported Glide Ratio vs. Aspect Ratio for Several Parafoil Systems[16]

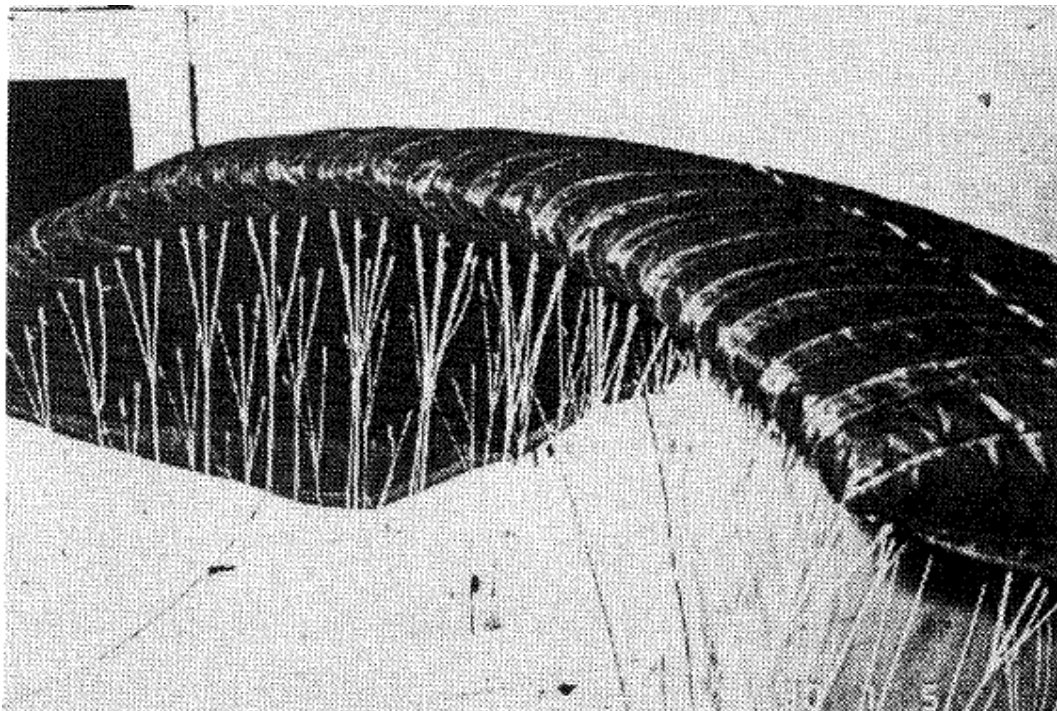


Fig. 1-10 Closed-type Parafoil[17]

## 1.5. 火星探査用パラフォイルの開発

過去に航空宇宙技術研究所にて成層圏プラットフォームを想定した完全密閉型パラフォイルの研究が行われた。この研究では完全密閉型パラフォイルの基本空力特性を理解するために風洞試験が行われた。この風洞試験による完全密閉型パラフォイルの研究から、完全密閉型パラフォイルの揚抗比はアスペクト比 2(翼幅 1.2m, 翼弦長 0.6m)の傘体で 3.91( $CL=0.52$ ,  $CD=0.132$ )という結果がわかっている。これは Fig. 1-9 におけるアスペクト比 2 の Snowflake の滑空比と比較すると 2 倍程度の性能向上となっている。

火星探査用パラフォイルを実現するためにはいくつかの課題が存在する。以下にその課題について列挙する。

- 低密度環境における傘体の展開
- 展開後の構造強度の維持
- 地球低高度での展開・滑空実証
- 地球高高度での展開・滑空実証
- 地球での自立制御の実証
- ダスト環境での耐久性
- 低温耐性
- 高い空力性能

低密度環境における展開や展開後の構造強度の維持に関しては、完全密閉型パラフォイルは解決するだけの機能を有している。しかしながら、完全密閉型パラフォイルでは地球上での展開滑空実証の成功は難しい。それは、展開に要するガス量が多いことにより低高度での展開に時間がかかることが理由である。これにより、パラフォイルを投下後、展開が完了する前に機体が墜落する可能性が高まる。またダスト環境における耐久性に関しても課題が残る。完全密閉型パラフォイルは傘体の表面が気密構造となっているため、小さな傷一つでガスが漏れ、傘体がつぶれるという欠点がある。そのため、火星のような厳しい環境に、密閉型パラフォイルは適していないといえる。

これらの課題を解決するために開発されたのが、Fig. 1-11 に示す部分密閉型パラフォイルである[18]。この部分密閉型パラフォイルは傘体内部にインフレータブル構造の桁を設け、剛体のリブにより翼型形状を維持する構造を持ったパラフォイルである。このパラフォイルはインフレータブル構造の桁のみにガスを



注入するため展開に必要なガス量が少なく，地上大気圧環境下においても 1, 2 秒程度で展開することが可能である．剛体のリブを採用したため完全密閉型と比較して収納性は低下してしまっただが，展開性能が格段に向上した．空力性能としてもアスペクト比 3 において揚抗比 6 程度を実現しており，これまでのラムエア型や完全密閉型と比較しても非常に大きな値を示している．これら部分密閉型パラフォイルの開発と空力特性や展開など基礎的な特性評価については第 2 章に示す．また第 2 章において詳しく述べるが，この部分密閉型パラフォイルを用いて展開から滑空，旋回までの実現を目指したフライト試験を行ったところ，分離後の傘体空中展開は成功したが，その後の滑空に入ることができなかった．そのため，この部分密閉型パラフォイルには滑空に入るための飛行安定性を持っていないということが分かった．

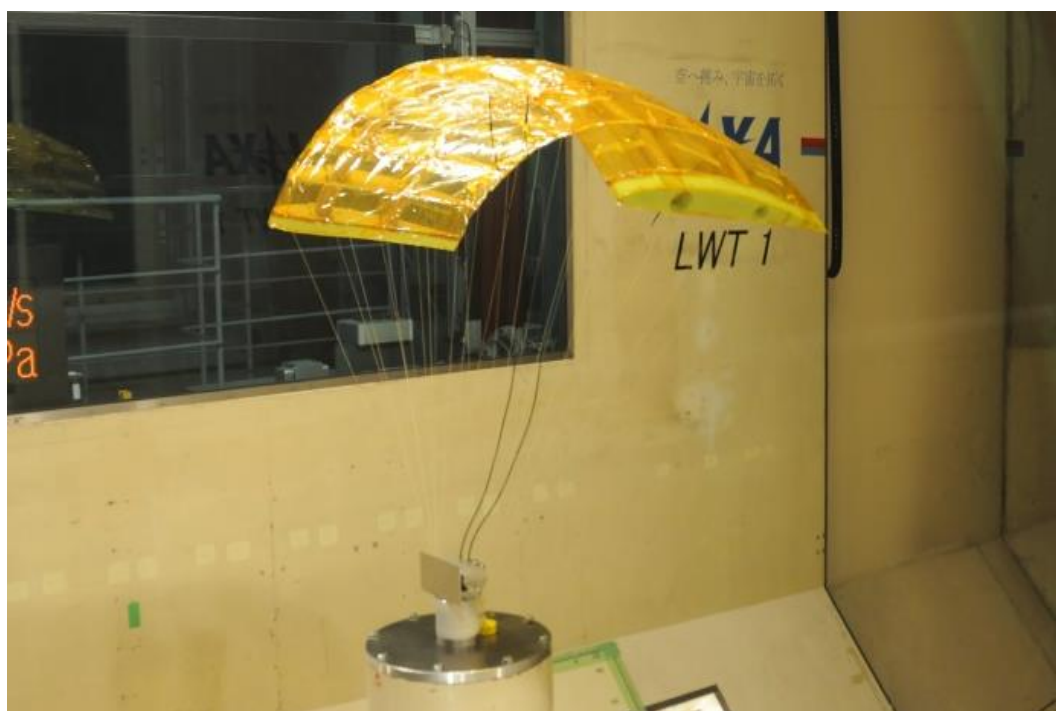


Fig. 1-11 partial closed parafoil

## 1.6. パラfoil型火星探査機実現の課題

この部分密閉型パラfoilは地上における風洞試験や展開試験で空力特性や展開特性が火星探査用パラfoilとして良好な性能を示した。しかしながら、フライト試験では、滑空に入ることなく、この部分密閉型パラfoilは飛行安定性が不足していることが分かった。加えて、この部分密閉型パラfoilを適用したパラfoil型火星探査機を目標とする場合、フライト試験でも実現できなかった、展開後の滑空移行と自立飛行制御を火星のような低密度環境で実現する必要がある。これを地球上において実証する場合、火星の大気密度と同等になる高度 34km[20]における展開滑空実証試験が重要となる。また、滑空移行や自立飛行の確認には低高度におけるフライト試験により調査することが実験実施上の観点から望ましい。低高度における滑空の成功が高高度の滑空成功に直接つながるわけではないが、低高度で滑空できない機体が高高度で滑空できる可能性は限りなく低いといえる。

本研究では、この部分密閉型パラfoilを用いた投下試験システムの実証として、小型の試験機体を用いた低高度投下試験を実施した[19][21]。その結果、部分密閉型パラfoilは展開には成功したものの、滑空には至らなかった。挑戦機会の少ない火星環境での飛行を目指すうえで、地上におけるトライ&エラーは極力減らし、理論に基づいた機体の改良を行うべきである。パラfoil型飛翔体が滑空する際、パラfoil型飛翔体には、流体問題、構造問題、姿勢運動等の課題が連成して発生する。さらに、傘体や索が柔軟物であることがより問題を複雑化させる。よってパラfoil型飛翔体のすべてのメカニズムを詳らかにすることは非常に難しい。

本研究では、パラfoil型飛翔体の飛行メカニズムについて、縦安定の観点から基礎的な力のつり合い解析と解析モデルを模した風洞試験から調査した。このとき、傘体の運動や索のたるみなどの運動を予測し、パラfoil型飛翔体の定性的な挙動について明らかにした[22][23]。その結果、パラfoil型飛翔体の形を決定する索のパラメータによっては飛行することができず、縦の安定性も低くなるということが分かった。さらに、部分密閉型パラfoilに使用する翼型が縦安定性を低下させることが解析より得られた。部分密閉型パラfoilは使用した翼型の形状を再現することがラムエア型よりも容易であるため、翼特性を選ぶことで安定性の向上が可能である[24]。よって縦安定性が向上する

翼特性を与えることで部分密閉型パラフォイルを用いた飛翔体の滑空が実現できる。これらについて第3章に示す。

飛翔体の制御を行う上で重要となるのが、飛行中の縦の安定と横の安定である。縦の安定は主に滑空距離や滑空時間、滑空速度を決定する。これに対して横の安定は方向安定性や旋回の可否、応答速度、旋回半径などに影響を与える[25]。火星探査用パラグライダーとして完成させるためには、横の安定性にも注目する必要がある。第三章において翼型を変更することで縦安定性が改善されることを示したが、このパラフォイルの横の安定性に関して議論が必要となる。特に縦の安定において、部分密閉型パラフォイルに選んだ翼型により縦の安定性が不足する事態が発生したため、同様のことが横の安定でも発生する可能性が高い。一般に高性能な飛翔体は安定性が低いことが知られている。ラムエア型パラフォイルよりも性能を向上させた部分密閉型パラフォイルはその傾向にあると予想される。

そこで、本研究ではパラフォイル型飛翔体の横の安定について航空機の運動方程式に基づいた固有値解析を行い、パラフォイル型飛翔体の横の運動モードについて議論する[26]。このとき、部分密閉型パラフォイルを模した形状のモデルを解析対象とし、固有値解析を行う。解析により現状の横安定特性と横の安定性を向上させる方策について述べる。これらについて第4章に示す。

### 1.7. 火星探査用パラフォイルに求められる特性

本研究で想定するパラフォイル型火星探査機において求められる特性について述べる。まず、パラフォイル型火星探査機には火星突入における着地点のずれと考えられる水平距離 50 km を吸収できるだけの揚抗比を目標とする。高度 10 km から滑空を開始すると仮定すると揚抗比は 5 以上、8km から滑空する場合 6.25 以上となる。

次に、縦の安定性であるが、火星環境で飛行する際、課題となるのは低い大気密度による  $Re$  数の低下である。低  $Re$  数環境では、一般に粘性の影響から抗力係数が増加し、空力性能が低下するといわれる。その中でも、空力性能を維持することが重要である。さらに、低  $Re$  数環境下でも高い縦の安定性を得ることが必要である。このような低  $Re$  数環境下に対応した空力特性の翼型を採用することが空力性能の向上と安定性の維持には欠かせない。この時、部分密閉型パラフォ

イルの特徴として、一般に低  $Re$  数でも空力性能が高いと言われる翼型は薄翼であることが多いが、部分密閉型パラフォイルでは構造強度維持の観点から、薄翼は使えない。そのため、低  $Re$  数に対応しつつ、翼厚のある翼型を適用する必要がある。横の安定性であるが、安定性の向上には揚抗比の低減が効果的である。しかしながら、空力性能の向上の目標と矛盾する、そのため、空力性能を維持したまま、横安定性を向上させる必要がある。またパラフォイル型飛翔体の横安定性は重心位置が低いことによる影響が大きい。特に吊り下げ部に対して翼が軽量であることが、低重心化の理由である。火星環境では低密度環境により、飛行速度が高速化しやすい。この時、圧縮性の影響を無視するには傘体を大きくし、揚力を稼ぐ必要がある。それにより、傘体質量の増加、加えて重心位置が高まり、横安定性が低下しやすい。その条件下でも横安定性を高めるための方策が必要となる。

#### 1.8. 本研究の目的と1章のまとめ

本研究の目的について、もう一度示す。火星探査用パラフォイルの実現を目指して開発した部分密閉型パラフォイルについて、その基礎特性となる、空力特性、展開性能等を風洞試験や展開試験から明らかにし、非常に高い性能が得られた。しかしながら、この部分密閉型パラフォイルは実際に投下試験を行ったところ、展開後滑空に至ることは無かった。その理由として、この開発した部分密閉型パラフォイルは、滑空に至るための縦安定性および横安定性が不足していたと考えられる。そこで本研究では、この部分密閉型パラフォイルのフライト試験を成功させるために、安定性の向上を目指す。この時、安定性向上のために、縦の安定性では静安定解析と風洞試験によりそのメカニズムを明らかにする。加えて、安定メカニズムに基づき、翼特性の改善により静安定の向上を図る。横安定性では航空機力学に基づいた動安定解析を実施し部分密閉型パラフォイルの横安定性を明らかにする。一般に空力性能を下げることで安定性を向上させることが可能である。しかしながら、空力性能の低下は、部分密閉型パラフォイル開発の目的と矛盾する。よって、部分密閉型パラフォイルにより向上した空力性能を維持したまま、安定性を向上させる方策について調査する。この結果について簡易なフライト試験から確認し妥当性を検証する。それらにより火星飛行に適したパラフォイル型飛翔体について提案を行う。本論文では第2章に部分密閉型パ



ラフオイルの性能，第 3 章に縦の安定性，第 4 章に横の安定性について記述した．第 5 章には火星探査機の設計を示す．

## 参考文献

- [1] United States Patent Office : Patented Nov.15,1966
- [2] NASA: GENESIS mission Factsheet, <http://genesission.jpl.nasa.gov/>, (2020 年 8 月 12 日閲覧 )
- [3] Rocket lab : Rocket Lab Successfully Completes Electron Mid-Air Recovery Test, <https://www.rocketlabusa.com/news/updates/rocket-lab-successfully-completes-electron-mid-air-recovery-test-the-successful-test-brings-rocket-lab-another-step-closer-to-making-electron-a-reusable-launch-vehicle/>, (2020 年 8 月 12 日閲覧)
- [4] JPL : GENESIS Search for Origin, <https://genesission.jpl.nasa.gov/gm2/images/gallery/landing/index.htm>, (2020 年 8 月 27 日閲覧)
- [5] National Space Science Data Center, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/>
- [6] A.L.Albee, R.E.Arvidson, F.Palluconi, T.Thorpe “Overview of the Mars Global Surveyor mission”, Journal of geophysical research Vol.106, No.E10, 2001
- [7] 宇宙情報センター, <http://spaceinfo.jaxa.jp/>, (2017 年 1 月 30 日閲覧)
- [8] Jet Propulsion Laboratory Press Kits, Mars Science Laboratory Launch Press Kit, <https://www.jpl.nasa.gov/news/presskits.php>, Nov. 9, 2011, (2020/4/29 閲覧)
- [9] NASA : MARS 2020 / Perseverance fact sheet, [https://mars.nasa.gov/files/mars2020/Mars2020\\_Fact\\_Sheet.pdf](https://mars.nasa.gov/files/mars2020/Mars2020_Fact_Sheet.pdf)
- [10] NASA : MARS 2020 mission, image, <https://mars.nasa.gov/resources/25118/portrait-of-perseverance-and-ingenuity-artists-concept/>
- [11] 大山聖, “MELOS1 にむけた火星飛行機の概念検討”, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2010
- [12] Could This Become the First Mars Airplane?”, [http://www.nasa.gov/centers/armstrong/features/mars\\_airplane.html](http://www.nasa.gov/centers/armstrong/features/mars_airplane.html)
- [13] 山田和彦, 安部隆士, 平木講儒, 東野伸一郎 “展開型柔軟構造飛行体による火星大気圏内飛行型探査機の概念検討”, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2010
- [14] 森吉貴大, 金丸拓樹, 永野央士, 山田和彦 : 柔軟構造エアロシェルとパラグライダーを用いた次世代飛行型火星探査機の検討, 宇宙科学技術連合講演論文集, 2017
- [15] J. E. Benton, O. A. Yakimenko, On Development of Autonomous HAHO Parafoil

- System for Targeted Payload Return, AIAA 2013-1312, 2013
- [16] Michael Ward, Alek Gavrilovski, and Mark Costello, Flight Test Results for Glide Slope Control of Parafoil Canopies of Various Aspect Ratios, 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA 2011-2620, 2011
- [17] 奥山政広, 岩崎昭人, 藤田敏美, 藤村郭俊, 高橋侔, 玉置元昭, 宮下純一  
“空気封入式パラグライダー模型の風試結果について”, 航空宇宙技術研究所資料 671 号, 1994
- [18] 森吉貴大, 前川啓, 山田和彦, 西田浩之: 火星探査用新型パラフォイルの提案と基礎的特性の評価, 日本航空宇宙学会論文集, 2020 年 68 巻 1 号 p. 47-55, DOI : <https://doi.org/10.2322/jjsass.68.47>
- [19] 森吉貴大, 前川啓, 金丸拓樹, 山田和彦, 安部隆士, 西田浩之: 次世代火星探査用パラグライダーの飛行試験機の開発, 第 59 宇宙科学技術連合講演会論文集, 2015
- [20] 国立天文台編, 理科年表 第 86 冊 机上版, 丸善出版, 2012
- [21] 森吉貴大, 山田和彦, 東野伸一郎: RC ヘリやゴム気球を用いた小規模フライト試験の開発, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 2018, JSASS-2018-4593
- [22] Takahiro MORIYOSHI, Hiromu MAEKAWA, Kazuhiko YAMADA, Takashi ABE, and Hiroyuki NISHIDA, Flight Stability Analysis for Parafoil-Type Vehicle, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-e-49, Kobe, July, 2015
- [23] Takahiro Moriyoshi, Kazuhiko Yamada, Hiroyuki Nishida, The Effect of Rigging Angle on Longitudinal Direction Motion of Parafoil-Type Vehicle: Basic Stability Analysis and Wind Tunnel Test, International Journal of Aerospace Engineering 2020:1-16, December 2020, DOI: 10.1155/2020/8861714
- [24] 森吉貴大, 前川啓, 金丸拓樹, 山田和彦, 原田大樹, 高橋裕介, 安部隆士: パラフォイル型飛翔体における翼特性が飛行安定性に及ぼす効果に関する研究, 第 47 回日本航空宇宙学会年会講演会論文集, 2016
- [25] 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, 1995
- [26] 森吉貴大, 金丸拓樹, 山田和彦, 西田浩之: 火星探査用パラグライダーの横安定性に関する研究, 日本航空宇宙学会論文集, 2020 年 68 巻 5 号 p. 181-188, DOI: 10.2322/jjsass.68.181

## 第2章 部分密閉型パラフォイルの開発

### 2.1. 本章の概要

火星探査用パラフォイルの実現のためには低密度環境下のラムエアによる傘体形状の維持に頼らない新たなパラフォイルが必要となる。そこで新たな構造のパラフォイルの開発が必要となった。そこで本章では、新たに開発した部分密閉型パラフォイルについて傘体のコンセプトや一般のパラフォイルとの違いについて説明する。また部分密閉型パラフォイルの空力特性や展開特性などについて実験的に調査を行い、その実験結果を述べる。さらにこの実験結果における成果と課題を最後にまとめる。

### 2.2. パラフォイルの構造

まず一般のパラフォイルおよび完全密閉型、部分密閉型パラフォイルの構造や特徴についてそれぞれ説明し、開発した部分密閉型パラフォイルと比較を行う。

#### 2.2.1. ラムエア型パラフォイルの構造[27]

ラムエア型パラフォイルは Fig. 2-1 に示すような外観となっており、翼型をかたどるリブと翼面を作るスキンから構成されている。それぞれは布で製作されており軽量かつ柔軟な傘体が構成される。翼型の前縁付近は切り落とされた形状かつ、その部分を閉じることなく外気に対して開放しておくことで飛行時のラム圧を傘体内部に取り込むことができる。Fig 2-1 のように傘体はこのラム圧により傘体は膨らむ。またアーチ形状や翼弦方向の形状は各リブの翼弦方向に数本取り付けられた索により維持される。

(a)



(b)

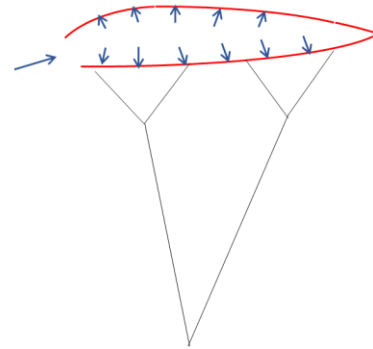


Fig. 2-1 Ram-air parafoil (a) Appearance of ram-air parafoil (b) Inflation mechanism of ram-air parafoil

### 2.2.2. 完全密閉型パラフォイルの構造 [28]

完全密閉型パラフォイルは Fig. 2-2 に示すような外観であり、ラムエア型における前縁の開口部を閉じ、ガスを注入することで内圧の維持を行う。このとき内部のガス圧を傘体内部に封入するために膜面の材料としてはガス透過性のないものを採用する必要がある。この完全密閉型パラフォイルの基本形状は開口部を除いてラムエア型パラフォイルと同様の構造となっている。傘体内圧を傘体表面材料の気密により維持している構造上、表面の傷に非常に弱い。表皮に傷がつくだけでガスがリーク、それにより圧力が低下し傘体形状を維持するだけの構造強度を発揮できなくなる。そのため火星のようなダストが飛び交う環境において適用する場合、表皮の材料を強靱にする必要があり、傘体が重くなってしまふ。また傘体すべてを膨らませるためには多量のガスが必要になる。大質量輸送のための傘体の大型化も視野に入れるとガスタンクが質量の大半を占めることになる可能性がある。

(a)



(b)

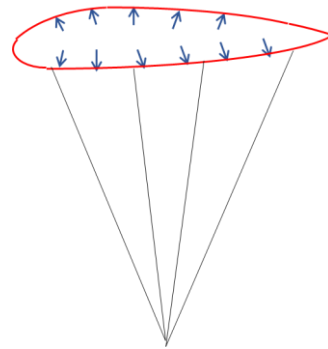


Fig. 2-2 Closed type parafoil (a) Appearance of closed type parafoil (b) Inflation mechanism of closed type parafoil

### 2.2.3. 部分密閉型パラフォイルの構造と特徴

そこで提案する傘体が Fig. 2-3 に示す部分密閉型パラフォイルである。この部分密閉型パラフォイルは Fig.2-4 に示す模式図のように、内部にバルサ材で作られたリブ、表面を覆うポリイミドフィルムのスキン、インフレータブル構造で作られた桁を持つ構造であり、一般的な翼に近い構造をしている。リブをスパン方向に配置するセル構造やフィルムによるスキンの構築はラムエア型、完全密閉型と変わらない。リブは桁と接着される点が異なる。ラムエア型は傘体の内圧とアーチ型による揚力が傘体を翼端方向に押し広げる役割をする。部分密閉型ではこのインフレータブル桁にのみガスを注入し、その内圧によりスパン方向の押し広げを行う。よって、ラムエア型とは異なり能動的にそのアーチ形状を維持できる。翼の曲げ強度に関しては、一般に研究されている翼すべてが膨らむインフレータブル翼では翼の曲げ合成を高めるために厚翼、高圧の圧縮空気を要求する[29]。この部分密閉型パラフォイルの場合は翼幅方向に均等に配置された索が曲げ変形を支えるためにそれほど大きな曲げ剛性を持つ必要がない。しかしながらその構造上、翼弦方向には構造強度を持たないため構造部材が必要となる。また翼端のリブも桁から受ける押し出し力を支えるだけの強度が必要となり、リブには構造部材を用いることが必須となる。よって収納状態の傘体はスパン方向に縮めたような形状となる(Fig. 2-5)。この部分密閉型パラフォイルは桁以外の部分に関してラムエア型のように積極的に空気を取り入れていないため、傘体内部の圧力は外気の静圧と等しいといえる。今回提案した部分密閉型パラフォイルでは傘体内部に 2 本のインフレータブル桁を配置し、その直径の上限

値は配置した翼弦方向位置における翼厚に依存する。

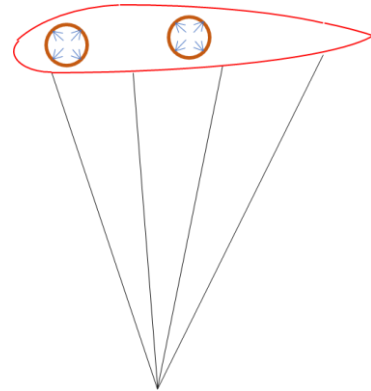
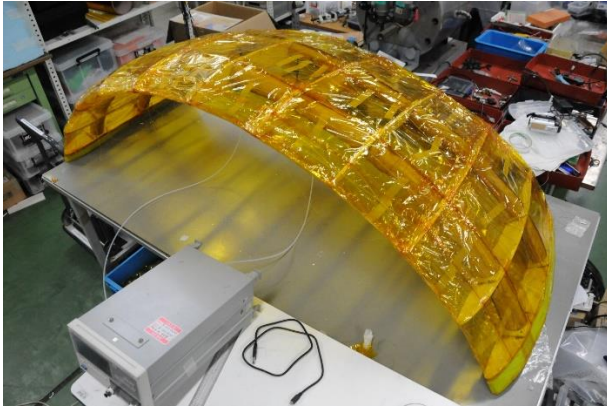


Fig. 2-3 Partial closed type parafoil (a) Appearance of partial closed type parafoil (b) Inflation mechanism of partial closed type parafoil

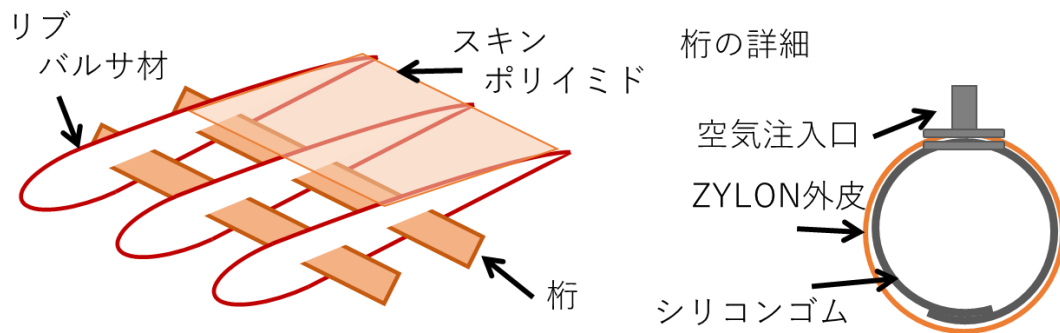


Fig. 2-4 schematic model of partial closed type parafoil



Fig. 2-5 Shrunk partial closed type parafoil

### 2.3. 索のパラメータ

部分密閉型，ラムエア型にかかわらず，パラフォイルの設計を行う上で重要となる要素が傘体と吊り下げペイロードをつなぐ索の設計である．この索について説明する．傘体は数本の索を用いて吊ることで気流中に安定飛行する．このとき索の長さを決める設計パラメータとして RA (Rigging Angle)， MLL (Mean Line Length)， CG (Center of Gravity) の三つがある[30]．それぞれの定義を以下の Fig. 2-6 に示す．RA は傘体の取り付け角を示すパラメータであり頭上げが正である．MLL は索全体の長さを決めるパラメータであり吊り点から傘体までの距離で定義する．MLL は，ラムエア型においてスパン長の 0.6 程度に設定することで空力特性として効率が良いと言われている[27]．CG は重心位置であり，本開発においては 45 %程度であった．これに加え，翼弦方向の索の取り付け位置を翼弦方向に分布させて与えることで索の長さを計算することができる．索長の計算方法は次のとおりである．まず MLL，CG，索取り付け位置，RA を設定する．次に吊り点，CG，索固定位置より作られる三角形のうち，索に対応する 1 辺の長さを計算する．この計算をすべての索で行うことで設定した設計パラメータを実現する索長の組み合わせが得られる．この索を 1 本ずつ計算された長さに合わせて索固定点に固定することで設計パラメータを実現する．

今回製作した傘体の索は直径 0.47 mm のベクトランロープを用いた．索の本数は翼弦方向に 4 本を分散して配置し，スパン方向に 6 セットの計 24 本である．模式図を以下の Fig. 2-7 に示す．翼端から 2 セルごとに索を取り付けており，アーチ形状の半径は索の長さ MLL により決定される．また傘体を固定する際，索は左翼と右翼で分けて幅を持たせ固定する．この固定幅はスパン長の 0.1 程度とした．

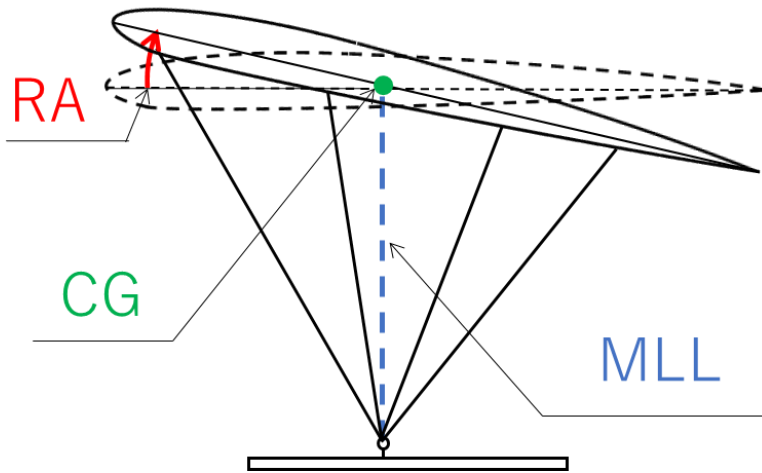


Fig. 2-6 Two-dimensional model of parafoil and definition of line parameters.

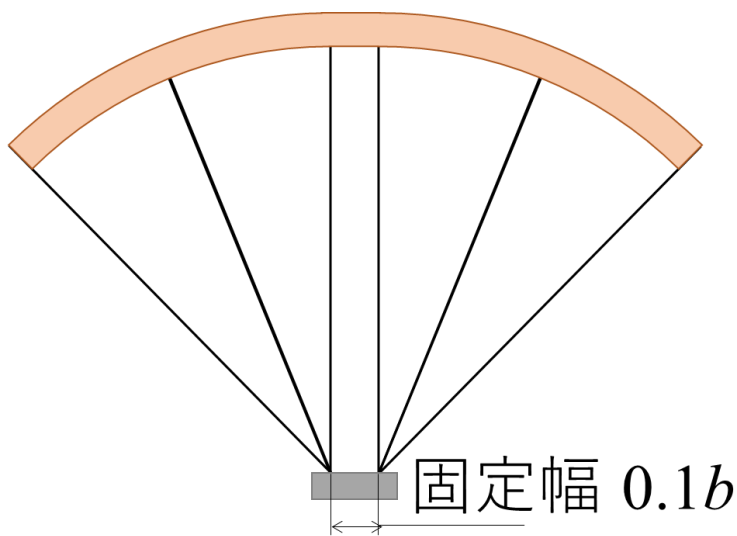


Fig. 2-7 Schematic diagram of the line fixed in the span direction

#### 2. 4. 開発した部分密閉型パラフォイルの一例

提案した部分密閉型パラフォイルの寸法や質量等の諸元を以下の Table 2-1 に示す。空力特性取得のためにスパン長 2 m の傘体と後述するフライト試験の 1.4 m の傘体を製作しており、基本的な構造は相似形状として比率を一致させた。RA を決定するための索の長さについて以下の Table 2-2 にまとめる。索の取り付け位置により長さが異なり、本章で用いた索の取り付け位置は、前縁から翼弦長の 6, 30, 55, 75%となる翼下面とした。



Table 2-1 Specifications of partial closed type parafoil for wind tunnel test.

基本諸元		
スパン [m]	1.4	2.0
アスペクト比 [-]	3	3
翼型	DAE51	DAE51
質量 [kg]	0.63	1.22
代表索長(MLL) [m]	0.84	1.2
傘体重心位置 (CG) [%]	45	45
詳細諸元		
索本数 [本]	24	
索直径 [mm]	0.47	
索材質	ベクトラン	
翼下面索取り付け位置 [%]	7, 30, 55, 75	
リブ枚数 [枚]	11	
リブ材質, 厚み	厚さ 6mm バルサ	
フィルム厚 [ $\mu\text{m}$ ]	12.5	
前方桁直径 [mm]	35	50
前方桁翼弦方向位置 [%]	25	
後方桁直径 [mm]	25	40
前方桁翼弦方向位置 [%]	60	

Table 2-2 Line length of corresponding to RA

Parafoil with Span length of 1.4 m				
RA [deg]	Attached position of lines			
	0.06c	0.3c	0.55c	0.75c
-5	836.7	832.1	845.5	865.8
-4	839.9	833.3	844.7	863.4
-3	843.0	834.6	843.9	861.1
-2	846.2	835.8	843.1	858.7
-1	849.3	837.0	842.3	856.3
0	852.5	838.2	841.5	853.9
1	855.6	839.5	840.7	851.5
Parafoil with Span length of 2.0 m				
RA [deg]	Attached position of lines			
	0.06c	0.3c	0.55c	0.75c
-1	1213.3	1195.7	1203.3	1223.3

## 2.5. 空力特性

### 2.5.1. 試験概要

部分密閉型パラフォイルの風洞内における挙動および空力特性について、風洞試験を実施し取得した。調査内容は、この傘体が風洞内で飛行するかという基本的なことに加えて、索のパラメータ、特に RA の空力特性に対する影響、傘体内部の桁内圧力が空力特性に及ぼす影響、自由に運動ができる状態での風洞試験であることに起因する風速の空力特性に対する影響を調査した。それぞれの傘体に対して飛行の可否を取得した。スパン長 2 m の傘体に対して風速と内圧が空力特性に及ぼす影響を取得した。スパン長 1.4 m の傘体に対して RA と風速の影響を細かく取得した。スパン長 2m に対して内圧の調査を行った理由は、翼面積が大きいため空気力による引張や曲げ荷重などが大きくなり、空力特性に対する構造強度の影響を確認できるという考察より行った。スパン長 1.4 m に対して RA の空力特性に対する影響を詳細に確認した理由であるがフライト試験において使用することを想定しており、フライト試験用 RA を考える材料とするために行った。

### 2.5.2. 試験設備と試験システム

風洞はスパン長 2 m の傘体に関しては JAXA/調布の 6.5×5.5 m 低速風洞[31]、1.4 m の傘体に関しては JAXA/宇宙科学研究所の惑星環境風洞[32]を用いた。

以下の Fig. 2-8 に示す 6.5×5.5m 低速風洞は、ゲッチンゲン型水平単回路回流式風洞で長辺が 75m、短辺 25m、全長 200m の大型風洞である。計測部の断面は高さ 6.5m、幅 5.5m の四隅を 1m ずつ面取りした 8 角形の断面形状を持つ。常用最大風速は 70m/s である。送風機は 1 段軸流動翼可変節式で動翼は直径 9.3m の 10 枚羽根で構成されている。動翼角もしくは回転数を変更させることで、風速を制御している。送風機を駆動する電動機は直流 2500V、出力 3000kW の三相交流誘導電動機を使用し、回転数はインバータで制御されている。測定部は縮流胴出口から第 1 拡散胴入口までの 11m で本試験ではストラット支持測定部を使用した。本試験で使用したストラット支持測定部以外にもスティング支持測定部と自由壁測定部がある。

以下の Fig. 2-9 示す惑星環境風洞は、回流式変圧風洞で風路全体を密閉し真空排気することで低圧環境での風洞試験が可能である。また測定部の扉を開放す

ることで大気圧環境において低速風洞として使用することも可能である。吹き出し口は開口直径が 1.6m の開放ジェット型で吹き出し口の 3.5m 下流に直径 1.9m の吸い込み口がある。軸流二段各六翅でコントラ回転式の送風機を 380 馬力で定速回転する 3 相誘導電動機からトルクコンバータとギヤボックスを介して駆動している。ギヤは高速、中速、低速の三種類があり本試験では中速ギヤを使用した。

風洞試験のブロック図を以下の Fig. 2-10 および Fig. 2-11 に示す。また使用した計測機器を Table 2-3 に示す。空力特性の計測には六分力計(共和電業 LFX-A-1KN)を使用した。この六分力計のアナログ出力をデータロガーに収録し揚力や抗力を取得した。六分力計による荷重の算出方法に関しては後述する。気流諸元はピトー静圧管による動圧の計測と圧力計による静圧計測を行った。6.5m×5.5m 低速風洞の場合は、風洞既設の設備を用いて動圧、静圧、温度をアナログデータとしてデータロガーに収録した。また風洞側の処理済みデータとして風速のアナログ出力があるため、同時に収録した。これらの荷重データおよび気流データ、傘体諸元より空力係数を算出した。惑星環境風洞の場合は、風速のアナログ出力はないため、風速は動圧や静圧、温度から計算した。温度の計測には K 型熱電対を使用し、データロガー内蔵の熱電対アンプにより温度データとした。傘体内のインフレーター内圧力は圧力配管を介して差圧計により計測した。配管に関して後述する。データロガー収録時のサンプリングレートはすべての計測項目において 10Hz とした。使用したデータロガー(GL900)の収録チャンネル数は 8 チャンネルであり、一台では不足する。そのため、データロガーを二台使用し、各ロガーに同一信号を収録することで時間同期を確保した。

パラフォイルは以下の Fig. 2-12 に示す索固定治具に、Fig. 2-13 に示すライザー固定部品 A および B を用いて取り付けた。ライザー固定部品は索を設定したい RA の索長にしたうえで 2 部品間に挟み、締め付けることで固定した。これらの索固定治具の下部に六分力計取り付けた。さらにこの六分力計を風洞内部にあるストラット(Fig. 2-14)や角度変更装置(Fig. 2-15)に固定することで風洞内に設置した。本章において空力特性を調査する部分密閉型パラフォイルは内部のインフレーター部の素材に用いたシリコンゴムの特性より、注入した空気がインフレーター部から透過し、徐々にインフレーター内の圧力が低下する性質を持つ。そのため、風洞試験中に空気圧を維持するためには、空気を少量で

はあるが入れ続ける必要がある。そのため、外部から常に空気を入れるためのガス配管を設けた。ガス配管は外径4mm, 内径2.5mmのビニルチューブを使用し、パラfoilから六分力計上部に設けたマニホールドに接続した。このマニホールドから伸ばしたガス配管はストラット内部や風洞床を經由し、手動弁や分岐を介して内圧計測用の圧力計(Honeywell, PPT0050DWW2VA-CEF)やコンプレッサーに接続した。このとき、六分量計上部のガス配管は索長よりも長さに余裕を設けることで、傘体と索の関係を崩さず内容に注意した。また六分力計から風洞床側の配管はたるませることで荷重パスとなることを避けた。

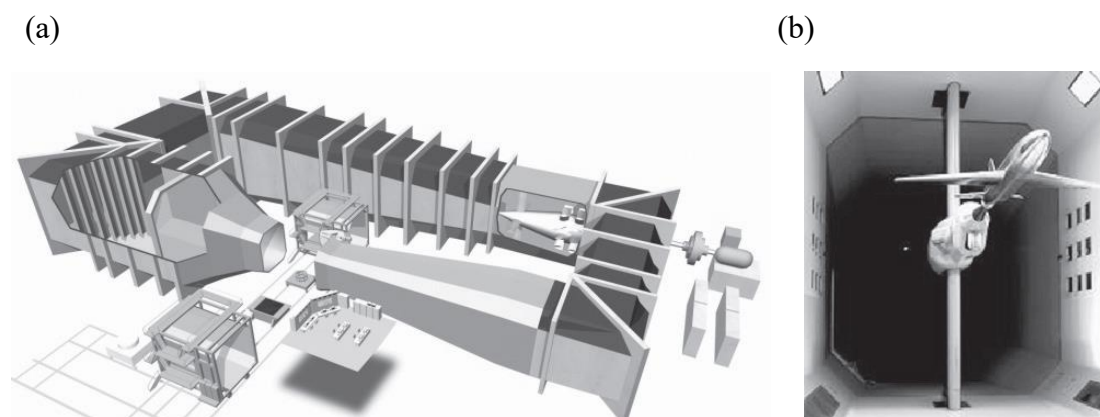
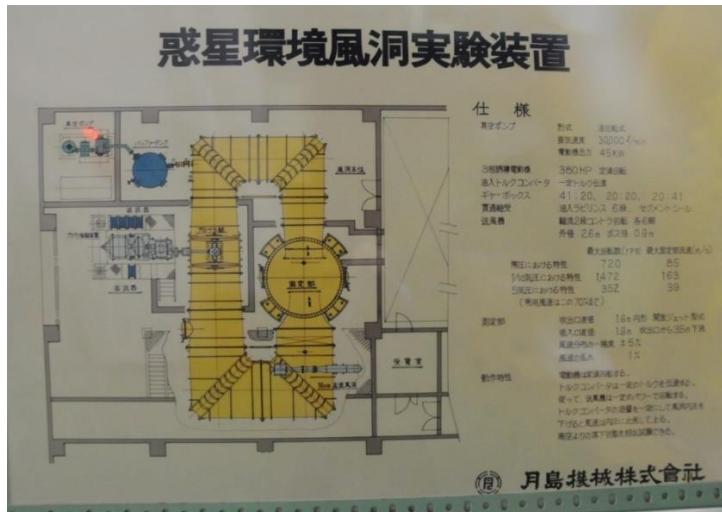


Fig. 2-8 6.5m×5.5m low speed wind tunnel. (a) Overhead view of 6.5m×5.5m low speed wind tunnel (b) Inside the wind tunnel

(a)



(b)



Fig. 2-9 Planetary environment wind tunnel. (a) specification of planetary environment wind tunnel (b) Outside view the wind tunnel

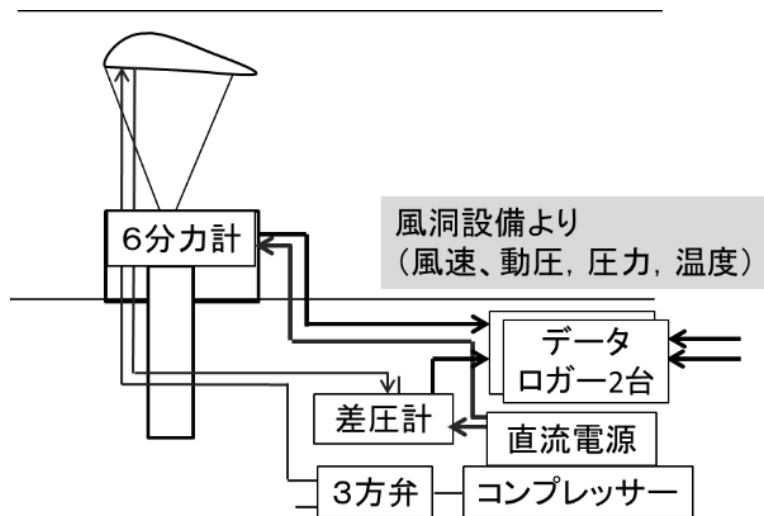


Fig. 2-10 Block diagram of 6.5m×5.5m low speed wind tunnel test.

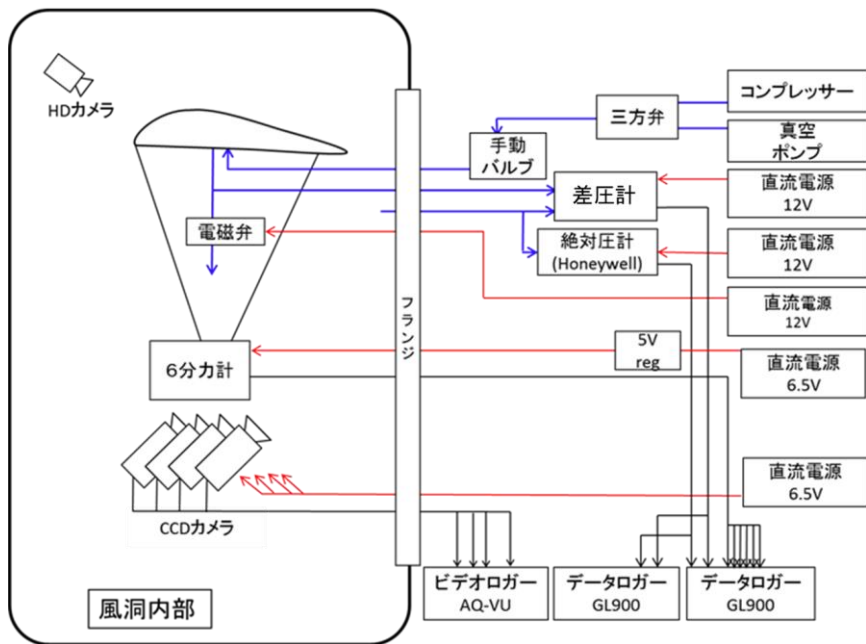


Fig. 2-11 Block diagram of planetary environment wind tunnel test.

Table 2-3 Equipment used for wind tunnel test

6.5m×5.5m 大型低速風洞試験			
機器	メーカー	型番	校正式
六分力計	共和電業	LFX-A-1KN	—
大気圧計測 用圧力計	絶対圧型デジタル圧力計 (Type 690A13TRA)		$y = 26.664x$ [kPa] (2017 年 以前)
動圧計測用 差圧計	差圧型デジタル圧力計 (Type 698A12TRA)		$y = 2667.409x$ [Pa] (2017 年 以前)
傘体内圧計 測用差圧計	Honeywell	PPT0050DWW2VA-CEF	$y = 137.89x - 345.74$ [kPa]
データロガ	Graphtec	GL900	—
惑星環境風洞試験			
六分力計	共和電業	LFX-A-1KN	—
大気圧計測 用圧力計	Honeywell	PPT0015AWN5VA-B	$y = 20.699x + 0.0194$ [kPa]
動圧計測用 差圧計	岡野製作 所	DMP-302N12	$y = 499.27x - 505.69$ [Pa]
傘体内圧計 測用差圧計	Honeywell	PPT0050DWW2VA-CEF	$y = 137.89x - 345.74$ [kPa]
温度計測	K 型熱電 対	—	データロガーの機能を使用
データロガ	Graphtec	GL900	—



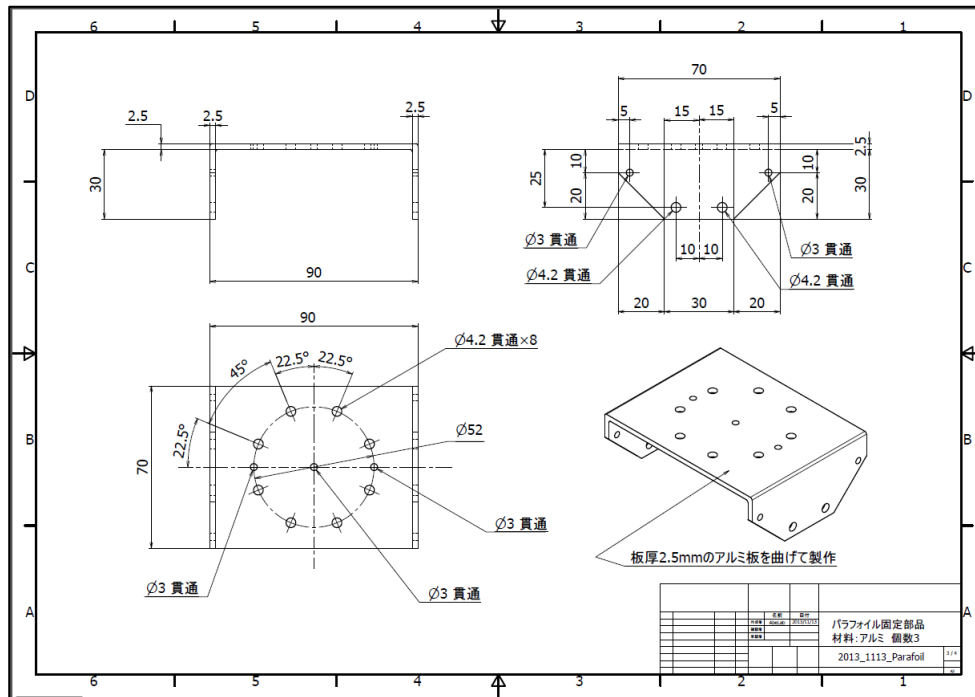


Fig. 2-12 Part drawing 1 of attachment jig for wind tunnel test.

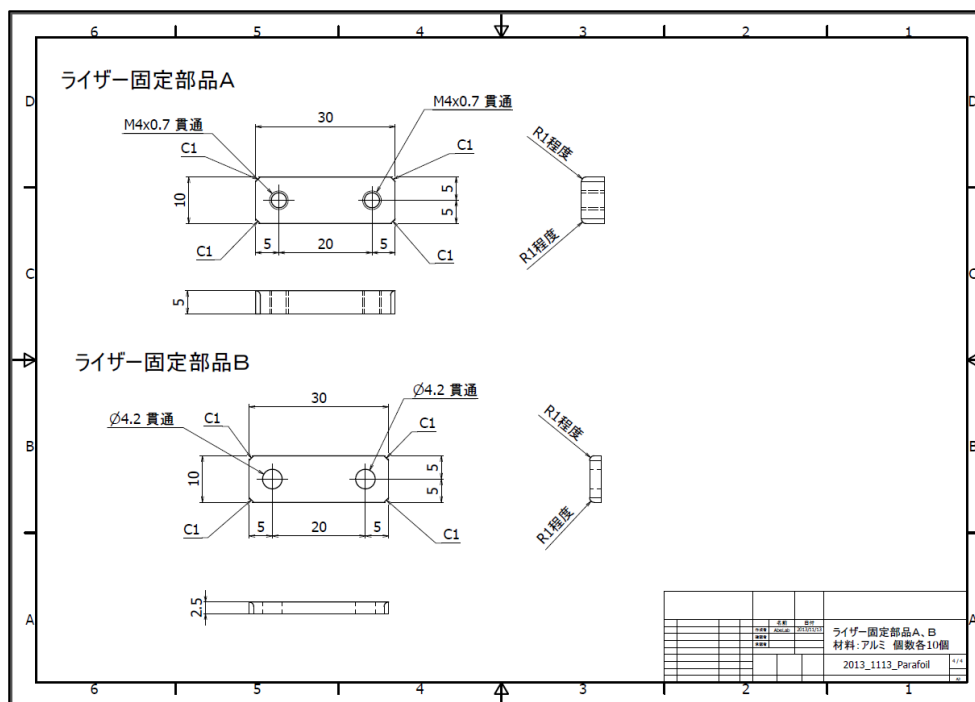


Fig. 2-13 Part drawing 2 of attachment jig for wind tunnel test.

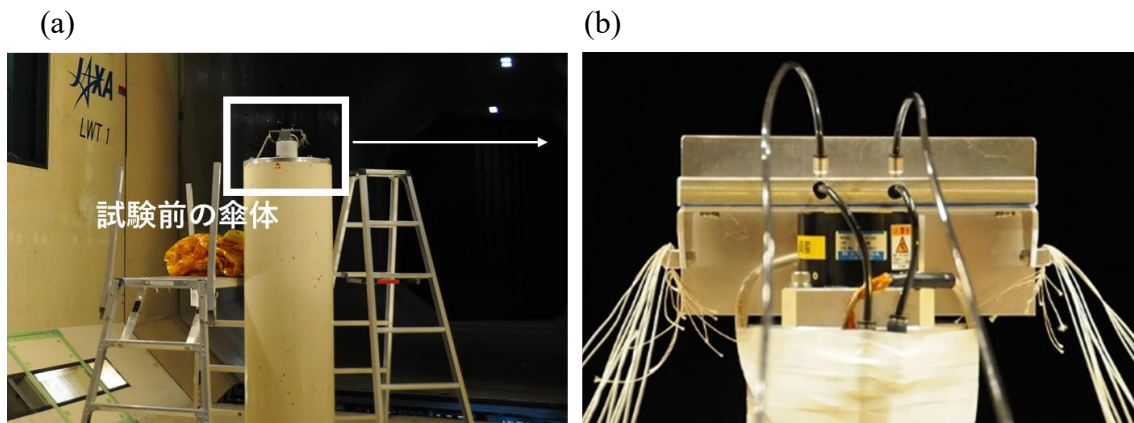


Fig. 2-14 Appearance with parafoil fixed in strut of 6.5m × 5.5m low speed wind tunnel. (a) Overall view, (b) Zoom view of 6-force transducer.

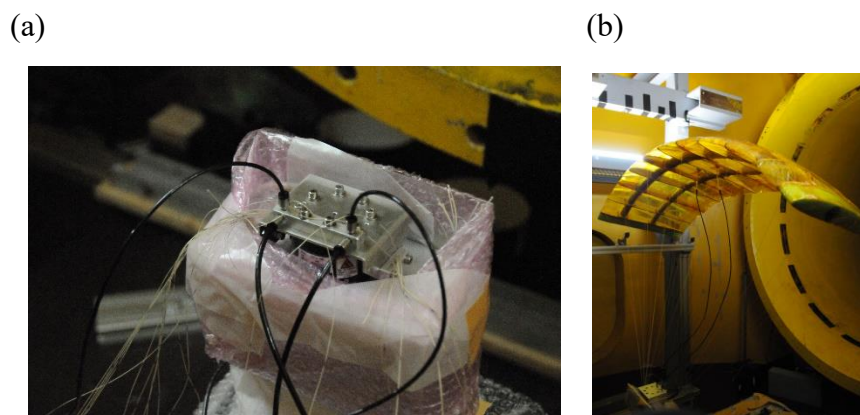


Fig. 2-15 Appearance with parafoil fixed in planetary environment wind tunnel. (a) Zoom view of 6-force transducer. (b) Overall view of wind tunnel test.

### 2.5.3. 六分力計による荷重の算出

本試験で用いた六分力計は、共和電業製の LFX-A-1KN である。この六分力計の定格容量、定格出力、応答周波数を Table 2-4 に示す。許容過負荷は 150%、非直線性とヒステリシスは定格出力の 0.5%以内となっている。また無負荷状態では六分力計から 2500mV の出力がある。またこの六分力計は固定にねじを使用している。このねじの締めつけトルクにより零点にばらつきが発生してしまうので取り付けにはトルクレンチを使用して、仕様書にある締めつけトルクで固定した。六分力計の特徴として、1 分力の出力に他の分力の出力が影響する干渉が発生するため、それを補正する校正係数行列が必要となる。この六分力計には共和電業によって作成された Table 2-5 に示す校正係数行列があるため、これを

使用した。本試験において使用した Table 2-5 の校正係数行列を用いて干渉補正を行い、出力電圧を六分力の物理量に変換する。この校正係数行列を用いて MY の出力電圧を物理量に変換したところ、MY として出力される値よりも FX として出力される値が大きくなるような干渉がこの六分力計にはある。六分力計の荷重方向は Fig. 2-16 に示す。

$$\begin{pmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \\ M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{校正係数行列} \\ 6 \times 6 \text{ 行列} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} VF_X \\ VF_Y \\ VF_Z \\ VM_X \\ VM_Y \\ VM_Z \end{pmatrix} \quad \dots(3.1)$$

Table 2-4 Specification of 6-force transducer.

	Top:Rated capacity, Bottom:Rated output			Frequency
	Fx,Fy,Fz	Mx,My	Mz	response
LFX-A-1KN	1kN	40Nm	25Nm	500Hz
	Approx ± 1500mV			
	(With output voltage at no load as reference)			

Table 2-5 calibration Matrix of 6-force transducer.

	aFx	aFy	aFz	aMx	aMy	aMz
Fx	0.6421	-0.0079	-0.0039	0.0189	0.2667	0.0043
Fy	0.0061	0.6407	0.0029	-0.2593	0.0235	0.0047
Fz	0.0020	0.0007	0.6683	0.0001	-0.0008	-0.0095
Mx	0.0002	0.0024	0.0001	0.0256	0.0000	0.0000
My	-0.0025	0.0002	0.0000	0.0000	0.0256	0.0000
Mz	0.0001	0.0001	-0.0002	0.0001	-0.0002	0.0168

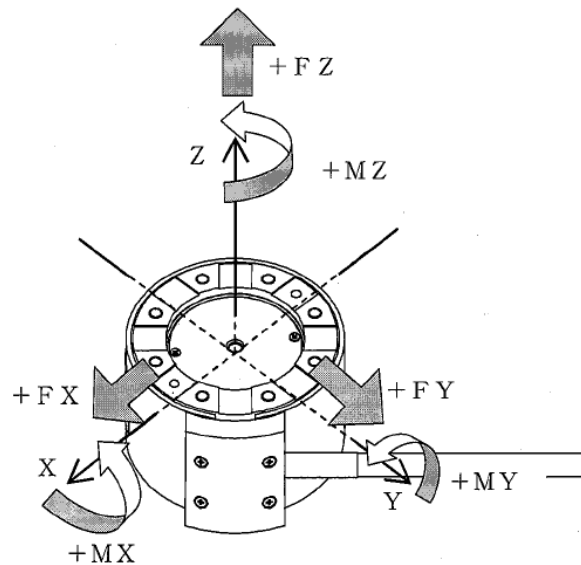


Fig. 2-16 Force axis of 6-force transducer.

#### 2.5.4. 試験条件

実際に固定された風洞試験前のパラフォイルの様子および索の固定部分を Fig. 2-14 および Fig. 2-15 に示す。索は翼弦方向の一系列を 1 セットとし、翼端から 3 セット計 12 本をまとめ固定した。なお、傘体の重力により揚力は小さく計測されるが、後処理により重力を加算することで揚力を算出した。傘体は索のみで固定し、風洞内で索による拘束範囲内において自由に運動することが可能となる。よって安定飛行する際は空気力と重力のバランスからある迎角においてトリムをとる。このトリム姿勢において空力特性を計測した。なお、傘体はトリム飛行時でも若干の振動を伴うため、サンプリングレート 10 Hz で 40 秒間計測し、時間平均空力を取得した。また空力特性の誤差はアメリカ機械学会規格[33]に則り不確かさ解析の 95 % 包括度を用いて評価した。試験パラメータの範囲は次のとおりである。スパン長 2 m の傘体では風速は 10~15m/s( $Re = 4.7 \sim 7.0 \times 10^5$ ), RA は -1 deg, 傘体内圧力は 8~30 kPa の範囲, スパン長 1.4 m の傘体では風速は 12~17 m/s( $Re = 3.5 \sim 5.0 \times 10^5$ ), RA は -5~1 deg の範囲, 傘体内圧力は 30 kPa に設定した。

### 2.5.5. 試験方法

本風洞試験はパラfoilが索のような柔軟物により固定されているため、通常の剛体模型と支持装置を用いた風洞試験とは手順が異なる。そのため、以下に本試験で行った方法を以下に示す。

本試験の特徴として、パラfoilが柔軟物であること、索のみで固定されることが挙げられる。パラfoil型飛翔体は柔軟物であるため初期状態が定まらない。そのため、剛体風洞模型のように試験前と試験中の六分力計出力の差分が空気力とはできない。そこで試験中に取得できる六分力計の出力には傘体の重量が含まれていることを加味し、六分力計から得られる揚力出力に重量分を加算することで揚力とした。このとき、試験前の出力に傘体重量を含まないために傘体を人の手により持ち上げることで対応した。パラfoilは索のみにより固定されることで風洞内において索固定点を中心とした回転運動を行うことができる。これにより、飛行の可否がより明確になる。また、通常の剛体風洞模型のような、後方支持形態等による固定治具の影響を廃して考えることが可能となる。

- ① 索長(RA)を決定し、ライザー固定部品を用いて固定する
- ② 索固定治具へライザー固定部品を締結後、パラfoilを風洞内へ設置
- ③ 配管を接続
- ④ パラfoilへ空気を注入し所定の圧力まで膨らませる
- ⑤ 人が立ち入り、風洞内でパラfoilを持ち上げる
- ⑥ データロガーの収録開始
- ⑦ 索固定治具の自重を取得
- ⑧ 通風開始
- ⑨ 人の手により気流中にパラfoilを静対させる
- ⑩ 人が風洞内から離脱する
- ⑪ 試験条件の風速、パラfoil内圧力に設定
- ⑫ 静定後、計測タイミングとして一定時間待つ
- ⑬ ⑪と⑫を試験条件分繰り返す
- ⑭ 通風終了に向けて、減速する
- ⑮ 人が風洞内に立ち入り、パラfoilを受け止める

- ⑯ 通風終了
- ⑰ 索固定治具の自重および、時間経過による六分力計のドリフトを計測
- ⑱ データロガー収録終了
- ⑲ 1 ケース終了

### 2.5.6. 風洞試験結果

風洞試験の結果として、まず今回提案した傘体が風洞中で飛行できるかについて述べる。今回製作した傘体であるが、以下の Fig. 2-17 に示すようにスパン長 2 m、スパン長 1.4 m の双方とも風洞内の安定飛行に成功した。飛行時は索固定点まわりでピッチ方向に小さく揺動するような動きを示した。Fig. 2-17 中にあるようにパラfoilは索のみにより固定されており自由に運動できる風洞試験となっている。一般的に用いられているラムエア型や、過去に開発されてきた密閉型と比較して、よりリジッドな構造である部分密閉型であるが、これまでの傘体と同様に安定に飛行することができた。この Fig. 2-17 の写真において、設定した RA は -1 deg である。インフレーターブル桁内圧力に関しては双方の傘体とも大気圧との差圧で 30 kPa とした。また、スパン長 1.4 m の傘体に関して RA を変化させ飛行できるパラメータを取得したところ、設定可能範囲が存在した。以下の Table 2-6 にその RA の範囲を示す。この設定可能範囲が存在する理由については次章で議論する。

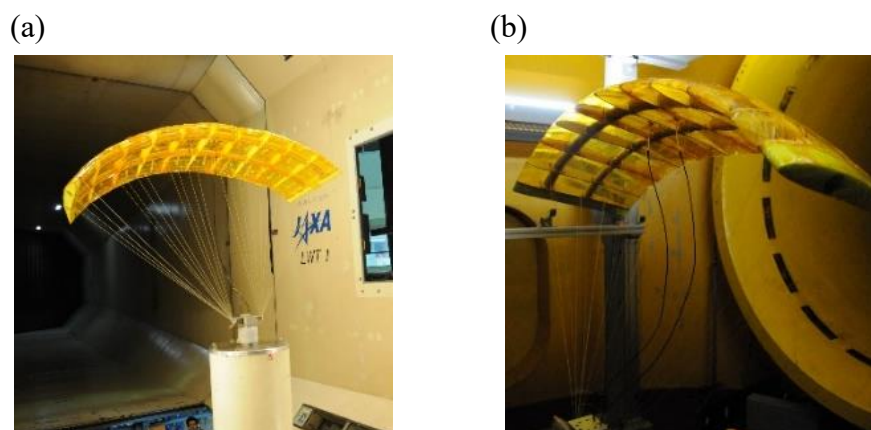


Fig. 2-17 Parafoil for stable flight in the wind tunnel (a) 6.5m × 5.5m low speed wind tunnel test. (b) Planetary environment wind tunnel test.

Table 2-6 Result flight-able RA in wind tunnel test

	設定 RA						
	1	0	-1	-2	-3	-4	-5
スパン長 1.4m	×	○	○	○	○	○	×

○：飛行成功 ×：飛行失敗

### 2.5.7. RA の影響

以下の Fig. 2-18 および Fig. 2-19 にスパン長 1.4 m の傘体における RA と揚抗比および空力特性の関係を示す. RA に対する揚抗比の結果と比較して RA -3 deg までは RA を負側に大きくすることで揚抗比が大きくなる傾向を示したが, さらに負側に大きくなる RA -4 deg の結果では揚抗比が RA -3 deg と比較して減少した. 揚力係数や抗力係数の結果については RA を負側に大きくすることでそれぞれが減少するという結果となった. また, 風速を大きくすることで空力特性に変化がみられる. これについては次節において述べる. この風洞試験の結果から, 設定した RA の刻み幅の範囲内では部分密閉型パラフォイルの揚抗比は最高で RA -3 deg, 風速 15 m/s において 6.6(CD:0.088, CL:0.59)程度であった. これは, 過去に開発されてきた同アスペクト比のパラフォイルと比較しても大きな値であることが分かる.

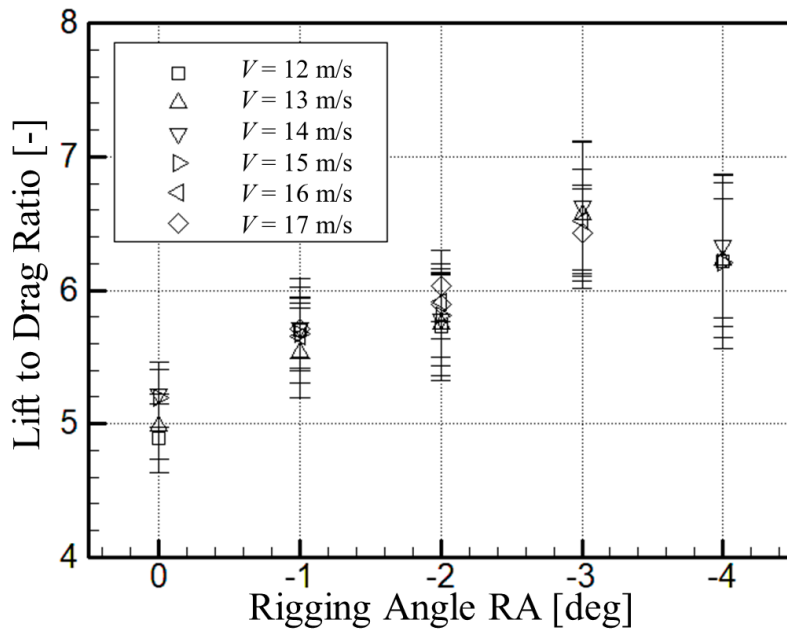


Fig. 2-18 Wind tunnel test result of lift to drag ratio with RA of span 1.4 m parafoil

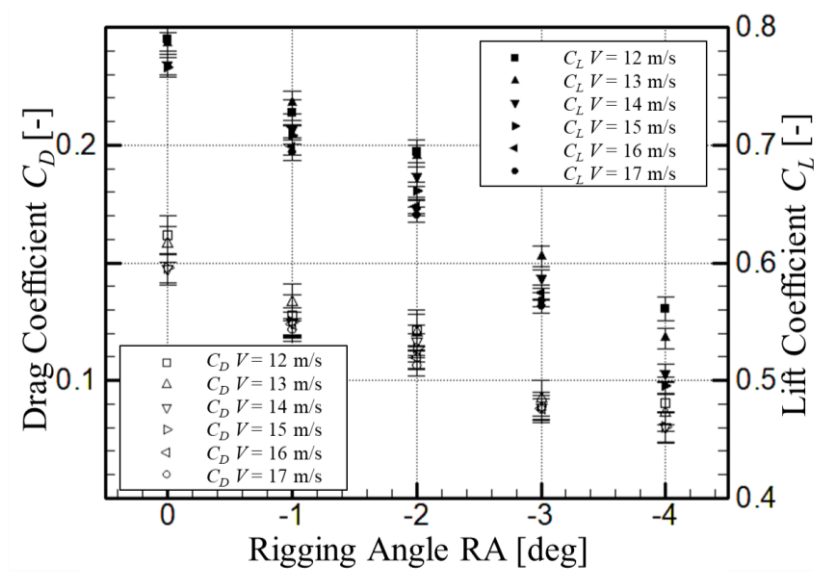


Fig. 2-19 Wind tunnel test result of lift coefficient and drag coefficient with RA of span 1.4 m parafoil



### 2.5.8. 風速の影響

次に、風速に対して考える。風速を大きくすることで各傘体、各試験ケースにおいて揚力係数、抗力係数ともに小さくなる方向に変化した。ここから、風速を大きくすることでトリム迎角が小さくなっていると考えられる。これらについて議論する。まず考えられる理由としては風速上昇に伴う吊り点まわりの空気力によるモーメントの増大による重力によるモーメントの相対的な減少、風速の上昇による  $Re$  数の増加が挙げられる。このうち支配的であると考えられるのは、重力によるモーメントの相対的な減少である。重力によるモーメントが相対的に小さくなると空力特性が変化する理由だが、傘体は風洞内で重力に反して飛行している。このとき傘体は索により拘束されており、索の長さの範囲内において自由に運動でき、飛行位置、姿勢に制約はない。そのため傘体で発生した空気力および重力による吊り点まわりのモーメントの釣り合う位置で飛行する。これがあるトリム迎角をとる理由である。このとき、風速を大きくすることで空気力は増大する。しかし、重力は傘体の質量により決まっており変化しない。そのため風速上昇とともに重力が空気力と比べ相対的に小さくなり釣り合い関係が変化、トリム迎角に影響を与えると示唆される。このときの模式図を以下の Fig. 2-20 に示すが、左が風速(動圧)の小さなケース、右が風速(動圧)の大きなケースを示している。この傾向は実験の様子からも得られており、以下の Fig. 2-21 に示す。この図は側面から撮影したビデオカメラの映像を風速 10 m/s と 15 m/s において切り出し、合成した写真である。Fig. 2-21 中の垂直な破線は画像手前に位置する翼端の前縁部を示す線、斜めの実線は翼端部における翼弦線に沿わせた線であり、カメラ画像からわかる迎角を示す。Fig. 2-21 中矢印は風速を上昇させることで傘体が前縁側に移動したことを示す。迎角の大きな像が 10 m/s の様子、迎角の小さな像が 15 m/s の様子であり風速により傘体迎角が大きく異なっていることが分かる。さらに Fig. 2-19 から揚力係数は風速の上昇とともに減少することから迎角の低下が想起される。以上の証拠から仮説は正しいと考える。 $Re$  数の影響であるが、少なからずあると考えられるが  $Re$  数の変化範囲が小さいことから空力特性を劇的に変化させることは少ないと考えられる。よって、風速を大きくすることで空力特性がした理由は重力によるモーメントが相対的に小さくなったからであると示唆される。これらの詳細に関しては次章において述べる。

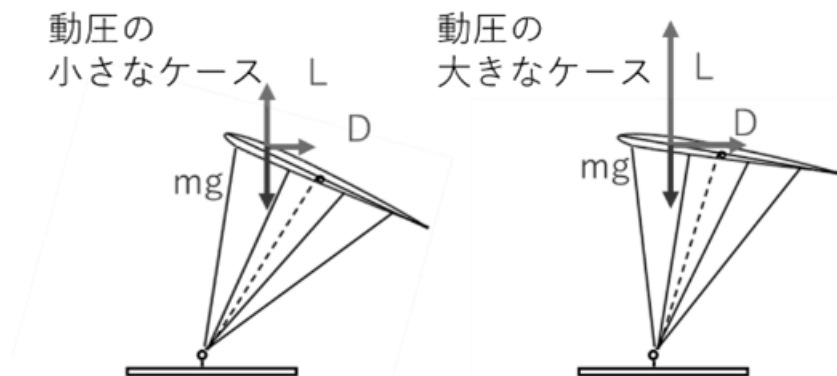


Fig. 2-20 Schematic diagram of parafoil attitude changes during wind tunnel testing

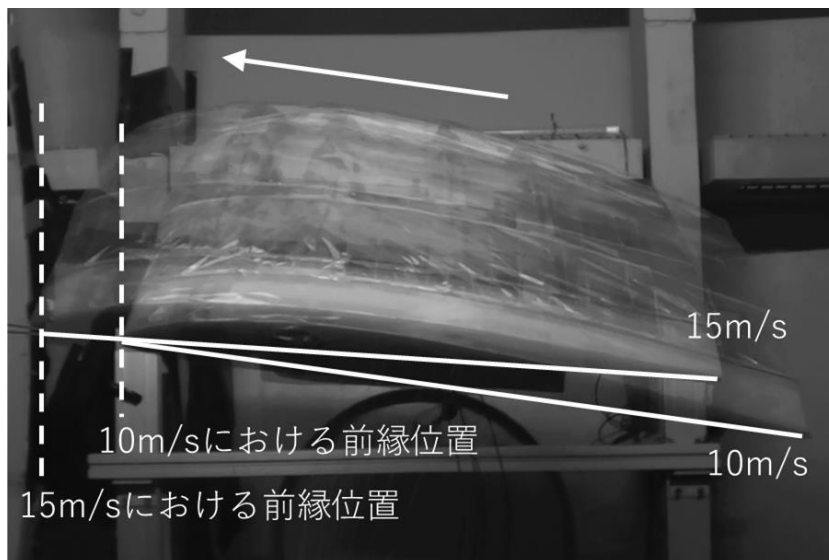


Fig. 2-21 Comparative synthetic photograph of wind speeds of 10 m/s and 15 m/s in the parafoil attitude of the RA-4 parafoil wind tunnel test with a span length of 1.4 m

### 2.5.9. 翼特性との比較

本試験で用いたパラフォイルは RA を変化させることで揚抗比にピークを持つような特性となった。これは、傘体に用いた翼型に起因するところが大きいと考えられる。用いた翼型 DAE51 のアスペクト比 3 の迎角に対する揚抗比は以下の Fig. 2-22 のようにある迎角でピークを持つような特性である。この空力特性は翼型計算ソフト xflr5[34]により Re 数  $5 \times 10^5$ 、マッハ数 0.05 において計算した二次元空力特性から 3 次元の空力特性を推算し、その線形部分のみを示した空力特性である。この推算については Appendix A を参照されたい。Fig. 2-18 のよ

うに RA が空力係数にピークを持つような影響を与えることから、RA はトリム迎角を変化させることが分かる。これらから RA を -3 deg にしたことで揚抗比が最大になるようなトリム迎角で飛行したと示唆される。次に空力特性の絶対値について議論する。以下の Fig. 2-23 に風洞試験から取得した空力特性のうち Re 数が  $4.0\sim 5.1\times 10^5$  のケースと DAE51 の空力特性から推算した空力特性から描画したポーラ曲線を示す。この中で実験結果における揚力係数が 0.59, 抗力係数が 0.088 程度となる結果に対して、推算値の揚力係数が 0.59, 抗力係数が 0.089 となり非常に良い一致がある。ほかの計測値に関しても傾向をよくとらえられている。

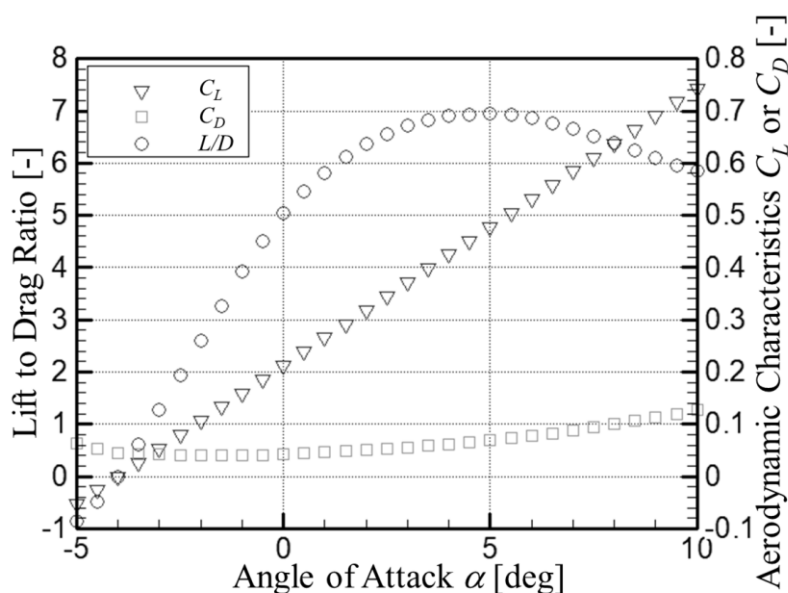


Fig. 2-22 Aerodynamic characteristics at aspect ratio 3 when applying DAE51 airfoil to the parafoil.

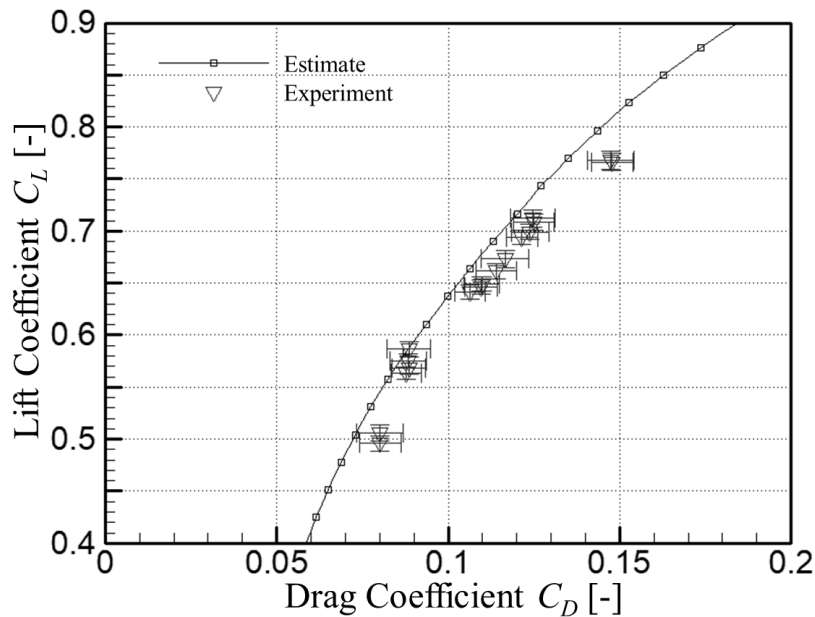


Fig. 2-23 Comparison of experimental and estimated results on polar curves

#### 2.5.10. 内圧の影響

次に傘体内桁圧力が空力特性及ぼす影響について述べる。以下の Fig. 2-24 および Fig. 2-25 に風洞試験により取得したスパン長 2m, RA -1 deg における揚抗比および空力係数を示す。横軸に傘体内桁圧力, 縦軸に揚抗比および空力係数を示す。またプロットの形は試験を行った時の風速を示す。スパン長 2m の傘体で行った理由としては, より大きな翼面積の傘体で行うことで, 発生する空力荷重が大きくなり, 構造的な影響がより確認できるからである。まず内圧が揚抗比に及ぼす影響について述べる。桁圧力を高くすることで同一風速内ではほぼ一定の揚抗比となった。これは桁内圧力を高くすることで桁の構造強度が十分に大きくなり空気力の影響を受けなくなったためであると考えられる。このときインフレータブル桁内圧は風速 15 m/s において動圧が約 140 Pa であり桁内圧力と比較して約 100 倍という非常に大きい値をとることが分かる。桁内圧力を低くすると各風速のケースにおいてほぼ同値の 18 kPaG 以下で揚抗比が低下する結果が得られた。よって空気力の大小が揚抗比に影響を及ぼすような影響を与えたとは言えない。さらに桁内圧と動圧の比率は空力係数が一定となる区間と比べて, 大きく変化していないにも関わらず空力性能が悪化した。実験において傘体が大きく変形したような挙動は観察されておらず, つまり, 傘体が空気力, 特に

揚力に負けスパン方向に変形したわけではない。このことについて、空力係数から考える。Fig. 2-25 に示すように、桁内圧力を小さくすることで抗力係数が大きくなるのが分かる。桁内圧力 30 kPaG の結果と比較すると桁圧力 10 kPaG の抗力係数は約 5%程度大きくなった。これに対して揚力係数は 1%程度の上昇にとどまっており、桁内圧力は抗力係数に対する影響が大きい。このことから、桁内圧力を小さくすることで傘体をスパン方向に伸長する力が小さくなり、傘体表面のフィルム張力が小さくなる。これによりフィルムがたるみ、膜面の振動が発生しやすくなったためと考えられる。よって、桁内圧力を十分に高くすることで構造強度が空力特性に及ぼす影響を無視できると考えられる。また試験中に危険と判断し実験を中止したケースではあるが、桁内圧を 8 kPa よりも小さくすると、索を取り付けていないリブが揚力に引かれ折れ曲がるような挙動が観察された。傘体の変形形状は索取り付け部を谷、セル中間部を山とした、波型形状となった。ここからさらに桁内圧を小さくすることで空力特性は大きく減ずるであろうと予測される。

この変形についてラムエア型パラフォイルと比較しながら、変形要因と対策について考察する。この変形は Fig. 2-26 のように揚力と索の張力の釣り合うとき、索が扇形に配置される関係から索の張力方向と揚力方向は扇形の中心角分だけ角度を持つことになる。これにより、円弧をつぶす方向に荷重が負荷される。この揚力による圧縮荷重に対してインフレーターブル桁内部のガス圧力による伸長方向の荷重が小さくなる時、傘体は波型につぶれる(Fig. 2-26 (b))。ガス圧による伸長方向の荷重が揚力による圧縮方向の荷重に対して十分に大きい時、傘体は正常なアーチ形状の形成が可能となる。ラムエア型パラフォイルの場合は、空気取り込み口にかかるラム圧が傘体内部に作用し、傘体を伸長する圧力となり、傘体を形成する翼型の面積との積が伸長方向の荷重となる。つまり、空気力により発生する圧縮荷重とラム圧により発生する伸長荷重は常に一定の関係を持つことになる。しかしながら、部分密閉型の場合は空力荷重に対してインフレーターブル桁内圧力を一定以上の大きな値にする必要があるため、構造的にラムエア型よりも不利な一面を持つことになる。

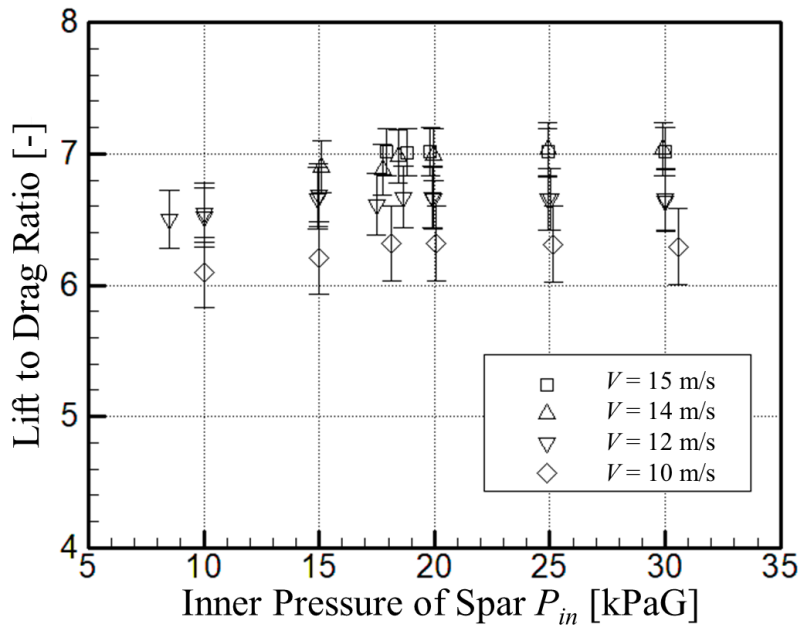


Fig. 2-24 Wind tunnel test result of lift to drag ratio with inner pressure of span 1.4 m parafoil

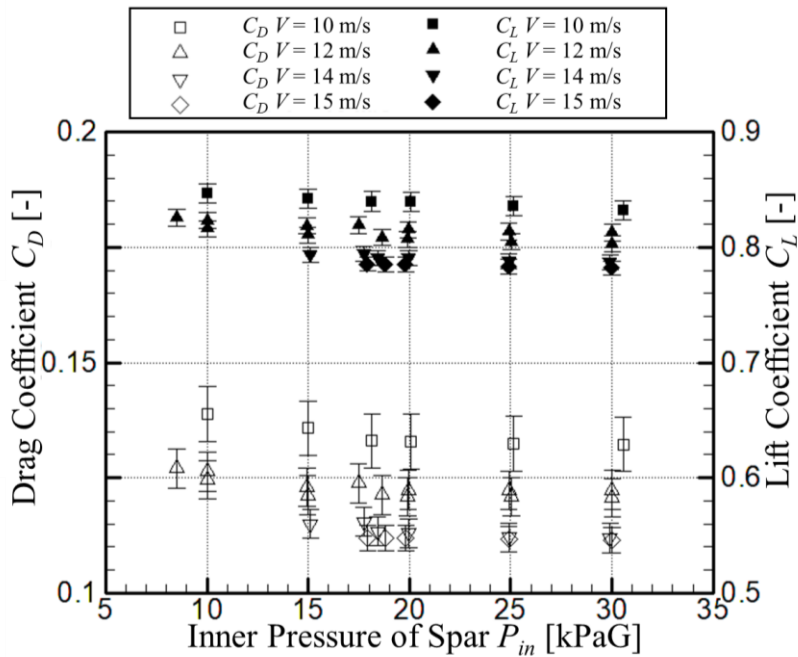


Fig. 2-25 Wind tunnel test result of lift coefficient and drag coefficient with inner pressure of span 1.4 m parafoil

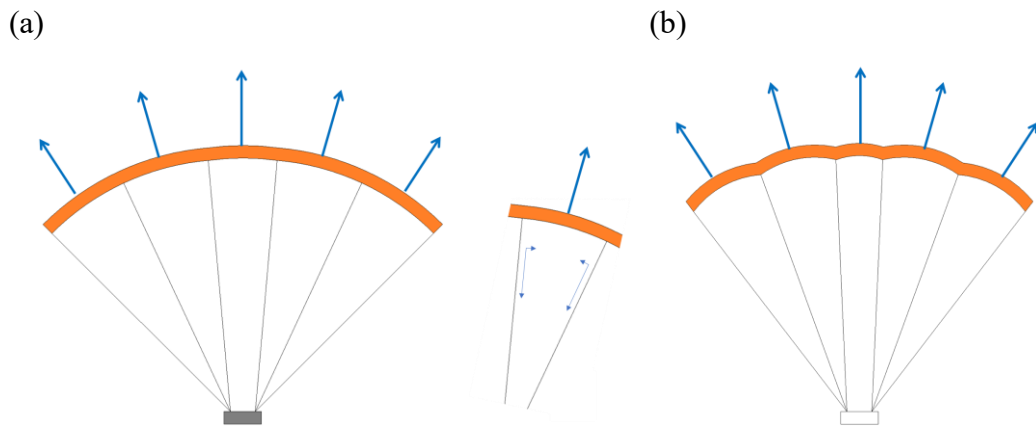


Fig. 2-26 Schematic diagram of the aerodynamic force applied to the parafoil and the tension acting on the line. (a) Parafoil shape when inner pressure of spar is large (b) Parafoil shape when inner pressure of spar is small

#### 2.5.11. 空力特性取得のまとめ

最後に、今回行った風洞試験の結果についてまとめる。まず今回提案した部分密閉型パラフォイルは風洞内で安定に飛行することができた。さらに構造的に安定するような圧力の特性も得られた。ここから実飛行環境に適用できるポテンシャルを持つことが示唆された。次に構造強度が空力特性に及ぼす影響を調査するために桁内圧力を変化させた。その結果、一定以上の圧力にすることで空力特性には影響しなくなることが分かった。さらに索の長さを決めるパラメータである RA を変化させることで空力特性を変化させることが可能であるということが分かった。これは RA が飛行時のトリム迎角を変化させることを意味し、RA を調整することで飛行時の空力性能を選ぶことができることを意味する。最後に風速を変化させることで風洞内における傘体のトリム迎角が変化し、それに伴い発生する空気力が変化することが分かった。この風洞試験より得られたパラメータを包含するときの最大揚抗比はスパン長 1.4 m, RA-3 deg, 風速 15 m/s において 6.6(CD:0.088, CL:0.59)であった。

## 2.6. 展開特性

### 2.6.1. 必要な展開性能

火星探査用のパラフォイルとしての展開性能の要求には、地上における素早い展開と少ないガス量があげられる。これらの展開性能は研究開発時の低高度フライト試験や実探査機の事前確認フライト試験に必要である。この性能について明らかにするためには、フライト試験において搭載可能な質量のガス注入機構によって傘体が素早く展開できることが必要である。今回想定するフライト試験は小型のドローン等によるフライト試験[21]であり、高度 100 m 程度より収納状態で落下させ、展開、滑空を行う。全機の質量としては 3 から 4 kg 程度であり、ガス注入機構はその 1 割以下の約 250 g で製作した。ガス注入機構の仕組みはねじ込み式の針を用いて市販のガスカートリッジの密封を開栓する。管路は管用ねじや接手により密閉されており、電磁弁の開放を行うことで配管により接続された傘体にガスを注入する。展開に要する時間は自由落下で地上に到達しない、かつ滑空できる高度の残る 2 から 3 秒以下で展開できることが必要である。

### 2.6.2. 展開試験システム

展開性能の調査のために部分密閉型パラフォイルの展開試験を行った。以下の Fig. 2-27 に展開試験のブロック図を示す。この展開試験システムには注入ガスに質量 16 g の市販の液化 CO<sub>2</sub> ガスカートリッジを用いた。ガス注入機構における CO<sub>2</sub> ガスボンベと電磁弁(Gems 社製、型番 : A2011-T-TO-C509, オリフィス径 : 0.79 mm)の外観を以下の Fig. 2-27 中に示す。このガス注入機構の質量は 250 g 程度である。パラフォイルへのガス注入は、電磁弁の開放時間を制御することで行う。電磁弁の応答能力より、設定可能な最小開放時間は 0.1 秒である。電磁弁からパラフォイルまでは外径 4 mm, 内径 2 mm の PTFE チューブを用いて接続し、その長さは約 1.5 m とした。パラフォイルの桁内圧、ボンベ圧力は配管を経由し圧力計を用いて計測した。試験時のシーケンスは、まず、試験前に傘体内部に残るガスを真空ポンプで排出する。次に、傘体をたたみ仮縛、これを試験初期状態とする。その後、電磁弁を一定時間開放し、ガスを注入する。展開の様子をカメラで撮影することで展開性能を評価する。用いた傘体は風洞試験にも用いたスパン長 1.4 m の傘体である。



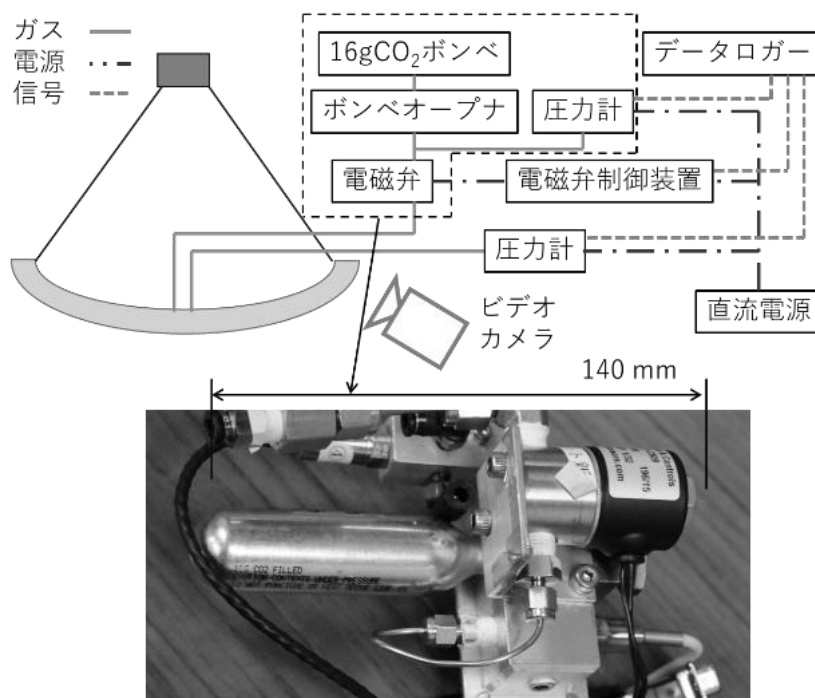


Fig. 2-27 Block diagram of deployment test of partial closed type parafoil of 1.4m span model

### 2.6.3. 展開試験結果

展開試験における桁内部の圧力履歴とその時の展開時の様子を Fig. 2-28 に示す。電磁弁の開放時間は 0.5 秒とした。開放時間は事前に 0.1 秒ごとにガス充填を行い、桁圧力が十分に高くなる時間として決定した。展開前の部分密閉型パラフォイルはインフレーターブル桁を蛇腹状に畳んだ状態であるが、ガスを注入することでインフレーターブル桁が膨らみ、傘体がスパン方向に伸長する。

圧力履歴は電磁弁開放からパラフォイル桁内圧が上昇、大気圧を超える程度まで上昇した後、圧力がしばらくの間一定となり、再び圧力が上昇した。このとき、桁内圧が大気圧よりも低い間は傘体が仮縛された状態であり傘体に変化はない。一定圧力区間に入ると仮縛が外れ、傘体がスパン方向に伸長する。伸長した後圧力が上昇し、到達圧力は絶対圧力で 150kPa となった。傘体の展開に要した時間は、最初の圧力上昇から二度目の圧力上昇までの時間を展開終了時間とすると 0.4 秒程度となった。到達圧力は風洞試験において与えた 30 kPaG を超える結果であり非常に良好である。また、展開時間についても要求よりも十分に速い速度で展開できることが分かった。これらから展開性能として要求したが

ス注入機構の質量や展開速度内で実現することができたためフライト試験への適用が可能であると考えられる。

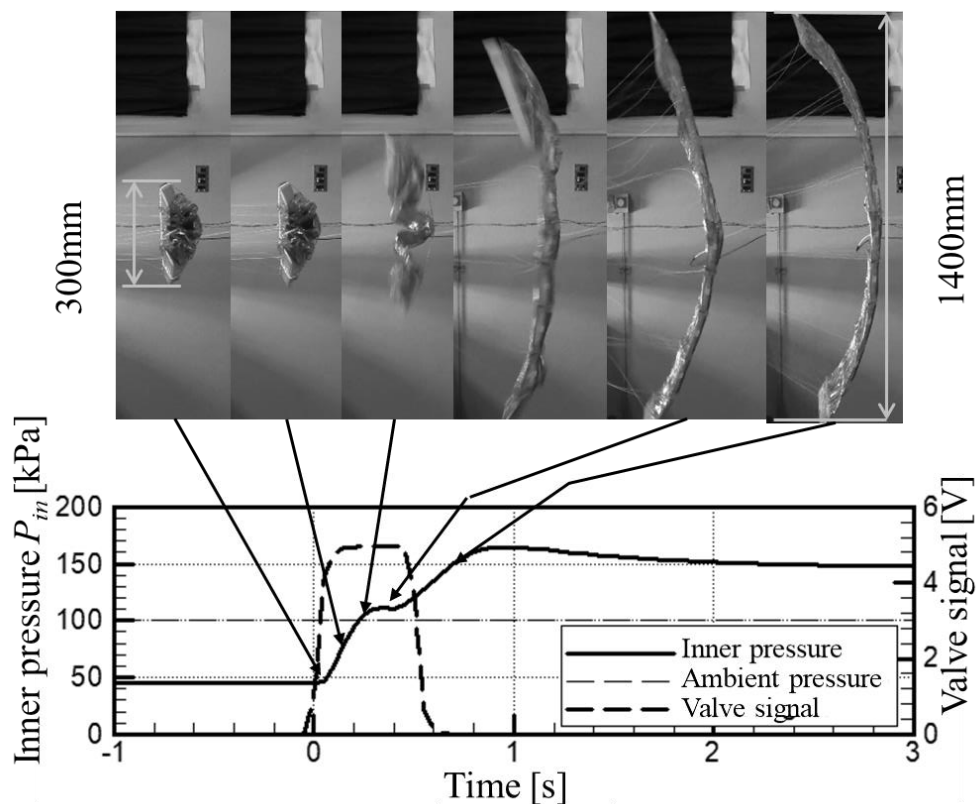


Fig. 2-28 Time history of deploying parafoil and inner pressure.

## 2.7. 投下試験

前章までの結果より、部分密閉型パラフォイルには良好な空力特性、展開特性があることが分かった。そこで次のステップとして、この部分密閉型パラフォイルを低高度投下試験に供することで、空中展開や滑空移行などを取得し、高高度投下試験の実現性や火星探査機としての適用可能性を調査した。パラフォイルの投下試験を行うには、パラフォイルのみではなく、投下試験システム全体としての開発が必要である。そこで、本節においては本研究において開発した投下試験システムについての言及も行う。なお、この投下試験は九州大学の東野伸一郎准教授と同研究室の協力を受けて行った。

### 2.7.1. 投下試験システムの概要

本投下試験では、部分密閉型パラフォイルとペイロードから構成される試験機体と試験機体を上空に吊り上げる R/C ヘリコプタ、吊り上げ状態の試験機体を空中で分離する分離機構から構成される。ペイロードには制御回路やガス注入系、旋回機構、リモート制御用の受信機などが搭載されている。プロポからの入力により分離機構やガス注入系、旋回機構が動作する。R/C ヘリコプタは試験機体とは別のプロポで制御される。

### 2.7.2. ペイロード

以下の Fig. 2-29 にヘリ投下試験で用いたペイロードの外観を示す。このペイロード部は  $80 \times 80 \times 250$  の制御部に  $160 \times 140 \times 60$  の旋回機構部が取り付けられた構造となっている。質量としては  $2.2\text{kg}$  程度である。以下の Fig. 2-30 にペイロードのシステムブロック図を示す。このペイロードには展開システム、センシングシステム、制御回路が搭載されており、傘体の展開や姿勢運動の取得などが行える。展開システムは  $\text{CO}_2$  ボンベ、電磁弁ボンベオープナーから構成されており電磁弁の展開時間を制御することでパラフォイル圧力を調整する。このシステムの外部とのインターフェースは、外部電源やバッテリーの充電を行う電源系 D-Sub9 ピンコネクタと RS232C によるシリアル出力の D-Sub9 ピンコネクタ、プロポによるラジコン制御を行うための受信機の三つが用意されている。

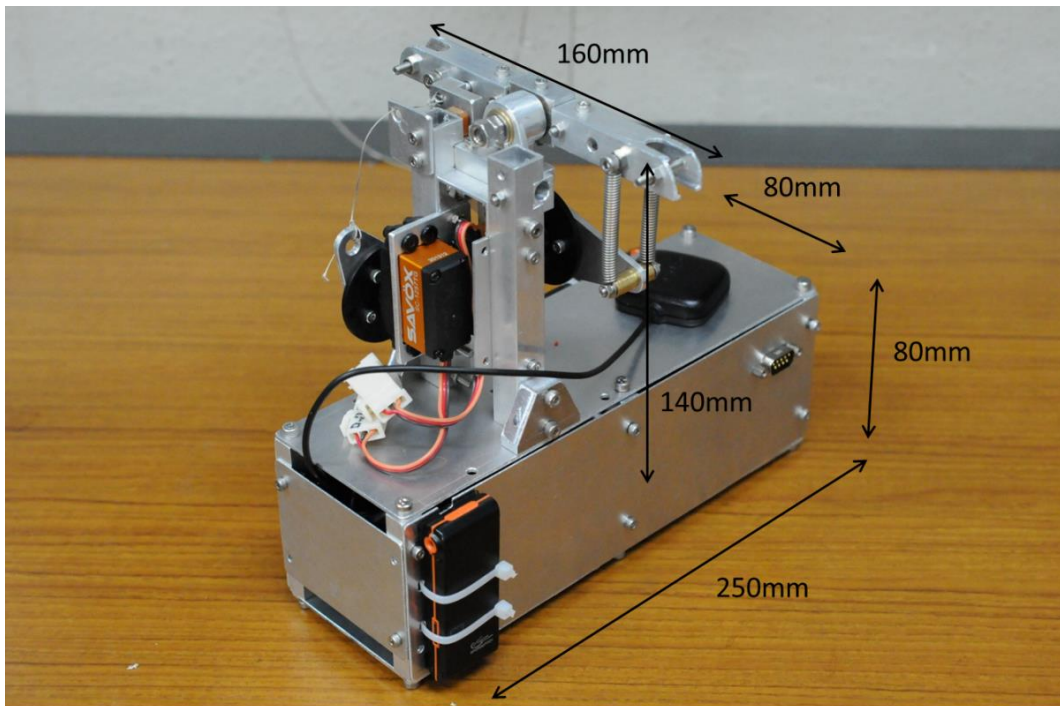


Fig. 2-29 Appearance of payload used in drop test.

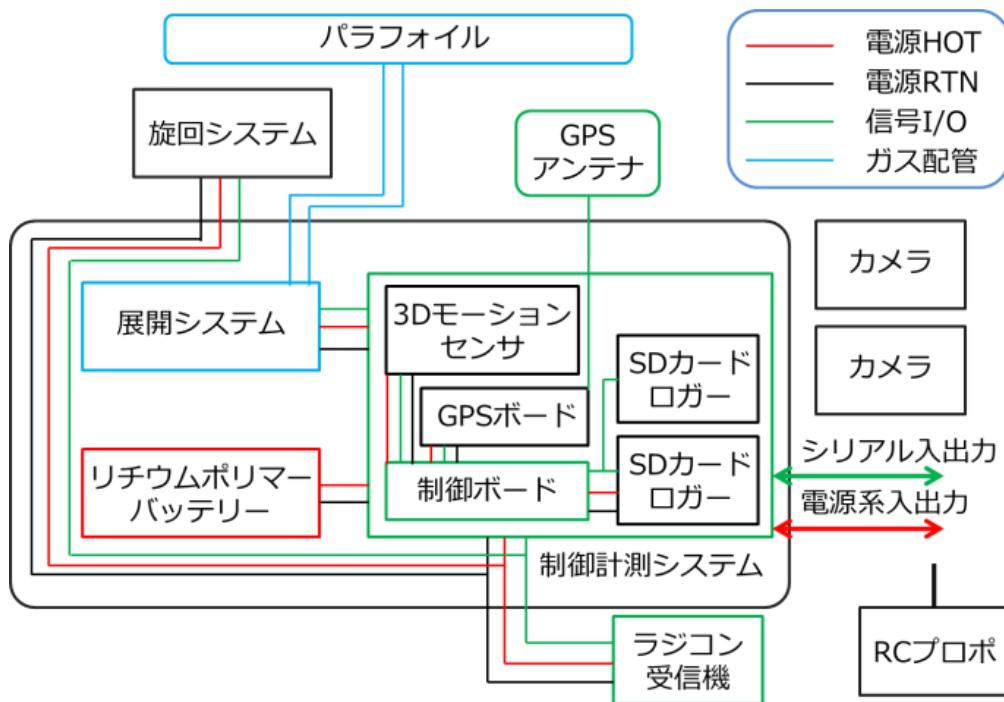


Fig. 2-30 Block diagram of payload system.

### 2.7.3. 試験方法

ヘリ投下試験の試験シーケンスを以下の Fig. 2-31 に示す。まず機体を Fig. 2-32 に示す分離機構に収納し、ヘリに吊り下げる。この切り離し機構はプロポからの信号で動作するようになっており、任意のタイミングで機体を投下することができる。次に RC ヘリを用いて試験機を地上 100m 程度まで上昇させ、そこからパラフォイルを切り離す。このとき切り離しが確認できた時点で傘体に CO<sub>2</sub> ガスを注入し傘体を落下中に展開させる。その後滑空や旋回を行いその際の挙動について取得するといった試験である。運動挙動はペイロード部に搭載した姿勢センサや、カメラなどで取得する。

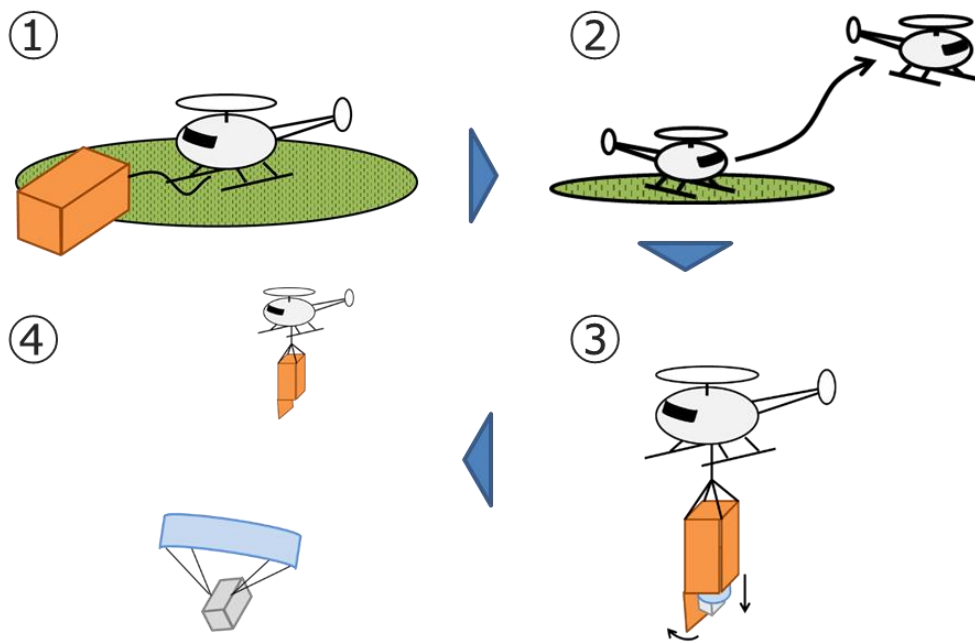


Fig. 2-31 Test sequence of drop test from helicopter.



Fig. 2-32 Release system for helicopter drop test





Fig. 2-33 Test set of helicopter drop test before test.

#### 2.7.4. 投下試験結果

部分密閉型パラフォイルのヘリ投下試験について述べる。以下の Fig. 2-34 に投下試験のコマ送り画像を示す。このとき、画像の時間間隔は 0.5 秒であり左上の画像が投下開始の画像である。また、第一の目標である傘体の空中展開は、Fig. 2-35 に示すように成功した。展開時の圧力履歴について以下の Fig. 2-36 に示す。このグラフでは、切り離し時間を 0 秒としてプロットしている。ここから切り離し機構動作後、約 0.7 秒でガス注入の指令を送信し、その 1 秒後に 1.2 秒間電磁弁を動作させている。それにより傘体内部に大気差圧で 50kPa まで CO<sub>2</sub> ガスを充てんすることができた。しかしながら、以下の Fig. 2-38 に落下中の角速度履歴を示すが、パラフォイルとペイロードを貫く軸である Z 軸にまわりに首振り運動をしながら、回転する様な挙動を示した。また通常飛行する際に進行方向となる X 軸まわりには振動する運動を示した。ここから、本投下試験では滑空移行や滑空性能や挙動の取得には至らなかった。この部分密閉型パラフォイルは、低高度の分離により傘体の展開ができ、事前の試験において取得した展開性能は空中でも発揮できることが分かった。しかしながら滑空への移行はできなかったことから、縦の安定性が不足していることが示唆された。



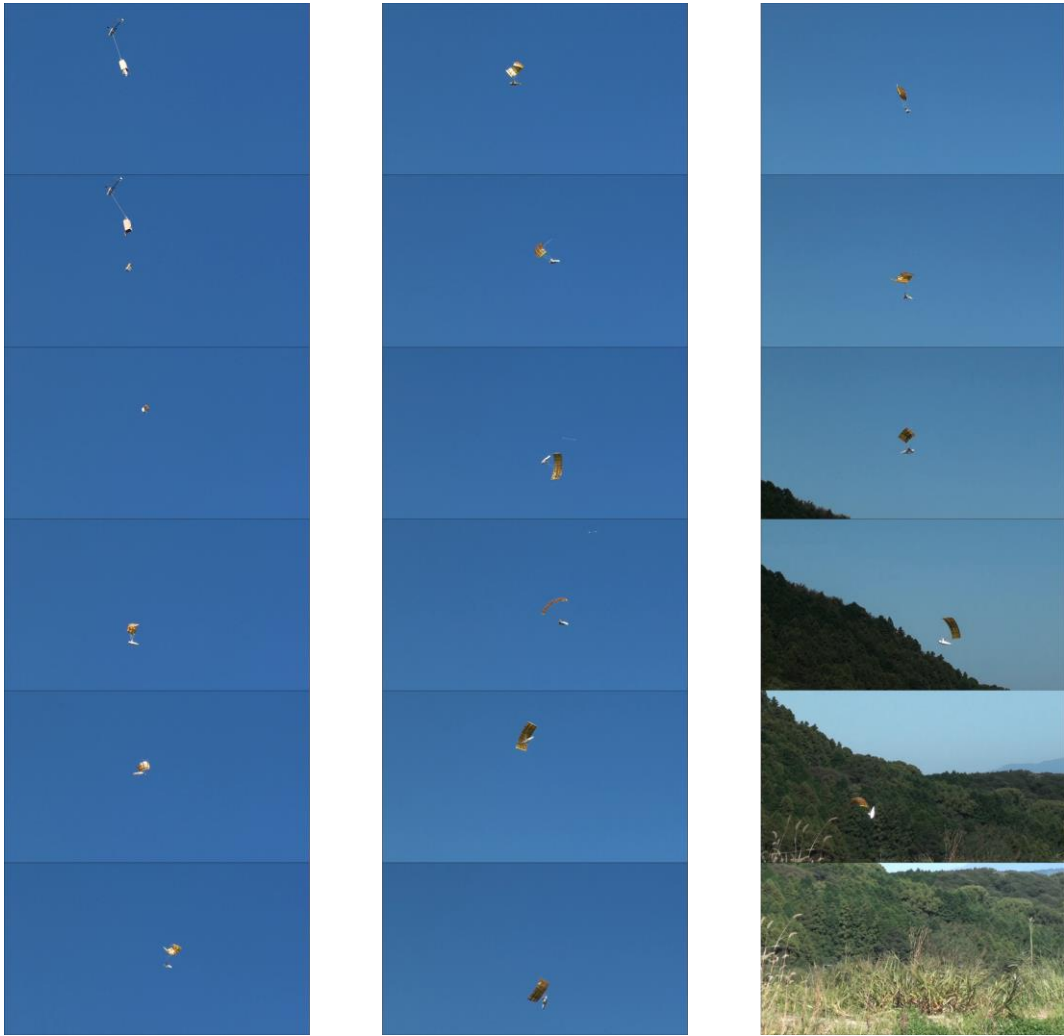


Fig. 2-34 The time series pictures of drop test.



Fig. 2-35 Picture of deployment parafoil in the sky.

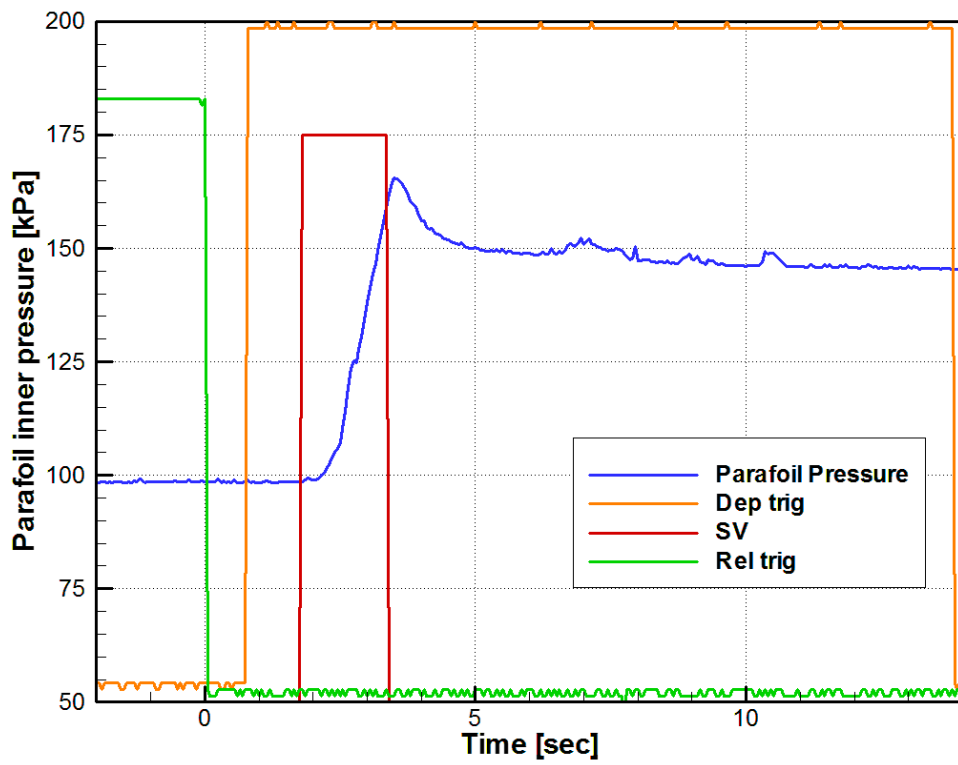


Fig. 2-36 Time history of trigger and parafoil pressure.



Fig. 2-37 picture of falling down parafoil type vehicle in drop test

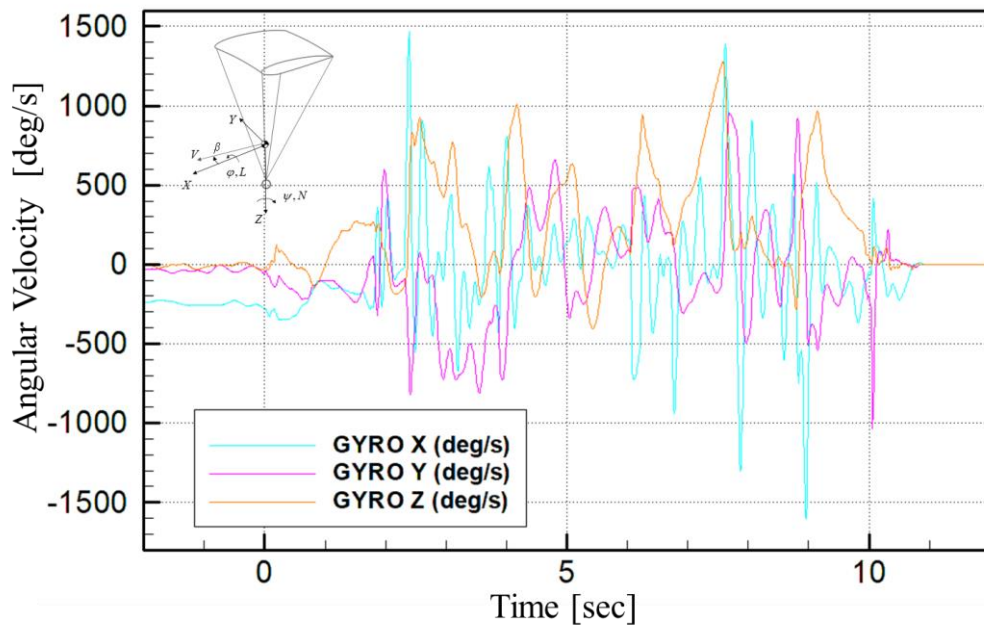


Fig. 2-38 Time history of angular velocity in drop test .

## 2.8. 2章のまとめ

本章では本研究において開発した部分密閉型パラfoilについてその構造、特徴を他の一般的なラムエア型パラfoilなどと比較し説明した。さらに部分密閉型パラfoilの空力特性や展開特性についてそれぞれ、風洞試験、展開試験を行い、特性を取得した。その結果、以下のような結果を得た。

風洞試験より

- 索パラメータである RA には範囲があり  $-4 \sim 0 \text{ deg}$  の間で飛行する
- スパン長 1.4 m, RA-1deg の時, 揚抗比が 6.6(CD:0.088, CL:0.59)
- 桁内部のガス圧を大きくすると抗力係数が小さくなり, 大気差圧 20kPa 程度で抗力係数の低下が頭打ちとなる。

展開試験より

- 投下試験機搭載のガス注入機構を用いて 2 から 3 秒程度で傘体が展開できる
- 展開挙動は, ガス圧の上昇, 圧力の一定区間, 再上昇となるような段階的な展開となった
- 圧力一定区間では傘体がスパン方向に伸長する挙動となった

この傘体を用いてラジコンヘリを用いたフライト試験を行った。傘体および制御装置は収納状態から投下し、空中自由落下状態で遠隔操作により傘体にガスを注入した。その結果、落下中において傘体の展開には成功したが、その後に滑空状態に移行することはなかった。

よって本研究において開発した部分密閉型パラfoilは空中から滑空に至ることはない傘体であることが分かった。ここから、この部分密閉型パラfoilには縦方向の安定性に欠けると考えられる。そこで火星探査用パラfoilである部分密閉型パラfoilの実用化を行うには縦安定性を強化することが重要となる。またフライトには縦だけでなく横運動系の安定も重要となる。そのため、課題としてはパラfoil型飛翔体の縦、横の安定性の強化が挙げられる。

なお、本章の内容の一部は日本航空宇宙学会和文論文集に掲載されている

## 参考文献

- [27] O.A. Yakimenko, Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control, AIAA (2015), pp.73-76, pp.83-91.
- [28] 前川 啓, 山田和彦, 安部隆士, 平岡克己: 火星探査用密閉型パラフォイルの空力特性に関する研究, 日本機械学会 2014 年度年次大会講演集, 2014, S1910201.
- [29] D. A. Reasor, R. P. LeBeau and S. W. Smith, Flight Testing and Simulation of a Mars Aircraft Design Using Inflatable Wings, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-243
- [30] Lingard, J.S., Gliding Parachutes, Parachutes, Systems Technology Short Course, Minneapolis, Minnesota, October, 1998.
- [31] 渡辺 重哉: JAXA の大型風洞群—我が国の航空宇宙機開発を支える基幹設備—, 可視化情報学会誌, 2012 年 32 巻 124 号 pp. 20-25
- [32] 大島耕一, 徳永好志, 大島裕子: 惑星大気風洞, 日本航空宇宙学会誌, 31, 351 (1983), pp. 215 - 219.
- [33] ASME PTC 19.1-2013
- [34] Xflr5, <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>, 2019 年 5 月 20 日閲覧

## 第3章 縦の安定 安定解析と風洞試験

### 3.1. 縦安定性の概要

前章において部分密閉型パラフォイルの実用化にはパラフォイル型飛翔体の縦および横の安定性強化が必要であるとわかった。中でも縦の安定性を強めなければ滑空に至ることはなく、横の安定性の議論を行うことができない。そこで本章では縦の安定性について調査を行う。縦安定性の理解のために力学的なつり合い条件を仮定した安定解析および、安定解析のモデルを模した風洞試験を行う。このとき、前章においてパラフォイルの風洞試験結果には設定可能な RA に範囲が存在した。さらに RA や試験風速によって空力特性が変化する傾向があった。そこで安定解析では RA や風速など種々のパラメータを導入できるモデルとし解析を行う。その時、特に索パラメータである RA が飛行姿勢や運動に及ぼす影響を調査する。さらに、翼型の形状による空力特性の違いを安定解析に与えることでパラメトリックスタディを行い縦安定性の強化における方策を検討する。

### 3.2. 安定解析

パラフォイルの飛行姿勢や飛行挙動にはさまざまな因子が関与している。その中には翼特性による飛行挙動の変化や索の長さによる安定不安定の変化などがあり複雑である。過去の研究では、フライト時の傘体やペイロードの拘束関係を定義し、そこに対して空力特性などのパラメータを導入し、姿勢のつり合い関係を検証している[35]。しかしながら、空力特性には実測値から得られる傘体の空力特性を与えることに加え、解析から得られる飛行姿勢などの検証はあまり行っていない。そこで本研究では縦方向の運動をより詳細に理解するため、風洞試験における飛行中のパラフォイルを 2 次元パラフォイルモデルとして考え、つり合い条件を仮定した。このつり合い条件より飛行しうる設計パラメータを算出した。このとき、翼特性は簡単な空力モデルを与えることで解析モデルの単純化を図った。

#### 3.2.1. 解析モデルの仮定

以下の Fig. 3-1 に本解析で使用する二次元に単純化したパラフォイル型飛翔体の解析モデルを示す。Fig. 3-1 (a)は角度の定義を示す。Fig. 3-1 (b)はモデルに

付加される力やモーメントを示す。図中の破線は CG とペイロード(原点 O)をつなぐ軸であり，本モデルの中心軸とする。この中心軸と垂直軸 Oz の成す角を姿勢角  $\theta$  と定義する。Fig. 3-1 における  $\psi$  は中心軸と索の成す角であり，前縁側の索を 1，後縁側の索を 2 とした。このプサイは索の長さ MLL とコード長，RA，CG から幾何学的に計算される。力は右および上が正方向，モーメントは時計回りを正方向とする。また解析に伴う仮定を以下に示す。

- パラfoilと索は剛体とするが，索は張力のみ支える。
- パラfoilは二次元面内においてペイロードまわりで回転する
- 空力中心は翼弦長の 25%位置とする
- パラfoilは前縁と後縁に取り付けられた索により支えられる
- パラfoilの重心は翼弦長の 50%とする

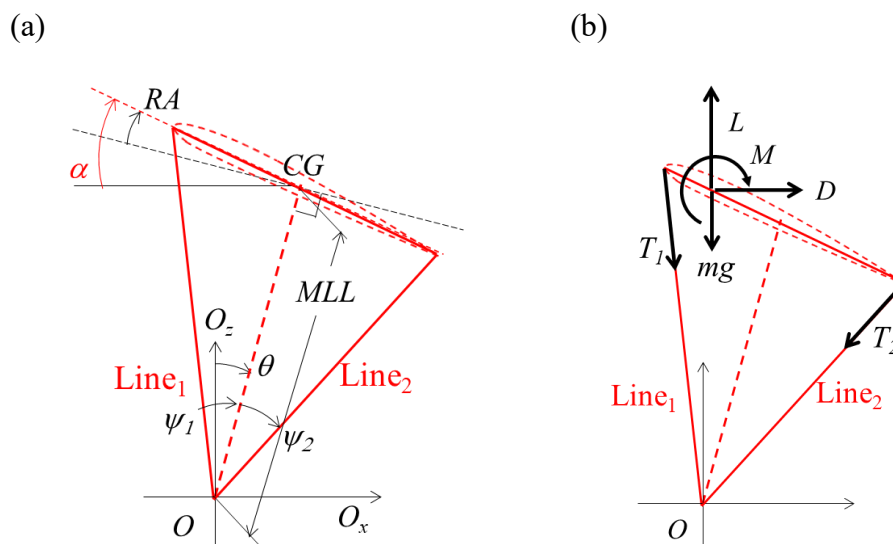


Fig. 3-1 Schematic of the analytical model (a) Definition of analysis parameters (b) Definition of acting force and moment

### 3.2.2. 支配方程式

以下の式にペイロードまわりの回転の運動方程式を示す。

$$N(\alpha, \theta)(CG - x)c \cos RA + A(\alpha, \theta)(MLL + (CG - x)c \sin RA) + M(\alpha) = mMLL^2 \frac{d^2\theta}{dt^2} \quad (3.1)$$

このとき，NおよびAはそれぞれ垂直力と軸力であり以下の式で示される。

$$N = (L - mg) \cos \theta + D \sin \theta \quad (3.2a)$$

$$A = -(L - mg) \sin \theta + D \cos \theta \quad (3.2b)$$

また,  $\alpha$ ,  $\theta$ , および RA の関係は以下の式で示される.

$$RA = \alpha - \theta \quad (3.3)$$

飛翔体がトリム状態で飛行するとき, Eq. 1 の右辺は 0 となる. さらに Eq. 3 の関係より, Eq. 1 は以下の Eq. 4 および Eq. 5 として示され, この式をつり合い姿勢の方程式とする.

$$\sin(\theta - \gamma) = \frac{(CG-x)c(L-mg) \cos \alpha + D \sin \alpha}{r \sqrt{(L-mg)^2 + D^2}} + \frac{M}{r \sqrt{(L-mg)^2 + D^2}} \quad (3.4)$$

$$\tan \gamma = \frac{D}{(L-mg)} \quad (3.5)$$

Eq.4 および Eq.5 に翼型に起因する空力特性や気流条件, 設計パラメータを与えることで姿勢角シータや迎角を計算することができる.

### 3.2.3. 空力モデルおよび解析パラメータ

Eq.4 のつり合い姿勢の方程式の解である姿勢角は, パラフォイルの空力特性に強く影響を受ける. また, 解析に与えるうえで, 迎角に依存する空力特性として与えることが重要となる. そこで本研究では, 空力特性を以下の Eq. 6 に示すような迎角の関数として与えた. 一般的な翼型の空力特性は, 失速角以下においては理論的に記述することができる[36]. 揚力係数は傘体にアーチがつく場合, 上向き方向に働く揚力が減少するため, 揚力係数に係数をかける.

$$C_L = C_{L,\alpha}(\alpha - \alpha_0^*) \quad (3.6a)$$

$$C_D = C_{Dmin} + K C_L^2 \quad (3.6b)$$

$$C_M = const. \quad (3.6c)$$

$$C_{L,\alpha} = \eta C_{L,\alpha}'' \quad (3.6d)$$

このとき, 係数  $K$  はアスペクト比や飛行機係数を用いて以下の Eq. 7 として表される.

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad (3.7)$$

また空力特性は, 失速角以上において理論的に表すようなモデルが存在しない. そのため以下の Eq. (8) ようにモデル化する.



$$C_L = C_{L,\alpha} (\alpha_{lim} - \alpha_0^*) + C_{L2,\alpha} (\alpha - \alpha_0^*) \quad (3.8c)$$

$$C_D = C_{Dmin} + K [C_{L,\alpha} (\alpha - \alpha_0^*)]^2 \quad (3.8c)$$

$$C_M = const. \quad (3.8c)$$

解析に用いた各空力係数の値は、後述する風洞試験と比較するため、同一のパラメータとして与えた。このとき翼型形状はより一般性を高めるためにパラフォイル型飛翔体で使用されることの多い Clark Y 翼型の値を用いた、揚力傾斜や最小有害抵抗係数は Xfoil により計算された値を使用した。[34]またパラフォイルは低アスペクト比翼であり、その影響が大きく出やすい。そのため二次元翼の揚力傾斜を 3 次元に変換し、解析に与えた。その時の変換式に関しては以下の式に示す[27]。なお、式中  $\tau$  はアスペクト比によって変化するパラメータであるがアスペクト比 3 程度の翼では、0.095 程度の値をとる[27]。また、パラフォイルの抗力係数には索から発生する抗力を傘体の面積で規格化して加えた。モーメント係数は Clark Y 翼型が持つ一定値区間の値を全迎角にわたって与えた。与えたパラメータを以下の Table 3-1, Table 3-2, Fig. 3-2 に示す。

$$C_{L\alpha}^{\alpha'} = k C_{L\alpha}^{\alpha} \quad (3.9a)$$

$$k = \frac{2\pi AR}{C_{L\alpha}^{\alpha}} \tanh\left(\frac{C_{L\alpha}^{\alpha}}{2\pi AR}\right) \quad (3.9b)$$

$$C_{L\alpha} = \frac{\pi C_{L\alpha}^{\alpha'} AR}{\pi AR + C_{L\alpha}^{\alpha'} (1+\tau)} [rad^{-1}] = \frac{\pi^2 C_{L\alpha}^{\alpha'} AR}{180(\pi AR + C_{L\alpha}^{\alpha'} (1+\tau))} [deg^{-1}] \quad (3.9c)$$

Table 3-1 Aerodynamic parameters.

$\alpha_0^*$	-3.6 [deg]
$\alpha_{lim}$	13 [deg]
$C'_{L,\alpha}$	0.109 [1/deg] (Re: $2 \times 10^5$ )
$C_{L,\alpha}$	0.0609 [1/deg]
$C''_{L,\alpha}$	0.0618 [1/deg]
$C_{L2,\alpha}$	-0.025 [1/deg]
$C_{Dmin}$	0.0275 (include line drag)
$E$	0.9
$AR$	3.0
$C_M$	-0.08
$T$	0.095

Table 3-2 Design parameters and mainstream conditions.

Design parameter	Chord length $c$ [m]	0.30
	Wing Area $S$ [m <sup>2</sup> ]	0.90
	Aerodynamic center $ac$ [%]	25
	$CG$ [%]	45
	$MLL$ [m]	0.62
	Mass $m$ [kg]	0.2
	Airflow condition	Dynamic pressure $Q$ [Pa]

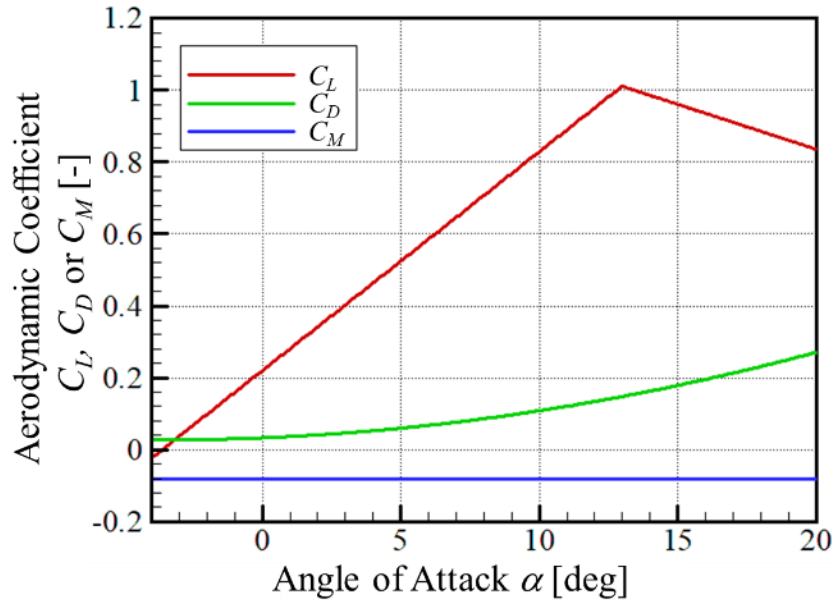


Fig. 3-2 Aerodynamic characteristics of the parafoil.

### 3.2.4. 判定条件

つり合い姿勢の方程式は安定姿勢であるための必要条件の 1 つである。安定姿勢となるには、解析において別の条件も満たさなければならない。以下に安定姿勢となるためのほかの条件(安定の条件)を示す。

- (i) パラfoilに働く全モーメントの姿勢角による微分が負であること
- (ii) 各ワイヤに働く力が正(引張力)であること

これらの判定条件(i)および(ii)を満たすつり合い姿勢であれば、その条件となるパラfoil型飛行体は安定して飛行することが可能である。索の張力は幾何学的関係から、以下の Eq. (10)として示される。

$$T_1 = \frac{CGc}{MLL \sin \psi_1} \left( \frac{M}{c} + N(1-x) \cos RA + A(1-x) \sin RA \right) \quad (3.12a)$$

$$T_2 = \frac{(1-CG)c}{MLL \sin \psi_2} \left( -\frac{M}{c} + Nx \cos RA + Ax \sin RA \right) \quad (3.12b)$$

### 3.3. 安定解析結果

以下の Fig. 3-3 に RA を変化させたときの姿勢角に対する O 点まわりの解析モデルに働くモーメント(Eq. 1 の左辺)を示す。このグラフは横軸に姿勢角、縦軸にモーメントを示したグラフである。この結果から、RA を変化させることで、

モーメント特性の傾向が大きく変わることが分かる。また、モーメントが 0 となるつり合い点も RA によって変化することが分かる。さらに、RA を  $-5.6 \text{ deg}$  より小さく設定したケースでは、つり合い点を持たなくなる。このとき、パラfoilは負のモーメントが常に働くために、前縁方向の反時計回りに回転することが分かる。一方で、RA が  $0.7 \text{ deg}$  よりも大きく設定したケースでは、つり合い点を持たない。さらに、モーメントが常に正方向に働き、後縁方向に時計回りに回転することが分かる。

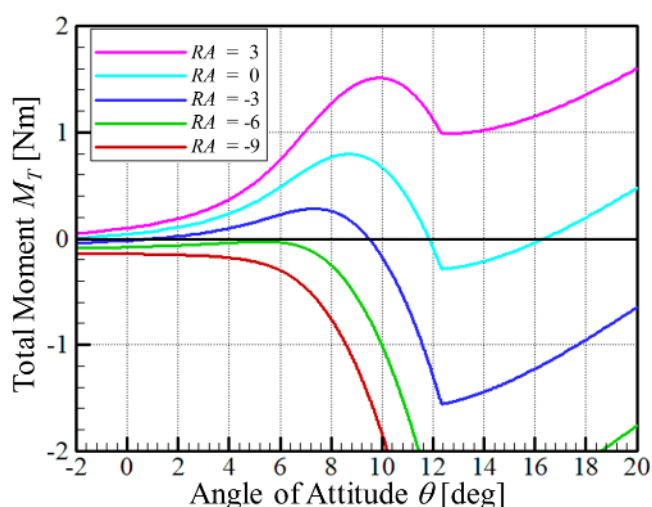


Fig. 3-3 Pitching moment characteristics of the parafoil for various RA.

Fig. 3-4 に Eq. 4 および Eq. 5 から得られた RA とつり合い姿勢角の関係を示す。横軸は RA, 縦軸はつり合い姿勢角を示している。この結果から、パラfoil型飛行体を安定に飛行させるには RA を  $-5.6 \sim 0.7 \text{ deg}$  の範囲に設定しなければいけないということが分かる。またつり合い姿勢角は RA をある範囲内で選ぶことで変化させることができる。しかしながら適切な RA を選ぶのみでは、その姿勢角が安定して飛行するとは限らない。さらに RA をこの範囲の外で設定した場合、パラfoil型飛行体は飛行することができない。このことについてどのつり合い点が安定飛行点であるかを次から述べる。

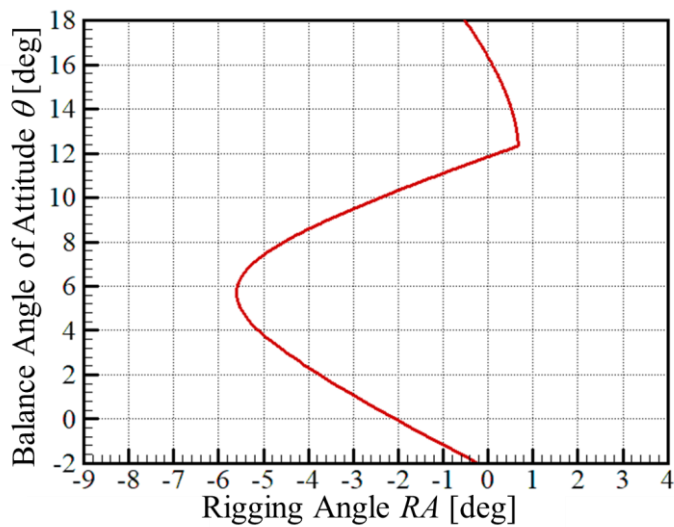


Fig. 3-4 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the balanced points.

Fig. 3-5 に安定条件の(i)である，つり合い姿勢におけるモーメントの傾きを示す．このモーメントの傾きが負である場合，設定した RA におけるつり合い姿勢は安定姿勢となりうる．本条件においては，安定飛行させるための条件としてつり合い姿勢角は 5.8~12.2deg を狙うことが必要となる．

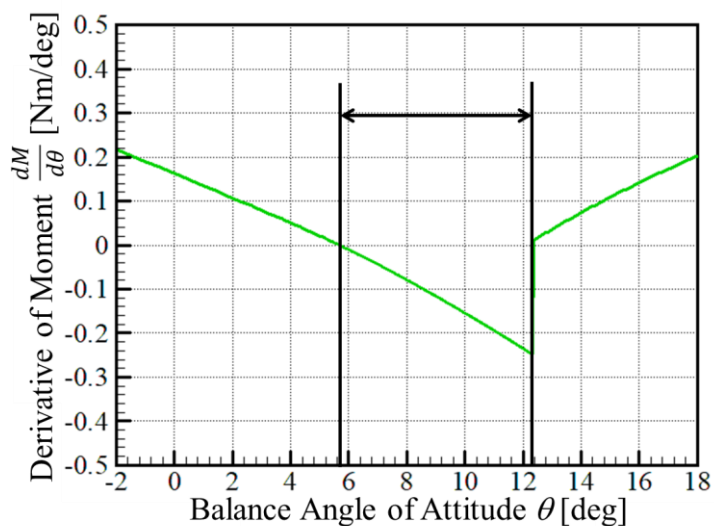


Fig. 3-5 The derivative of the pitting moment as a function of the balance angle of attitude.

次に判別条件(ii)について述べる．判別条件(ii)は索に働く張力について判断す

る条件であり、負になる場合は索に圧縮力が働き、パラfoil形状を維持できず安定飛行ができない。以下の Fig. 3-6 に計算された索の張力を示す。縦軸に索の張力、横軸に姿勢角を示す。このグラフより、青線で示した後縁側の索は常に正であること、赤線で示した前縁側の索は 3.7deg 以上で正となることが分かる。さらにこの結果から、RA を小さくした際のパラfoilの挙動が予想できる。それは、Fig. 3-5 より RA を小さくすると O 点まわりに働くモーメントが常に負となることが示された。Fig. 3-6 より姿勢角が小さくなると前縁側の索の張力が負、つまり圧縮力が働くとわかった。これらから、RA を小さく設定すると前方に回転運動しながら、索がたるみつぶれるということが示唆される。

解析結果についてまとめたグラフを Fig. 3-7 に示す。このグラフは Fig. 3-4 の結果に、判別条件の(i)および(ii)の結果を加味したグラフである。横軸に RA、縦軸につり合い姿勢角を示したグラフであり、実線が安定飛行領域、破線が不安定飛行領域を示す。安定飛行する RA には範囲が存在し、RA を 0.7 から -5.6deg の範囲に設定する必要があることが分かる。さらにその範囲内では RA が 0.7deg の時、安定姿勢角は 12.2deg、-5.6deg の時は安定姿勢角が 5.8deg となる。

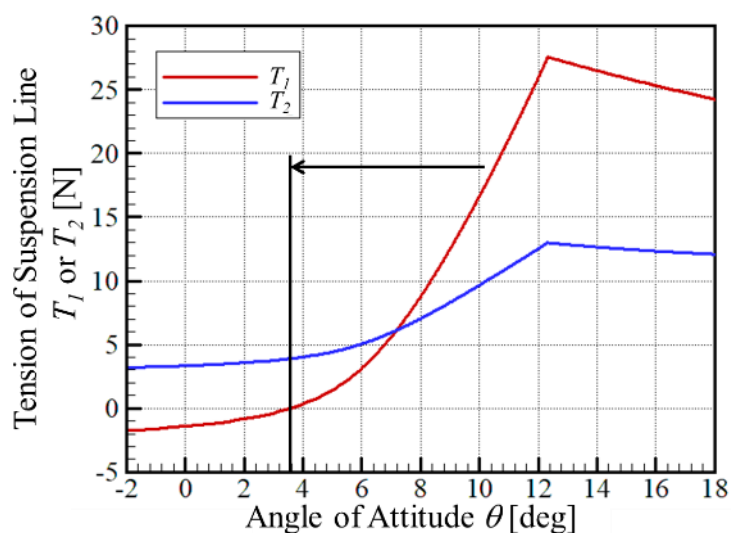


Fig. 3-6 Tensions of suspension lines as a function of the attitude of angle

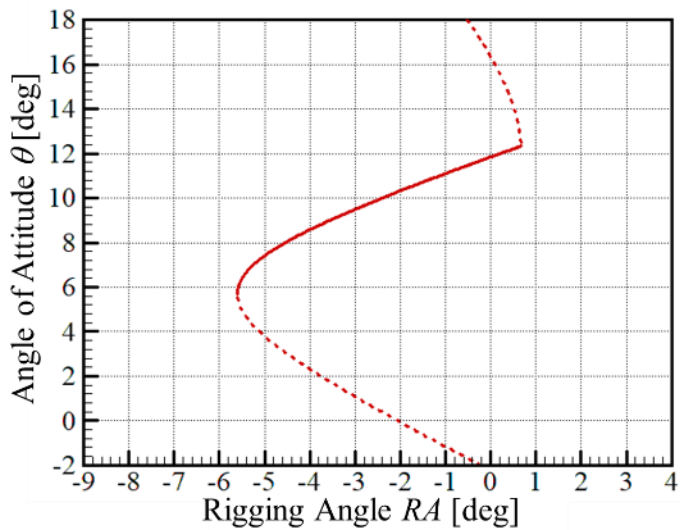


Fig. 3-7 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the stable flight points

### 3. 4. 風洞試験

姿勢安定解析の妥当性を検証するために風洞試験を行った。本研究では ISAS/JAXA の惑星環境風洞を用いて風洞試験を行った。また、風洞試験モデルは姿勢安定解析の解析モデルを再現し、二次元面内の運動を再現するような模型とした。この風洞試験において RA に対する傘体の挙動や迎角の傾向を取得することで RA がパラフォイルの姿勢安定に及ぼす影響を取得する。

#### 3. 4. 1. 試験設備

風洞試験は ISAS/JAXA の惑星環境風洞を用いて行った。惑星環境風洞は JAXA/ISAS の保有する風洞であり、回流型低速風洞である。テストセクションの開口部直径は 1.6m、吸い込み部は 1.9m の開放型である。使用可能な主流流速の範囲は 10m/s から 50m/s 程度である。

#### 3. 4. 2. 試験模型と試験方法

本試験では、パラフォイル型飛翔体の RA に対する影響を確認するために翼を剛体、索を紐としたセミリジッドな風洞試験模型を用いた。以下の Fig. 3-8 に試験模型の模式図と実際の写真を示す。模型の諸元について以下の Table 3-3 に

示す。また試験パラメータとして RA を与えるため、各 RA における前索と後ろ索の長さを以下の Table 3-4 に示す。索は Fig. 3-8 中○で示した、リング状のパーツ上部に与える RA になるように長さを合わせねじで締め付けることで固定した。このパーツはピッチ方向に自由度を持つようにシャックルを用いて取り付け、スパン方向に分布させて固定することで 2 次元面内における運動を再現した。これにより、傘体の変形を無視しつつ、索のたるみや運動を模擬できる。

試験の方法はまず RA を与えた風洞模型を主流中で凧のようにトリム飛行させる。このとき RA によっては飛行できないことが予想される。このときの挙動をビデオカメラにより取得する。また、安定飛行する RA において動圧を変化させ、傘体に発生する空気力を変化させ、姿勢の変化を取得する。これにより異なる空気力環境において RA が挙動に及ぼす影響を取得する。安定飛行する RA ではトリム姿勢における傘体の迎角を取得する。姿勢の算出には Fig. 3-9 に示すように傘体内部に固定した 3 軸加速度センサを用いてセンサ軸と重力方向のなす角から気流方向が水平であると仮定し傘体迎角を算出する。サンプリングレートは 100Hz であり、3 秒間の加速度の平均から角度を算出する。計測結果の不確かさについてはアメリカ機械学会のガイドラインに従い 95% 包括度を用いて評価した[33]。これらから解析の妥当性を議論する。

以下の Table 3-3 に本試験における試験パラメータを示す。RA の範囲は 4 degs から -9 degs を与える。動圧の範囲は 60 Pa ( $Re=2 \times 10^5$ ) から 150 Pa ( $Re=3.2 \times 10^5$ ) の範囲で与える。

Table 3-3 Design parameter of test model and test condition of wind tunnel test

Design parameter of test model			
Parafoil area [m <sup>2</sup> ]	0.27	MLL + (ring-shaped part + shackle) [m]	0.54 + 0.080
Chord length [m]	0.3	CG [%]	45 %
Aspect ratio [-]	3	Suspension line material	Vectran
Mass of parafoil [kg]	0.2	Diameter of suspension lines [mm]	0.47
Airfoil section	Clark Y	Number of suspension lines [-]	12
Parameter of test condition			
RA [deg]	4 to -9	Dynamic pressure [Pa]	60, 70,



			100,120,150
--	--	--	-------------

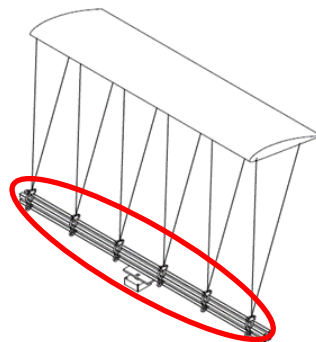
Table 3-4 Suspension line length to determine RA (MLL : 0.54 mm, CG : 45%)

RA [deg]	suspension line length [mm]		RA [deg]	suspension line length [mm]	
	Attached on 10% chord length	Attached on 70% chord length		Attached on 10% chord length	Attached on 70% chord length
4	548.7	536.5	-3	536.0	545.6
3	546.9	537.8	-4	534.1	546.9
2	545.1	539.1	-5	532.3	548.2
1	543.3	540.4	-6	530.5	549.5
0	541.5	541.7	-7	528.6	550.8
-1	539.6	543.0	-8	526.8	552.1
-2	537.8	544.3	-9	524.9	553.3

(a)



(b)



(c)

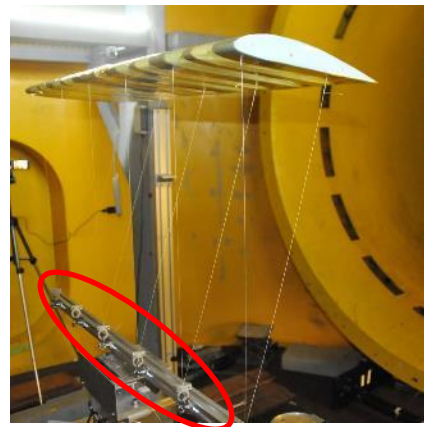


Fig. 3-8 Pattern diagram and picture of the test model (a) side view (b) Isometric view (c) Actual picture of the test model

(a)

(b)



Fig. 3-9 Installation position of a three-axis acceleration sensor-logger (a) Appearance of the installation position of the sensor-logger (b) Definition of acquired acceleration and gravitational acceleration used in the calculation of the angle of attack of test model

### 3.5. 風洞試験結果

まず、RA に対するトリム飛行の可否について示す。以下の Fig. 3-10 にトリム飛行した風洞試験の結果を示す。試験条件は RA-4 degs, 動圧 70 Pa である。このとき、気流は図中右から左へ流れる。トリム飛行する場合は図のような姿勢で安定した。次に、トリム飛行しない場合の試験ケースについて述べる。以下の Fig. 3-11 に RA が小さい場合, Fig. 3-12 に RA が大きい場合のパラフォイルの挙動について示す。Fig. 3-11 は 0.03 秒間隔におけるパラフォイルの挙動を示した図であり、試験条件は RA-9 degs, 動圧 60 Pa への増速中の画像である。Fig. 3-12 は 0.07 秒間隔におけるパラフォイルの挙動を示した図であり、試験条件は RA-3 degs, 動圧を 150Pa から 120 Pa への減速中の画像である。それぞれの画像が加速中および減速中である理由については、静定状態において運動を観測する場合、人の手もしくはそれに準ずる方法による支持が必須となるが、その状態では、気流の一様性に対して大きく影響を及ぼしてしまう。その場合、転倒挙動は面内運動とは言えない。そのため、本研究では安定状態から不安定状態に遷移するタイミングを気流速度の変化により観測した。まず RA が小さいケースについて述べる。Fig. 3-11 のようにパラフォイルは索がたるみ、前縁がつぶれるような挙動を示した。このとき傘体は前縁方向に移動した後、前縁がたるむように運動した。次に RA が大きなケースについて述べる。Fig. 3-12 のように、傘体は後縁方向に回転するように倒れる挙動を示した。



Wind direction →

Fig. 3-10 The picture of test model flying in the wind tunnel at a dynamic pressure of 60 Pa and RA of -4 degrees.

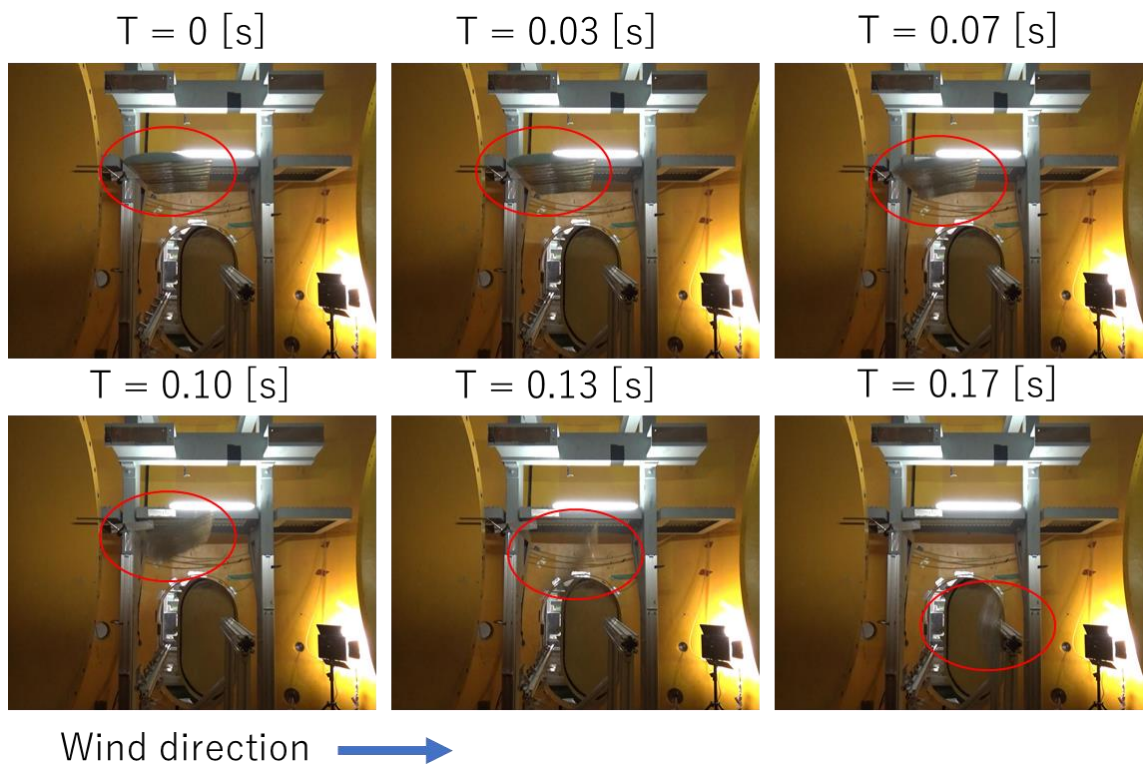


Fig. 3-11 The time series pictures of test model collapsing to the front at RA of -9 degs

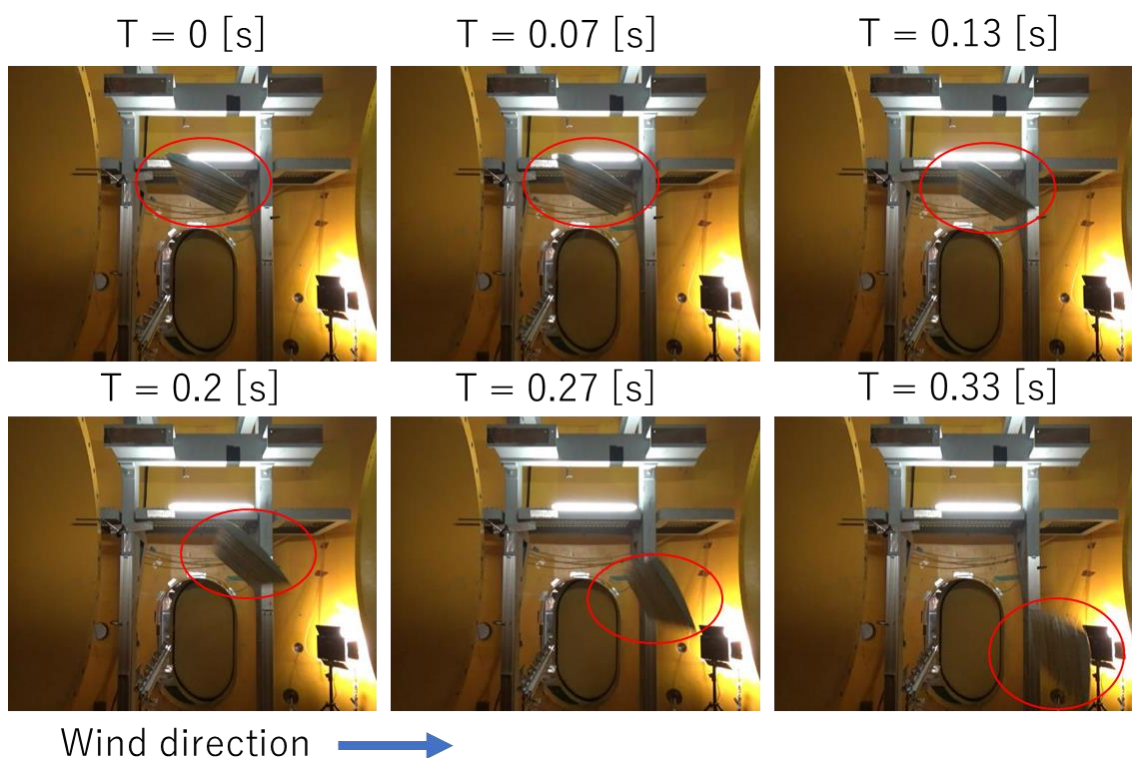


Fig. 3-12 The time series pictures of test model falling down to the back at RA of 3 degs

Table 3-5 に RA と動圧を変化させたときのトリム飛行の成否についてまとめた。○がトリム飛行したケース，×がつぶれたケースである。風洞試験からトリム飛行する RA は動圧 60 Pa において-8~1 degs, 150 Pa において-6~3 degs となった。この結果から，設定した RA の刻み幅の解像度では発生する空気力を変化させても，飛行する RA の幅は変化せず，その値のみがシフトする結果となった。

Table 3-5 Summary of the wind tunnel test results; stable flight is ○ and unstable flight is ×

Dynamic pressure [Pa]	Rigging Angle [deg]													
	-9	-8	-7	-6	-5	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4
60	×	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	×	×	×
70	×	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	×	×
100	×	×	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	×	×
120	×	×	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	×	×
150	×	×	×	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	×

次に、傘体迎角の計測結果を示す。以下の Fig. 3-13 に各動圧における RA と迎角の計測結果について示す。この横軸に RA，縦軸に傘体迎角を示す。この結果から、RA を大きくするとトリム飛行迎角が大きくなることが分かる。トリム迎角は最大で RA3°，動圧 150Pa において、迎角は 16.1° である。迎角の最小値は、RA-7°，動圧 120Pa において 0.5° 程度である。なお、RA-7° において 70 Pa および 100 Pa は姿勢の計測ができていないためプロットはない。これは、70Pa および 100Pa の動圧において RA の下限値であり、飛行時の振動が大きく安定した計測ができなかったためである。動圧 60 Pa における RA の最小値の傾向は 120Pa の傾向とは異なるが、動圧が小さく、発生する揚力が小さすぎるため、重力による索固定点まわりのモーメントが後方に倒す影響が無視できないためであると考えられる。

発生する空気力が異なる環境において、飛行する RA と迎角の関係は同一の傾向を示しており、RA と迎角には正の相関があることが分かる。異なる動圧環境において比較すると、傘体を同一の迎角で飛行させる場合、RA は動圧が大きいほど大きく設定する必要があることが分かる。



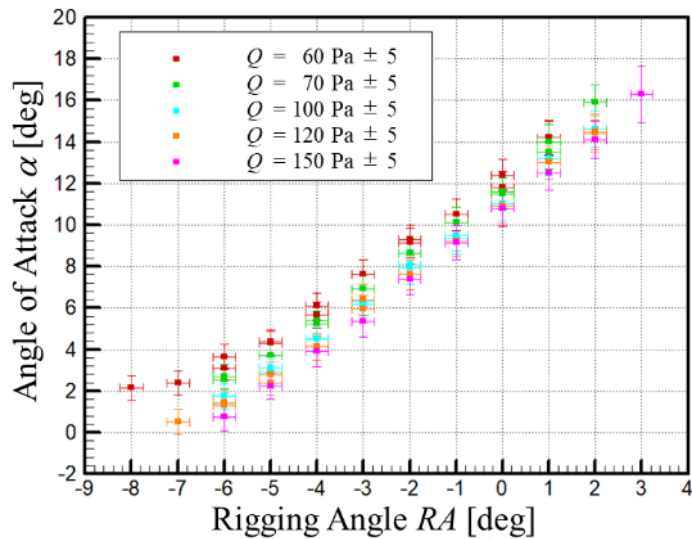


Fig. 3-13 Relationship between RA and angle of attack in the stable flight in the wind tunnel tests

### 3. 6. 安定解析と風洞試験の比較

本解析および実験において得られた風洞試験環境における RA がパラフォイルの姿勢安定に及ぼす影響について比較し、解析の妥当性を検証する。まず、RA を変化させた際に発生する、パラフォイルの姿勢運動について述べる。安定解析において、RA には安定するための一定の範囲があることが分かった。このとき、安定飛行時にはあるトリム角まわりにおいて安定する。風洞試験においても同様にトリム飛行する RA には一定の範囲が存在することが得られた。次にトリム飛行する RA よりも小さな RA に設定したときに発生する姿勢運動について述べる。解析では安定飛行する RA よりも小さく設定すると、前縁方向に運動しつつ、前側の索に圧縮方向の荷重が付加され、つぶれると予測された。これに対して風洞試験では前縁側の索がたるみ前縁から下方に落ち込むようにつぶれた。解析、風洞試験双方において前縁側の索がたるみつぶれるという結果が得られた。次に、RA を安定飛行する RA よりも大きく設定したときの挙動について述べる。解析においてパラフォイルはトリム飛行点を持たずに後方に倒れるといった挙動を示すことが予想された。風洞試験では解析と同様に後方に倒れるといった挙動を示した。次に異なる動圧環境における RA のふるまいについて解析と実験結果を比較する。前節で述べた安定解析において異なる動圧条件を与

えることで解析を行う。与える動圧条件は実験と同様に 60Pa~150Pa とした。その結果を以下の Fig. 3-14 に実験結果と合わせて示す。横軸に RA, 縦軸に姿勢を示す。プロットが実験結果, 曲線が解析結果である。またグラフにおいて実線が安定飛行する解析結果, 破線が飛行しない解析結果である。解析結果の特徴について述べる。まず 60 Pa および 70 Pa の解析結果は RA=-5° 以上の範囲では RA の増加に伴って飛行姿勢も大きくなる傾向にある。それに対して RA-7° 以下の範囲では RA の現象に伴い, 飛行姿勢が大きくなる傾向にあり, 下に凸の形状であることが分かる。これに対し動圧が 70Pa よりも大きな解析条件では RA の現象に伴い飛行姿勢も小さくなるような, 上に凸な傾向であることが分かる。さらに RA の小さな範囲では RA の現象に伴い姿勢角に急減少がみられる。また, 動圧が大きくなるにつれて, 同一 RA における飛行姿勢は小さくなることが分かる。これらを実験結果と比較する。まず, RA に対する姿勢の傾向は下に凸であり傾向は一致する。しかしながら, 解析では 70Pa 以上において RA に対する姿勢の傾向が変化した, 実験では 120Pa でも下に凸の傾向がある。実験において 150 Pa の動圧環境では RA の小さな範囲において RA の減少に伴う姿勢角の増加は見られない。そのため, RA に対する姿勢角のモードが解析における動圧の大きなケースに切り替わったのだと考えられる。しかしながら RA の小さな範囲における姿勢角の急減少は見られない。これは RA の刻み幅が 1° であるため, 分解能が足りず姿勢角の急減少が確認できないことが理由である。動圧に対する同一 RA の飛行姿勢角の傾向は解析と一致しており動圧が大きくなるにつれて姿勢角が小さくなる傾向にある。また RA と姿勢角の値に関して比較すると, 傘体の姿勢角はほぼ同一の範囲にあることが分かるが, RA の範囲は解析のほうが低動圧条件において小さい範囲にシフトしていることが分かる。これらは, 製作した翼模型の影響があると考えられる。これらから, 本研究で提案した安定解析は傘体運動を定性的にとらえることができている。

次に定量的な精度に関して述べる。本研究においては, 解析に与える空力特性自体に仮定による現実との乖離が含まれている。そのため, 定量的に議論に重要な意味は無い。その前提で定量的な精度について述べるならば, RA の値に関しては数度の範囲にあれば問題ないとする。これは, 傘体の開発を行う際, RA の調整ではひもの長さを変化させることで与えるが, 実際に風洞試験を行うことでこの RA を決定することになる。その時, RA の値が大きく外れている場合,



風洞内でパラfoilを滑空させることができない。その観点から解析から得られる RA には数度程度の精度があれば十分に開発に適用できると考える。

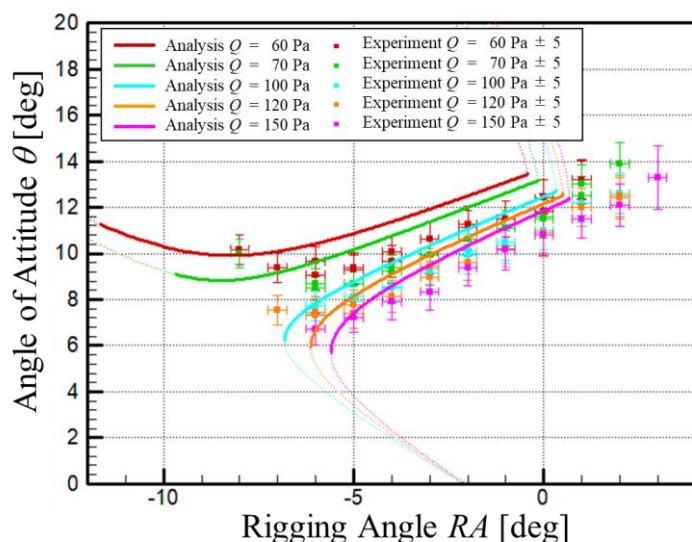


Fig. 3-14 Analysis and experimental results of effect of RA on parafoil attitude under different dynamic pressure environments

### 3.7. 3次元化の影響とフライト状態との違い

本解析および風洞試験は2次元面内における縦の運動を取り扱っているため、実飛行環境を考える場合、3次元化の影響を考える必要がある。さらに風洞試験状態の運動を取り扱っていることからフライト状態との違いについても言及する必要がある。

2次元から3次元になる場合、考えられる影響として翼端渦による誘導抗力とアーチ形状による揚力係数の低下、スパン方向の運動などが考えられる。まず誘導抗力が空力性能に及ぼす影響はすでに解析モデルや風洞試験に加味されているため影響は少ない。アーチ形状による揚力係数の低下は、上面から見た投影面積がアーチにより低下すること原因であるため、揚力係数に面積減少率として係数をかけることで対応可能である。次にスパン方向の運動は、傘体形状が平面からアーチ形状になることで、索の固定位置が中央に収束するように固定することになる。これによりスパン方向の運動を抑制する拘束が減る。よって、左右の空力特性の不釣り合いや翼端渦の位相のずれにより傘体の発振が発生する可

能性がある。過去の風洞試験では、この発振が発生したケースが存在する。対策としては、飛行する迎角を  $RA$  などで変更することで抑制することが可能であった。しかしながらフライト状態でも発生する可能性は考えられるため、その発生メカニズムを解明することは今後の課題とする。

風洞とフライト状態の違いは、重力の取り扱いやペイロードの影響がある。風洞試験では、索の固定点まわりで運動し、重力は傘体に働く。フライト状態では、傘体とペイロードの間にある重心まわりで運動し、この重心に等価な重力が働く。これにより風洞試験において姿勢安定に寄与していた重力によるモーメントがフライト状態では姿勢安定に寄与しなくなる。そのため、支配方程式から重力項がなくなり、風速により安定姿勢は変化しなくなる。言い換えると、空気力を極限まで大きくすると、空気力によるモーメントの影響が重力によるモーメントの影響を無視できるまで大きくなる。これに対し、ペイロードの影響は、ペイロードが発生させる空気力が姿勢安定に対して影響を与える。重心からペイロードの空力中心が離れていることからペイロードの抗力は頭下げ方向のピッチングモーメント、揚力は、つり合い姿勢にもよるが基本的には頭上げモーメントとして働く。ペイロードの形状は直方体や、円筒形であることが多いため、基本的には抗力が大きいため、頭下げ方向の影響が支配的である。しかしながら、傘体が大きければ、相対的にペイロードの空力特性が姿勢安定に及ぼす影響は小さくなり、安定姿勢を大きく崩すようなことは起こさないといえる。これらから、風洞状態の安定性は、フライト状態の安定性における限定的なケースといえる。

### 3.8. 安定性改善の方策

#### 3.8.1. 安定性について[24]

前節において解析の妥当性は示された。本節ではこの解析を用いて安定性向上の方策について議論する。まずその前提として安定性について考える。パラフォイルが飛行するためにはトリム姿勢まわりのモーメントの傾きが負であることが必要である。これはトリム姿勢から姿勢が変動した際にその姿勢に戻る復元力が重要となるからである。ある設計パラメータを持ったパラフォイルがトリム飛行をするとき、実際の飛行状態では、姿勢擾乱は発生しうる。理想的に安定性の高い、つまり墜落しにくいパラフォイルはどのような初期姿勢からも滑

空状態に入ることが可能であるべきである。つまり、トリム姿勢以外からトリム姿勢へ駆動するようなモーメントが常に働くべきである。これについて安定解析において設計パラメータを変化させて与えることで考察する。具体的には、パラフォイル全体の空力特性に大きく影響する翼型の空力モデルを 3 種類の翼型を模したパラメータとして与える。

### 3.8.2. 翼型の選定

比較のため与える空力モデルとしては空力特性における特徴の異なるものが望ましい。加えて、前章の部分密閉型パラフォイルが安定飛行しなかった理由についても言及したい。そのため、与える空力モデルは、前節で与えた Clark Y 翼型に加えて、一般的なパラフォイルにある空気取り込み口を付加した翼型、そして、全翼機などで使用される安定性の高い反転キャンバ翼型を使用する。それぞれの特徴について述べる。Clark Y 翼型は一般的なパラフォイルに使用される翼型である[27]。空気取り込み口を持つパラフォイルは、使用する翼型の抗力係数の他に、空気取り込み口に起因する抗力係数が上乘せされる。そのため Clark Y 翼型と比較して抗力係数が大きい傾向にある。全翼機で使用される反転キャンバを持った翼型は単体で空力中心まわりのモーメント特性が正となる翼型である。通常の航空機では、水平尾翼で下向きの揚力を発生させることで、機体全体のモーメント特性を設計するが、反転キャンバ翼型を使用することで尾翼を廃しても機体全体のモーメント特性を設計することが可能である[36]。それぞれの特徴より基準とするノミナルモデル (Clark Y)から抗力係数を大きくした高抗力モデル、ノミナルモデルからモーメント係数を変化させ、モーメント係数が正となる反転キャンバモデルの三つを与える。以下の Table 3-6 に使用した空力特性の値を示す。揚抗比に関しては、高抗力モデル以外は同等の値となる。なお、部分密閉型パラフォイルで使用された DAE51 翼型については、Clark Y 翼型に近い空力性能を持っているため、ノミナルモデルを議論することで考察する。

Table 3-6

Airfoil model	Nominal model NM	High drag model HDM	Reflection camber model RCM
$\alpha_0^*$	-3.6 [deg]	-3.6 [deg]	-3.6 [deg]
$\alpha_{lim}$	13 [deg]	13 [deg]	13 [deg]
$C_{L,\alpha}$	0.0609 [1/deg]	0.0609 [1/deg]	0.0609 [1/deg]
$C_{L2,\alpha}$	-0.025 [1/deg]	-0.025 [1/deg]	-0.025 [1/deg]
$C_{Dmin}$ (include line drag : $C_{Dline} = 0.01$ )	0.0275	0.0375	0.0275
$C_M$	-0.08	-0.08	0.01

### 3.8.3. 空力特性の違いを与えた解析結果と安定性改善

解析結果を述べる際に、RA とつり合い姿勢角の関係および、パラフォイルに働く O 点まわりのモーメントの迎角特性の二つについて考察する。まず以下の Fig. 3-15, Fig. 3-16, Fig. 3-17 に RA とつり合い姿勢角の関係をノミナルモデル、高抗力モデル、反転キャンバモデルの順で示す。横軸に RA, 縦軸に安定姿勢角, 実線が安定結果, 破線が不安定結果を示している。この結果ノミナルモデルに対して、高抗力モデル、反転キャンバモデルともに異なる傾向を示した。ノミナルモデルでは RA を小さくすると、つり合い姿勢角の解を持たないが、高抗力モデル、反転キャンバモデルは小さな RA でもつり合い姿勢角の解をもつことが分かる。安定領域の範囲は、ノミナルモデルでは約 6 deg に対して、高抗力モデルでは約 11 deg, 反転キャンバモデルでは約 33 deg となった。次にモーメントの迎角特性の解析結果について述べる。以下の Fig. 3-18, Fig. 3-19, Fig. 3-20 に異なる RA におけるパラフォイルに働く O 点まわりのモーメントの迎角特性をノミナルモデル、高抗力モデル、反転キャンバモデルの順で示す。横軸に迎角, 縦軸にモーメントの値を示す。すべての結果で共通する点として、RA を変化させることで、モーメントの迎角特性は変化し、釣り合うモーメントの値が変わることが挙げられる。すべてのモデルにおいて、迎角  $-2.8\text{deg}$  付近で RA を変化させても発生するモーメントに変化がない点が存在する。これは、揚力が重力と釣り合う迎角であり RA を変化させても空力モデルには影響がないことが理由である。各モデルを比較すると、ノミナルモデルと高抗力モデルはモーメント特性の概形形状が非常に似ており、違いはすべてのモーメント特性が 0 をまたぐか否かである。高抗力モデルはノミナルモデルと比較し、同一の概形のまま正方向に平行移動したような特性を持つ。反転キャンバモデルは高抗力モデルと同様にすべてのモーメント特性が 0 をまたぐが、反転キャンバモデルのほうが迎角  $-2.8\text{deg}$  付近のモーメントの値が大きいことが分かる。

安定性の観点からこの結果について考察する。まずノミナルモデルの RA-3deg の条件について考える。この解析結果はトリム迎角が  $6.5\text{deg}$  付近をとるように安定する。トリム迎角以外の姿勢からトリム迎角に移行する場合、そのトリム迎角に向かってパラフォイルは姿勢運動をする。姿勢運動を行うことでパラフォイル自体の慣性により、トリム迎角を通り過ぎ、モーメントの向きが反転する。これによりパラフォイルはトリム迎角まわりで振動しながら安定することにな

ることが分かる。パラフォイルの慣性が大きすぎる場合、大迎角からトリム飛行に移行する場合、パラフォイルには常に負方向のモーメントが働き、反時計回りに運動する。トリム迎角よりも小さな迎角範囲において、この回転慣性を打ち消すだけのモーメントの正のモーメントがトリム迎角まわりの姿勢安定には必須である。さらにトリム迎角に戻るための復元力としてモーメントに着目すると、モーメントの傾きは負でなければ復元力としては働かない。そのため、トリム迎角から小さい迎角においてモーメント特性を負を維持する迎角までを姿勢安定範囲として定義し、各空力モデルにおいて比較する。なおこの議論は、トリム迎角よりも大きな範囲でも実施するべきだが、今回与えた空力モデルは、失速角以上の空力特性の扱いが簡略化されすぎている。そのため、実際の空力特性とは大きく離れており、議論に大きな意味がない。また前節において低迎角範囲においてパラフォイルがつぶれることが示されたことより、低迎角範囲の崩壊運動がパラフォイルの飛行という意味でより危険な運動であることが分かる。そのため、今回はトリム迎角よりも小さな範囲のみで議論する。

以下の Fig. 3-21 にノミナルモデル、高抗力モデル、反転キャンバモデルの同一トリム迎角となる O 点まわりのパラフォイルに働くモーメントの迎角特性を示す。横軸に迎角、縦軸にパラフォイルに働く O 点まわりのモーメントの値を示す。図中の矢印に姿勢安定範囲を示す。各モデルでトリム迎角を同一とするため、それぞれのモデルで、与えた RA は異なる。それぞれの空気モデルについて、姿勢安定範囲はノミナルモデルで 4.2deg、高抗力モデルで 5.1deg、反転キャンバモデルで 8.0deg となった。この範囲が広ければ広いほど、トリム迎角に戻るための安定範囲が大きい。この空力モデルの中では、反転キャンバモデルが一番安定範囲の大きいケースであることが分かる。これは、空力モデルの持つ正のモーメント係数がパラフォイルに働く O 点まわりのモーメント特性を正側に大きくしたことが大きな要因である。よって、パラフォイルの翼型には反転キャンバのようなモーメント特性が正である翼型が安定性向上に適していることが分かる。

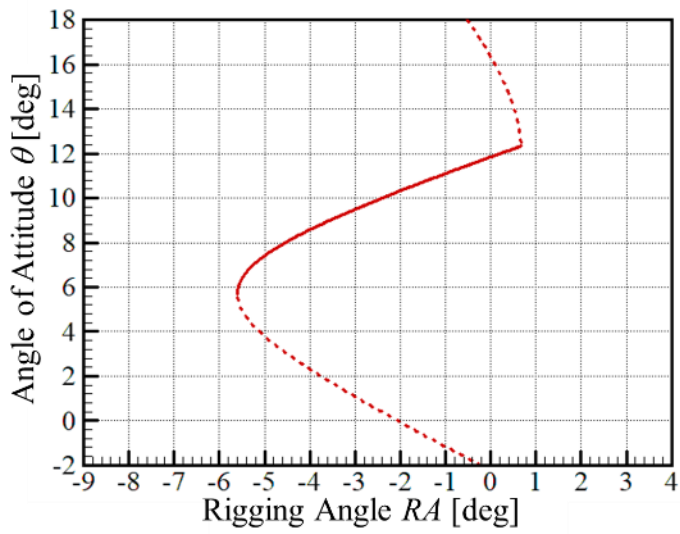


Fig. 3-15 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the stable flight points of nominal model

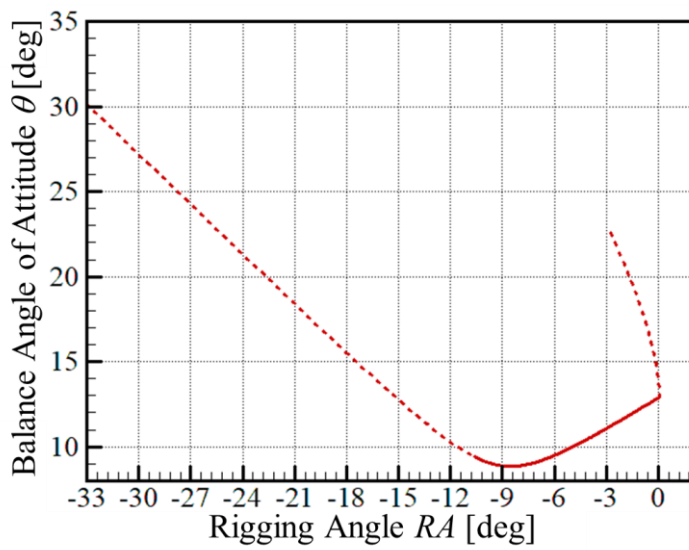


Fig. 3-16 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the stable flight points of high drag model

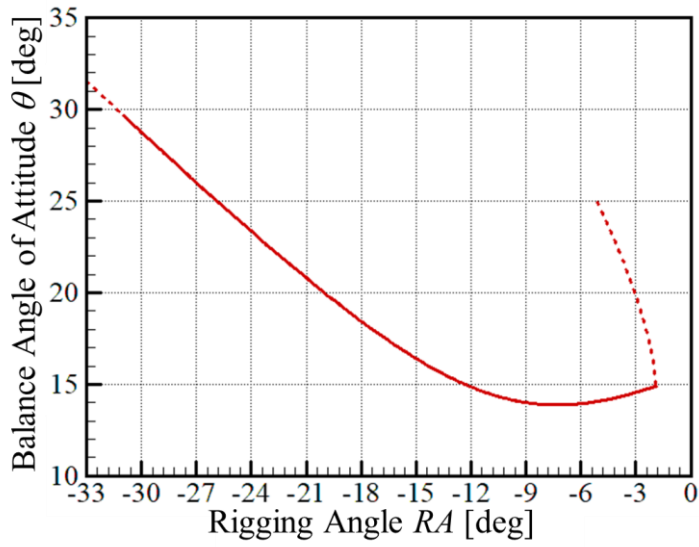


Fig. 3-17 The relation between rigging angle and the angle of attitude in the stable flight points of reflection camber model

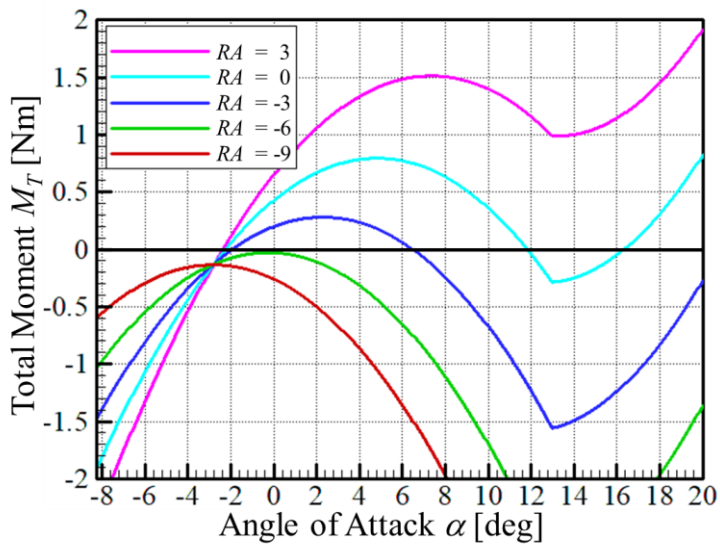


Fig. 3-18 Moment characteristics related to angle of attack of nominal model



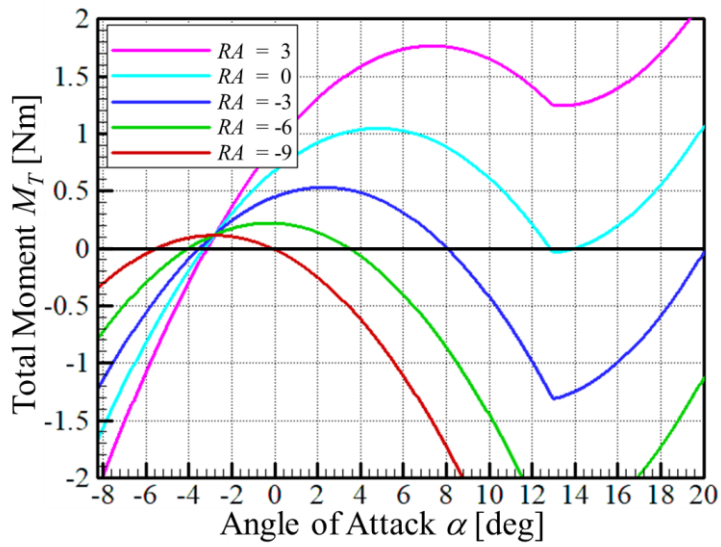


Fig. 3-19 Moment characteristics related to angle of attack of high drag model

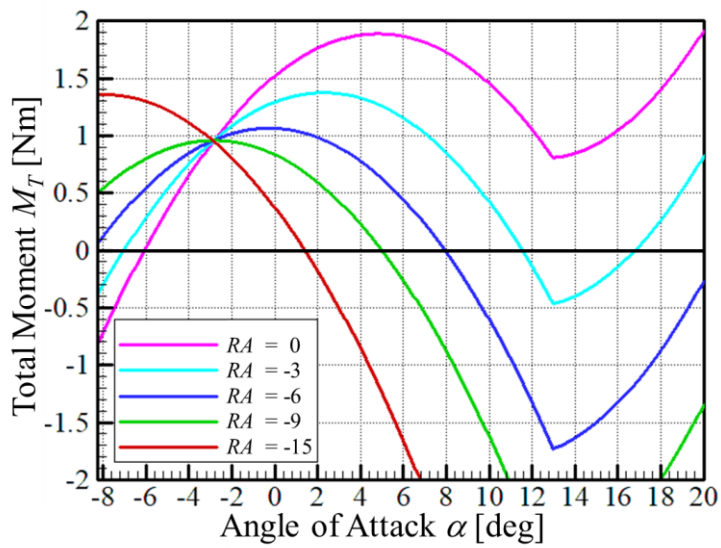


Fig. 3-20 Moment characteristics related to angle of attack of reflection camber model

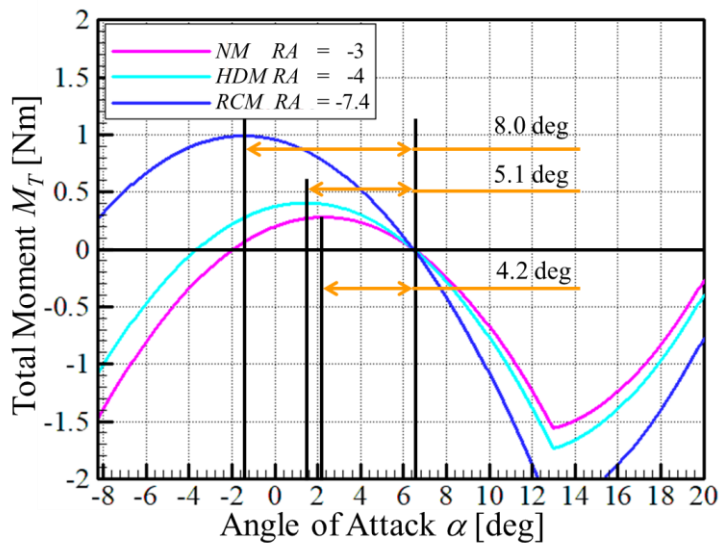


Fig. 3-21 Comparison of moment characteristics flying at the same trim angle of attack for different aerodynamic models

#### 3.8.4. 部分密閉型パラフォイルの翼型

ノミナルモデルは実際に部分密閉型パラフォイルで使用した DAE51 翼型と近い空力特性を持つ。そのため、安定範囲が狭い傾向にあったことが示唆される。フライト試験において実際に選定した RA は安定性に関する考察が不足していた。そのため、飛行試験を成功させるためには翼型を変更し、反転キャンバを持つ翼型を適用する。また部分密閉型パラフォイルに適用するにあたり火星大気環境のような低レイノルズ数環境でも性能の維持が必要である。そこで本研究では反転キャンバを持つ翼型で、低レイノルズ数でも使用された実績のある翼型として、La2573A 翼型を採用する[37]。LA2573A 翼型は高度 20km で飛行した実績のある Pathfinder, Pathfinder Plus で使用された高高度における飛行実績を有する。この翼型を部分密閉型パラフォイルに適用することで飛行の実現を目指す。なお、一般的なパラフォイルにおいて、反転キャンバ翼は使用されることは少ない。それは、一般的なパラフォイルの場合、前縁の空気取り込み口が抗力を発生させるが、これが頭上げモーメントの発生に寄与するからであり、反転キャンバのような効果を持つからである。

### 3.9. 簡易投下試験による安定性改善の確認

#### 3.9.1. 簡易投下試験の概要

縦の安定性改善について、簡易な投下試験により調査を行った。翼型は部分密閉型パラfoilで使用した DAE51 と次の部分密閉型パラfoilに採用予定の LA2573a を用いた。以下の Fig. 3-22 に風洞内で飛行中の投下試験用の傘体を示す。傘体はスパン方向のたわみのみを許容したスタイロフォーム製の半剛体のパラfoilである。基本構造は、スタイロフォームで製作したリブと、スパン方向に配置した 2 本の竹ひご製(直径 3mm)の桁、表面を覆うポリエチレン膜から成る。それぞれの傘体の寸法は以下の表に示す。RA は事前に風洞試験を行い、風洞内で飛行する RA の範囲の中央値付近とした。LA2573a 翼型は DAE51 翼型よりも翼厚が大きいいため、同一構造で製作した場合、スタイロフォームの質量が大きくなり、同一面積の翼型でも質量が大きくなる傾向にある。簡易投下試験は、建物の非常階段やベランダからペイロードをつるしたパラfoilを投下し、滑空の可否を確認する試験である。投下高さは 3.5 階から 4 階程度の高さとした。このとき、投下後の機体の引き起こし動作に注目する。引き起こしが発生する場合、パラfoilは、一定のトリム状態に入ったことを意味し、滑空に入ったことと同義である。トリム状態に入ることができるという意味で一定以上の安定性を保有していると考えられる。また、引き起こし後、高さ方向の速度、沈下速度が低下すれば機体は揚力を発生し滑空しているといえる。

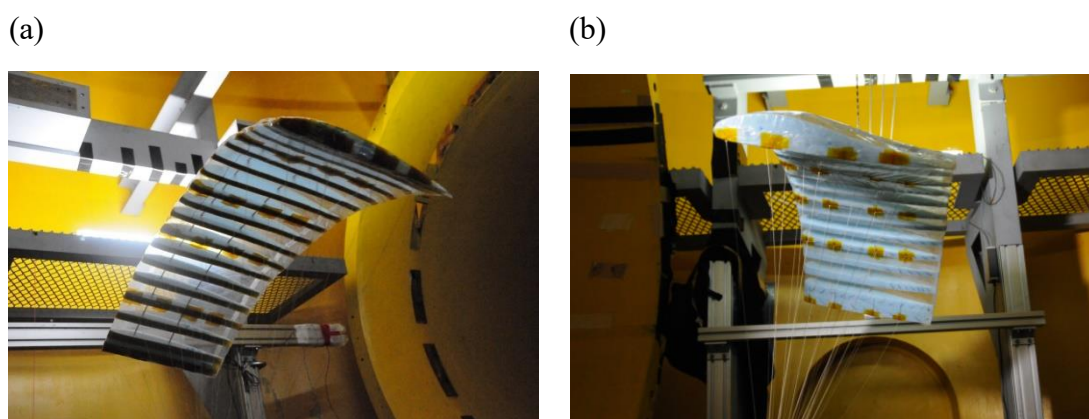


Fig. 3-22 picture of drop test model of flying in wind tunnel. (a) DAE51 model (b) LA2573a model

Table 3-7 Specification of drop test model

Airfoil	DAE51	LA2573a
Chord Length [m]	0.33	0.33
Span Length [m]	1	1
Mass [kg]	0.156	0.21
CG [%]	45	45
RA	-1	-9
MLL [m]	0.6	0.6
Material of Wing	Polystyrene Form	Polystyrene Form
	Polyethylene Film	Polyethylene Film
Number of Line	24	24
Material of Line	Vectran <sup>®</sup> KURARA	Vectran <sup>®</sup> KURARA

### 3.9.2. 簡易投下試験の結果

以下の Fig. 3-23 に DAE51 模型の投下試験の結果、Fig. 3-24 に LA2573a 模型の投下試験結果を示す。画像は 0.15 秒ごとのコマ送り画像を合成した写真であり、機体の飛行軌跡を示す。DAE51 模型の投下試験結果について説明する。左上から傘体を投下、投下直後はほぼ垂直に落下し、その後、機体姿勢が引き起こされいておるように見える。しかしながらその後、傘体の傘体の上面側が画像に映ることから頭下げ方向に運動したことがうかがえる。さらに、各軌跡の高さ方向の差に注目すると、引き起こし後移行には大きな変化がない。そのため、DAE51 模型は滑空に入ることができないと考えられる。これに対し LA2573a 模型の結果では、左上からの投下後、一定の姿勢で斜めに落下していることが分かる。さらに、一定時間、斜めに落下した後、飛行軌跡が水平になっていることが分かる。ここから、LA2573a 模型は、引き起こし、および、揚力の発生を行っており、滑空に入ることができているといえる。ここから、LA2573a 翼型を使用したパラフォイルは DAE51 翼型を使用したパラフォイルよりも縦の安定性が高いと考えられる。また縦の動安定について触れておくが、縦の動安定モードには機体全体がピッチ振動する短周期モードと、飛行軌跡が波打つような長周期モードがある。一般に短周期モードは減衰が強いと言われており、本試験でも振動は見られない。長周期モードに関しては、引き起こしによる水平飛行後に見られると考えられるが、本試験では顕著に確認することはできない。しかしながら、こ

の長周期モード減衰を決めるのは抗力の大きさであり，このパラフォイル型飛翔体は，索などによる抗力が大きく安定が強いと言われている．これらから，パラフォイル型飛翔体においては縦の動安定は大きな課題とはならないため本研究では取り扱わない．

LA2573a 模型の滑空についてさらに議論を行う．水平滑空後，投下模型は翼下面が画像に映り込むことから左旋回を行っていることが分かる．その後，左旋回が進み，翼上面側が画像に映り込む．また，左旋回後，沈下速度が急に大きくなっていることから，この模型は左方向のスパイラルダイブを行っていることが示唆される．ここから，滑空に入っていることから縦の静安定は実現できていること，スパイラルダイブであることから横の動安定性が不足していることが考えられる．この横の動安定性の改善について次章で検討する．



Fig. 3-23 Flight path in drop test of DAE51 model.



Fig. 3-24 Flight path in drop test of LA2573a model.

### 3.10. 3章のまとめ

本章ではパラfoil型飛翔体の縦運動について力のつり合いからなる安定解析と縦運動のみを抽出した風洞試験を行うことでその縦の運動特性について理解した。また安定解析では空力特性や索のパラメータなど様々な設計パラメータを与えることで、それらが姿勢安定に及ぼす影響を調査した。その結果以下のことが分かった。

- 索のパラメータであるRAにはパラfoil型飛翔体の飛行姿勢を変化させる効果があること
- RAはパラfoilを安定飛行させるためには設定可能な範囲があること
- RAを設定可能範囲外に設定した場合、上限外部ではパラfoil型飛翔体は後方に倒れること
- RAを設定可能範囲外に設定した場合、下限外部ではパラfoil型飛翔体は全円方向に回転後、索がたるみ、傘体がつぶれ飛翔体形状を保つことができないこと
- 空力特性によりパラfoil型飛翔体の安定性は変化し、反転キャンバ翼型のような翼型のピッチングモーメント係数が正の翼型が安定性向上に望ましい
- 部分密閉型パラfoilで使用したDAE51翼型は安定性が低くつぶれやすい
- 投下試験より、DAE51モデルには滑空に入るための縦の安定性が不足している
- 投下試験より、LA2573aモデルはDAE51モデルよりも縦の安定性が高い

#### 参考文献

- [35]C. S. Iacomini and C. M. Madsen, "INVESTIGATION OF LARGE SCALE PARAFOIL RIGGING ANGLES: ANALYTICAL AND DROP TEST RESULTS", AIAA-99-1752, 1999
- [36]牧野光男：航空力学の基礎（第3版），産業図書，2012
- [37]R. H. Liebeck, LAMINAR SEPARATION BUBBLES AND AIRFOIL DESIGN AT LOW REYNOLDS NUMBERS, AIAA 92-2735-CP, 1992





## 第4章 横安定解析

### 4.1. 横安定解析の目的

投下試験において、開発した部分密閉型パラfoilは飛行することはなかった。これに対して前章では、縦の安定性に問題があったとわかった。そのため、縦の安定性についてつり合い関係から安定性の向上を図った。この問題は横の安定性においても同様に発生するものと考えられる。実際に投下試験を行った結果、翼特性を改善することで縦の安定性は改善することが分かった。しかしながら、投下試験では滑空後に横の不安定モードの一つであるスパイラルダイブが発生した。そこで、開発した部分密閉型パラfoilが安定して飛行できるか否かについて、横系の運動方程式の特性方程式を解くことで得られる固有値解析である、横安定解析から調査する。このとき、翼型は縦の安定性を向上したLa2573A翼型を用いる。なお、この横安定解析は、過去の研究で提案された解析モデルである[38]。この解析ではパラfoilの横安定性について、傘体とペイロードの距離を固定し、重心位置をパラメータとして安定の傾向を取得する解析であった。これはパラfoil型飛行体のペイロード積載量を変化させることを意味し、傘体の質量に対してペイロードの質量をどこまで大きくしてよいかを議論する解析である。ペイロードを重くすることで重心位置が下がり、安定側に遷移すると述べられている。火星環境の場合、揚力を稼ぐために傘体が大きくなりやすい。さらに、ペイロード質量を大きくすると、飛行速度が上昇し、圧縮性の影響を強く受ける。よって、ペイロード質量には上限がある。そのためペイロード質量を積極的に大きくするような安定性向上策をとることはできない。そのため、火星環境にも適用できる安定性向上策が必要となる。

### 4.2. 横安定における前提と運動モード[39]

本研究において、機体の座標系は機体固定座標系と呼ばれる、機体が持つ固有の座標において議論する。この座標系について以下のFig. 4-1に示す。この座標系において横の運動は、X軸まわりに回転するロール回転、Z軸まわりにおいて回転するヨー回転、Y方向の併進運動を示す横滑り運動の三つが主な運動となる。Y方向の併進運動は機体の縦方向の進行速度によって除することで横滑り角として表され、横方向の系の運動方程式では横滑り角、ロール角、ヨー角の時間微分として示される。

飛行力学において、横系の運動には一般的に 3 つの運動モードがあるといわれている。まず、非振動モードであるロールモードおよびスパイラルモード、そして振動モードであるダッチロールモードである。それぞれの特徴について以下の Fig. 4-2~Fig. 4-4 と合わせて説明をする。

Fig. 4-2 にロールモードで運動するパラフォイルの模式図を示す。ロールモードは非振動モードの中で運動の周期が短い運動である。運動の特徴としては、外乱などにより機体がロール方向に回転したとき、そのロール回転を止める運動である。さらに、ロール姿勢が初期状態に戻ることで姿勢が安定する。このロールモードが不安定である場合は、機体は運動を止めず、むしろ加速させるような運動となり飛行することはできない。ロールモードは基本的に安定であることが多い。一般的な航空機では主翼の跳ね上げ角である上反角がもたらすロール回転時の空力非対称性がロール回転運動を停止させる。(上反角効果)

Fig. 4-3 にスパイラルモードが不安定である時のパラフォイルの模式図を示す。スパイラルモードは非振動モードの中でも周期の遅い運動であり、大きな旋回運動を示すような運動である。スパイラルモードは、外乱などにより機体に横滑りが働いたとき、その横滑り方向に機首を向ける風見安定効果が働く。風見安定効果によりヨー回転が発生、そのヨー回転の強さの度合いにより、安定不安定が変化する。スパイラルモードが安定した機体では、旋回運動はすぐに停止し、機首が目標に対してずれる程度で運動が終了する。しかしながら風見安定の強いスパイラルモードの不安定な機体では、旋回動作が終了せず旋回半径が徐々に小さくなり、螺旋の中央に落ち込むような運動を行う。さらに旋回半径が小さくなるに伴い機体はロール方向に回転を行い、最終的には機体は転倒、しまいには墜落してしまう。

Fig. 4-4 にダッチロール運動を行うパラフォイル型飛翔体の模式図を示す。ダッチロールモードはロール回転とヨー回転が連成した振動運動であり、それぞれの回転運動が運動量を交換しあう減衰振動を示す。外乱などにより横滑りが生じたとき、まず風見安定によりヨー回転を行う、このとき、ヨー回転によりさらに横滑りが生じ、その、横滑りによりロール回転が誘発される。このときヨー回転は止まる。次にロール回転が減衰、その後ロール姿勢が戻る際に最初に発生した横滑りと反対の方向に横滑りが発生、それに伴い、最初に発生した方向の逆位相のヨー回転が始まる。これを繰り返すことでダッチロール振動となる。

またこれら以外の特別な運動モードとして、ロールモードとスパイラルモードの連成したロールスパイラルモードや縦と横の運動が連成した運動モードがある。ロールスパイラルモードは、ロールとスパイラルの時定数が同程度となるような機体の場合に発生する振動モードであり、運動が発散しやすく危険なモードである。しかしながら、限定的な条件でしか発生しない運動でもあり、一般的ではない。縦と横の連成運動モードは一般に、通常滑空の範囲では大きな問題にはならない。その理由は、この連成運動モードは、失速域を超えるような高迎角範囲や、遷音速で飛行するような圧縮性の影響による非線形現象が引き起こすからである[40]。本研究においては、これらの現象において滑空することは考慮しないため、縦と横の連成モードは扱わない。

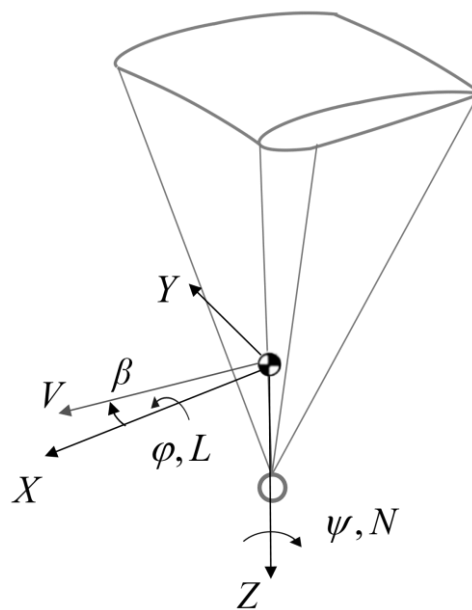


Fig. 4-1 Analysis model for lateral stability analysis and definition of model axis



Fig. 4-2 Schematic picture of stable roll mode motion



Fig. 4-3 Schematic picture of unstable spiral mode motion

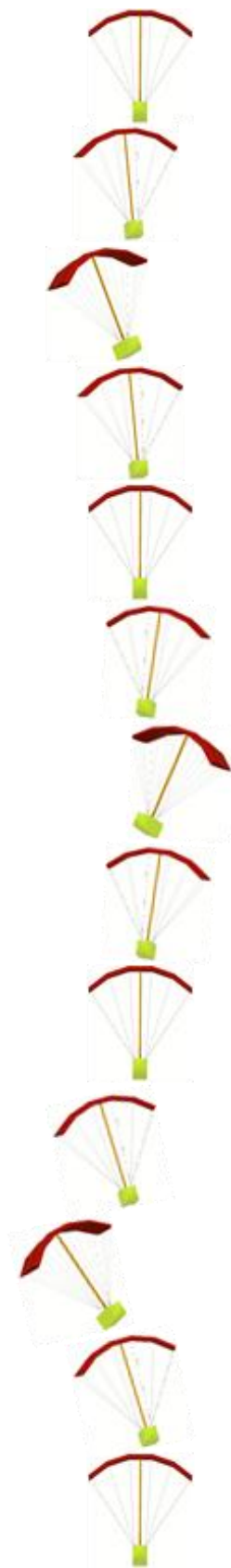


Fig. 4-4 Schematic picture of unstable dutch-roll mode motion

### 4.3. 横安定解析

#### 4.3.1. 解析モデル[38]

本研究ではパラフォイル飛翔体を 1 剛体とみなし，その横方向の併進，ロール方向の回転，ヨーイング方向の回転の 3 自由度の運動方程式について考える。

Fig. 4-1 に，機体軸と運動を支配する変数を示す．機体軸には  $X$  軸を機体の速度ベクトルと一致させた安定軸を採用する．横運動を支配する変数は，滑り角  $\beta$  とロール角  $\varphi$ ，およびロール角速度  $p = \dot{\varphi}$ ，ヨー角  $\psi$ ，およびヨー角速度  $r = \dot{\psi}$  である．気流速度は  $V$ ，気流の進行方向成分は  $u$ ，横向き成分は  $v$  とする．

また横力を  $F_Y$ ，ローリングモーメントを  $L$ ，ヨーイングモーメントを  $N$  とし，滑空角  $\gamma$  で定常飛行している場合，横方向の支配方程式は次のように記述できる．

$$\begin{aligned} v \frac{\partial F_Y}{\partial v} + p \frac{\partial F_Y}{\partial p} + r \frac{\partial F_Y}{\partial r} + W(\varphi \cos \gamma + \psi \sin \gamma) &= M_T(\dot{v} + ru) \\ v \frac{\partial L}{\partial v} + p \frac{\partial L}{\partial p} + r \frac{\partial L}{\partial r} &= I_{XX}\dot{p} + I_{XZ}\dot{r} \\ v \frac{\partial N}{\partial v} + p \frac{\partial N}{\partial p} + r \frac{\partial N}{\partial r} &= I_{XZ}\dot{p} + I_{ZZ}\dot{r} \end{aligned} \quad (4.1)$$

ここで， $M_T$  は付加質量を含めた全機質量を示す．この式において，

$$W \cos \gamma = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (4.2)$$

および  $\beta \approx v/V$ ， $u \approx V$  を仮定し，以下を定義する．

$$\begin{aligned} \tau &= \frac{\rho S V}{M_T} & \mu &= \frac{M_T}{\rho S V} \\ h_{XX} &= \frac{4I_{XX}}{M_T b^2} & h_{ZZ} &= \frac{4I_{ZZ}}{M_T b^2} & h_{XZ} &= \frac{4I_{XZ}}{M_T b^2} \\ y_s &= \frac{C_{Y\beta} s_l}{\mu b} & y_\delta &= \frac{C_{Y\beta} \delta}{\mu b} + 2 \end{aligned} \quad (4.3)$$

ここで、式中の  $s_l$ ,  $\delta$  は全機重心位置から傘体までのオフセット距離を示しており (Fig. 4-5), 次の式で導出されるものである.

$$s_l = MLL \frac{M_p}{M_w + M_p} \quad (4.5)$$

$$\delta = \frac{b(C_M - C_{Dpa_y} \left(\frac{s_l}{b}\right))}{C_L} + s_l \tan \gamma \quad (4.6)$$

これらの関係から、式(3.1)を書き直すと以下のようなになる.

$$\begin{aligned} C_{Y\beta} \beta - 2 \frac{d\beta}{d\tau} + C_L \varphi + y_s \frac{d\varphi}{d\tau} + C_L \tan \gamma \psi - y_\delta \frac{d\psi}{d\tau} &= 0 \\ 2\mu C_{l\beta} \beta + C_{lp} \frac{d\varphi}{d\tau} - h_{xx} \frac{d^2\varphi}{d\tau^2} + C_{lr} \frac{d\psi}{d\tau} - h_{xz} \frac{d^2\psi}{d\tau^2} &= 0 \\ 2\mu C_{n\beta} \beta + C_{np} \frac{d\varphi}{d\tau} - h_{xz} \frac{d^2\varphi}{d\tau^2} + C_{nr} \frac{d\psi}{d\tau} - h_{zz} \frac{d^2\psi}{d\tau^2} &= 0 \end{aligned} \quad (4.7)$$

ここで、線形化のために  $\beta = \bar{\beta} e^{\lambda t}$ ,  $\varphi = \bar{\varphi} e^{\lambda t}$ ,  $\psi = \bar{\psi} e^{\lambda t}$  を仮定すると、特性方程式が  $\lambda$  の 4 次式として表される.

$$A\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0 \quad (4.8)$$

ただし,

$$\begin{aligned}
A &= h_{xx}h_{zz} - h_{xz}^2 \\
B &= -\frac{C_{Y\beta}}{2}A - h_{xx}n_r - h_{zz}l_p + h_{xz}(l_r + n_p) \\
C &= \frac{C_{Y\beta}}{2}[h_{xx}n_r + h_{zz}l_p - h_{xz}(l_r + n_p)] - n_p l_r + l_p n_r - \mu l_\beta (y_s h_{zz} + y_\delta h_{xz}) + \\
&\mu n_\beta (y_s h_{xz} + y_\delta h_{xx}) \quad D = \frac{C_{Y\beta}}{2}(n_p l_r - l_p n_r) + \mu l_\beta (y_s n_r + y_\delta n_p - h_{zz}C_L + \\
&\quad h_{xz}C_L \tan \gamma) \\
&\quad - \mu n_\beta (y_s l_r + y_\delta l_p - h_{xz}C_L + h_{xx}C_L \tan \gamma) \\
E &= \mu C_L [l_\beta (n_r - n_p \tan \gamma) - n_\beta (l_r - l_p \tan \gamma)]
\end{aligned} \tag{4.9}$$

特性方程式は、通常 2 つの 1 次式と 2 次式に分解される。

$$(s + \lambda_S)(s + \lambda_R)(s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2) = 0 \tag{4.10}$$

このとき、1 次式に対応するモードは、特性根が小さいほうがスパイラルモード、大きいほうがロールモード、2 次式で表される部分がダッチロールモードである。非振動モードは特性根が負となれば収束、ダッチロールモードは特性根の実部が負となれば収束する。

本研究では、特性方程式にパラフォイルの空力特性や設計値を与えて固有値を導出することでこれらの運動モードの安定判別を行う。



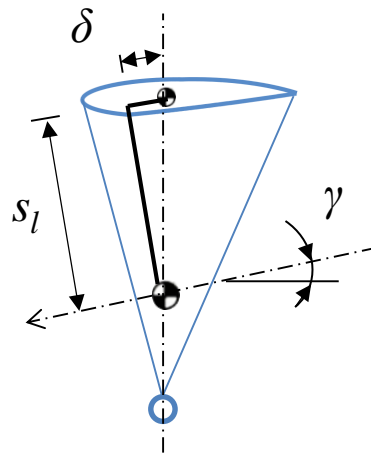


Fig. 4-5 Definition of  $\delta$  and  $s_l$ .

### 4.3.2. 付加質量

付加質量とは、物体が流体中をうごくとき、物体とともに動いていく一部の流体で、物体と同じように物体とともに加減速の運動をする流体の質量のことである。付加質量は流体の密度に比例し、物体の形状と運動の方向で大きさが異なるが、運動の大きさには無関係である。

一般の航空機の場合、空気の密度が機体の密度に比べてはるかに小さいため、付加質量の影響は無視できるほど小さい。ただ、気球や飛行船に代表される浮力を使って動くものや機体の密度が小さいもの場合には、付加質量が機体の密度と同等かそれに近い値になるため、無視することはできない。パラフォイルも同様に、軽量の柔軟構造であるため、付加質量の影響を考慮しなければならない。

横運動に関係するのは、 $Y$  軸方向への併進に関連する付加質量  $A_{22}$ 、 $X$  軸周りの回転に対する付加慣性モーメント  $A_{44}$ 、および  $Z$  軸周りの回転に対する付加慣性モーメント  $A_{66}$  である。また、機体内の空気質量も考慮するため、これを  $A_{00}$  とする。

パラフォイルの付加質量に関しては、様々な推算方法が提案されているが、本研究では Lissaman らの推算手法[41]を採用した。この方法では、パラフォイル傘体の運動に対して、Fig. 4-6 に示す円筒容積分の空気質量の運動を考慮する。すなわち、 $A_{22}$  は図上側の空気質量  $B$  に対応し、 $A_{44}$  は図下側の  $I_A$ 、 $A_{66}$  は  $I_B$  に対応する。

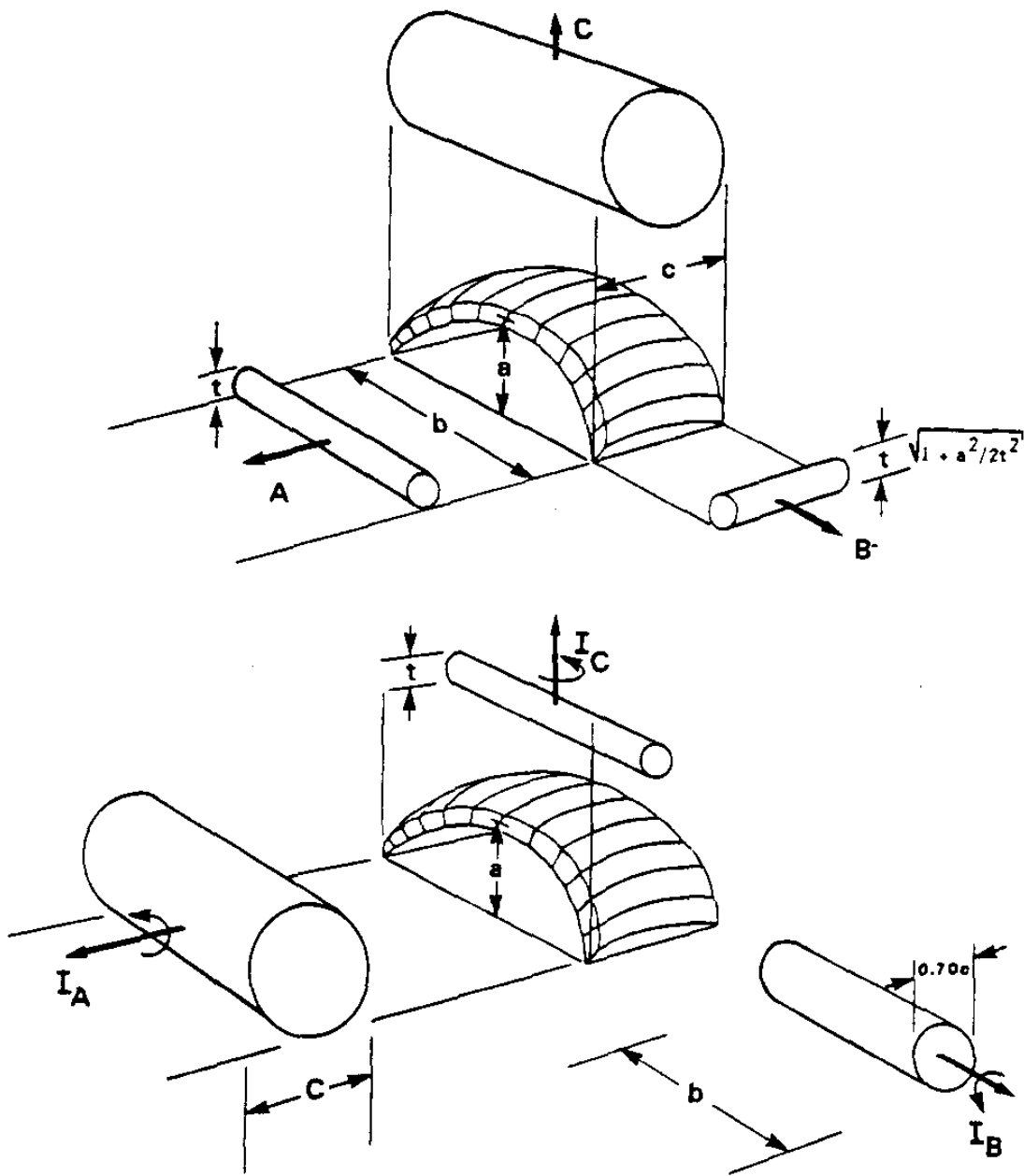


Fig. 4-6 Volumetric representation of apparent mass and moments.

### 4.3.3. 慣性乗積および慣性能率

慣性能率, および慣性乗積の算出は傘体を平板, ペイロードを直方体の箱とみなして簡略化した. 傘体の翼弦線が慣性主軸であると仮定すると,  $X$  軸をこれと一致させた座標系では  $X$  軸周りおよび  $Z$  軸周りの慣性能率を式(3.11)で導出できる.

ここで,  $M_W$  は傘体質量,  $M_P$  はペイロード質量,  $l_P$  はペイロードから重心位置までの距離である. また, ペイロードの高さを  $h_P$ , 幅を  $b_P$ , 縦方向の長さを  $c_P$  とする.

$$I_{\bar{X}\bar{X}} = \frac{1}{12} M_W b^2 + \frac{1}{12} M_P (h_P^2 + b_P^2) + s_l^2 M_W + (M L L - s_l)^2 M_P$$

$$I_{\bar{Z}\bar{Z}} = \frac{1}{12} M_W (b^2 + c^2) + \frac{1}{12} M_P (c_P^2 + b_P^2)$$

(4.11)

本研究で扱う運動方程式は  $X$  軸を機体の速度ベクトルに一致させた安定軸で記述されているため, 次の関係式で安定軸回りに書き換える<sup>15)</sup>.

$$I_{XX} = I_{\bar{X}\bar{X}} \cos^2 \eta + I_{\bar{Z}\bar{Z}} \sin^2 \eta$$

$$I_{ZZ} = I_{\bar{X}\bar{X}} \sin^2 \eta + I_{\bar{Z}\bar{Z}} \cos^2 \eta$$

$$I_{XZ} = (I_{\bar{X}\bar{X}} - I_{\bar{Z}\bar{Z}}) (\sin 2\eta) / 2$$

(4.12)

$\eta$  は慣性主軸と安定軸の間の  $Y$  軸周りの角度である (Fig. 4-7). 解析では慣性主軸を翼弦線と一致するものと仮定しているから, この角度はパラフォイルの迎角とした.

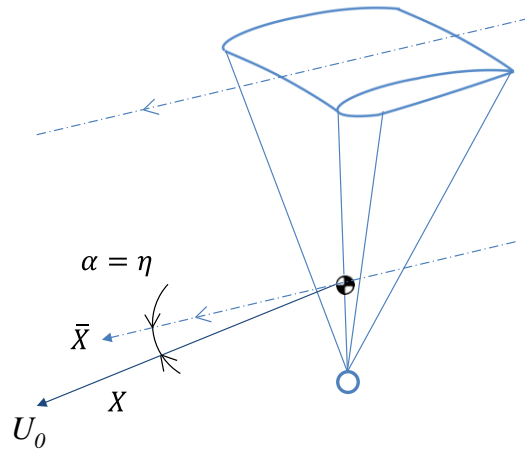


Fig. 4-7 Model axis and stability axis on parafoil.

#### 4.3.4. 空力モデル

解析では空力モデルを導入する必要がある。空力モデルはアーチの影響や、翼型の特性を表現することが求められる。ここで使用するアーチ翼の空力特性の推算式は Jann らの文献[42]による。Jann らは拡張した揚力線理論に基づき、Fig. 4-8 をモデルとして以下の理論式を提案した。ただし、翼の柔軟性は無視し、簡単のため風圧中心  $CP$  は  $c/2$  に位置していると仮定している。推算式ではアーチを形成する扇形の中心角を  $\varepsilon_0$  として、翼中心と翼端を結ぶ直線の傾きを  $\varepsilon_0/2$  としている。本論文では索の長さやアーチ半径を個別に変化させるため  $\varepsilon_0/2$  を下反角  $\Gamma$  として置き換える。

$$\begin{aligned}
C_{y\beta} &= -C_{L\alpha}k_1 \frac{2\Gamma\sin 2\Gamma}{4} - C_{D0} \frac{1 + 2\cos 2\Gamma}{3} \\
C_{l\beta} &= C_{L\alpha}k_1 \frac{\sin 2\Gamma}{8} \\
C_{l\beta} &= C_{L\alpha}k_1 \frac{\sin 2\Gamma}{8} \\
C_{lp} &= -C_{L\alpha}k_1 \frac{\sin 2\Gamma}{16\Gamma} \\
C_{lr} &= -C_{L\alpha} \frac{\sin 2\Gamma}{8\Gamma} \alpha_0 + C_{L\alpha} \frac{\sin \Gamma}{4\Gamma} \cos^2 \Gamma \\
C_{n\beta} &= -C_{L\alpha}k_1k_2 \frac{\sin 2\Gamma}{8} \alpha_0 + C_{L\alpha}k_1k_2 \frac{\sin 3\Gamma}{4} \alpha \\
C_{np} &= C_{L\alpha}k_1k_2 \frac{\sin 2\Gamma}{16\Gamma} \alpha_0 - C_{L\alpha}k_1k_2 \frac{\sin 3\Gamma}{8\Gamma} \alpha \\
C_{nr} &= -\frac{C_{D0}}{6} \frac{\sin 2\Gamma}{\Gamma} - \frac{C_{L\alpha}^2}{eAR\pi} \frac{\sin^2 \Gamma}{32\Gamma^2} \alpha_0 - \frac{C_{L\alpha}}{AR^2} \frac{\Gamma^2}{6} \\
&\quad + \left[ \frac{C_{L\alpha}^2}{eAR\pi} \frac{\sin 2\Gamma}{2\Gamma} - C_{L\alpha} \frac{\sin^2 2\Gamma}{4\Gamma^2} \right] \alpha_0 \alpha
\end{aligned} \tag{4.13}$$

ただし,

$$k = \frac{\pi AR}{\alpha_0} \quad k_1 = \frac{\sqrt{k^2 + 1} + 1}{\sqrt{k^2 - 4} + 2} \quad k_2 = \frac{\sqrt{k^2 + 4} - 1}{\sqrt{k^2 + 1} + 1} \tag{4.14}$$

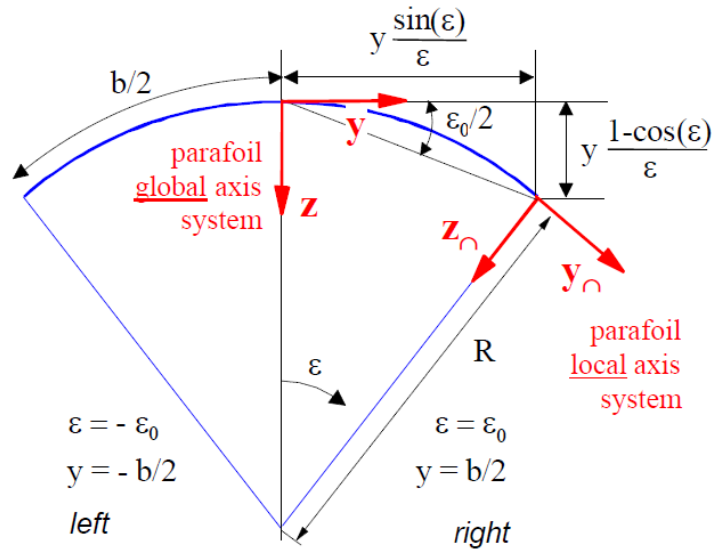


Fig. 4-8 Model of arc anedral wing

さらに、パラグライダーは全機重心位置がパラfoil翼の重心位置から大きく離れているため、その影響を補正する必要がある。以下の式(4.15)に示すように  $s_l$ , および  $\delta$  を用いて以下のように補正した<sup>7)</sup>。

$$C'_{y\beta} = C_{y\beta} + C_{y\beta p\alpha y}$$

$$C'_{l\beta} = C_{l\beta} + \frac{s_l}{b} C_{y\beta} - \frac{s_{lp\alpha y}}{b} C_{y\beta p\alpha y}$$

$$C'_{lp} = C_{lp} + 2 \frac{s_l}{b} C'_{l\beta}$$

$$C'_{lr} = C_{lr} - 2 \frac{\delta}{b} C'_{l\beta}$$

$$C'_{n\beta} = C_{n\beta} - \frac{\delta}{b} C_{y\beta} + \frac{\delta_{p\alpha y}}{b} C_{y\beta p\alpha y}$$

$$C'_{np} = C_{np} - 2 \frac{s_l}{b} C'_{n\beta}$$

$$C'_{nr} = C_{nr} - 2 \frac{\delta}{b} C'_{n\beta}$$

(4.15)

#### 4.3.5. モデルの諸元と解析するパラメータ

空力モデルには実際の翼特性に沿った空力特性を与えることが重要となる。そこで、風洞試験を行うことでパラフォイルの空力特性取得した。この試験は宇宙科学研究所の惑星環境風洞[32]で実施した。惑星環境風洞は、開口部が 1.6 m の回流型低速風洞である。試験模型は部分密閉型パラフォイルの形状を模擬して 3D プリンタ (Formlab 社, Form2) で成形したもので、下半角  $\Gamma = 15 \text{ deg}$ ,  $25 \text{ deg}$  およびフラット形状の 3 種類を用意した。模型のスパン長は 450 mm, コード長は 150 mm で、アスペクト比 3 の翼模型である。翼型には LA2573a 翼型を使用した。気流条件は  $Re=120000$  程度とし、迎角を振って 6 分力計で空力計測を行った。実験で取得したアーチ型剛体翼模型の空力特性を第 1 表に示す。なお、本風洞試験の詳細は Appendix C に示す。ただし、揚力傾斜については下反角の影響を加味し、3 種類の模型の実験値を線形近似した式を使用した。そのほかの値は下反角  $25 \text{ deg}$  模型の結果である。この他、索、ペイロードの抗力係数  $C_{DRis}$ ,  $C_{DPay}$  はそれぞれを無限に長い円筒、直方体と仮定した。解析ではこれらを傘体面積で無次元化して使用している。

その他のモデルの寸法は地上での投下実験を想定して決定した。第 2 表に諸元を示す。 $MLL$  については、過去、研究に使用されたラムエア型パラフォイルの多くがスパン長の 60~80 % の長さに設計されていることから、本研究でも 0.6 m を基準とした[27]。下反角  $\Gamma$  も実際に飛行しているラムエア型パラフォイルの設計値を参考にしている。また、本解析では縦の運動との連成は考慮しない為、迎角はあらゆる条件で一定とした。この条件での揚抗比を算出すると約 4.0 ( $C_L: 0.284, C_D: 0.071$ ) になる。揚力係数や抗力係数を計算した式を以下の式(14a)および(14b)に示す。抗力係数には傘体面積により規格化されたペイロードおよび索の抗力が含まれる。飛行速度  $V$  は動力なしで滑空することを仮定し、次式で求めた[44]。解析における飛行速度は 9.9 m/s となる。



$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0)$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} + C_{Dpay} \frac{S_{pay}}{S} + C_{DRis} \frac{dnMLL}{S}$$

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \frac{1}{\sqrt{C_L^2 + C_D^2}}}$$

(4.16)

本解析では、開発予定の部分密閉型パラフォイルの横安定性理解と安定性改善について、小型の簡易投下試験模型を対象に調査することを目的として解析を行う。このとき、安定性向上に効果のあるパラメータについて調査する。解析に与える変動パラメータは、部分密閉型パラフォイルとラムエア型パラフォイルの大きな違いである、翼型の最小有害抵抗係数  $C_{D0}$ 、比較的自由に变化させることができる索の長さ、スパン方向の索の長さで变化させることが可能なアーチ半径から決まる下反角の三つである。

Table 4-1 パラフォイルの空力特性

$C_{L\alpha}$	-0.0245 $\Gamma$ +3.4074	実験値
$\alpha_0$	-0.839	実験値
$C_{D0}$	0.022	実験値
$C_{La0}$	3.644	AirfoilTools より引用 [43]
$e$	0.8	概算
$C_{DRis}$	1.5	文献より引用[45]
$C_{DPay}$	1.0	文献より引用[45]

Table 4-2 Analysis parameter for lateral stability analysis

Airfoil	LA2573A	$M_w$	0.25 kg
AR	3	$M_p$	0.33 kg
b	1.0 m	a	5.0 deg
S	0.33 m <sup>2</sup>	$\rho$	1.2 kg/m <sup>3</sup>
MLL	0.6 m	g	9.81 m/s <sup>2</sup>
$\Gamma$	25 deg	$S_{pay}$	0.007 m <sup>2</sup>
n	24	d	0.00047 m
V	9.9 m/s	—	—

#### 4.4. 横安定解析結果

##### 4.4.1. 解析結果の一例

まず、解析から得られる結果について、解析結果の一例を示すことで説明する。以下の Fig. 4-9 に各モードのノミナル条件 ( $C_{D0} : 0.022$ ,  $MLL : 0.6\text{m}$ ,  $\Gamma : 25 \text{ deg}$ ) における解析結果を示す。本解析では先に説明したように 4 つの解が得られ、2 つの実数解と 2 つの虚数解となった。実数解のうち絶対値の大きな解がロールモード、小さなほうがスパイラルモードとなり、解が負であれば運動モードが安定することを示す。本結果では、ロールモードは負、スパイラルモードが正となり、スパイラルモードが不安定であることが分かった。ダッチロールモードは振動運動を示す虚数解であり通常、実部が負となることで振動の発散が起きないことを示す。虚数空間における原点と解の線分の長さが振動数、線分と虚軸の成す角が減衰の強さを表し、解が虚軸上にある場合、振動は減衰しない。本解析結果では、虚軸と原点と解を結ぶ線分の角度は小さいが、虚軸の左側に解が存在するため、振動は収束するダッチロール特性を持つことが分かる。本解析結果の傾向は、前章において行った簡易投下試験のスパイラルモードが不安定だった結果と合致する。ダッチロール振動に関しては、センサ等による計測ができていないため、議論できないが、スパイラルモードは実験、解析ともに不安定となった。

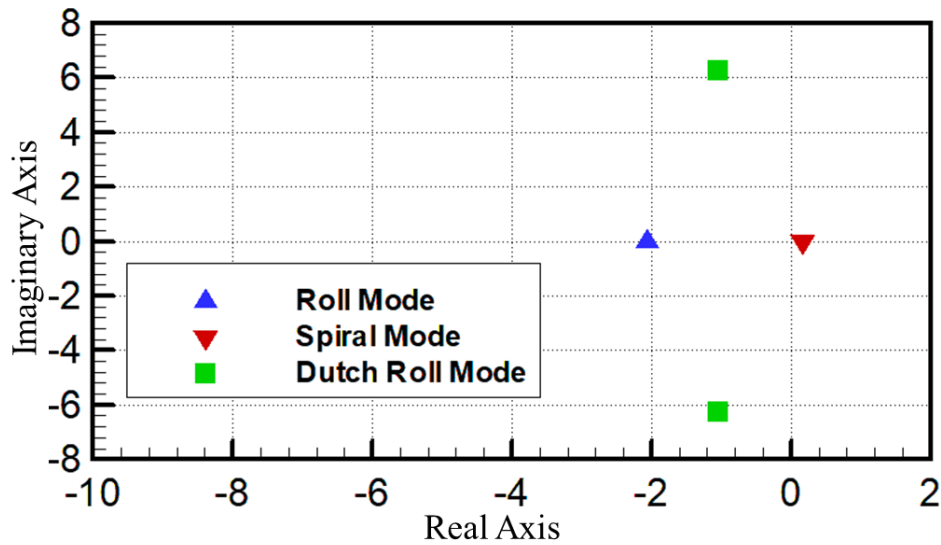


Fig. 4-9 Analysis result of nominal parameter

#### 4.4.2. $C_{D0}$ の影響

次に、簡易投下試験において不安定となった原因について調査する。ラムエア型パラフォイルは一般に横の安定性が高いことが知られている。それに対して簡易投下試験モデルや部分密閉型パラフォイルは簡易投下試験において横の運動が不安定であったことやヘリ投下試験で飛行しなかった。ラムエア型から部分密閉型へ改良したことにより大きく変化した点は、前縁の空気取り込み口を廃したことによる最小有害抵抗係数の削減である。そこで最小有害抵抗係数が横の安定性へ及ぼす影響について確かめる。アーチ型剛体翼模型の風洞試験結果  $C_{D0}=0.022$  に対して解析では  $C_{D0}$  を 0.01 から 0.1 まで変化させた。以下の Fig. 4-10 に横方向系の運動モードに対する  $C_{D0}$  の効果を示す。この図上段は、解析した横方向系の特性根を複素軸上に表示したものである。この図から、ダッチロールモードは解析上では常に収束することがわかる。ロールモード、スパイラルモードは本解析結果では常に実軸上にある。そこで、 $C_{D0}$  の変化によるロールモード、スパイラルモードの挙動に着目する。Fig. 4-10 下段にロールモードおよびスパイラルモードの結果を拡大した結果を示す。縦軸を各モードの根、横軸を  $C_{D0}$  とした。  $C_{D0}$  を大きくするほど運動モードの根は小さくなり、安定方向に推移することが分かる。特に、スパイラルモードは  $C_{D0}$  が小さい場合、発散する結果になっている。

この結果について安定微係数をみて考察する。 Fig. 4-11 に  $C_{D0}$  による各安定

微係数の変化を示す。  $C_{D0}$  が大きくなると、  $C_{y\beta}$ 、  $C_{nr}$  の絶対値が大きくなる。負の  $C_{nr}$  はヨーイングの減衰を表す安定微係数であるから、傘体の抗力がヨーイングの減少に寄与することが分かる。ここからラムエア型パラfoilよりも抵抗係数の小さい部分密閉型パラfoilは横安定性が低いことが予想された。特に部分密閉型パラfoilはスパイラルモードが不安定であることが分かった。この部分密閉型パラfoilを安定化させるために最小有害抵抗係数を大きくすると、空力性能の低下をもたらすため、別の方法により安定化させる必要がある。

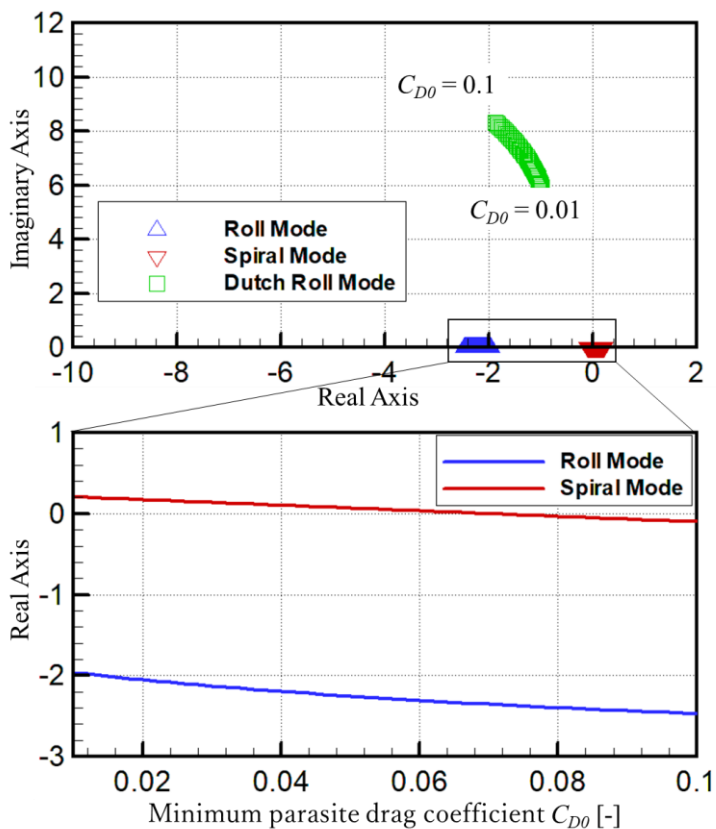


Fig. 4-10 Analysis result of root locus while varying the  $C_{D0}=0.01\sim 0.1$ .

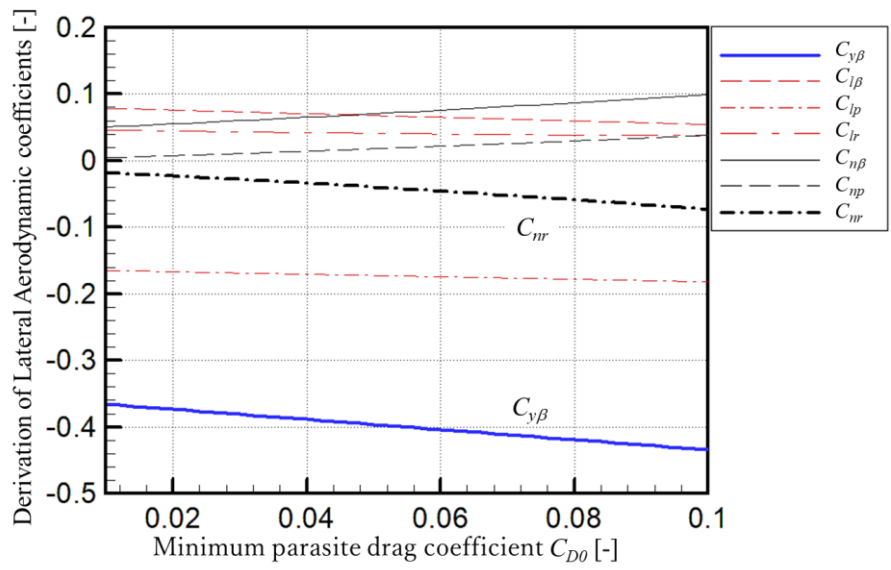


Fig. 4-11 Effect of  $C_{D0}$  on lateral aerodynamic coefficients.

#### 4.4.3. MLL の影響

前節において部分密閉型パラfoilはスパイラルモードが不安定であると予想された。安定化と空力性能の維持を両立するためにパラfoilの空力特性以外の方法で安定化させる必要がある。そこで本節では索の長さを決める  $MLL$  について調査する。Fig. 4-12 上段に  $MLL$  を変化させたときの横方向系の特性根の解析結果を複素平面上に示す。Fig. 4-12 下段に  $MLL$  の変化に対するロールモード、スパイラルモードの挙動を示す。解析では  $MLL$  を 0.5 m から 3.0 m まで変化させた。Fig. 4-12 上段から  $MLL$  を大きくすることでダッチロールモードは複素平面の原点に一度近づいた後、離れる傾向となった。Fig. 4-12 下段から  $MLL$  を延ばすことでスパイラルモードの根が小さくなり、1.0 m 程度で安定に転じることが分かる。Fig. 4-13 は  $MLL$  を変化させたときの各安定微係数の変化を示す。ここで着目すべきは滑り角によるロールモーメントの安定微係数  $C_{l\beta}$  である。通常の航空機であれば、主翼の上反角がロール運動に対する静安定に似た働きをしており(上反角効果)、この微係数は負の値になる。一方、パラfoilでは傘体自体は下反角を持っているため正の値をとる。この場合、スパイラルモードは不安定になることが多い。しかしながら、パラfoilは重心位置が傘体から離れていることから、安定微係数の補正式である式(13b)に示すように傘体に作用する横力がロールモーメントとして寄与する。これによって、 $MLL$  を延ばしていくことで上反角効果のようにロールを回復させる向きのモーメントが大きくなり、 $MLL = 1.0$  m ほどで  $C_{l\beta}$  の値が負に転じている。この結果スパイラルモードも収束すると考えられる。

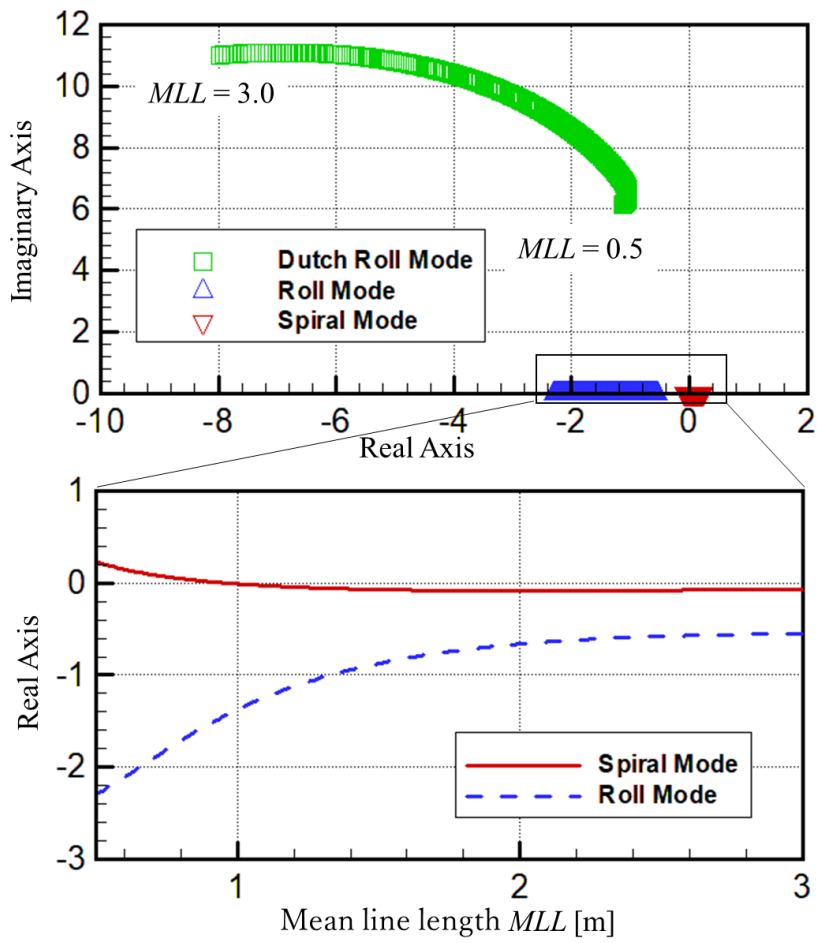


Fig. 4-12 Analysis result of root locus while varying the  $MLL=0.5\sim 3.0$  [m].

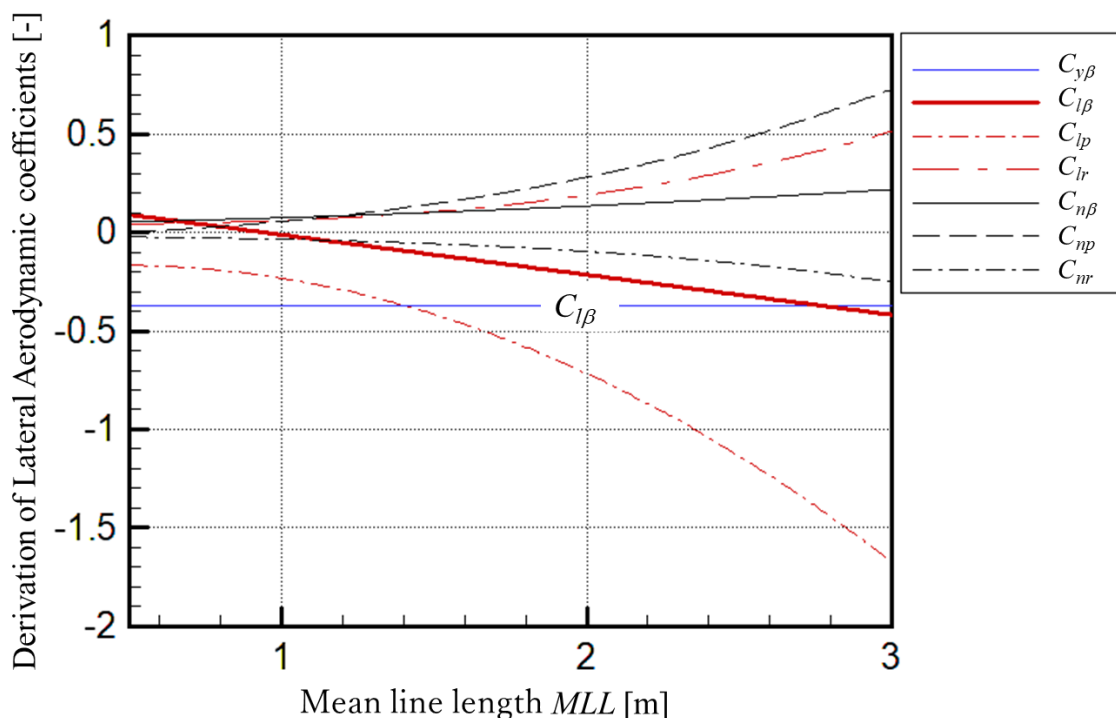


Fig. 4-13 Effect of  $MLL$  on lateral aerodynamic coefficients.

#### 4.4.4. 下反角 $\Gamma$ の影響

次にパラフォイルの下反角が横安定性に及ぼす影響について調査する。Fig. 4-14 上段に下反角  $\Gamma$  を変化させたときの横方向系の特性根の解析結果を複素平面上に示す。Fig. 4-14 下段に下反角  $\Gamma$  を変化させたときのロールモード、スパイラルモードの挙動を示す。解析では下反角を 5 deg から 30 deg まで変化させた。Fig. 4-14 上段より下反角を小さくすることでダッチロールモードの振動数は原点に近づく傾向になることが分かる。Fig. 4-14 下段よりスパイラルモードの根は安定に近づく傾向にある。Fig. 4-15 に下反角  $\Gamma$  と各安定微係数の関係を示す。傘体自体は、下反角を大きくすると  $C_{l\beta}$  が正側へ増加する。しかしながら、傘体に作用する横力も増加するため、重心位置で補正した結果、下反角 30 deg 程度で負に近づいている。また、航空機の風見安定性を示す  $C_{n\beta}$  の値が増加している。一般に  $C_{n\beta}$  の値が大きいとスパイラル不安定となるが、 $C_{l\beta}$  によるロール安定の効果が大きいためによりスパイラル安定側に近づく。しかしながら、安定化させる効果が足りず、安定化までは至っていない。



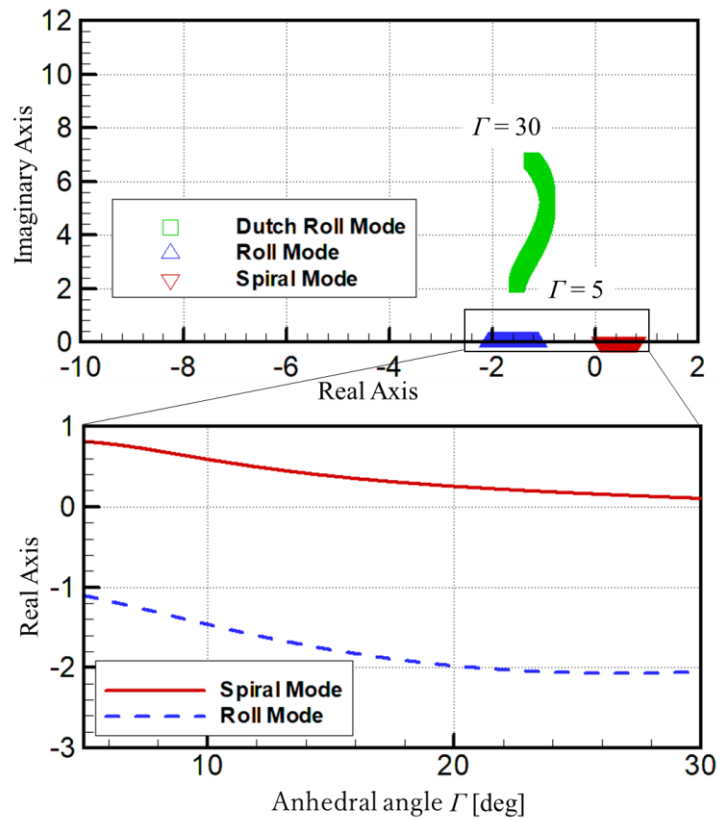


Fig. 4-14 Analysis result parafoil model root locus while varying the  $\Gamma = 5 \sim 30$  [deg]

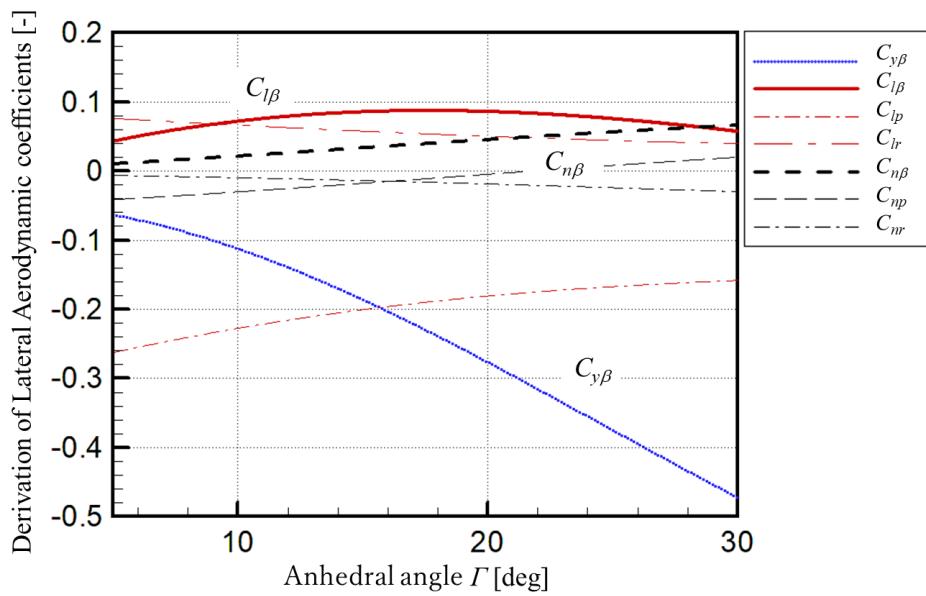


Fig. 4-15 Effect of  $\Gamma$  on lateral aerodynamic coefficients.

## 4.5. 投下試験

### 4.5.1. 投下試験について

横安定解析を行うことで最小有害抵抗係数, 代表索長, 下反角の横安定性に対する影響を調査し, パラメータによってはスパイラルモードに対し安定・不安定を切り替えるような傾向があることが分かった. これについて投下試験からその傾向の妥当性を調査する.

### 4.5.2. 試験条件

解析結果の評価を行うために, 簡易的な投下試験を実施した. 投下試験では Fig. 4-16 に示す部分密閉型パラフォイルの形状を模擬した模型を使用した. 材料は主にスタイロフォームであるが, 傘体の寸法諸元は解析に与えたアーチ型剛体翼模型と相似形であり, スパン長 1 m, アスペクト比 3 である. 製作上の左右非対称性は, 事前に投下試験を繰り返して左右の索の長さを調整することで補正した. 投下試験模型の質量は, 解析条件で与えたように傘体が 0.25 kg, ペイロードが 0.33 kg である. 傘体中央には小型の 3 軸の加速度, 角速度ロガー (Ninja-Scan-Light) および 1 セルのリチウムポリマーバッテリーを搭載しており, 飛行挙動を取得できる. また, 初期条件を統一するため, ばね力で模型を射出する装置も製作し用いた. 実験では高所から模型を射出装置で射出し, 滑空させたが, このときの射出速度は約 3m/s である. 本研究では MLL のみ変更する以下の 2 条件の実験結果を述べる.

① MLL = 0.6 m,  $\Gamma = 25$  deg

② MLL = 1.0 m,  $\Gamma = 25$  deg

条件①は安定解析において, スパイラルモードが発散する条件, 条件②はスパイラルモードが収束する条件である. なお, MLL はより大きいほうが安定するといえるが, 実験実施上の都合から 1.0 m を上限とした.

投下試験模型の飛行速度は投下試験における実績値として, 条件①において約 6 m/s, 条件②において約 6.4 m/s となった. この飛行速度は, 解析に与えた値とは異なるが, 解析結果の傾向に大きく影響を与えるものではないとして, 今回は許容した.



Fig. 4-16 drop test model.



Fig. 4-17 picture of gyro sensor located in the center of the parafoil

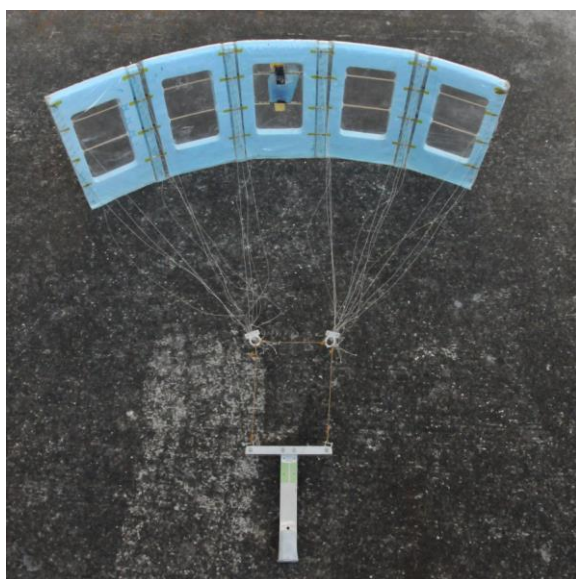


Fig. 4-18 Picture of parafoil-type vehicle with extended line length for drop test



Fig. 4-19 Parafoil loaded in injection device

#### 4.5.3. 実験結果

各ケース 4 回ずつ比較可能な実験結果を取得した。条件①におけるパラフォイルの角速度データの一例を Fig. 4-20 に示す。このグラフの横軸は射出の瞬間を 0 とした時間履歴を示している。10.5 s ほどで大きな角速度が見えているのは着地したことを示している。ヨー角速度のグラフに見られる周期の短い振動はダッチロールモードによるものと考えられる。

Fig. 4-21 に条件②における角速度データの一例を示す。索が長いことで抗力

が増加し、飛行距離は条件①より短くなっている。着地の時間は7sほどで、飛行時間は条件①より3秒程度短かった。

それぞれの結果を比較するとヨーレートの結果は双方の試験条件とも同程度の振幅であることが分かる。これに対し、ロールレートは条件①よりも条件②の振幅が大きくなる結果となった。条件②はMLLが長いいため傘体から重心までのアーム長が長く、初期擾乱や風などによる擾乱の影響を大きく受けることに起因すると考えられる。つまり、より良い安定性を求めて、代表索長を極端に伸ばすと振動により安定性を損ない、振動の発散によりつぶれてしまう可能性がある。

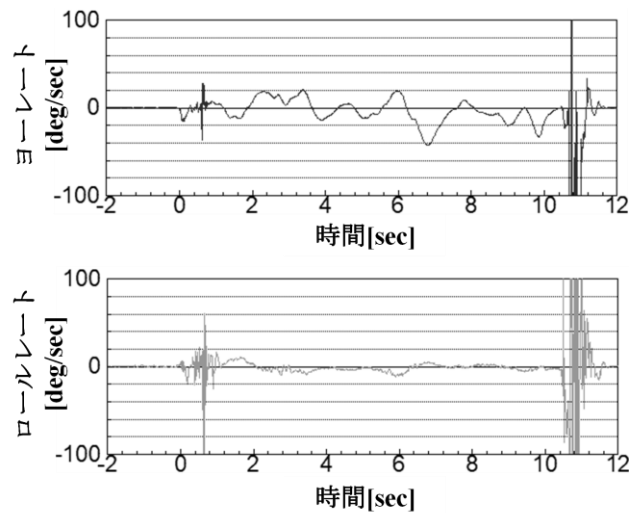


Fig. 4-20 Time history of Roll and Yaw-rate of inertial measurement unit in drop test in CASE①.

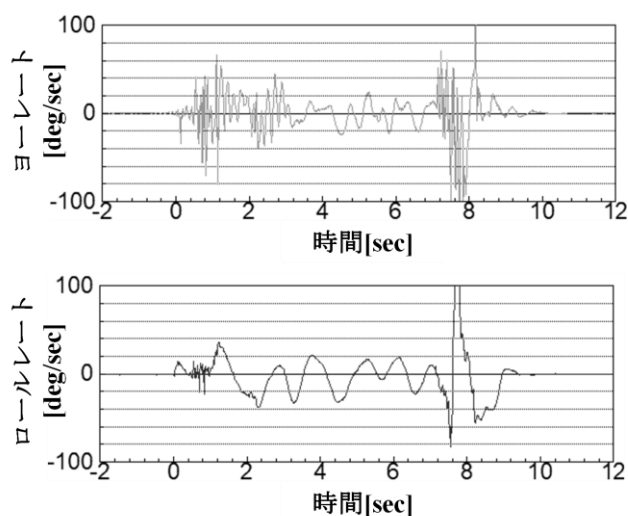


Fig. 4-21 Time history of Roll and Yaw-rate of inertial measurement unit in drop test in CASE②.

#### 4.5.4. 横安定解析との比較 スパイラルモードについて

投下試験では目測ではどちらの条件でも安定して飛行していた。解析では条件①の設計ではスパイラルモードの根は $\lambda_s \doteq 0.167$ である。これは時定数 6 s ほどで発散することを示している。Fig. 4-20 を見るとヨーレートの平均値は負の方向へ傾いているようにも見える。しかしながら、スパイラルモードは時定数の大きい運動であるから、計測時間が短い投下試験の結果と単純に比較するのは難しいと判断した。

#### 4.5.5. 横安定解析との比較 ダッチロールモードについて

スパイラルモードの特性を評価するのが難しいため、周期の短いダッチロールモードで解析結果と比較する。第 3 表に各条件の実験値から得られた振動数の平均値と解析結果を示す。実験値の算出方法は、ヨーイングの角速度データにおいて波の 3 周期分以上のピークからピークまでの時間を取得、この時間を与えた周期の数で除する。これを 1 周期分の時間として考え、逆数をとることで周波数とした。これを 1 データあたりランダムに 4 点、各条件あたり合計 16 点取得、その平均により求めた。解析からはダッチロールモードを示す根は次式で表される。

$$\lambda_d = \zeta_d \omega_{nd} \pm i \omega_{nd} \sqrt{1 - \zeta_d^2} \quad (4.17)$$

この式から角振動数  $\omega_{nd}$  を求めた。実験の平均値は *MLL* の長い条件①のほうが大きくなった。この傾向は解析でも同様であることから、本研究の解析結果は実際のパラフォイルの運動モードの傾向とおおむね一致していると判断した。

Table 4-3 Results of angular frequency calculated from angular velocity history in drop test.

条件	①	②
試験回数	4	4
実験値 [rad/s]	8.49	5.99
解析値 [rad/s]	7.53	6.45

#### 4.6. 4章まとめ

最後に、本章についてまとめる。本章ではパラフォイル型飛翔体の横安定性について横系の運動方程式の特性方程式を解くことによる安定性解析を行った。その解析の結果、部分密閉型パラフォイルの特徴である低抵抗の空力特性は通常のラムエア型パラフォイルのような傘体の空力特性と比較して、横安定性、特にスパイラルモードについて不安定であることが予想された。つまり通常のラムエアパラフォイルが安定する大きな理由の一つとして、抵抗が大きいことが重要であるとわかった。火星探査用に抗力低減を行ったパラフォイルでは、これまでのパラフォイルと同様の設計パラメータでは安定化させることが難しい。

そこで、空力特性以外を変化させることで安定化を図った。その結果、索の長さを決めるパラメータである代表索長や傘体のアーチ半径を決める下反角の増大によりスパイラルモードの安定方向へ遷移させることが可能であるとわかった。代表索長による安定化について、その傾向を投下試験から調査し、傾向の一致を確認した。

そこで、本解析より得られた横運動モード安定化の方策について部分密閉型パラフォイルへの適用を検討する。まず、最小有害抵抗係数の増大であるが、こ

ちらは部分密閉型パラフォイルを開発した目的と反するため検討に値しない。これに対し、代表索長と下反角であるが、代表索長のほうが、改良を行うにあたり自由度が高いため、索長の伸長を部分密閉型パラフォイルの横安定性強化の第一策とする。また今回、検討した手法以外にも横安定性を向上させる方策として、傘体やペイロードへの空力デバイスの取り付けなども可能性としては考えられる。

今後開発する部分密閉型パラフォイルは、第 2 章におけるスパン長の 60%からスパン長の 80%とすることにした。

### 参考文献

- [38]P. Crimi : Lateral Stability of Gliding Parachutes、 Journal of Guidance , Control Dynamics, Vol. 13, NO. 6, 1990
- [39]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, 1995, pp.89~110
- [40]Military specification, Flying Qualities of Piloted Airplains, MIL-F-8785C, Nov 1980.
- [41]P.S.B.Lissaman and G. Brown : Apparent Mass Effects on Parafoil Dynamics, Proceedings of the 12th RaeS/AIAA Aerodynamic Decelerator System Technology Conference and seminar,AIAA,Reston,VA, 1993
- [42]T. Jann: Aerodynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedral – Theoretical and Experimental Result-, Proceedings of the 17th AIAA Aerodynamic Decelerator System Technology Conference and seminar ,2003
- [43]Airfoil tool, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=la2573a-il>, (2017 年 1 月 30 日閲覧)
- [44]牧野光男 : 航空力学の基礎 (第 3 版), 産業図書, 2012
- [45]西海孝夫 : 図解 初めて学ぶ流体の力学, 日刊工業新聞社, p. 236, 2010



## 第5章 パラfoil型火星探査機的设计

### 5.1. 火星探査機设计の概要

前章までの検討により、火星探査に適したパラfoilとして部分密閉型の開発とその、安定性の向上について議論を行ってきた。そこで本章では、その応用として、部分密閉型パラfoilを使用した火星探査機の検討を行う。計算対象としては、火星の高度 8km から飛行を開始し、地上まで滑空飛行を行う探査機とする。よって、必要となる空力特性は 50km の着地点誤差を吸収できる 6.25 以上が目標となる。探査機の質量は、近年、多くの研究開発が進む超小型衛星クラスの質量として、全機質量を約 4kg とした。なお、滑空機は別途、大気圏突入の手段や、空中で分離するための機構が必要となるが、本検討では設計対象としない。設計方法に関しては過去の、パラfoil型飛行体を用いた火星探査ミッションの提案に即して行った[14]。

### 5.2. パラfoil型火星探査機のミッションシナリオ

パラfoil型火星探査機を検討するうえで、前提となるミッションシナリオを定義する。まずパラfoil型火星探査機は、火星大気中に突入する必要があるが、今回は大気圏突入の手段を限定しないこととする。次に、飛行する際、地上からの離陸は行わず、空中から滑空を開始することとする。その時の滑空開始高度であるが、高度 8km を滑空開始高度とする。すなわち、パラfoilは空中で展開し、そのまま滑空に入るといった、第 2 章において行った部分密閉型パラfoilのヘリ投下試験と同様の状態とする。観測する内容としては、滑空中に地面の画像を取得し、広域を飛行することで、火星地表の画像を蓄積することをミッションの目的とする。画像データの転送に関しては地上に落下した後、別途用意する火星軌道を周回するオービターに送信する。以下にミッションの流れを示す。

- ① 火星軌道から火星大気圏に突入する
- ② 突入後、探査高度まで落下
- ③ 高度 8km 程度でパラfoil型探査機を突入機から分離
- ④ パラfoil展開
- ⑤ 滑空開始

- ⑥ 地上の画像を取得
- ⑦ 地面まで滑空
- ⑧ 着陸後，画像データをオービターに送信

### 5.3. 設計手順

探査機の設計を行う際の設計手順に関して説明する．まず，探査機に働く空気力等を整理するために，パラフォイル型探査機の機体モデルを考える．次に，設計制約や空力特性，質量特性，大気条件を与える．このとき，全機質量を設計制約として与えることで傘体面積の上限が決まる．

次に滑空速度を傘体面積と傘体の空力特性から計算する．このとき，滑空速度の上限を音速の 0.3 倍とすることで傘体面積の下限が決まる．滑空速度は傘体面積や空力特性により，傘体面積の範囲内で自由にきめることができる．また，滑空する際の迎角は自由に選ぶことが可能であり，明確な基準はない．今回の設計では安定性などを含めて検討した結果，滑空する迎角を 6deg 程度とした．

次に傘体面積により傘体質量が決まる．全機質量や最低限積載すべき質量は決まっているため，観測機の量を増やすためには傘体質量は極力小さくすることが望ましい．そこで傘体面積は選択した迎角において，音速の 0.3 倍の滑空速度を超えず，質量が最小となる面積を選ぶ必要がある．

これらより，傘体とペイロードの質量バランスが決まる．この機体の滑空条件に対して横安定解析を行い，安定性を検討する．安定性が不足する場合は，設計パラメータについて検討を行い，安定化させる．また縦の安定に関してはトリムのトリムの確認や RA の決定などを行う．

### 5.4. 設計モデル

パラフォイル型飛行体の設計モデルは以下の Fig. 5-1 に示す，パラフォイルと索，ペイロードから成る縦の滑空状態を示したモデルに従う．このモデルは第三章で検討した，風洞内の飛行モデルに対して，ペイロードの影響を加え，重力の影響を廃したモデルである．運動中心は傘体の固定位置ではなく重心位置である．このモデルに対して，滑空する際の迎角を決め，それに合わせて索のパラメータである RA や MLL を与えていく．CG は開発実績より 45% とする．MLL は第 4 章で決定したようにスパン長の 0.8 倍として，傘体面積に合わせて変化するものとする．

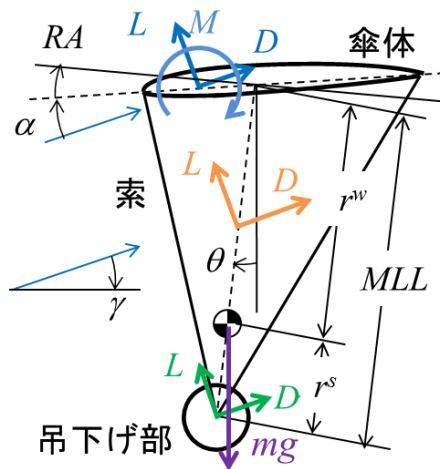


Fig. 5-1 Design model of parafoil type vehicle

### 5.5. 滑空機の滑空速度

以下の式に滑空機が動力なしで滑空するときの滑空速度，沈下速度を示す[44]．このとき，計算には滑空機の全機質量，翼面積，大気密度，重力加速度，空力特性が必要となる．

$$V = \sqrt{\frac{2M_T g}{\rho S} \frac{1}{\sqrt{C_L^2 + C_D^2}}}$$

$$w = \sqrt{\frac{2M_T g}{\rho S} \frac{C_D}{\sqrt{C_L^2 + C_D^2}}}$$

(5.1)

### 5.6. 探査機の設計

#### 5.6.1. 探査機の設計条件

探査機の設計条件として以下の Table 5-1 に示す．まず探査機の全機の質量であるが，4kg 程度とする．これは地球軌道において多く開発，放出されているキューブサットの規格である 3U サイズの質量に準拠した．この全機質量には電源

やガス注入系，操舵機構，制御器などバス機器の搭載が必須である．そこでバス質量は 2kg と仮定し，残りの 2kg で傘体質量と観測機質量を賄うものとする．使用する傘体は部分密閉型パラfoilを使用する．このとき，傘体の面積に対する質量である面密度が，傘体面積の決定において重要となる．このとき傘体の面密度は第 2 章における部分密閉型パラfoilの状況から，さらに改善した面密度として  $0.3 \text{ kg/m}^2$  とした．このパラfoilの面密度より，傘体質量の上限界は観測機なしで 2kg，面積が  $6.67 \text{ m}^2$  となる．

傘体に使用する翼型は LA2573a とした．このとき，空力特性は第 4 章で使用した Re 数 120000 程度，アスペクト比 3，下反角 25 deg の空力特性を使用した．火星環境では Re 数が低くなることが予想されるが，本検討を 0 次設計と考え，Re 数等の影響に対するより詳細な検討は行わないものとする．また，パラfoilが滑空する際，傘体の面積を小さくすると，傘体質量が小さくなり，観測機器を増やすことが可能となるが，滑空速度が上昇する．このとき滑空速度が上昇し，空力特性に対する圧縮性の影響の検討が必要になる．そこで設計制約として，滑空速度が圧縮性の影響を無視できる音速の 0.3 を超えない，という条件を与える．火星の大気モデルは 1974 年にマリナー計画の観測データから製作された，MARS-1974 の平均的な大気状態を示すモデル 1 を使用した．

Table 5-1 Analysis parameter

	項目	パラメータ		項目	パラメータ
制約	全機質量	4kg 探査機質量より	条件	索直径	1.5 mm 開発実績
	最大マッハ数	0.3 圧縮性を無視するため		索抗力係数	1.5
条件	滑空開始高度	8km		吊り下げ部 全面投影面積	0.1m <sup>2</sup> キューブサットサイズ
	傘体面密度	0.3kg/m <sup>2</sup> 開発実績		吊下げ部 抗力係数	1.0
	アスペクト比	3 開発実績		バス機器質量	2.0kg 筐体, バッテリ, 制御機
	翼型	LA2573a		火星大気モデル	MARS - 1974
	索基準長さ	0.8 翼幅と索長の比		火星重力加速度	3.69 m/s <sup>2</sup> 高度 10 km に おいて

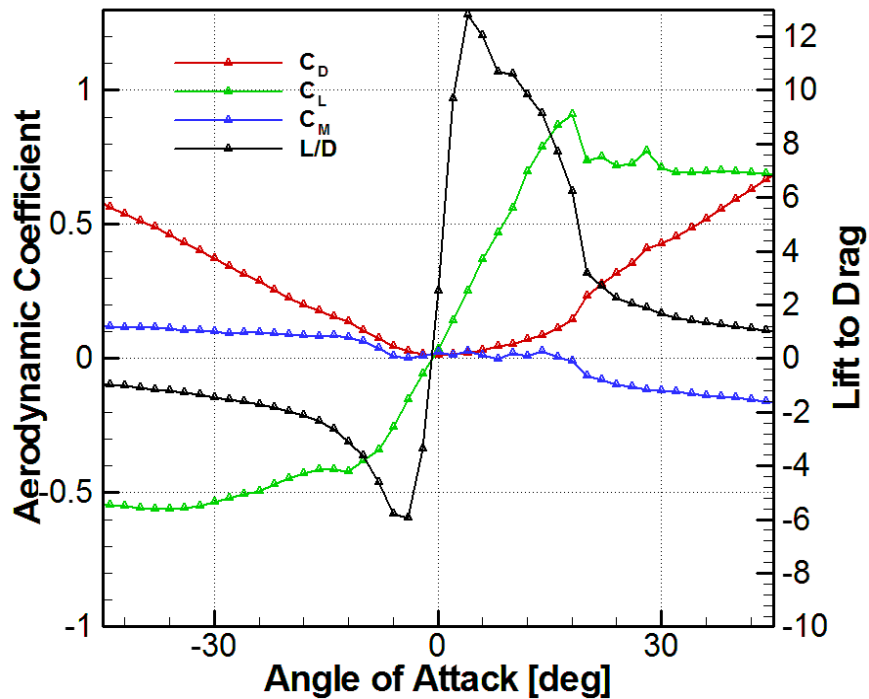


Fig. 5-2 Aerodynamic coefficient carried out wind tunnel test of rigid arch wing

### 5.6.2. 傘体面積の計算

まず、迎角 6deg における滑空速度を計算する。この滑空速度からマッハ数を計算し、マッハ数が 0.3 以下となるような傘体面積を採用する。以下の Fig. 5-3 に高度 8km における翼面積に対するマッハ数と滑空速度の関係を示す。横軸に傘体面積、左縦軸にマッハ数、右縦軸に滑空速度を示す。本条件の場合、滑空する最高高度である高度 8km における滑空速度が一番大きくなるため、高度 8km でマッハ数が 0.3 を超えなければ、これ以下の高度ではマッハ数が 0.3 よりも低いことになる。この結果からマッハ数が 0.3 以下となる傘体面積は 3.0m<sup>2</sup> 以上であるということが分かる。このとき、翼弦長は 1m、スパン長は 3m となる。傘体面積が 3.0 となったことで、傘体質量は 0.9kg となった。観測機器の搭載可能質量としては 1.1kg となる。

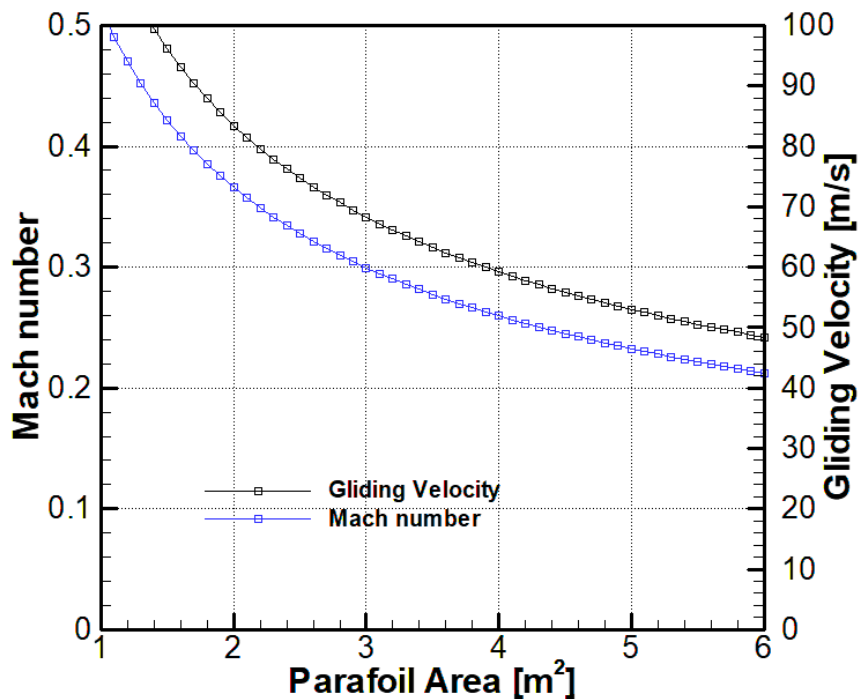


Fig. 5-3 Effect of parafoil area on gliding speed and Mach number

## 5.7. 横安定の運動モードの解析

前節までに計算された傘体面積や、空力特性を用いて第4章において提案した横の運動モードについて安定解析を行い、安定性を確認する。横安定解析に与える計算条件を以下の Table 5-2 に示す。このとき、パラフォイルは高度 8km から地上まで滑空するため、各高度で安定解析を行い、すべての高度で安定することを確認する。

解析結果を以下の Fig. 5-4 に示す。各運動モードについて虚数平面上にプロットしたグラフであり、高度ごとにプロットしたグラフである。その結果、今回与えた計算条件では、ロールおよびダッチロールモードは安定側にプロットされたが、スパイラルモードに関しては、不安定側にプロットされた。ここから、本条件では安定して飛行しないことが分かった。そこで第4章で提案したように、代表索長をパラメータとして、もう一度、横安定解析を行った。代表索長はスパン長の 0.5 倍から 2 倍までの長さを 0.01 刻みで与えた。その結果を以下の Fig. 5-5 に示す。その結果、代表索長とスパン長の比を 1.01 倍まで延長すると、スパイラルモードを安定化できることが分かった。火星大気密度となることで、安定性が低下し、代表索長を延長する必要があると分かった。

代表索長を延長したことで抗力源が増えたため、もう一度、高度ごとの横安定解析を行う。その結果が以下の Fig. 5-6 である。スパイラルモードはほぼ 0 と等しい値ではあるが、負となり、安定を示した。

Table 5-2 Parameter for lateral stability analysis

Airfoil	LA2573A	$M_W$	0.9 kg	V 8km	68.29 m/s
AR	3	$M_P$	3.1 kg	$\rho$ 8km	0.006 kg/m <sup>3</sup>
b	3.0 m	a	6.0 deg	V 6km	62.24 m/s
c	1.0 m <sup>2</sup>	g	3.7 m/s <sup>2</sup>	$\rho$ 6km	0.0072 kg/m <sup>3</sup>
t	0.166 m	$S_{pay}$	0.01 m <sup>2</sup>	V 4km	56.84 m/s
S	3.0 m <sup>2</sup>	D	0.0015 m	$\rho$ 4km	0.0126 kg/m <sup>3</sup>
MLL	2.4 m	n	16	V 2km	51.87 m/s
$\Gamma$	25 deg	CDpay	1.0	$\rho$ 2km	0.0126 kg/m <sup>3</sup>
CD0	0.022	CDline	1.5	V 0km	41.12 m/s
				$\rho$ 0km	0.0126 kg/m <sup>3</sup>

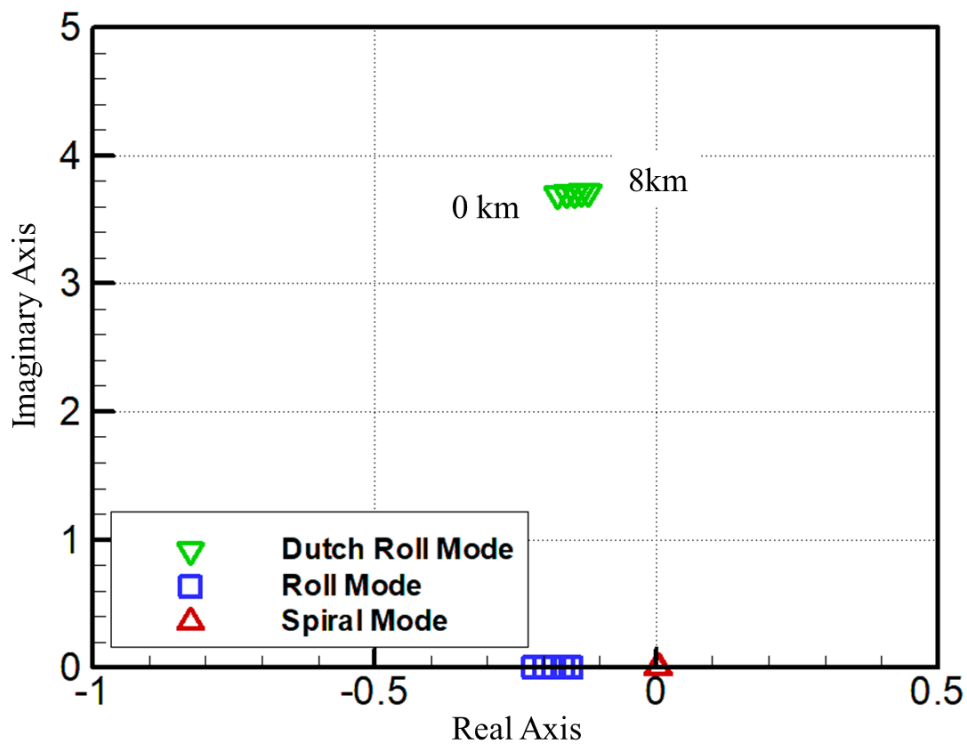


Fig. 5-4 Analysis result of root locus while varying the Altitude.



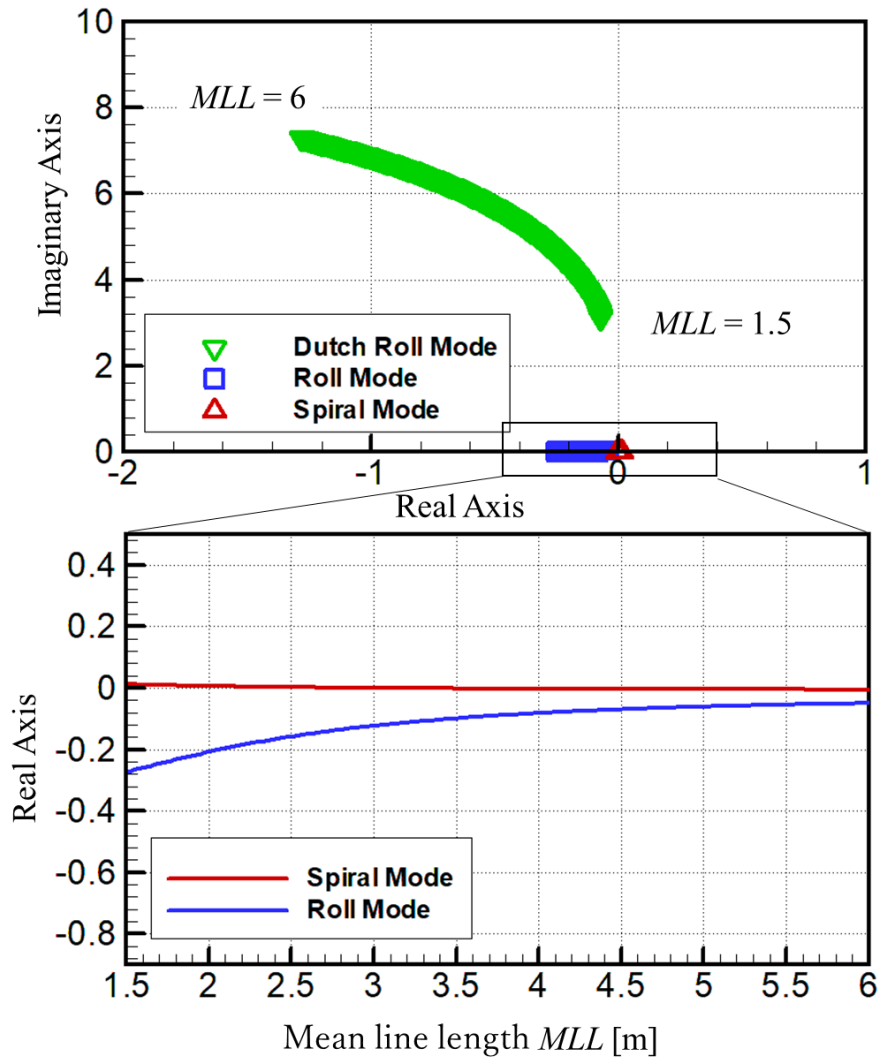


Fig. 5-5 Analysis result of root locus while varying the  $MLL=1.5\sim 6.0$  [m] at the Mars.

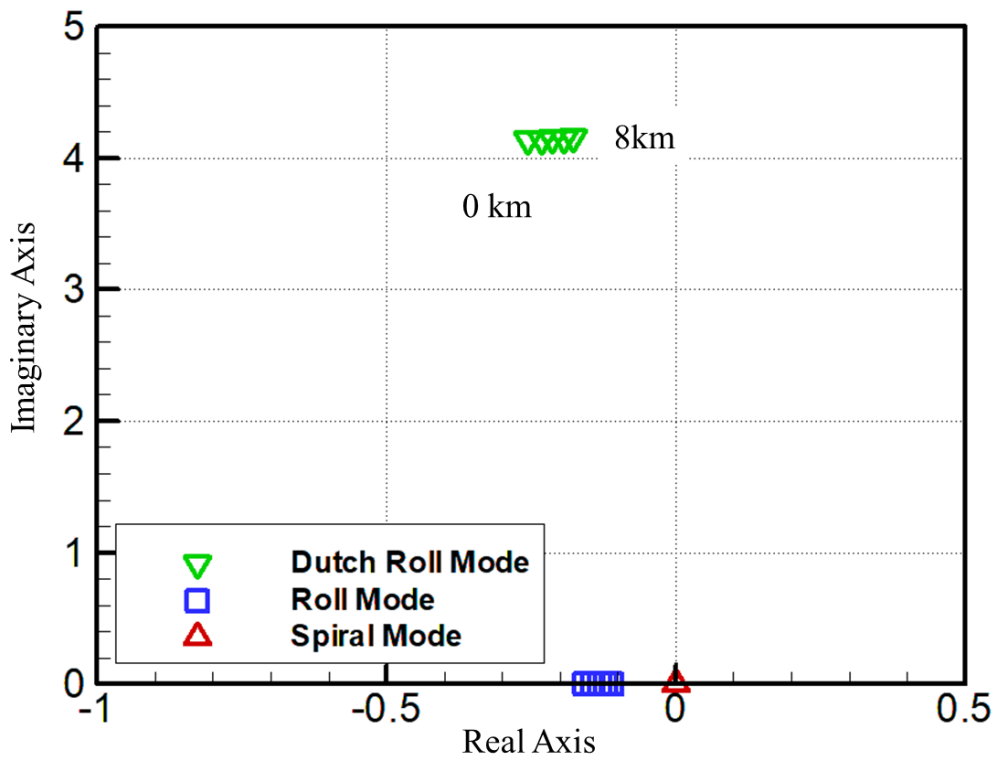


Fig. 5-6 Analysis result of root locus while varying the Altitude with stable *MLL*.

### 5.8. RA の計算

横安定解析より、索長が決定したため、縦安定解析を行う。このとき、滑空迎角が 6deg になるように RA を設計し、その時のモーメント分布を確認する。以下の Fig. 5-7 に RA を変化させたときの迎角に対するモーメント分布を示す。横井軸に迎角、縦軸に重心まわりのモーメントを示す。RA を変化させることで安定する迎角が変化することが分かる。このとき、トリム迎角が 6deg となる RA は -11.23deg であった。この RA に設定したときのモーメント分布は迎角の計算範囲において、トリム迎角よりも小さな迎角で常に負、トリム迎角よりも大きな迎角で常に正となった。この結果より、パラフォイルは迎角の計算範囲内では常にトリム迎角に戻るような復元モーメントが働くことが分かる。

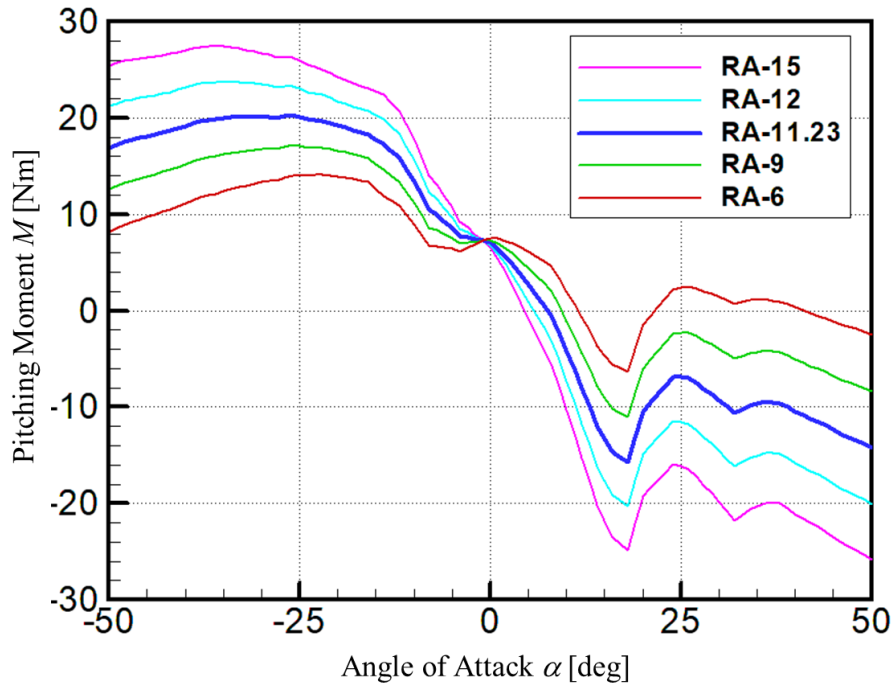


Fig. 5-7 Moment characteristics of the Mars parafoil.

### 5.9. 設計されたパラfoil型火星探査機

以上の計算から、パラfoil型火星探査機が計算された。その結果を以下の Table 5-3 に示す。また以下の Fig. 5-8 に高度に対する滑空速度と Re 数の分布を示す。高度を縦軸、滑空速度と Re 数を横軸に示した。揚抗比は 4.55(CL:0.344, CD: 0.0756)となり、高度 8km より滑空を開始するとすれば、最大滑空距離は 36.4km となる。このとき滑空時間は 10.8 分となる。Re 数は最大で約  $5.6 \times 10^4$  となった。計算に与えた空力特性は  $1.2 \times 10^5$  の結果であるため、注意が必要である。

Table 5-3 Design result of the Mars parafoil-type vehicle

全機質量	4 kg
吊下げ部バス部質量	3.1 kg
観測機質量	0.9 kg
傘体質量	0.9 kg
傘体面積	3.0 m <sup>2</sup>
スパン長	3.0 m
MLL	3.03 m
RA	-11.23 °
CG	45%
揚抗比(CL, CD)	4.55(0.344, 0.0756)
滑空可能距離	36.4 km
滑空可能時間	10.8 min
高度 8km の滑空速度	68.1m/s
高度 2km の滑空速度	51.8m/s
最大 Re 数	$5.6 \times 10^4$

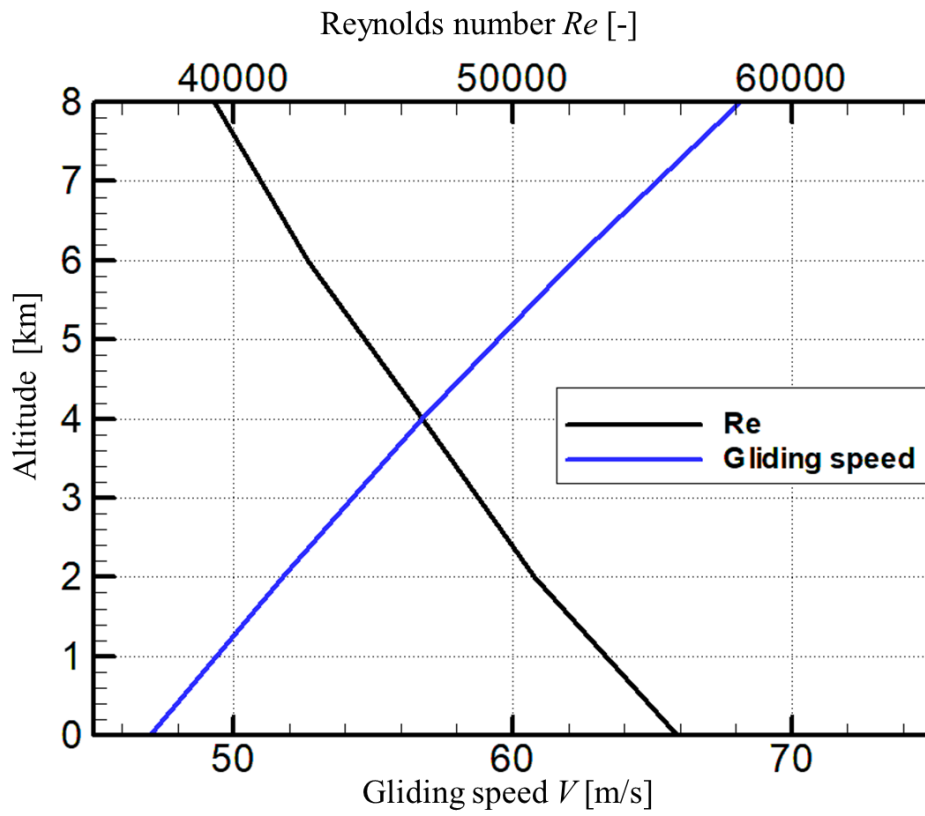


Fig. 5-8 Velocity-altitude relationships on the designed Mars parafoil type vehicle.

## 5.10. 第5章のまとめ

本章では、パラfoil型火星探査機について火星大気密度や、部分密閉型パラfoilの開発実績を用いて火星大気中を飛行する滑空機として設計を行った。また本論文において提案した安定解析を使用し、設計した探査機の安定性について検討した。その結果、全機質量 4kg に対して、傘体質量 0.9kg、吊り下げ部質量が 3.1kg のとなった。傘体面積は 3.0 m<sup>2</sup> でスパン長が 3 m の傘体となった。このとき揚抗比は 4.55、滑空距離は 36.4 km となった。目標としてた、揚抗比 6.25 以上には届かなかった。

本設計では、操舵や自動制御等の検討は行っていない。そのため、火星探査機として設計を完了させるためには操舵機構や操舵特性について検討を行う必要がある。また、解析に与えた空力特性は、設計より得られた Re 数よりも大きく、より詳細な検討を行うためには設計 Re 数における空力特性の取得が必要である。さらに、火星環境は突風等の問題もあるため、火星探査機実現のためにはさらなる検討が必要となる。加えて揚抗比の目標には届かなかったが、その対策として、翼の空力特性の改善や、推進器による滑空の補助などが考えられる。

### 参考文献

- [46] 森吉貴大, 永野央士, 渡辺瑛広, 山田和彦, 東野伸一郎, 西田浩之 : パラfoil型飛翔体におけるフライト試験と風洞試験の比較, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会論文集, (2018)
- [47] MODEL OF MARS' ATMOSPHERE[1974], NASA SP-8010, 1974

## 第6章 本論文のまとめ

本論文では、パラフォイルを用いた飛翔体である、パラフォイル型火星探査機の実現を目指して、火星探査機に適した部分密閉型パラフォイルの開発を行った。部分密閉型パラフォイルの開発を行う中で、高性能化に伴う安定性の低下が顕在化した。そこで、高性能化されたパラフォイルが縦や横の運動を行う際に、その運動や安定のメカニズムを明らかにした。加えて、縦や横の運動を安定化させる方策を基礎的な縦方向のつり合い関係や、横の運動方程式の固有値解析から導きだした。縦の安定化には、反転キャンバーと呼ばれる。通常の翼とは異なる縦揺れ特性を持つ翼型を適用することで安定化できることが分かった。横の運動の安定化にはパラフォイル型飛翔体が持つ索の長さを伸ばすことや、アーチの半径を決定する下反角を大きくすることで安定化させることができるとわかった。

これらの開発実績や解析を用いて火星探査機の設計を行ったところ、全機質量 4kg に対して、傘体のスパン長が 3m となるパラフォイルを用いることで設計解があることが分かった。このとき揚抗比が 4.55 程度、滑空距離は高度 8km から滑空を開始し、最大で 36.4km の滑空距離を持つ機体が得られた。目標としていた空力特性は揚抗比が 6.25 以上であったが、今回設計されたパラフォイル型飛翔体の揚抗比はこれには届かなかった。そのため、今後の課題として、空力特性の向上や推進器の付加などが必要となると考える。

しかしながら、火星探査機実現のためには、操舵や自動制御などさらなる検討が必須であり、まだまだ課題は多い。パラフォイル型飛翔体が火星の空を飛行するにはより詳細な検討を行わなければならない。

## Appendix A. 空力特性の推算

空力係数の推算には以下の式(1a)~(2b)を用いた。まず揚力係数は2次元の揚力傾斜を換算式(1a)~(1c)<sup>5)</sup>を用いて3次元に換算した。推算された揚力傾斜と式(2a)を用いて揚力係数を計算する。このとき、傘体はアーチ形状であることから、傘体の揚力に寄与する面積が小さくなるため、揚力係数に効率をかける。抗力係数は式(2b)を用いて推算したが、2次元の抗力係数に加え、換算された揚力係数から求めた誘導抵抗と、索の抵抗係数を与えた。誘導抵抗の計算には以下の索の抵抗係数は細長円柱として仮定、索の直径0.47 mmから風速15 m/sとしてレイノルズ数を計算し( $Re = 4.6 \times 10^2$ )円柱の抗力係数を1.8として取得、傘体面積で規格化を行うことで換算し、一定値の0.03を与えた。以下のTable A-1に空力特性の推算に用いたパラメータをまとめる。

$$C_{L\alpha}' = kC_{L\alpha}^{\alpha} \quad (\text{A.1a})$$

$$k = \frac{2\pi AR}{C_{L\alpha}^{\alpha}} \tanh\left(\frac{C_{L\alpha}^{\alpha}}{2\pi AR C_{L\alpha}^{\alpha}}\right) \quad (\text{A.1b})$$

$$C_{L\alpha} = \frac{\pi^2 C_{L\alpha}' AR}{180(\pi AR + C_{L\alpha}'(1 + \tau))} \quad (\text{A.1c})$$

$$C_L = \eta C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) \quad (\text{A.2a})$$

$$C_D = C_{D0} + C_{Dl} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (\text{A.2b})$$

Table A-1 Parameters used to estimate aerodynamic characteristics

種別	記号	値
二次元揚力傾斜 [1/deg]	$C_{L\alpha}^{\alpha}$	0.111
アスペクト比 [-]	$AR$	3
$\tau$ パラメータ [-]	$\tau$	0.095
揚力効率 [-]	$\eta$	0.85
無揚力角 [deg]	$\alpha_0$	-4
最小有害抵抗 [-]	$C_{D0}$	Xflr5
索の抗力係数 [-]	$C_{Dl}$	0.03
飛行機効率 [-]	$e$	0.8



## Appendix B. DAE51 部分密閉型パラフォイルの作り方

### B. 1. 概要

部分密閉型パラフォイルの製作中の様子を Fig. B-1 に示す。Fig. B-1 に示したように部分密閉型パラフォイルはインフレータブル構造を採用した桁，バルサ材を使用したリブ，ベクトランロープを使用した縦通材，カプトンフィルムを使用した外皮で傘体が構成されている。索は縦通材と同じベクトランコードを用いている。部分密閉型パラフォイルに使用した材料を Table B-1 にまとめた。

### B. 2. インフレータブル桁の製作

インフレータブル桁は強度層と気密層に分かれている。強度層には 2 枚重ねのザイロンフィラメント織物を使用している。ザイロンフィラメント織物は、縦方向や横方向には伸びづらいが、バイアス方向に引っ張ると簡単に伸びてしまう性質がある。そのため、織方向の位相を 45 度ずらした 2 枚のザイロンフィラメント織物を重ねて縫い合わせることでバイアス方向の伸びを抑制している。詳細な製作手順を以下に翼幅 1.4m のパラフォイルを例にとって説明する。

① パラフォイルの桁をアーチ形状であるため、強度層をアーチ形にする必要がある。また強度層は前面のパネルと後面のパネルを縫い合わせて筒状にしている。そのため同一形状のパネルを製作できるように、まず桁の太さに合わせてアーチ形の型紙を作成する。翼幅 1.4m の部分密閉型パラフォイルの場合、前桁は直径が 35mm で後桁は 25mm であるので、型紙の幅は前桁が 55mm で、後桁が 40mm となる。

② 強度層に用いる布地を製作する。強度層はザイロンフィラメント織物を使用している。このザイロンフィラメント織物は、縦方向や横方向には伸びづらいが、バイアス方向に引っ張ると簡単に伸びてしまう性質がある。そのため、織方向の位相を 45 度ずらした 2 枚のザイロンフィラメント織物を重ねて縫い合わせることでバイアス方向の伸びを抑制している。縫い目はまず 5cm 間隔で格子状に刺し縫いした後に、格子の対角線をつなぐように縫う。翼幅 1.4m のパラフォイルでは 80cm×60cm の布地を使用する。この布地の大きさでは強度層は入りきらないが、強度層を片翼分ずつ切り出し、途中でつなぐことで 1 本の強度層を作る。これは極力無駄になってしまう布地を少なくするためである。各パネ

ルに1枚ずつこの布地が必要なので計4枚製作する。

③ 型紙を布地に当てて、桁の片翼分の桁の外形線を描く。次に小骨を接着するタブの位置を指定する線と左右の強度層を結合する位置を指定する線を描く。その後、桁の外形線から3cm離れたところに外形線と平行な切り取り線を引き、続いて、もう片翼分にも同じ手順で、外形線や切り取り線、タブ固定位置、左右の強度層を結合する位置を指定する線を描く。強度層は前面と後面のパネルを縫い合わせるため両面分の強度層の外形線と切り取り線を描く。

Fig.B-2に外形線や切り取り線を描いた布地の写真を示す。

④ ③で引いた切り取り線に沿って強度層を切り出していく。

⑤ ④で切り出した強度層の端面を2回折り返してFig.B-3のような形になるように外径線上を縫っていく。

⑥ 左右の強度層を結合位置で縫い合わせていく。縫い合わせる時はFig.B-4のように線上を3回縫い合わせ、余った部分は倒して強度層に縫いつけて固定しておく。また倒す方向は、前面のパネルと後面のパネルで逆になるようにし、前面と後面を縫い合わせる際に厚くなりすぎないように注意する。

⑦ 強度層にFig. B-5のようなリブを固定するためのタブを縫い付けていく。

⑧ 外形線に沿って前面のパネルと後面のパネルを縫い合わせていく

⑨ 強度層の製作と並行して気密層を作っていく。気密層は0.3mm厚のシリコンゴムシートを使用している。また気密層は強度層と違い、片翼分ずつ分けて製作する必要がない。したがって1本の長い気密層を作ることになる。

⑩ 気密層を作るためにシリコンシートを切り出す。気密層の幅は桁の周長（前桁：110mm，後桁80mm）にのりしろの幅（20mm）を足したものとし、長さは桁の全幅である1400mmで切り出す。気密層には右端から630mmと770mmの位置にフランジを付けるためのΦ8mmの穴を開けておく。また気密層の両端を塞ぐための幅40mm長さ95mmの短冊状のシリコンシートもこの時切り出しておく。

⑪ 手順⑩であけた穴にフランジを接着する。Fig. B-6のようにフランジと抑え板を用いてシリコンシートを挟み込むようにシリコン接着剤（信越シリコン，KE-45W）で接着する。以下ではナットによって押さえ板が押さえつけられているが、このナットは接着剤の乾燥後に外す。フランジの気密層の内側に来る部分にはFig. B-7のように、気密層を保護するためにザイロンフィラメント織

物を 4cm 角に切って接着する。

⑫ 筒状になるように気密層を接着していく。のりしろに塗るシリコン接着剤の量は多すぎると重量が重くなり、少ないと気密漏れが発生しやすくなるので注意する。

⑬ 筒状の気密層の両端を Fig. B-8 のように手順⑩で切り出した短冊状のシリコンシートを接着し塞ぐ。接着はしっかりと重りを載せて行う。

⑭ 端部の接着が出来たら、Fig.B-9 のように気密層を強度層に固定するためのタブを接着する。このタブはザイロン紡績糸織物を使用している。

⑮ シリコン接着剤が完全に乾燥したら気密層に漏れがないかを確認する。気密漏れの確認は気密層を水槽に水没させて漏れがないか確認した後に、気密層の中にアンモニアを充てんし、フェノールフタレイン溶液を染み込ませた布で気密層を端から覆っていくことで気密漏れが無いかを確認していく。またシリコンゴムは性質上、ガスを透過してしまうので時間当たりのリークレート計測する。

⑯ 強度層の中に気密層を入れ込んでいく。気密層を固定するタブに糸を固定し、この糸を手繰り寄せていくことで気密層を強度層の中に入れる。

⑰ 強度層の中に気密層が入ったら、端部を縫い合わせていく。Fig. B-10 のように台形状に縫い合わせる。

⑱ 桁が完成した状態で再度リークレートの計測を行う。

### B.3. 傘体の製作

前節で作成したインフレーターブル桁にバルサ材のリブ、ベクトランコードの縦通材と索、カプトンフィルムの外皮を組み合わせていくことで部分密閉型パラfoilの傘体を完成させる。詳細な製作手順を以下に翼幅 1.4m のパラfoilを例にとって説明する。

① バルサ材を切り出して、リブを製作する。バルサ材の板に Fig. B-11 に示す型紙を当てて外形線と、桁が挿入される穴の中心点、縦通材と索を接着する穴の位置を描く。縦通材の固定穴はリブの縁から 3mm のところに 30mm 間隔で空けていく。ただ、曲率の強いところは 10mm 間隔など間隔を狭める。索の固定穴は下面から 5mm のところに前縁から 6%、30%、55%、75%の位置に空ける。こ

れから製作する部分密閉型パラfoilは10セルなので、11枚のリブが必要になる。

② 手順①で描いた線通りに、リブを切り出す。切り出されたリブを Fig. B-12 に示す。リブは切り出したら重量を計測しておく。

③ リブは強度層のタブを押さえ板とリブで挟むことで接着している。そのために Fig. B-13 に示す押さえ板を製作する。押さえ板はリブと同じバルサ材を使用している。押さえ板にも桁が挿入される穴をあけ、縦通材や索が干渉してしまう部分を切り欠いておく。

④ 桁にリブを通していき手順③で製作した押さえ板を使って固定していく。固定は、強度層についているタブをリブと押さえ板で挟み、クロロプレングム系接着剤（コニシ，G17）で接着してする。すべてのリブが桁に接着された様子を Fig. B-14 に示す。

⑤ 索として使うベクトランコードを長さ 1100mm で 24 本切り出す。

⑥ 小骨に空いている穴に縦通材のベクトランコードを通していく。この時ベクトランコードはリブを通した時に結ぶ。結んだ後にクロロプレングム系接着剤を塗布し固定する。

⑦ 手順⑤で切った索のベクトランコードを所定の穴に通して結び付ける。こちらも結んだ後にクロロプレングム系接着剤を塗布し固定する。縦通材と索が付けられた傘体の様子を Fig. B-15 に示す。

⑧ 傘体に外皮の 0.015mm 厚のカプトンフィルムをクロロプレングム系接着剤でリブに接着する。縦通材にはセロハンテープを使用して接着する。外皮はまず上面から接着し、張り終えたら傘体を逆さにして下面の外皮を貼る。翼の下面の外皮を接着する際は、外皮に索を通す穴を空け索を通してから接着する。

⑨ 翼端部に装着する翼端材を製作する。翼端材は 50mm 厚のスタイロフォームを使用し、リブと同じ翼型形状に成型し、桁の挿入される位置に桁と同径の穴を空けて、桁に差し込めるようにしておく。穴を空けたらカプトンフィルムを巻きつける。

⑩ 傘体の翼端に翼端材を装着し傘体にカプトンテープで接着する。

⑪ 設定したい RA になるように索の長さを固定する。完成状態の部分密閉型パラfoilを Fig. B-16 に示す。

Table B-1 Using material in partial closed type parafoil.

Spar	Airproof layer	Silicon gum 0.3mm thick
	Strength layer	Zylon cloth 0.095mm thick
Rib		Balsa 6mm thick
Warp	Line	Vectran 0.47mm diameter
Line		
External film		Kapton film 15 $\mu$ m thick
Wing tip		Styrofoam 50mm thick

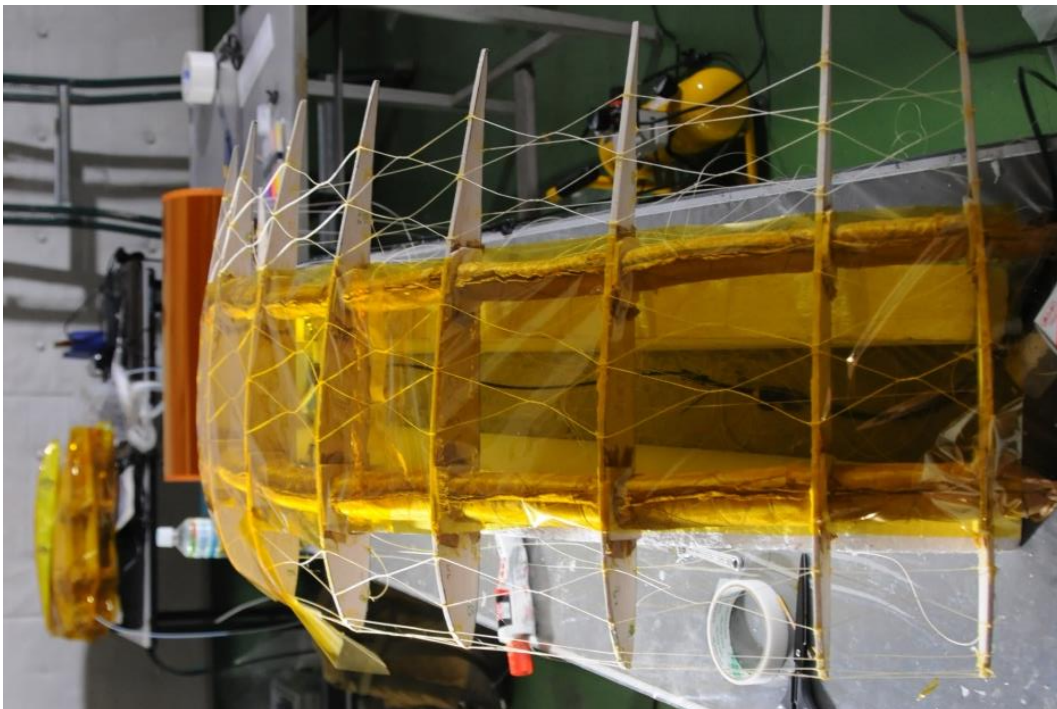


Fig. B-1 Assembling partial closed type parafoil

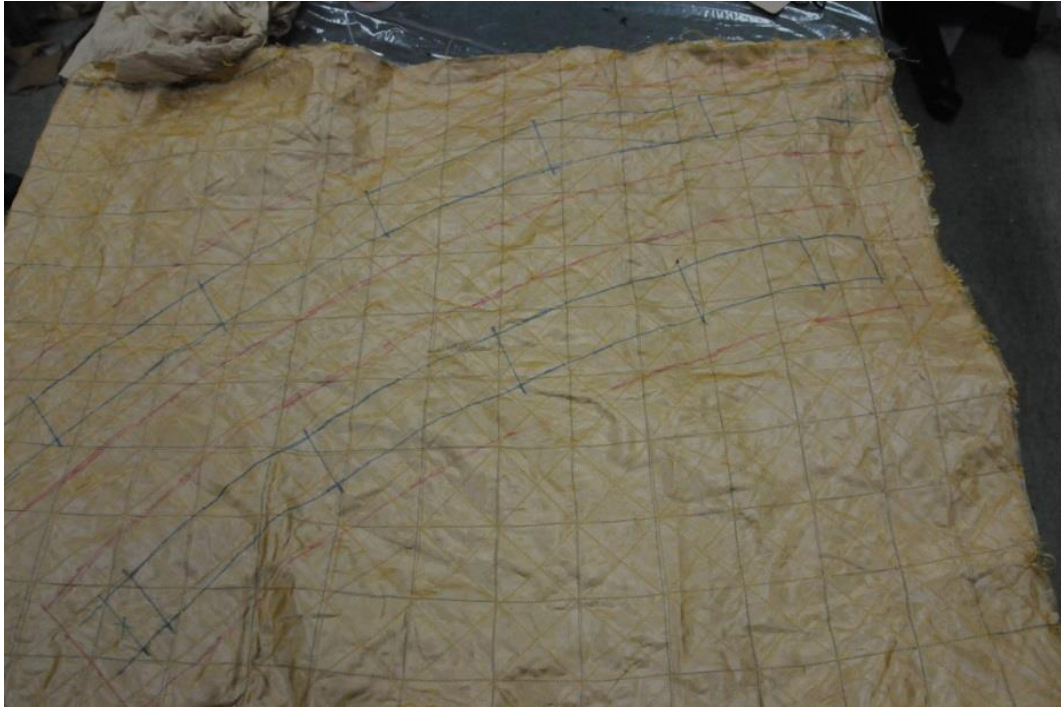


Fig.B-2 Zylon cloth drawn cut pattern.

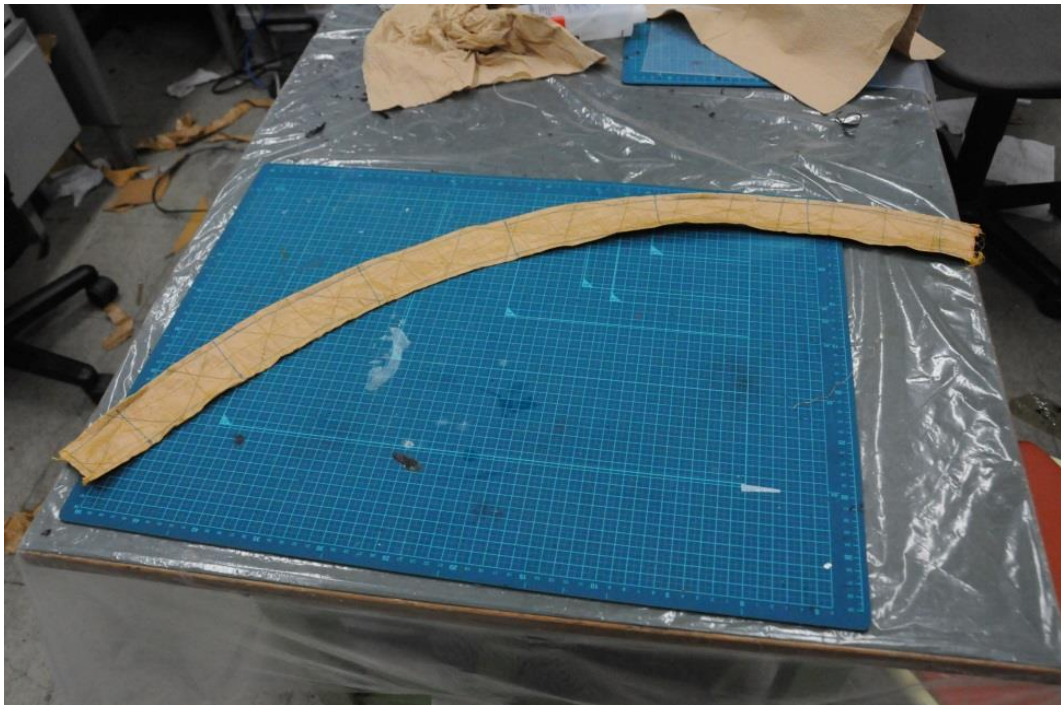


Fig.B-3 Strength layer





Fig. B-4 Extended picture of connect part of strength layer.



Fig. B-5 picture of tab to fix the rib.



Fig. B-6 Extended picture of gas port.

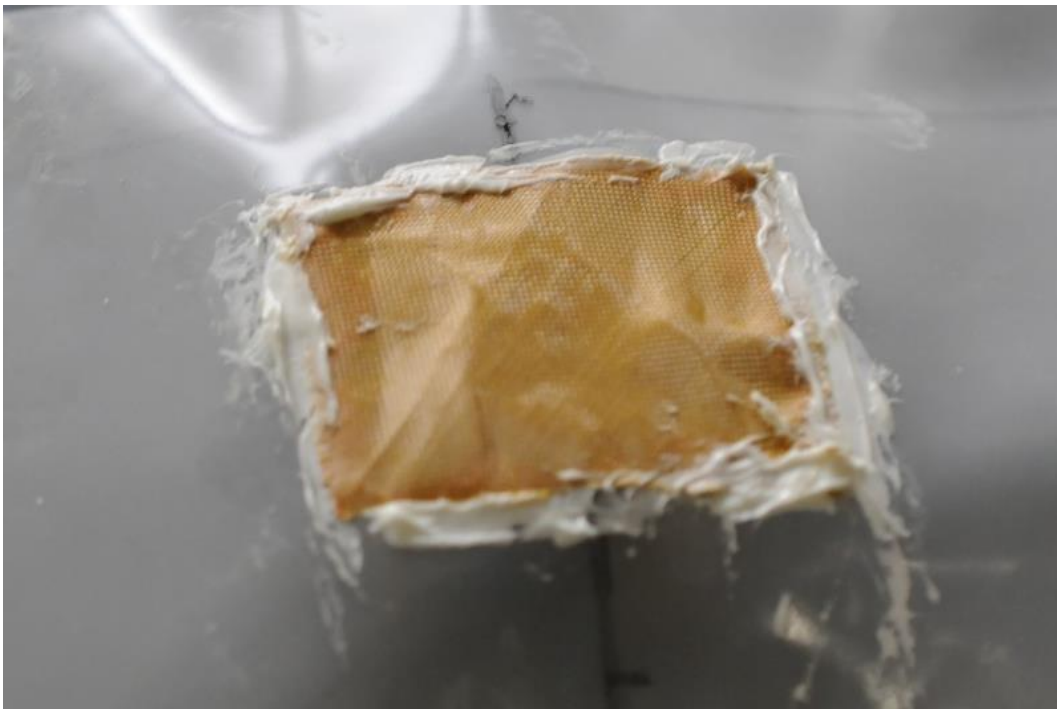


Fig. B-7 picture of back side of gas port.



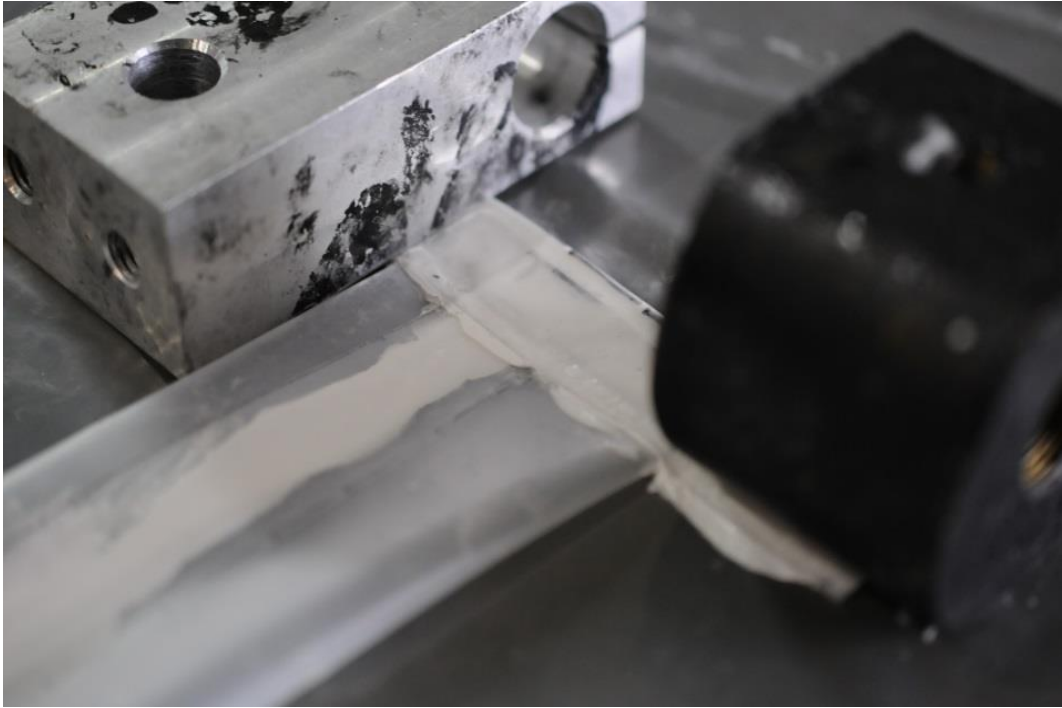


Fig. B-8 Picture of bonding airproof layer at the end.



Fig. B-9 picture of tab to fix with the strength layer.



Fig. B-10 Picture of end of strength layer.

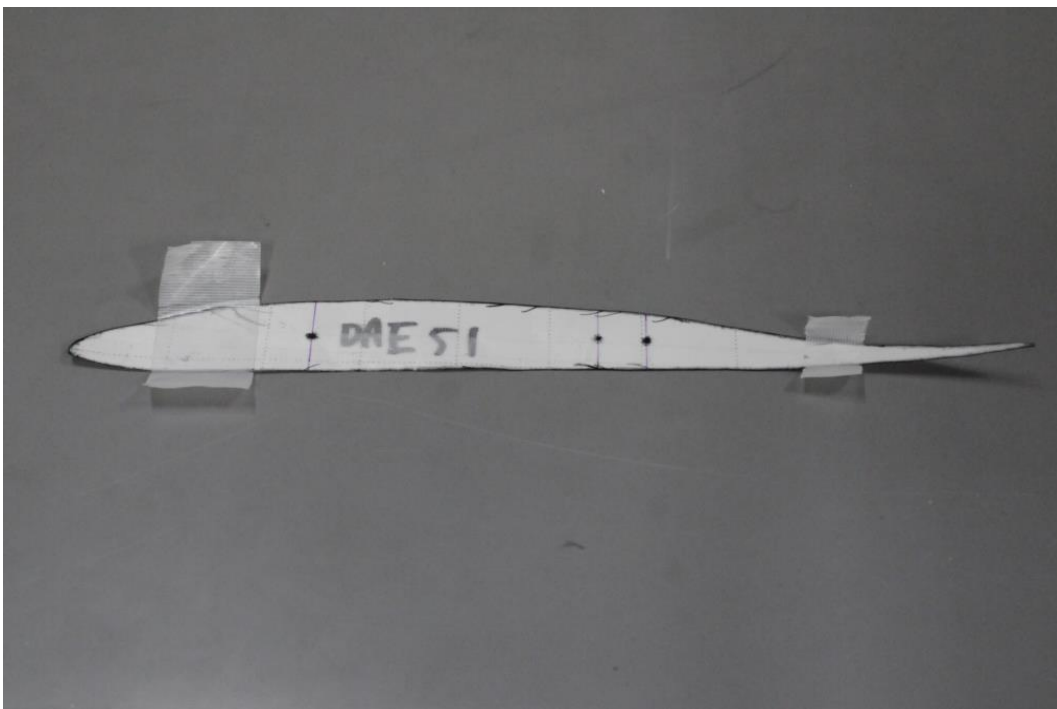


Fig. B-11 Picture of airfoil section pattern of DAE51.



Fig. B-12 Picture of rib.

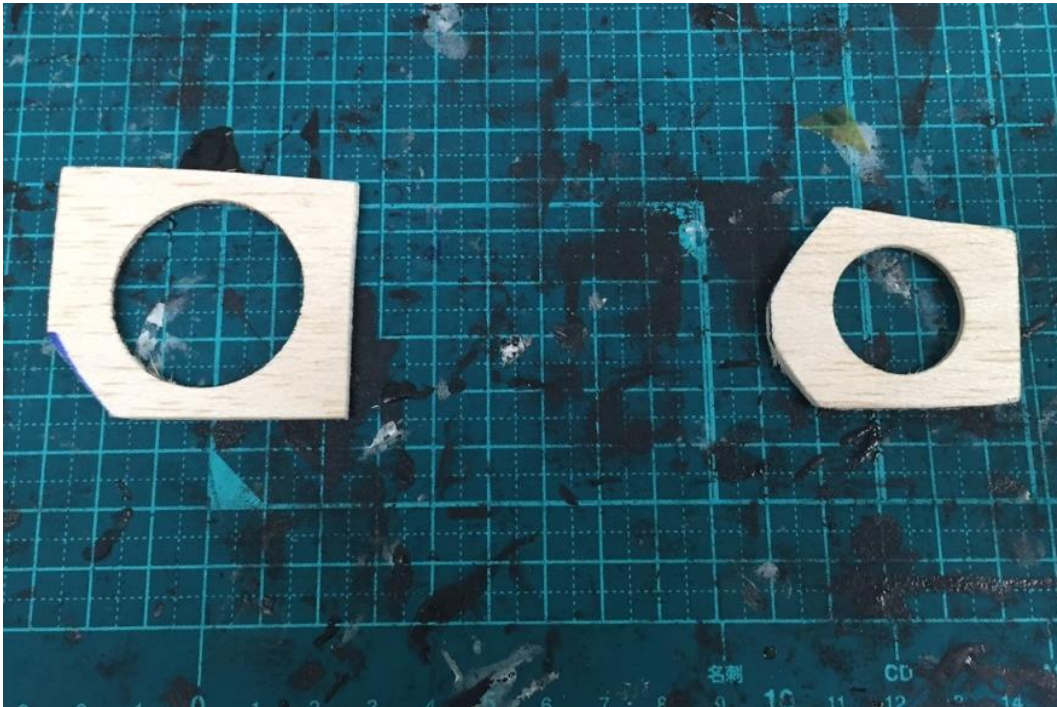


Fig. B-13 Picture of fixing parts.



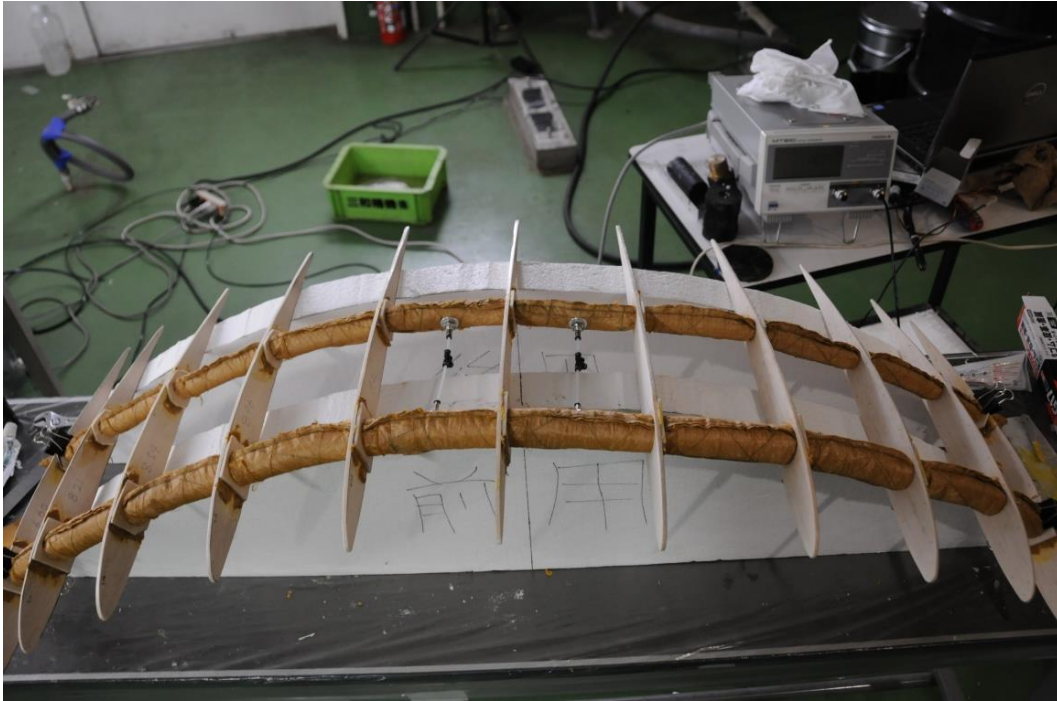


Fig.B-14 Assembled picture of inflatable spar and rib.

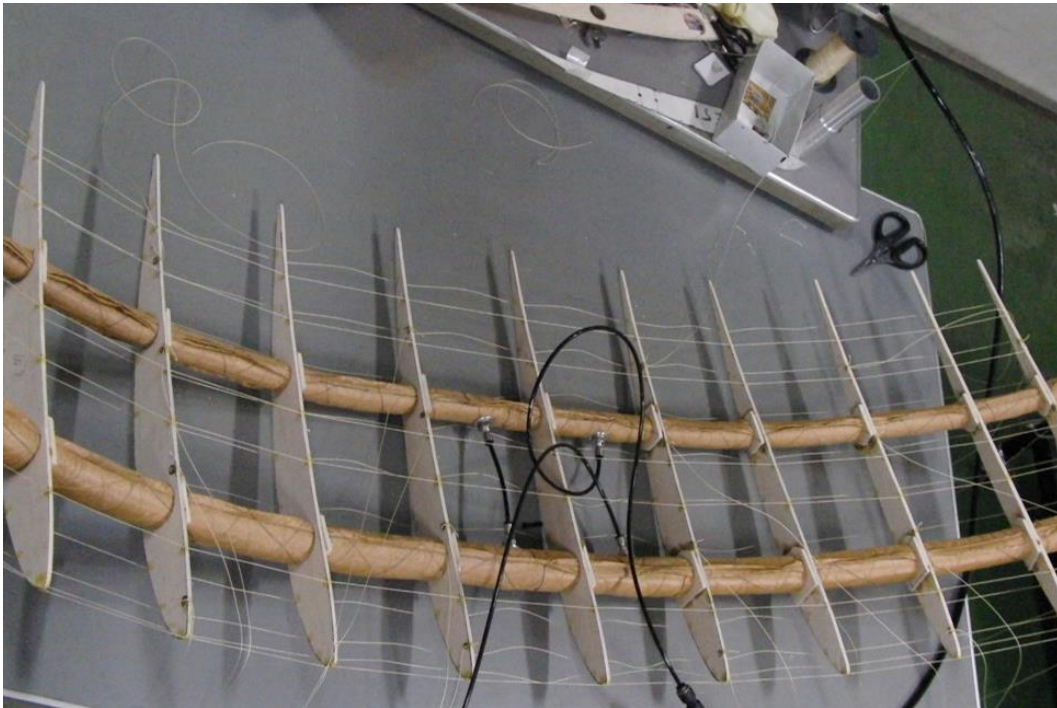


Fig. B-15 Picture of main structure laced warp.

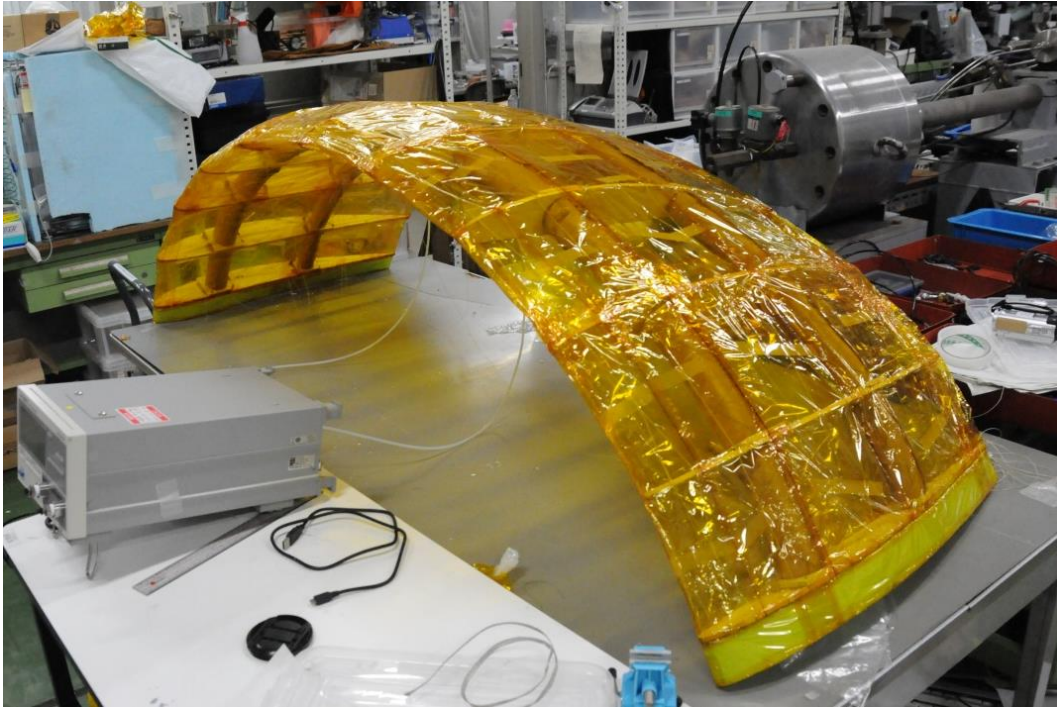


Fig.B-16 Picture of finished parafoil .

## Appendix C. 横安定解析におけるパラフォイルの空力特性

### C. 1. 風洞試験

安定解析に当たって、まずパラフォイル翼の空力特性を取得しなければならない。部分密閉型パラフォイルに使用している翼型 LA2573A については、その 2 次元翼の空力特性はデータベース上に存在する。楕円翼やアスペクト比の十分に大きい矩形翼の場合、2 次元翼の空力特性から、3 次元翼の空力特性はアスペクト比の関数で近似できる。しかしながら、パラフォイルは下反角を有したアーチ形状である。とりわけ火星探査では展開性能を考慮してアスペクト比を小さくする思想があるため、近似式で空力特性を決定すると大きな誤差を生んでしまう。本研究では、部分密閉型パラフォイルの相似模型を製作し、風洞試験を実施することにより、実験的に空力特性を決定した。また、後述する安定微係数は解析においては理論式で値を決定する。この理論式を評価するため、風洞実験で比較的容易に取得できる滑り角  $\beta$  に関する安定微係数  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$  を取得した。

### C. 2. 実験模型

本実験では、部分密閉型パラフォイルの形状を模擬した剛体のアーチ翼模型を使用した。模型は光造形 3D プリンタ Form2 (formlabs 社) で成形した部品にアルミ丸棒を通し、接続したものである。Fig. C-1 に模型の CAD 図面を示す。②の部品を交換することで下反角を変えることができる。各部品の材質を Table C-1 に示す。表面粗さや部品間の隙間の影響を減らすため、組み立て後幅広の梱包テープを全面にわたって貼り付けた。Table-2 に組み立て後の模型の寸法諸元を示す。使用している翼型 LA2573A は高度 24km で飛行実績のある、反転キャンバ翼である。翼型形状を Fig. C-2 に示す。また、実際に製作した模型を Fig. C-3 に示す。

Table C-1 Materials of model for wind tunnel test.

Part	Materials
①	Photopolymer Resin
②	Photopolymer Resin
③	Aluminum
④	Aluminum

Table C-2 Specification of wing tunnel test model.

Airfoil type	LA2573A
Wing Span $b$ [m]	0.45
Chord Length $c$ [m]	0.15
Anhedral Angle $\Gamma$ [deg]	0 or 15 or 20 or 25

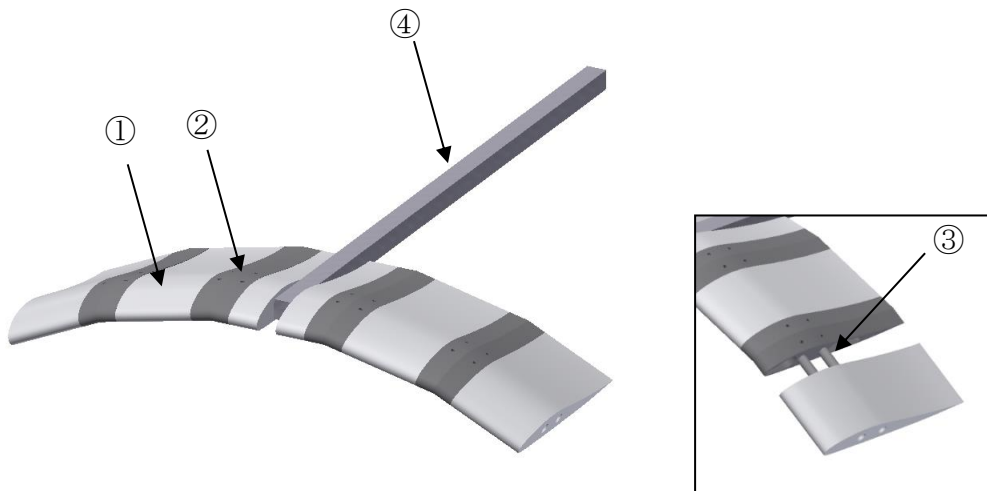


Fig. C-1 CAD picture of arc anhedral wing model for wind tunnel test.

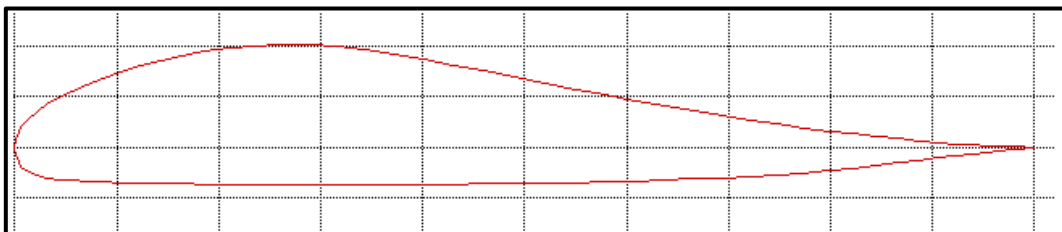


Fig. C-2 Airfoil profile of LA2573A



Fig. C-3 Picture of arc anhedral wing model for wind tunnel test.

### C. 3. 実験設備

本実験には JAXA 宇宙科学研究所の惑星環境風洞を用いた(Fig. C-4~Fig. C-7). この風洞は風洞全体を密閉し, 減圧環境での運転が可能な回流式変圧風洞である. また測定部壁を開放することで, 大気圧環境下で低速風洞としても使用することが出来る. カタログスペックでは, 吹きだし口は開口直径が 1.6m の開放ジェット型でその 3.5m 下流に直径 1.9m の吸い込み口がある. 測定部の風速分布の一様度は $\pm 5\%$ で風速の乱れは 1%以下である. 駆動部は 380 馬力で定速回転する 3 相誘導電動機から一定でトルクを伝達するトルクコンバータとギヤボックスを介し, 軸流二段各六翅でコントラ回転式の送風機を駆動する. ギヤは高速用, 中速用, 低速用の三種類があり, 本試験では中速用のギヤを用いている. テストセクションには横型の角度変更装置が敷設されており, 模型の方向を変えることで迎角または滑り角の変更させることが可能となっている.





Fig. C-4 Specification of planetary environment wind tunnel.



Fig. C-5 Side view of planetary environment wind tunnel.



Fig. C-6 Upper view of planetary environment wind tunnel.



Fig. C-7 Specification of planetary environment wind tunnel.

#### C. 4. 計測系と試験システム

本試験における試験システムについて以下の Fig. C-8 にシステムブロック図を示す。本試験では六分力計を用いて模型に作用する空気力を計測する。この他、計測項目は気流動圧、大気圧である。六分力計は東洋測器のマルチフォースロードセル(6D-50N-50N-200N-JAXA3)を用いた(Fig. C-9)。代表的な仕様を Table に示す。このロードセルは各軸間に電圧干渉があるため、補正式(4.1)で補正する必要がある。較正係数行列を Table. に示す。また大気圧の計測には絶対圧計(Honeywell PPT0015AWN5VA-B)(Fig. C-10)、動圧計測にはピトー管と差圧計を用いた(Fig. C-11)。各計測機器の型番と較正式データを Table. にまとめる。また、計測値の記録には GLAPHTECH の データロガー(GL900)を用いた(Fig. C-12)。データロガーのサンプリングレートは 10Hz とした。

Table C-3 Specification of load cell.

定格容量(R.C.)	Fx:50N Mx:10N・m Fy:50N Mx:10N・m Fz:200N Mx:10N・m
定格出力(R.O.)	F系:0.5~2.5V M系:0.5~4.5V
非線形性	±0.3%R.O.
ヒステリシス	±0.3%R.O.
干渉度	±3%R.O.
温度補償範囲	0~50°C
許容過負荷	450%R.C.(F系) 150%R.C.(M系)
本体材質	アルミニウム
質量	100g
固有振動数	6.3kHz

$$\begin{pmatrix} F_X \\ F_Y \\ F_Z \\ M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \text{校正係数行列} \\ 6 \times 6 \text{ 行列} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} VF_X \\ VF_Y \\ VF_Z \\ VM_X \\ VM_Y \\ VM_Z \end{pmatrix} \quad (\text{C.1})$$

Table. C-4 Calibration constant matrix of 6-component force transducer

	aFx	aFy	aFz	aMx	aMy	aMz
Fx	48.8244	0.0338	-0.3613	-0.1690	0.7669	0.0038
Fy	0.0889	49.0796	-0.2220	-0.6573	0.8785	0.0549
Fz	0.7717	-0.2254	207.2526	0.1929	1.0600	-1.1685
Mx	-0.0100	-0.0208	-0.0256	5.9551	-0.0009	-0.0362
My	0.0161	0.0127	-0.0015	0.0146	6.0166	0.0053
Mz	-0.0022	0.0155	-0.0187	0.0055	-0.0186	4.8584

Table. C-5 Instrument of wind tunnel measurement system.

Instrument	Manufacturer/Model number	Calibration formula
6-Component force transducer	TOYO SOKKI, 6D-50N-50N-200N-JAXA3	—
Absolute manometer	Honeywell, PPT0015AWN5VA-B	$y = 20.669x + 0.0194$
Differential manometer	Existing Instrument on Planetary Environment Wind Tunnel	$y = 50x - 50-7.5$
Date logger	GLAPHTECH, GL900	—

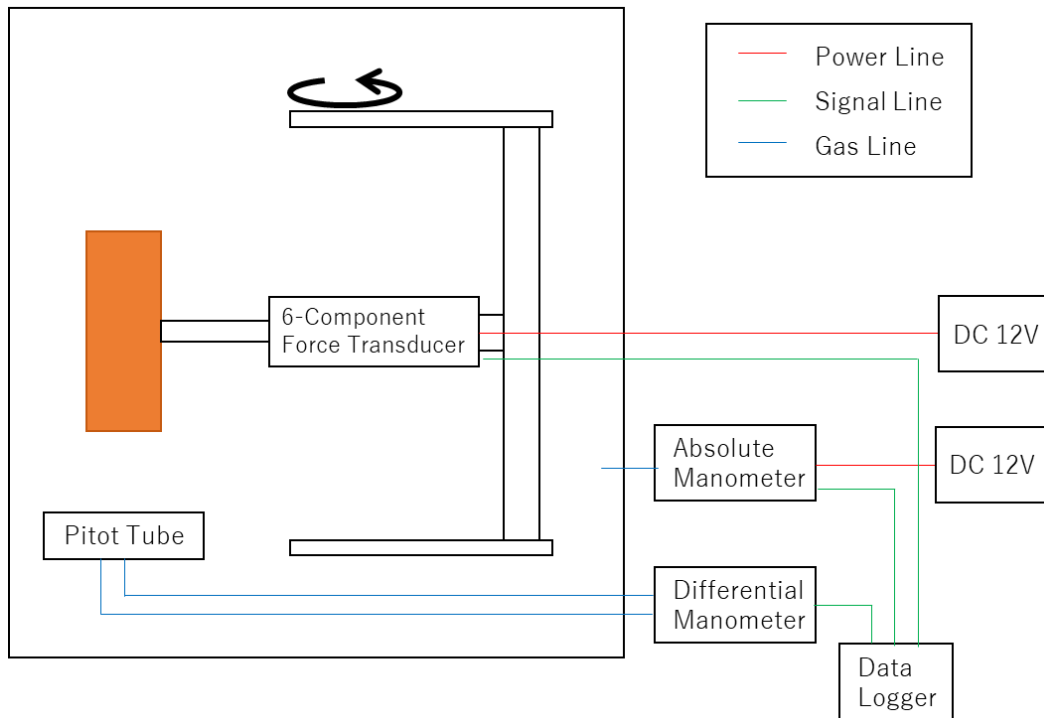


Fig. C-8 System block diagram of wind tunnel test.

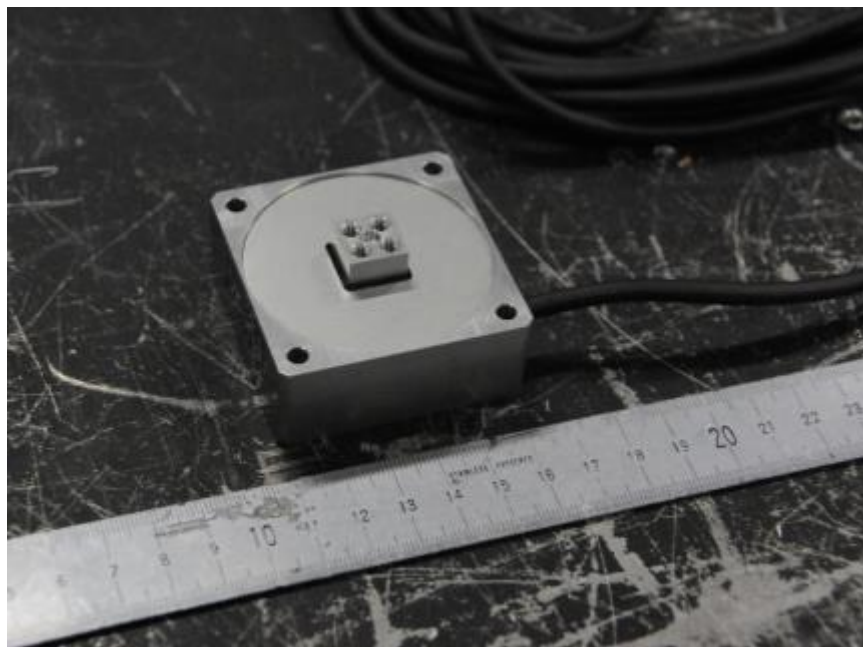


Fig. C-9 6-component force transducer used to wind tunnel test.





Fig. C-10 Absolute manometer for measurement wind tunnel pressure.



Fig. C-11 Differential manometer for measurement pitot pressure.



Fig. C-12 Date logger for logging date of instrument.

### C. 5. 実験条件

本実験の条件を以下の Table. C-2 に示す. 空力特性を取得する実験では, 比較のため下反角のないフラットな模型も使用した. 安定微係数を求める実験では, 下反角のほか迎角も 3 パターン変化させる. 気流条件はどちらの試験形態も共通で, 大気圧下で気流速度は 12m/s とした. 翼弦長を代表長さとする,  $Re$  数は約 120000 である.



Table. C-2 Condition of wind tunnel test.

Test for Longitudinal Direction	$\Gamma$ [deg]	0, 15, 25
	$\alpha$ [deg]	-20~20
Test for lateral derivatives coefficient	$\Gamma$ [deg]	15, 20, 25
	$\alpha$ [deg]	0, 5, 10
	$\beta$ [deg]	-20~20
Airflow condition	Wind Velocity [m/s]	12
	Dynamic pressure [Pa]	100
	Reynolds Number	120000

## C. 6. 実験方法

まず，空力特性を取得するケースについて説明する．Fig. C-13 のように迎角変更装置に模型を取り付ける．実験では迎角を 2deg 刻みで-20~20deg の範囲で変化させた．迎角変更装置で迎角を変更させた後，30s を気流安定時間とし，残り 60s の計測値をロガーに記録する．

次に，滑り角に関する安定微係数を取得する実験について述べる．Fig. C-14 のように模型を取り付けることで迎角変更装置を回転させたときに模型に滑り角を与えることができる．滑り角も 2deg 刻みで-20~20deg の範囲で変化させ，装置を止めてから 30s を気流安定時間とし，残り 60s の計測値を記録した．

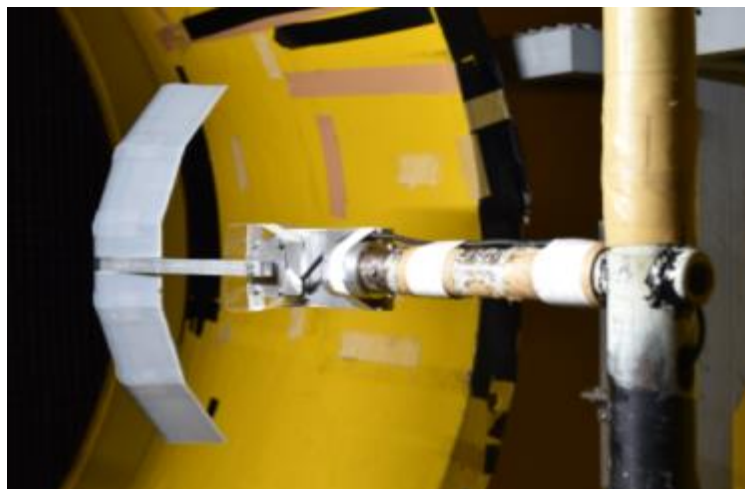


Fig. C-13 Experimental setup for changing Attack of Angle.

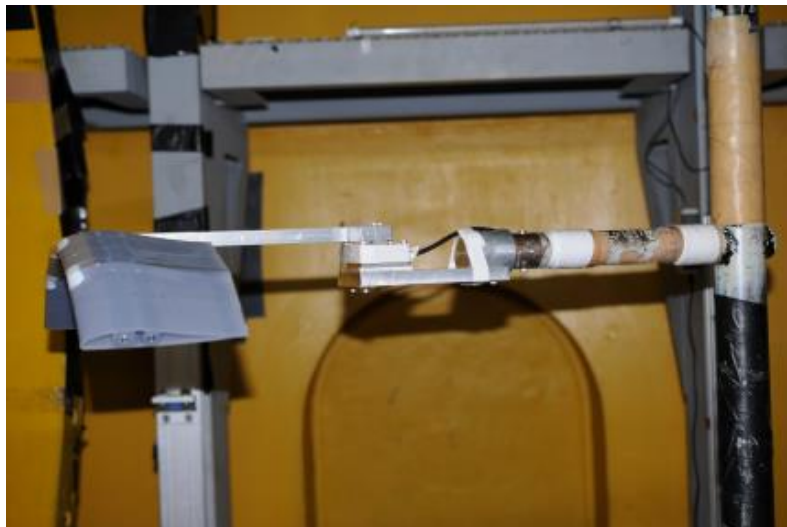


Fig. C-14 Experimental setup for changing Side Slip Angle.

### C. 7. 計測値の処理

空力特性は六分力計において計測した力の結果に対していくつか処理を行うことで取得することができる。まず、六分力計と翼型の間には翼型を支持するための角棒が存在するためその分の空気力を引く必要がある。また計測されるモーメントには翼型に働くピッチングモーメントのほかに、軸力や垂直力と六分力計のモーメント中心までのアーム長の積によるモーメントが含まれている。そのため、翼型のピッチングモーメントを得るためには、垂直力や軸力によるモーメントを除外する必要がある。

本計測では、模型の迎角を変えるときに六分力計ごと回転させる。迎角の関数である揚力係数、抗力係数などを算出する際には式(4.2)の座標変換を行う必要がある(Fig. C-15)。またモーメントの換算では式(4.3)を用いる。揚力係数や抗力係数、モーメント係数に換算する際は式(4.4)に従って計算した。

支持角棒の補正には Table. C-3 に示す式を用いた。この式は角棒単体で風洞試験を行い、軸力と垂直力を取得した値から迎角の関数として 4 次式で近似し、動圧と棒の長さで係数化した式である。この補正の妥当性に関する詳細は APPENDIX B に示す。

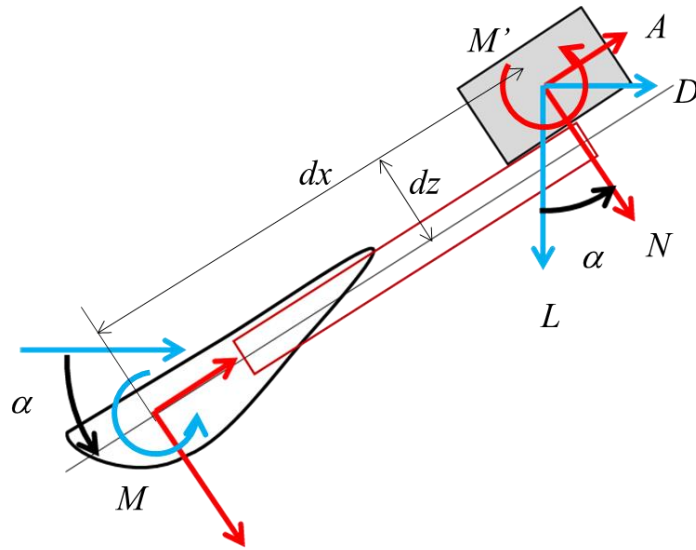


Fig. C-15 Schematic diagram of coordinate transformation.

$$\begin{pmatrix} D \\ L \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} A \\ N \end{pmatrix}$$

(C.2)

$$M = M' - dxN'$$

$$L = L' - dzY$$

$$N = N' - dxY$$

(C.3)

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 Sc}$$

(C.4)

Table. C-3 Compensate equation of aerodynamic force made by support strut.

Scaling Force [N/(Pa · m)]	Equation
Scaling Nominal Force	$N_S = -6E-10(\alpha)^4 - 5E-09(\alpha)^3 + 6E-06(\alpha)^2 + 0.0001(\alpha)$
Scaling Axial Force	$A_S = -6E-11(\alpha)^4 + 6E-09(\alpha)^3 - 8E-07(\alpha)^2 + 4E-05(\alpha)$

## C. 8. 実験結果

### C. 8. 1. 空力特性の取得

Fig. C-16~Fig. C-18 はそれぞれ抗力係数，揚力係数，ピッチングモーメント係数の計測結果を示している．縦軸を各空力係数，横軸を迎角としている．また，赤プロットがフラットな模型，緑のプロットが下反角 15deg，青プロットが下反角 25deg の模型の結果を示す．これらから読み取った空力特性を Table. にまとめる．

計測結果を見ると抗力係数，ピッチングモーメント係数は下反角による影響は小さい．一方，下反角が大きい模型のほうが揚力係数の絶対値が小さく，結果として揚抗比は低くなる．ただ，失速角は下反角による変化は見られず，おおむね 18 度付近にあることが分かった．

Table. C-8 Aerodynamic characteristics for variable  $\Gamma$ .

$\Gamma$	0deg	15deg	25deg
$C_L \text{ max}$	0.975	0.909	0.804
Spatial angle of attack [deg]	18	18	18
$L/D \text{ max}$	12.3	12.8	9.7
$C_M (\alpha=5\text{deg})$	0.013	0.018	0.010

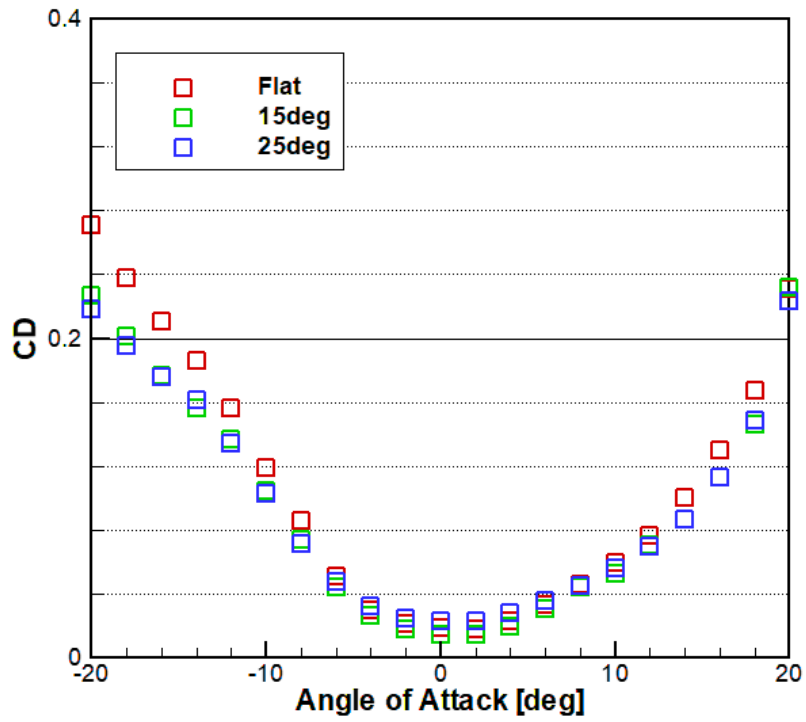


Fig. C-16 Measurement result of  $CD$ .

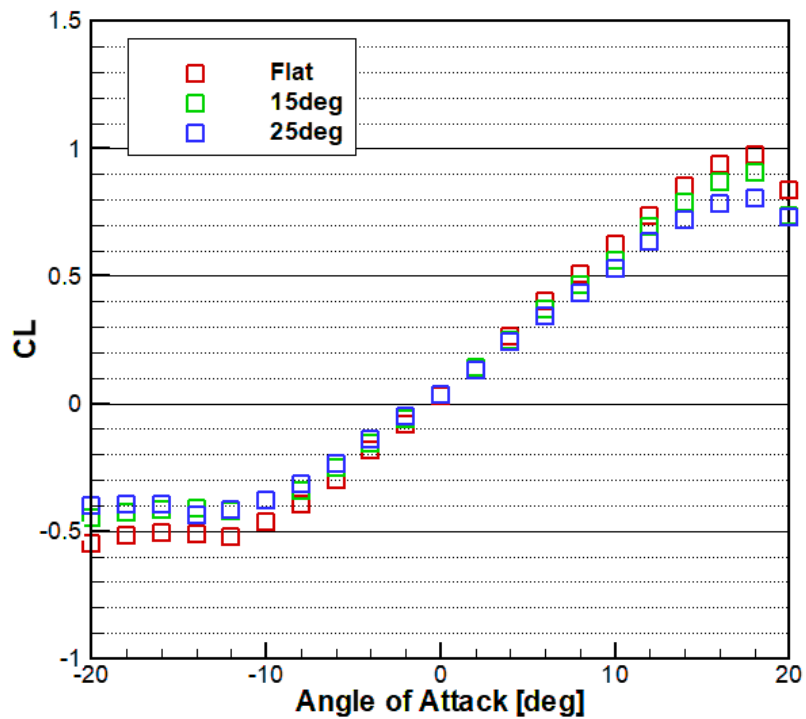


Fig. C-17 Measurement result of  $CL$ .

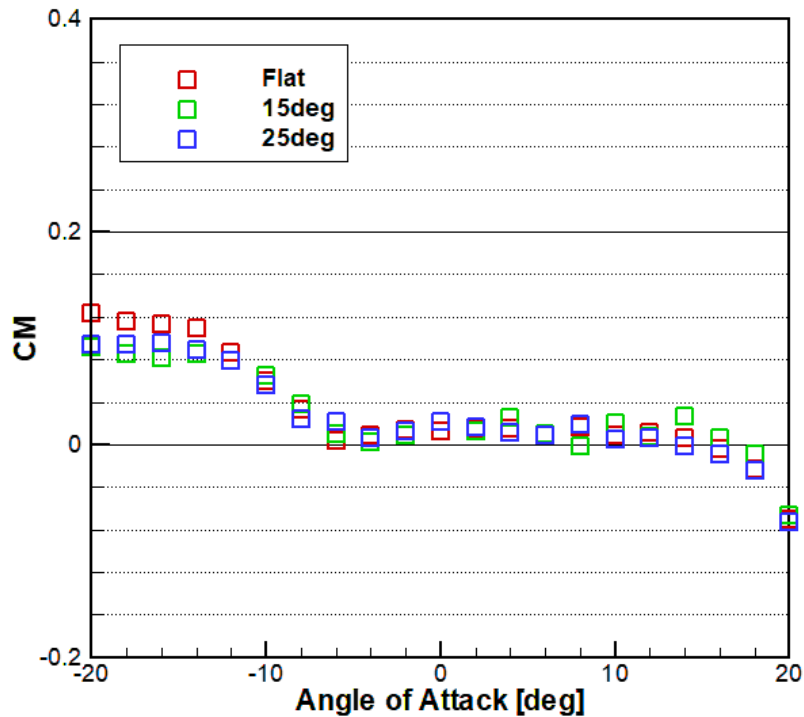


Fig. C-18 Measurement result of  $CM$ .

### C. 8. 2. 解析に使用する空力特性のまとめ

実験の結果からアーチ模型の揚力傾斜, 最小有害抵抗係数, 無揚力角を算出する. まず, 揚力傾斜とは迎角に対する揚力係数の変化率を示すものである. 実験値からは迎角 $-5\sim 15\text{deg}$ の範囲の揚力係数を線形近似したときの傾きとした. ただし, 揚力傾斜は模型の下反角によって変化する. 解析ではその効果を説明するために, Fig. C-19 に示すように下反角ごとの実験値を線形近似した関数を使用する. この近似式を(4.5)に示す.

$$C_{L\alpha} = -0.0245\Gamma + 3.4074$$

(C.5)

無揚力角  $\alpha_0$  は揚力が 0 となる迎角のことである. これも揚力係数のグラフから導出した. 無揚力角は揚力傾斜と同様に下反角によって変化するが, その変化量がわずかであったため以下の下反角  $25\text{deg}$  のときの実験値に固定する.

$$\alpha_0 = -0.839 \quad (C.6)$$

これらの値を使用して，解析では揚力係数を以下の式で導出する．

$$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) \quad (C.7)$$

また，飛行体の抗力は揚力が生ずることによって発生する翼端渦の効果による誘導抵抗と，揚力とは直接関係しない機体形状で決まる摩擦抵抗や圧力抵抗，干渉効果等を総合した有害抵抗に分けられる．一般に全機抵抗係数は次式で表される．

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (C.8)$$

このとき  $C_{D0}$  が最小有害抵抗係数とよばれる機体固有の係数である．右辺 2 項目は誘導抵抗と有害抵抗の迎角依存する部分を示している．最小有害抵抗係数は縦軸  $C_D$ ，横軸  $C_L^2$  として実験値をプロットし，線形近似したときの定数項を導出することで求められる．これも下反角 25deg のときの実験値を使用した．

$$C_{D0} = 0.220 \quad (C.9)$$

この他，文献から引用した空力係数を Table. に示す．

$C_{La0}$  は 2 次元翼の揚力傾斜で， $Re=100000$  における値である．Airfoil Tools というさまざまな翼型とその空力特性をまとめたデータベース上から引用した．飛行機効率  $e$  は有害抵抗係数の迎角による変化や干渉効果等を説明する機体固有の定数で，一般的な航空機ではおよそ 0.8 程度の値を与える<sup>15)</sup>．今回の空力計測の結果から式(4.8)で飛行機効率を計算すると 0.83~0.89 という値であった．飛行機のような胴体がないことで干渉効果が小さいことが理由であると考えられる．しかし，実際は柔軟翼であることを考えると一般の航空機の値を超えることは考えづらいため，0.8 を与えた．索，ペイロードの抗力係数  $C_{DRis}$ ， $C_{DPay}$  はそれぞれを無限に長い円筒，直方体と仮定して文献<sup>18)</sup>から値を引用した．解析ではこれらを傘体面積で無次元化して使用している．

Table. C-9 Aerodynamic characteristics used for analysis.

$C_{L\alpha 0}$ [rad <sup>-1</sup> ]	3.644
$e$	0.8
$C_{DRis}$	0.5
$C_{DPay}$	1.15

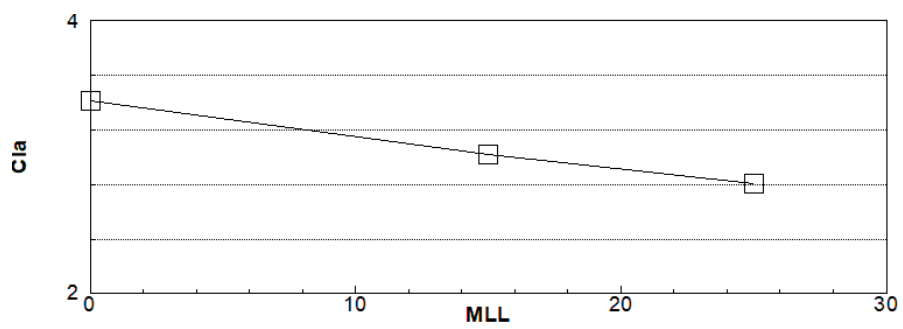


Fig. C-19 Experiment results of  $C_{L\alpha}$ .