

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 20 年度

修士論文

解析的予測子修正子法の
エアロキャプチャ技術への適用とその評価

Assessment of Analytic Predictor-Corrector Controller
Applied to Planetary Aerocapture

2009 年 2 月提出
指導教員 藤田 和央 准教授

76203 加納 希生

目次

目次	i
表一覧	iii
図一覧	iv
記号と解説	v
添え字	viii
第1章 緒言	1
1.1 研究背景.....	2
1.2 エアロキャプチャにおける制御則.....	4
1.3 本研究の目的.....	5
1.4 構成	5
第2章 解析的予測子修正子法.....	6
2.1 概要	7
2.2 グライディングフェイズ.....	7
2.3 脱出フェイズ.....	9
第3章 計算手法 –飛行経路解析–	12
3.1 座標系の定義.....	13
3.2 飛行経路解析の流れ.....	16
3.2.1 質点運動方程式.....	18
3.2.2 回転運動方程式.....	19
3.2.3 Runge-Kutta-Fehlberg 法[24].....	19
3.3 制御則の扱う状態量.....	20
3.3.1 加速度項の変換.....	20
3.3.2 空力項の変換.....	20
3.4 成功条件.....	21
3.4.1 アフターエアロキャプチャ・マヌーバ.....	21
3.4.2 成功条件.....	23
第4章 飛行経路解析の解析条件と結果.....	26
4.1 計算概要.....	27
4.2 回廊拡張幅の理論上限.....	29
4.2.1 概念と計算条件.....	29
4.2.2 計算結果.....	29
4.3 APC による制御を用いた際の回廊幅.....	33
4.3.1 既存の調整手順と計算条件.....	33
4.3.2 各パラメータの調整値と回廊幅の結果.....	33
4.4 APC 制御則によるエアロキャプチャシステムの成功確率.....	40
4.4.1 計算条件.....	40
4.4.2 成功確率の解析結果.....	41
第5章 飛行経路解析の考察.....	43
5.1 回廊拡張幅の理論上限.....	44
5.1.1 L/D 変化の突入角回廊への影響.....	44
5.1.2 大気密度分散の突入角回廊への影響.....	44
5.1.3 大気密度分散を考慮した回廊幅.....	44
5.1.4 飛行経路解析の信頼性.....	45
5.2 APC パラメータの調整と回廊幅.....	45

5.2.1	二分法による収束補助.....	4 5
5.2.2	脱出フェイズにおける上昇率の定常オフセット.....	4 6
5.2.3	フェイズ移行条件速度が回廊幅に与える影響.....	4 7
5.2.4	回廊幅の拡張について.....	4 8
5.3	APC によるエアロキャプチャの成功確率.....	4 8
5.3.1	突入角に対する成功確率の推移.....	4 8
5.3.2	投入精度.....	4 9
第 6 章	結言.....	5 0
6.1	結論.....	5 1
6.2	今後の課題.....	5 1
	謝辞.....	5 3
	参考文献.....	5 4
付録 A	Runge-Kutta-Fehlberg 法.....	5 5
付録 B	機体諸元の算出.....	5 6
付録 C	突入角データ.....	5 7
	修士論文における学会発表リスト.....	6 1

表一覧

表 4-1	突入初期条件.....	2 8
表 4-2	機体諸元.....	2 8
表 4-3	惑星に関する諸物理量[19][20]	2 8
表 4-4	目的軌道.....	2 8
表 4-5	APC のパラメータ	4 0
表 C-1	最確モデルにおける突入角	5 7
表 C-2	高密度モデルの突入角	5 8
表 C-3	低密度モデルの突入角データ	5 9

図一覽

図 1-1	エアロブレーキ.....	2
図 1-2	エアロキャプチャ.....	3
図 2-1	APC の概要.....	7
図 3-1	移動座標系の定義.....	1 3
図 3-2	移動座標系の初期値.....	1 4
図 3-3	機体座標系の定義.....	1 4
図 3-4	速度座標系の定義.....	1 4
図 3-5	移動座標系からの速度座標系.....	1 4
図 3-6	座標系の相互関係.....	1 5
図 3-7	飛行経路解析チャート.....	1 7
図 3-8	アフターエアロキャプチャ・マヌーバ.....	2 2
図 3-9	脱出軌道の遠点高度と dV_2 の成功領域.....	2 4
図 3-10	脱出軌道の遠点高度と dV_1 の成功範囲.....	2 5
図 3-11	成功領域の軌道要素.....	2 5
図 4-1	L/D によって異なる回廊幅.....	3 0
図 4-2	エアロキャプチャのエネルギー損失.....	3 0
図 4-3	火星大気密度モデル.....	3 1
図 4-4	大気密度の分散によって変化する突入角回廊.....	3 1
図 4-5	上昇率と動圧履歴の変化.....	3 2
図 4-6	大気密度分散を考慮した場合の回廊幅.....	3 2
図 4-7	動圧の高度による近似 ピーク動圧付近.....	3 4
図 4-8	対気速度に対する飛行高度履歴 $L/D = -0.4, 0.0, 0.4$	3 5
図 4-9	二分法を用いた補足型調整による回廊幅の拡張.....	3 5
図 4-10	参照上昇率の収束の範囲.....	3 6
図 4-11	脱出フェイズ G_i による回廊の変化.....	3 6
図 4-12	脱出フェイズ G_i による到達遠点距離の変化.....	3 7
図 4-13	到達軌道遠点距離と軌道調整マヌーバの関係.....	3 7
図 4-14	フェイズ移行条件速度による回廊の変化.....	3 8
図 4-15	フェイズ移行条件速度による到達遠点距離の変化.....	3 8
図 4-16	垂直方向加速度の時間履歴.....	3 9
図 4-17	大気密度の差による回廊幅の変化.....	3 9
図 4-18	投入軌道誤差と飛行経路角の関係.....	4 1
図 4-19	飛行経路角とエアロキャプチャシステムの成功確率.....	4 2
図 4-21	軌道投入誤差とエアロキャプチャシステムの成功確率.....	4 2
図 5-1	大気密度のスケールハイト.....	4 7

記号と解説

α	:	迎角
β	:	横滑り角
σ	:	バンク角 [deg]
σ_{margi}	:	操作許容バンク角 [deg]
σ_{cmc}	:	操作出力バンク角 [deg]
σ_{eq}	:	平衡バンク角 [deg]
γ	:	飛行経路角 [deg]
ρ	:	大気密度 [kg/m ³]
ρ_0	:	参照大気密度 [kg/m ³]
ϕ	:	初期移動座標系 x 軸まわり角 [deg]
θ	:	初期移動座標系 y 軸まわり角 [deg]
ψ	:	初期移動座標系 z 軸まわり角 [deg]
$\Delta\phi$:	各時間ステップ初期移動座標系 x 軸周り角増分 [deg]
$\Delta\theta$:	各時間ステップ初期移動座標系 y 軸周り角増分 [deg]
$\Delta\psi$:	各時間ステップ初期移動座標系 z 軸周り角増分 [deg]
$\vec{\omega}_{G/I}$:	移動座標系の慣性系に対する相対角速度ベクトル [deg/s]
$\vec{\omega}^B$:	機体座標系機体姿勢角速度ベクトル [deg/s]
ω_n	:	二次遅れ系の固有角周波数 [Hz]
ζ	:	二次遅れ系の緩和係数
a	:	動圧の高度一次関数近似における切片 [Pa]
b	:	動圧の高度一次関数近似における傾き [Pa/m]
C_A	:	機体座標系 x 軸方向の力の係数
C_Y	:	機体座標系 y 軸方向の力の係数
C_N	:	機体座標系 z 軸方向の力の係数
C'_A	:	制御則の扱う機体座標系 x 軸方向の力の係数
C'_Y	:	制御則の扱う機体座標系 y 軸方向の力の係数
C'_N	:	制御則の扱う機体座標系 z 軸方向の力の係数
C'_D	:	制御側の扱う移動座標系換算抗力係数
C'_L	:	制御則の扱う移動座標系換算揚力係数

C_l	:	機体座標系 x 軸方向のモーメント係数
C_m	:	機体座標系 y 軸方向のモーメント係数
C_n	:	機体座標系 z 軸方向のモーメント係数
C_l^G	:	慣性座標系から移動座標系への座標変換行列
C_B^V	:	機体座標系から速度座標系への座標変換行列
C_G^V	:	移動座標系から速度座標系への座標変換行列
$C_{G_0}^B$:	初期移動座標系から機体座標系への座標変換行列
C_L	:	制御系内揚力係数
C_D	:	制御系内抗力係数
D	:	抵抗による加速度 [m/s ²]
$\overrightarrow{F_{aero}}$:	空力ベクトル [N/kg]
$\overrightarrow{F_{grv}}$:	重力ベクトル [N/kg]
f_i	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の空力[N]
f_i	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の慣性力[N]
f_g	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の重力 [N]
\overrightarrow{G}	:	機体座標系機体中心モーメント [m/s]
G_q	:	動圧ゲイン係数
$G_{\dot{h}}$:	上昇率ゲイン係数
\vec{h}	:	機体座標系角運動量ベクトル [m ² /s]
H	:	飛行方位角 [deg]
h	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の地表高度 [m/s]
\dot{h}	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の上昇率 [m/s]
\dot{h}_{ref}	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の参照上昇率 [m/s]
\dot{h}_{exit}	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の脱出時上昇率 [m/s]
\ddot{h}_{exit}	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の脱出時加速度 [m/s]
h_s	:	大気密度スケールハイト [m]
\ddot{h}	:	移動座標系 z 軸方向離心向きに正の加速度 [m/s]
L_a	:	経度 [deg]
L_o	:	緯度 [deg]
m	:	機体質量 [kg]
P	:	機体座標系機体姿勢角速度 x 成分 [deg/s]
Q	:	機体座標系機体姿勢角速度 y 成分 [deg/s]

R	:	機体座標系機体姿勢角速度 z 成分 [deg/s]
q	:	動圧 [Pa]
q_{ref}	:	参照動圧 [Pa]
r	:	惑星中心機体中心間距離 [m]
r_a	:	軌道遠点距離 [m]
r_p	:	軌道近点距離 [m]
\vec{r}	:	機体座標系位置ベクトル [m]
S	:	機体代表面積 [m ²]
t	:	大気圏突入後経過時刻 [s]
V_r	:	移動座標系 z 軸方向離心向き正の上昇率 [m/s]
V_{rel}	:	移動座標系対気速度の大きさ [m/s]
\vec{v}	:	速度ベクトル [m/s]
\vec{V}	:	制御側の扱う速度ベクトル [m/s]
V_∞	:	惑星から無限遠点における飛行機体の速度の大きさ [m/s]
V_{exit}	:	脱出フェイズの予測大気圏脱出時速度の大きさ [m/s]
ΔV_{aero}	:	脱出フェイズの予測減速量 [m/s]
$V_{desired}$:	脱出フェイズの予測最適脱出速度の大きさ [m/s]
V_{miss}	:	予測最適脱出速度と予測大気圏脱出速度の誤差 [m/s]
dV or dV_{after}	:	エアロキャプチャ後の軌道調整マヌーバの大きさ [m/s]
dV_1	:	エアロキャプチャ後の遠点調整マヌーバの大きさ [m/s]
dV_2	:	エアロキャプチャ後の近点調整マヌーバの大きさ [m/s]
dV_{min}	:	軌道調整マヌーバの理論最小値 [m/s]
V_{sw}	:	フェイズ移行条件速度 [m/s]
\vec{x}	:	位置ベクトル [m]

添え字

I	:	慣性座標系
G	:	移動座標系
G_0	:	移動座標系の初期位置
V	:	速度座標系
B	:	機体座標系
0	:	初期値
a	:	遠点
p	:	近点
$exit$:	大気圏脱出の軌道
tgt	:	目的の軌道
$trans$:	遠点調整マヌーバ後のトランスファー軌道
max	:	最大値
min	:	最小値

第1章 緒言

1.1 研究背景

惑星探査の歴史は古い。中でも金星や火星に対する人類の興味は強く、1950年代からミッション構想、テストフライトが繰り返され[1]、1962年に初めて金星大気の観測に成功した Mariner2 から今日まで、数多くのミッションが行われてきた。このような惑星探査ミッションでは、探査機を惑星間航行軌道から目的軌道にのせるためにかなりの減速が必要となる。現状では化学推進剤を用いて減速する方法が多く用いられているが、現在良く使われている化学推進剤の比推力では探査機を目的軌道に乗せるには大量の化学推進剤が必要となる。そのため、探査機の搭載可能重量の大部分を化学推進剤が占めることとなり、ペイロード重量が制限されてしまう。そこで、化学推進剤に代わる減速法としてエアロアシスト技術が注目されている。この手法は、探査機を惑星大気に突入させることによって、機体を減速する技術である。

エアロアシスト技術は図 1-1 に示すエアロブレーキと図 1-2 に示すエアロキャプチャの 2 種類に区別される[2]。

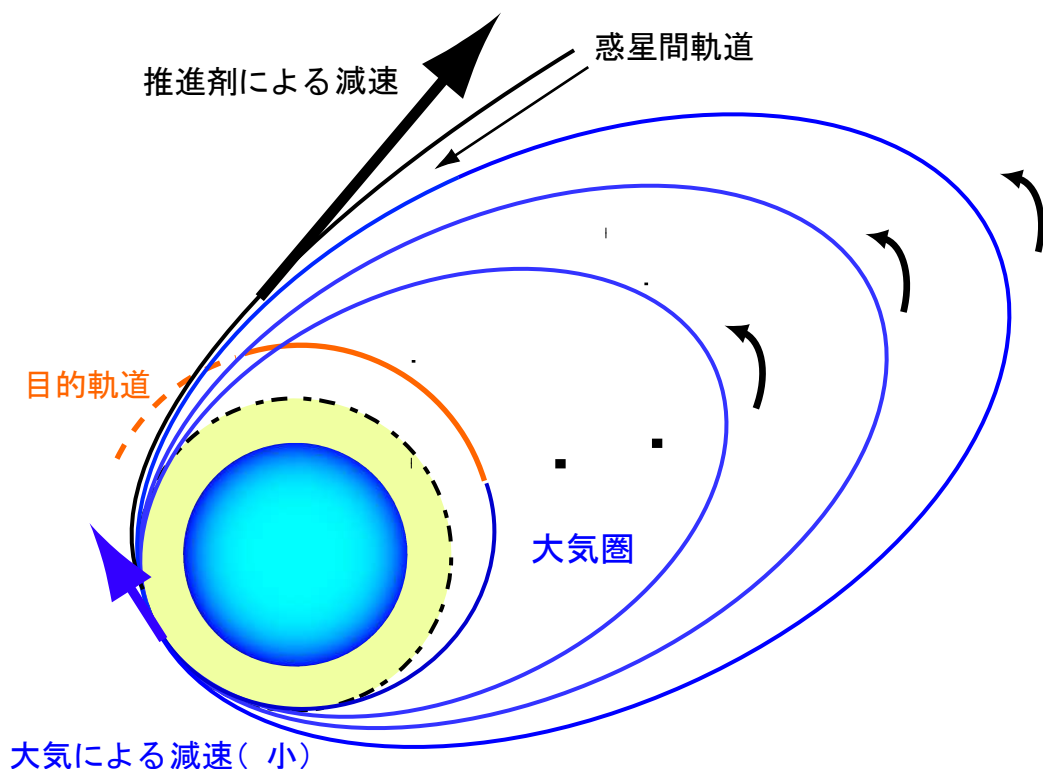


図 1-1 エアロブレーキ

エアロブレーキは既に実用化されている技術である。探査機は極めて薄い惑星上層大気を何度もかすめることで徐々に減速していく。1回のフライト時間は短く、加熱率も低いいため機体に搭載すべき熱防御システム重量が少なくても良く、オペレーターが地球からコマンドを出して軌道を修正することも可能である。しかし、目的軌道に乗るまで数ヶ月かかり、また通信時間が限られる。また、惑星大気への突入回数が多いため、失敗の危険が高くなり、上層大気の組成、密度、温度には大きな分散がある等問題が多い。そして、エアロアシスト技術の利点である推進剤重量が推進剤のみの場合に比べて半分程度しか軽減されない。

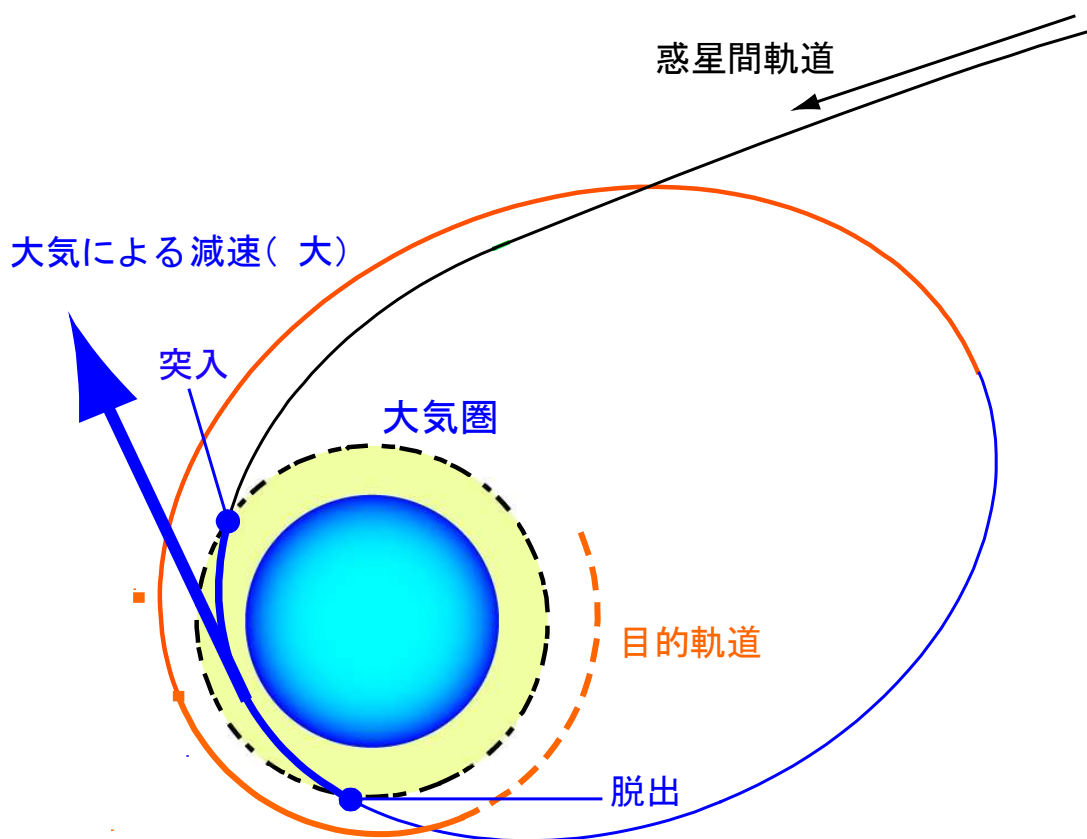


図 1-2 エアロキャプチャ

一方、エアロキャプチャでは探査機は惑星大気により深く突入し、1度の惑星大気圏突入によって目的軌道に乗るため、惑星到着後数日以内に観測を開始でき、オペレーターが何ヶ月も拘束されることがない。そして、軌道調整用の推進剤以外余分な燃料を積まなくて良いといった点で非常に優れた特性を有している[3]。ところが、エアロキャプチャはいくつかの工学的な課題を抱えており、構想が打ち出されてから20年以上立ちながらも未だに実用化されていない。工学的見地からは、強い加熱から機体を守るための熱防御システ

ム、惑星大気を飛行するための空力制御デバイス、大気圏へ突入させる際の飛行経路角の設定精度、そして完全に自立した制御則が重要な課題として挙げられている。その中でも特に制御則の確立は最重要課題である。その理由として、探査機に制御則を搭載しない場合、大気密度の分散や、空力特性の誤差、ナビゲーション技術の限界から、軌道投入成功に向けた突入角が非常に狭くなってしまいう可能性が指摘されていることが挙げられる[17-19]。そこで、適切な飛行経路とロバスト性を獲得するために制御則の確立が必須である。

1.2 エアロキャプチャにおける制御則

既存のエアロキャプチャを想定した制御則は主に以下の3つが提案されている。

1. Analytical Predictor Corrector : APC[8]
2. Energy Controller : EC[9]
3. Terminal Predictor Corrector : TPC[10][11]

これら3つの制御側を比較した文献[12]をもとにそれぞれの制御則の特徴について簡単に示す。まず APC は大気圏飛行中に現在の状態量から脱出時の速度を予測し、探査機が目的の軌道に乗ることができるよう解析的に修正を加えていく手法であり、到達軌道の精度や投入可能な飛行経路角の幅に関して他の制御則よりも優れている。次に EC は APC において予測子としていた脱出時速度をエネルギーに置き換えたものである。この制御則は APC と同等の高い制御精度を有するが、選択する飛行経路の加熱や加速度が高くなる点に難があるとされる。そして TPC は APC や EC とは異なり、あらかじめ設定した最適の飛行経路からのずれを適宜検出し、ずれを修正していく手法である。このため、大気密度や空力特性など、想定される分散要因に対して高い耐性を持つ。しかし、既に軌道を決定しているため、初期条件の誤差を修正できず、脱出後の軌道精度に関しては APC や EC に劣る。以上の傾向から軌道精度が高く、突入角幅の広い APC が近年、海外において広く研究されており、火星を対象とした実現可能性の検討[9][13][14][18]やタイタン[10][15]や海王星[16]へのエアロキャプチャ応用ミッションなど実際の惑星探査を想定したケーススタディが行われている。

日本でもエアロキャプチャへの実用に向けた機運が高まってきてはいるものの、その大部分は制御デバイス、もしくは宇宙機そのものを対象とした研究が多い。エアロキャプチャを行うための制御則を取り扱った例はほとんどなく、調整手法や適用例などが十分に検討されているとは言い難い。

以上のような背景の中、APC を採用したエアロキャプチャミッションを想定し、その制御パラメータが突入角や、想定される分散、最終到達軌道などシステムの根幹にどのような影響を及ぼすかを調べることは現在宇宙航空研究開発機構 (JAXA) において検討されている火星探査ミッションへのエアロアシスト技術の応用など、日本のエアロキャプチャ応用ミッションの実現にとって有益である。

1.3 本研究の目的

本研究の目的は、JAXA 次期火星探査ミッションにおけるエアロアシスト技術の応用を実現するため、エアロアシスト誘導制御法を評価できる数値解析手法を開発し、次期火星探査ミッションにエアロキャプチャを用いた場合の誘導制御法の有用性を評価する点にある。その達成のため、以下3つの解析を行った。

1. 目的軌道より理論的にエアロキャプチャが成功すると想定される突入時の飛行経路角の範囲を導出する。
2. APC による制御の下、飛行経路解析により、許される飛行経路角の幅を1の範囲内で最大限に拡張するパラメータの設定及びパラメータの感度に関する検討を行う。
3. APC による有制御飛行の下、不確定要素の分散を考慮したモンテカルロ解析、及びエアロキャプチャを用いるために必要な大気圏投入精度の検討を行う

1.4 構成

本論文は、緒言の本章を含めて全5章から構成される。続く第2章では本研究において取り扱う制御則の基本概念、制御出力の計算手順を示した。第3章では基本となる飛行経路解析の計算手法を示した。制御側の扱う慣性系と飛行経路解析の時間発展を行う慣性系の接続、及びエアロキャプチャの成功条件の定義についてもここにまとめてある。第4章では各解析の計算条件とその結果を示し、第5章の各節において上記の3つの解析に関する考察を示す。最後に第6章で得られた結論を示す。

第2章 解析的予測子修正子法

2.1 概要

本研究では，エアロキャプチャの制御側に解析的予測子修正子法（APC：Analytical Predictor Corrector）[2]を用いる（以下 APC と呼ぶ）.APC の概要を図 2-1 に示す.APC は 2 つのフェイズによって構成されている.突入初期はグライディングフェイズと呼ばれており，上昇速度，高度を維持しつつ，適切な空気抗力を受けながら速度損失を達成することを目的としている.グライディングフェイズにおいて所定の対気速度に達した機体は，次の脱出フェイズに移行する.脱出フェイズでは，大気圏脱出高度における速度を予測し，上昇速度に摘時修正をかけ，脱出速度の調節を行う.各フェイズの参照量，操作量はそれぞれ 2.2, 2.3 節で示す.

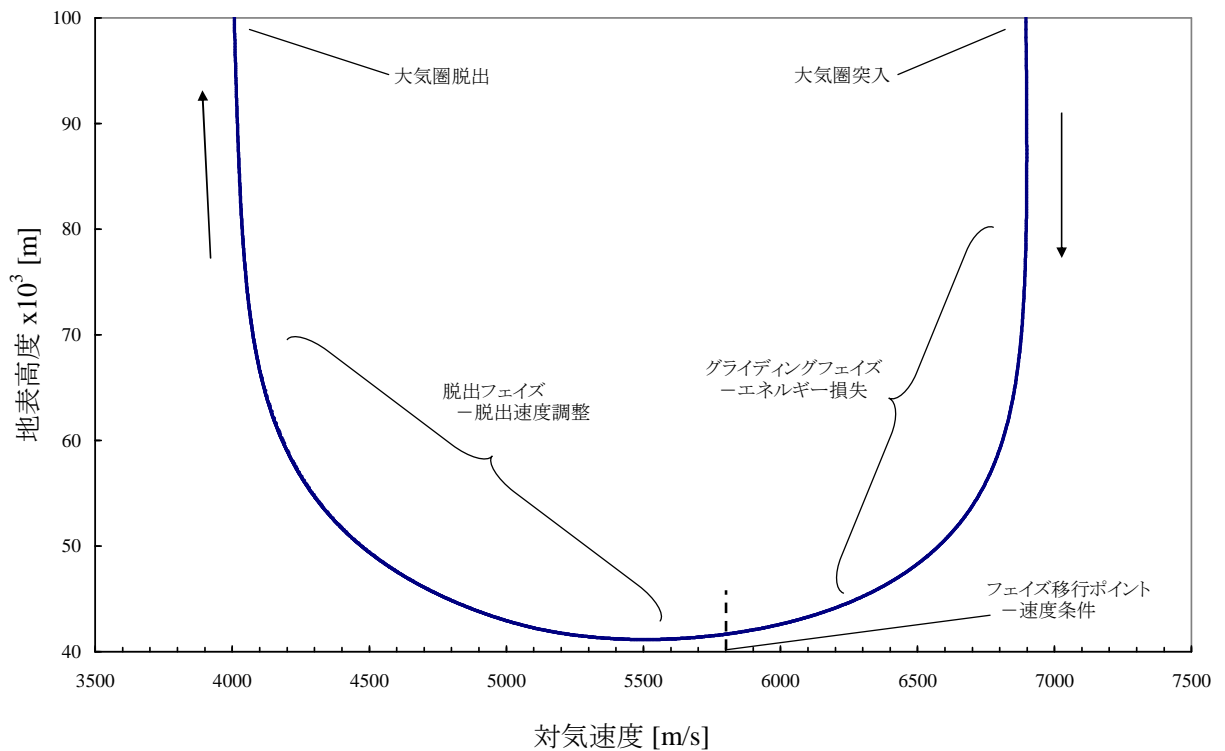


図 2-1 APC の概要

2.2 グライディングフェイズ

グライディングフェイズは飛行機体を適切な平衡状態に誘導する.この平衡状態とは，十分な動圧 q_{ref} と操作許容量 σ_{margin} の保持及び惑星半径方向（以降，垂直成分と呼び，惑星中心から離れる場合を上昇成分，近づく場合を下降成分と書く）加速度 \ddot{h} の釣り合いを意味する.本節では，これら参照量の定義を行い，このフェイズの操作出力を導出する.

飛行経路角が小さいときの機体同期系における加速度の垂直成分は,

$$\frac{dVr}{dt} = f_i(\vec{V}, \vec{r}) + f_g(\vec{r}) + f_a(\vec{V}, \vec{r}, \sigma) \quad (2-1)$$

と書ける. f_i は, コリオリ力と遠心力を合成した慣性力の垂直成分であり, 機体質量 m で除算してある.本研究では, 慣性系, 機体軸系からの座標変換によって力を表記する.空力 f_a は次式のように表される.

$$f_a = C_L(\sigma)qS \quad (2-2)$$

機体のバンク角, σ は本制御側によって操作される.以後, 上式のように特に着目しない限りは状態量の引数を省略する.

式(2-1)より垂直成分の釣り合いに必要なバンク角 σ_{eq} は

$$C_L(\sigma_{eq}) = -\frac{m}{qS}(f_i + f_g) \quad (2-3)$$

と表される.一方, 操作出力に余裕をもたせ, σ_{margin} で平衡状態に達するよう動圧を参照値として次式のように定義する.

$$q_{ref} = -\frac{1}{C_L(\sigma_{margin})} \cdot \frac{m}{S}(f_i + f_g) \quad (2-4)$$

以上の参照量から, σ_{eq} 付近において平衡状態を実現し, 垂直速度を0に保つために必要な操作出力 σ_{cmd} は, 次式のようになる.

$$C_L(\sigma_{cmd}) = C_L(\sigma_{eq}) - G_h \frac{\dot{h}}{q} + G_q \frac{q - q_{ref}}{q} \quad (2-5)$$

ここで, 抵抗によって発生する加速度, D , 惑星地表面からの上昇率, \dot{h} は Vr と同義である.また, G_h , G_q は任意のゲイン係数で定数である.以下にゲイン係数の推定手順[8][13]を示す.

今, 動圧の偏差が次式のように高度の一次関数として近似できるとする.

$$q - q_{ref} \approx a + bh \quad (2-6)$$

式(2-6)を式(2-5)に代入し, さらに式(2-1)に代入する.すると, σ_{eq} の定義より代入された式は次式のように整理できる.

$$\ddot{h} + G_h \frac{C_L S}{m} \dot{h} - G_q \frac{C_L S}{m} bh = 0 \quad (2-7)$$

これは, ラプラス変換によって h に関する二次遅れ系の伝達関数と係数比較する事で, 動

的応答特性が見られる.したがって,その緩和係数を ζ ,周波数を ω_n とおくと,次式のように表される.

$$G_q = -\frac{m\omega_n^2}{C_L S} b \quad (2-8)$$

$$G_h = -\frac{2m\omega_n \zeta}{C_L S} \quad (2-9)$$

b を飛行経路解析から求めれば,臨界制動を達するゲイン係数を定めることができる.

2.3 脱出フェイズ

グライディングフェイズから脱出フェイズへの移行は,あらかじめ決定されている機体速度に達した時点で行われる.このフェイズでは,上昇率の参照量 \dot{h}_{ref} を解析的に算出し,大気圏脱出時に適切な速度を有するように機体を誘導する.脱出時に要求される速度は,目的の軌道に対して最小のマヌーバで投入できるように設定し,軌道要素から解析的に算出される.したがって,操作用出力 σ_{cmd} は釣り合いを維持するバンク角 σ_{eq} と上昇速度 \dot{h}_{ref} によって決定され,次式のように表される.

$$C_L(\sigma_{cmd}) = C_L(\sigma_{eq}) - G_h \frac{\dot{h} - \dot{h}_{ref}}{q} \quad (2-10)$$

\dot{h}_{ref} を求めるために予測子となる大気圏脱出時の速度 $V_{exit} = |\vec{V}_{exit}|$ と上昇速度 \dot{h}_{exit} を求める.

速度変化の要因のうち空力抵抗は非保存力であるから,その減速分 ΔV_{aero} は抵抗方向の加速度を積分することで見積もる.

まず次式のような大気密度の指数関数モデル

$$\rho(h) = \rho_0 e^{-\frac{h}{h_s}} \quad (2-11)$$

を導入する.現在の抵抗 D に対して高度の微小変化 δh に対する速度の変化分 δV_{rel} は次式のようになる.

$$D = D_0 e^{-\delta h/h_s} \left(1 + \frac{\delta V_{rel}}{V_0} \right)^2 \quad (2-12)$$

ここで空力抵抗による速度変化は

$$-D = \frac{dV_{rel}}{dt} = \frac{dV}{dh} \cdot \frac{dh}{dt} \quad (2-13)$$

と記述される.制御則によって dh/dt が一定値 \dot{h}_{ref} であると仮定した場合, δV の0から

ΔV_{aero} までの積分が可能である.

$$\int_0^{\Delta V_{aero}} \frac{d\delta V_{rel}}{\left(1 + \frac{\delta V_{rel}}{V_0}\right)^2} = \frac{-D}{\dot{h}_{ref}} \int_0^{\infty} e^{-\frac{\delta h}{h_s}} d\delta h \quad (2-14)$$

ΔV_{aero} について整理すると

$$\Delta V_{aero} = -\left(\frac{\dot{h}_{ref}}{Dh_s} + \frac{1}{V_0}\right)^{-1} \quad (2-15)$$

となる. 求めた空力抵抗による減速に加え, 慣性力と重力の作用を考慮すれば脱出時の機体速度 V_{exit} と上昇速度 \dot{h}_{exit} は

$$V_{exit} = \sqrt{V^2 + 2\mu\left(\frac{1}{r_{exit}} - \frac{1}{r}\right) + \Delta V_{aero}} \quad (2-16)$$

$$\dot{h}_{exit} = \sqrt{\dot{h}_{ref}^2 - 2\left(\frac{V_{exit}^2}{r_{exit}} - \frac{\mu}{r_{exit}^2}\right)(r - r_{exti})} \quad (2-17)$$

と求まる.

これら予測子に対して目標となる軌道に必要な脱出速度 $V_{desired}$ は \dot{h}_{exit} と目的の軌道遠点高度 r_a を使って, エネルギーと角運動量の保存則から,

$$V_{desired} = \sqrt{\frac{\dot{h}_{exit}^2 + 2\mu \frac{r_a^2}{r_{exit}^2} \left(\frac{1}{r_a} - \frac{1}{r_{exti}}\right)}{1 - \frac{r_a^2}{r_{exit}^2}}} \quad (2-18)$$

と一意に定まる. よって, 目的量 $V_{desired}$ と V_{exit} の誤差を $V_{miss} \equiv V_{desired} - V_{exit}$ と定義するとき, \dot{h}_{ref} は関数 $V_{miss}(\dot{h}_{ref})$ が 0 に収束するように最適化させれば良いことになる. \dot{h}_{ref} を Newton-Raphson 法によって収束させると, その各ステップにおける修正量は

$$\dot{h}_{ref}^{n+1} = \dot{h}_{ref}^n - \frac{V_{miss}}{\frac{\partial}{\partial \dot{h}_{ref}} V_{miss}} = \dot{h}_{ref}^n - \frac{V_{dsired} - V_{exit}}{\frac{\partial}{\partial \dot{h}_{ref}} (V_{dsired} - V_{exit})} \quad (2-19)$$

となる. 右辺第二項の分母にある微分項を以下に表記する.

$$\frac{\partial V_{dsired}}{\partial \dot{h}_{ref}} = \frac{1}{V_{dsired}} \cdot \frac{\partial \dot{h}_{exit}}{\partial \dot{h}_{ref}} \quad (2-20)$$

$$\frac{\partial \dot{h}_{exit}}{\partial \dot{h}_{ref}} = \frac{1}{\dot{h}_{exit}} \left(1 - (h - h_{exit}) \frac{\partial \dot{h}_{exit}}{\partial \dot{h}_{ref}}\right) \quad (2-21)$$

$$\frac{\partial \dot{h}_{exit}}{\partial \dot{h}_{ref}} = \frac{2V_{exit}}{r_{exit}} \frac{\partial V_{exit}}{\partial \dot{h}_{ref}} \quad (2-22)$$

$$\frac{\partial V_{exit}}{\partial \dot{h}_{ref}} = \frac{\partial \Delta V_{aero}}{\partial \dot{h}_{ref}} \quad (2-23)$$

$$\frac{\partial \Delta V_{aero}}{\partial \dot{h}_{ref}} = \frac{\Delta V_{aero}^2}{h_s d} \quad (2-24)$$

最後に, (2-10)を(2-1)に代入することで次式を得る.

$$\ddot{h} + G_h \frac{C_L S}{m} \dot{h} = G_D \frac{C_L S}{m} \dot{h}_{ref} \quad (2-25)$$

グライディングフェイズと同様に \dot{h} の一次遅れ要素とすると

$$\frac{d\dot{h}}{dt} = \frac{C_L S}{m} \dot{h}_{ref} - G_h \frac{C_L S}{m} \dot{h} \quad (2-26)$$

と表される.上式を積分すると, 次式が得られる.式(2-7)右辺第二項の係数は一次遅れ系の時定数とみなすことができる.

$$\dot{h} = \dot{h}_{ref} \left(1 - \exp \left(- \frac{m}{C_L S G_h} t \right) \right) \quad (2-27)$$

第3章 計算手法 一飛行経路解析一

3.1 座標系の定義

本研究では、姿勢角変化を伴う飛行機体の運動を解く必要があり、運動方程式には空気力項が付加される。制御則系における運動を解析するには、機体中心に同期した回転座標系が必要となる。したがって、異なる各慣性系の時間発展項を正確に記述するため、以下の座標系を導入する。全て三次元直交右手座標系としている。

1. 慣性座標系 上付き添え字 I :

惑星中心に座標原点を固定し、時間に伴って動くことのない系

2. 移動座標系 上付き添え字 G :

機体中心に座標原点を持ち、測地経緯度によって定義される系

3. 初期測地座標系 上付き添え字 G_0

突入時測地経緯度に固定され、機体軸の姿勢角の初期値を示す系

4. 速度座標系 上付き添え字 V :

機体中心に座標原点を持ち、飛行経路角と方位角によって定義される系

5. 機体座標系 上付き添え字 B :

機体中心に座標原点を持ち、機体姿勢を示す系

以上の座標系とその関係を以下図 3-1 移動座標系～図 3-5 に示す。

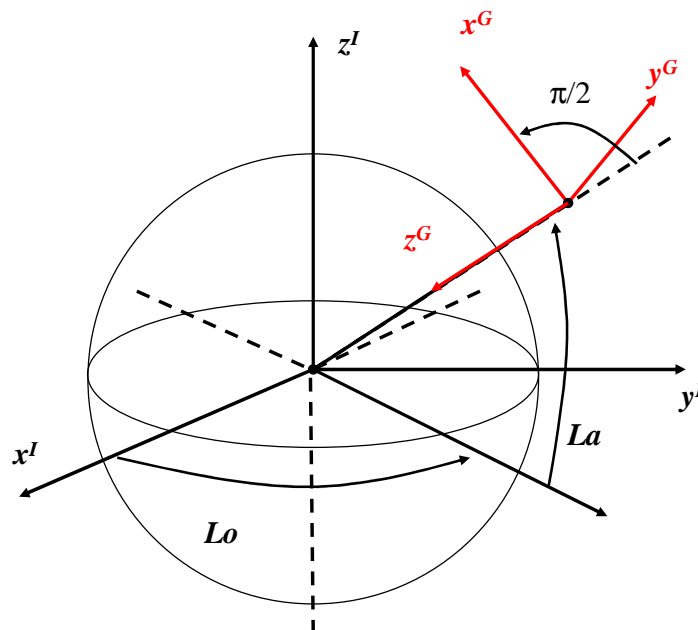


図 3-1 移動座標系の定義

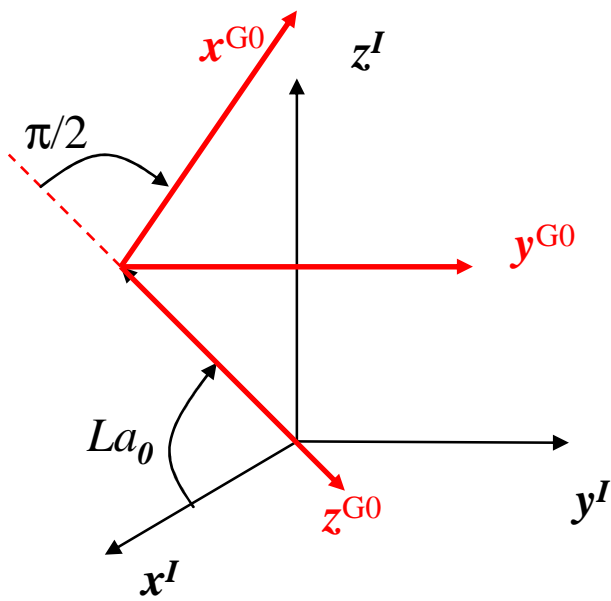


図 3-2 移動座標系の初期値

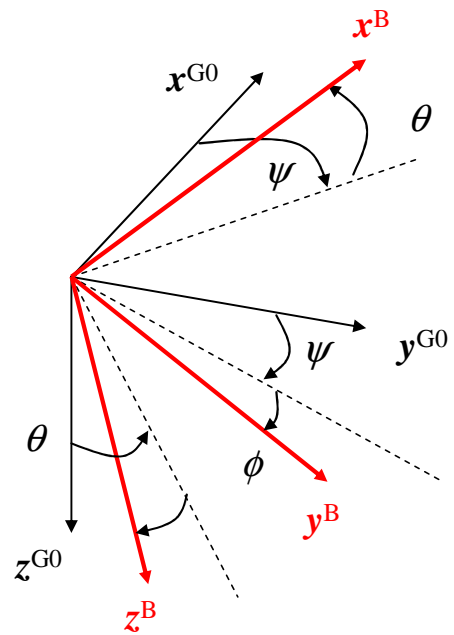


図 3-3 機体座標系の定義

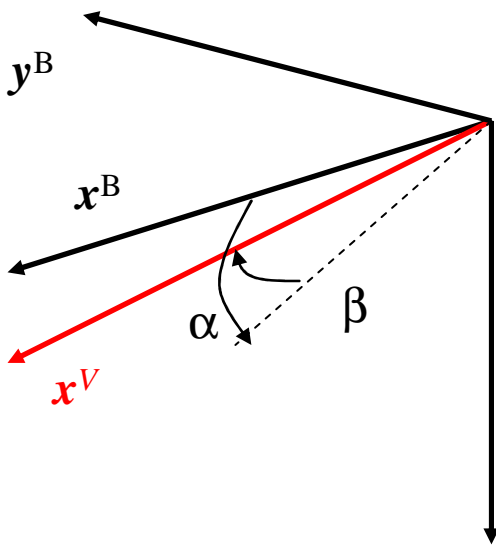


図 3-4 速度座標系の定義

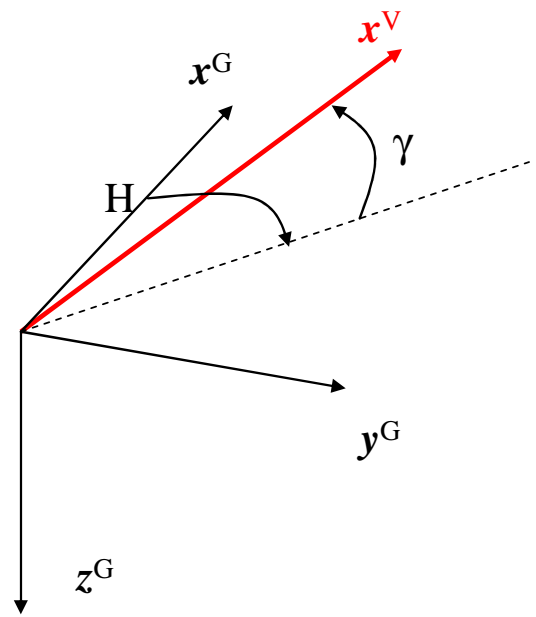


図 3-5 移動座標系からの速度座標系

以上の座標軸の相互関係と定義角を示す。

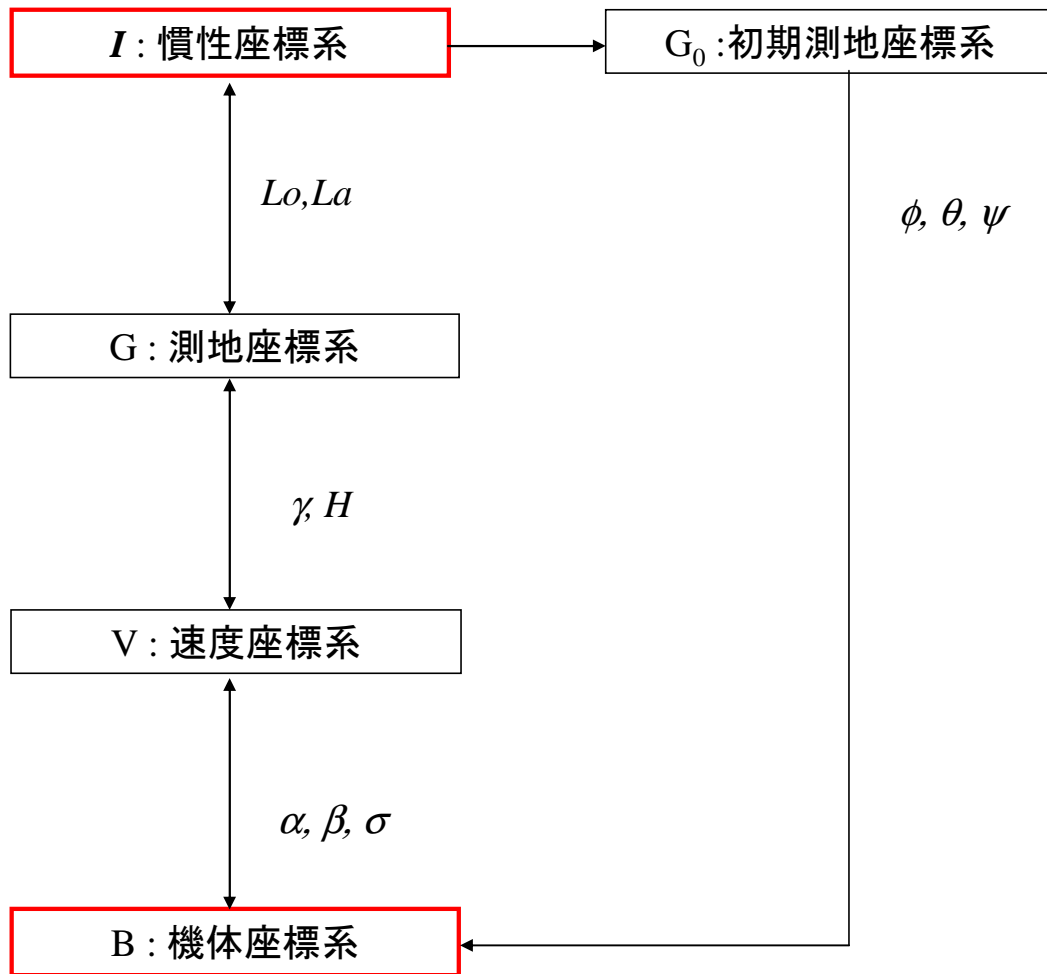


図 3-6 座標系の相互関係

図 3-6 の慣性座標系において運動方程式を、機体座標系において回転運動方程式の時間発展を行う。本研究では、座標系同士の変換を円滑に進めるために三次元座標変換行列を用いる。いずれの回転角も回転中心軸より座標原点を見た際に反時計回りが正となるように定義される。以後、三次元座標系 X から Y へ行列変換する場合は、 C_X^Y と表記する。例えば、 \vec{x}^X から \vec{x}^Y へ行列を変換するとき次式のように表される。

$$\vec{x}^Y = C_X^Y \vec{x}^X \quad (3-1)$$

式(3-1)の表記法に基づいて各座標変換行列を式(3-2)から式(3-5)に示す。なお逆変換は省略する。

$$C_I^G = \begin{pmatrix} \cos(La + \pi/2) & 0 & -\sin(La + \pi/2) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(La + \pi/2) & 0 & \cos(La + \pi/2) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(Lo) & \sin(Lo) & 0 \\ -\sin(Lo) & \cos(Lo) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3-2)$$

$$C_G^V = \begin{pmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos H & \sin H & 0 \\ -\sin H & \cos H & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3-3)$$

$$C_{G_0}^B = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3-4)$$

$$C_B^V = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \sigma & \sin \sigma \\ 0 & -\sin \sigma & \cos \sigma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \quad (3-5)$$

次に回転角の定義式を表記する。ただし、機体姿勢を定義するオイラー角は後述する回転運動方程式の時間発展の解を初期値に加算する。また、バンク角 σ に関しても後述する制御側によって各時間ステップにおいて入力される。なお、出力がない場合は0とする。

$$La \equiv \arcsin\left(\frac{-z^I}{\sqrt{(x^I)^2 + (y^I)^2 + (z^I)^2}}\right) \quad (3-6)$$

$$Lo \equiv \arcsin\left(\frac{y^I}{\sqrt{(x^I)^2 + (y^I)^2}}\right) \quad (3-7)$$

$$\gamma \equiv -\arctan\left(\frac{-v_z^G}{\sqrt{(v_x^G)^2 + (v_y^G)^2}}\right) \quad (3-8)$$

$$H \equiv \arctan\left(\frac{v_y^G}{v_x^G}\right) \quad (3-9)$$

$$\alpha \equiv \arctan\left(\frac{v_z^B}{v_x^B}\right) \quad (3-10)$$

$$\beta \equiv \arctan\left(\frac{v_y^B}{\sqrt{(v_x^B)^2 + (v_z^B)^2}}\right) \quad (3-11)$$

3.2 飛行経路解析の流れ

本研究で考慮する飛行機体は大気圏内を揚力飛行するため、以下に記述される質点の運動方程式を解いた。図 3-7 に飛行解析の流れを示す。

惑星中心に座標を固定した慣性座標系内における質点の運動方程式は次式によって表される。

$$\vec{\ddot{x}}^I = \vec{F}_{grv}^I + \vec{F}_{aero}^I \quad (3-12)$$

本研究では、この方程式を解くために Runge-Kutta-Felberg 法を用いる。Runge-Kutta-Felberg 法では可変時間を用いて精度を上げているために、力学項の座標変換は時間ステップ毎に行わなければならない。例えば、空力項は前述した座標系の定義を

用いて

$$\vec{F}_{aero}^{\rightarrow I} = C_G^I C_V^G C_B^V \vec{F}_{aero}^{\rightarrow B} \quad (3-13)$$

と機体座標系か慣性座標系に変換される。

また, Runge-Kutta-Fehlberg 法では二階常微分方程式である式(3-12)を次式のように一階常微分方程式に変形する必要がある。

$$\dot{\vec{x}}^I = \vec{v}^I \quad (3-14)$$

$$\dot{\vec{v}}^I = \vec{F}_{grv}^{\rightarrow I} + \vec{F}_{aero}^{\rightarrow I} \quad (3-15)$$

時間発展に必要な微分項を導出するためには, 現在位置 \vec{x}^I , 速度 \vec{v}^I の他に, 姿勢角 ϕ, θ, ψ , 機体軸まわりの姿勢角速度 P, Q, R から右辺の力学項を算出しなければならない。姿勢角, 姿勢角速度は角運動量 \vec{h}^B とモーメント項 \vec{G}^B によって記述される回転運動方程式より求める。

$$\dot{\vec{h}}^B = \vec{G}^B \quad (3-16)$$

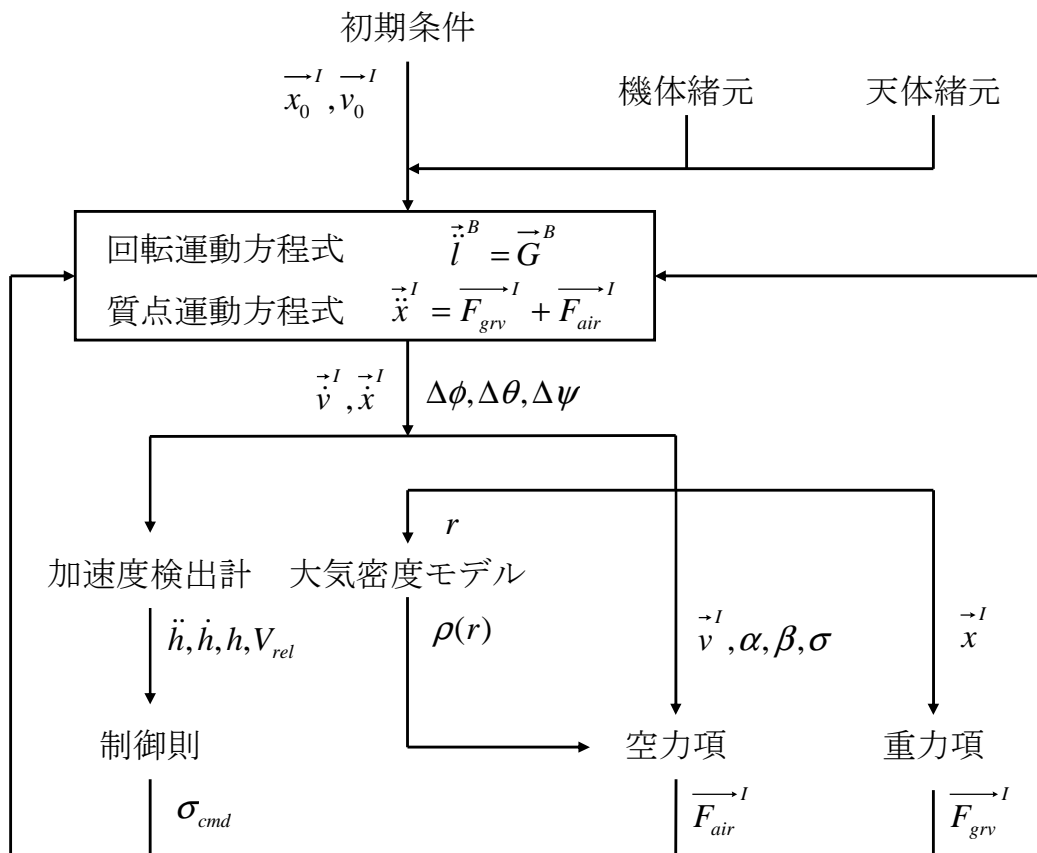


図 3-7 飛行経路解析チャート

3.2.1 質点運動方程式

本節では、質点の運動方程式を導く手順[22]を示す。各時間ステップでは、慣性座標系における位置と速度ベクトルが与えられる。これらを式(3-6)(3-7)に代入することで測地緯度 La 、経度 Lo が得られ、移動座標系への座標変換が可能となる。

また、地表高度 h は次式で表される。

$$h \equiv \sqrt{(x^I)^2 + (y^I)^2 + (z^I)^2} - r_M = r - r_M \quad (3-17)$$

ただし、 r は機体と惑星の中心間距離である。

移動系における速度ベクトルは

$$\vec{v}^G = C_I^G \vec{v}^I \quad (3-18)$$

と表される。各成分を用いて飛行経路角 γ と飛行方位角 H が式(3-8)(3-9)から求まる。

そして、対気速度ベクトルは移動座標系速度ベクトルを用いて次式のように表せる。

$$V_{rel} = \left| \vec{v}^G \right|^2 \quad (3-19)$$

対気速度ベクトル、 V_{rel} より動圧、 q が次のように定義できる。

$$q \equiv \frac{1}{2} \rho(h) V_{rel}^2 \quad (3-20)$$

ただし、 $\rho(h)$ は大気密度モデル[23]より与えられる。

このようにして求めた動圧を機体座標系における空力項として次式のように定義する。

$$\vec{F}_{aero}^B \equiv q S^t (C_A \quad C_Y \quad C_N) \quad (3-21)$$

後述する回転運動方程式を解くことで、機体座標系の姿勢角と速度ベクトルから迎角 α および横滑り角 β が得られる。これらと3.1節で示した座標変換を用いて式(3-21)を次式を用いて座標変換することで慣性座標系における空力項が定まる。

$$\vec{F}_{aero}^I = C_G^I C_V^G C_B^V \vec{F}_{aero}^B \quad (3-22)$$

一方、重力項は慣性座標系の位置ベクトル及び、重力定数 $\mu = \mu_M \mu_E$ を用いて、次式のように表せる。

$$\vec{F}_{grav}^I = \begin{pmatrix} \frac{\mu}{r^2} x^I & \frac{\mu}{r^2} y^I & \frac{\mu}{r^2} z^I \end{pmatrix} \quad (3-23)$$

以上、(3-22)(3-23)を(3-23)式に代入して時間発展に必要な微分項を得る。

3.2.2 回転運動方程式

角運動量 h は次式によって定義される.

$$h = I\omega = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix} \quad (3-24)$$

また, 機体中心周りの空力モーメントは次式によって定義される.

$$G^B = qS(C_l \quad C_m \quad C_n) \quad (3-25)$$

式(3-24)(3-25)を式(3-16)に代入し, 姿勢角速度の微分項 $\dot{\omega}^B = \begin{pmatrix} \dot{P} & \dot{Q} & \dot{R} \end{pmatrix}$ を得る.

また, 初期位置からの姿勢角速度は機体軸まわりの姿勢角速度を用いてその定義から次式のように求まる[22].

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} &= Q \cos \phi - R \sin \phi \\ \dot{\psi} &= Q \sin \phi \sec \theta + R \cos \phi \sec \theta \end{aligned} \quad (3-26)$$

以上の過程によって必要な4つの状態量についてそれぞれ微分項を得, 次のステップに進むことが出来る.

3.2.3 Runge-Kutta-Fehlberg 法[24]

本研究では飛行機体の運動方程式を Runge-Kutta-Fehlberg 法によって解く. Runge-Kutta-Fehlberg 法は誤差を時間ステップごとに調べ, 時間刻みを変更しながら計算するため, 高い時間精度が達成される. 本研究で Runge-Kutta-Fehlberg 法を用いた理由は, 計算コストの削減と時間精度のトレードオフにある. 大気圏の濃度によって運動方程式の加速度項の値が大きく変化するため, 突入初期の高高度と大気圏内飛行における最下点では位置, 速度の時間勾配に大きく影響する. そのような場合, 等時間刻みを行うと時間勾配の大きい箇所に適するよう時間刻みを取らざるを得ないため, 多大な計算時間がかかることになる. そこで, 最適刻み幅制御を行うことで余分な計算コストを省くことができる. Runge-Kutta-Fehlberg 法がこのような解析に適しているため, このスキームを選択する. 最適化にあたっては, 4次精度と5次精度の誤差を誤差許容量と比較し, 最適な時間刻みを決定する. 具体的な解法は付録に示す.

3.3 制御則の扱う状態量

制御則は機体座標系で加速度計より加速度を検出する.したがって,慣性座標系で導出した微分項を制御則の検出する機体同期座標系に変換しなければならない.以下,加速度と空力項の変換についての定義を示す.

3.3.1 加速度項の変換

本節では,慣性系で解いた運動方程式の加速度 $\vec{\ddot{x}}^I$ を制御則が扱う相対加速度 $\vec{\ddot{x}}^G$ に変換する過程を示す.

G 系は機体中心に同期する回転座標系であるから,座標軸の回転も考慮して位置ベクトル \vec{x}^I の時間微分は次式のように表される.

$$\left. \frac{d\vec{x}^I}{dt} \right|_I = \left. \frac{d\vec{x}^I}{dt} \right|_G + \vec{\omega}_{G/I} \times \vec{x}^I \quad (3-27)$$

ただし,第一項は I 系における時間微分を示す.また, $\vec{\omega}_{G/I}$ は慣性系に対する相対角速度ベクトルである.右辺第一項が相対速度を示す.式(3-27)をもう一度時間微分すると次式を得る.

$$\left. \frac{d^2\vec{x}^I}{dt^2} \right|_I = \left. \frac{d^2\vec{x}^I}{dt^2} \right|_G + \left. \frac{d\vec{\omega}}{dt} \right|_G \times \vec{x}^I + 2\vec{\omega} \times \left. \frac{d\vec{x}^I}{dt} \right|_G + \vec{\omega}_{G/I} \times (\vec{\omega}_{G/I} \times \vec{x}^I) \quad (3-28)$$

右辺第一項は相対加速度,第三項はコリオリ力,第四項は遠心力である.第二項の経緯度の角加速度と位置ベクトルの外積は飛行経路長に比べて惑星半径が非常に大きいため,殆ど無視できる.式(3-27)で得られた加速度は加速度検出器において制御則に出力される.制御則は一度同手順で慣性中心座標系において速度と位置の加算を行い,その際に得られた角速度と経緯度より再度座標変換をすることで式(3-27)を得る.次に左から座標変換行列 C_I^G をかけ, $\vec{\ddot{x}}^G$ の z 成分を制御則における垂直方向加速度として扱う.

$$\ddot{h} = \frac{dVr}{dt} = \left[\vec{\ddot{x}}^G \right]_z = \left[C_I^G \left. \frac{d^2\vec{x}^I}{dt^2} \right|_G \right]_z \quad (3-29)$$

3.3.2 空力項の変換

制御則によって評価される空力係数は機体座標系における機体軸に対して定義される.そのため,バンク角の制御を行った場合を想定し,移動座標系に向けて座標変換を行う必

要がある.

機体座標系において空力項は次式のように定義される.

$$\vec{F}_{aero}^B \equiv qS \begin{pmatrix} C'_A \\ C'_Y \\ C'_N \end{pmatrix} \quad (3-30)$$

ただし, 本研究では L/D を不確定要素として誤差範囲内で分散させるため, 制御則が扱う空力係数は時間発展系が扱う係数とは区別し定数とみなす.

3.1 節で定義した座標変換行列によって(何かされるんじゃないの, ちょっと意味がおかしい)移動座標系における空力項は次式のように表される.

$$\vec{F}_{aero}^G = qS C_V^G C_B^V \begin{pmatrix} C'_A \\ C'_Y \\ C'_N \end{pmatrix} \quad (3-31)$$

ここで, 機体座標系 y 軸方向成分の C'_Y を無視し, 移動座標系の垂直成分の上昇方向を正としてその成分を取り出すと

$$f_a = -(\cos \alpha \cos \gamma \cos \sigma - \sin \alpha \sin \gamma) qS C'_N \\ - (-\sin \beta \cos \gamma \sin \sigma - \sin \alpha \cos \beta \cos \gamma \cos \sigma + \cos \alpha \cos \beta \sin \gamma) qS C'_A \quad (3-32)$$

となる. 上式を式(2-2)に代入し左辺を0とする事で加速度との釣り合いが達成される平衡バンク角 σ_{eq} が得られる.

以上の式から求めた状態量を2.2, 2.3節で示した制御則に入力し, 得られた操作量 σ_{cmd} を慣性系にフィードバックすることで時間を進める. 解析の結果, 大気圏脱出高度に達した場合は次節に述べる成功条件を考慮し, その可否を判断する.

3.4 成功条件

成功条件の考え方は2つある. 1つ目は惑星ポテンシャル内への捕獲と墜落によって定義するもの. そして2つ目は前者の条件を工学的に考えた場合であり, 大気圏脱出後, 軌道投入に必要なアフターエアロキャプチャ・マヌーバを最低限の推進システムで達成し得るかを判定する. 本節では, 定義から必要なマヌーバ量の導出を行い, 成功条件を設定する.

3.4.1 アフターエアロキャプチャ・マヌーバ

大気圏脱出後の軌道では, 原理的にその楕円軌道の近点が大気圏の境界と定めた高度以下もしくは惑星内部に位置する. したがって, 図 3-8 に示すように軌道飛行中に目的軌道

の近点に向けて遠点調整マヌーバ dV_1 を必要とする. 増速後の軌道近点において近点調整マヌーバ dV_2 を行い, 目的の軌道へ載せる.

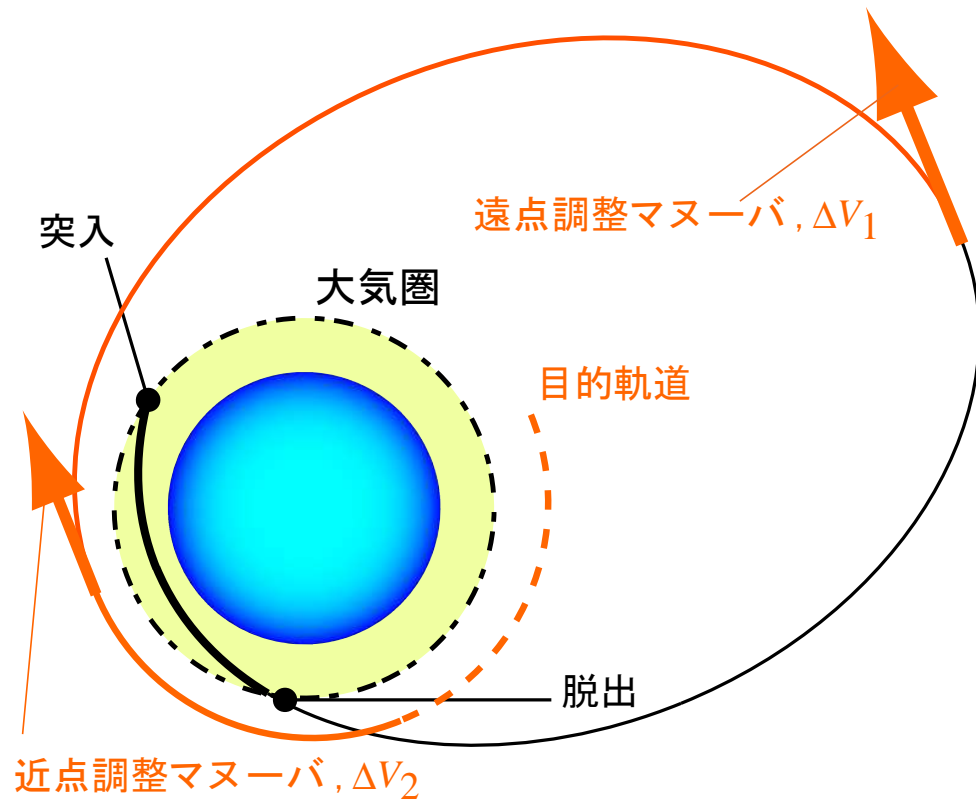


図 3-8 アフターエアロキャプチャ・マヌーバ

以下に, 大気圏脱出後の軌道遠点から要求されるマヌーバ,

$$dV = dV_1 + dV_2 \quad (3-33)$$

と, その理論最小値の導出を示す. 大気圏を脱出した機体は楕円軌道を描き, 遠点に達する. このときの遠点距離を r_a^{exit} , 速度を V_a^{exit} とする.

最初のマヌーバは目的軌道の近点に向けたトランスファー軌道 (遠点距離 r_a^{exit} , 近点距離 r_p^{tgt}) に乗せるために行う. したがって, 増速マヌーバ dV_1 は

$$dV_1 = \left| V_a^{exit} - V_a^{trans} \right| \quad (3-34)$$

ただし, トランスファー軌道の遠点速度は

$$V_a^{trans} = \sqrt{\frac{2\mu r_p^{tgt}}{r_a^{exit}(r_p^{tgt} + r_a^{exit})}} \quad (3-35)$$

である. 同様にして減速マヌーバ dV_2 は次式のように目的軌道の近点速度の差より求められ

る.

$$dV_2 = \left| V_p^{tgt} - V_p^{trans} \right| = \left| \sqrt{\frac{2\mu r_a^{tgt}}{r_p^{tgt}(r_p^{tgt} + r_a^{tgt})}} - \sqrt{\frac{2\mu r_a^{exit}}{r_p^{tgt}(r_p^{tgt} + r_a^{exit})}} \right| \quad (3-36)$$

次に、 dV の理論最小値、 dV_{\min} を求める。 V_p^{trans} は H_a^{exit} の一価関数であることから $dV_2 = 0$ より最適の遠点高度が、 $H_a^{exit} = H_a^{tgt}$ とわかる。

最後に脱出後の軌道遠点が定まったことにより、 V_a^{exit} が取れる理論最大値は脱出軌道の近点高度を大気圏脱出高度に向かって極限を取ることによって

$$V_{a,\max}^{exit} = \lim_{H_p^{exit} \rightarrow H_{atm}^{exit}} \sqrt{\frac{2\mu r_a^{exit}}{r_p^{exit}(r_p^{exit} + r_a^{exit})}} \quad (3-37)$$

と見積もることができる。したがって、 dV_{\min} は

$$dV_{\min} = V_{a,\max}^{exit} - V_a^{trans} \quad (3-38)$$

より定まる。

3.4.2 成功条件

前項の手順を逆算すれば、脱出軌道に許される軌道遠点の速度、高度の帯域が決定される。本節では成功領域の定義を示す。

dV_2 の成功領域は脱出軌道の遠点に対し V_a^{trans} が一意に定まるので、図 3-9 に示すように $dV_2 < dV_1$ の範囲になる。

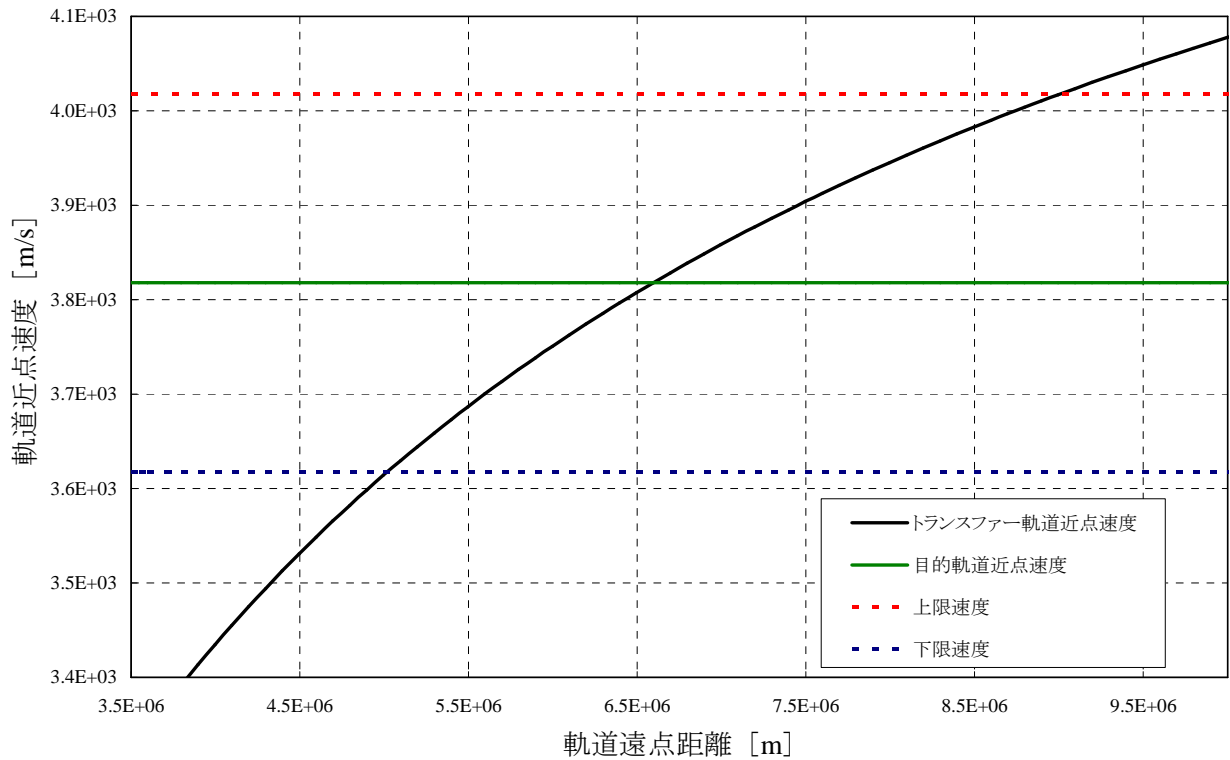


図 3-9 脱出軌道の遠点高度と dV_2 の成功領域

$dV_1 < dV_1 - dV_2$ における許容遠点速度を図 3-10, 脱出後の軌道要素を図 3-11 に示す. 各脱出後軌道の遠点では, 波線によって囲まれた範囲を成功条件と定義できる. 以降, dV_{after} が最低となる突入飛行経路角のことを最適角, またそうなるように選択することを単に最適化と呼び, 上条件の範囲に定まる突入時の飛行経路角の領域を飛行経路角回廊, 又は単に回廊と呼ぶ.

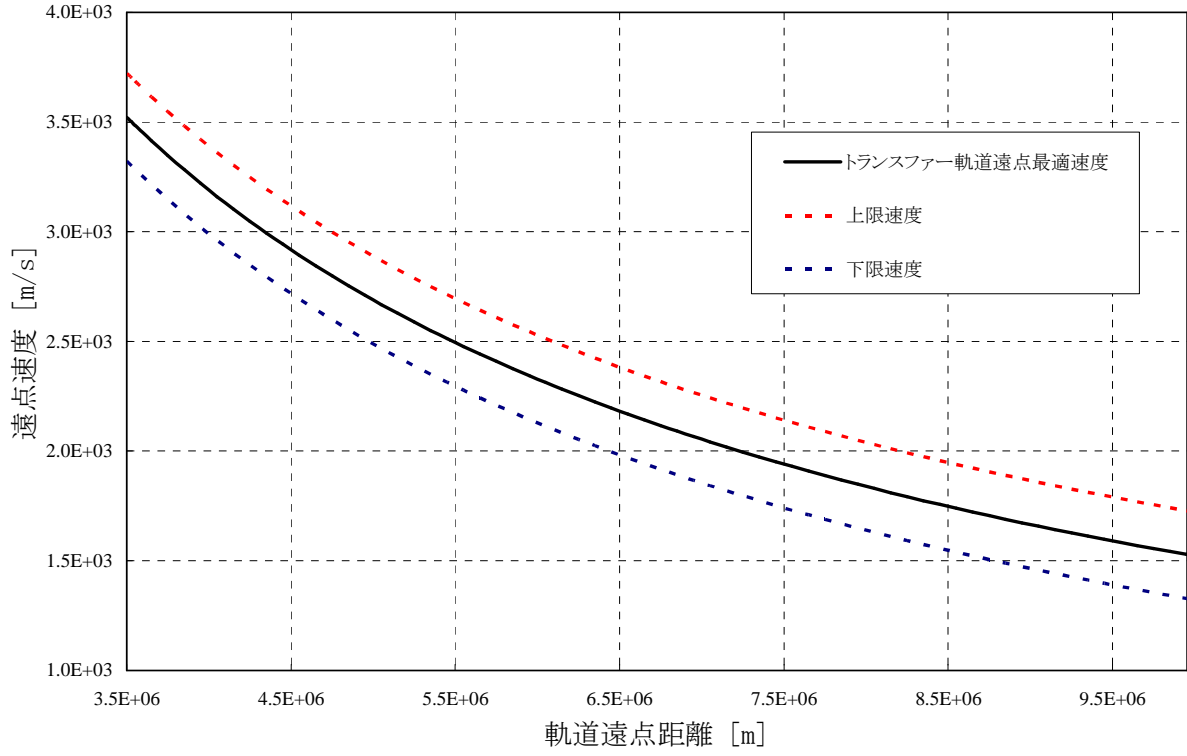


図 3-10 脱出軌道の遠点高度と dV_1 の成功範囲

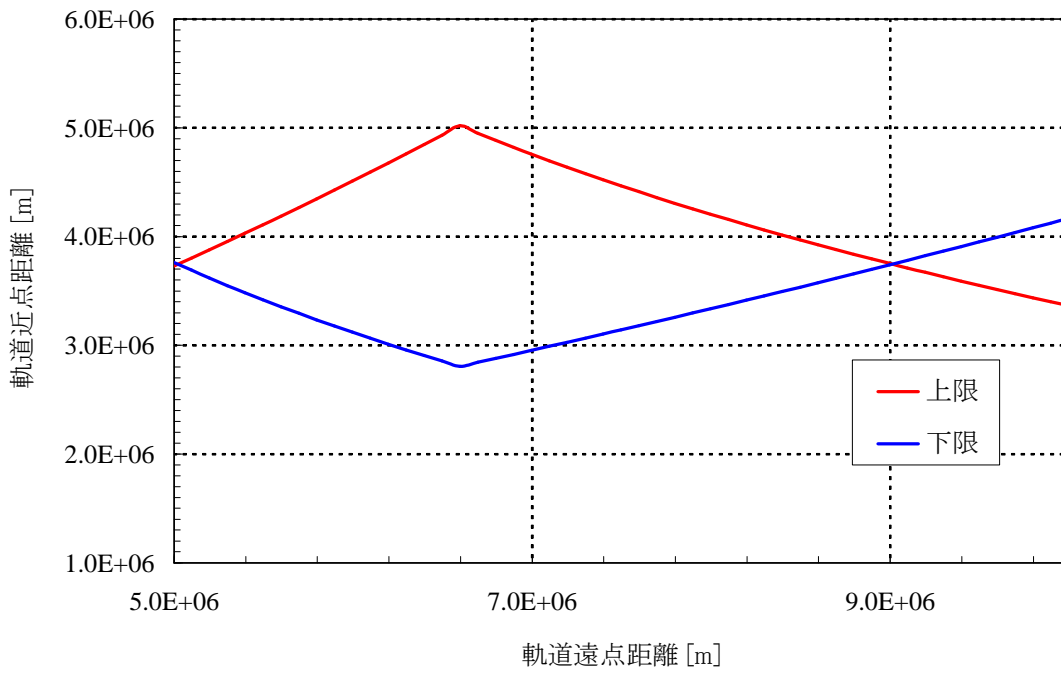


図 3-11 成功領域の軌道要素

第4章 飛行経路解析の解析条件と結果

4.1 計算概要

本章では, APC による有制御飛行時の回廊幅と成功確率の解析結果を示す. また, 4.2 節では無制御下における解析を行い, ミッション内容, 初期条件, 各種定数から理論的に可能な回廊幅を算出し, これを APC が達成すべき回廊拡張幅の理論上限値として用いる. 4.3 節では有制御の下, 飛行経路に与える初期条件, 定数, パラメータの相関についての解析とパラメータ設定に関する検討を示し, 調整した APC が達成した回廊幅の算出を行う. APC のパラメータ及び有制御下における最適飛行経路角を決定したあと, 4.1 節で求めた回廊の拡張幅との比較を行い, APC の性能評価を行う. 4.4 節では, 調整した APC の制御の下, 大気密度, L/D 値, 突入角を不確定要素として分散させたモンテカルロ解析を行い, エアロキャプチャの成功確率を求めた. また, その結果を踏まえたエアロキャプチャに必要な軌道投入精度と無制御飛行との比較を示す.

以降, 特に断らない限り, 全ての飛行経路解析において表 4-1 に示す初期条件, 表 4-2 の機体に関する定数, 及び表 4-3 の惑星に関する諸物理量[19][20]を用い, 目的軌道を表 4-4 のように設定した. ただし, 機体諸元は弾道係数から既知のものを用いて推測した値である. 推測法は付録 B に示す.

表 4-1 突入初期条件

地表高度 h , m	2.00×10^5
無限遠点速度, m/s	4.802×10^3
突入飛行経路角, deg	任意
飛行方位角, deg	90.0
突入地点緯度 [N], deg	-0.0
突入地点経度 [E], deg	+0.0

表 4-2 機体諸元

基準重量 m_0 , kg	125
基準弾道係数 B_0 , kg/m^2	100.0
揚抗比, L/D	-0.4~0.4
代表面積	0.8333
代表翼長 l_c , m	0.7791
慣性モーメント I , kg^2	$I_{xx} = 90, I_{yy}, I_{zz} = 60$ $I_{ij} (i \neq j) = 0$

表 4-3 惑星に関する諸物理量[19][20]

地球重力定数 μ_E , m^3/s^2	3.986005×10^{14}
火星重力定数比 μ_M	0.1074
火星半径 r_M , m	3.396×10^6
火星大気参照密度 ρ_0 , kg/m^3	4.489×10^{-2}
スケールハイト h_s , m	1.00×10^4

表 4-4 目的軌道

目的軌道遠点 r_a^{tgt} , m	$3.0 \times 10^6 + 3.396 \times 10^6$
目的軌道近点 r_p^{tgt} , m	$1.5 \times 10^5 + 3.396 \times 10^6$

4.2 回廊拡張幅の理論上限

本節では、空力制御を行った際に拡張できる回廊幅の算出を行う。その算出法は文献[5]に基づいて行った。4.2.1 項にその概念と手順を 4.2.2 項に拡張幅の理論上限を示す。

4.2.1 概念と計算条件

エアロキャプチャシステムの回廊を 3.4.1 項の軌道調整マヌーバを突入角に対して示す(図 4-1 参照)。

図 4-1 は $L/D = -0.4 \sim 0.4$ に固定した機体が各々持つ回廊幅を示している。例えば、 $L/D = 0.4$ であれば、その回廊幅は 0.43 [deg]程度となる。

ただし、これは単一の大気密度モデルを用いた結果である。そこで、本研究ではより現実的な環境として図 4-3 に示すような大気密度モデルの分散を用いる。最確モデルは最も可能性の高い大気密度分布、高密度、低密度はそれぞれ分散の幅を示している。分散の計算条件については後述のモンテカルロ解析において触れる。

実際に $L/D = -0.4, 0.0, 0.4$ の飛行機体を 3 つのモデルに対して突入させた飛行経路解析の結果を図 4-4 に示す。また、大気密度の分散が回廊に与える影響を飛行経路の観点から考察するために図 4-5 に動圧と上昇率の時間履歴を示す。

4.2.2 計算結果

大気密度モデルの分散を考慮すると、最も深い回廊境界は $L/D = 0.4$ における低密度モデル、最も浅い回廊境界は、 $L/D = -0.4$ の高密度モデルであるといえる。

図 4-6 に上記の機体とモデルの組み合わせによって得た解析結果を示す。図中網掛けの領域が拡張されうる回廊幅、 $\gamma = -13.49 \sim -16.51$ [deg]を示す。

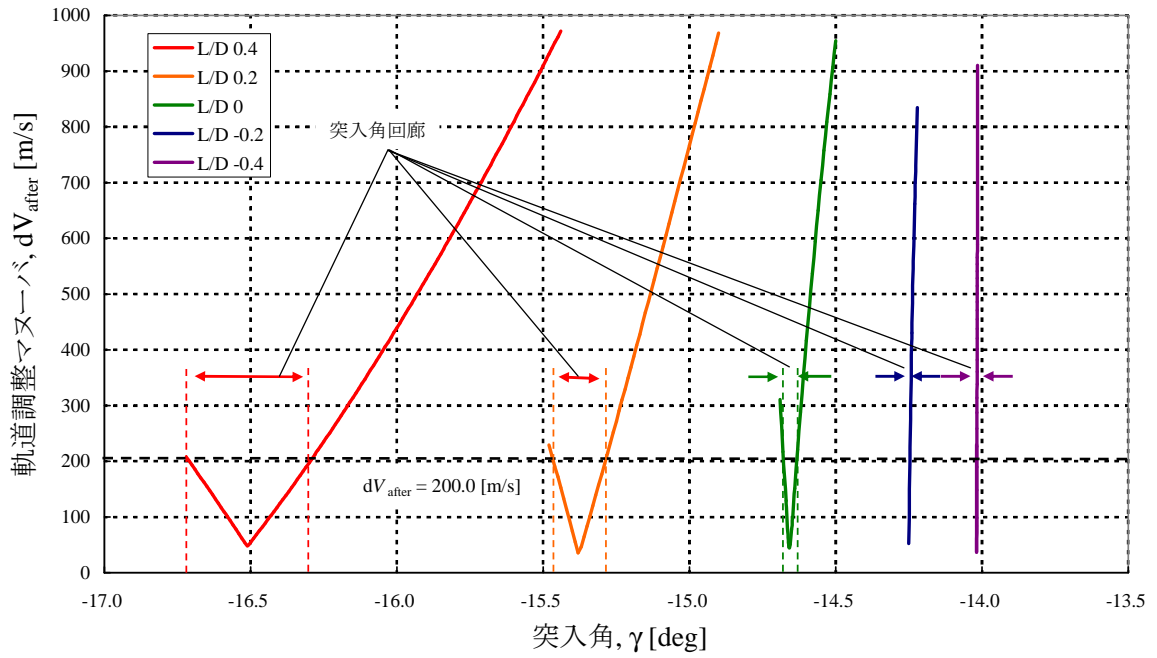


図 4-1 L/D によって異なる回廊幅

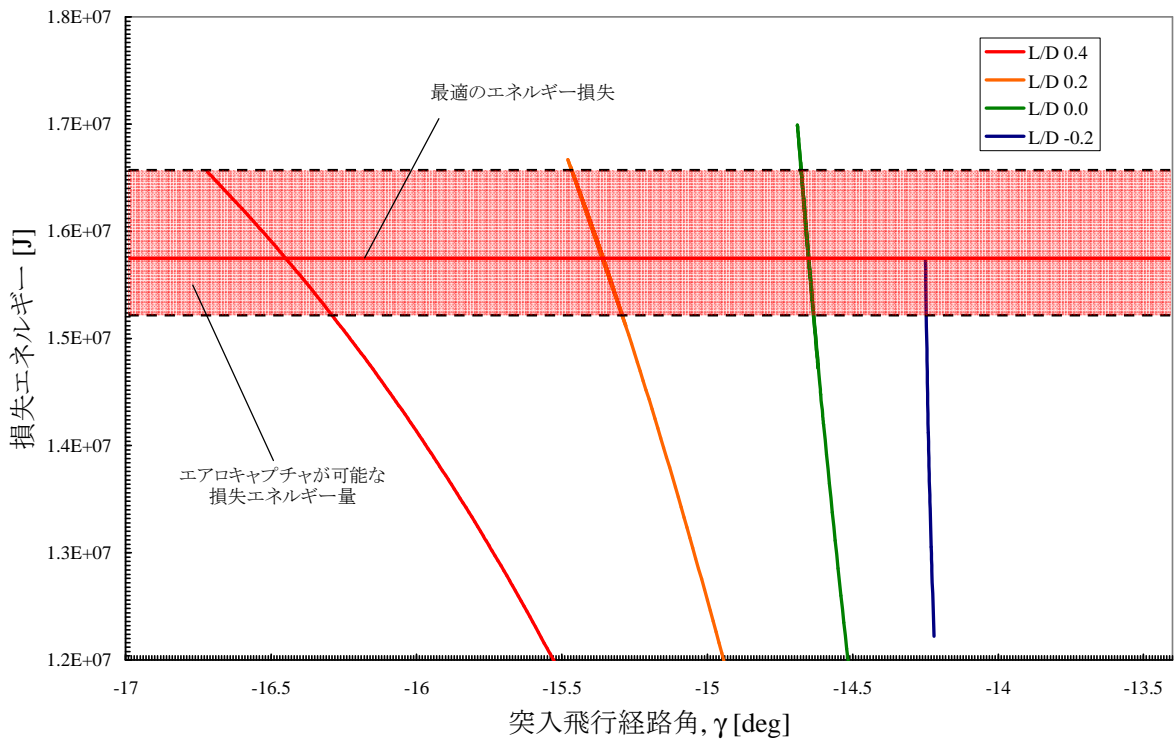


図 4-2 エアロキャプチャのエネルギー損失

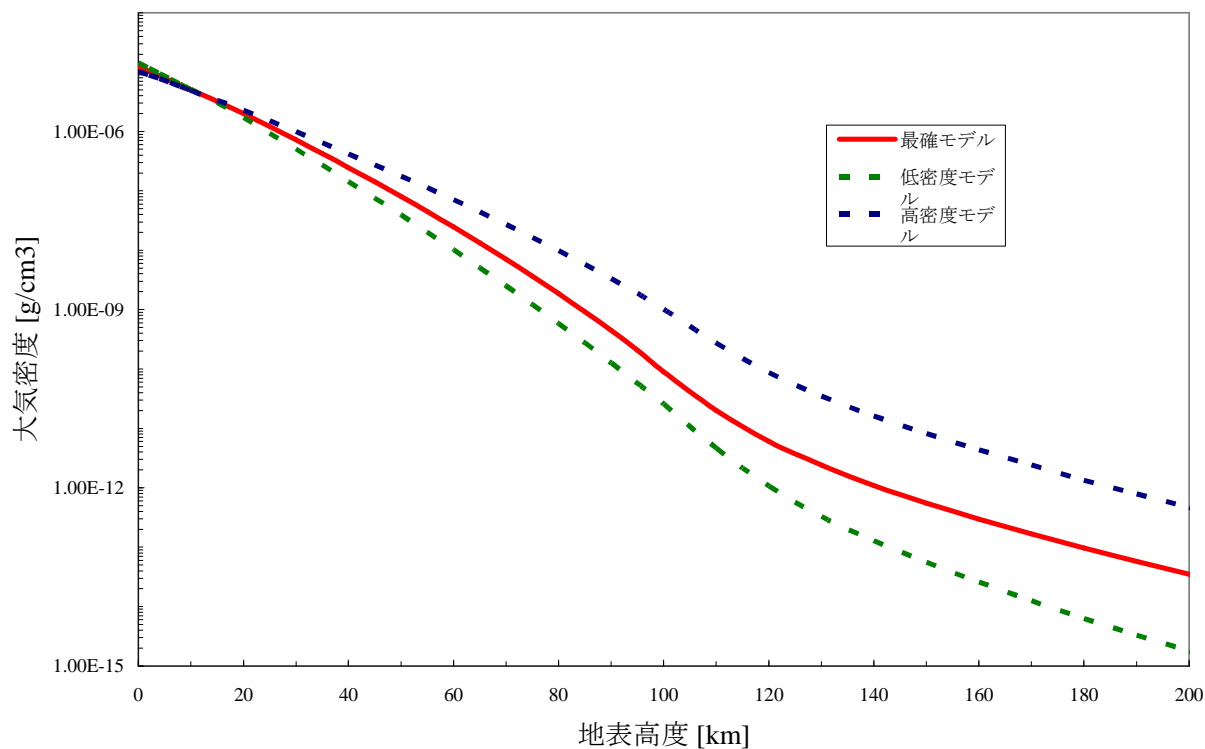


図 4-3 火星大気密度モデル

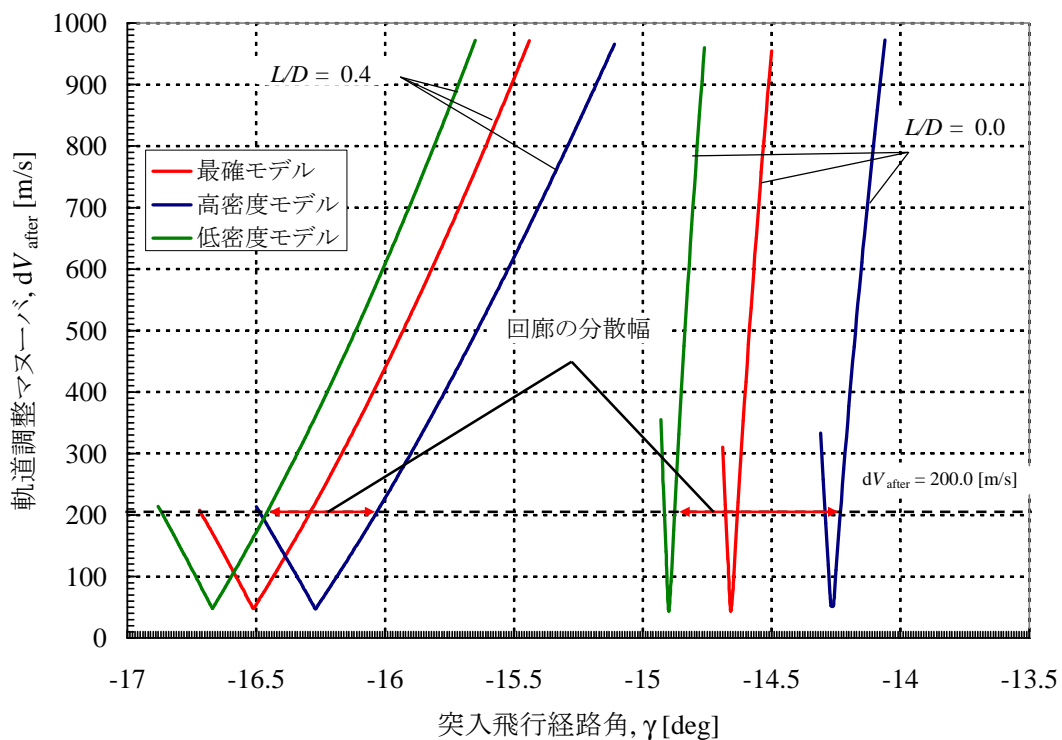


図 4-4 大気密度の分散によって変化する突入角回廊

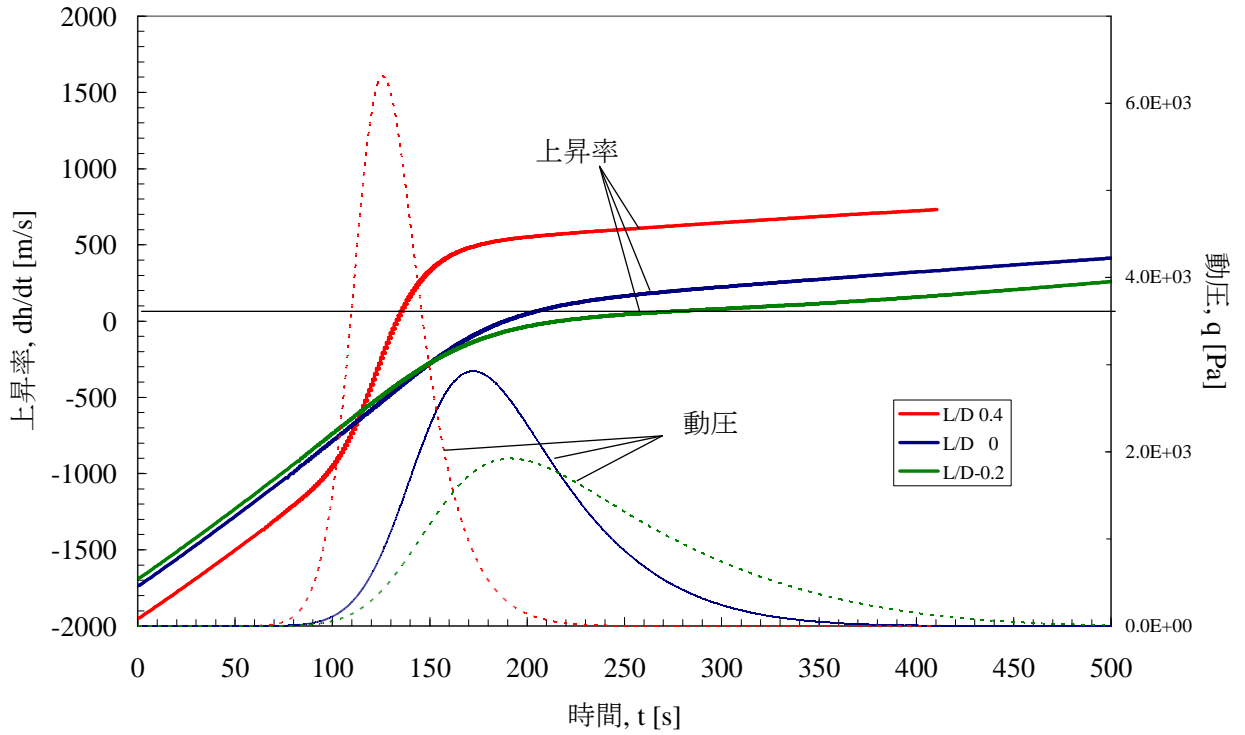


図 4-5 上昇率と動圧履歴の変化

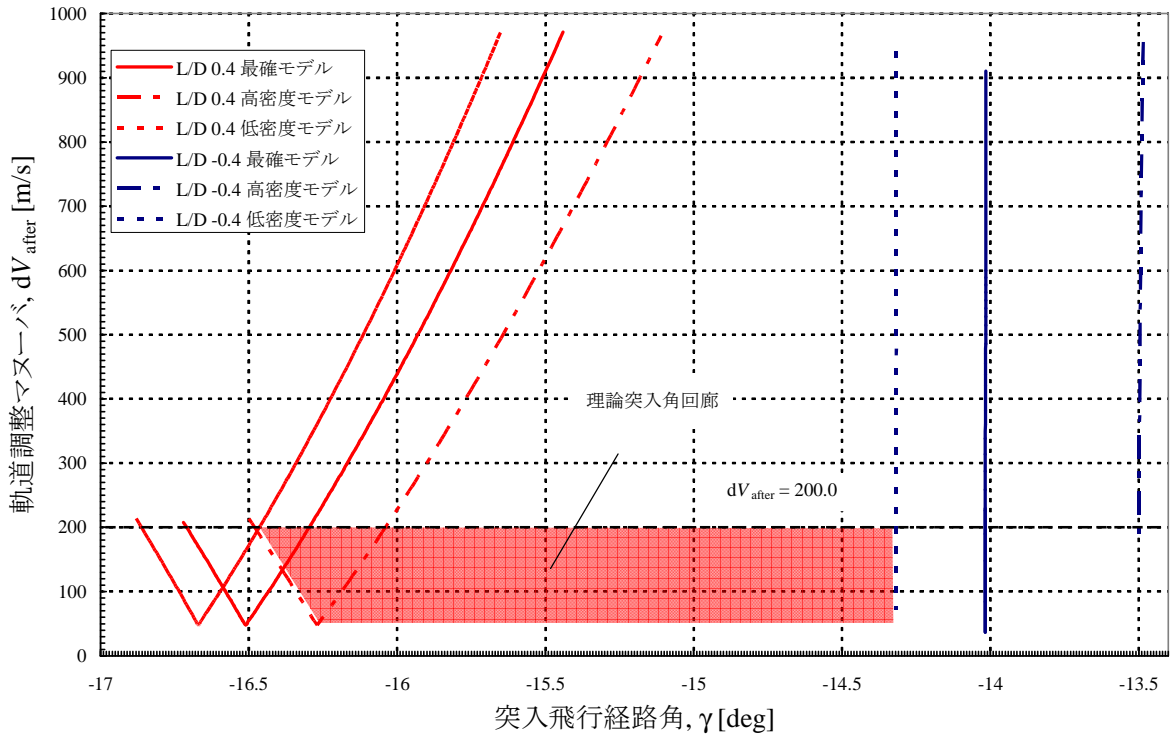


図 4-6 大気密度分散を考慮した場合の回廊幅

4.3 APCによる制御を用いた際の回廊幅

本節では APC に用いられるパラメータの調整とそれによって達成した回廊幅の解析結果を示す。

4.3.1 既存の調整手順と計算条件

グライディングフェイズのゲイン係数 G_h , G_q を 2.2 節の手順に従って決定する。導出に必要な二階線形微分方程式は動圧の偏差を高度の一次関数として近似することで得られるが、比例定数 b のみ得ればよい。そこで、標準的な飛行経路として $L/D=0.0$ の最適飛行経路における動圧履歴を用いる。動圧に対する高度の関係を図 4-7 に示す。ピーク動圧点付近で一次近似をとると、 $b=-0.199$ となった。減衰係数 $\zeta=1$ のときに誤差 5% 以内に収束する系を考えたとして、固有周波数 $\omega_n=0.1$ とした場合、ゲイン係数は式(2-9), (2-10)より $G_h=8.0$ $G_q=2.0$ に近い値が推定される。

フェイズの移行条件に関する手順は特に決められていないため、本研究では安全のため $L/D=-0.4$ の軌道を参照した。図 4-8 は対気速度と飛行高度の相関を表している。これによると、最低でも $V_{sw}=5.8$ [km] 以上で上昇に転ずれば、脱出することが可能になる。

脱出フェイズにおける G_h は 2.3 節の式(2-27)を用いて、時定数 $1/a$ より決定する。時定数を誤差 5% 以内、制定時間 10 [s] として値を与えると $G_h=8$ 程度となる。

以上の推定値に対して $\pm 30\%$ の範囲で逐次探索を行い、最も回廊が広がったものとして、7.5.2.8.1 の組み合わせを用いる。

4.3.2 各パラメータの調整値と回廊幅の結果

4.3.1 に示した手順にしたがい、調整されたパラメータと回廊幅を図 4-9 に示す。パラメータの組み合わせは G_h , G_q , G_h の順に示してある。ただし、 G_h は 1 つ目がグライディングフェイズ、2 つ目が脱出フェイズのものである。以降はこの表記で統一する。さらに 2.3 節で示される \dot{h}_{ref} の収束に二分法による改良を加えたものも併記してある。両端にある破線は最確モデルを用いた $L/D=-0.4, 0.4$ の解析結果である。

改良の理由として考えられる参照上昇率の解条件を図 4-10 に示す。さらに脱出フェイズにおける上昇率ゲイン G_h を変更することで変化した回廊を図 4-11、到達軌道遠点の距離 r_a を図 4-12 に示す。比較のために軌道遠点距離と軌道調整マヌーバの相関図を併せて示し

である。

続いてフェイズ移行条件速度 V_{sw} を変更した際の回廊幅の変化を図 4-11 に、 r_a の変化を図 4-14 に示す。最後に APC の制御パラメータの組み合わせを表 4-5 に示し、大気密度モデル毎にその回廊幅を解析したものを図 4-17 に合わせて示す。これらの組み合わせによって得られた最大の回廊幅を決定する。

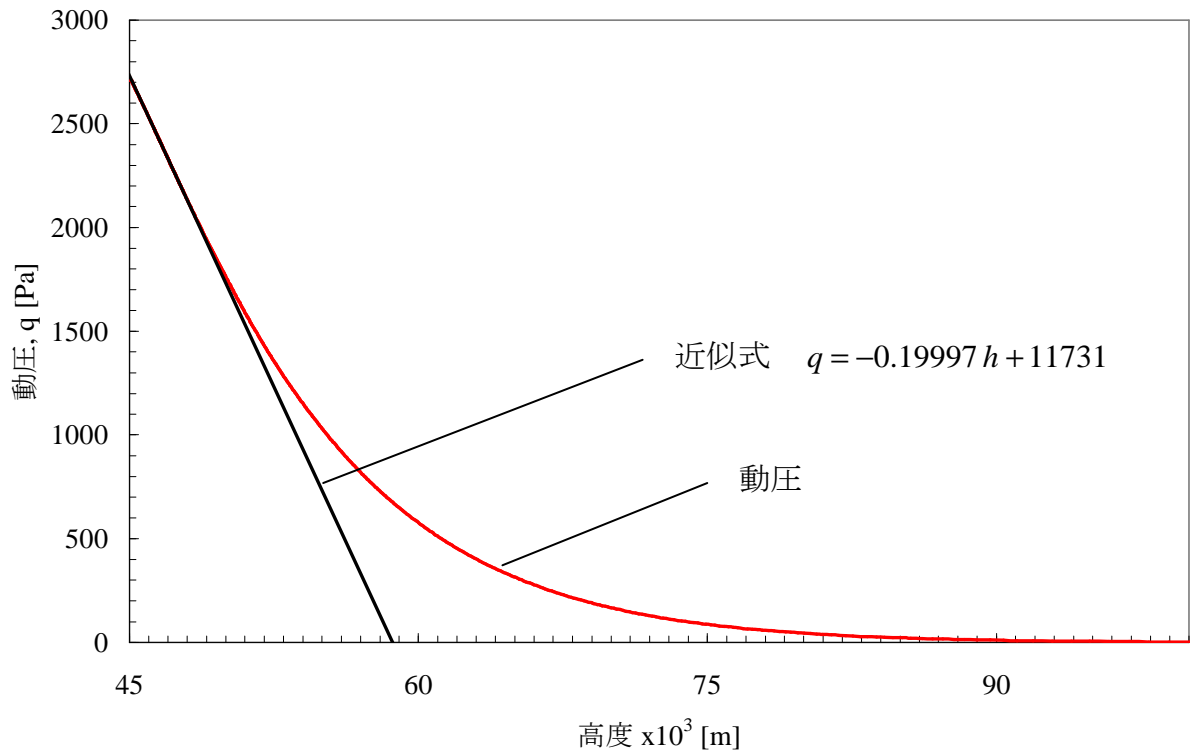


図 4-7 動圧の高度による近似 ピーク動圧付近

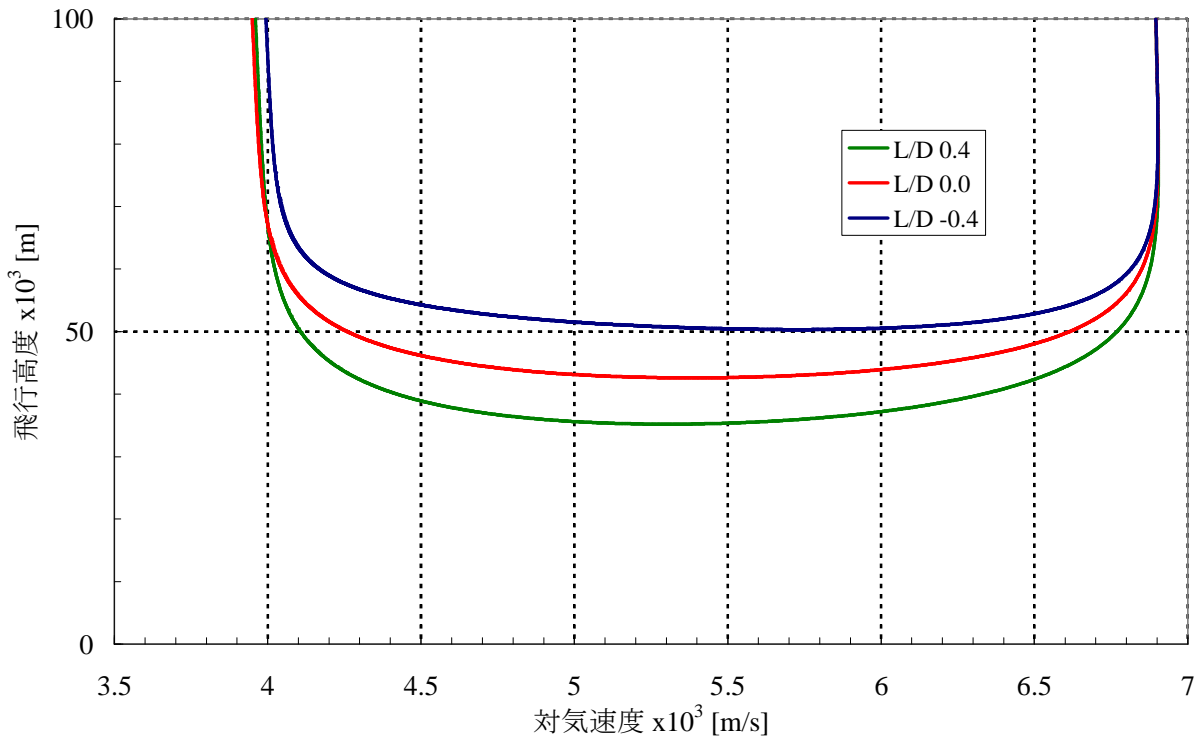


図 4-8 対気速度に対する飛行高度履歴 $L/D = -0.4, 0.0, 0.4$

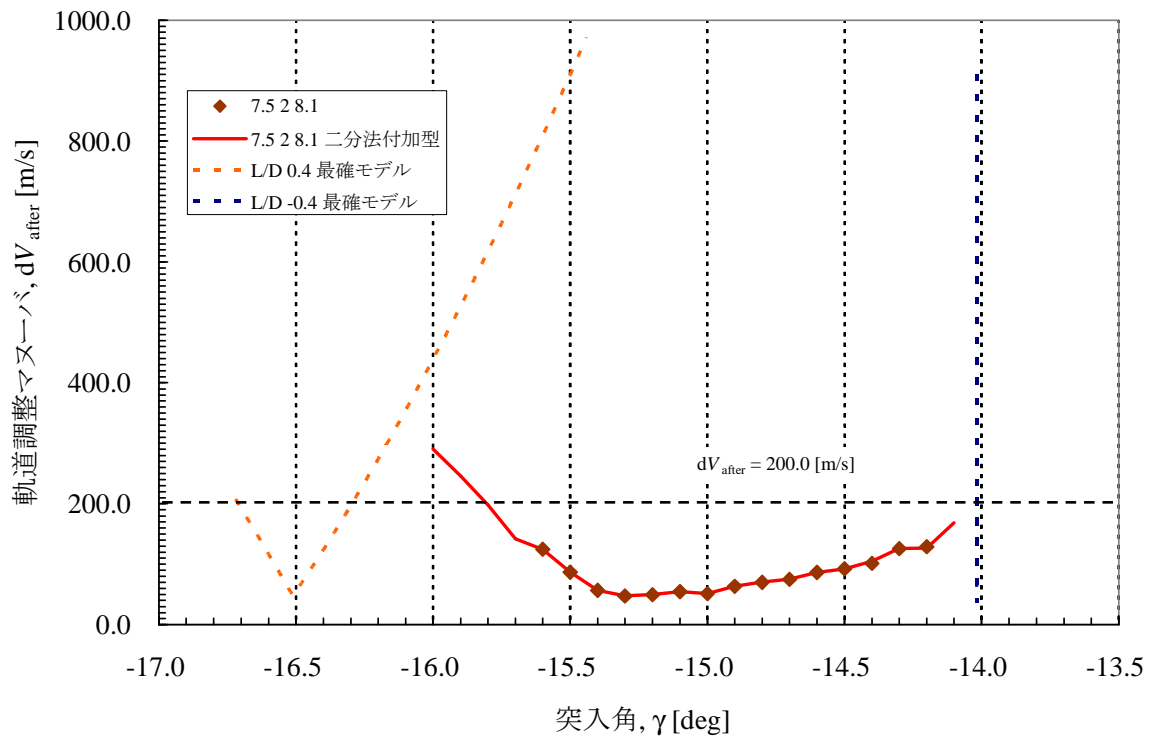
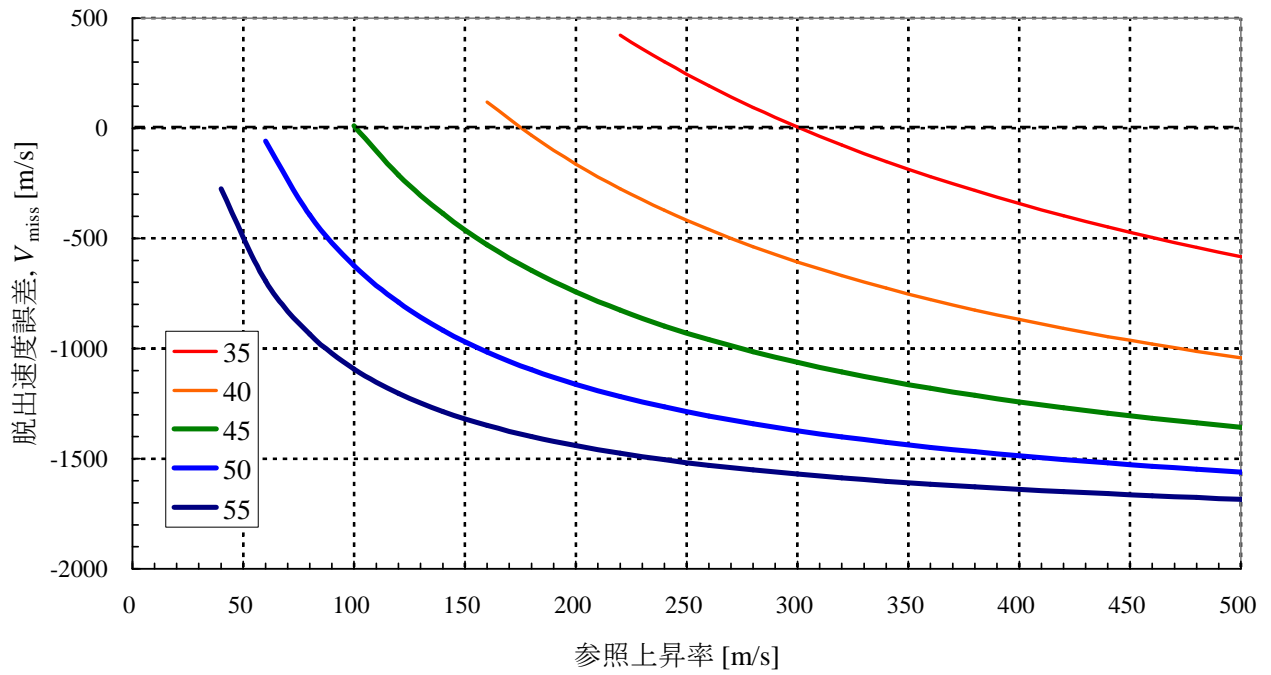


図 4-9 二分法を用いた補足型調整による回廊幅の拡張



¥

図 4-10 参照上昇率の収束の範囲

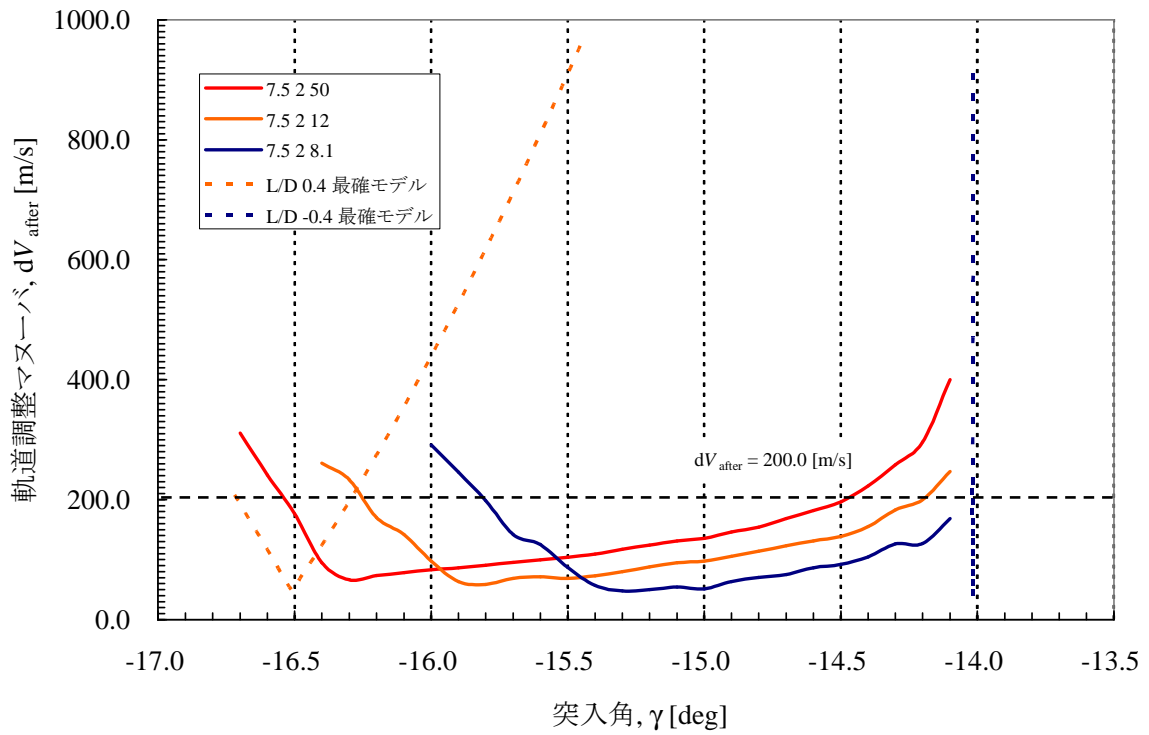


図 4-11 脱出フェイズ G_h による回廊の変化

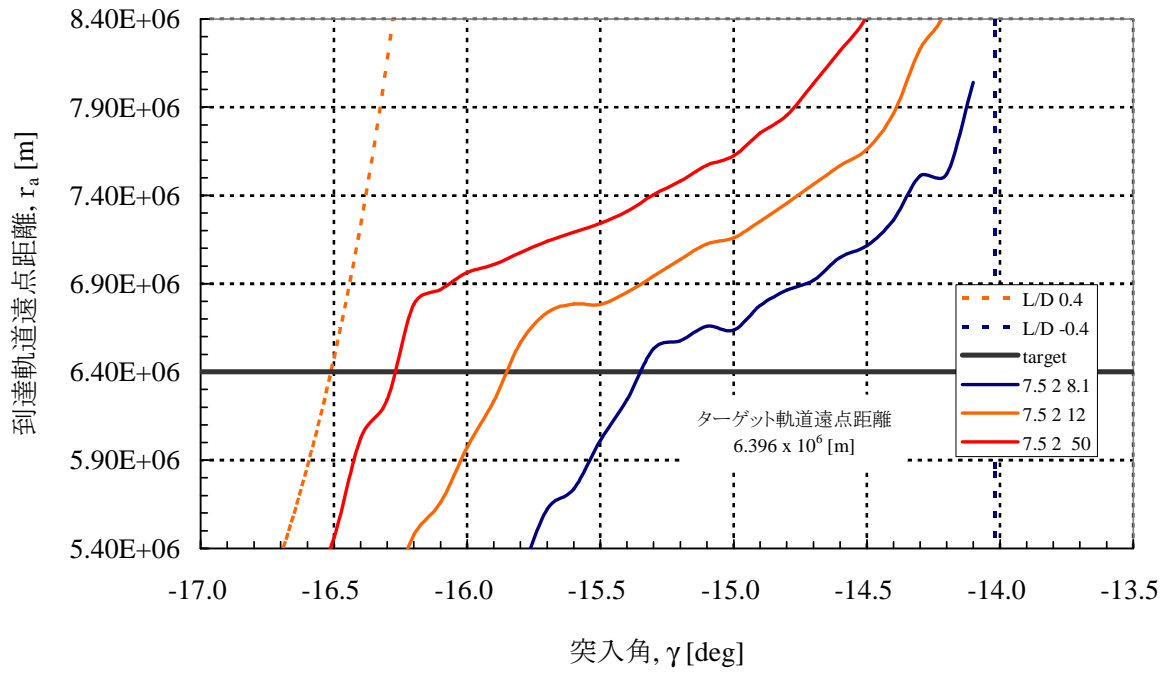


図 4-12 脱出フェイズ G_i による到達遠点距離の変化

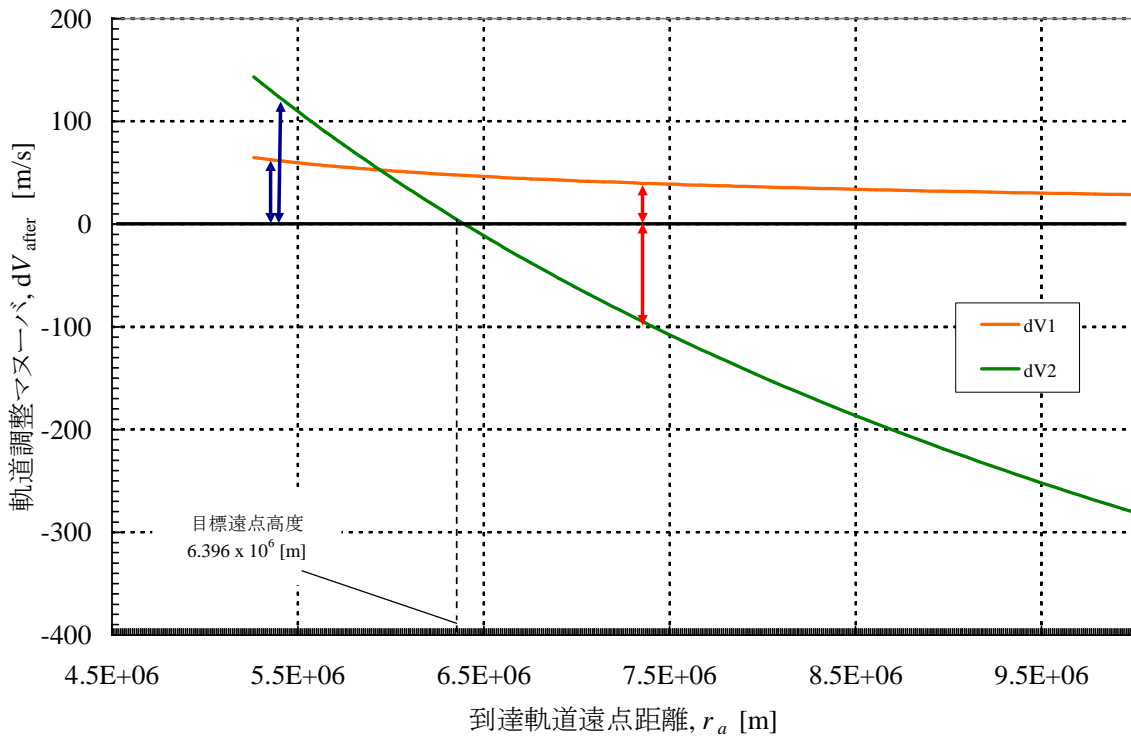


図 4-13 到達軌道遠点距離と軌道調整マヌーバの関係

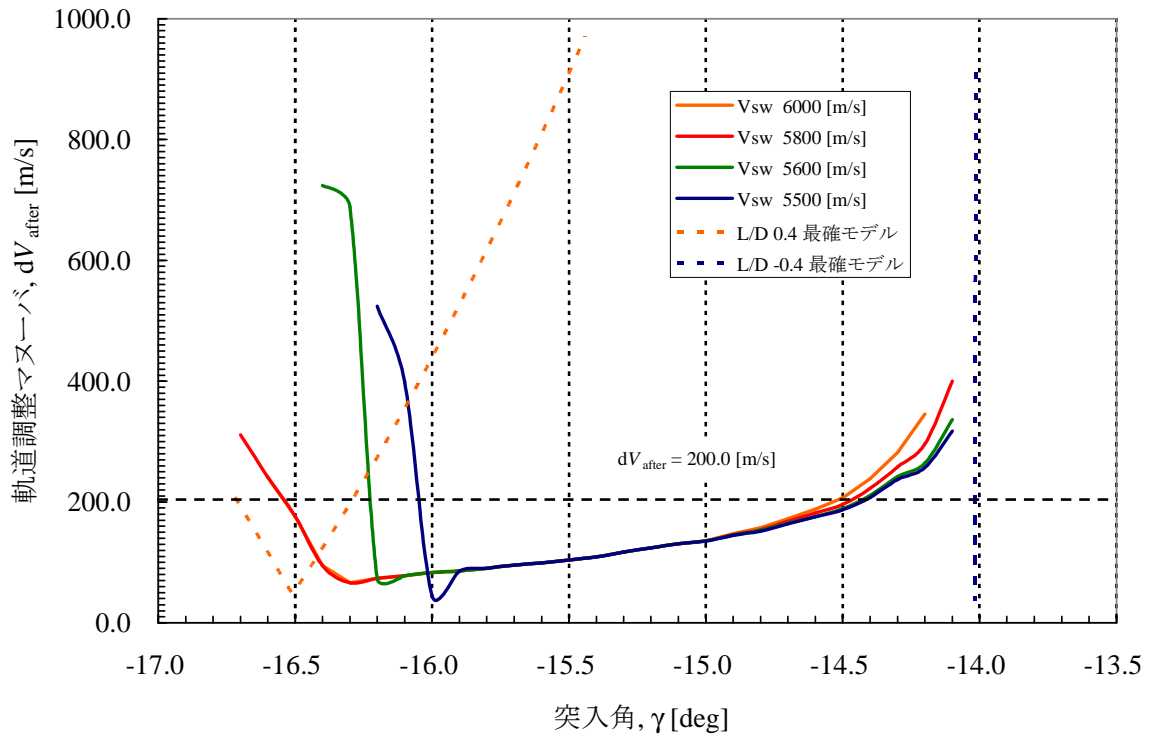


図 4-14 フェイズ移行条件速度による回廊の変化

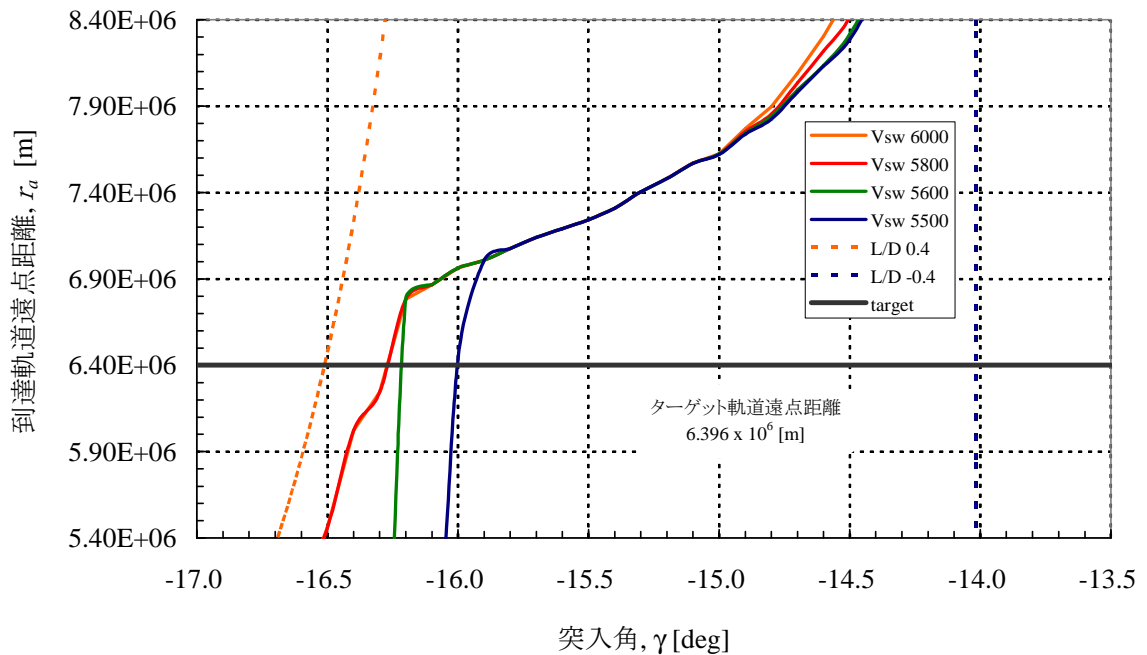


図 4-15 フェイズ移行条件速度による到達遠点距離の変化

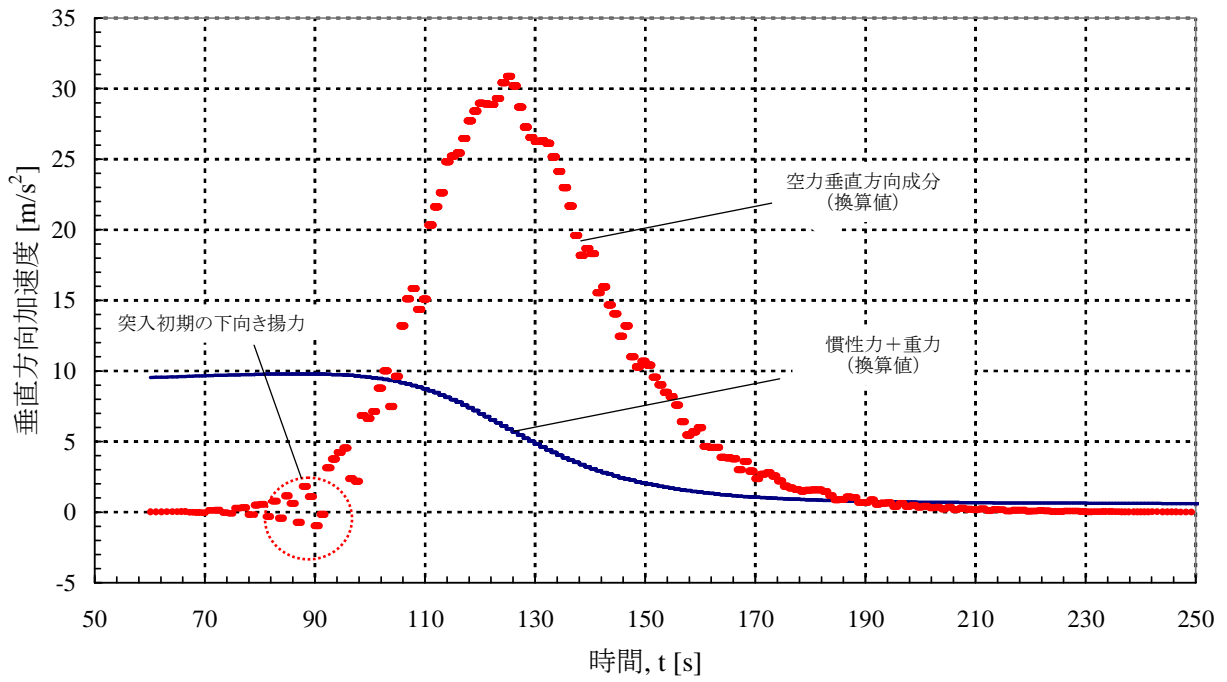


図 4-16 垂直方向加速度の時間履歴

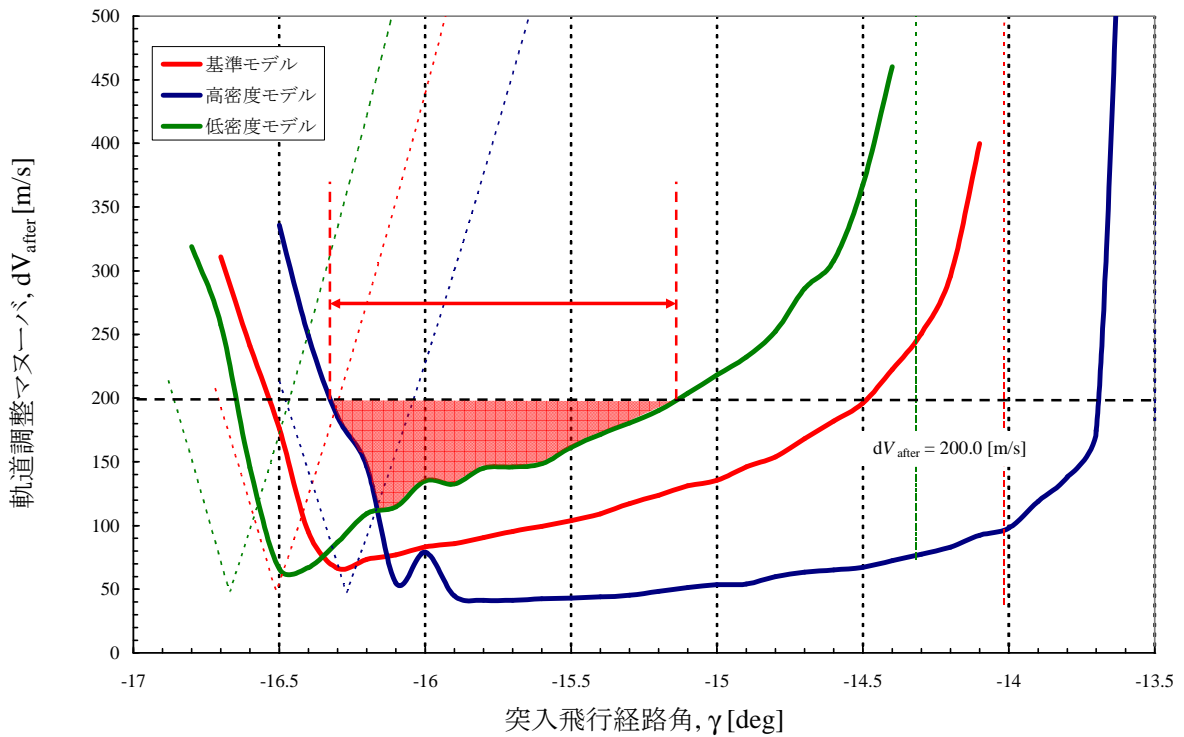


図 4-17 大気密度の差による回廊幅の変化

表 4-5 APC のパラメータ

上昇率ゲイン, G_h (グライディング)	7.5
動圧ゲイン, G_q	2.0
上昇率ゲイン, G_h (脱出)	50
フェイズ移行速度, V_{sw} m/s	5.8×10^3
バンク角マージン, σ_{margin} deg	135
突入角の範囲 γ deg	-15.16~ -16.35

4.4 APC 制御則によるエアロキャプチャシステムの成功確率

本節では前節で調整を終えた APC を用いて大気密度, 空力係数, 突入角精度を分散パラメータとしたモンテカルロ解析を行う. 各分散パラメータの定義について述べ, 成功率を突入角に対し示す.

4.4.1 計算条件

まず大気密度は図 4-3 に示される三つのモデルを用いて分散を定義する. 最確モデルを平均とした正規確率密度分布関数を用い, 分散の $3-\sigma$ はそれぞれ高密度, 低密度モデルとした. これにより本解析においては 3 モデル内に 99.8% 収まることを確認した.

L/D と突入角の分散は $\pm 10\%$ の一様分布を用いた. ただし, 突入角精度は図 4-18 のように予定投入軌道からの垂直方向誤差 Δd とする. 予定投入軌道は確率 99.0% 以上の成功をもって境界とした突入角範囲の midpoint と定義する. 突入角誤差の傾向が不明なため, 一様分散とした結果である. 惑星地表面から高度 200 [km] を突入初期高度面とし, 惑星中心間の距離を r ($= r_M + h_{entry} = 3.596$ [km]) とすると実際の突入飛行経路角 γ' と誤差 $\Delta\gamma$ は

$$\gamma' = \arccos\left(\frac{\Delta d}{r} + \cos \gamma_n\right) \quad (4-1)$$

$$\Delta\gamma = 2|\gamma_n - \gamma'| \quad (4-2)$$

によって示される.

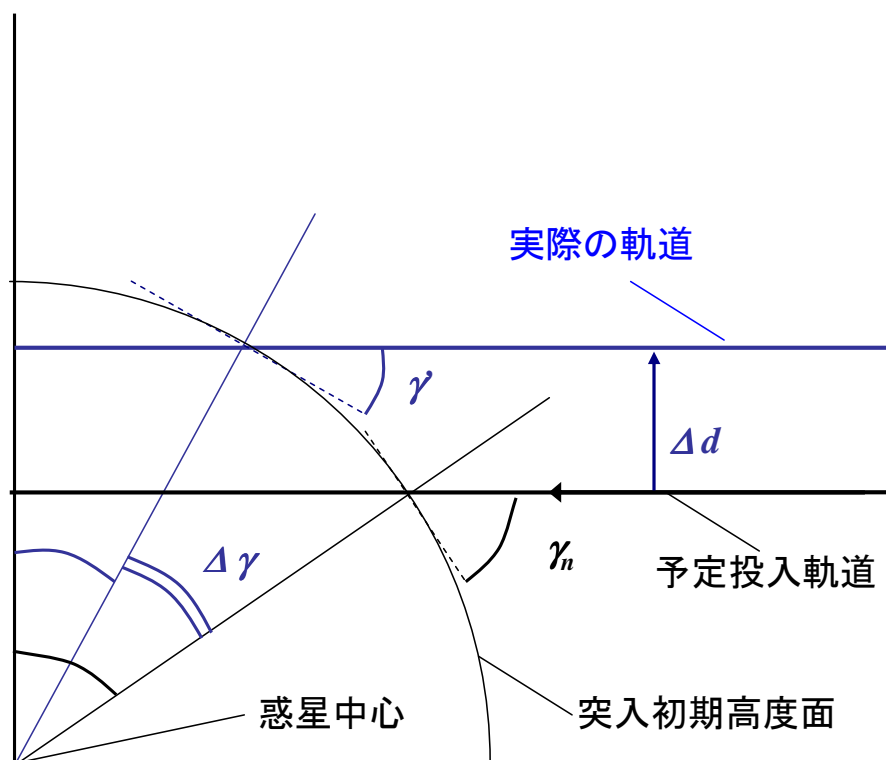


図 4-18 投入軌道誤差と飛行経路角の関係

モンテカルロ解析は各 1000 回の試行を行った。

4.4.2 成功確率の解析結果

突入角に対する成功確率を図 4-19 に示す。突入角の範囲は $\gamma = -14 \sim 17$ [deg]、突入角の刻み幅は 99.0%以上の成功を示す境界付近で 0.01 [deg]、他は 0.1 [deg]とした。比較のため、前節で示した制御則を用いた場合の回廊幅も合わせて示してある。

また、前節の定義に従って投入軌道誤差を 50, 30, 20, 10, 5, 3, 2, 1 [km]とした際の成功確率の推移を図 4-20 に示す。比較のため、 $L/D=0.4$ の場合の無制御飛行を最確大気モデルにおける最適突入角を予定投入軌道として分散させた解析結果も合わせて示してある。

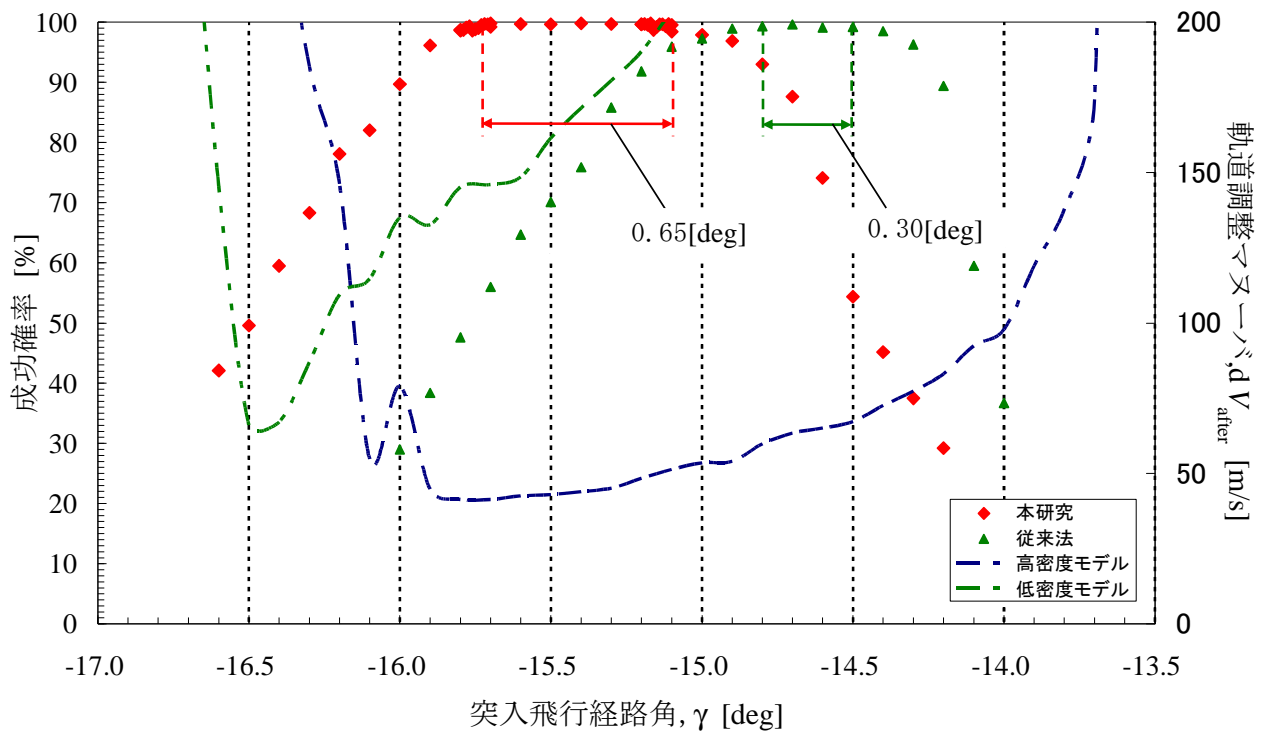


図 4-19 飛行経路角とエアロキャプチャシステムの成功確率

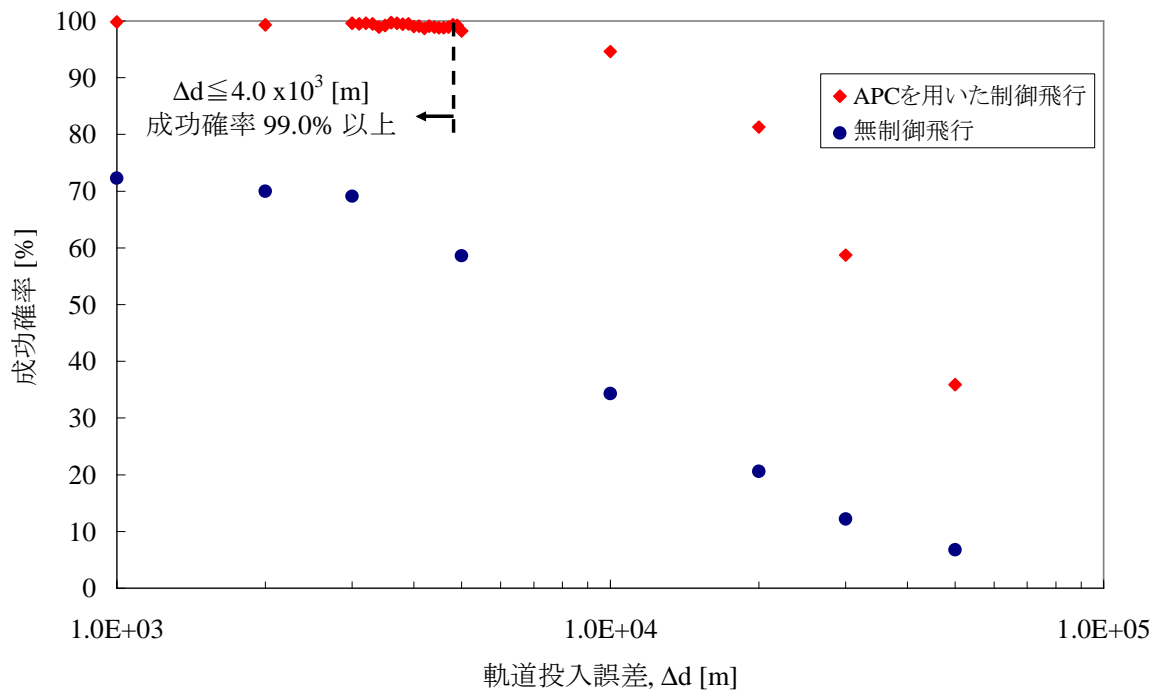


図 4-20 軌道投入誤差とエアロキャプチャシステムの成功確率

第5章 飛行経路解析の考察

5.1 回廊拡張幅の理論上限

5.1.1 L/D 変化の突入角回廊への影響

図 4-1 に示される突入角回廊は L/D が高くなるにつれて、深くずれ込んでゆくことがわかる。このことから L/D の変化によって回廊幅の拡張が期待できることが定性的に確認できた。ただし、 L/D を負にとった場合、回廊幅が著しく減少していることに注意を要する。軌道調整マヌーバは式(3-34)から式(3-36)より、脱出軌道のエネルギーによってその成功領域が決まる。したがって、エアロキャプチャに必要なエネルギー損失は図 3-11 に収まる脱出軌道の軌道要素によって定まる。しかし、図 4-2 から分かるように低 L/D の機体は突入角に対する損失エネルギーの勾配が高くなる。これは L/D を下向きに取る、つまり、機体が下降した場合、大気密度が指数関数的に増大することに起因するものと思われる。すなわち、動圧が増大した抵抗の減速よりも密度の上昇に影響を受け、下向きの揚力を得ることでさらに下降する向きの加速度を生ずることとなり、不安定性が増すためと考える。したがって、可能な限り上昇する向きに制御出力を行う事で突入角による影響を緩和できる事が予想される。

5.1.2 大気密度分散の突入角回廊への影響

図 4-4 より突入角自体のずれは $L/D=0.4$ の機体のほうが $L/D=0.0$ の機体よりも少ないことが分かった。これは図 4-5 に示すように、高 L/D を持つ機体のほうが、図 4-3 が示す密度の分散の影響を受けやすい高度を短時間で脱出するためと考えられる。したがって、分散による成功確率の低下を防ぐには低高度で十分な動圧を獲得し、可能な限り高い上昇率を獲得する必要があることが分かる。上昇率は自身の揚力と軌道要素、すなわち突入角の深さによって決まる。制御の負担を減らすには、前節に続いて高い L/D を出し続けることと、十分な突入角を予定軌道に考慮することが必要である。また、突入角が深いほど低高度に達しやすく、十分な揚力を得られることも有利に働くと考えられる。

5.1.3 大気密度分散を考慮した回廊幅

図 4-4 から $L/D=-0.4\sim 0.4$ に可変した際の理論上可能な最大拡張幅が示された。理論上はこの全域に渡って制御が可能になるようパラメータを設定してゆくことになる。しかし、

前二節に渡る考察から、回廊の浅い領域（以後、シャロウと呼ぶ）は飛行経路として成功の条件が悪く、大気密度の分散影響も受けやすいことが予想される。したがって、制御目標としては回廊のより深い領域（以後、スティープと呼ぶ）の成績が良くなるように制御側を調整する方向に進んだほうが、結果として不可避の分散の影響を受けにくくすることができると考えられる。

5.1.4 飛行経路解析の信頼性

今回用いた飛行経路解析は独自に作成したものであり、これら無制御飛行条件を使って先行研究との比較も合わせて行う。同種の研究例として文献[7]が挙げられる。 L/D を固定した場合の回廊幅を見ると、 $L/D=0.0, 0.2$ において弾道係数 $100 \text{ [kg/m}^2\text{]}$ の機体の場合、同一の初期条件下で各々少なくとも 0.3 [deg] , 0.6 [deg] の範囲で惑星ポテンシャルに捕まる事が示されている。これに対して図 4-1 における当該機体の解析結果を参照すると、 0.29 [deg] , 0.58 [deg] の範囲となり、ほぼ一致する。他本文中で扱っていない弾道係数が 100 以外の機体については付録 C に突入角のデータを掲載する。

5.2 APC パラメータの調整と回廊幅

5.2.1 二分法による収束補助

図 4-9 に示されているように 4.3.1 節にしたがった調整では、無制御のものに比べ、回廊幅の拡張が見られるものの不自然な途絶え方をしている。突入角の掃引幅を細かくしても変化はなかった。外的因子によるものとは考えにくいため、制御内の解析値を精査したところ、次に示す脱出フェイズにおける参照上昇率の解析的導出の限界が原因と考えられた。APC は参照量となる上昇率を Newton-Raphson 法によって脱出時の予測子とそれに対する修正子の漸化式として収束させている。したがって、再掲の式(2-19)が収束する必要がある。

$$\dot{h}_{ref}^{n+1} = \dot{h}_{ref}^n - \frac{V_{miss}}{\frac{\partial}{\partial \dot{h}_{ref}} V_{miss}} = \dot{h}_{ref}^n - \frac{V_{dsired} - V_{exit}}{\frac{\partial}{\partial \dot{h}_{ref}} (V_{dsired} - V_{exit})} \quad (2-18)$$

図 4-10 が示すように、高度の変化が生じた場合に、上式の Newton-Raphson 法が収束するために必要な初期値が安定して存在する範囲を想定することが難しいことが分かる。そこで、二分法によって Newton-Raphson 法が収束しない場合に補完的に代替するよう改良

した.二分法の初期値は図 4-5 から $\dot{h}_{ref} = 500$ [m]程度でよいことが分かる.当然これより上に解がある場合はそもそも脱出不可能である.二分法による誤差1%以内までの収束は多くとも10段程度で終わった.Newton-Raphson法が1~2段で収束するのに比べると遅いが,実用上は問題ないものと思われる.

5.2.2 脱出フェイズにおける上昇率の定常オフセット

現段階における制御パラメータの組み合わせでは,スティープサイドに理論上拡張の余地が残っている.そこで各比例制御の追随性を確認すると,脱出フェイズの上昇率偏差にオフセットが生じていることが確認できた.一時遅れ系として近似したことからゲイン係数の増大によって定常オフセットを減らせるものと考え,実行したところ,図 4-11 に示すようにスティープサイドへの改善が見られた.しかし,同時にほぼ全域に渡って,軌道調整マヌーバ量が上昇し,シャロウサイドの縮小が見られた. G_i の変更によって回廊幅が変化しない場合ため,前節で得られた知見を考慮するとより高いロバスト性を獲得するためにスティープサイドに寄るべきだといえる.また,図 4-12 を見ると,到達遠点高度の上昇がわかり,スティープサイドとシャロウサイドのトレードオフの原因と考えられる.ところが,遠点上昇がある場合は図 4-13 に示すように,その後の軌道調整マヌーバが有利に働く.これは遠点における調整が距離が大きいほど有利になる点,また近点調整に必要なエネルギーも遠点が高い程有利になる.以上の2点から,スティープサイドの拡張が見られなくなる $G_i = 50$ 程度が適当と思われる.

一方,十分な動圧を得ている間,参照量に追随していることから,予測子になんらかの問題が考えられる.例えば予想空力減速を算出する式(2-14)(2-15)に用いられているスケールハイトの不正確さである.本研究で用いたスケールハイトは,図 5-1 が示すように最確モデルの40 [km]~100 [km]の密度を参照して算出している.これによると大気上層部で重めに見積もっていることが分かる.このことによって脱出速度の予測子が真値よりも低くなっていると考えることが出来る.スケールハイトの是正は文献[17]でも示されており,グライディングフェイズにおける速度損失からスケールハイトを飛行中に算出するものである.今回はゲイン係数とフェイズ移行条件の解析に焦点を置いているため,取り扱わなかったが,大気密度が分散した際のスケールハイトの変化を考えると,高密度モデルへの耐性より,シャロウサイドへの拡張が期待でき,今後の課題として検討する必要がある.

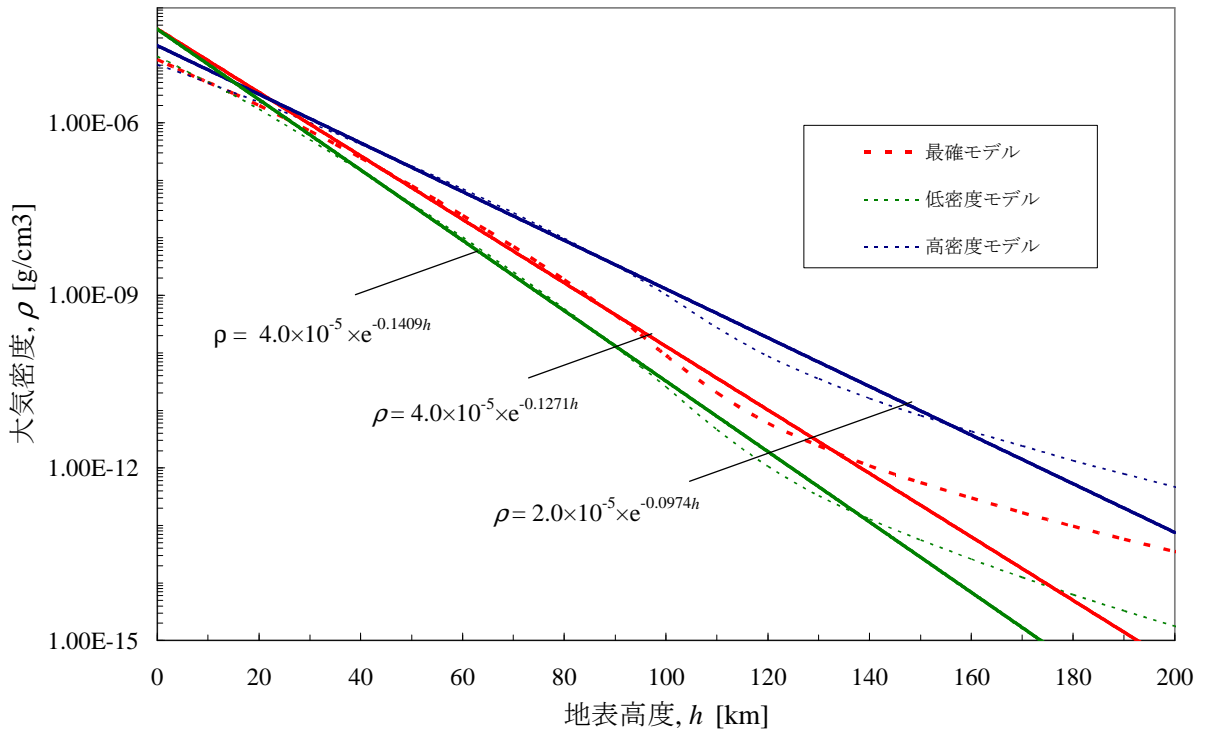


図 5-1 大気密度のスケールハイト

5.2.3 フェイズ移行条件速度が回廊幅に与える影響

シャロウサイドの縮小をフェイズ移行条件速度を変えることで出来ないか検討した.図 4-5 より $V_{sw} = 5.8 \times 10^3$ [m/s] を設定したが, これは揚力を下向きに出し続ける場合であって, 上向きに途中で切り替える場合には余裕があると考えたためである.図 4-14 に示してある回廊の変化をみると V_{sw} の変化に対して回廊の変化が激しいことが分かる. dV_{after} が急激に増加するのは, 図 4-15 の到達遠点距離が示すとおり, 十分な上昇率が得られず落ちていくことによる. $V_{sw} = 5.8 \times 10^3$ [m/s] より上げてても到達遠点が変わらないことから, グライディングフェイズにおいて揚力を変調させて平衡状態に達する前にフェイズ移行しているものと考えられる.従って十分な減速が得られておらず, シャロウサイドに遠点の上昇を引き起こすこととなり, V_{sw} による回廊の拡張は見られなかった.但し, 大気密度の分散を考慮する場合には, フェイズ移行後に十分な動圧が稼げずに墜落する危険があるため, 後述するモンテカルロ解析で再度調節する必要がある.

5.2.4 回廊幅の拡張について

以上によって得られた最確モデルにおける回廊幅の拡張は理論上の限界に対し、82%程度となった。スティープサイドに残る拡張上限値との差は図 4-16 垂直方向加速度の時間履歴 が示すように、突入時に下向きに揚力をとるために発生するものと考えられる。突入時は速度が大きく、慣性力が強いため、平衡状態と適切な動圧を保つために制御則は下向きの揚力を発生させようとする。しかし、その対策のために上昇率ゲイン係数を高めにとると、フェイズ移行速度の上昇と同様に、シャロウサイドの縮小が生じトレードオフとなる。今回の弾道係数では、上昇率ゲイン係数 2.0 以上でスティープサイドの回廊境界に顕著な差が見られなかった事から変更はしないこととした。

図 4-17 に示されるように各大気モデル毎に求めた回廊のうち重なる部分が想定される分散の範囲において成功が保証される回廊になる。大気密度の分散による回廊幅の減少がシャロウサイドで著しいのは 5.1.2 項でも触れたように、シャロウサイドが上層大気圏内をより長く飛行するためと考えられる。

5.3 APC によるエアロキャプチャの成功確率

5.3.1 突入角に対する成功確率の推移

一般に惑星探査ミッションでは 99.0 %以上の成功確率を要求されるが、図 4-19 によると、該当する回廊は従来法の 0.3 [deg]に比べ 2 倍以上も大きい 0.65[deg]を達成していることがわかる。このことからスティープサイドに偏重した本研究の調整指標が有用であることがわかった。ここで、99.0 %以上の成功確率範囲が示す境界はシャロウサイドでほぼ一致しており、成功確率の突入角分布が大気密度の分散に強く依存している事が分かる。一方で深い側における回廊境界は高密度モデルで、-16.3 [deg]程度であるのに対し、99.0 %以上のものは-15.75 [deg]付近を境にしている。-16.0 [deg]で 90%、-16.3 [deg]で 70 %程度の成功率となっている。唯一追加した不確定要素は L/D の分散である。従ってこの結果から、 L/D が 10%で一様分散することで回廊幅に 0.6 [deg]、予想された回廊幅の約 50%を損失することが明らかになった。これは 5.1.1 項で明らかにした知見と一致しており、スティープサイドが要求する上昇率の条件が非常に厳しいものであることがわかった。しかし同時にスティープサイドは 5.1.1 項で示したエネルギー損失率の猶予や 5.1.2 節において示した大気密度分散の影響を受けにくい点等、ロバスト性に対する長所も持っており、 L/D 誤差がエアロキャプチャミッションの成功確率に大きな影響を与える要因になっていること

が明らかになった.

5.3.2 投入精度

図 4-20 より, 本研究において APC を用いると, $\Delta d = \pm 4$ [km]程度の精度によって本ミッションは, 成功確率 99.0 [%]以上を達成できると試算される.惑星探査ミッションは地上における数値計算によって 99.9 %以上の保障が要求されることを考えると, 無制御時のものに比べ, 実現に向けた大きな根拠となりうると言える.

第6章 結言

6.1 結論

本研究では、APC を火星ミッションを想定したシェル型エアロキャプチャシステムに適用し、成功条件を評価した。本節では、その飛行経路解析から得た制御パラメータや分散が与える突入角への影響に関する知見をまとめ、本研究の結論を示す。

1. 揚力制御を想定した回廊幅の理論上限は、大気密度分散に大きく影響を受けるが、スティーブサイドでは損失エネルギーの突入角感度と密度分散の飛行経路への影響が緩和されることが明らかとなった。そこで大気密度分散への耐性を得るために APC の制御パラメータの調整はスティーブサイドに拡張する必要があるといえる。
2. 脱出後の軌道遠点が与える調整マヌーバへの影響、及び密度分散によるシャロウサイドの大幅な減少を考慮した場合、スティーブサイドへの拡張が有利であることが判明した。しかし、既存の調整法では、フェイズ移行条件による動圧の保障、上昇率の収束条件及び、定常オフセット問題を解消できないため、本研究が明らかにしたように上昇率ゲイン係数とフェイズ移行条件が突入角に及ぼす影響をもとに調整する必要があるといえる。
3. 大気密度の分散を考慮すると APC 制御則はエアロキャプチャシステムの成功率を大幅に改善しうることが判明した。しかし、 L/D がスティーブサイドの飛行に与える影響を緩和できているとは言い難く、より詳細な飛行経路解析を要する。

以上から、APC 制御則は大気密度分散が予想される場合でも適切に機体を誘導し、エアロキャプチャシステムの実現性を支える根拠となることが示された。本研究によって明らかとなった APC 制御則のパラメータが与える飛行経路への影響は、効果的な調整を行う際に検討すべき指針となることが期待される。

6.2 今後の課題

本研究において残された課題としてまず挙げられるのは、解析手法の一層の精緻さである。本解析は当初 6 自由度の飛行経路解析を行う予定であったが、制御則の特性を判明するにあたり解析を簡易化せざるを得なかった。当然飛行経路は限定されたものとなり、バンク角制御のロール運動、軌道傾斜を解析する事が出来なかった。どちらも運用上は深刻な

問題になりうる事が文献[8]に示されている。また惑星環境の詳細化も重要である。特に火星は自転によって楕円変形しており、そのような天体の高層大気圏を飛行する際には楕円変形した惑星の重力モデルを用いると飛行経路解析に大きな差異が生じる事が示されている[21]。制御則の課題としては、近似を用いた一次、二次遅れ系を比例制御するだけでは、本文で述べたような定常オフセットの問題が原理的に残ってしまうことがあげられる。特に脱出速度の調整において追随性が低下する点とシャロウサイドの回廊幅縮小というジレンマを考えると、上昇率制御のオフセット解消が最も単純且つ効果が期待できると思われる。そのためには積分、微分制御の追加が考えられるが、その時定数の設定にはモンテカルロ解析を用いたフィードバックが必要だと思われる。

謝辞

本研究を行うにあたり多くの方々から多大なるご支援を頂きました。

指導教官である藤田和央准教授には、全ての面において未熟な私に快く道を照らして下さいました。著者の要領を得ない質問にも向かい合い、怠惰な著者を辛抱強くリードして頂きました。厳しく思えた指導も振り返れば全て自分の糧になったものと浅薄な表現ながら感じております。貴重な研究の機会を頂き、心より感謝を申し上げます。

鈴木俊之博士には、研究のいろはを全く分かっていない著者に、懇切丁寧に御指導して頂きました。豊かな経験を基にした非常に勉強になる教えと心遣いに何度も支えて頂きました。心より感謝申し上げます。

高柳大樹博士には、研究に関して技術面に留まらず広範にお世話になりました。氏の明るいお人柄に何度励まされ、ともすれば研究から遠ざかろうとする著者を勇気付けて下さいました。大変に感謝しております。

同学の先輩たる山田剛司氏には、常日頃から暖かいお言葉を頂きました。研究に行き詰まり、ふさぎ込む私に明るい言葉を投げかけて下さった事に大変感謝しております。ありがとうございました。

東北大学大学院の大澤弘始氏には、研究活動全般に渡って細やかなご指導を頂きました。私の研究は氏の大変暖かい御支援なしには成し得なかったといっても過言ではありません。深く感謝申し上げます。氏の御活躍を耳にする日が来ることを若輩の身ではありますが楽しみにしております。

同学の後輩たるウ・ハンウル君とは同じ研究テーマということもあり、自分の考えをまとめてゆく際の良き相談相手になって頂きました。本当にありがとうございます。

I would like to appreciate to Ms.Bauer. She patiently listened to me in spite of my poor English. I thought she encouraged me to try to have a conversation. Thank you.

最後に私事ながら、この2年間常に傍で支えてくれた婚約者の岡崎美咲さんと気遣いをくれた妹の果林と有梨沙、そして何より24年間辛抱強く私のことを見守ってくださった両親に心より感謝申し上げます。

2009年2月8日

三鷹の自宅にて

加納 希生

参考文献

- [1] Mars Exploration Program <http://marsprogram.jpl.nasa.gov/>
- [2] Michelle M.Munk Tibor Kremic, “Aerocapture Summary and Risk Discussion”, NASA-Langley Research Center.
- [3] Hall, J.L., Noca, M. A., Bailey, R. W. ,”Cost Benefit Analysis of the Aerocapture Mission Set”, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 42, No.2, March-April 2005.
- [4] T. Percy, E. Brght, A. Torres, “Assessing the Relative Risk of Aerocapture Using Probabilistic Risk Assessment”, AIAA-2005-4107.
- [5] Kazuhisa Fujita, “Preliminary Assessment of Planetary Aerocapture Using Drag Modulation”,
- [6] Kazuhisa Fujita, “Potentialities and Technical Problems of Planetary Aerocapture”, 2007.
- [7] Kazuhisa Fujita, Toshiyuki Suzuki, Hiroki Takayanagi, “Assessment of Aeroassist Technologies Applied to Future Mars Mission”, 宇宙航行の力学シンポジウム, 2008.
- [8] C. J. Cerimele, J. D. Gamble, “A Simplified Guidance Algorithm for Lifting Aeroassist Orbital Transfer Vehicles”, AIAA-85-0348, AIAA 23rd Aerospace Science Meeting, 1985.
- [9] Stephane. Rousseau, “An Energy Controller Aerocapture Guidance Algorithm for the Mars Sample Return Orbiter”, AAS 01-104, 2001.
- [10] David W. Way, Richard W. Powell, Karl T.Edquist, James P. Masciarelli, Brett R.Starr, “Aerocapture Simulation and Performance for the Titan Explorer Mission”, AIAA 2003-4951, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 20-23 July 2003.
- [11] Theodore. U. Ro, Eric. M. Queen, “Study of Martian Aerocapture Terminal Point Guidance”, AIAA-98-4571”, 1998.
- [12] S. Rousseau, E. Perot, Aerocapture Guidance Algorithm Comparison Campaign”, AIAA-2002-4822, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2002.
- [13] L. E. Bryant, M. A. Tigges, D. G. Ives, “Analytic Drag Control for Precision Landing and Aerocapture, AIAA-98-4572, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 1998.
- [14] James. P. Masciarelli, S. Rousseau, H. Fraysse, E. Perot, “An Analytic Aerocapture Guidance Algorithm for the Mars Sample Return Orbiter”, AIAA-2000-4166, 2000.
- [15] James. P. Masciarelli, Eric. M. Queen, “Guidance Algorithms for Aerocapture at TITAN”, AIAA-2003-4804, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.
- [16] James P. Masciarelli, Carlos H. Westhelle, Claude A. Graves, “Aerocapture Guidance Performance for the Neptune Orbiter”, AIAA-2004-4954, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit 16-19 Aug 2004.
- [17] Jean-Francois. Hamel, Jean de Lafontaine, “Improvement of the Analytical Predictor-Corrector Guidance Algorithm Applied to Mars Aerocapture”, AIAA-2005-5997, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2005.
- [18] Richard. W. Powell, “Numerical Roll Reversal Predictor Corrector Aerocapture and Precision Landing Guidance Algorithms for the Mars Surveyor Program 2001 Missions”, 1998.
- [19] 国立天文台編, “理科年表 平成 20 年度版”, 丸善 (ISBN : 978-4-621-08046-7), 2008.
- [20] 天文年鑑編集委員会／編, “天文年鑑 2008 年版”, 誠文堂新光社 (ISBN : 978-4-416-20819-9), 2007.
- [21] Koyama Shinya, “Computation of Entry Flight Trajectory into Planetary Atmosphere Subject to Shape Change due to Rotation”, 平成 16 年度 東北大学大学院工学研究科修士学位論文, 2004.
- [22] 加藤寛一朗, “航空機力学入門”, 東京大学出版会, 1982.
- [23] in private.
- [24] Johan. H. Mathews, Kurtis. D. Fink, “Numerical Methods Using Matlab, 4th Edition”, 2004

付録 A Runge-Kutta-Fehlberg 法

Runge-Kutta-Fehlberg 法の具体的な係数と解き方を示す.

$x_n = x(t)$ から $x_{n+1} = x(t + \Delta t)$ の解を求めるとする.

まず以下の k_1, k_2, \dots, k_6 を用いて, 4 次と 5 次の Runge-Kutta 法の解を求める.

$$\begin{aligned}
 k_1 &= \Delta t F(x_n) \\
 k_2 &= \Delta t F\left(x_n + \frac{1}{4}k_1\right) \\
 k_3 &= \Delta t F\left(x_n + \frac{3}{32}k_1 + \frac{9}{32}k_2\right) \\
 k_4 &= \Delta t F\left(x_n + \frac{1932}{2197}k_1 - \frac{7200}{2197}k_2 + \frac{7296}{2197}k_3\right) \\
 k_5 &= \Delta t F\left(x_n + \frac{439}{216}k_1 - 8k_2 + \frac{3680}{513}k_3 - \frac{845}{4104}k_4\right) \\
 k_6 &= \Delta t F\left(x_n - \frac{8}{27}k_1 + 2k_2 - \frac{3544}{2565}k_3 + \frac{1859}{4104}k_4 - \frac{11}{40}k_5\right)
 \end{aligned} \tag{A-1}$$

4 次, 5 次精度の解は

$$x_{n+1}^{(4)} = x_n + \frac{25}{216}k_1 + \frac{1408}{2565}k_3 + \frac{2197}{4101}k_4 - \frac{1}{5}k_5 \tag{A-2}$$

$$x_{n+1}^{(5)} = x_n + \frac{16}{135}k_1 + \frac{6656}{12825}k_3 + \frac{28561}{56430}k_4 - \frac{9}{50}k_5 + \frac{2}{55}k_6 \tag{A-3}$$

上式の差をとると,

$$\Delta x_{n+1} = -\frac{1}{135}k_1 + \frac{128}{4275}k_3 + \frac{2197}{75240}k_4 - \frac{1}{50}k_5 - \frac{2}{55}k_6 \tag{A-4}$$

が得られる. 最善の刻み幅 Δt_{opt} は, tol を誤差許容量としたとき, Δt に次のスカラー量, s を乗算することによって求める.

$$s = \left(\frac{tol h}{2|\Delta x_{n+1}|}\right)^{1/4} \approx 0.84 \left(\frac{tol h}{|\Delta x_{n+1}|}\right)^{1/4} \tag{A-5}$$

h は任意の誤差許容量である. 誤差許容量は工学的実証と合わせて得たい精度に設定する. この s を用いることで, 許容量内誤差の場合には刻み幅を広げ, 余分な計算コストを省くことが出来る.

付録 B 機体諸元の算出

本研究では弾道係数, $B=100$ の機体を取り扱ったが, 慣性モーメント, 代表面積, 代表翼長は既に諸元が与えられている機体 ($B=60.68$) から推測した.

本付録では, 推測過程を示す.

スケールを除く機体形状が変わらないとき, B は次式に示すように代表面積, S の逆数と質量, m に比例する.

$$B = \frac{m}{C_D S} \propto \frac{m}{S} \quad (\text{B-1})$$

簡単のため, 形状はスケール変化のみ考慮する.

そこで代表面積の比を r_β として次のように定義する.

$$r_\beta \equiv \frac{S}{S_0} = \frac{\omega / \beta}{\omega_0 / \beta_0} \quad (\text{B-2})$$

r_β を用いて機体に関するパラメータを表現する.

慣性モーメントは, その定義,

$$I \equiv \int \rho(\vec{x}) |\vec{x}|^2 dV(\vec{x}) \propto \frac{1}{r^3} \cdot r^2 \cdot r^3 \propto m \cdot S \quad (\text{B-3})$$

から質量と代表面積に比例するので基準とする機体の慣性モーメント, I_0 , 弾道係数, B_0 , 質量, m_0 が与えられたとき I は, 比例式で表現できる.

$$I = r_\beta \frac{m}{m_0} I_0 \quad (\text{B-4})$$

同様にして, 代表翼長 l_c は下式で表現する.

$$l_c = \sqrt{r_\beta} l_{c,0} \quad (\text{B-5})$$

付録 C 突入角データ

弾道係数 B , L/D , 大気密度モデル別に突入角を *skip*: 墜落してしまう下限角, *steep*: 軌道投入可能な下限角, *shallow*: 軌道投入可能な上限角, *steep*: 惑星重力圏から脱出してしまいう上限角に分類し参考データとして掲載する. 解析条件は本文中のものと変わらない. 0 となっているものは 0.01 [deg] の刻み幅内で成功判定からまぎれたものであり, 精査を要する.

表 C-1 最確モデルにおける突入角

B	L/D	r_B	<i>skip</i>	<i>steep</i>	<i>shallow</i>	<i>drop</i>
20	0.4	3.034717	-14.82	-15.69	-16.12	-16.14
20	0.2	3.034717	-14.26	-14.65	-14.82	-14.84
20	0	3.034717	-13.85	-13.98	-14.02	-14.04
20	-0.2	3.034717	-13.56	0	0	-13.59
20	-0.4	3.034717	-13.36	0	0	-13.36
40	0.4	1.517359	-15.08	-15.95	-16.37	-16.39
40	0.2	1.517359	-14.53	-14.92	-15.09	-15.11
40	0	1.517359	-14.13	-14.26	-14.3	-14.32
40	-0.2	1.517359	-13.84	0	0	-13.87
40	-0.4	1.517359	-13.64	0	0	-13.64
60	0.4	1.011572	-15.24	-16.11	-16.52	-16.54
60	0.2	1.011572	-14.7	-15.09	-15.26	-15.28
60	0	1.011572	-14.29	-14.43	-14.46	-14.48
60	-0.2	1.011572	-14.01	-14.04	0	-14.04
60	-0.4	1.011572	0	0	0	-13.8
80	0.4	0.758679	-15.36	-16.22	-16.62	-16.64
80	0.2	0.758679	-14.81	-15.2	-15.37	-15.39
80	0	0.758679	-14.41	-14.55	-14.58	-14.6
80	-0.2	0.758679	-14.12	-14.16	0	-14.16
80	-0.4	0.758679	-13.92	0	0	-13.92
100	0.4	0.606943	-15.44	-16.3	-16.7	-16.72
100	0.2	0.606943	-14.9	-15.29	-15.46	-15.48
100	0	0.606943	-14.5	-14.64	-14.67	-14.69
100	-0.2	0.606943	-14.22	-14.25	0	-14.25
100	-0.4	0.606943	-14.01	0	0	-14.01
120	0.4	0.505786	-15.52	-16.37	-16.77	-16.79
120	0.2	0.505786	-14.98	-15.37	-15.53	-15.55
120	0	0.505786	-14.58	-14.71	-14.75	-14.77
120	-0.2	0.505786	-14.29	0	0	-14.33
120	-0.4	0.505786	-14.09	0	0	-14.09

140	0.4	0.433531	-15.58	-16.43	-16.83	-16.85
140	0.2	0.433531	-15.04	-15.43	-15.59	-15.61
140	0	0.433531	-14.64	-14.78	-14.81	-14.83
140	-0.2	0.433531	-14.35	-14.39	0	-14.39
160	0.4	0.37934	-15.63	-16.48	-16.88	-16.9
160	0.2	0.37934	-15.09	-15.48	-15.65	-15.67
160	0	0.37934	-14.7	-14.83	-14.87	-14.89
160	-0.2	0.37934	-14.41	0	0	-14.45
180	0.4	0.337191	-15.68	-16.53	-16.92	-16.94
180	0.2	0.337191	-15.14	-15.53	-15.7	-15.72
180	0	0.337191	-14.74	-14.88	-14.92	-14.94
180	-0.2	0.337191	-14.46	0	0	-14.5
200	0.4	0.303472	-15.72	-16.57	-16.96	-16.98
200	0.2	0.303472	-15.19	-15.57	-15.74	-15.76
200	0	0.303472	-14.79	-14.93	-14.96	-14.98
200	-0.2	0.303472	-14.5	-14.54	0	-14.54

表 C-2 高密度モデルの突入角

B	L/D	r_B	<i>skip</i>	<i>steep</i>	<i>shallow</i>	<i>drop</i>
20	0.4	3.034717	-14.31	-15.28	-15.74	-15.76
20	0.2	3.034717	-13.7	-14.16	-14.36	-14.38
20	0	3.034717	-13.24	-13.41	-13.46	-13.48
20	-0.2	3.034717	0	0	0	0
20	-0.4	3.034717	0	0	0	0
40	0.4	1.517359	-14.65	-15.6	-16.05	-16.07
40	0.2	1.517359	-14.05	-14.5	-14.7	-14.72
40	0	1.517359	-13.59	-13.76	-13.81	-13.83
40	-0.2	1.517359	-13.26	-13.31	0	-13.31
40	-0.4	1.517359	-13.02	0	0	-13.02
60	0.4	1.011572	-14.85	-15.8	-16.24	-16.26
60	0.2	1.011572	-14.25	-14.71	-14.9	-14.92
60	0	1.011572	-13.8	-13.97	-14.02	-14.04
60	-0.2	1.011572	-13.47	-13.52	0	-13.52
60	-0.4	1.011572	-13.22	0	0	-13.23
80	0.4	0.758679	-14.99	-15.94	-16.37	-16.39
80	0.2	0.758679	-14.4	-14.85	-15.04	-15.06
80	0	0.758679	-13.95	-14.12	-14.17	-14.19
80	-0.2	0.758679	-13.62	-13.67	0	-13.67
80	-0.4	0.758679	-13.37	0	0	-13.38
100	0.4	0.606943	-15.11	-16.04	-16.48	-16.5
100	0.2	0.606943	-14.52	-14.97	-15.16	-15.18
100	0	0.606943	-14.06	-14.24	-14.29	-14.31
100	-0.2	0.606943	-13.73	-13.78	-13.78	-13.79
100	-0.4	0.606943	-13.49	0	0	-13.49

120	0.4	0.505786	-15.2	-16.13	-16.56	-16.58
120	0.2	0.505786	-14.61	-15.06	-15.25	-15.27
120	0	0.505786	-14.16	-14.34	-14.38	-14.4
120	-0.2	0.505786	-13.83	-13.88	0	-13.88
120	-0.4	0.505786	-13.58	0	0	-13.59
140	0.4	0.433531	-15.28	-16.21	-16.63	-16.65
140	0.2	0.433531	-14.69	-15.14	-15.33	-15.35
140	0	0.433531	-14.24	-14.42	-14.46	-14.48
140	-0.2	0.433531	-13.91	-13.96	-13.96	-13.97
160	0.4	0.37934	-15.34	-16.27	-16.69	-16.71
160	0.2	0.37934	-14.76	-15.21	-15.4	-15.42
160	0	0.37934	-14.31	-14.49	-14.53	-14.55
160	-0.2	0.37934	-13.98	-14.03	-14.03	-14.04
180	0.4	0.337191	-15.4	-16.33	-16.75	-16.77
180	0.2	0.337191	-14.82	-15.27	-15.46	-15.48
180	0	0.337191	-14.37	-14.55	-14.6	-14.62
180	-0.2	0.337191	-14.04	-14.1	0	-14.1
200	0.4	0.303472	-15.46	-16.38	-16.8	-16.82
200	0.2	0.303472	-14.88	-15.32	-15.51	-15.53
200	0	0.303472	-14.43	-14.61	-14.65	-14.67
200	-0.2	0.303472	-14.1	-14.15	-14.15	-14.16

表 C-3 低密度モデルの突入角データ

B	L/D	r_B	$skip$	$steep$	$shallow$	$drop$
20	0.4	3.034717	-15.1	-15.94	-16.34	-16.36
20	0.2	3.034717	-14.57	-14.93	-15.1	-15.12
20	0	3.034717	-14.18	-14.3	-14.33	-14.35
20	-0.2	3.034717	-13.92	-13.941	-13.945	-13.946
20	-0.4	3.034717	-13.73	0	0	-13.73
40	0.4	1.517359	-15.34	-16.17	-16.56	-16.58
40	0.2	1.517359	-14.81	-15.18	-15.34	-15.36
40	0	1.517359	-14.43	-14.55	-14.58	-14.6
40	-0.2	1.517359	-14.17	-14.191	-14.195	-14.196
40	-0.4	1.517359	0	0	0	-13.98
60	0.4	1.011572	-15.48	-16.3	-16.69	-16.71
60	0.2	1.011572	-14.96	-15.32	-15.48	-15.5
60	0	1.011572	-14.58	-14.7	-14.73	-14.75
60	-0.2	1.011572	-14.31	-14.34		-14.34
60	-0.4	1.011572	-14.13	0	0	-14.13
80	0.4	0.758679	-15.58	-16.4	-16.79	-16.81
80	0.2	0.758679	-15.06	-15.42	-15.58	-15.6
80	0	0.758679	-14.68	-14.8	-14.83	-14.85
80	-0.2	0.758679	-14.42			-14.44
80	-0.4	0.758679	0	0	0	-14.23

100	0.4	0.606943	-15.65	-16.47	-16.86	-16.88
100	0.2	0.606943	-15.14	-15.5	-15.65	-15.67
100	0	0.606943	-14.76	-14.88	-14.91	-14.93
100	-0.2	0.606943	-14.52	-14.524	-14.528	-14.53
100	-0.4	0.606943	0	0	0	-14.31
120	0.4	0.505786	-15.72	-16.53	-16.92	-16.94
120	0.2	0.505786	-15.2	-15.56	-15.72	-15.74
120	0	0.505786	-14.83	-14.95	-14.98	-15
120	-0.2	0.505786	-14.57			-14.59
120	-0.4	0.505786	-14.38	0	0	-14.38
140	0.4	0.433531	-15.77	-16.58	-16.97	-16.99
140	0.2	0.433531	-15.26	-15.62	-15.77	-15.79
140	0	0.433531	-14.88	-15	-15.03	-15.05
140	-0.2	0.433531	-14.62	-14.65		-14.65
160	0.4	0.37934	-15.82	-16.63	-17.01	-17.03
160	0.2	0.37934	-15.31	-15.66	-15.82	-15.84
160	0	0.37934	-14.93	-15.05	-15.08	-15.1
160	-0.2	0.37934	-14.67			-14.7
180	0.4	0.337191	-15.86	-16.66	-17.05	-17.07
180	0.2	0.337191	-15.35	-15.7	-15.86	-15.88
180	0	0.337191	-14.97	-15.09	-15.12	-15.14
180	-0.2	0.337191	-14.71	-14.74		-14.74
200	0.4	0.303472	-15.89	-16.7	-17.08	-17.1
200	0.2	0.303472	-15.38	-15.74	-15.89	-15.91
200	0	0.303472	-15.01	-15.13	-15.16	-15.18
200	-0.2	0.303472	-14.77	-14.776	-14.78	-14.782

修士論文における学会発表リスト

- [1] 加納希生, 鈴木俊之, 高柳大樹, 藤田和央, “解析的予測子修正子法による誘導技術のシェル型エアロキャプチャへの応用”, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 2008.
- [2] 加納希生, 鈴木俊之, 高柳大樹, 藤田和央, “解析的アプローチによるシェル型エアロキャプチャへの応用”, 平成20年度 宇宙航行の力学シンポジウム, 2008.