

東京大学大学院 新領域創成科学研究科

基盤科学研究系

先端エネルギー工学専攻

平成 30 年度

修士論文

火星エアロキャプチャに用いるエアロシエルの
最適設計法に関する研究

2019 年 1 月 29 日提出

指導教員 藤田 和央 客員教授

47176084 村上 遼太郎

目 次

1. 序論.....	7
1.1. 研究背景.....	7
1.2. 研究目的.....	9
2. エアロシエルの設計方針.....	10
2.1. 設計点の設定.....	10
2.2. エアロシエルモデル.....	12
3. 空力係数計算法.....	14
3.1. 風洞試験.....	14
3.2. ニュートニアン.....	16
3.3. 風洞試験とニュートニアンの比較.....	18
3.4. ニュートニアンによる初期検討.....	20
4. 最適化概要.....	26
4.1. 相関図.....	26
4.2. 最適化手法.....	28
4.3. パラメータ割り振り.....	28
4.4. 拘束条件.....	29
4.5. 評価項目・評価関数.....	29
4.6. 評価方法.....	31
4.6.1 ニュートニアン.....	31
4.6.2 軌道解析.....	32
4.6.3 アブレータ解析.....	32
4.6.4 重量評価.....	38
4.6.5 空力性能評価.....	38
4.7. 収束の判断.....	39
5. GA による最適化.....	40
5.1. 計算の流れ.....	40
5.2. 遺伝子表現.....	41
5.3. 遺伝演算.....	42
5.3.1 GA パラメータ.....	42
5.3.2 交叉の方法.....	42
5.3.3 突然変異の方法.....	43
5.4. 適応度関数.....	44

5.5.	パレート保存戦略と並列選択	44
5.6.	シェアリング法	45
5.7.	ペナルティ	46
6.	最適化結果	47
6.1.	半径方向に-2%の重心移動を重視した場合	49
6.2.	機軸方向に-10%の重心移動を重視した場合	53
6.3.	機軸方向に+10%の重心移動を重視した場合	57
6.4.	GA の収束性	61
6.5.	重み付け法による最適解	61
7.	結論	65
7.1.	結言	65
7.2.	課題	66
	参考文献	67
	謝辞	68

図 目次

図 1.1 有人火星探査のアーキテクチャ	7
図 1.2 エアロキャプチャシーケンス	8
図 2.1 エアロキャプチャコリドー(L/D 固定).....	11
図 2.2 エアロキャプチャコリドー(L/D 可変).....	11
図 2.3 飛行経路角とポストエアロキャプチャ ΔV の関係.....	12
図 2.4 エアロシエルの寸法パラメータ	13
図 3.1 JAXA 調布極超音速風洞鳥瞰図.....	14
図 3.2 風洞試験模型	15
図 3.3 CA の比較	19
図 3.4 CN の比較	19
図 3.5 Cm の比較	20
図 3.6 Rn を変化させた場合の抗力係数と揚力係数	22
図 3.7 Rn を変化させた場合の揚抗比とピッチングモーメント係数	22
図 3.8 θ_c を変化させた場合の抗力係数と揚力係数	23
図 3.9 θ_c を変化させた場合の揚抗比とピッチングモーメント係数	23
図 3.10 Rs を変化させた場合の抗力係数と揚力係数	24
図 3.11 Rs を変化させた場合の揚抗比とピッチングモーメント係数	24
図 3.12 $\theta_c=50\sim 80$ の場合のトリム検討	25
図 4.1 容積一定の場合の相関図	27
図 4.2 トリム状態の算出	31
図 4.3 軌道解析例	32
図 4.4 アブレータ模式図	33
図 4.5 エアロシエル分離までの高度・裏面温度履歴	34
図 4.6 アブレータの厚みと裏面温度の関係（前面側）	35
図 4.7 裏面温度と指数の関係（厚さ 40 mm）	35
図 4.8 加熱率の安全率と裏面温度の関係	36
図 4.9 加熱率の安全率と指数の関係	36
図 4.10 肩部の損耗（断面図）	39
図 5.1 基本的な GA の計算の流れ	41
図 5.2 本研究での GA の計算の流れ	41
図 5.3 Gray コードから 10 進数への変換	41
図 5.4 一様交叉例	43
図 5.5 突然変異例	43
図 5.6 シェアリング関数	45
図 6.1 エアロシエルの飛行中の状態	47

図 6.2	ロール回転時の重心移動.....	48
図 6.3	ピッチ回転時の重心移動.....	48
図 6.4	重心半径方向-2%時の解分布（ペナルティ等含む評価関数値）.....	50
図 6.5	重心半径方向-2%時の解分布（評価関数値のみ）.....	50
図 6.6	重心半径方向-2%時の形状.....	51
図 6.7	本形状のトリム性能.....	52
図 6.8	本形状での L/D 変化.....	52
図 6.9	重心方向機軸-10%時の解分布（ペナルティ等含む評価関数値）.....	54
図 6.10	重心方向機軸-10%時の解分布（評価関数値のみ）.....	54
図 6.11	重心機軸方向-10%時の形状.....	55
図 6.12	本形状のトリム性能.....	56
図 6.13	本形状での L/D 変化.....	56
図 6.14	重心方向機軸+10%時の解分布（ペナルティ等含む評価関数値）.....	58
図 6.15	重心方向機軸+10%時の解分布（評価関数値のみ）.....	58
図 6.16	重心機軸方向+10%時の形状.....	59
図 6.17	本形状のトリム性能.....	60
図 6.18	本形状での L/D 変化.....	60
図 6.19	適応度最大個体の適応度推移.....	62
図 6.20	重み付け法による最適化形状.....	63
図 6.21	本形状のトリム性能.....	64
図 6.22	本形状の L/D 変化.....	64

表 目次

表 3.1	JAXA 調布極超音速風洞諸元.....	14
表 3.2	風洞試験条件.....	15
表 3.3	初期検討でのパラメータ割り振り.....	21
表 4.1	最適化でのパラメータ割り振り.....	28
表 6.1	重心半径方向-2%時の重量内訳.....	51
表 6.2	重心半径方向-2%時の諸元.....	51
表 6.3	重心機軸方向-10%時の重量内訳.....	55
表 6.4	重心機軸方向-10%時の諸元.....	55
表 6.5	重心機軸方向+10%時の重量内訳.....	59
表 6.6	重心機軸方向+10%時の諸元.....	59
表 6.7	重み付け法による結果の重量内訳.....	63
表 6.8	重み付け法による結果の諸元.....	63

Nomenclature

C_A	[-]	機軸方向力係数
C_D	[-]	抗力係数
C_l	[-]	ローリングモーメント係数
C_L	[-]	揚力係数
C_m	[-]	ピッチングモーメント係数
C_n	[-]	ヨーイングモーメント係数
C_N	[-]	法線方向力係数
C_p	[-]	圧力係数
C_Y	[-]	横力係数
D	[m]	直径
f_i		i 番目の評価関数
f_i^s		変換された i 番目の評価関数
F	[N]	力
g	[m/s ²]	重力加速度
g_i		i 番目の適応度関数
g_i^s		変換された i 番目の適応度関数
H	[m]	長さ・高さ
i	[-]	指数
I_{sp}	[s]	比推力
L/D	[-]	揚抗比
m	[kg]	重量
M	[-]	Mach 数
\mathbf{n}	[-]	外向き単位法線ベクトル
p	[-]	無次元化したロール方向角速度
P	[Pa]	圧力
q	[-]	無次元化したピッチ方向角速度
Q	[Pa]	動圧
r	[-]	無次元化したヨー方向角速度
R	[m]	半径
S	[m ²]	面積
t	[m]	アブレータ厚さ
T_{rev}	[K]	裏面温度
\mathbf{V}	[-]	速度方向ベクトル
\mathbf{x}	[m]	位置ベクトル
x	[m]	x 座標
z	[m]	z 座標

α	[deg]	迎角
β	[deg]	横滑り角
γ	[-]	比熱比
ΔV	[m/s]	ポストエアロキャプチャに必要な速度差の合計
θ_c	[deg]	半頂角
θ_r	[deg]	後退角
σ_i		i 番目の評価関数値の標準偏差
σ_{share}	[-]	シェアリングパラメータ（距離）

添え字

0	淀み点状態
02	ピトー管
1	エアロシェル前方
<i>ab</i>	耐熱材
<i>aft</i>	背面側
<i>btm</i>	底面
<i>cg</i>	重心
<i>fore</i>	前面側
<i>n</i>	鈍頭部
<i>p</i>	燃料
<i>PL</i>	ペイロード
<i>ref</i>	代表
<i>rev</i>	裏面
<i>rot</i>	回転
<i>s</i>	肩部
<i>S</i>	構造
<i>surface</i>	表面
<i>total</i>	全体
α	迎角に関する微分
β	横滑り角に関する微分
∞	主流状態
+2%	重心半径方向に直径の+2%移動時
-2%	重心半径方向に直径の-2%移動時
+10%	重心機軸方向に全長の+10%移動時
-10%	重心機軸方向に全長の-10%移動時
<i>Rsn</i>	肩部損耗時

1. 序論

1.1. 研究背景

近年世界中で宇宙開発が活発になっており，人工衛星の打ち上げだけでなく，様々な宇宙探査ミッションも提案されてきている．特にアメリカの *Insight* や日本の *MMX* など，火星やその衛星をターゲットとした探査は多く計画されており，火星への注目度が高いことが伺える．その中で NASA は 2030 年代後半の有人による国際協働火星探査を提案した．計画のアーキテクチャを図 1.1 [1] のようになっている．計画ではまず火星の高度 300 km の円軌道に火星オービタを構築する．人間は火星オービタに滞在し，火星地表面の探査を行う時のみ地上に降りる．その後は人間が生存するための水や食糧などの供給を継続して行う必要がある．現在日本は HTV を用いて地球の高度 400 km を周回している ISS に物資を補給しており，物資輸送に多大な貢献を行い国際的な評価も受けている．この実績を生かし，国際協働有人火星探査において主要な役割を果たすため，火星オービタへの物資輸送を担うことが日本の戦略として優れていると考えられる．

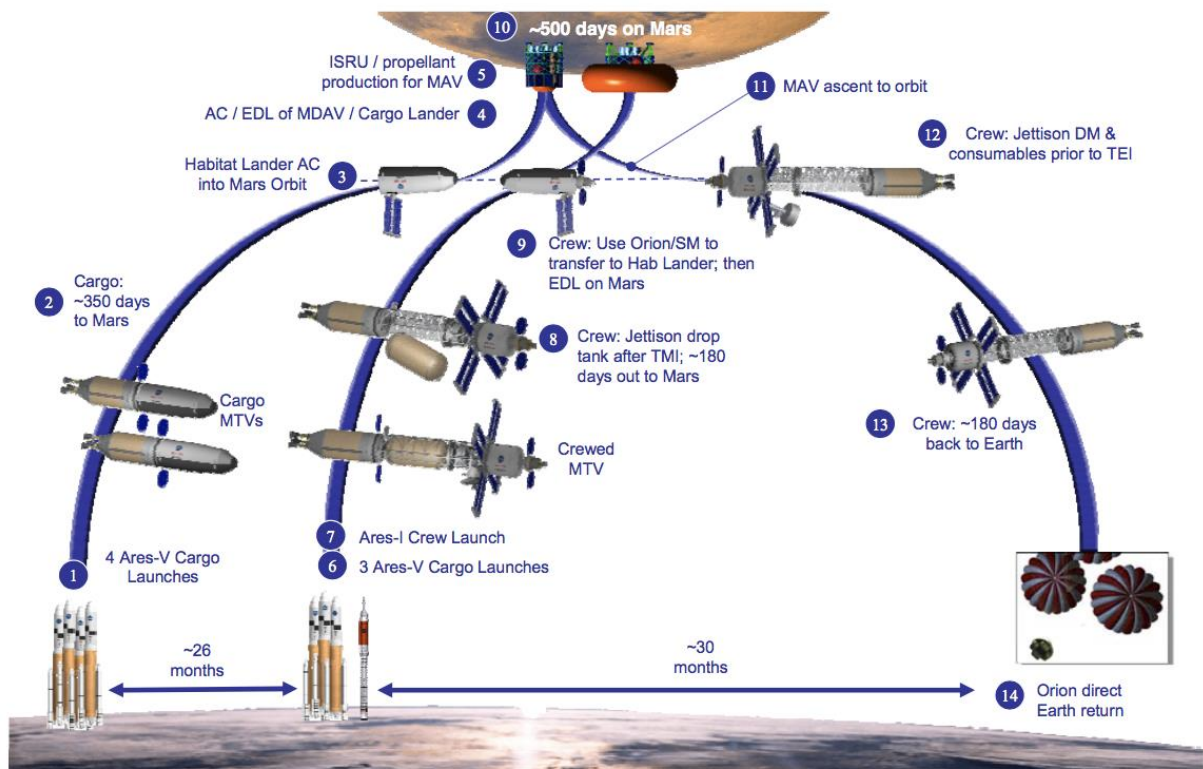


図 1.1 有人火星探査のアーキテクチャ

ISS への輸送能力の向上と運用コスト削減および将来宇宙システムへの発展を目的として、HTV の発展型である HTV-X の開発が進められている。HTV-X は 2020 年代に設定されている月圏探査計画における活用が考えられており、月圏への物資輸送を担うことが期待されている。そしてこの月圏探査後に実施されることになる国際協働有人火星探査においては、さらに HTV-X の発展型である輸送機 HTV-M（仮称）によって火星軌道への物資輸送を担うことが期待される。

火星オービタへの輸送機 HTV-M のアーキテクチャの要求の一つとして、ペイロード最大化のためにエアロキャプチャによって火星軌道へ投入することが挙げられる。この実現のための技術課題として、空力誘導技術や機能性軽量 TPS といったエアロキャプチャ機能を獲得し実証する必要がある。

前述の通り、国際協働有人火星探査における火星高度 300 km の円軌道への物資の投入ではエアロキャプチャという新しい技術を採用することが提案されている。エアロキャプチャとは惑星の大気を利用して一気に減速し軌道に投入する方法で、世界的にも新規の技術となる。軌道投入は図 1.2 [1]のようなシーケンスとなっている。双曲線軌道で火星に接近し大気に突入(図中 2)、エアロキャプチャを行い大気圏を離脱(図中 6)した後、近火点(図中 7)および遠火点(図中 8)にて軌道変更マヌーバを行い、目的の軌道に投入する。

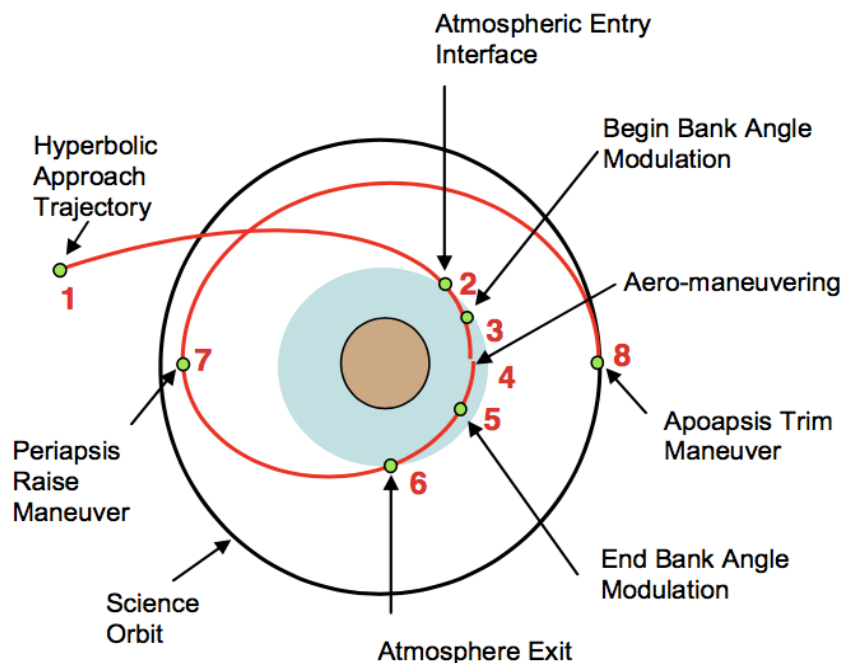


図 1.2 エアロキャプチャシーケンス

エアロキャプチャを行うエアロシエル形状として、体積効率および質量効率からロケットフェアリングをそのまま用いることが提案されている。一方で実証機の形状は実際のミッションほど大きなペイロードが要求されないため、カプセル形状のエアロシエルが検

討されており，こちらを本研究の対象とする．

火星エアロキャプチャのミッション設計においては，ミッションスコープに応じたエアロシエルの最適設計を行うことが望まれる．しかし現在は多様なミッションスコープが検討されており，2030 年代後半に実施することを検討しているミッションについてもスコープが確定していない．そこで多様なミッションスコープに対して最適設計を行うことが求められる．

1.2. 研究目的

以上のような背景から，本研究の目的を次のように定めた．

- エアロキャプチャのミッション設計における多様なスコープに応じたエアロシエルの最適設計解を開発する手法を獲得すること．
- 設計パラメータの変化が最適設計解に与える影響を調査し，最適化計算内でその重みを適切に設定し結果に反映できるようにすること．

2. エアロシェルの設計方針

エアロキャプチャは新しい技術のため前例がなく、現状では図 1.2 に示したような火星を一回りする軌道を通ることになっている。先行研究より [2], 大気中の飛行やエアロキャプチャ後に行う軌道変更マヌーバ等の状況により空力的な制約が発生することがわかっており、ここではその制約によって導出されたエアロシェルの設計方針について述べる。

2.1. 設計点の設定

エアロシェル設計にあたり、まずポストエアロキャプチャマヌーバに関する制約を考慮する必要がある。エアロキャプチャ後に行う 2 回のマヌーバにおいて必要な速度差の合計をポストエアロキャプチャ ΔV と呼び、化学推進による火星軌道投入に対する優位性を確保するため、この ΔV の値を 200 m/s 以下に抑えることが重要になる。

楕円軌道投入の場合の飛行経路角の上限は捕獲限界で決まるが、低軌道への直接投入の場合の上限および下限はいずれもポストエアロキャプチャ ΔV により決まる。また、一般に低軌道投入で揚抗比(以下 L/D とする)を固定した場合、図 2.1 [2]のように楕円軌道投入よりもコリドーは狭くなる。様々な L/D における上限線と下限線を見ると、コリドーは狭く L/D 固定での軌道投入は難しいことがわかる。そこで、 L/D を 0.2~0.4 まで変化させることができる場合のエアロキャプチャコリドーを図 2.2 [2]に示す。飛行中の L/D を可変にすると、バンク角制御等によって適切に L/D を制御することでコリドーを広く取ることができる。ただし際限なくコリドーを広げることはいできない。図 2.3 [2]に弾道係数一定のときの各 L/D のポストエアロキャプチャ ΔV と飛行経路角の関係を示す。 L/D を小さくすると ΔV が小さくなるが飛行経路角に対する感度が高くなり落下限界に近づきやすくなる。反対に L/D を大きく取ると制約である 200 m/s を超過しやすいことがわかる。

以上のことから、 L/D は 0.2 を中心に 0.1~0.3 までの範囲で可変とする飛行が適切と考えられる。

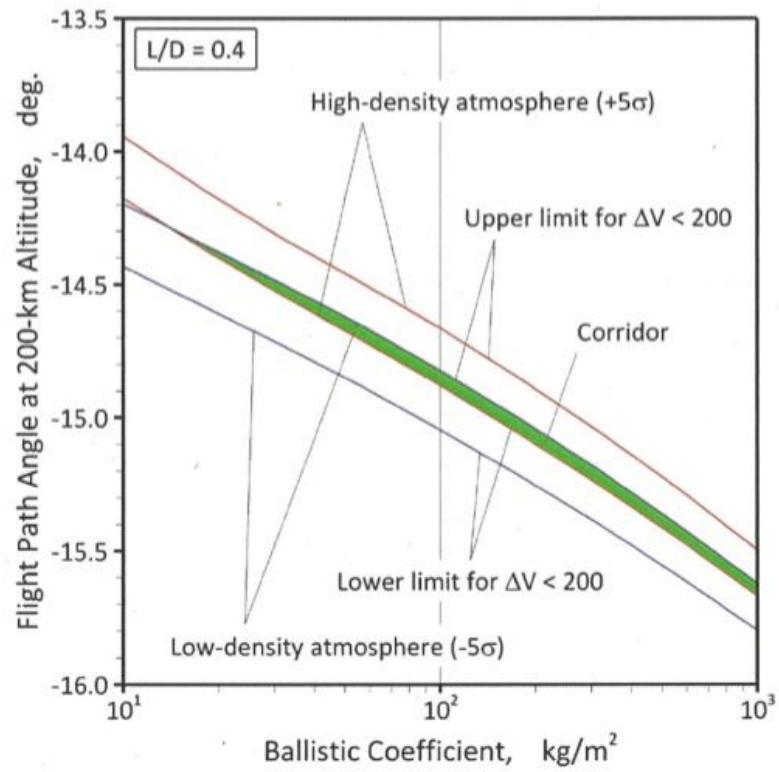


図 2.1 エアロキャプチャコリドー(L/D 固定)

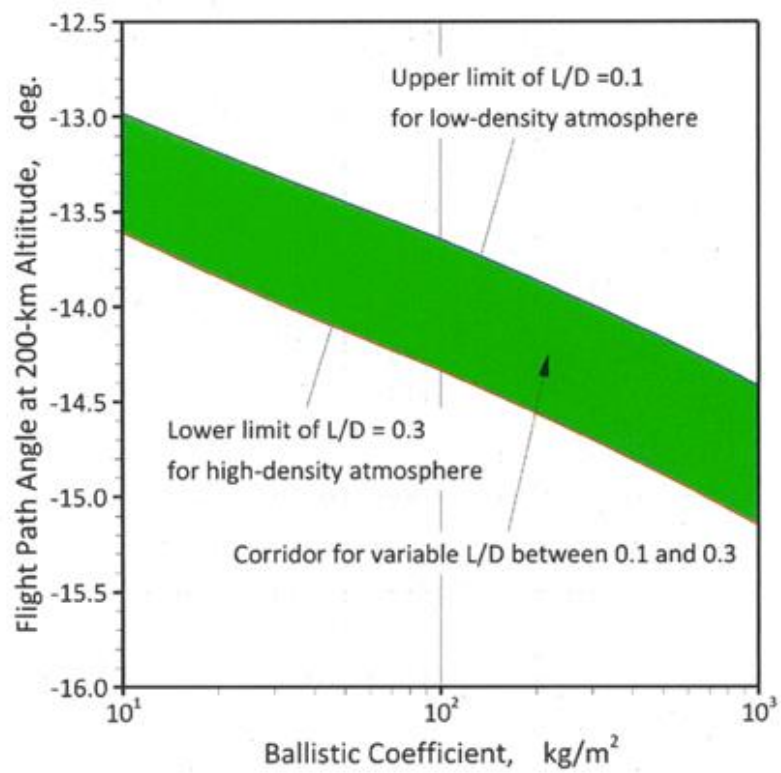


図 2.2 エアロキャプチャコリドー(L/D 可変)

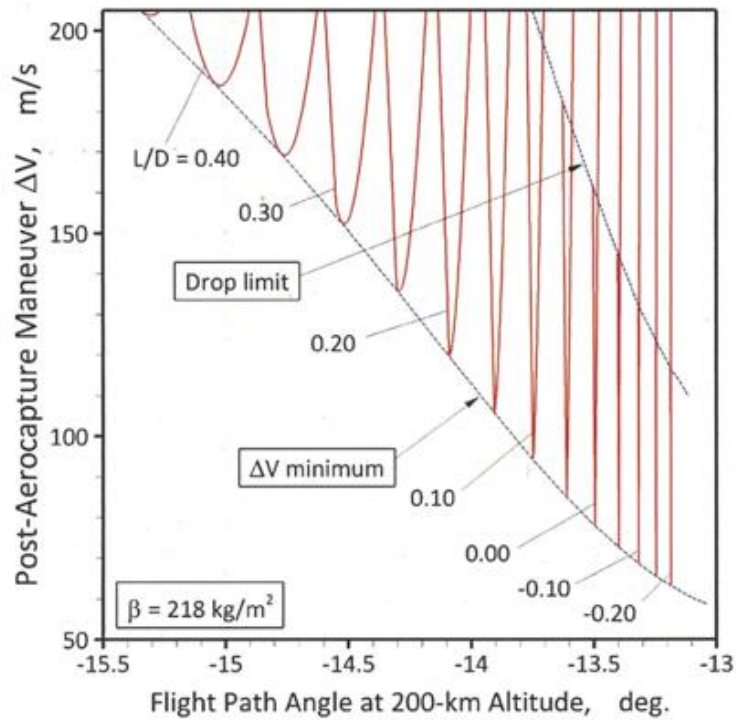


図 2.3 飛行経路角とポストエアロキャプチャ ΔV の関係

2.2. エアロシェルモデル

本研究ではエアロキャプチャ実証機を対象としてカプセル形状での検討を行い，図のように基本的なスフィアコーン形状のカプセルを想定した．独立な寸法パラメータは 6 つあり，鈍頭半径 R_n ，半頂角 θ_c ，肩部半径 R_s ，背面の半頂角(後退角) θ_r ，代表直径 D_{ref} ，底面直径 D_{btm} である．これらの値が決まると全長 H_{ref} が決まる． H_{ref} は従属なパラメータである．また，表面積や容積も計算しておく．

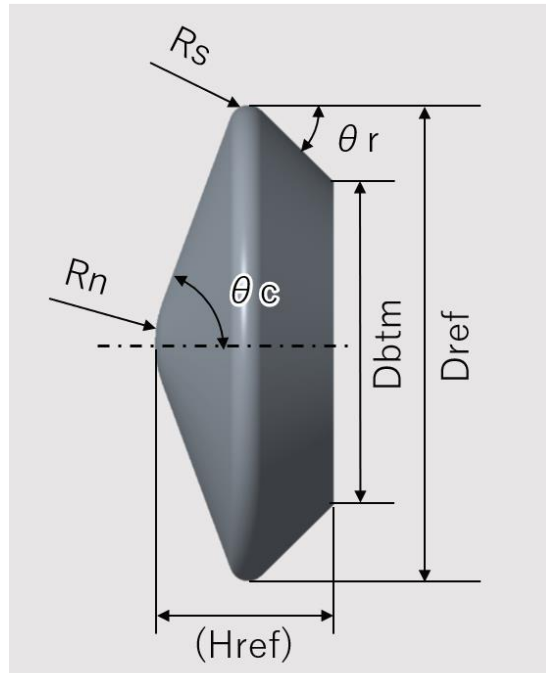


図 2.4 エアロシェルの寸法パラメータ

3. 空力係数計算法

3.1. 風洞試験

JAXA 調布にある極超音速風洞にて火星エアロキャプチャに用いるエアロシェルの空力特性試験を行った。同風洞にはノズル出口径が 0.5 m と 1.27 m の 2 つの風洞があるが、本試験では大型の 1.27 m の風洞を使用した。鳥瞰図 [3]と諸元 [4]を下に示す。

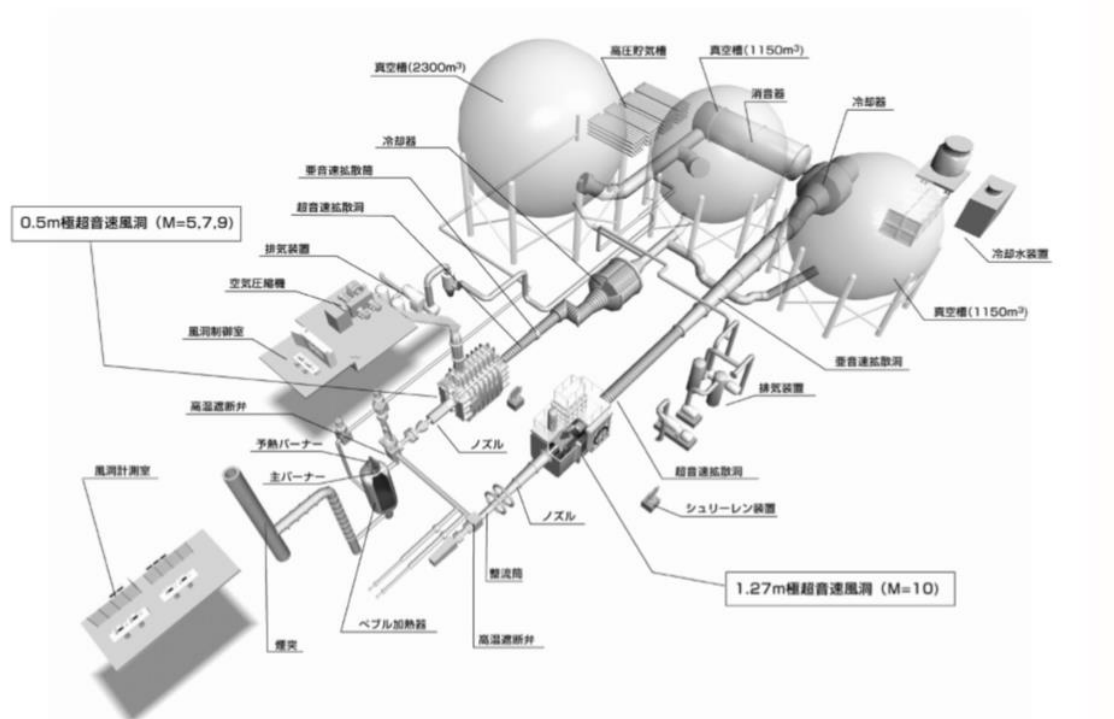


図 3.1 JAXA 調布極超音速風洞鳥瞰図

表 3.1 JAXA 調布極超音速風洞諸元

	0.5 m 風洞	1.27 m 風洞
形式	吸込間欠式	吸込間欠式
Mach 数	5, 7, 9, 11	10
ノズル出口径	0.5 m	1.27 m
淀み点圧力	1 ~ 9.9 MPa	1 ~ 9.9 MPa
淀み点温度	600 ~ 1300 K	600 ~ 1200 K
単位レイノルズ数	$0.7 \sim 5.0 \times 10^7 / \text{m}$	$0.3 \sim 4.5 \times 10^6 / \text{m}$

また，本試験のモデル形状と試験条件は次のようになっており，本研究で想定するエアロシェルの相似形である．単位は mm である．このモデルを模型支持装置に取り付け，通風中に迎角を連続的に変化させた．

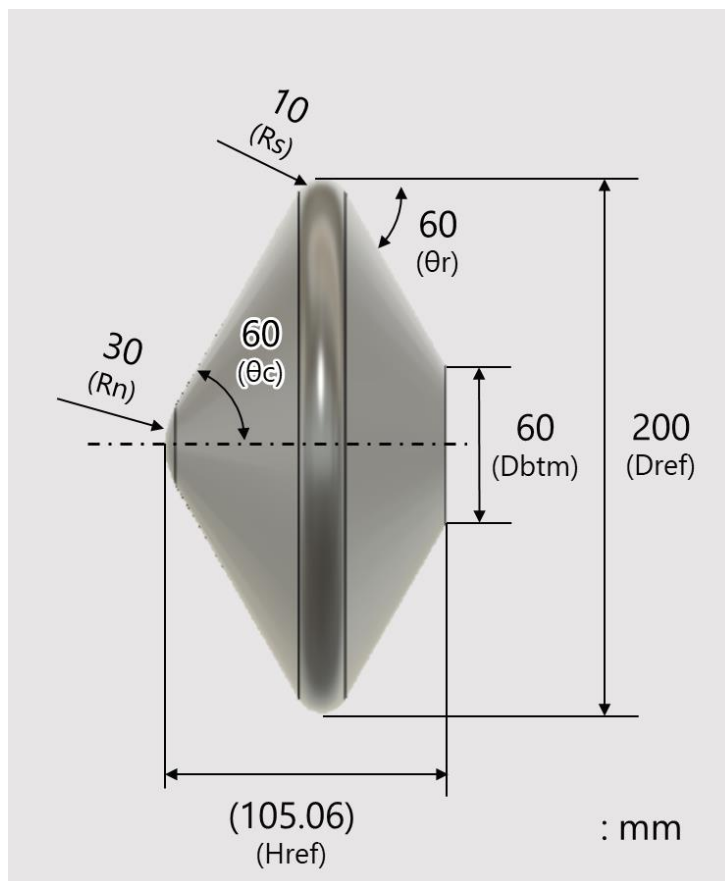


図 3.2 風洞試験模型

表 3.2 風洞試験条件

淀み点圧力 P_0	2.5 MPa
淀み点温度 T_0	700 degC
Mach 数	9.58
動圧 Q	5.0
迎角スweep	-5 ~ 45 deg
通風時間	44 s

本試験の結果については 3.3 節で詳しく述べる．

3.2. ニュートニアン

寸法パラメータの違いが空力性能に与える影響を調査し傾向を把握することを目的に空力係数の推算を行った。大気圏での飛行が極超音速となることから、ニュートニアンという方法を用いた。ニュートニアンは流れの物理に則ったものではないため精度はそれほど良くないが、理論が単純で計算時間が非常に短いことや大間違いではない値を与えることなどから、極超音速での空力係数推算によく用いられている。

ここではニュートニアンの計算方法について紹介する。計算には文献 [5]および [6]を参考にした。ニュートニアンの基本原理は「壁に衝突した流れは壁と平行な向きに曲げられ、その際に壁と平行な運動量成分は保存されるが壁に垂直な成分は全て失われる」というものである。この考えに従って圧力係数を求めると、

$$C_p = C_{p0}(\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{n})^2$$

と求められる。ニュートニアンの場合 $C_{p0} = 2$ であるが、修正ニュートニアンの場合は C_{p0} は Mach 数による。

一方、流れに対して陰の部分は衝突を生じないため、

$$C_p = 0$$

となる。この C_p を用いて次のような手順で計算する。

- ① 機体の全表面をパネルに分割する。
- ② 面積要素 ds と外向き単位法線ベクトル \mathbf{n} を求める。
- ③ 迎角や横滑り角を考慮して \mathbf{V}_∞ を求める。
- ④ C_p を求める。
- ⑤ 陰の部分を除いて C_p を面積分する。

速度ベクトルを変える方法で計算すれば、

空気力：

$$\begin{pmatrix} C_A \\ C_Y \\ C_N \end{pmatrix} = \iint -C_p \cdot \mathbf{n} \cdot dS$$

空力モーメント：

$$\begin{pmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{pmatrix} = \iint -C_p \cdot (\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}) \times \mathbf{n} \cdot dS$$

機体軸から安定軸への変換は、

$$C_D = C_A \cos \alpha \cos \beta + C_N \sin \alpha \cos \beta - C_Y \sin \beta$$

$$C_L = -C_A \sin \alpha + C_N \cos \alpha$$

さらに、空力微係数や空力モーメント微係数も計算できる。迎角と横滑り角によるのは \mathbf{V}_∞ のみなので、

$$\mathbf{V}_\infty = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ -\sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{pmatrix}$$

と表せる。これを α および β で偏微分すると、

$$\frac{\partial \mathbf{V}_\infty}{\partial \alpha} = \begin{pmatrix} -\sin \alpha \cos \beta \\ 0 \\ \cos \alpha \cos \beta \end{pmatrix} \quad \frac{\partial \mathbf{V}_\infty}{\partial \beta} = \begin{pmatrix} -\cos \alpha \sin \beta \\ -\cos \beta \\ -\sin \alpha \sin \beta \end{pmatrix}$$

が得られる。空気力および空力モーメントの式をそれぞれ偏微分すれば、

$$\frac{\partial}{\partial \alpha} \begin{pmatrix} C_A \\ C_Y \\ C_N \end{pmatrix} = \frac{\partial}{\partial \alpha} \iint -C_p \cdot \mathbf{n} \cdot dS = \iint -\frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \cdot \mathbf{n} \cdot dS$$

$$\frac{\partial}{\partial \beta} \begin{pmatrix} C_A \\ C_Y \\ C_N \end{pmatrix} = \frac{\partial}{\partial \beta} \iint -C_p \cdot \mathbf{n} \cdot dS = \iint -\frac{\partial C_p}{\partial \beta} \cdot \mathbf{n} \cdot dS$$

$$\frac{\partial}{\partial \alpha} \begin{pmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{pmatrix} = \frac{\partial}{\partial \alpha} \iint -C_p \cdot (\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}) \times \mathbf{n} \cdot dS = \iint -\frac{\partial C_p}{\partial \alpha} \cdot (\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}) \times \mathbf{n} \cdot dS$$

$$\frac{\partial}{\partial \beta} \begin{pmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{pmatrix} = \frac{\partial}{\partial \beta} \iint -C_p \cdot (\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}) \times \mathbf{n} \cdot dS = \iint -\frac{\partial C_p}{\partial \beta} \cdot (\mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}) \times \mathbf{n} \cdot dS$$

ここで、

$$\frac{\partial C_p}{\partial \alpha} = \frac{\partial}{\partial \alpha} \{C_{p0}(\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{n})^2\} = 2C_{p0}(\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{n}) \left(\frac{\partial \mathbf{V}_\infty}{\partial \alpha} \cdot \mathbf{n} \right)$$

$$\frac{\partial C_p}{\partial \beta} = \frac{\partial}{\partial \beta} \{C_{p0}(\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{n})^2\} = 2C_{p0}(\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{n}) \left(\frac{\partial \mathbf{V}_\infty}{\partial \beta} \cdot \mathbf{n} \right)$$

より微係数も同様に求められる。

各軸周りの角速度が足されると、

$$\mathbf{V}_\infty = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ -\sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{pmatrix} + \frac{\mathbf{x} - \mathbf{x}_{rot}}{D_{ref}} \times \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}$$

となる。空力係数を求める際は上式に変換させる。微係数を求める場合は α や β による偏微分は変わらないが、 p, q, r による偏微分も行う必要がある。それらも同様に、

$$\frac{\partial V_{\infty}}{\partial p} = \frac{\mathbf{x} - \mathbf{x}_{rot}}{D_{ref}} \times \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\frac{\partial V_{\infty}}{\partial q} = \frac{\mathbf{x} - \mathbf{x}_{rot}}{D_{ref}} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\frac{\partial V_{\infty}}{\partial r} = \frac{\mathbf{x} - \mathbf{x}_{rot}}{D_{ref}} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$$

のように書ける．

3.3. 風洞試験とニュートニアンの比較

風洞試験では試験条件にある淀み点温度から計算される Mach 数を用いて動圧を計算し空力係数を決定している．しかし試験ケースごとに Mach 数が微妙に変化すると空力係数も変わってくるため，真値と離れた値になっている可能性がある．そこで，得られた試験結果から風洞で用いている気体モデルを用いて Mach 数を逆算し空力係数を再計算する後解析も実施している． [7]

後解析では，まずピトー圧と淀み点圧の比 P_{02} / P_0 から Mach 数 M_1 を推算する．

$$\frac{P_{02}}{P_0} = \left(\frac{2\gamma M_1^2 - \gamma + 1}{\gamma + 1} \right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{\frac{\gamma+1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

求めた Mach 数から動圧 Q_1 を計算し，

$$\frac{Q_1}{P_0} = \frac{\gamma}{2} M_1^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

試験にて取得した力データより空力係数を再計算する．

$$C_A = \frac{F_A}{Q_1 S_{ref}}$$

結果を比較したグラフを次に示す．

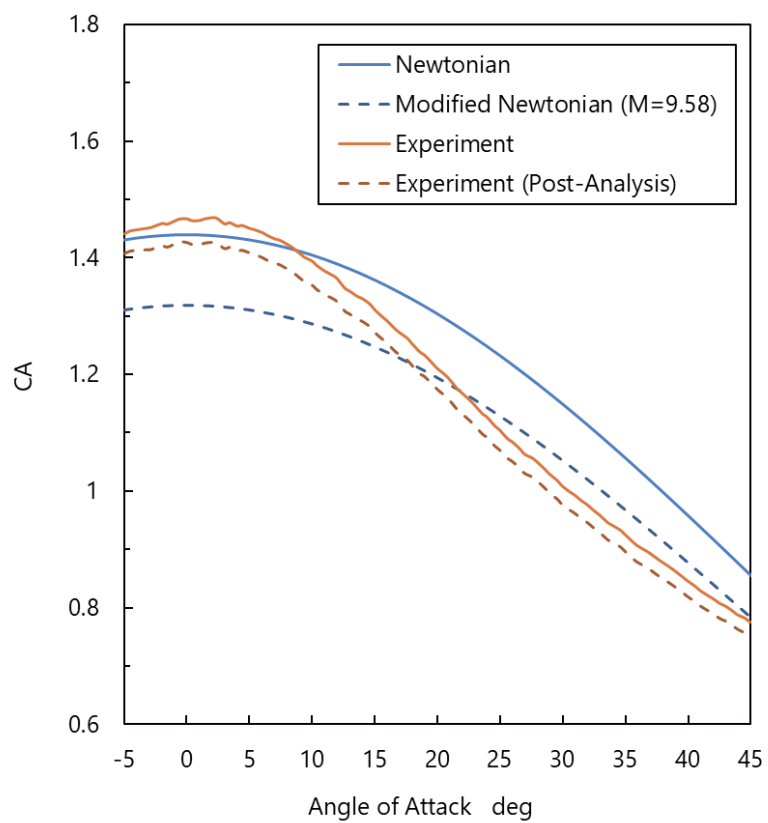


図 3.3 CA の比較

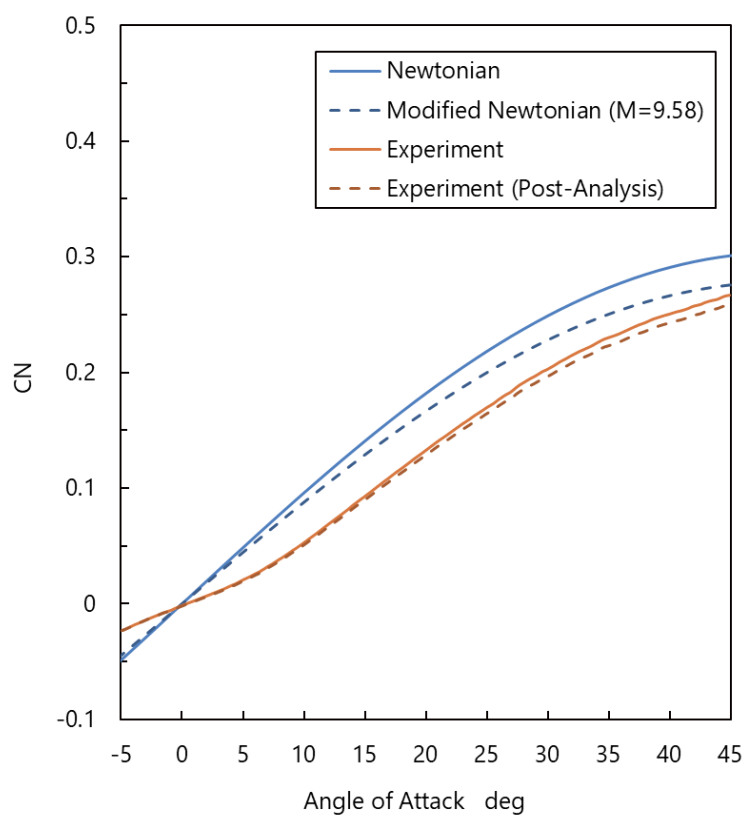


図 3.4 CN の比較

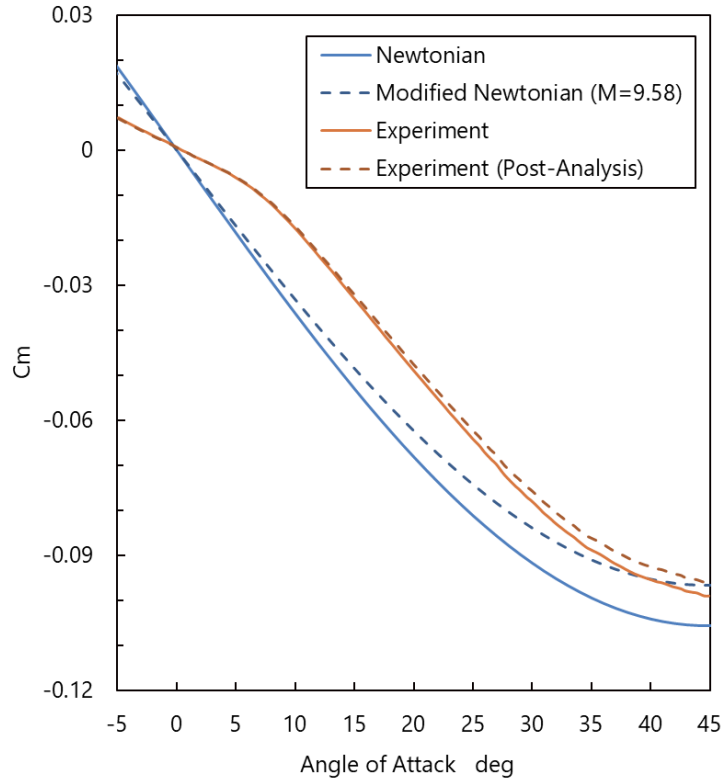


図 3.5 C_m の比較

CA の低迎角では試験結果はニュートニアンと良い一致を示した．迎角が増え 18 度付近で修正ニュートニアンとほぼ一致し，それ以上の迎角ではさらに修正ニュートニアンよりも小さい値を示した．ニュートニアンとの誤差は最大でも 0.1 程度で率にすると約 7% である．CN でも試験結果がニュートニアンより小さい値となっている．迎角 0 度からニュートニアンと試験結果の差が広がり，10 度からはほぼ 0.05 の差を保って推移している． C_m は CN と同じような挙動を示している．ニュートニアンより試験結果の方が大きい（絶対値としては小さい）が，迎角およそ 10 度から 0.02 程の差である．

これらの結果から，ニュートニアンは試験結果と一定程度の誤差が常に存在するものの，計算コストの軽さを鑑みても空力係数の推算には妥当な範囲であると考えられる．よって本研究の最適化では空力係数の計算にニュートニアンを用いることにする．

3.4. ニュートニアンによる初期検討

ニュートニアンはその計算の性質上，機体の前面(流れが当たっている面)のみ計算を行うため，背面(流れが当たらない面)の形状は全く関係がない．そこで本初期検討では，流れが当たると考えられる鈍頭半径 R_n ，半頂角 θ_c ，肩部半径 R_s の 3 つのパラメータを可変とし，残りを固定した．これらのパラメータの割り振り範囲を表 2.1 に示す．迎角の範囲は $-90 \sim 90$ 度とした．

表 3.3 初期検討でのパラメータ割り振り

	範囲	刻み幅
Rn m	10 ~ 100 (0.05Dref ~ 0.5Dref)	10
θ_c deg	20 ~ 80	10
Rs m	10 ~ 50 (0.05Dref ~ 0.25Dref)	10
θ_r deg	60	Fixed
Dref m	200	Fixed
Dbtm m	60	Fixed

Rn を変化させると、基本性能に関しては迎角約-60~60 度の範囲で変化が見られた。Rn が徐々に増加すると CD, CL もともに増加するが、CL の増加量が CD の増加量よりも大きいため L/D は増加する傾向が見られる。また、迎角に対する変化は二次曲線的な挙動から直線的な挙動に変わっている。トリム性能に関しては、Cm は徐々に減少し、その影響で $Cm\alpha$ も減少している。

θ_c を変化させた場合は基本性能とトリム性能の双方に大きな変化が見られ、特に L/D は激しく変化することがわかった。 θ_c を増加させていくと CD, CL のグラフの山と谷が変形し始め最後には反転している。この影響で L/D も山と谷が逆転する変化をたどったが、最終的には凹凸も減り比較的良い性能に落ち着いたと言える。Cm もまた大きく変化し、 θ_c が小さいときは重心位置によっては $Cm\alpha$ が正でトリムを取れない場合も見受けられたが、 θ_c が大きくなるに従って同じような挙動に落ち着いている。

Rs を変化させた場合は Rn の場合と反対の傾向を示した。迎角に対する変化は-90~90 度と全域に渡り、Rs が増加するにつれ CD, CL とともに減少した。しかし Rn の場合と違い、CL の減少量が CD の減少量よりも大きく L/D も減少している。トリム角がかなり小さくなってしまふ反面、迎角に対する L/D の変化がなだらかになり安定性につながることが考えられる。トリム性能に関しては Rn の場合と挙動はおおむね等しく、Cm は徐々に減少し $Cm\alpha$ も減少している。しかしながら重心位置による違いは顕著で、重心が前方にある場合は Rs の増加に伴い $Cm\alpha$ が正になりトリム安定を取れない。

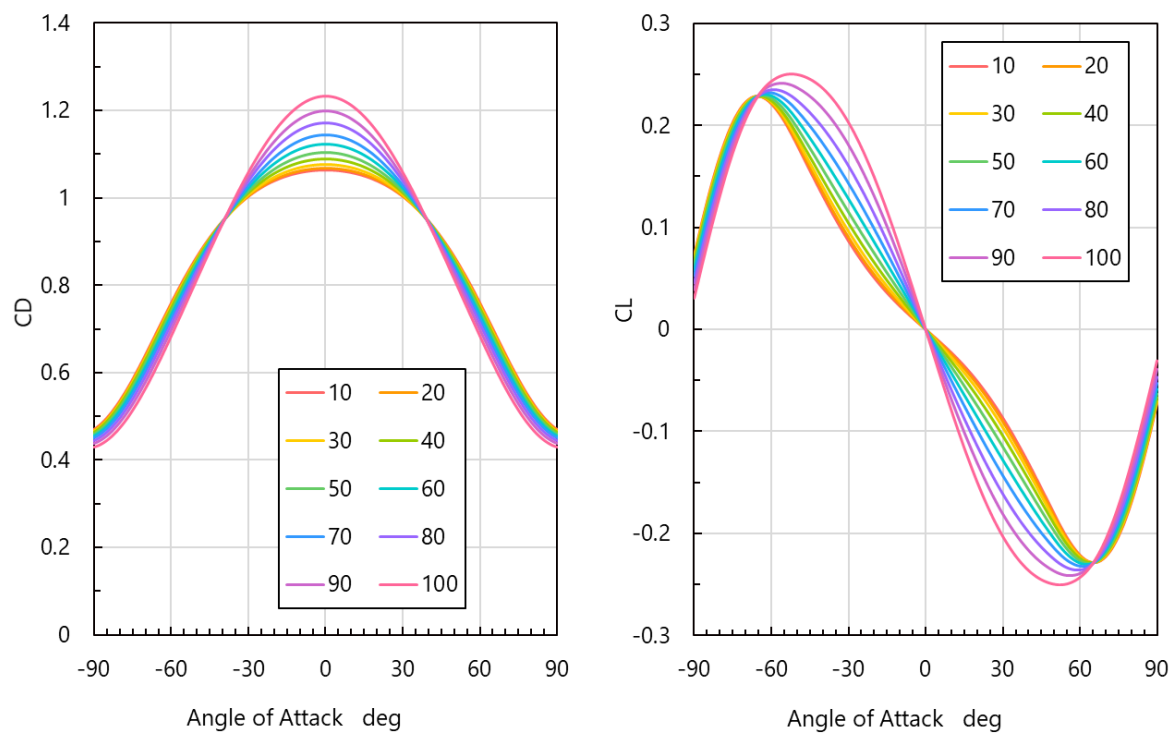


図 3.6 Rn を変化した場合の抗力係数と揚力係数

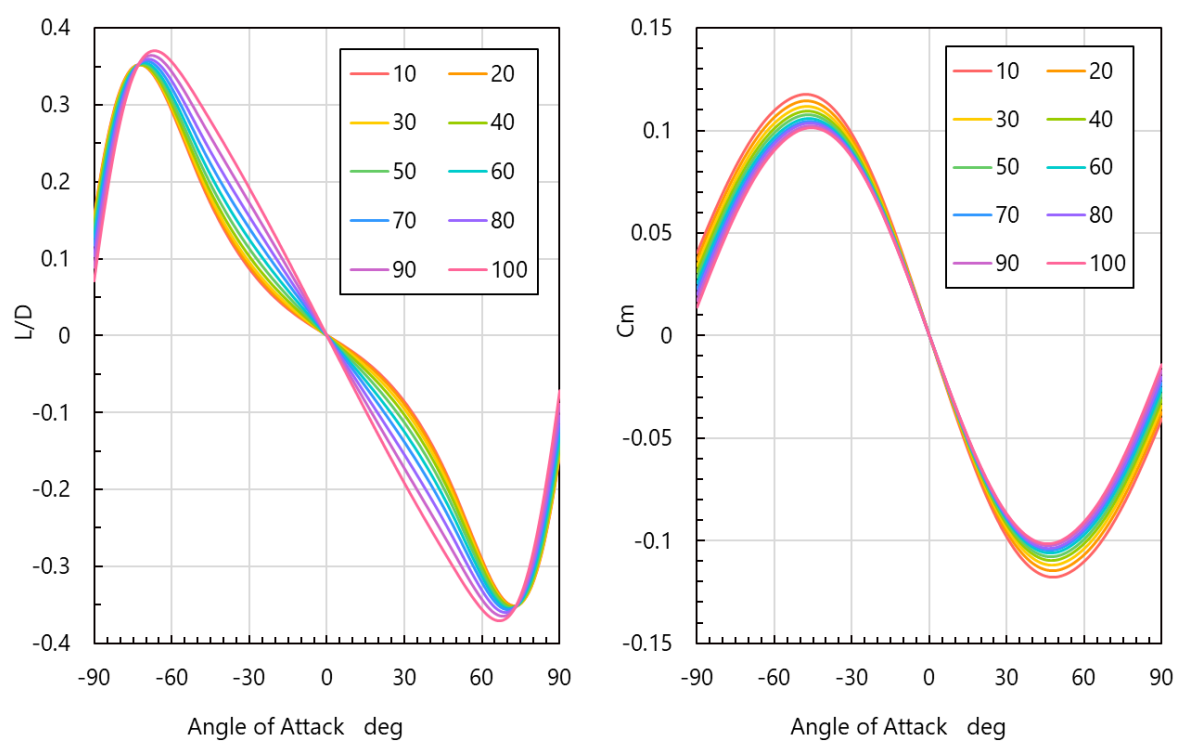


図 3.7 Rn を変化した場合の揚抗比とピッチングモーメント係数

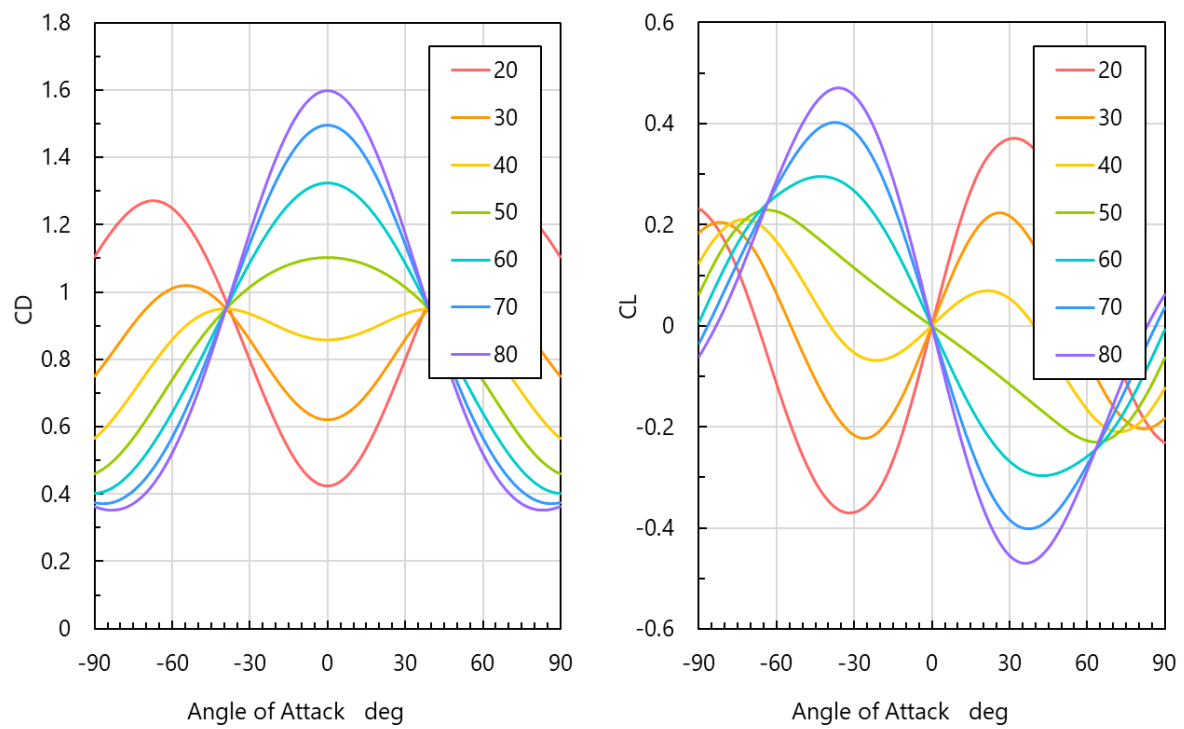


図 3.8 θ_c を変化させた場合の抗力係数と揚力係数

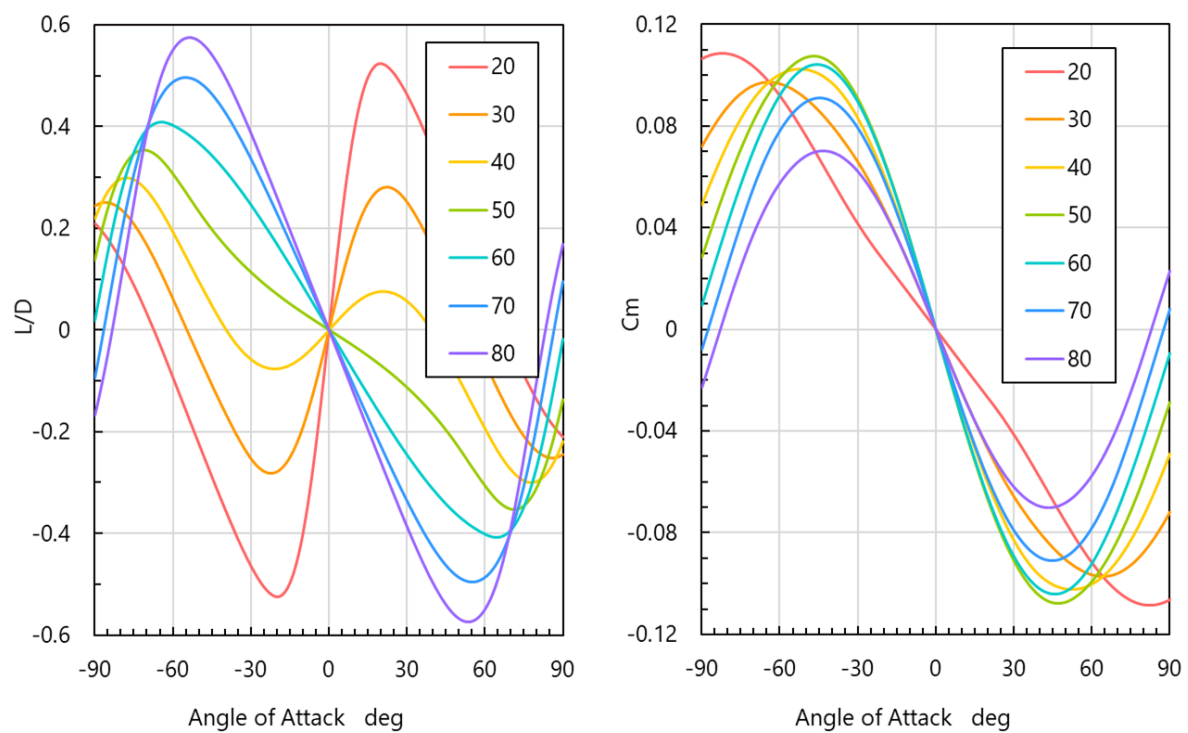


図 3.9 θ_c を変化させた場合の揚抗比とピッチングモーメント係数

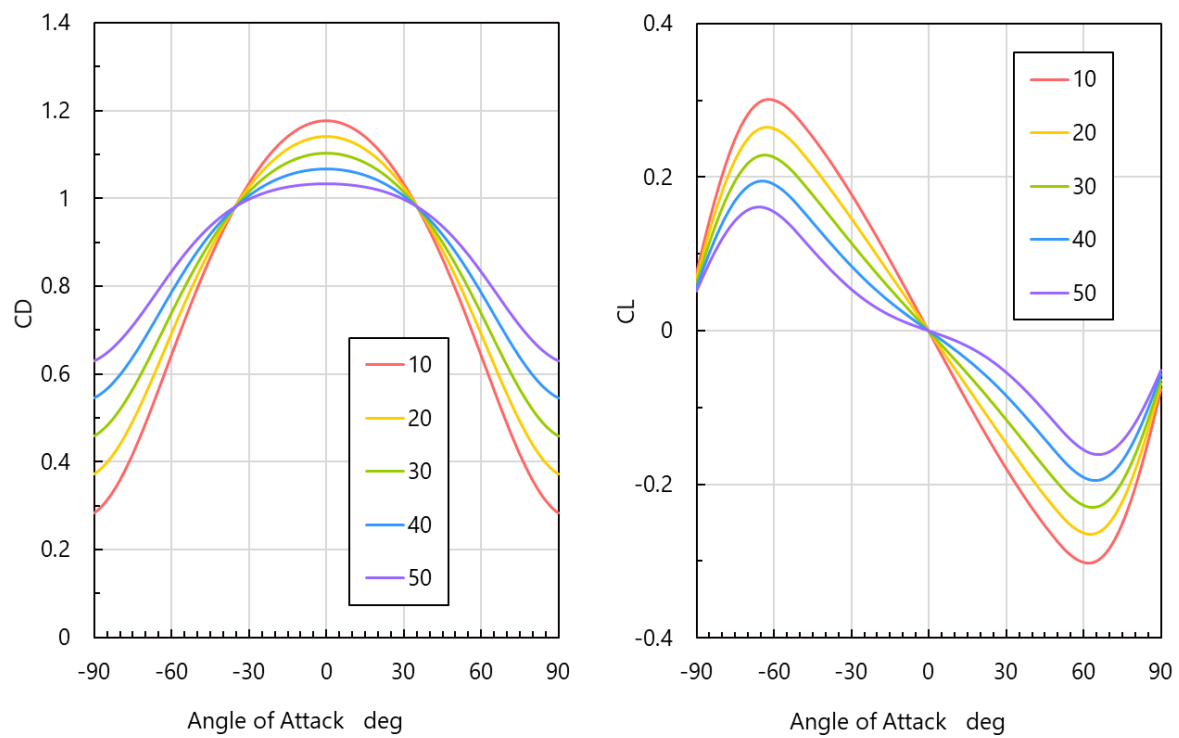


図 3.10 Rs を変化させた場合の抗力係数と揚力係数

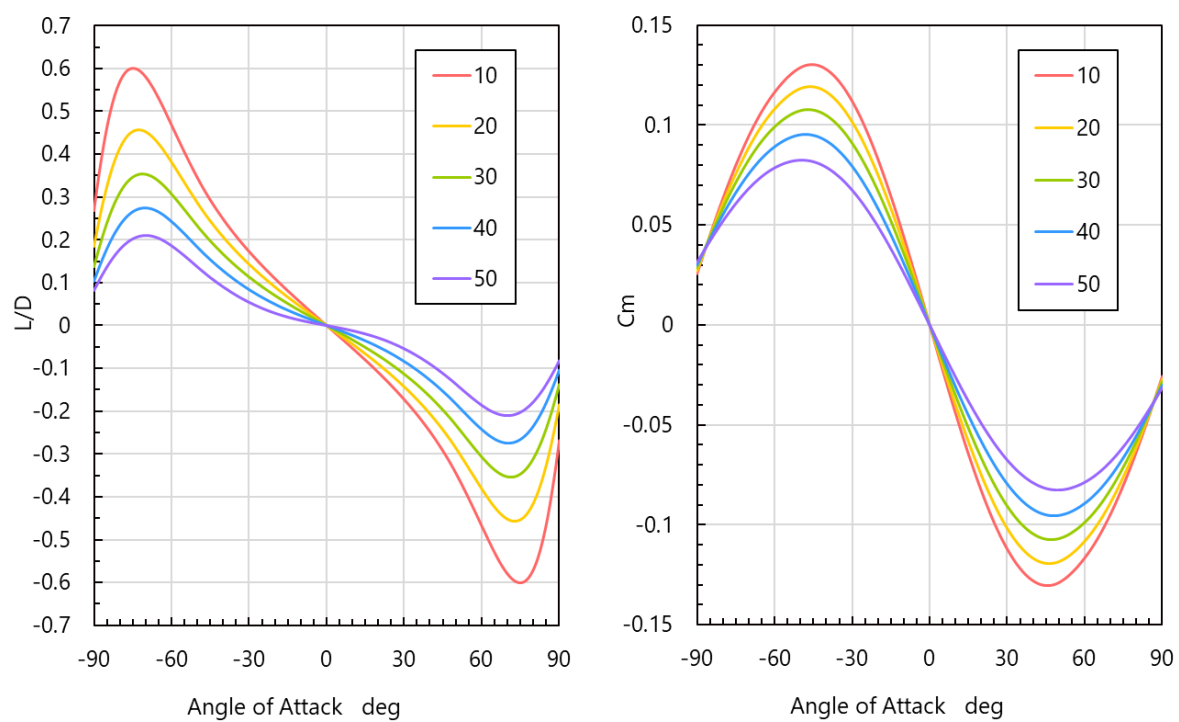


図 3.11 Rs を変化させた場合の揚抗比とピッチングモーメント係数

以上の計算より、 θ_c の変化が空力性能に最も大きな影響を与えることがわかった。トリム安定を取るためには、迎角が増加して機体が上向きに動いたときにピッチングモーメントが下向きにはたらく、迎角が減少して機体が下向きに動いたときにピッチングモーメントが上向きにはたらく必要がある。そのための必要条件は $C_{m\alpha}$ が負であることである。本計算で $C_{m\alpha}$ が負となる迎角の区間は図 2.8 よりおおよそ $-45 \sim -45$ 度となっている。この区間で L/D が 0.2 を取りうる半頂角 θ_c の値は 50 度以上であることがわかる。ただし、 $\theta_c=50$ では $L/D=0.2$ のとき迎角 -45 度で $C_{m\alpha}$ がほぼ 0 のため、トリム安定を取ることは難しいと考えられる。最適化では以上の事柄を考慮し、パラメータの割り振りから開始した。

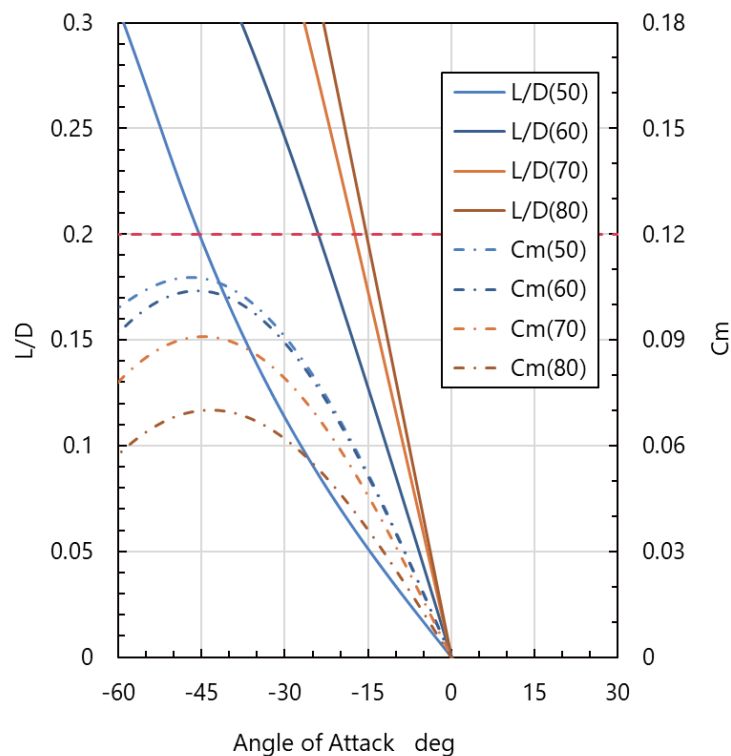


図 3.12 $\theta_c=50 \sim 80$ の場合のトリム検討

4. 最適化概要

先述のとおり、火星エアロキャプチャでは一度大気圏に突入し極超音速で飛行するため、エアロシェルは大きな空力加熱を受け前面は超高温になる。したがって、空力加熱からペイロードを守る耐熱機構の搭載は不可欠である。大気突入時のような大きな空力加熱を受ける宇宙機に搭載する耐熱材料としてはアブレータと呼ばれるものが一般的で、自身が熱分解してガスを噴出することで内部への熱の流入を抑制するのが大きな特徴である。アブレータは Hayabusa カプセルで成功を収め Hayabusa 2 カプセルにも搭載されている実績のある耐熱材料である。よって、本研究でもアブレータを採用することにする。

この章では、図 2.4 で示したようなスフィアコーン形状のエアロシェルの寸法パラメータの組み合わせを最適化により求めるための概要を説明する。

4.1. 相関図

最適化を始める前に、エアロシェルの形状変化がペイロードや空力安定性にどのような影響を与えるかを相関図にまとめた。設計パラメータであるエアロシェルの形状パラメータ同士の相互作用を予測し把握することは重要である。同時に評価関数を作成する際にも役立つ。

ここでは容積一定の場合を考える。半頂角を大きくすると、一般に加熱率は小さくなり耐熱材重量が減少するためペイロードは増加する方向となる。また、前方が平たくなり容積を確保するため直径を大きくするか後退角を小さくして後方に伸ばすかのどちらかが考えられる。どちらの場合も表面積が大きくなり構造および耐熱材重量が増加してペイロードは減少する方向にはたらく。直径を大きくした場合では重心の位置はそれほど変わらないが、後退角を小さくした場合では重心が後方に移動し安定性が下がる。さらに直径が大きい場合は弾道係数が小さくなり加熱率の減少が見込まれる。一方で半頂角を小さくすると、一般に加熱率は大きくなり耐熱材重量が増加しペイロードが減少する。前方に伸びることで容積を確保できるため直径が小さくなるか後退角が大きくなり後方が平たい形状になることが予想される。直径が小さくなることで表面積が小さくなりペイロードの増加が期待できるが、後退角が大きくなる効果は半頂角が小さくなった効果と相殺する可能性もある。また、この場合重心は前方に移動し安定性は向上する。

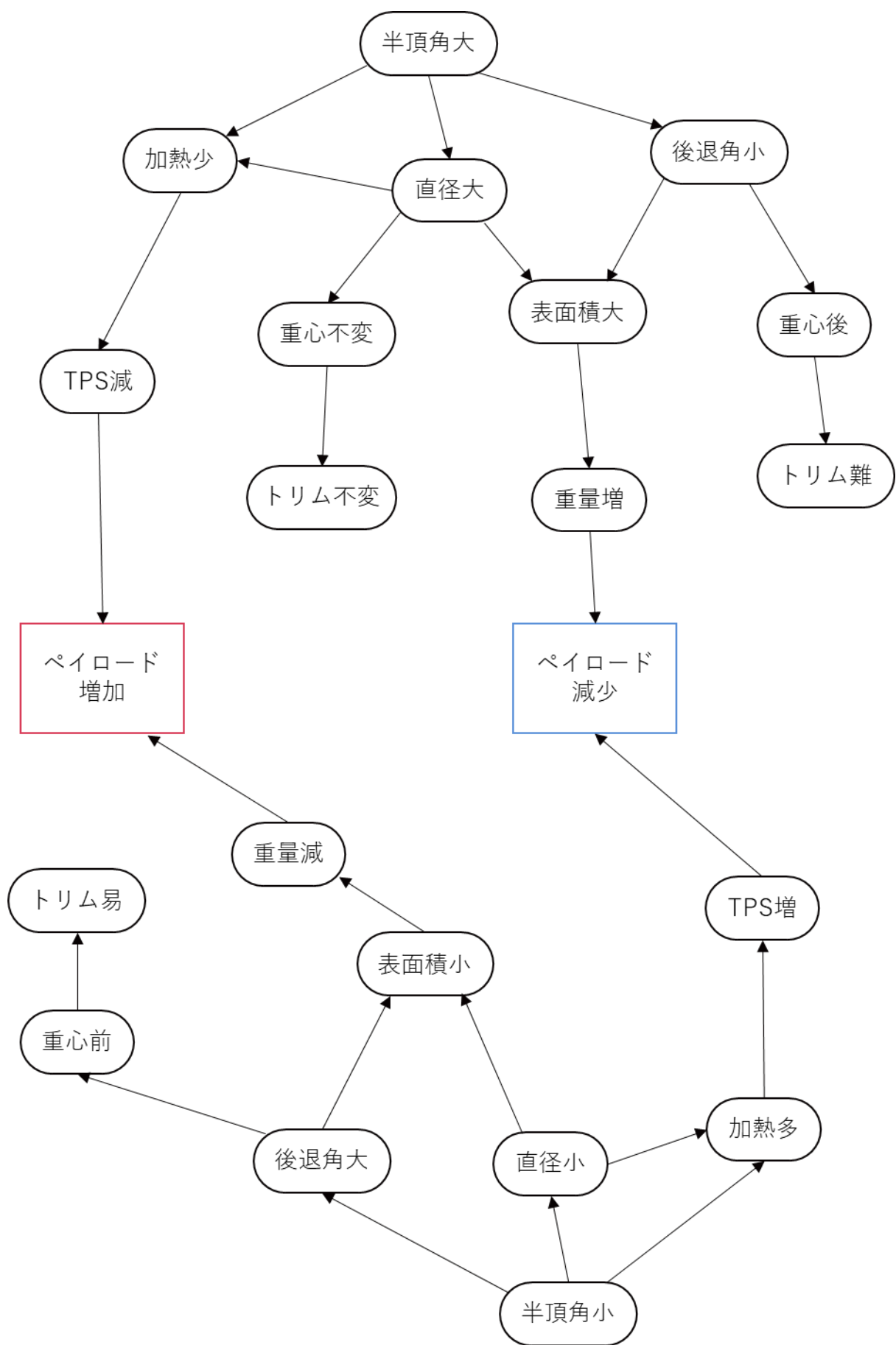


図 4.1 容積一定の場合の相関図

4.2. 最適化手法

最適化の手法には様々な方法が存在するが、その中でも本研究では GA を採用した。GA とは Genetic Algorithm の略で遺伝的アルゴリズムと訳される。生物の遺伝機構と自然淘汰を模した最適化手法で、近年は機械設計など工学の分野で使用されている方法である。

GA を選んだ理由としては主に 2 つある。まず第 1 に、本研究が互いにトレードオフの関係にある評価関数を含む複数の評価関数を持つ多目的最適化問題であるということである。単目的で解空間が比較的明確ならば勾配法などがより効率的に解を探索できると考えられるが、本研究は多目的でしかも評価関数が複雑ゆえに解空間が不明瞭である。加えて評価関数の中には互いにトレードオフとなっているものも含まれているため、そのような関係にある関数を評価できる方法を選ぶことが必要となる。第 2 に、GA では集合による探索を行うことができるため、解の候補を一度に求めることができる点である。1 つのエアロシェルを用意してそれを発展させていく方法では最終的に最適解が求まるが、それは候補の一つが求まったにすぎない。他の候補を求めるにはまた最初から計算を行う必要がある。一方 GA では最初から複数（通常は～数十程度）の個体を用意しその集合ごと更新していく方法のため、適切に収束すれば解の候補が一度に求まることになる。これは本研究の目的・方針に照らしても非常に有効な点である。以上の理由で GA を用いることとした。実際の最適化における GA の扱いについては第 5 章で詳細に述べる。

4.3. パラメータ割り振り

前章で行った初期検討の結果をもとに、エアロシェルの寸法パラメータの範囲を表 3.1 のように決定した。それゆえ θ_c は予め 50 以上に絞っている。最適化でも空力係数の計算にニュートニアンを用いているため、空力係数の観点からはエアロシェルの前面の寸法パラメータのみを動かせばよい。しかし、エアロシェルの周りにアブレータを貼り付けるため、重量や重心位置の観点からは背面の形状も重要になってくる。したがって全てのパラメータを可変にし、なるべく広く範囲を取るようにした。最適化手法の都合上、範囲が微妙な値になっているものもあるが、その理由は 4.2 節で述べる。

表 4.1 最適化でのパラメータ割り振り

パラメータ	範囲	刻み幅
Rn m	0.09Dref ~ 0.40Dref	0.01Dref
θ_c deg	50 ~ 81	1
Rs m	0.04Dref ~ 0.102Dref	0.002Dref
θ_r deg	39 ~ 70	1
Dref m	1.50 ~ 3.05	0.05
Dbtm m	0.33Dref ~ 0.64Dref	0.01Dref

4.4. 拘束条件

エアロシエルにはポストエアロキャプチャ ΔV に関する制約があることは第2章で述べた。他にもこのミッションのエアロシエルに対する制約が存在し、最適化計算において拘束条件として影響するため、ここでまとめておく。

まず、総重量に関する制約がある。エアロシエルを含む輸送機は次期基幹ロケットであるH3ロケットでの打ち上げが検討されており、火星圏まで輸送できる重量は約3.5 tと推定されている。その後エアロシエルを輸送機から分離してエアロキャプチャに移行することになるため、エアロシエルとして可能な重量は約1.0 tと考えられている。最適化では耐熱材、構造、ペイロードなどを含めたエアロシエルの全重量を1.0 tと固定して計算を進める。

次にエアロシエルの容積を固定した。表3.1に示した範囲で重量比率明らかに不適切なものを除いたとき、エアロシエルの容積が3.0 m³付近となることが多かった。そのためエアロシエルの容積を3.0 m³とした。この値は計算を始める際に適宜設定することができる。

厚みについても拘束を設ける必要がある。3.5.3節でも述べるが、アブレータと外板の間にはインシュレータと呼ばれる部材があり、その厚みによって耐熱性能が変化する。ここでは計算コストを考慮し、インシュレータおよび外板の厚みは10 mmで固定とした。

以上の条件のもとで、エアロシエルの重量を最小化しかつ空力安定を重視した場合の最適化を行いその例を示す。

4.5. 評価項目・評価関数

上でも述べた通り、本研究ではエアロシエルの重量を最小化と空力安定を特に重視している。そこで次のような評価項目を設けた。まずペイロード比は大きいほど良く、重心位置は前方にあるほど良い。次に様々な状況下でのL/Dの変化を評価項目として入れた。飛行中の擾乱等で重心が移動した場合の評価は重要と考えられるため、重心が半径方向に+2%、-2%移動した際のL/D変化および重心が機軸方向に+10%、-10%移動した際のL/D変化を含めた。さらに耐熱材の損耗による形状変化を考慮し、肩部損耗時のL/D変化を加えて合計7項目とした。

評価関数の定義を次に示す。ここで示す評価関数は第4章で説明するパレート解を求める際に用いる関数である。パレート解を決定する作業では評価関数値をできるだけ小さくしながら優劣をつけていくため、性能が良いほど値が低くなるように評価関数を設定しなければならない。

ペイロード比の最大化はエアロシエル本体の重量比の最小化と同義であるから、

$$f_1 = 1 - \frac{M_{PL}}{M_{total}}$$

で定義できる。

カプセル形状の場合空力中心は機体より後方にあることが多い。空力中心では頭上げモーメントがはたらいており重心では頭下げモーメントがはたらいているため、重心が空力中心より前方にあるほど安定性は増す。エアロシェルを定義する座標系は鈍頭部の頂点を原点にしているため重心が前方にあるということは、

$$f_2 = \frac{x_{cg}}{H_{ref}}$$

が小さければよい。

重心位置が変化すると L/D 曲線は変化しないが、ピッチングモーメントが変化しトリム位置が移動する。その影響で結果的に L/D が変化する。L/D の変化量は重心の移動方向によって符号が異なることがあるため絶対値をつけて次で定義する。

- 重心が半径方向に+2%移動時

$$f_3 = \frac{|L/D_{+2\%} - L/D_{trim}|}{L/D_{trim}}$$

- 重心が半径方向に-2%移動時

$$f_4 = \frac{|L/D_{-2\%} - L/D_{trim}|}{L/D_{trim}}$$

- 重心が機軸方向に+10%移動時

$$f_5 = \frac{|L/D_{+10\%} - L/D_{trim}|}{L/D_{trim}}$$

- 重心が機軸方向に-10%移動時

$$f_6 = \frac{|L/D_{-10\%} - L/D_{trim}|}{L/D_{trim}}$$

アブレータが損耗するとエアロシェル自体の形状が変わり、全ての空力性能が変化する。肩部の曲率 R_s は一般に鈍頭半径 R_n よりも小さく、アブレータの損耗が激しい部分であると言われている。ここでは簡単のため肩部のみが損耗したと仮定した。その場合は代表直径 D_{ref} が小さくなる一方 R_s は大きくなり、他のパラメータは変化しない。評価方法は上と同様で、

$$f_7 = \frac{|L/D_{Rsn} - L/D_{trim}|}{L/D_{trim}}$$

で定義する。

4.6. 評価方法

本最適化では大きく 3 つの計算を行い、各エアロシエルを評価する。まずニュートニアンで $L/D=0.2$ となる状態をトリム状態とし、そのときの迎角、 CD を取得する。次にそれらの値を用いて軌道解析を行う。軌道解析でエアロキャプチャ可能な軌道を探索し、その軌道に沿った（火星表面からの）高度や空力加熱率などの時間履歴を取得する。さらに次にそれらの値を用いてアブレータ解析を行う。アブレータの損耗量や裏面温度の値から厚みを推定する。最後に各エアロシエルの重量比率や空力性能を評価し GA の計算に入る。ここでは、一連の流れを説明する。

4.6.1 ニュートニアン

2.3 節でピッチングモーメント係数の迎角による変化を見た際、 $Cm\alpha$ が負になる区間は $-45\sim 45$ 度であった。さらに L/D の変化を見ると迎角が正の範囲では L/D は負になる。よって半頂角 θ_c の値を 50 度以上に限定すれば、 $-45\sim 0$ 度の範囲を探索することで $L/D=0.2$ となる状態を見つけることができる。そのときの迎角および CD を保存しておく。

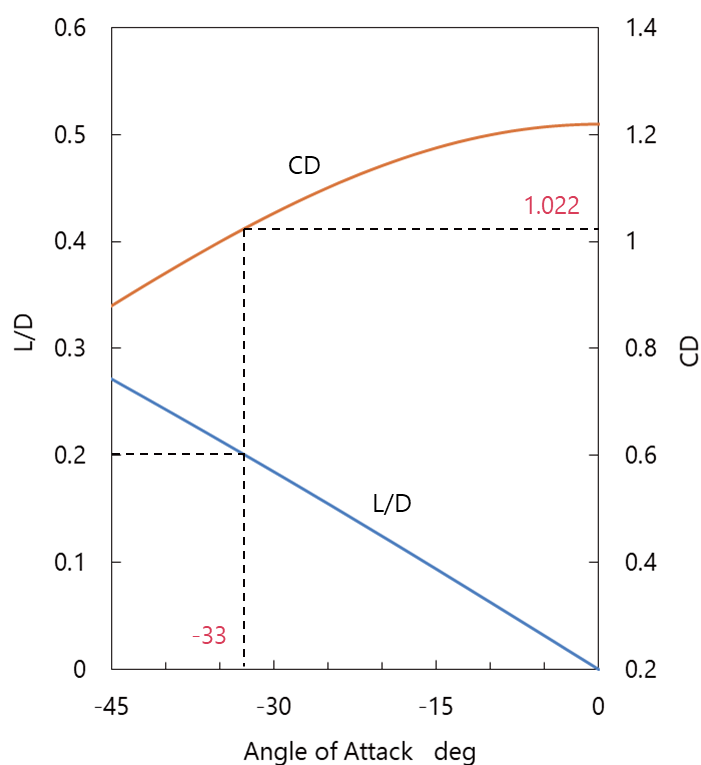


図 4.2 トリム状態の算出

4.6.2 軌道解析

軌道解析は弾道係数や飛行経路角を変化させてエアロキャプチャ可能な軌道を探索するものである。弾道係数は抗力係数と代表面積の積で質量を除いた値で定義される。大気突入を考えると、弾道係数が小さい機体はより高高度で原則で弾道係数の大きい機体は高度が下がらないと減速できない。このことから弾道係数は空力加熱率とも相関があり、低弾道係数では加熱率が低く高弾道係数では加熱率が高くなる。

最適化の計算においては、弾道係数は各エアロシエルに固有の数のため固定し、飛行経路角のみを変化させて軌道の探索を行う。飛行経路角は 0.01 度ずつ変化させている。探索を行うと結果としてポストエアロキャプチャ ΔV や最大加熱率が得られ、1つのエアロシエルに対してある飛行経路角の範囲でエアロキャプチャ可能な軌道が複数得られる。本計算では計算コストを削減するため、最も ΔV の値が小さい軌道をエアロキャプチャの軌道として選択することにした。したがって最適化計算では軌道に関する最適化は行っていない。

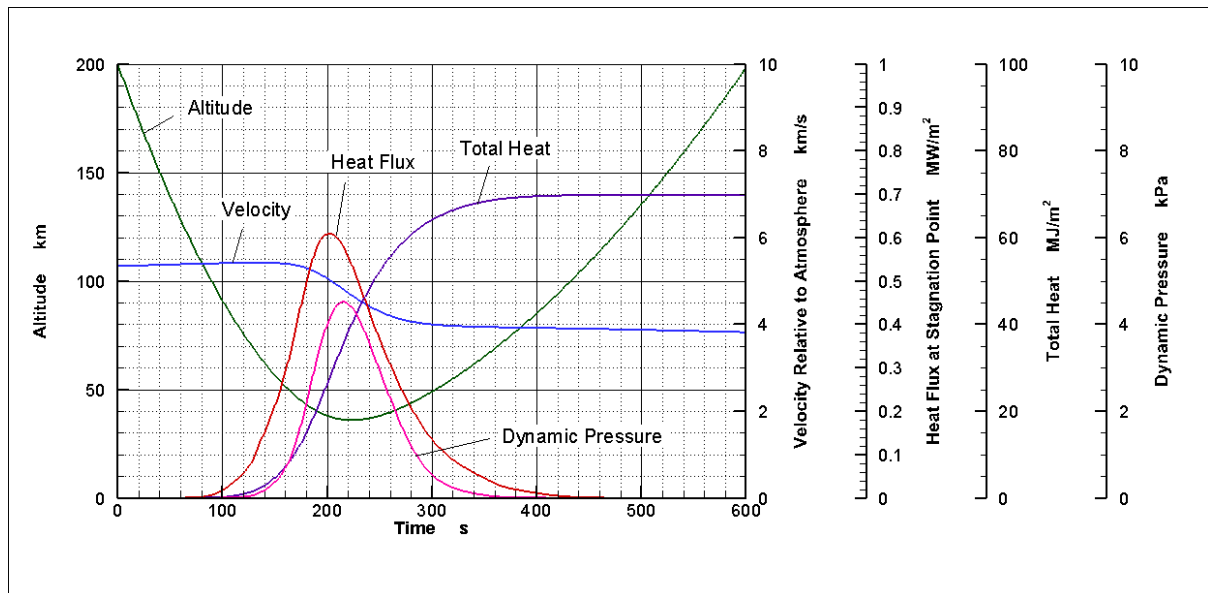


図 4.3 軌道解析例

軌道の例を図 3.1 に示す。高度と加熱率および動圧の時間履歴は次に行うアブレータ解析で用いるため、各エアロシエルについて保存しておく。

4.6.3 アブレータ解析

エアロシエルに搭載する耐熱材は外側から図 3.3 のようなアブレータ、インシュレータの 2 層構造となっている。その内側はアルミの機体外板である。この 2 層の厚み方向の 1 次元非定常熱伝導方程式を解くことによって、必要なアブレータの厚みを求めた。3.3 節で述べた通

り，計算コスト削減のためにインシュレータの厚みを 10 mm で固定したため，変化するのはアブレータの厚みのみである．したがって耐熱材の厚みに関する最適化は行っていない．接着剤の耐熱温度を考慮し，インシュレータの最も内側の面で温度が 120 度以下となるような厚みをアブレータの厚みとした．また，材料はポリイミド，計算時間は大気圏を離脱したと見なせる高度 125 km 通過後から 3 分後としている．これはエアロシエルを切り離す時間を想定している．さらに，得られた空力加熱率に安全率 1.5 を乗じている．

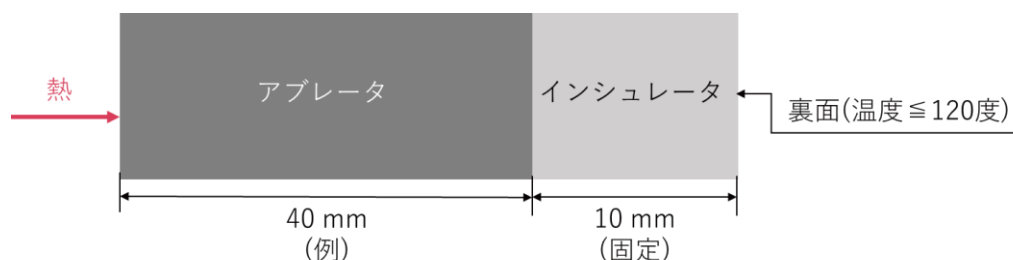


図 4.4 アブレータ模式図

しかしながら，アブレータ計算は予めアブレータの厚みを指定しその厚みで裏面温度が何度になるかを計算するものであるため，温度の条件から厚みを直接求めることはできない．ある温度の条件を満たす厚みを求めるには厚みを変えて反復計算を行うしかないが，これは非常に時間が掛かる方法であり現実的ではない．また，これまでに計算コスト削減を図ってきたことが水の泡になるため別の方法を考える必要がある．そこで本計算では，事前にいくつかの軌道に関して様々な厚みでの裏面温度のデータを取得した．実際の最適化計算では厚みを仮置きしておき，出てきた裏面温度と事前に取得したデータを比較して内挿し，120 度以下となるような厚みを求めるという方法を採用した．

軌道解析で得られた高度のデータにアブレータ解析の結果を重ねて示したものが図 3.4 である．高度 125 km で大気圏を離脱して 3 分後にエアロシエルを分離するまで，インシュレータ裏面の温度は単調に増加していることがわかる．したがって裏面温度はエアロシエル分離直前に最高となり，その温度を 120 度以下とすればよい．

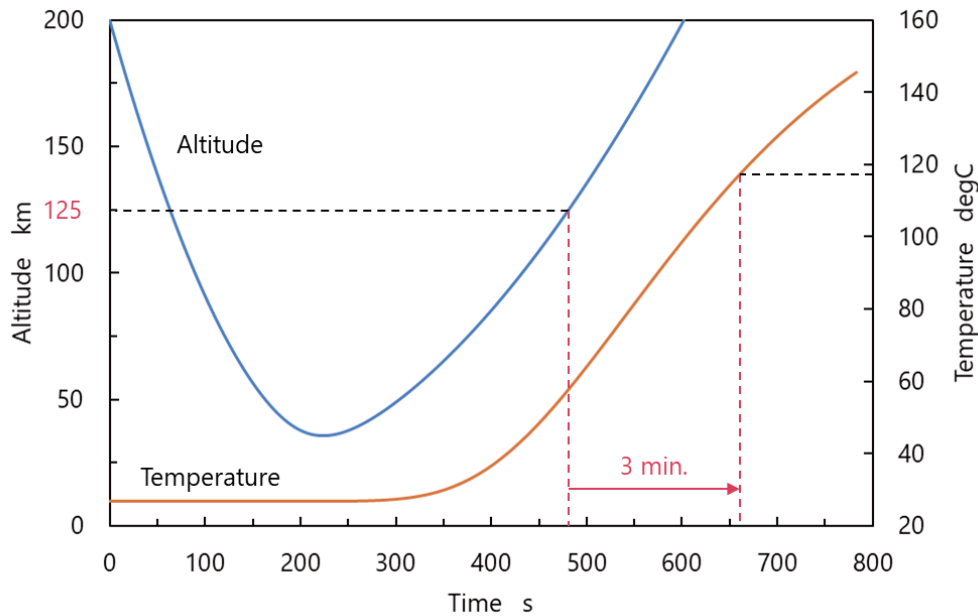


図 4.5 エアロシェル分離までの高度・裏面温度履歴

軌道解析を行い、行った回数分の軌道データを取得する。次にそれぞれの軌道に沿ってアブレータ解析を行う。ここではインシュレータの厚みを 10 mm に固定し、アブレータの厚みは 40 ~ 80 mm まで 10 mm 間隔でそれぞれ裏面温度を計算した。それをプロットした結果を図 3.5 に示す。この結果からアブレータの厚みと裏面温度の関係は累乗関数の関係に近いことがわかり、累乗関数で近似した。

まず加熱の厳しい前面側を計算する。実際の最適化計算においてはエアロシェルごとに軌道が異なるため、どのような軌道に対しても内挿して厚みを求められるようにしなければならない。厚みは 40 mm で仮置きして計算しているため 40 mm の結果は既に取得している。必要となるのは指数の部分であるが、これは各軌道によって異なる。そこで、それぞれの軌道における指数の部分の数がそれぞれの裏面温度と相関があるのではないかと考え、両者の関係をプロットした。その結果、線形の関係となることがわかり直線による近似を行った。これにより裏面温度から指数を予測できるようになった。この近似はかなり局所的であるが、軌道の違いによる裏面温度の変動は大きくないと考えており、全ての軌道に対してこの近似式を使うことができると考えている。

これで前面側の厚みを求めることができた。次に加熱を受けにくい背面側の計算を行う。ここでは背面側の加熱率を前面側の 1/10 と仮定した。加熱率が小さいため背面側の裏面温度は前面側よりも低いと考えられる。まずはこの裏面温度を予測する。厚さ 40 mm の場合の加熱率の違いによる裏面温度の違いの計算結果を図 3.7 に示す。背面ではこの温度を外挿することになる。次に指数を求める。加熱率が 1/10 になると厚さに対する裏面温度の変化は緩くなり、指数の値は大きくなっていく。加熱率と指数の関係をグラフにまとめると図 3.8 のようになり、比較的容易に指数の値を求めることができる。背面側の厚みはこの値を用いて、前面側と同様に算出する。

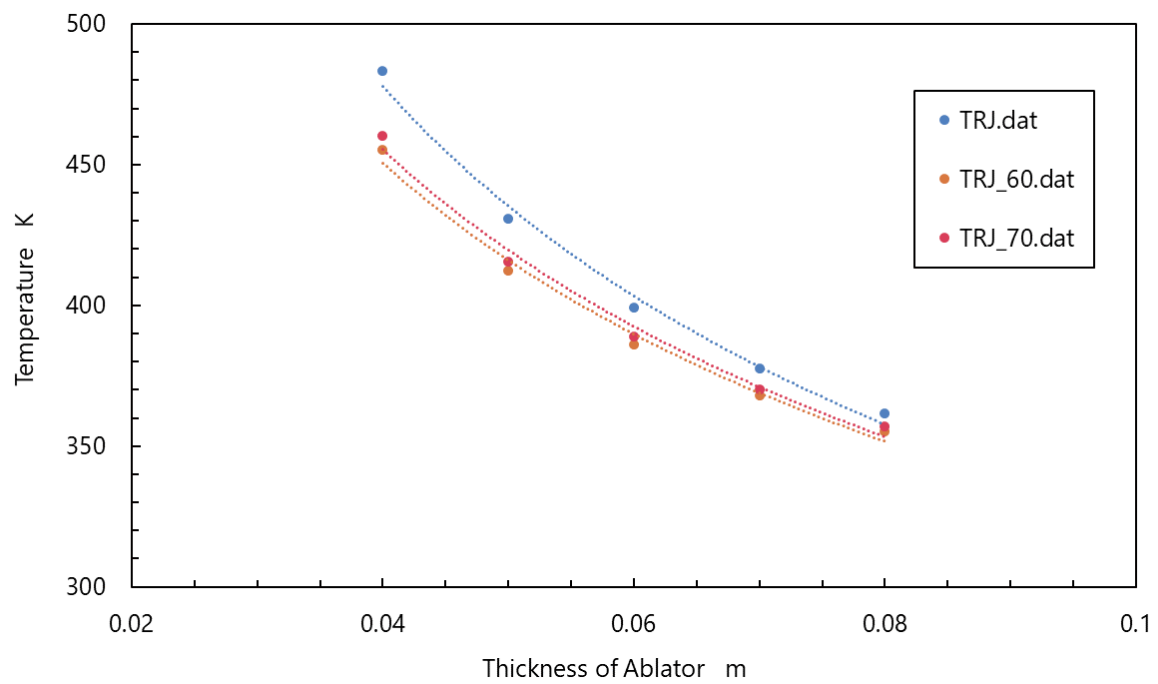


図 4.6 アブレータの厚みと裏面温度の関係（前面側）

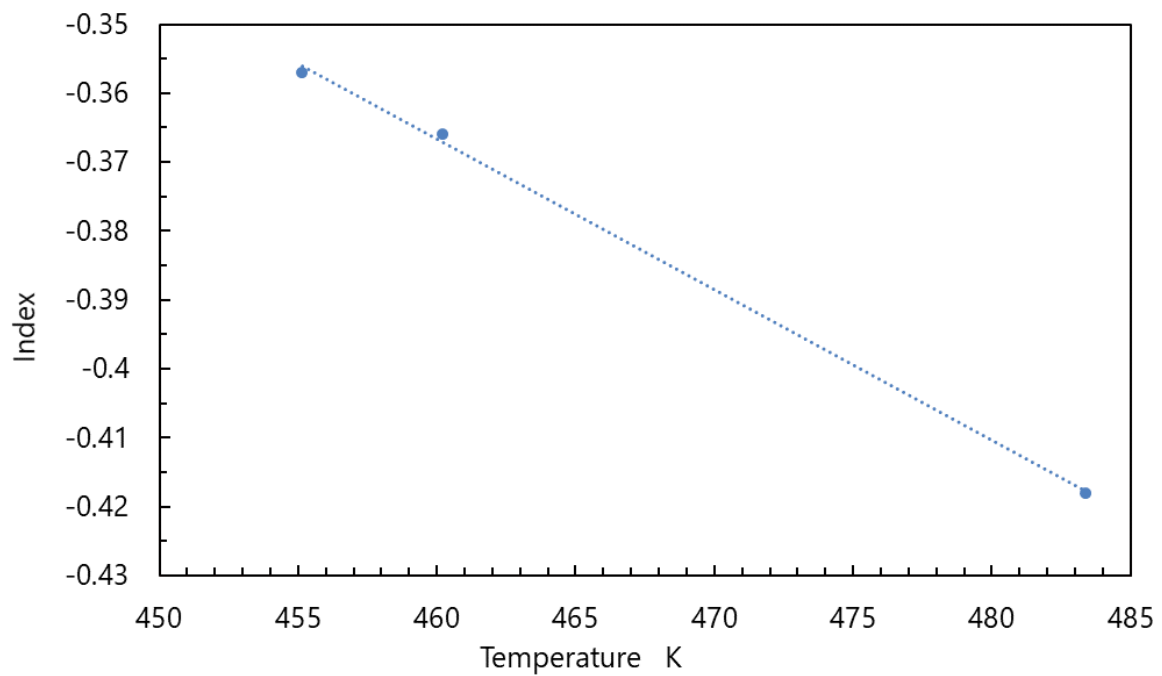


図 4.7 裏面温度と指数の関係（厚さ 40 mm）

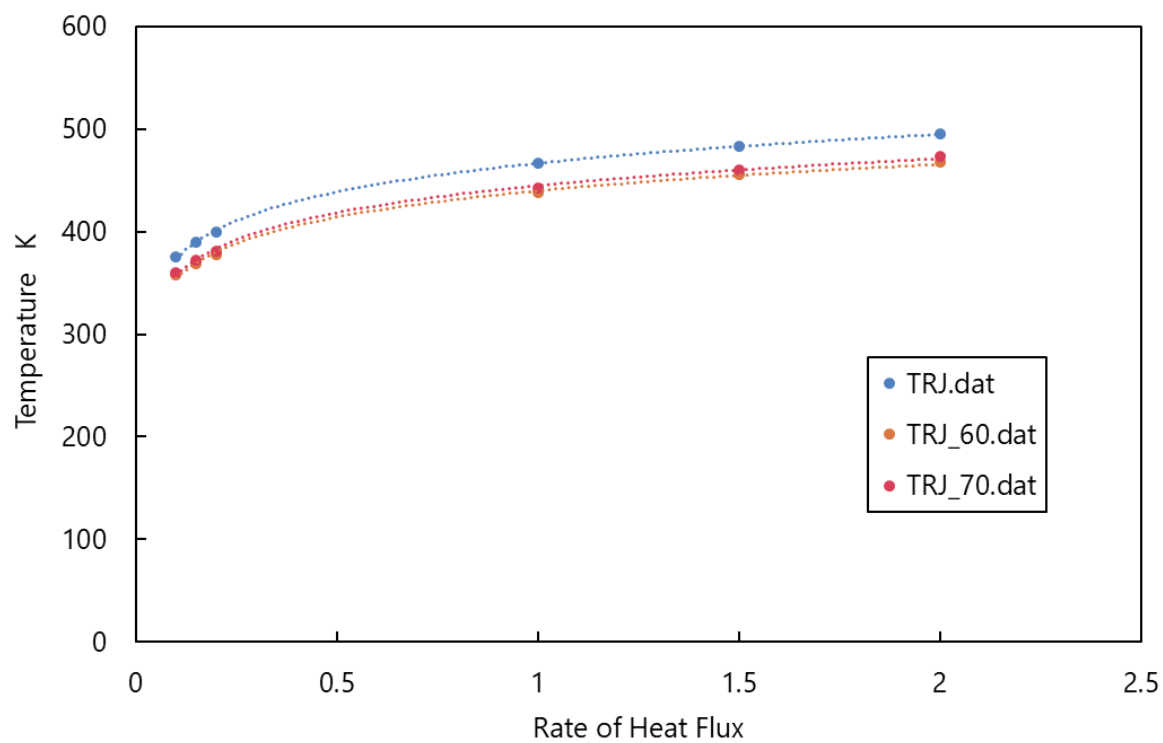


図 4.8 加熱率の安全率と裏面温度の関係

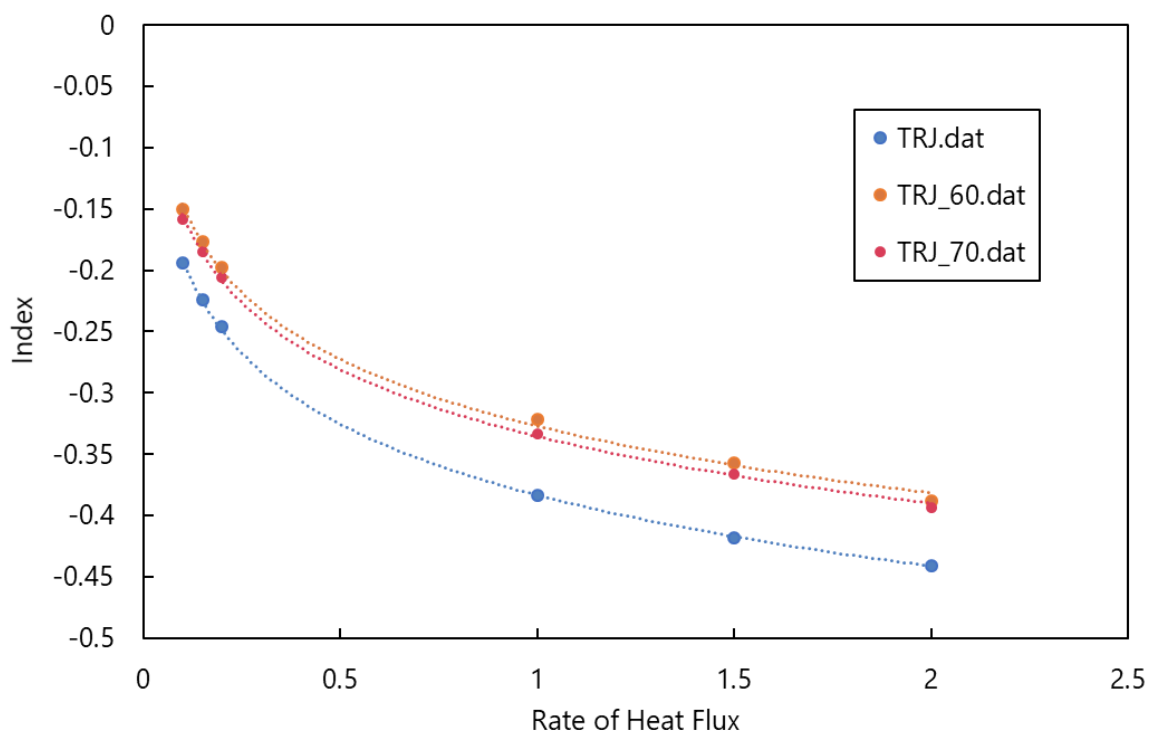


図 4.9 加熱率の安全率と指数の関係

以上よりまとめると、厚さ 40 mm で仮置きしてから内挿までは次のような手順となる。

- ① 厚さ 40 mm で軌道に沿ったアブレータ解析を行う。ここでは裏面温度 $Trev_{fore}$ が得られたとする。
- ② 前面側の計算。裏面温度と指数は線形の関係にあるので、近似式から指数を求める。指数を i_{fore} とすると厚さ 40 mm では、

$$i_{fore} = -0.0022Trev_{fore} + 0.6388$$

である。

- ③ 求めた指数を用いて厚みを内挿する。厚みと裏面温度は累乗関数の関係にあるので、求める厚み t_{fore} は、

$$\frac{120 + 273.15}{Trev_{fore}} = \left(\frac{t_{fore}}{0.04}\right)^{i_{rev}}$$
$$t_{fore} = 0.04 \cdot \left(\frac{393.15}{Trev_{fore}}\right)^{\frac{1}{i_{fore}}}$$

として求められる。

- ④ 背面側の裏面温度を加熱率 1/10 として推算。

$$Trev_{fore} - Trev_{aft} = 37 \ln\left(\frac{1.5}{0.15}\right)$$
$$Trev_{aft} = Trev_{fore} - 37 \ln 10$$

を得る。

- ⑤ 加熱率と指数の関係から指数が求まる。

$$i_{fore} - i_{aft} = -0.0084 \ln\left(\frac{1.5}{0.15}\right)$$
$$i_{aft} = i_{fore} + 0.0084 \ln 10$$

- ⑥ ④と⑤で求めた温度と指数を用いて、前面側と同様に厚みを算出する。

$$t_{aft} = 0.04 \cdot \left(\frac{393.15}{T_{rev_{aft}}} \right)^{\frac{1}{t_{aft}}}$$

4.6.4 重量評価

耐熱材の厚みが求まったので、エアロシエルの重量配分を計算することができる。重量の内訳は次のようになっている。

$$m_{total} = m_s + m_{ab} + m_p + m_{PL}$$

m_s と m_{ab} はそれぞれの厚みにエアロシエルの表面積を掛けたものとなる。 m_p はロケット方程式からポストエアロキャプチャ ΔV を用いて次で求められる。

$$\Delta V = g I_{sp} \ln \left(\frac{m_{total}}{m_{total} - m_p} \right)$$

これを変形すると、

$$\frac{m_p}{m_{total}} = 1 - \exp \left(- \frac{\Delta V}{g I_{sp}} \right)$$

最後にこれらを全重量 m_{total} から引いてペイロード重量 m_{PL} が計算できる。本計算では $I_{sp} = 400$ [s]と仮定した。

次に構造重心の位置を計算する。エアロシエルは軸対称形のため半径方向の重心位置は機軸上とし、機軸方向の重心位置をモーメントのつり合いより求める。ペイロード重心は構造重心と同一とした。

4.6.5 空力性能評価

重心移動による安定性の評価を次に行う。まず $L/D=0.2$ のときにトリム状態となるように、半径方向の重心オフセット距離をニュートニアンにより求める。重心を半径方向に移動させると C_m 曲線は上下に平行移動する。そのため異なる2つの重心位置でニュートニアンを行えば、結果から外挿してオフセット距離を求めることができる。重心をそれぞれ $0.0D_{ref}$, $0.1D_{ref}$ としてそのときのピッチングモーメント係数 $C_{m0.0}$, $C_{m0.1}$ が得られたとすると、

$$Z_{cg} = - \frac{0.1D_{ref} - 0.0D_{ref}}{C_{m0.1} - C_{m0.0}} C_{m0.0}$$

として求められる。その後オフセット状態での空力係数を取得し、 $C_m = 0$ や $C_m \alpha < 0$ を

確認する。 $Cm\alpha$ が0以上の場合は静安定が取れないためペナルティを課すことにする。ペナルティについては4.6節にて述べる。

重心位置が決まったので重心を動かして安定性を見る。3.4節にもあるように、重心移動は半径方向にそれぞれ直径 D_{ref} の+2%と-2%、機軸方向に全長 H_{ref} の+10%と-10%の4種類を考える。重心を変えて4回のニュートニアンを行い、迎角のズレや L/D の変化を計算し評価する。またオフセット時と同様に $Cm\alpha$ の値の確認も行う。

最後に損耗による安定性の評価を行う。エアロシェルの断面図を考えると、肩部の円はコーン部と背面部の2直線に接する円となっていることがわかる。この最適化では肩部のみがアブレータの損耗によって削られると仮定しているが、この場合エアロシェルの全長 H_{ref} が変わらないため2直線も移動しない。よって損耗後の肩部もこの2直線に接する円である。ただし代表直径 D_{ref} が損耗分だけ小さくなっているため、肩部半径 R_s は大きくなる。このように考えれば、新しい R_s の値は幾何学的に比較的容易に求めることができる。

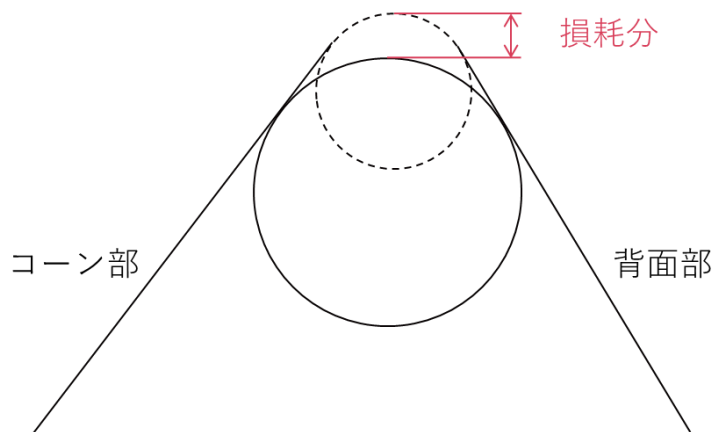


図 4.10 肩部の損耗（断面図）

4.7. 収束の判断

単目的の最適化問題で最適解を1つ求めればよい場合には、初期収束を除いて、適応度が最大となって変化しなくなった個体が最適解となる。多目的の最適化では、評価関数が2種類の場合には、縦軸と横軸にそれぞれの評価関数を対応させ各個体の値をプロットし、パレート解の曲線上に全ての個体が乗る状況になれば収束したと判断できる。本最適化では収束の判断のしやすさから、次に示す評価関数のうち2つを選んで最適化を行い結果にてパレート解のプロット図を示すことにした。

5. GA による最適化

本研究で扱う問題は多目的最適化問題である。多目的最適化問題では複数の評価関数値を同時に最小化することが求められることもあるが、多くの場合は一方の評価関数値が高くなるともう一方の評価関数値が低くなるといったトレードオフの関係の評価を行う。GA はこのような問題にも対応しており様々な方法が提案されている。

本研究では最適解としてパレート最適解を求める方法を採用した。それに加えて、探索の効率を上げるためその世代で得られたパレート解に手を加えず全て次世代に引き継ぐパレート保存戦略、解の多様性を維持するため考慮している全ての評価関数による選択を行う並列選択、初期収束（早い段階で同一形状が指数関数的に増えて収束する現象）を防ぐため形状の類似度に応じて適応度を下げるシェアリング法の 3 つの方法を併用した。 [8] [9]

5.1. 計算の流れ

基本的な GA の計算の流れは図 4.1 のようになっている。最初に選択を行う。予め決めた確率で交叉を行うペアを選ぶ操作である。選ばれたペア同士で交叉を行い集合を更新する。次にこの新しい集合に対して突然変異と呼ばれる操作を行い再度集合を更新する。こうして得られた集合が次の世代となる。この一連の操作を世代数だけ繰り返す。

一方、本計算で採用した方法では計算の流れが少し異なる。図 4.2 のように、先に集合に対して交叉と突然変異の操作を行い、元の集合と新しく得られた個体を合わせて拡張された集合を形成する。その集合に対して評価を行い、パレート解の保存と並列選択を施す。このときに元の集合の数に戻る。この操作を繰り返して最適解を得る。

選択のやり方についても様々な方法があるが、ここではルーレット方式を採用した。適応度の合計値に占める各個体の適応度の割合に比例して乱数によって個体を選ぶ方法である。したがって適応度が高いほど選ばれやすくなり、シンプルだが自然淘汰を良く模擬している。この方法を交叉ペアの選択および並列選択で用いている。

GA の計算時間はおおよそ個体数、1 個体の評価に掛かる時間、世代数の積となる。本計算の方法では評価を行う対象が拡張された集合の全個体のため通常の GA よりも時間が掛かる。しかしこの方法の提案者らによる試算においては、他の方法よりも多様性を維持しつつ適切に解が求められており、本計算に有効であると考えられる。

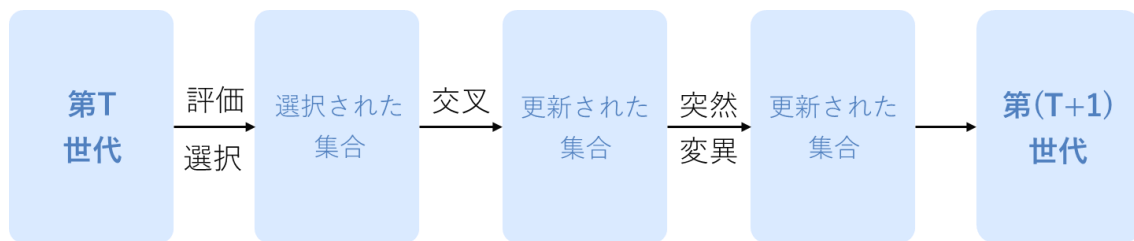


図 5.1 基本的な GA の計算の流れ

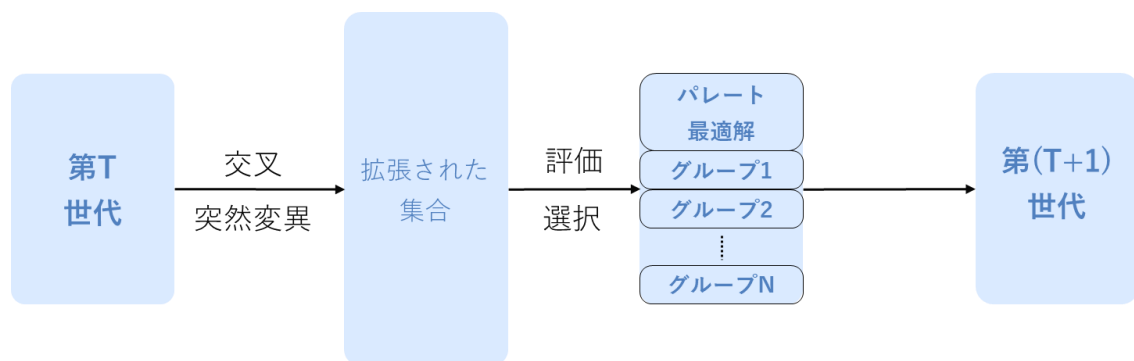


図 5.2 本研究での GA の計算の流れ

5.2. 遺伝子表現

各個体（エアロシェル）が持つべき情報はその形状を決定する 6 つの独立な寸法パラメータである。本計算では表 3.1 に示したそれぞれの寸法パラメータの範囲を $32 (=2^5)$ 等分し、5 桁の Gray コードで表した。Gray コードは 0 と 1 で表現されるが、2 進数とは異なり 10 進数に直した時の隣接する数のハミング距離が常に 1 となるようコーディングされている。これは 4.6 節で説明するシェアリング法を用いる際によく使われる遺伝子表現方法である。これらの Gray コードで表現された 6 つのパラメータを 1 列に並べて 1 つの遺伝子とした。

	Rn	θ_c	Rs	θ_r	D_{ref}	D_{btm}
Gray:	01001	11111	10011	10010	01111	01100
Binary:	00111	10101	10001	01110	00101	00100
Decimal:	28	21	17	14	20	4

図 5.3 Gray コードから 10 進数への変換

5 桁の Gray コードは 0~31 のいずれかの数を表している。上の図の例では各パラメータの数は次のように計算できる。

$$\begin{aligned}
D_{ref} &= 1.5 + 0.05 \times 20 = 2.5 \quad [\text{m}] \\
R_n &= (0.09 + 0.01 \times 28) \times D_{ref} = 0.925 \quad [\text{m}] \\
\theta_c &= 50 + 1 \times 21 = 71 \quad [\text{deg}] \\
R_s &= (0.04 + 0.002 \times 17) \times D_{ref} = 0.185 \quad [\text{m}] \\
\theta_r &= 39 + 1 \times 14 = 53 \quad [\text{deg}] \\
D_{btm} &= (0.33 + 0.01 \times 4) \times D_{ref} = 0.925 \quad [\text{m}]
\end{aligned}$$

5.3. 遺伝演算

5.3.1 GA パラメータ

GA では計算を始める前に予め決めておかねばいけないパラメータが 4 つある。まず個体数である。個体数が多いほど計算精度の向上が見込まれるが計算時間が増大する。一般には数十～数百と言われており、本計算では 50 個のエアロシェルを用意した。次に世代数である。何を以って収束したのか明確に判断することが難しい場合が多く、結果を見ながら判断することになる。そのため前もって世代数（一連の計算の繰り返し回数）を決めて計算を始めるのが一般的となっている。通常は数百世代と言われており、本計算ではまず 200 世代の計算を行った。最後に交叉率と突然変異率である。交叉率は交叉するペアを選ぶ確率、突然変異率は各遺伝子座において突然変異を起こす確率を意味する。本計算では交叉率を抑えて 0.4、突然変異率を少し高めに 0.015 とした。全体の 4 割にあたる 20 個体が交叉され、個体数 $50 \times$ 一個体の遺伝子 $30 \times 0.015 =$ 約 23 箇所です突然変異が起こる状況がこの設定になる。それゆえ拡張された集合は元の集合の約 2 倍の個体数となる。

パラメータ値をまとめると次のようになる。

個体数	25
世代数	100
交叉率	0.60
突然変異率	0.005


5.3.2 交叉の方法

GA における交叉とは、ペアの遺伝子の一部をお互いに交換する操作のことであり、一点交叉や二点交叉など複数の方法が提案されている。本計算では一様交叉を用いた。一様交叉はペアの同じ遺伝子座について確率で交換する方法である。この方法は遺伝子の並ぶ順番による結果への影響が少ない場合に有効な方法とされており、個体の遺伝子が互いに独立な数である本計算にも有効であると判断し採用した。

```

00001 | 10011 | 00001 | 11110 | 01111 | 01000
00001 | 11000 | 11010 | 00010 | 11111 | 11001

```



```

00001 | 10010 | 01001 | 10010 | 11111 | 11000
00001 | 11001 | 10010 | 01110 | 01111 | 01001

```

図 5.4 一様交叉例

しかし Gay コードによる表現では遺伝子の種類が 0 と 1 の 2 種類のみのため、互いの遺伝子座が同じ数字であることがしばしば起こる。その場合は交叉が行われても行われていなくても交叉前後で遺伝子が変わることはない。したがって実際に遺伝子が交換された割合は設定値より小さくなる。このことを考慮し予め高い値にしておくことで交叉効率の向上が見込まれると考えられる。ここではその検討までは至っておらず、一般的な値の 0.5 としている。


5.3.3 突然変異の方法

GA における突然変異とは、突然変異率によってある個体のある遺伝子座を選び対立遺伝子に置き換える操作である。すなわち選ばれた遺伝子座が 0 ならば 1 に、1 ならば 0 に置き換えるということである。

```

01001 | 01110 | 11011 | 00111 | 10111 | 01001

```



```

01101 | 01110 | 11011 | 00111 | 10111 | 01001

```

図 5.5 突然変異例

交叉と異なり、突然変異が起これば突然変異前後で必ず遺伝子が変わる。交叉では前後で似たような形状になってしまうケースがしばしば起こるが、突然変異によって新たな形状を生成することができる。この性質から突然変異率を上げることは初期収束を回避する代表的な手法とされているが、値が高すぎると収束しないこともあるため一定程度の試行錯誤が必要となる。

5.4. 適応度関数

並列選択でパレート解もしくは非パレート解を選ぶ際に必要な適応度関数を次のように定義した。適応度は次節で述べる並列選択の段階で重要となる。評価が高いほど適応度関数値が高くならなければならないため、評価関数と逆になる。

ペイロード比に関してはそのまま用いる。

$$g_1 = \frac{M_{PL}}{M_{total}}$$

重心が前方にあるということは背面から距離が遠いほど良いことになるため、

$$g_2 = 1 - \frac{x_{cg}}{H_{ref}}$$

となる。L/D の変化量については 1 を超える可能性もあるので上のような形にはできない。そこで逆数で定義する。

重心が半径方向に+2%移動時

$$g_3 = \frac{L/D_{trim}}{|L/D_{+2\%} - L/D_{trim}|}$$

重心が半径方向に-2%移動時

$$g_4 = \frac{L/D_{trim}}{|L/D_{-2\%} - L/D_{trim}|}$$

重心が機軸方向に+10%移動時

$$g_5 = \frac{L/D_{trim}}{|L/D_{+10\%} - L/D_{trim}|}$$

重心が機軸方向に-10%移動時

$$g_6 = \frac{L/D_{trim}}{|L/D_{-10\%} - L/D_{trim}|}$$

肩部損耗時

$$g_7 = \frac{L/D_{trim}}{|L/D_{Rsn} - L/D_{trim}|}$$

5.5. パレート保存戦略と並列選択

本最適化では同時に全ての評価関数を最小にすることはできない。また評価関数の間にトレ

ードオフの関係のあるものがある。したがって評価関数間で協調して各評価関数をできるだけ小さくするようにする必要がある。そこでパレート解を求める方法を導入する。 [8] [9]

並列選択とは、次世代の集合を評価関数の数だけ分割して小グループを形成し、それぞれのグループはそれぞれの評価関数によって選ばれた個体で構成されるという選択方法である。この方法は各評価関数の値が良い個体は選ばれるがその中間の個体が選ばれにくいという欠点がある。この方法のみだと全ての評価関数をできるだけ小さくする解を得ることは難しい。

パレート保存戦略とは、その世代でパレート解として求まった個体を全て次世代に引き継ぐ戦略である。これは単目的の場合のエリート保存戦略に当たるものであり、並列選択の欠点を補うことが期待される。

選択の進め方は次のように定める。

- ① 交叉および突然変異を行って得られた集合からパレート最適解を選ぶ。パレート最適解の数が個体数以上なら②の方法を、そうでなければ③の方法を用いる。
- ② パレート最適解に対して並列選択を行い次世代の個体を決定する。
- ③ パレート最適解を全て次世代に残し、残りをその他の個体の中から並列選択にて決定する。

5.6. シェアリング法

生物が生息している環境ではそこに存在する資源の有限性から、個体数が多いほど残せる子孫の数が減少する。この状況を GA に取り入れると、同一の形状または類似した形状が多いときそれらの適応度は低くなる。多目的最適化において解の多様性が求められる本最適化では、このシェアリング法を導入することによって初期収束の防止と多様性の維持を試みた。 [8]

まず互いの個体に距離 d を導入する。 d の導入の方法は様々あるが、遺伝子を Gray コードで表現しているためハミング距離とする。次にシェアリング関数 $s(d)$ を次のように設定する。

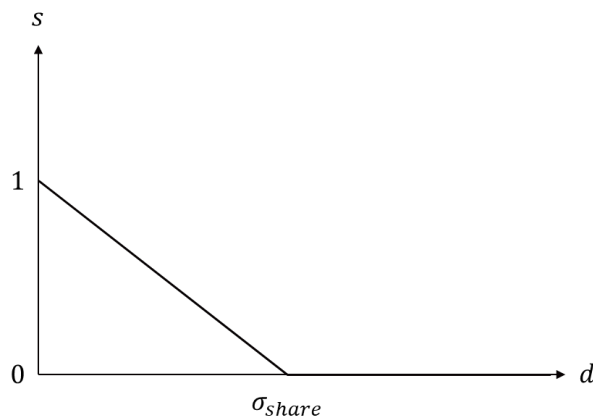


図 5.6 シェアリング関数

$$s(d) = \max\left\{0, 1 - \frac{d}{\sigma_{share}}\right\}$$

これにより距離が σ_{share} よりも近傍にある個体にはシェアリング関数値が正の値になる。 σ_{share} の値は試行錯誤により決める必要がある。そしてこの $s(d)$ を用いて適応度を以下のように変換する。各評価関数は正規化されていないため、ばらつきを標準偏差として計算しておき、標準偏差にシェアリング関数を乗じたものを評価関数に加算する。こうすることで、各評価関数のばらつきに適した評価を行うことができると考えられる。

$$f_i^s = f_i + \sigma_i \cdot \sum s(d)$$

適応度に関しては、標準偏差にシェアリング関数を乗じたものを適応度関数から減じる。

$$g_i^s = g_i - \sigma_i \cdot \sum s(d)$$

以上の計算により、距離が σ_{share} 以外ならば適応度は変化しないが、 σ_{share} 以内に個体が多く存在するようになると評価関数値は増加、適応度は減少していく。

5.7. ペナルティ

評価関数による評価のみでは拘束条件を満足しない個体や空力安定性が低い個体が出てくる可能性がある。そこで、最後にそのような個体に対してペナルティを課すことにする。具体的には、最小化すべき評価関数には加算を、最大化すべき適応度関数には減算を施す。

ペナルティを課す項目としては2つある。1つはエアロシェルの容積に関するペナルティである。拘束条件では 3.0 m^3 としているが、これを満たさない個体が出てくることは容易に考えられる。 3.0 m^3 を超えるものについてはペナルティを課さない。容積が大きければペイロードも増える可能性があるためである。容積が増えた分表面積も増え耐熱材重量が増加した結果、ペイロードが減る可能性もある。そのような場合はGAの計算の中で除外されていくと思われる。一方、 3.0 m^3 を下回るものにはペナルティを課す。 1.0 m^3 小さい 2.0 m^3 の場合に適応度が0となるように連続的にペナルティを大きくしていく。 2.0 m^3 以下になったら0である。

もう1つは空力安定性に関するペナルティである。本計算ではトリム状態、重心が4方向にそれぞれ動いた状態、肩部が損耗した状態の合計6の状態を考慮している。その全てにおいて静安定が取れる、すなわち $Cm\alpha < 0$ となっている必要がある。なっていない場合は不安定なため適応度を0として次世代に残さないようにする。

6. 最適化結果

ここでは最適化を行った例を示す。3.4 節や 4.4 節で挙げた評価項目は全て最適化の中で評価されるべきだが、本最適化で用いたパレート解を求める方法では評価関数が 4 つ以上の最適化では良い解が得られないと言われている。そこで、最適化後の結果のまとめやすさも考慮し、まず 2 つの評価関数による最適化を行うこととした。ペイロードに関する項目は必ず入れなければならないため、選ぶ必要があるのは 1 つのみとなる。GA パラメータの試行錯誤を行う中で、空力中心はエアロシエルの後方にあることが多く、重心が空力中心よりも前方にあることはほぼ保証できると思われる。また肩部損耗時については、損耗量が代表直径に対して小さいため形状変化による空力性能の変化がほぼ見られないことがわかった。したがってこれらではなく、重心移動に関する項目を優先して選ぶことにした。

重心移動に関する項目は 4 つあるが、その中でも飛行中の姿勢変化から移動しやすい方向を次のように考えた。飛行中のエアロシエルのイメージ図を下に示す。エアロシエルは火星大気突入時から負の飛行経路角がついている。また、エアロシエルにはペイロードが搭載されており、重心が機軸より上にオフセットされている。その影響で負の迎角を持って飛行している。このとき $L/D=0.2$ である。この状態をトリム状態とし、ピッチ方向とロール方向の揺れがそれぞれ発生した際の重心移動の可能性を考えた。

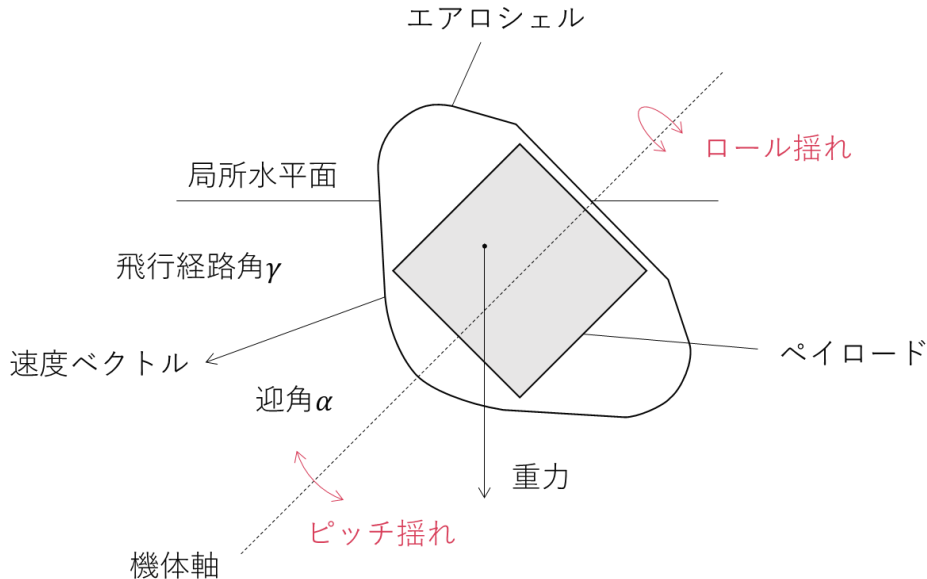


図 6.1 エアロシエルの飛行中の状態

下図のようにエアロシエル前方から見てロール方向に反時計回りに回転した場合、重心も一緒に同方向に移動する。その際重力の影響でペイロードが横方向になだれ、重心は左下に動くことが予想される。その結果重心と機軸の距離が近くなり、これは重心が半径方向内側に移動したことに相当する。よって評価項目は、「重心が半径方向に-2%移動時の L/D

変化」である。逆に時計回りに回転した場合は重心が右下に動くことが予想され、この時も同様に重心は半径方向内側に移動すると考えられる。

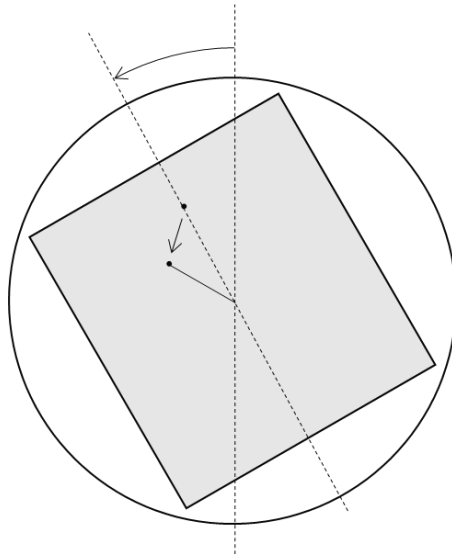


図 6.2 ロール回転時の重心移動

次にピッチ方向について考える。頭下げの場合、重力の方向からペイロードがエアロシエル内で前になだれ、重心は斜め下前方に動くことが予想できる。これは半径方向には内側に移動し、機軸方向には前方に移動することに相当する。すなわち、「重心が半径方向に-2%移動時の L/D 変化」および「重心が機軸方向に-10%移動時の L/D 変化」が評価項目となる。一方頭上げの場合、反対にペイロードは後ろになだれ、重心も斜め下後方に移動する可能性がある。半径方向には内側に移動し、機軸方向には後方に移動することになり、「重心が半径方向に-2%移動時の L/D 変化」および「重心が機軸方向に+10%移動時の L/D 変化」を考える必要がある。

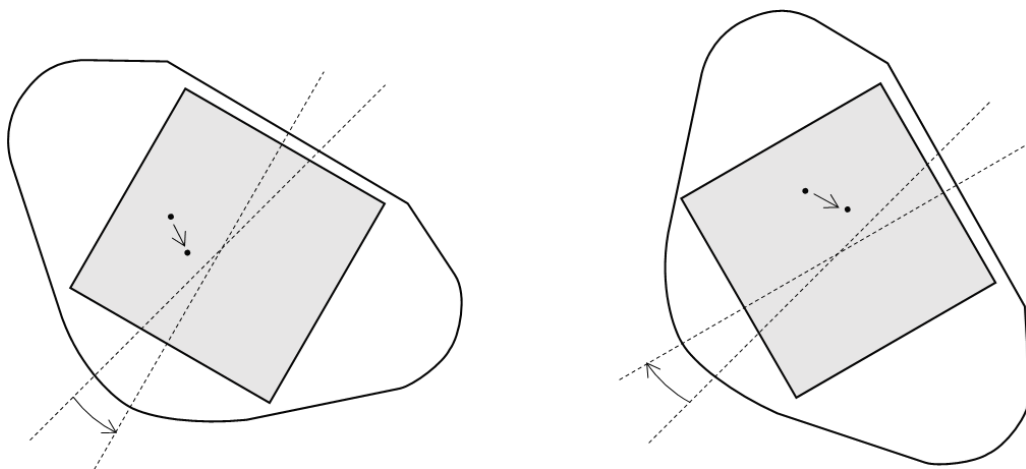


図 6.3 ピッチ回転時の重心移動

以上からロール方向とピッチ方向の両方に共通するのは「重心が半径方向に-2%移動時の L/D 変化」であり、最も重要な項目と考えられる。次に重要と思われる項目が「重心が機軸方向に-10%移動時の L/D 変化」と「重心が機軸方向に+10%移動時の L/D 変化」である。これらをそれぞれもう一つの評価関数とする。以降ではそれぞれの計算結果の例を示す。

6.1. 半径方向に-2%の重心移動を重視した場合

ここではエアロシェル重量比と半径方向に-2%の重心移動を評価した場合の結果について示す。得られたパレート解が数世代後にもパレート解として存在していたことを以って計算が収束したと判断した。それぞれの評価関数値は次のようになっている。

パレート解選定の定義上、各評価が最も良い個体、すなわち評価関数値が最小の個体はパレート解として選ばれる。縦軸および横軸のそれぞれに最も近い点がその個体に当たる。上の図より、半径方向内側に重心が 2%移動した場合は少なくとも L/D が 25%ずれることがわかった。またエアロシェル重量比は 0.44 ~ 0.48 近辺に収束することがわかった。

パレート解が複数得られた場合はそれら妥協解の中から人間が一つを選ぶ必要がある。今回は双方の評価関数が協調している解を選んだ。形状、重量内訳と諸元も続けて示す。

ペイロード比が約 0.55 は良い結果と言える。また空力中心がエアロシェルの後方にあり、重心の位置を考えると安定である。この結果はパラメータの割り振り表から半頂角が小さく比較的先の尖った形状で、直径も 2.25 m と比較的小さい値となった。先に述べた通りスフィアコーン形状のエアロシェルの場合、半径方向の重心移動に対する L/D の感度はかなり高い。最適化では様々な形状を評価する可能性があるため重心の移動距離を代表直径 D_{ref} で無次元化して 2%としたが、実際に影響するのは絶対的な重心の移動距離と考えられる。2%の移動距離そのものを小さくすれば L/D の変化も小さくなる。そのために直径が小さくなるのは自然なことと思われる。直径が小さくなったことで厳しくなるのは容積に関する制約であろう。直径の大きさは他のパラメータに比べて容積確保に効く。直径が小さくなったことで減少した容積を確保するため形状を前もしくは後ろに伸ばす必要がある。後方に伸びる場合、半頂角は大きいままで後退角が小さくなる。ニュートニアンでは後退角の値が結果には反映されないため、大きな半頂角が都合が悪いということになる。2.3 節の初期検討から、半頂角を大きくしていくと L/D の傾きは大きくなり $C_{m\alpha}$ は小さくなる。重心が半径方向に移動するとき C_m 曲線は上下に平行移動することから、 $C_{m\alpha}$ が小さいことによってトリム角のずれが大きくなり、L/D の傾きが大きい分 L/D がより大きく変化する。前方に伸びる場合その逆となるため L/D 変化はより小さい。また前方に伸びることは表面積の増大が懸念されるが直径が小さいことの影響がより効いているため、総合的にはエアロシェル重量が変化しないもしくは減少する方向と考えられる。

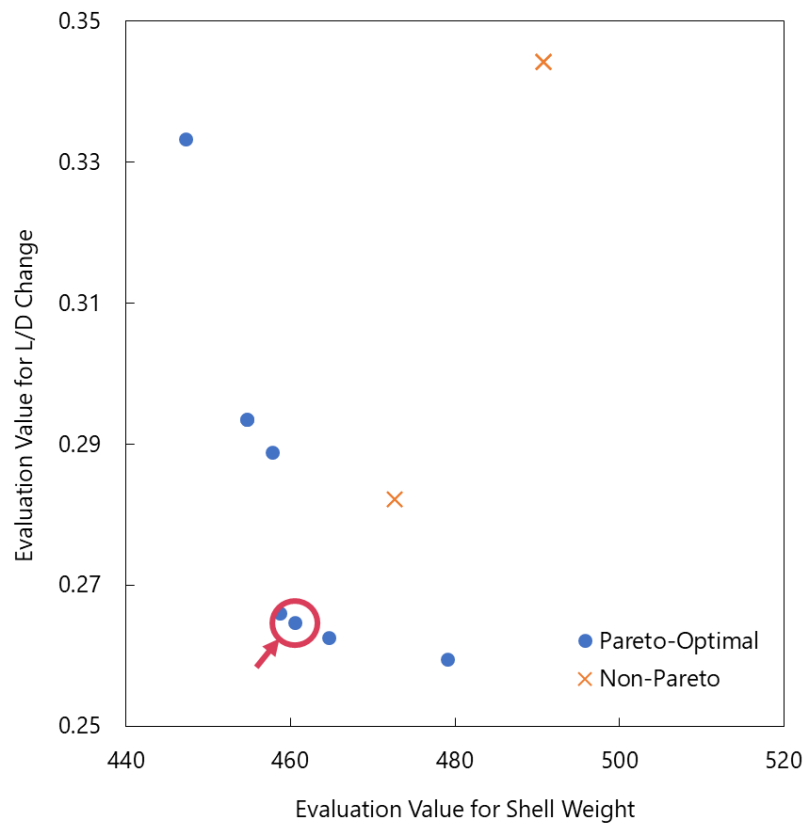


図 6.4 重心半径方向-2%時の解分布（ペナルティ等含む評価関数値）

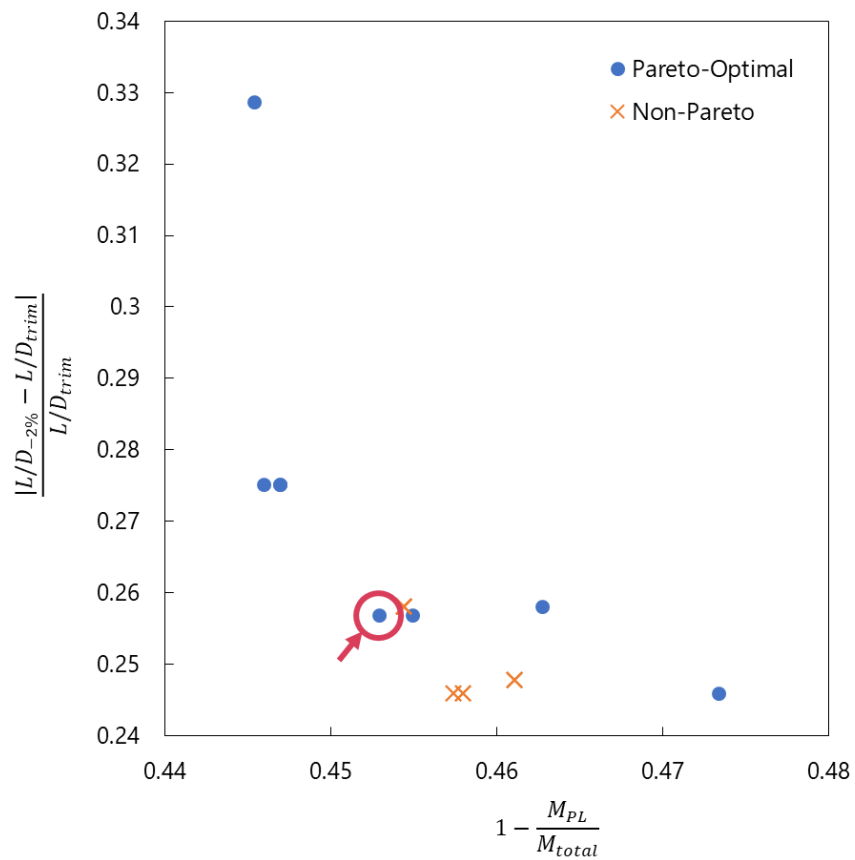


図 6.5 重心半径方向-2%時の解分布（評価関数値のみ）

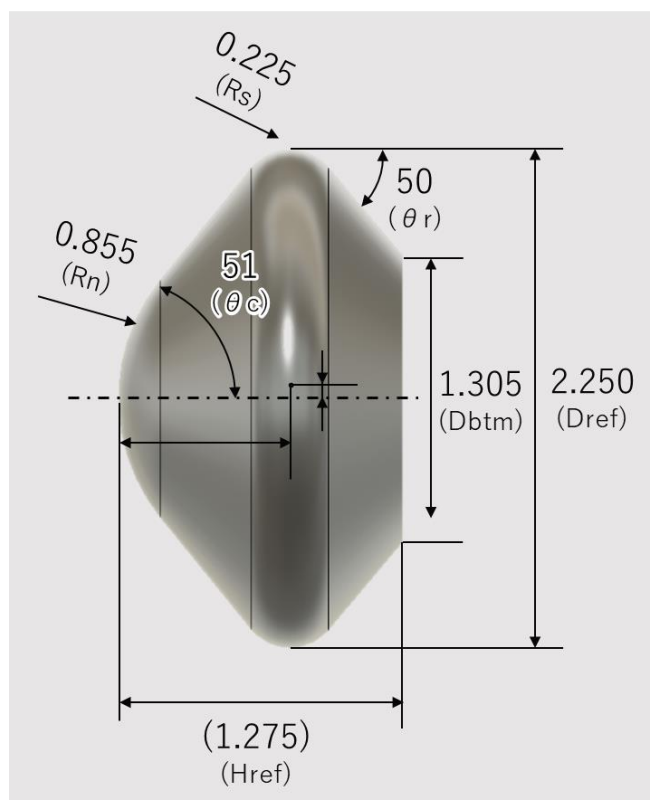


図 6.6 重心半径方向-2%時の形状

表 6.1 重心半径方向-2%時の重量内訳

内訳	重量 kg
燃料	14.49
構造	305.8
アブレータ	132.6
ペイロード	547.1

表 6.2 重心半径方向-2%時の諸元

	位置 m
空力中心	1.257 (0.987 Href)
重心 (機軸方向)	0.751 (0.590 Href)
重心 (半径方向)	0.197 (0.087 Dref)

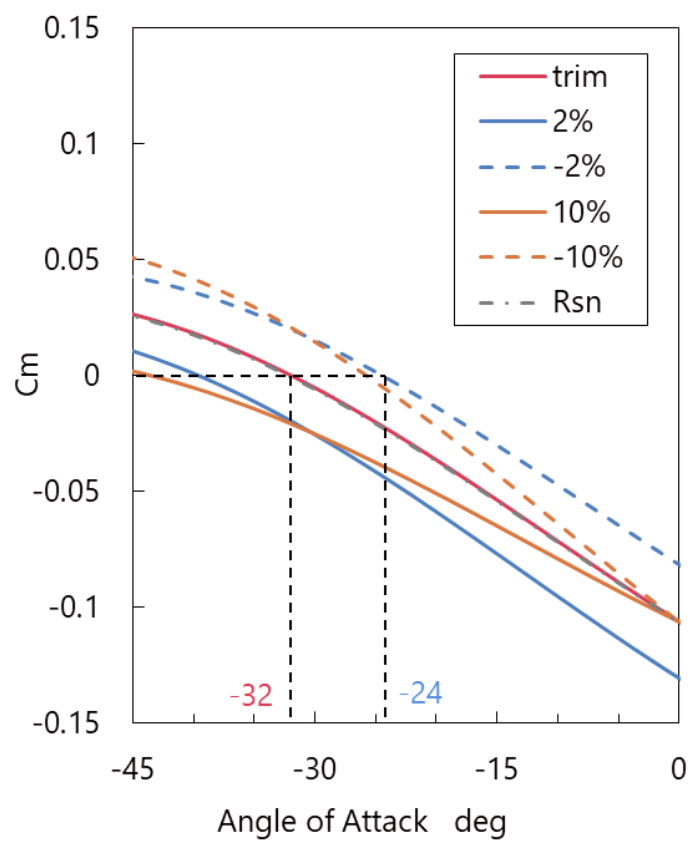


図 6.7 本形状のトリム性能

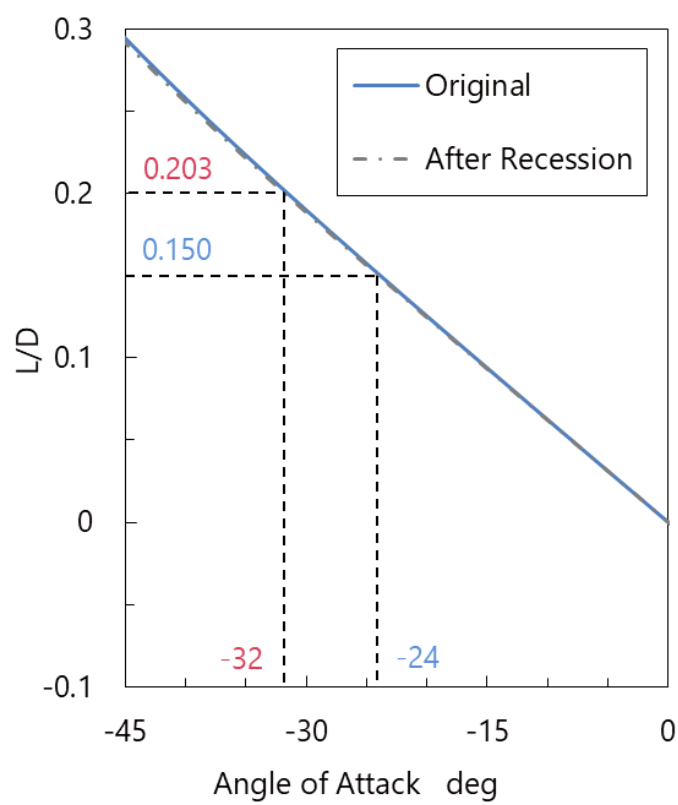


図 6.8 本形状での L/D 変化

この形状について他の重心移動も含めて空力係数をニュートニアンで取得した。トリム状態に対して半径方向に+2%と機軸方向に+10%、半径方向に-2%と機軸方向に-10%はほぼ同じ移動量であることがわかる。また迎角は5度程度ずれる影響でL/Dは0.03~0.04のずれを生じてしまう。

6.2. 機軸方向に-10%の重心移動を重視した場合

次にエアロシェル重量比と機軸方向に-10%の重心移動を評価した場合の結果について示す。前節と同様に各評価関数値のプロットを示す。

今回の場合はL/Dが10%程度のずれに収まり、エアロシェル重量比は0.5付近の値となった。また前節と同様に解を一つ選んだ。形状、重量内訳と諸元を以下に示す。

この場合は前方が平たく後方に伸びる形状となった。直径は前節の結果と比べて大きくなっており、容積の確保がなされている。今回は重心移動が機軸方向のため、全長H_{ref}を短くし絶対的な重心の移動距離が小さくなる形状が選ばれていると考えられる。その証拠に、直径を大きくして確保した容積を最大限保つように後退角を小さくし、底面直径D_{btm}も上限の60%D_{ref}となっている。半頂角については上限に近い値をとった。重心が機軸前方に動いたとき、C_m曲線の節（変曲点のような位置）は変化せず振幅が大きくなり、後方に動いたときは振幅が小さくなるような挙動を示す。つまり同じ形状でも重心が前方にある方がC_mαが大きくなり、またC_m曲線の横方向のずれが少ないため迎角が大きくずれにくい。半頂角が大きいほどL/Dの傾きは大きくなりC_mαは小さくなるという性質は変わらないが、迎角の移動の影響が勝り、半頂角が大きくなったと考えられる。また背面のアブレータ厚さは前面の25%~50%のため、背面部分の面積をより多くすることによって直径の増大で増えた表面積の影響とエアロシェル重量を最小限に抑えようとしていると考えられる。

同様に他の重心移動の場合も含めてニュートニアンを行ったところ次のようになった。

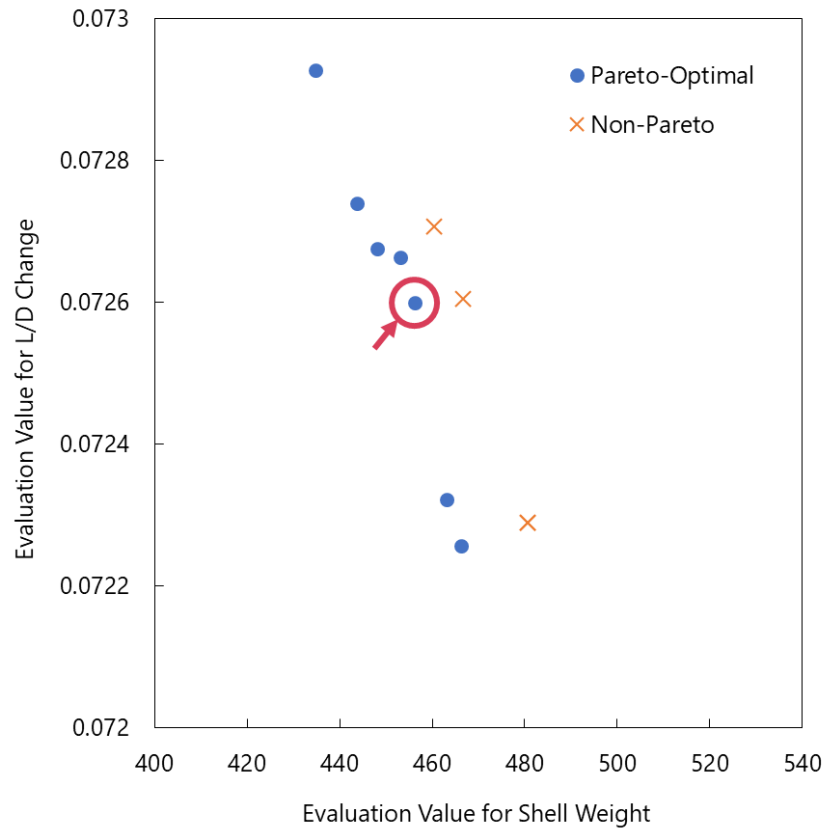


図 6.9 重心方向機軸-10%時の解分布（ペナルティ等含む評価関数値）

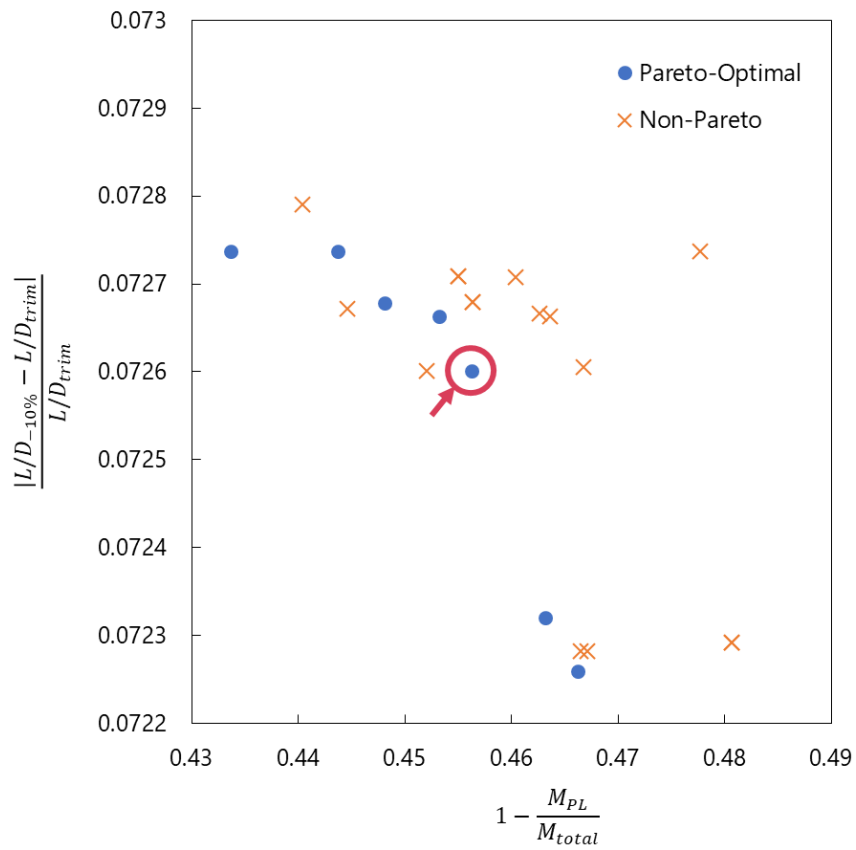


図 6.10 重心方向機軸-10%時の解分布（評価関数値のみ）

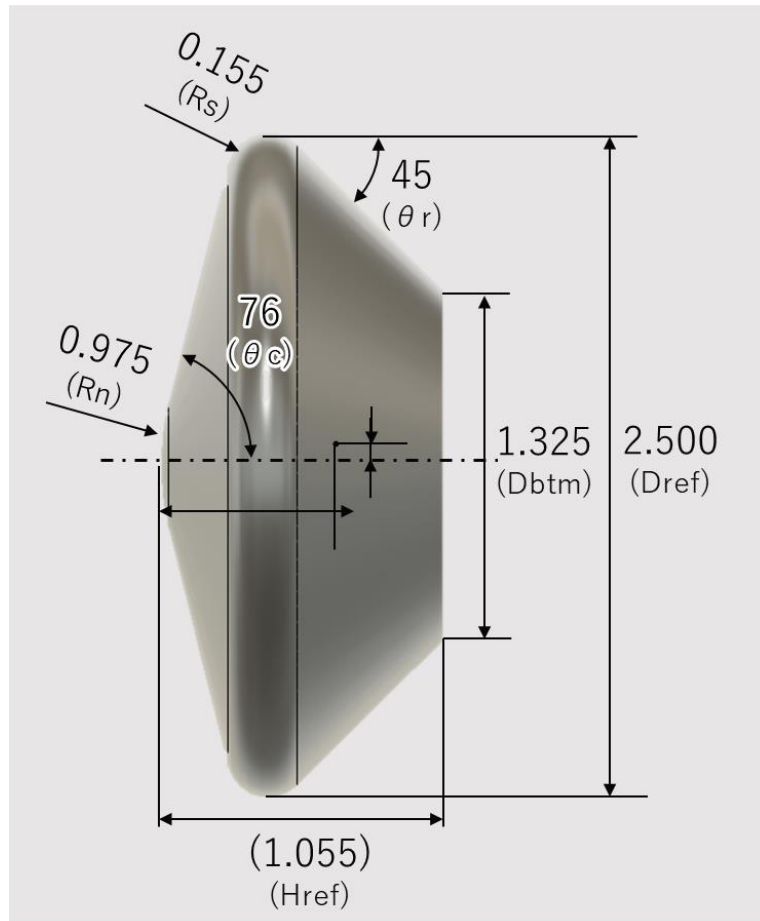


図 6.11 重心機軸方向-10%時の形状

表 6.3 重心機軸方向-10%時の重量内訳

内訳	重量 kg
燃料	12.87
構造	347.1
アブレータ	96.23
ペイロード	543.8

表 6.4 重心機軸方向-10%時の諸元

内訳	位置 m
空力中心	1.712 (1.624 Href)
重心 (機軸方向)	0.488 (0.463 Href)
重心 (半径方向)	0.052 (0.021 Dref)

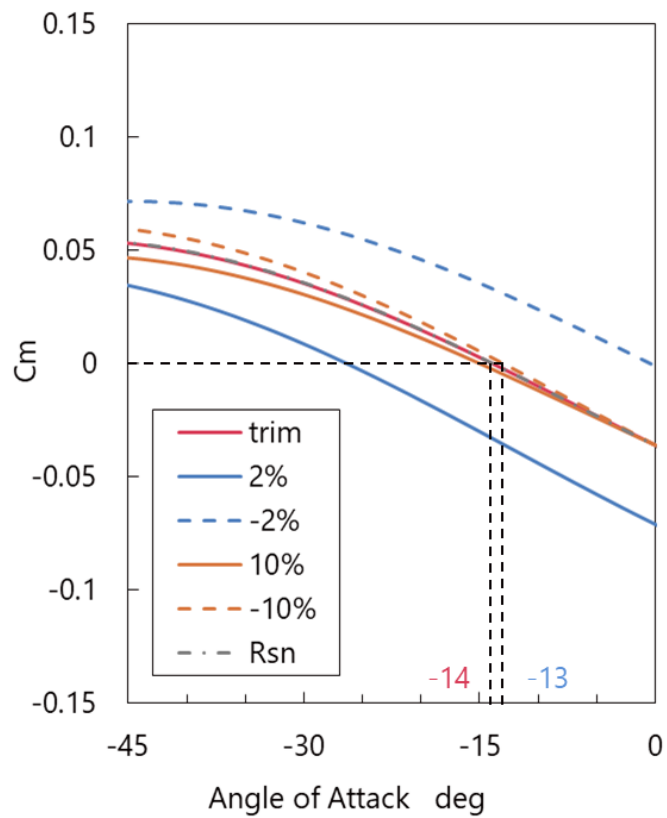


図 6.12 本形状のトリム性能

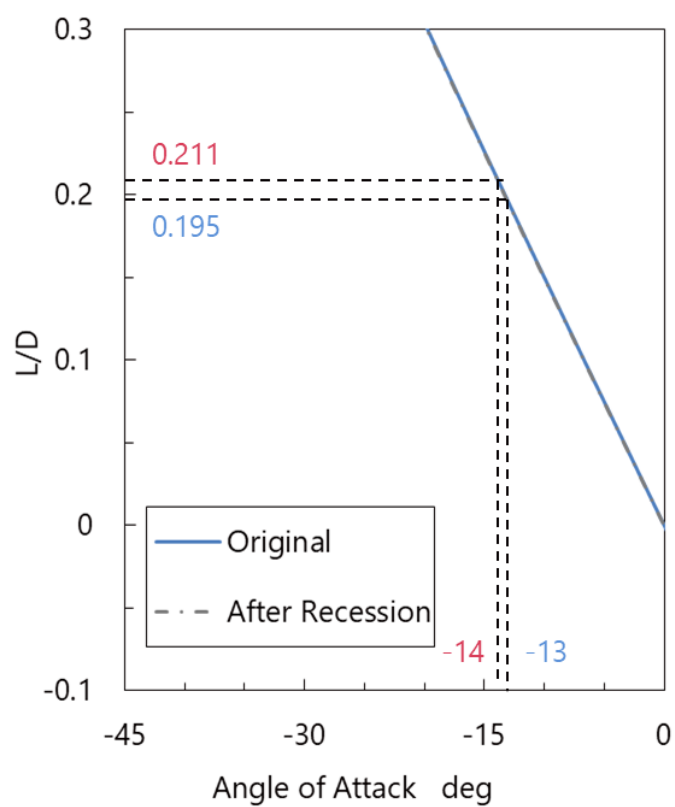


図 6.13 本形状での L/D 変化

6.3. 機軸方向に+10%の重心移動を重視した場合

そしてエアロシエル重量比と機軸方向に+10%の重心移動を評価した場合の結果について示す。各評価関数値のプロットは下図のようにになっている。

今回は L/D が 10%程度のずれに収まり、エアロシエル重量比は 0.5 付近の値となった。選んだ解は次のような形状である。

この場合は前方は平たく後方には伸びていない形状となった。これ以外には前方は平たく後方に伸びた前節と同様の形状も存在したが、前方の形状はほぼ同じであった。今回は前節とは反対に重心が後方にある方が $C_{m\alpha}$ が小さくなり、また C_m 曲線の横方向のずれは大きい。そしてこの性質は半頂角が大きくなるほど顕著となる。一方、半頂角が小さくなると振幅が大きく減少していく。重心が機軸より上にオフセットされており C_m 曲線は下に平行移動している状況のため、振幅が減少すると安定とされる $C_{m\alpha} < 0$ としながら $C_m = 0$ となる点が存在しない可能性も出てくる。このような点から半頂角の値はバランスのとれた値に落ち着いたと考えられる。後方の形状は大きく 2 種類であり、直径および後退角ともに大きく前後対称に近い形状、直径および後退角が多少小さく後ろに伸びた形状であった。これまでの議論と同様、理由は容積の確保と考えられる。

同様に他の重心移動の場合も含めてニュートニアンを行ったところ次のようになった。

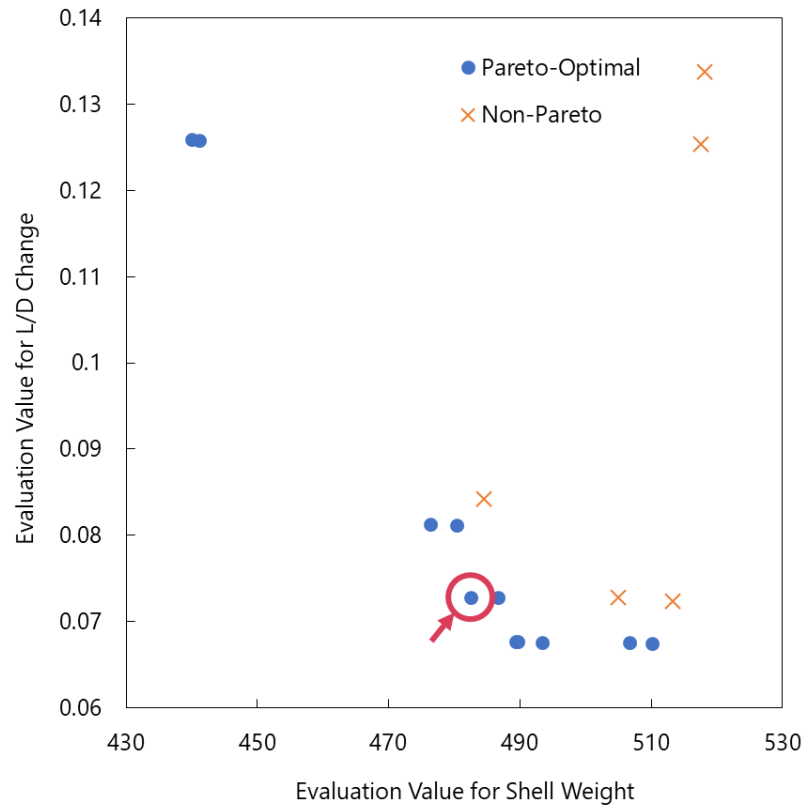


図 6.14 重心方向機軸+10%時の解分布（ペナルティ等含む評価関数値）

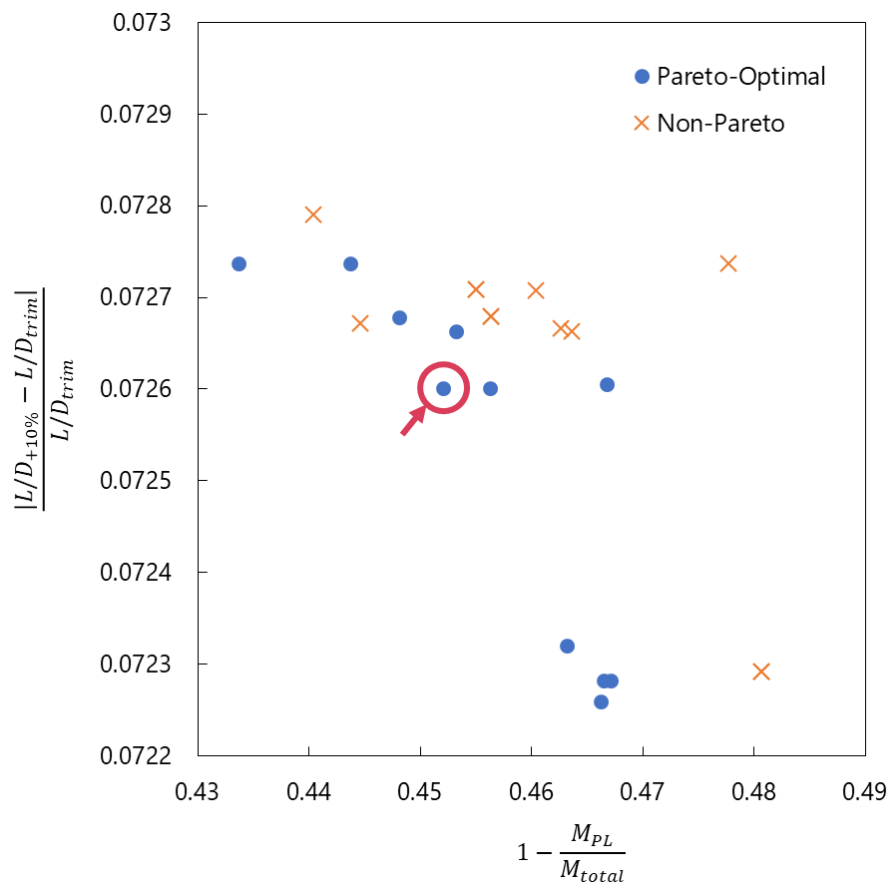


図 6.15 重心方向機軸+10%時の解分布（評価関数値のみ）

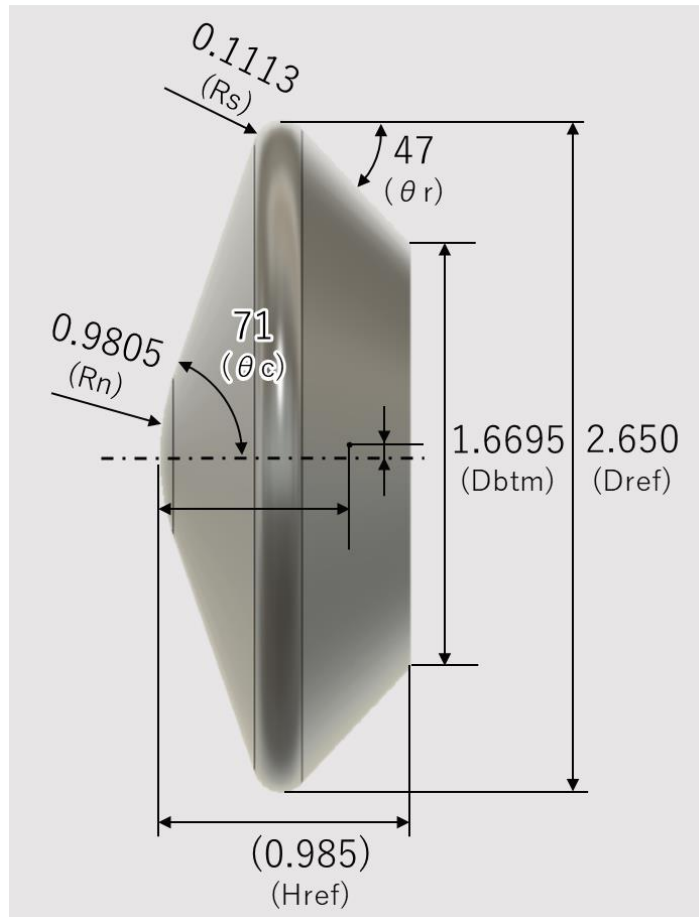


図 6.16 重心機軸方向+10%時の形状

表 6.5 重心機軸方向+10%時の重量内訳

内訳	重量 kg
燃料	12.05
構造	371.2
アブレータ	99.34
ペイロード	517.4

表 6.6 重心機軸方向+10%時の諸元

内訳	位置 m
空力中心	1.717 (1.744 Href)
重心 (機軸方向)	0.546 (0.555 Href)
重心 (半径方向)	0.065 (0.025 Dref)

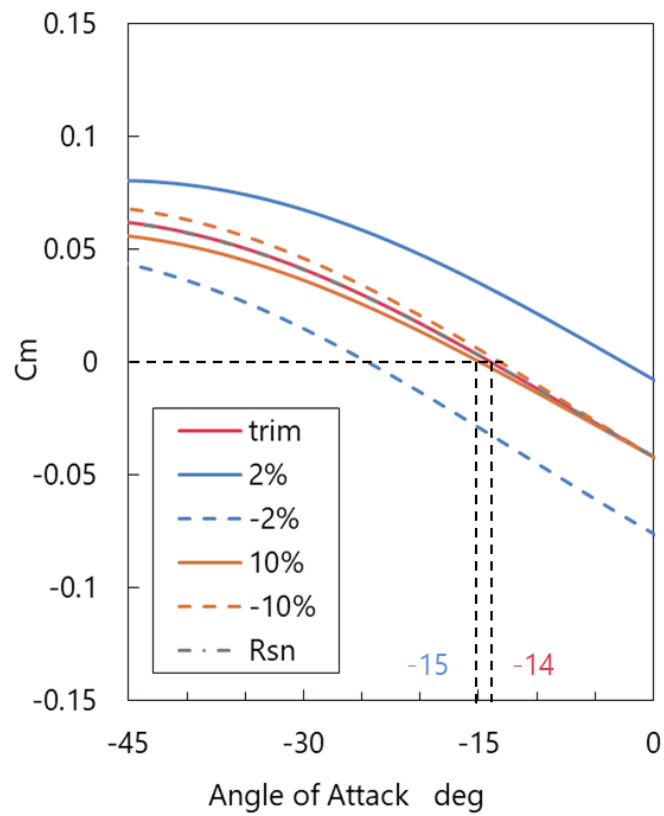


図 6.17 本形状のトリム性能

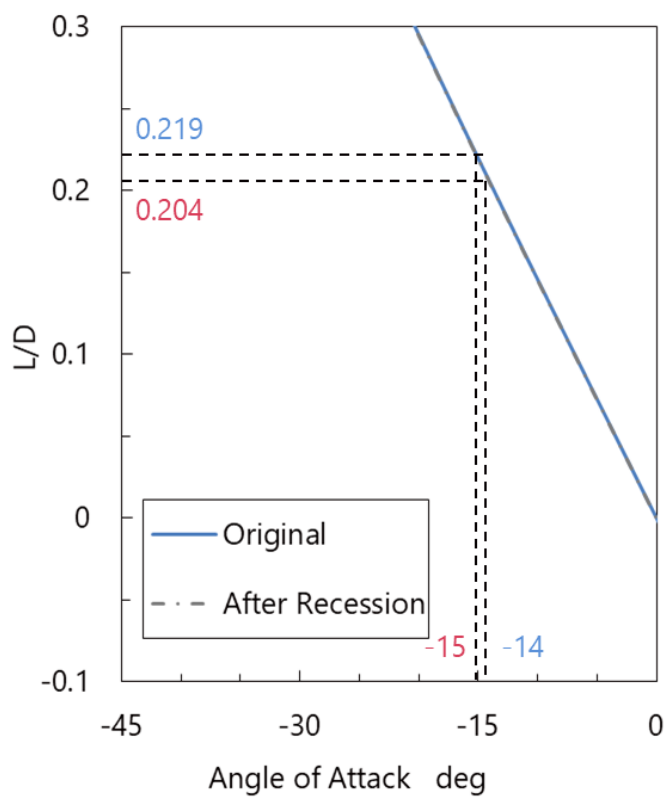


図 6.18 本形状での L/D 変化

6.4. GA の収束性

パレート解を求める方法では、全ての個体がパレート解となりそれらが数世代に渡って維持されている状況を確認できることが理想の収束と考えられる。しかし今回の計算では全ての個体がパレート解にはならなかったため、パレート解として選ばれた個体の変化せずかつ数世代維持されていることを以って収束とした。ただ、GA パラメータの試行錯誤の中でも評価項目が同一の場合には同様の形状が得られたため、経験的にも前章で紹介した形状は最適解の一部であると考えている。

シェアリング法を適用しない場合の計算では、用意した個体全てが同一形状になりパレート解として得られた。しかし GA の強みである集合による探索が生かされないため、シェアリング法を適用すると多様性は維持されるもののパレート解の数も少なく解は収束しなくなった。シェアリングパラメータ σ_{share} は値が小さいほど制約が緩くなるため、 $\sigma_{share} = 3$ にしたところ今回の結果が得られたが、これは遺伝子の異なる数が 3 以下でないと適用されないかなり緩い条件である。このことから σ_{share} の感度は高く、小さい値でも収束させることが難しいことが分かった。

6.5. 重み付け法による最適解

パレート解の集合ではなく唯一の最適解を求めるため、評価したい複数の評価関数に重みをつけて加算し、単一の評価関数による単目的最適化を行う方法で解を求めた。6.1 節と同様にペイロード比と半径方向に-2%の重心移動による L/D 変化を考慮し、適応度を計算する関数を次のように定めた。

$$0.25 \cdot (m_{PL} - 0.5) + 0.75 \cdot (0.2 - |L/D_{-2\%} - L/D_{trim}|)$$

ペイロード比は 0.5 以上で正となるようにし、L/D についてはペイロード比とオーダーを合わせるため変化量とした。変化量が 0.2(変化率が 100%)以内なら正で、かつ変化量が少ないほど大きい値となるようにしている。また、0.25 と 0.75 が重みで、L/D をかなり重視しつつ少なくともペイロード比が 0.5 を達成できるように調整しこの値とした。

次に適応度が最大である個体の適応度推移を示す。世代が経過するごとに適応度は上昇していくが、315 世代以降は頭打ちになっており収束したとすることができる。

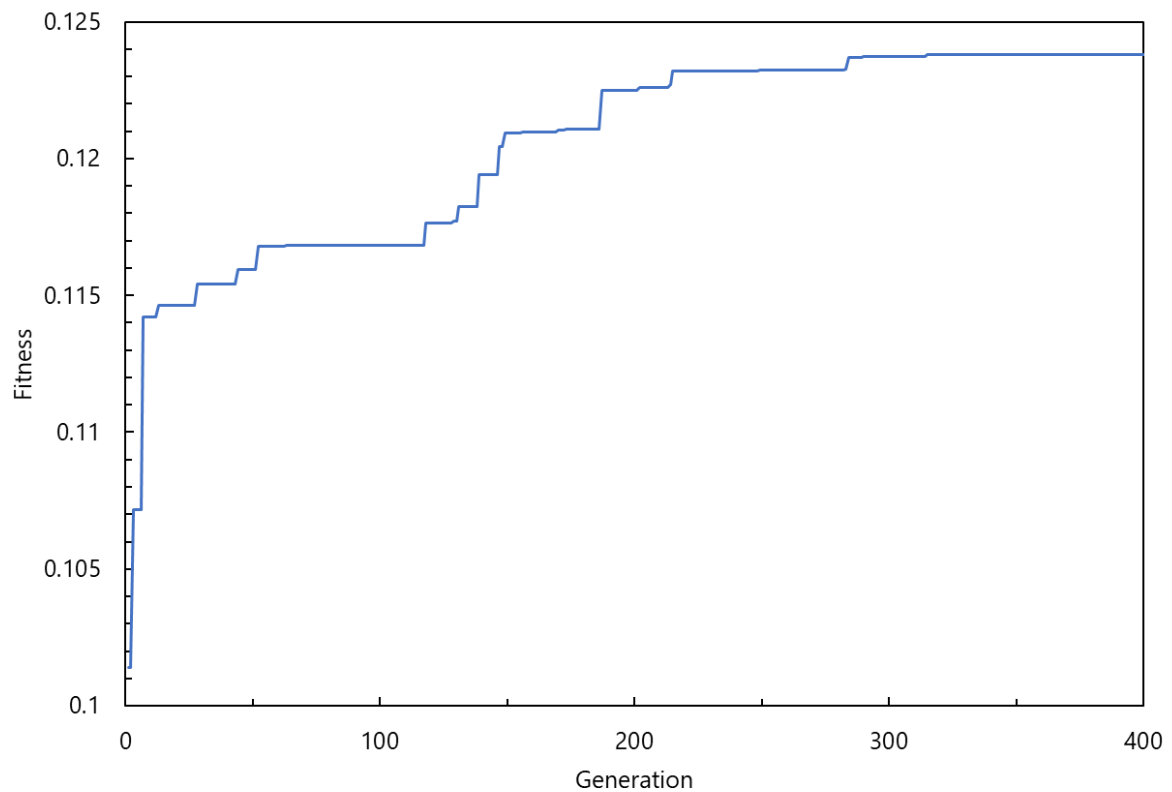


図 6.19 適応度最大個体の適応度推移

次に形状を示す。半頂角は 50 度となり, 6.1 節とほぼ同様の先が少し尖った形状となった。重心は直径の約 9%上にオフセットすることで迎角-32 度で $L/D = 0.2$ を達成しトリム状態となる。

ニュートニアンで空力係数を再取得すると, 迎角のずれは約 7 度, L/D の変化率は約 22% まで小さくなることが分かった。迎角のずれが大きいため, 半頂角を小さくすることで L/D の傾きを緩やかにするとともに, 重心移動を少なくするために小さくなった直径によって懸念される容積減少に対抗していると考えられる。

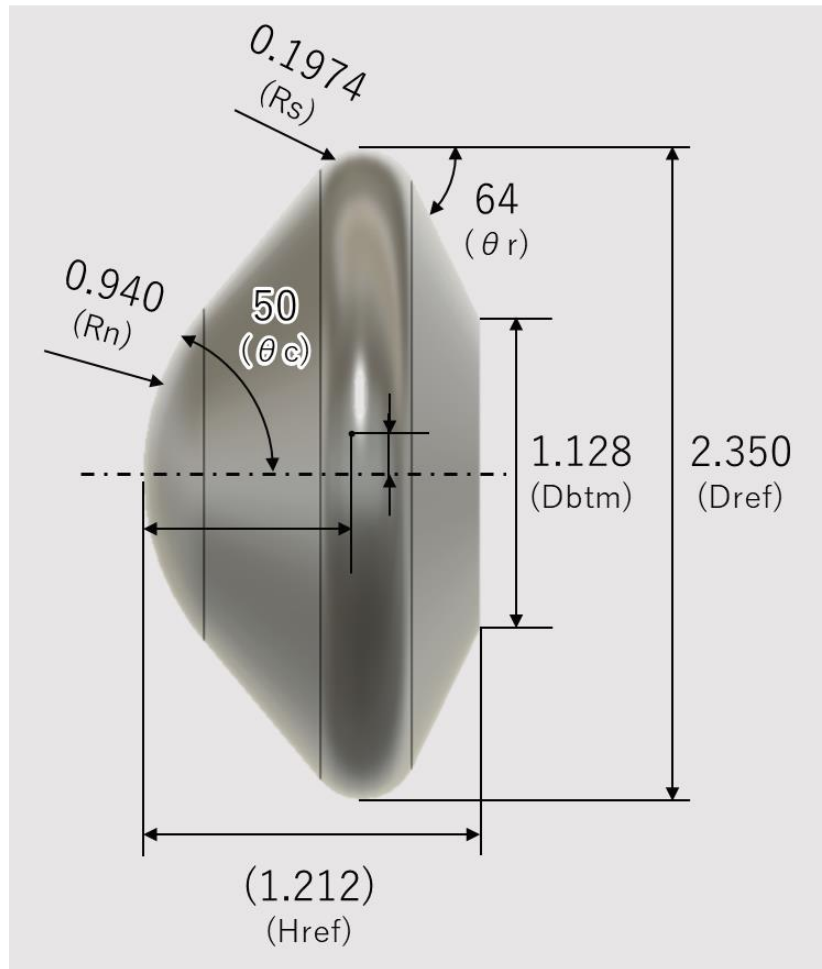


図 6.20 重み付け法による最適化形状

表 6.7 重み付け法による結果の重量内訳

内訳	重量 kg
燃料	13.63
構造	317.7
アブレータ	131.8
ペイロード	536.8

表 6.8 重み付け法による結果の諸元

内訳	位置 m
空力中心	1.324 (1.092 Href)
重心 (機軸方向)	0.753 (0.621 Href)
重心 (半径方向)	0.218 (0.093 Dref)

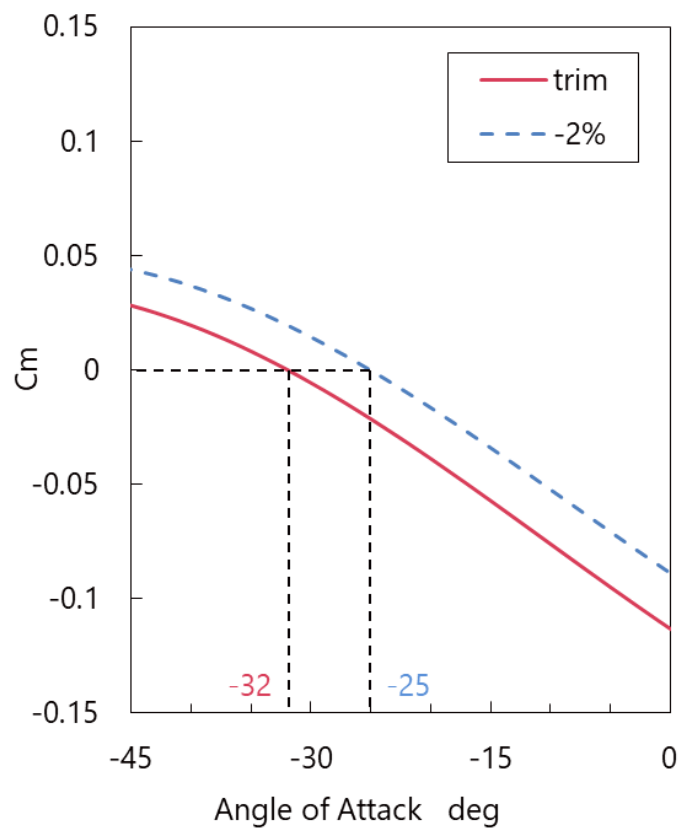


図 6.21 本形状のトリム性能

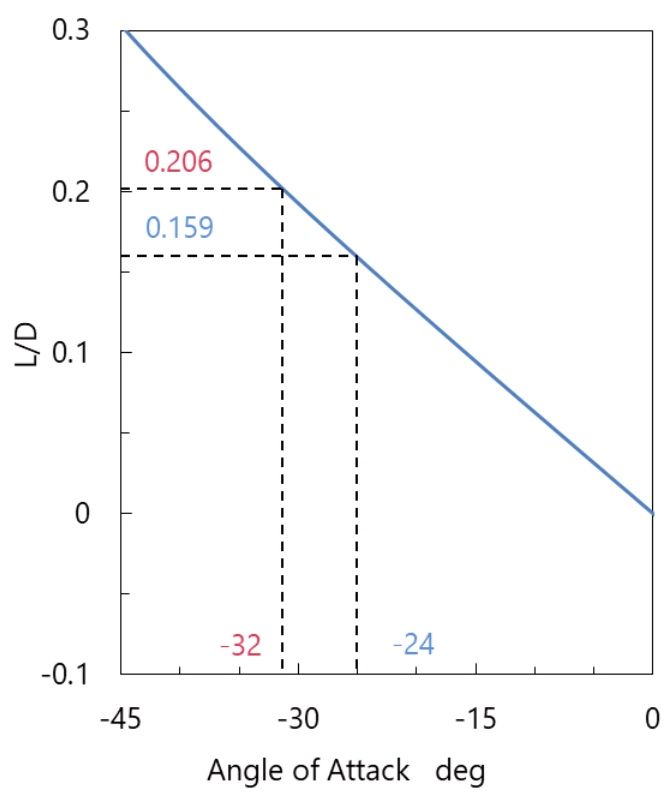


図 6.22 本形状の L/D 変化

7. 結論

7.1. 結言

本研究では火星エアロキャプチャミッションに向けて、設計パラメータの変化が最適設計解に与える影響を調査し、その重みを適切に設定することで多様なミッションスコープに対応可能なエアロシエル最適解が得られるような設計開発手法を獲得することを目的に研究を行った。空力係数の推算にニュートニアン、エアロキャプチャ軌道の決定に軌道解析、耐熱材重量の推定にアブレータ解析を用い、それらを組み合わせて GA による最適化を行う手法を開発した。

エアロシエルの形状は基本的なスフィアコーンカプセル形状を想定し、先行研究や過去の検討を参考に拘束条件を

■ L/D	0.2
■ 全重量	1000 kg
■ 容積	3.0 m ³
■ インシュレータ厚み	10 mm
■ 外板厚み	10 mm

のように定めた。これらの条件のもとで

- ペイロード比（大きいほど良い）
- 重心位置（前方ほど良い）
- 重心が半径方向に+2%移動時の L/D 変化（小さいほど良い）
- 重心が半径方向に-2%移動時の L/D 変化（小さいほど良い）
- 重心が機軸方向に+10%移動時の L/D 変化（小さいほど良い）
- 重心が機軸方向に-10%移動時の L/D 変化（小さいほど良い）
- 肩部損耗時の L/D 変化（小さいほど良い）

の評価を行った。実際の最適化ではすべての項目を最適にすることは現実的ではないため、この中からペイロード比ともう 1 項目の計 2 項目を選びそれぞれのケースごとに最適解が求められるようにし、多様なミッションスコープに対応できる形となっている。

半径方向に重心が-2%移動した場合の結果では、直径が比較的小さく前方に伸びた形が得られた。L/D の変化は少なくとも 25%となってしまう、半径方向の重心移動に対する L/D 変化の感度が高いことが分かった。実際の移動距離としてはおよそ 9 cm である。機軸方向に重心が-10%移動した場合の結果では前方が平たく後方に伸びる形状に、+10%移動した場合の結果では前方後方ともに伸びずほぼ同じ角度の形状となった。この際の移動距離は約

10 cm 程度である。L/D の変化は 10 ~ 15% 程度であり、-2% 変化時よりも L/D 変化の感度は低いことが分かった。重心の移動に関して、半径方向への移動が L/D 変化量に与える影響が顕著であり変化量も大きいため、エアロシェルの設計においてはかなり重視されるべき項目である。

また、これらの理由は容積確保と評価項目であるエアロシェル重量比および空力係数の変化という観点から説明が可能であり、感覚と一致するところも多い。したがって得られた解は用いた評価関数に合った最適解の一部と言える。

さらに、重み付け法による最適化を行った場合には、パレート解による方法とほぼ同等の形状となった。ペイロード比では 0.5 以上を達成しており、L/D 変化は 22% とパレート解の結果以上の性能のエアロシェルが得られた。このことから半径方向の重心移動による感度を抑えるためには半頂角 50 度程度の形状が最適であると考えられる。

7.2. 課題

理想の収束は全ての個体がパレート解となり数世代の間変化しない状況である。今回は 1 回の計算で完全に収束させることはできず、一定の世代数を終えた段階で 5 世代程度維持されていたパレート個体をパレート最適解として紹介した。GA による最適化では多くの経験によるノウハウが必要で、試行回数と結果の蓄積が重要と考える。

ミッションスコープが確定していないため定量的な議論が少なく定性的な議論が多かった。具体的なミッションの内容が確定した際に定量的な議論ができるよう、何を計算しておくべきかを吟味することが必要と考える。

空力係数の推算にニュートニアンを用いたが、これは CFD ほど正確な方法ではない。極超音速での火星大気飛行に適した計算コードにより空力係数の比較を行い、形状の妥当性の検証を行う必要がある。

参考文献

- [1] Human Exploration of Mars, “Design Reference Architecture 5.0,” NASA-SP-2009-566.
- [2] 藤田和央ほか, “火星エアロキャプチャオービタの検討,” 宇宙科学研究所, 神奈川県相模原市, 2017.
- [3] 藤井啓介, “宇宙航空研究開発機構 1.27m 極超音速風洞について ―将来の極超音速運輸技術を支える大型試験設備,” *日本マリンエンジニアリング学会誌*, 第 48 巻, 第 6 号, 2013.
- [4] 空気力学部, “大型極超音速風洞の計画と構造 ―極超音速風洞システムの概要―,” 航空宇宙技術研究所, 1995.
- [5] 久保田弘敏, 鈴木宏二郎, 綿貫忠晴, 宇宙飛行体の熱気体力学, 東京大学出版会, 2002.
- [6] 柳沢三憲, 菊池一雄, “ニュートン流理論を用いた三次元物体の動安定微係数の計算,” 航空宇宙技術研究所, 1982.
- [7] 渡利實, “JAXA 極超音速風洞で用いている気体モデル,” 第 76 回 風洞研究会議論文集, 2007.
- [8] 三宮信夫ほか, 遺伝アルゴリズムと最適化, 朝倉書店, 1998.
- [9] 玉置久, 森正勝, 荒木光彦, “遺伝アルゴリズムを用いたパレート最適解集合の生成法,” *計測自動制御学会論文集*, 第 31 巻, 第 8 号, 1995.

謝辞

本研究を進めるうえで多くの方に多大なご協力を頂き、この修士論文を完成させることができましたので、この場を借りて感謝の意を述べさせていただきます。

東京大学大学院 新領域創成科学研究科 先端エネルギー工学専攻 客員教授 ならびに 宇宙航空研究開発機構 主幹研究員 藤田和央先生には、2年間を通して大変お世話になりました。修士1年次には研究テーマの決定や研究に関する計算の進め方など相談に乗って頂きました。私は空気力学に関して初学者でしたが、先生との会話の中でより理解が深まったと感じています。また、初めて学会に参加することになった際には有意義な助言を頂きました。修士2年次では、就職活動についても理解を示して頂き、就職活動と研究を両立させることができました。そしてこの修士論文の執筆に当たっても、前年以上のご多忙の身にも関わらず丁寧な指導を賜りました。深く感謝申し上げます。

宇宙航空研究開発機構 野村哲史様には、特に極超音速風洞試験で大変お世話になりました。私は風洞試験はおろか実験というものを授業以外で経験して来なかったため初めての実験で、用具の使い方等も知らない私に一から教えて下さいました。ご自身の専門ではない分野の試験にも関わらず多大なご協力を頂き、誠にありがとうございました。

藤田研究室の研究員・職員の皆様には事務手続きやゼミの運営、スパコン関連や本研究で使わせて頂いた計算コードについてなど、様々な場面で支えて頂きました。2年間大変お世話になりました。また、学生の皆様にも研究や学会発表についての相談や助言をして頂き、本当に助けられました。

最後になりましたが、家族や友人などこの2年間お世話になった全ての方々に心より御礼申し上げます。

2019年1月29日

村上遼太郎

学会発表履歴

平成 29 年度 衝撃波シンポジウム
平成 30 年度 宇宙科学技術連合講演会
平成 30 年度 宇宙航行の力学シンポジウム