

東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究科
先端エネルギー工学専攻

平成 22 年度
修士論文

火星無着陸サンプルリターンミッションに用いる
空力誘導システムの設計とその評価

2010年 7月提出

指導教員 藤田 和央 准教授

86119 禹 ハンウル

目次

第1章 緒言	
1.1 研究背景	3
1.2 火星無着陸サンプルリターンミッション	4
1.3 本研究の目的	6
第2章 解析的予測子修正子	
2.1 グライディングフェイズ	8
2.2 脱出フェイズ	9
2.3 ラテラルコントロール	11
第3章 解析手法	
3.1 解析概要	14
3.2 座標系の定義	14
3.3 質点運動方程式	20
3.4 回転運動方程式	21
3.5 ルンゲクッタ・フェルベルグ法	22
3.6 Reaction Control System	23
3.7 エアロキャプチャの成功条件	25
第4章 解析結果および考察	
4.1 解析結果概要	28
4.2 空力係数の算出	28
4.3 回廊幅の理論上限	32
4.4 APC法による空力誘導	
4.4.1 APC制御パラメータの最適化	38
4.4.2 APC制御によるエアロキャプチャシステムの成功確率	47
4.4.3 不確定要素の大きさがミッション成功率に及ぼす影響	49
4.5 RCSによる姿勢制御	
4.5.1 回転角速度の影響	54
4.5.2 RCSによる推進剤の消費量	58
4.5.3 RCSによる姿勢制御を行った際の回廊幅	61
4.6 RCSによるエアロキャプチャシステムの成功確率	64
4.7 モンテカルロ解析による不確定要素の感度解析	
4.7.1 空力係数誤差の影響	67
4.7.2 重心位置誤差の影響	70
第5章 結言	
5.1 結論	72
5.2 今後の課題	72
参考文献	
謝辞	
本論文に関する学会発表	

第 1 章 緒言

1.1 研究背景

人類の惑星探査は最も身近である月から始まった。ソビエト連邦のルナ1号は、人類史上初めて地球以外の天体に接近し、探査を行った。それから人類は、太陽系内の様々な惑星を対象とした探査計画を立案・実行し、アメリカのマリナー探査機やバイキング1・2号、ソ連のベネラ探査機などが探査に成功した。このような惑星探査ミッションでは、惑星探査機を惑星航行から目標惑星の周回軌道へ突入させる際に減速を行う必要があり、現状では化学推進剤を用いることが一般的である。しかし、化学推進剤の比推力が低いために、探査機全重量に対する推進剤重量の割合が大きなものになることが課題になっている。そこで、近年、探査機を惑星大気圏に突入させることで、大幅な推進剤重量低減を可能にするエアロキャプチャが注目されている。これは大気抵抗から減速を得て、大気圏脱出後の軌道調整のみに化学推進剤を使用するものである。しかし、過酷な空力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課題として残っており、実用化に至っていない。中でも、大気密度分散や空力特性誤差、初期投入誤差が予想されるため、これらの分散の下でも探査機を確実に目標軌道へ投入することができる信頼性の高い制御システムの確立は必須である。

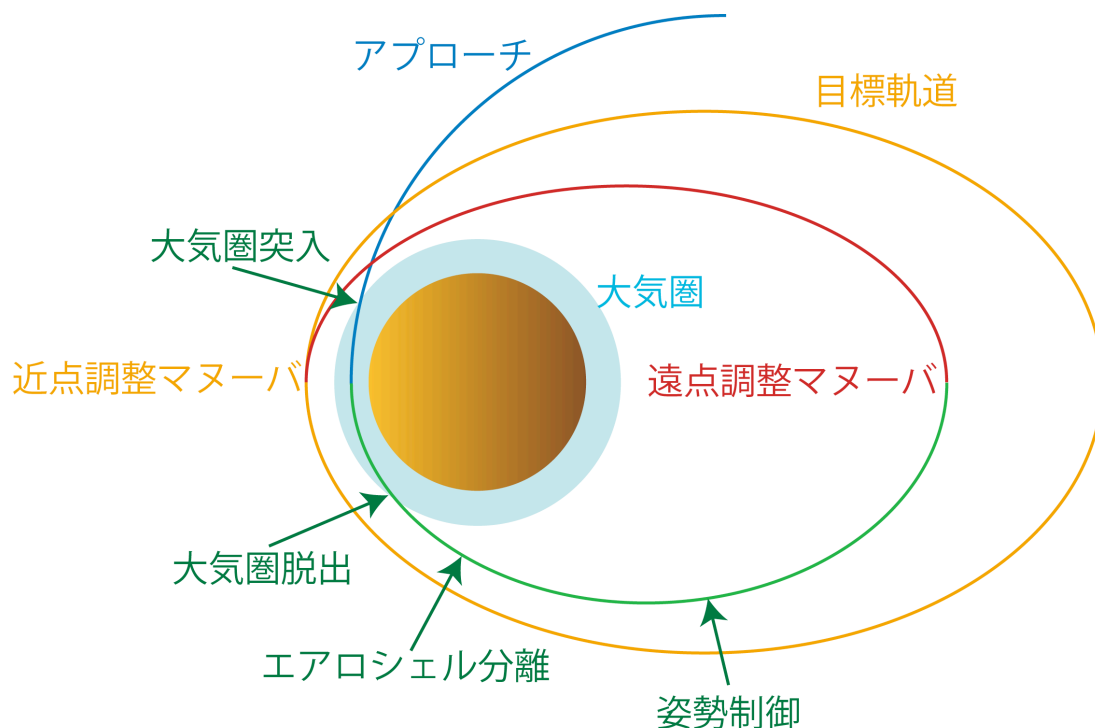


図1.1 エアロキャプチャ

エアロキャプチャを想定した制御則の中でも、解析的予測子修正子法 (Analytic Predictor Corrector; 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、探査機が目標軌道に乗ることができるよう、探査機の姿勢を制御する手法である。この手法は、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より優れていることから注目されている。

現在、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は2018年頃の打ち上げを目指し、大規模な火星探査ミッション (Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy; MELOS) を計画している。これは複数の周回機と着陸機を一度に打ち上げ、火星周回軌道に投入したあと、順に切り離し、それぞれのミッションに適した軌道に入れるというものである。このミッションにエアロキャプチャの応用が検討されているものの、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ものが多く、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い。

以上のような背景の下、エアロキャプチャを採用した火星探査を想定し、APC法を用いた空力制御の有効性を総合的に評価することは、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。

1.2 火星無着陸サンプルリターンミッション

MELOS火星複合探査にはエアロキャプチャ技術の応用として、高弾道係数を有する探査機を火星大気圏に突入させ、高度30~40[km]の領域で超音速飛行しながらダストと大気サンプルを収集し、地球に帰還させるという火星無着陸サンプルリターンミッション (Mars Aeroflyby Sample Collection ; MASC) が検討されている。探査機は大気圏に突入し、大気抵抗による減速を行いながら高度30~40[km]領域でサンプルを採集する。大気圏脱出後には遠点で一回目の軌道調整マヌーバを行い、再び大気圏に突入しないように近点を上昇させる。近点では二回目の軌道調整マヌーバを行い、遠点をパーキング軌道に合わせる。探査機がパーキング軌道に入ったら次期を見て地球に帰還する。

現在、検討されている軌道構成を図1.2に示す。打ち上げられた複合探査機は一旦 $300 \text{ km} \times 7 r_M$ の大楕円軌道に入る。ただし、 r_M は火星の半径である。そこから探査機は分離され、大楕円軌道の遠点で減速 $\Delta V_{deorbit}$ を行い、大気圏に突入する。大気抵抗

によって減速された探査機は大気圏脱出後，2回の軌道調整マヌーバを行い， $150\text{ km} \times 500\text{ km}$ のパーキング軌道に入る．そして時期を見て地球に帰還する．

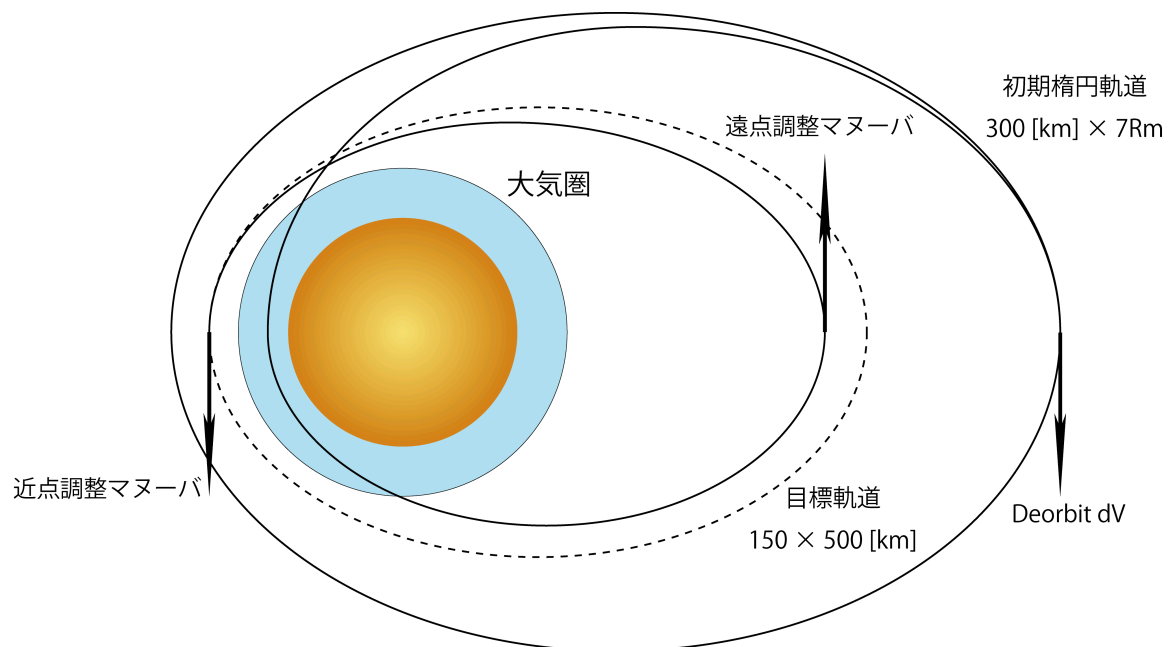


図1.2 MASCの軌道構成

1.3 本研究の目的

本研究では、次期火星探査におけるエアロキャプチャ技術の応用を実現するため、空力誘導制御法を評価できる飛行経路解析手法を開発し、MASCにエアロキャプチャを用いた際のAPC法による空力制御の有効性を総合的に評価する。その達成のため、以下3つの解析を行った。

1. バンク角制御を行った際のエアロキャプチャが成功できる飛行経路角の理論上限を求める。
2. APC法による空力誘導を行った際のエアロキャプチャが成功する飛行経路角の幅を求め、1.の理論上限と比較することで、その有効性を評価する。また、不確定要素の分散を考慮したモンテカルロ解析を行い、エアロキャプチャシステムの成功確率を求める。
3. RCSによる姿勢制御における姿勢安定化、推進剤消費量の削減を可能にする制御方式を設計し、不確定要素の分散を考慮したモンテカルロ解析を行うことにより、その有効性を評価する。

以上で得られた数値解析結果を基に、MASCにおける空力誘導の有効性を評価する。

第 2 章 解析的予測子修正子法

2.1 概要

解析的予測子修正子法は2つのフェイズで構成されている。突入初期はグライディングフェイズと呼ばれており，上昇加速度を $0[km/s^2]$ に誘導しながら大気抵抗による減速を行う。探査機の対気速度がフェイズ移行判定速度の V_{sw} まで減速されると，脱出フェイズに移行する。脱出フェイズでは，現在の状態量から大気圏脱出時の速度を予測し，到達遠点高度が目標軌道に近づくように探査機の上昇率を適時に修正する。図2.1にAPC制御の流れを示す。

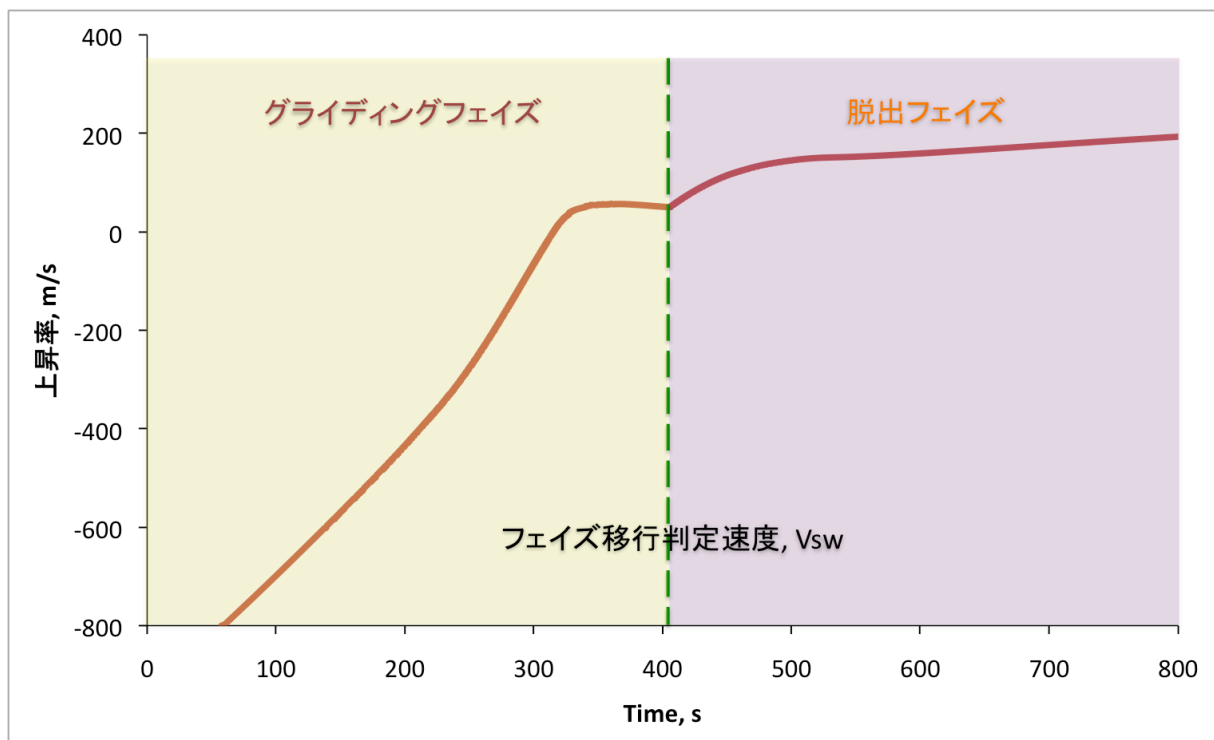


図2.1 APC制御の流れ図

2.2 グライディングフェイズ

グライディングフェイズでは，惑星中心方向の上昇加速度が $0[km/s^2]$ になるよう，平衡状態を誘導し，減速を行う。飛行経路角が十分に小さいとき，機体にかかる惑星中心方向の力は下式で記述される。

$$\ddot{h} = \frac{V^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} + \frac{L \cos \sigma}{m} \quad \text{式(2.1)}$$

ただし、 V は機体の慣性速度、 L は揚力、 σ はバンク角を意味する。この式から機体を平衡状態にするために必要なバンク角 σ_{eq} を求めることができる。

$$\cos(\sigma_{eq}) = \frac{m}{C_L q S} \left(\frac{\mu}{r^2} - \frac{V^2}{r} \right) \quad \text{式(2.2)}$$

一方、上昇加速度が $0[km/s^2]$ であるときの動圧を参照値として次式のように定義する。

$$q_{ref} = \frac{1}{\cos(\sigma_{eq})} \frac{m}{C_L S} \left(\frac{\mu}{r^2} - \frac{V^2}{r} \right) \quad \text{式(2.3)}$$

以上の参照値から、 σ_{eq} 付近において平衡状態を実現し、上昇加速度を $0[km/s^2]$ に保つために必要な操作出力 σ_{cmd} は次式になる。

$$\cos(\sigma_{cmd}) = \cos(\sigma_{eq}) - G_h \frac{\dot{h}}{q} + G_q \frac{q - q_{ref}}{q} \quad \text{式(2.4)}$$

ここで G_h 、 G_q は任意のゲイン係数である。このゲイン係数の推定法としていくつかの理論が提示されているものの、あくまでも参照値であり、実際の設定には軌道計算結果による最適化が必要である。

2.3 脱出フェイズ

対気速度が V_{sw} まで減速されると、APC制御はグライディングフェイズから脱出フェイズへ移行する。このフェイズでは、上昇速度の参照値 \dot{h}_{ref} を解析的に導出し、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。この参照上昇率を用いると制御出力 σ_{cmd} は次式のように定義できる。

$$\cos(\sigma_{cmd}) = \cos(\sigma_{eq}) - G_h \frac{\dot{h} - \dot{h}_{ref}}{q} \quad \text{式(2.5)}$$

ここで参照上昇率 \dot{h}_{ref} を計算するために指数関数的大気モデルを想定し、脱出時まで上昇率を一定と仮定し、重力ポテンシャルの影響を近似的に無視すると、脱出までの速度損失は次式で表される。

$$\Delta V_{aero} = \left(\frac{1}{Vr} + \frac{\dot{h}_{ref} \beta}{h_s q} \right)^{-1} \quad \text{式(2.6)}$$

求めた大気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

$$V_{exit} = \sqrt{V^2 + 2\mu(1/r_{exit} - 1/r)} + \Delta V_{aero} \quad \text{式(2.7)}$$

$$\dot{h}_{exit} = \sqrt{\dot{h}_{ref}^2 - 2 \left(\frac{V_{exit}^2}{r_{exit}} - \frac{\mu}{r_{exit}^2} \right) (r - r_{exit})} \quad \text{式(2.8)}$$

と求まる。これらの予測子に対して目標軌道へ投入するために必要な脱出速度 $V_{desired}$ は \dot{h}_{exit} とターゲットの軌道遠点高度 r_a を用い、エネルギーと角運動量の保存側から次式に求まる。

$$V_{desired} = \sqrt{\frac{\dot{h}_{exit} + 2\mu \left(\frac{r_a^2}{r_{exit}^2} \right) (1/r_a - 1/r_{exit})}{1 - \left(\frac{r_a^2}{r_{exit}^2} \right)}} \quad \text{式(2.9)}$$

以上から適切な上昇速度は予測子である式(2.7)と参照値である式(2.9)の差をとり、次式のように定義された V_{miss} が0になるときであると考えられる。

$$V_{miss} = V_{desired} - V_{exit} = 0 \quad \text{式(2.10)}$$

従って式(2.10)を式(2.7)と式(2.9)と合わせて数値的に解くことにより、適切な参照上昇率を得ることができる。Newton-Raphson法を用いる場合、以下の反復計算を繰り返すことで参照上昇率が計算される。

$$\dot{h}_{ref}^{i+1} = \dot{h}_{ref}^i - \frac{V_{miss}}{\partial V_{miss} / \partial \dot{h}_{ref}} \quad \text{式(2.11)}$$

2.4 ラテラルコントロール

APC制御はバンク角を制御することで揚力の向きを変調し，上昇率を調節するものであるが，揚力の横向き力により，軌道傾斜角がずれていく．これを防ぐため，軌道傾斜角がある範囲を超えたらバンクリバーサルを行う．軌道傾斜角の許容範囲は機体の慣性速度の関数であり，大気圏脱出時にずれが0.05[deg]内に収まることが望ましい．本研究では，軌道計算によるtrial and errorから許容範囲Deadbandを次式のように定義した．

$$\text{Deadband} = (V/12400)^4 - 0.0294$$

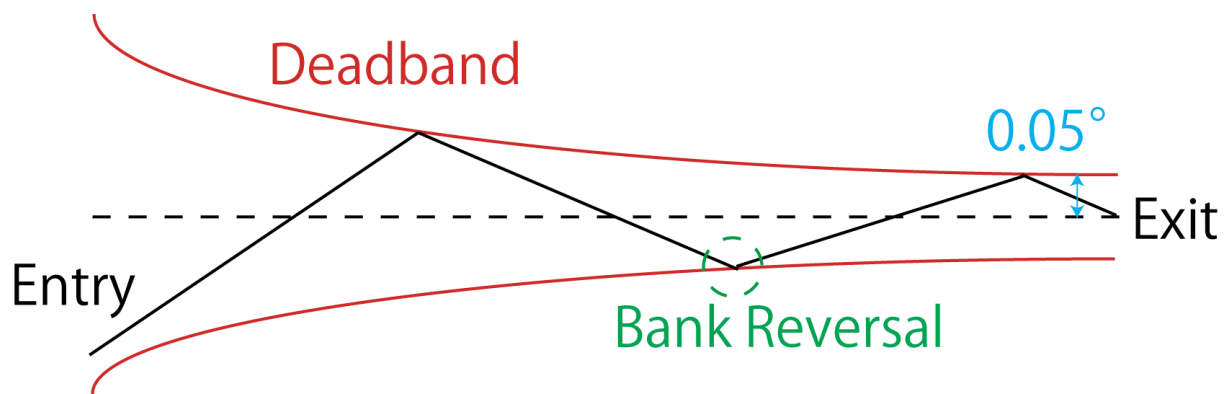


図2.2 ラテラルコントロールの概念図

第 3 章 解析手法

表3.1 突入初期条件

地表高度, m	200×10^5
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, deg	0.0
突入地点経度, deg	0.0

表3.2 機体緒元

機体重量, kg	500
代表面積, m^2	1.767
代表翼長, m	1.5
慣性モーメント, kg^2	$I_{xx} = 70$ $I_{yy} = I_{zz} = 460$ $I_{xy} = I_{yx} = I_{yz} = I_{zy} = I_{xz} = I_{zx} = 0$

表3.3 惑星に関する諸物理量

地球重力定数, m^3/s^2	3.986005×10^{14}
火星重力定数比	0.1074
火星半径, m	3.396×10^6
目的軌道遠点, m	$5.0 \times 10^5 + 3.396 \times 10^6$
目的軌道近点, m	$1.5 \times 10^5 + 3.396 \times 10^6$

3.1 解析概要

本研究では、MASCを想定した軌道設定、機体設定を行い、飛行経路解析を行った。大気圏内での飛行中はAPC制御による姿勢角変化が伴うため、機体中心に同期した回転座標系を用いる。その運動を正確に解析するためには、多数の座標系を定義する必要がある。また、剛体の質点運動方程式と重心回りの回転運動方程式を用いることで6自由度の解析を行った。質点運動、回転運動ともに機体軸座標系における方程式を考慮し、速度、姿勢角速度の微分方程式をルンゲクッタ・フェルベルグ法により5次精度で可変時間を用いて進行させた。探査機が大気圏から脱出すると、そのときの状態量から遠地点高度、遠地点での速度を算出し、エアロキャプチャの成功判定を行った。エアロキャプチャのメリットは少ない推進剤で軌道投入できることであるため、この軌道調整量が200[m/s]を超えない場合を成功判定の基準とした。これは姿勢制御で用いるスラストで制御可能であり、大規模な推進システムが不要となる範囲である。以下から解析手法の詳細を示す。

3.2 座標系の定義

以下に解析に必要となる座標系を定義する。これらは、いずれも三次元直交右手系である。

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

これらの座標系の詳細を図3.1～3.5、各座標系の相互関係を図3.6に示す。

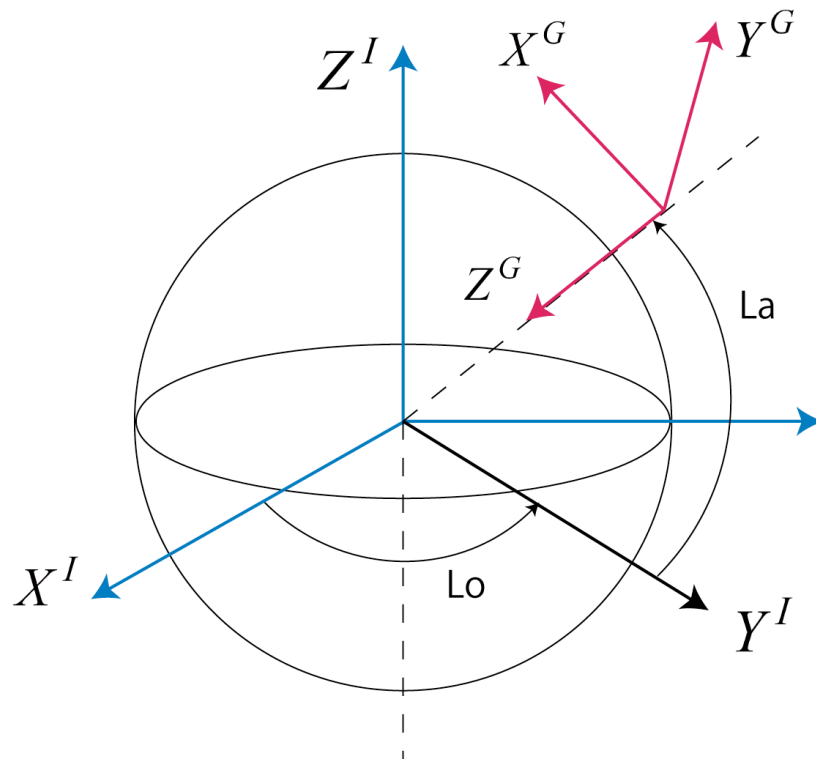


図3.1 移動座標系の定義

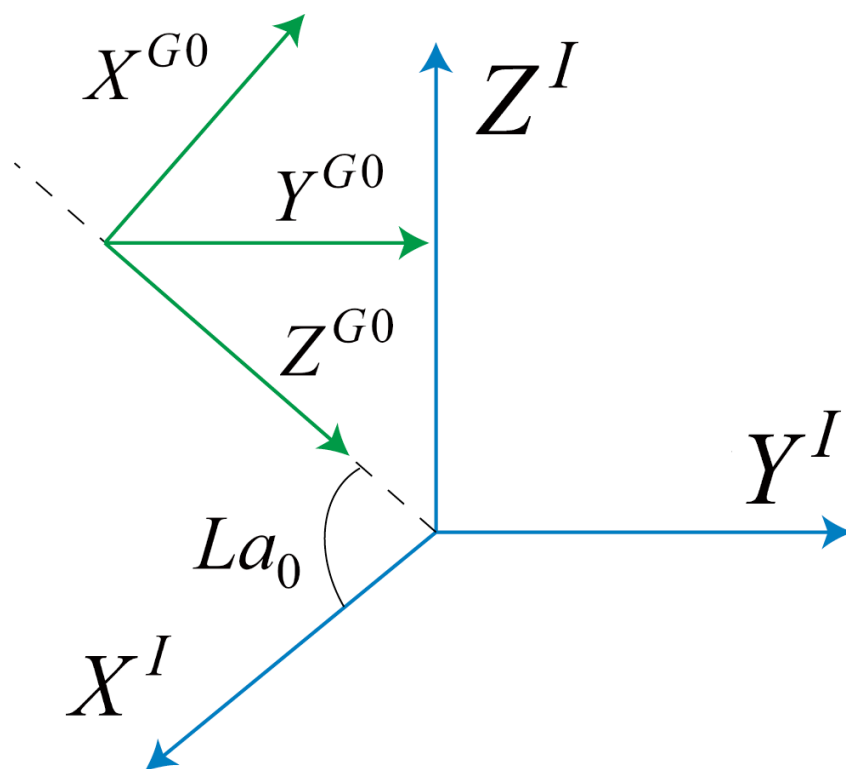


図3.2 移動座標系の初期値

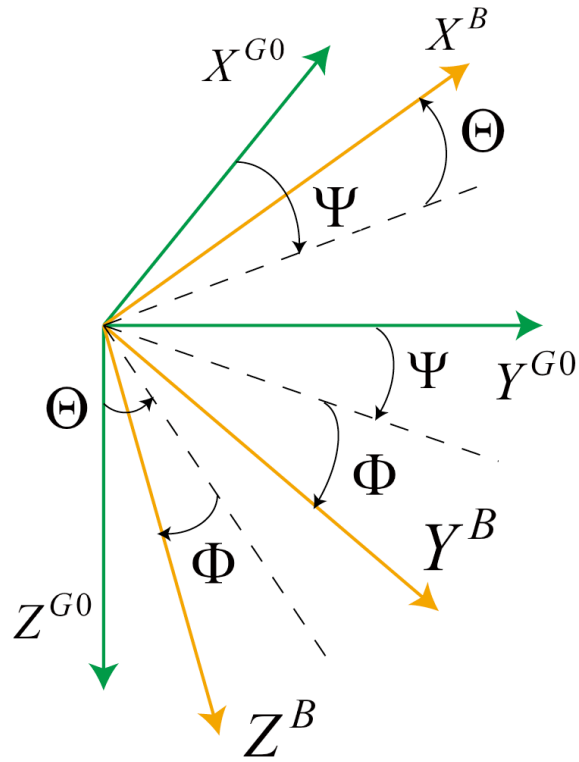


図3.3 機体座標系の定義

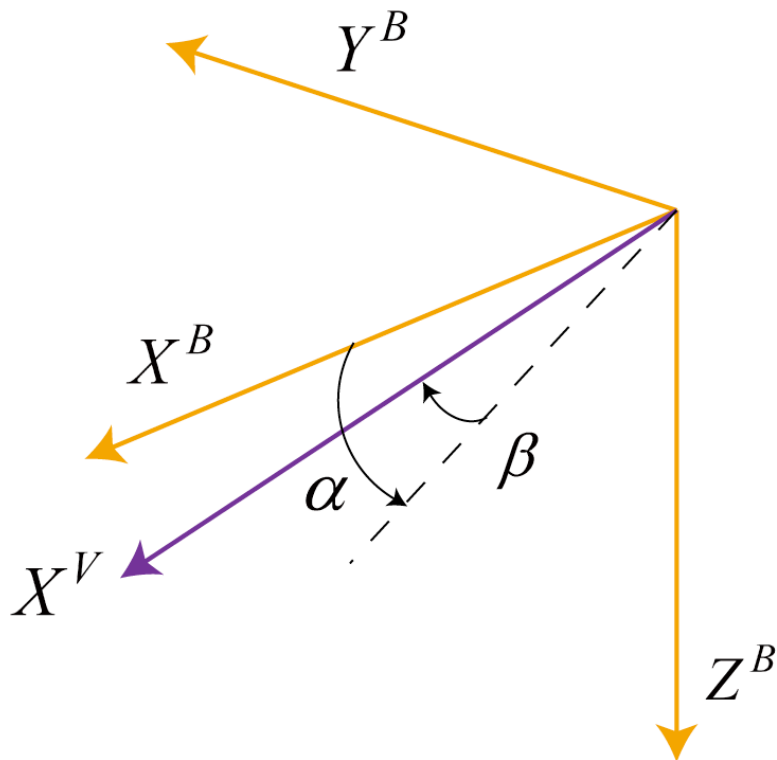


図3.4 速度座標系の定義

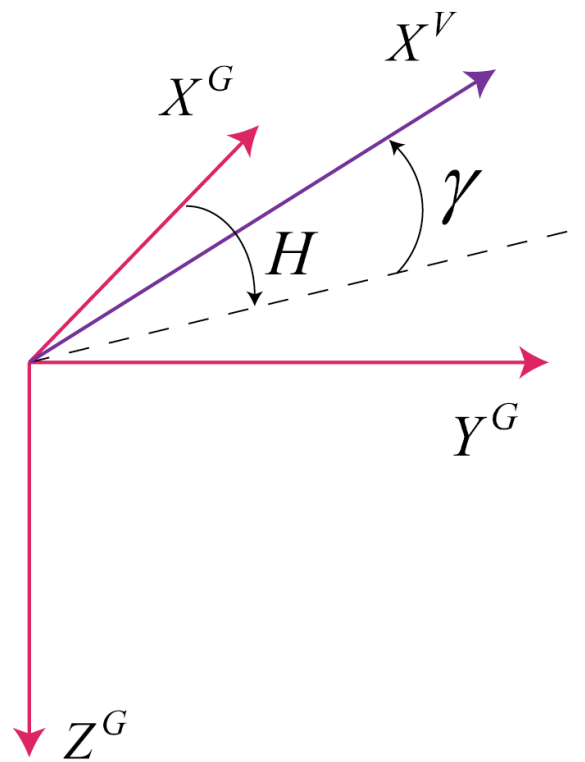


図3.5 移動座標系からの速度座標系

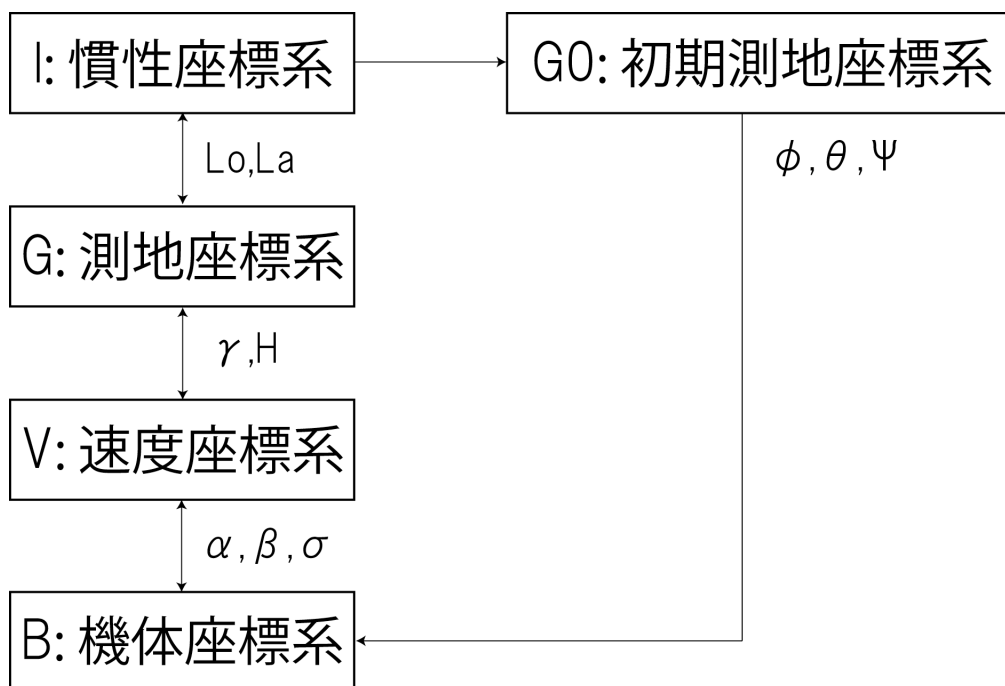


図3.6 座標系の相互関係

質点運動方程式は慣性座標系で時間積分を行い、回転運動方程式は機体座標系で時間積分を行う。加えて、多くのパラメータが多数の座標系上で定義されるため、座標変換を行う必要がある。本研究では、多数の座標変換行列を用い、座標間の相互変換を行う。座標軸を回転させる際は、回転中心軸から座標原点方向を見て反時計回りを正とした。以下に座標変換行列を示す。なお、座標変換行列の添え字は、下付き添え字の座標系から上付き添え字への座標変換を行うことを示す。

$$C_I^G = \begin{pmatrix} \cos(La + \pi/2) & 0 & -\sin(La + \pi/2) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(La + \pi/2) & 0 & \cos(La + \pi/2) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(Lo) & \sin(Lo) & 0 \\ -\sin(Lo) & \cos(Lo) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad \text{式(3.1)}$$

$$C_G^V = \begin{pmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos H & \sin H & 0 \\ -\sin H & \cos H & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad \text{式(3.2)}$$

$$C_{G0}^B = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad \text{式(3.3)}$$

$$C_V^B = \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\beta & -\sin\beta & 0 \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\sigma & -\sin\sigma \\ 0 & \sin\sigma & \cos\sigma \end{pmatrix} \quad \text{式(3.4)}$$

また、逆方向の座標変換を行う逆行列は以下のようになる。

$$C_B^V = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\sigma & \sin\sigma \\ 0 & -\sin\sigma & \cos\sigma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix} \quad \text{式(3.5)}$$

$$C_V^G = \begin{pmatrix} \cos H & -\sin H & 0 \\ \sin H & \cos H & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos\gamma & 0 & \sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{pmatrix} \quad \text{式(3.6)}$$

$$C_G^I = \begin{pmatrix} \cos(Lo) & \sin(Lo) & 0 \\ -\sin(Lo) & \cos(Lo) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(La + \pi/2) & 0 & \sin(La + \pi/2) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(La + \pi/2) & 0 & \cos(La + \pi/2) \end{pmatrix} \quad \text{式(3.7)}$$

次に回転角の定義式を表記する.

$$La \equiv \arcsin\left(\frac{-z'}{\sqrt{(x')^2 + (y')^2 + (z')^2}}\right) \quad \text{式(3.8)}$$

$$Lo \equiv \arcsin\left(\frac{y'}{\sqrt{(x')^2 + (y')^2}}\right) \quad \text{式(3.9)}$$

$$\gamma \equiv -\arctan\left(\frac{-v_z^G}{\sqrt{(v_x^G)^2 + (v_y^G)^2}}\right) \quad \text{式(3.10)}$$

$$H \equiv \arctan\left(\frac{v_y^G}{v_x^G}\right) \quad \text{式(3.11)}$$

$$\alpha \equiv \arctan\left(\frac{v_z^B}{v_x^B}\right) \quad \text{式(3.12)}$$

$$\beta \equiv \arctan\left(\frac{v_y^B}{\sqrt{(v_x^B)^2 + (v_z^B)^2}}\right) \quad \text{式(3.13)}$$

3.3 質点運動方程式

本節では、質点の運動方程式を導く。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(3.8)、式(3.9)に代入することで測地緯度 L_a 、経度 L_o が得られ、移動座標系への座標変換することができる。

また、地表高度 h は次式で表される。

$$h \equiv \sqrt{(x^I)^2 + (y^I)^2 + (z^I)^2} - r_M = r - r_M \quad \text{式(3.14)}$$

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

$$\vec{v}^G = C_I^G \vec{v}^I \quad \text{式(3.15)}$$

と表される。各成分を用いて飛行経路各 γ と飛行方位角 H が式(3.10)、式(3.11)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。

$$V_{rel} = |\vec{v}^G| \quad \text{式(3.16)}$$

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。

$$q \equiv \frac{1}{2} \rho(h) V_{rel}^2 \quad \text{式(3.17)}$$

ただし、 $\rho(h)$ は大気密度モデルより与えられる。

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。

$$\vec{F}_{aero}^B \equiv q S^I (C_A, C_Y, C_N) \quad \text{式(3.18)}$$

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3.2節で示した座標変換を用いて、式(3.18)と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。

$$\vec{F}_{aero}^I = C_G^I C_V^G C_B^V \vec{F}_{aero}^B \quad \text{式(3.19)}$$

一方、重力項は慣性座標系の位置ベクトルおよび、重力定数を用いて、次式のように表せる。

$$\vec{F}_{grv}^I = \left(\frac{\mu}{r^2} \vec{x}^I, \frac{\mu}{r^2} \vec{y}^I, \frac{\mu}{r^2} \vec{z}^I \right) \quad \text{式(3.20)}$$

以上を用いて時間発展に必要な以下の微分項を得る.

$$\begin{aligned} \dot{\vec{x}} &= \vec{v} \\ \dot{\vec{v}} &= \vec{F}_{aero}^I + \vec{F}_{grv}^I \end{aligned} \quad \text{式(3.21)}$$

3.4 回転運動方程式

回転運動方程式は \vec{h}^B とモーメント \vec{G}^B によって構成される.

$$\dot{\vec{h}}^B = \vec{G}^B \quad \text{式(3.22)}$$

角運動量 h は次式によって定義される.

$$h = I\omega = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P \\ Q \\ R \end{pmatrix} \quad \text{式(3.23)}$$

また, 機体中心回りの空力モーメントは次式によって定義される.

$$\vec{G}^B = qS(C_l \quad C_m \quad C_n) \quad \text{式(3.24)}$$

式(3.23), 式(3.24)を式(3.22)に代入すると以下のような姿勢角速度の微分項を得る.

$$\begin{aligned} \dot{P} &= (G_x^B + (I_{yy} - I_{zz})QR) / I_{xx} \\ \dot{Q} &= (G_y^B + (I_{zz} - I_{xx})RP) / I_{yy} \\ \dot{R} &= (G_z^B + (I_{xx} - I_{yy})PQ) / I_{zz} \end{aligned} \quad \text{式(3.25)}$$

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.

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} &= Q \cos \phi - R \sin \phi \\ \dot{\psi} &= Q \sin \phi \sec \theta + R \cos \phi \sec \theta \end{aligned} \quad \text{式(3.26)}$$

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て, 次のステップに進むことができる.

3.5 ルンゲクッタ・フェルベルグ法

飛行経路解析では、上記の質点運動方程式と回転運動方程式をルンゲクッタ・フェルベルグ法によって近似的に解いていく。ルンゲクッタ・フェルベルグ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、計算コストを大幅に削減できる。この節では、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次のルンゲクッタ法の解を求める。

$$\begin{aligned}
 k_1 &= \Delta t F(x_n) \\
 k_2 &= \Delta t F\left(x_n + \frac{1}{4}k_1\right) \\
 k_3 &= \Delta t F\left(x_n + \frac{3}{32}k_1 + \frac{9}{32}k_2\right) \\
 k_4 &= \Delta t F\left(x_n + \frac{1932}{2197}k_1 - \frac{7200}{2197}k_2 + \frac{7296}{2197}k_3\right) \\
 k_5 &= \Delta t F\left(x_n + \frac{439}{216}k_1 - 8k_2 + \frac{3680}{513}k_3 - \frac{845}{4104}k_4\right) \\
 k_6 &= \Delta t F\left(x_n - \frac{8}{27}k_1 + 2k_2 - \frac{3544}{2565}k_3 + \frac{1859}{4104}k_4 - \frac{11}{40}k_5\right)
 \end{aligned} \tag{3.27}$$

4次、5次精度の解は

$$x_{n+1}^{(4)} = x_n + \frac{25}{216}k_1 + \frac{1408}{2565}k_3 + \frac{2197}{4101}k_4 - \frac{1}{5}k_5 \tag{3.28}$$

$$x_{n+1}^{(5)} = x_n + \frac{16}{135}k_1 + \frac{6656}{12825}k_3 + \frac{28561}{56430}k_4 - \frac{9}{50}k_5 + \frac{2}{55}k_6 \tag{3.29}$$

上式の差をとると、

$$\Delta x_{n+1} = -\frac{1}{135}k_1 + \frac{128}{4275}k_3 + \frac{2197}{75240}k_4 - \frac{1}{50}k_5 - \frac{2}{55}k_6 \tag{3.30}$$

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。

$$s = \left(\frac{tol \cdot h}{2|\Delta x_{n+1}|} \right)^{1/4} \approx 0.84 \left(\frac{tol \cdot h}{|\Delta x_{n+1}|} \right)^{1/4} \tag{3.31}$$

h は任意の誤差許容量である．上記の s を用いることで，許容量内の誤差の場合には刻み幅を広げ，余分な計算コストを削減することができる．

3.6 Reaction Control System

RCSはスラスタを用いた姿勢制御システムであり，頻繁で俊速な姿勢変調が必要なミッションに有効である．本解析では，推力が一定なスラスタを仮定し，解析を行った．図3.7と表3.4にシステムの構成を示す．

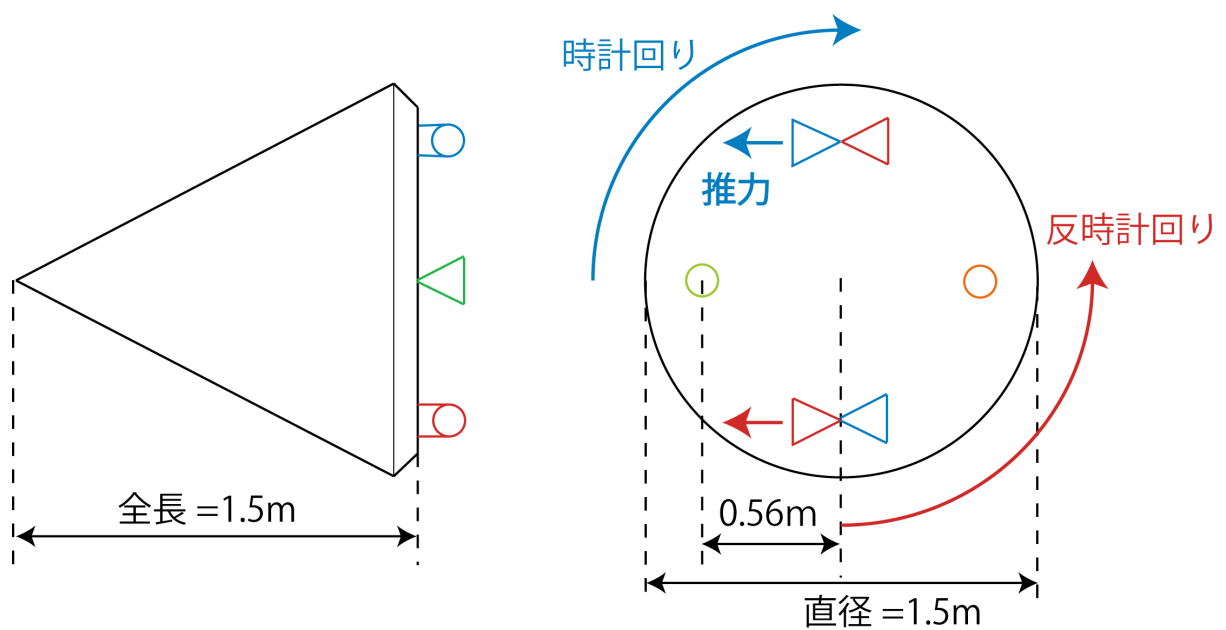


図3.7 探査機の構成

表3.4

RCSの構成	
スラスタの数	6
スラスタ 1 機の推力 [N]	40
探査機中心からスラスタまでの距離 [m]	0.56
スラスタの傾き [deg]	30

スラスタはロール軸回りの回転方向ごとに2機，ヨー軸回りの回転方向ごとに1機ずつ設置し，全6機とする．図3.7の青色のスラスタが時計回り，赤色のスラスタが反時計回りに回転するよう噴射する．スラスタは探査機の中心から0.56[m]の位置に配置し，探査機の表面に対して30[deg]傾けて設置する．

スラスタの噴射はバルブの開閉で行われ，推力レベルは一定とする場合，噴射時間を制御することで所要の角力積を作り，探査機の角運動量を変えていく．また，本研究ではスラスタの応答遅れはないと仮定し，ロール角速度にリミットを設け，解析を行った．そのため，スラスタによる角速度の変化は図3.8のようになる．

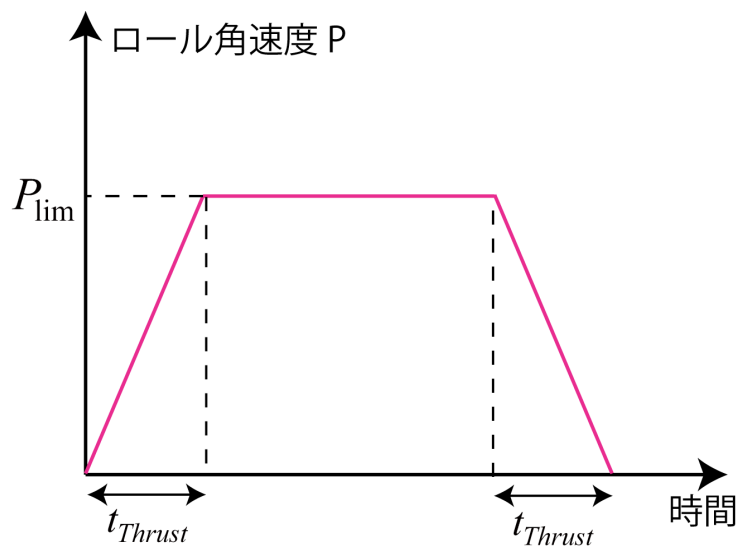


図3.8 スラスタによる角速度の変化

ロール軸回りの角速度 P は

$$P = at = (2 \times Thrust \times l_t / I_{xx})t \quad \text{式(3.32)}$$

と時間に対して比例関係を持つ．ただし， $Thrust$ はスラスタ1機当たりの推力， l_t は探査機中心からスラスタまでの距離である．この式からロール角速度 P がリミット P_{lim} まで加速される時間 t_{Thrust} は

$$t_{Thrust} = P_{lim} / (2 \times Thrust \times l_t / I_{xx}) \quad \text{式(3.33)}$$

と求まり，減速時間も同値である．また，式(3.32)を式(3.26)に代入すると

$$\dot{\phi} = (2 \times Thrust \times l_t / I_{xx})t + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \quad \text{式(3.34)}$$

が求まり，スラスタの噴射時間に関するオイラー角の微分項を得ることができる．

また，右辺の $Q\sin\phi\tan\theta + R\cos\phi\tan\theta$ は加減速の間，一定であると仮定すると，噴射時間 t_{Thrust} 間に変調されるオイラー角 $\Delta\phi'$ は次式となる．

$$\Delta\phi' = \int_0^{t_{Thrust}} \{(2 \times Thrust \times l_t / I_{xx})t + Q\sin\phi\tan\theta + R\cos\phi\tan\theta\} dt \quad \text{式(3.35)}$$

APC法から算出されたオイラー角と現在のオイラー角との差が $\Delta\phi'$ より小さくなったときから，ロール角速度 P が $0[\text{rad/s}]$ になるまで減速を行なうことにより，ロール角を制御する．

ヨー軸回りの角速度 R は，常に $0[\text{rad/s}]$ を保つように左右のスラスタを交互に噴射する．これはヨー角速度 R を $0[\text{rad/s}]$ 近くにするこことで，軸間の干渉を小さくするためであり，姿勢安定に大きな効果がある．

3.7 成功条件

エアロキャプチャシステムは大気圏脱出後，遠点と近点の2カ所で軌道調整を行う．本解析では，2回の軌道調整量の合計， $\Delta V_{maneuver}$ を成功判定の基準とし， $200[\text{m/s}]$ 以下である場合を成功とした．本節では，大気圏脱出時の状態量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．

大気圏脱出後に軌道調整を行わないと探査機は再び大気圏へ突入することになる．これを防ぐため，近点を目標軌道近点へ上昇させる必要があり，遠地点で軌道調整マヌーバ dV_1 を行う．探査機が目標軌道近点に到達すると，遠点を目標軌道遠点へ合わせ軌道調整マヌーバ dV_2 を行う．

大気圏脱出後の軌道調整に要求されるマヌーバ，

$$dV = dV_1 + dV_2 \quad \text{式(3.36)}$$

と，その理論最小値を導出する．大気圏を脱出した探査機が達する遠点距離を r_a^{exit} ，速度を V_a^{exit} とする．遠点での軌道調整は目標近点に向けたトランスファー軌道に乗せるために行う．したがって，増速マヌーバ dV_1 は

$$dV_1 = |V_a^{exit} - V_a^{trans}| \quad \text{式(3.37)}$$

ただし、トランスファー軌道の遠点速度は

$$V_a^{trans} = \sqrt{\frac{2\mu r_p^{tgt}}{r_a^{exit} (r_p^{tgt} + r_a^{exit})}} \quad \text{式(3.38)}$$

である。同様に近点での軌道調整 dV_2 は次式のように目標軌道の近点速度の差より求められる。

$$dV_2 = |V_p^{tgt} - V_p^{trans}| = \left| \sqrt{\frac{2\mu r_a^{tgt}}{r_p^{tgt} (r_p^{tgt} + r_a^{tgt})}} - \sqrt{\frac{2\mu r_a^{exit}}{r_p^{tgt} (r_p^{tgt} + r_a^{exit})}} \right| \quad \text{式(3.39)}$$

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決まったことより、 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

$$V_{a,\max}^{exit} = \lim_{H_p^{exit} \rightarrow H_a^{exit}} \sqrt{\frac{2\mu r_a^{exit}}{r_p^{exit} (r_p^{exit} + r_a^{exit})}} \quad \text{式(3.40)}$$

と見積もることができる。したがって、 dV_{\min} は

$$dV_{\min} = V_{a,\max}^{exit} - V_a^{trans} \quad \text{式(3.41)}$$

より定まる。

第 4 章 解析結果及び考察

4.1 解析結果概要

本章では、バンク角制御を用いた際に得られる回廊幅の理論上限、APC法による飛行制御時の回廊幅と成功確率、不確定要素がミッションに及ぼす影響を検討し、RCSによる姿勢制御を行った際の回廊幅と成功確率を算出する。

4.2節ではMASC用エアロシエルの空力特性を調べた実験結果[10]を元に、迎角 $-30 \sim 30$ [deg]間に対する空力係数 C_D, C_L, C_m を求めた。4.3節では無制御下における軌道計算を行い、理論的にバンク角制御で得られる最大の回廊幅を算出し、APCが達成すべき理論上限値として用いた。4.4節ではAPC法による空力制御の下、制御パラメータの最適化を行い、回廊幅を最大限に拡張させた。そして、この結果と理論上限を比較することで、APC制御が大気圏突入条件の緩和に有効であることを評価した。また、不確定要素の分散を考慮したモンテカルロ解析を行い、エアロキャプチャシステムの成功確率を求めることで、APC法による空力制御の総合的な評価を行った。4.5節ではRCSによる姿勢制御を想定し、スラスタを用いてバンク角を調節した際の回廊幅と成功確率を算出し、より実際のミッションに近い解析を行った。

4.2 空力係数の算出

参考文献[10]の実験データを基に、迎角に対する空力係数の関数を近似し、迎角 $-30 \sim 30$ [deg]間の空力係数を算出した。図4.1に揚力係数 C_L 、図4.2に抵抗係数 C_D 、図4.3に C_m 、図4.4に L/D を示す。また、本解析の空力誘導は揚力飛行を想定したものであるため、探査機の重心オフセットを行った。 $L/D=0.3, 0.4, 0.5$ となる迎角で、空力モーメント C_m が平衡状態になるよう、トリム角を設定した。質量重心の X 軸位置を $x_{CG}=0.5$ [m]に固定し、目標の L/D が獲得できる Z 軸位置 z_{CG} を決めた。その詳細を表4.1に、空力モーメントの算出結果を図4.5に示す。

重心オフセットにより、空力モーメント C_m は目標 L/D が得られる迎角で平衡となる。空力モーメント C_m の算出には以下の式を用いた。

$$C_m = \{C_A z_{CG} - C_N(x_{AC} - x_{CG})\} / \bar{c} \quad \text{式(4.1)}$$

C_A は機体座標系における X 軸方向の空力係数, C_N は Z 軸方向の空力係数である.
 x_{AC} は空力中心であり, 今解析ではよどみ点から X 軸方向に $1.099[m]$ のところとした.
 また, \bar{c} は機体の全長である.

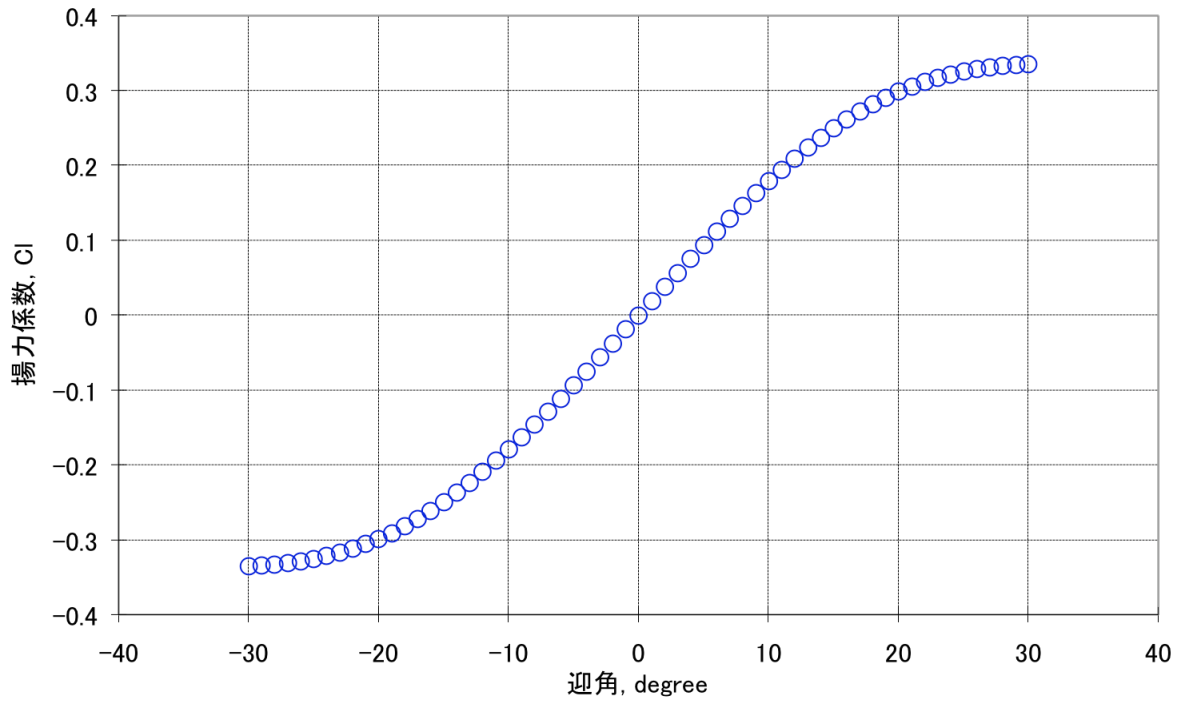


図4.1 迎角に対する揚力係数, C_L

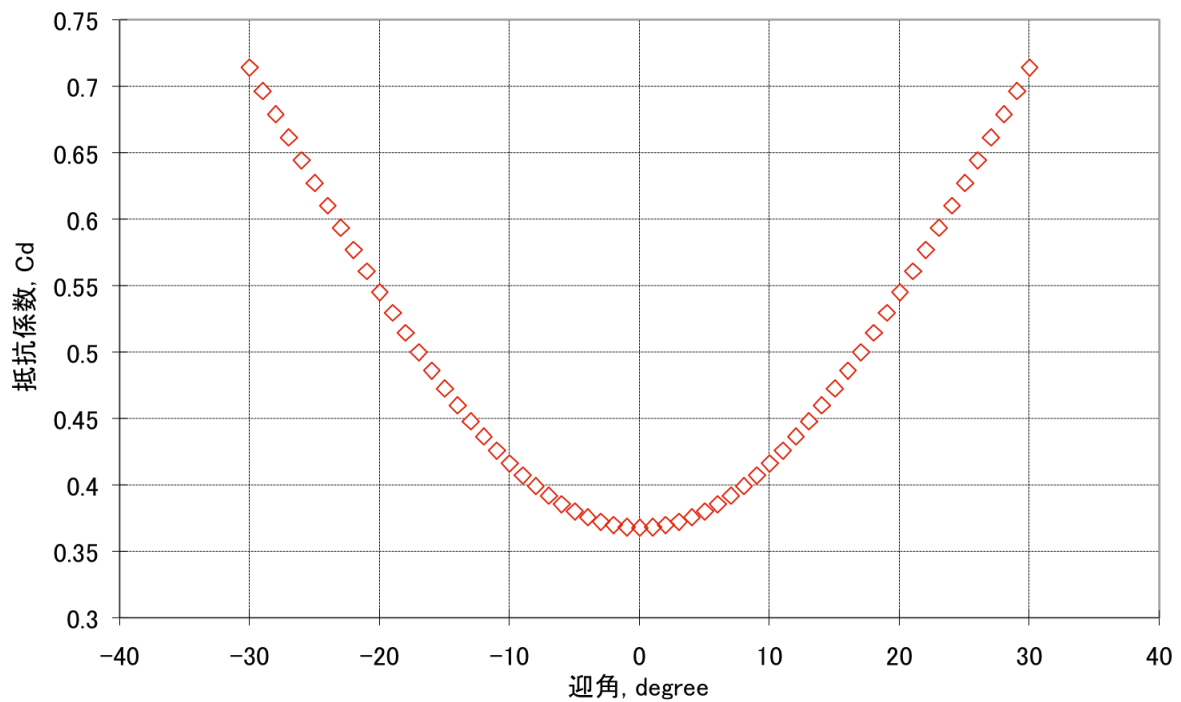


図4.2 迎角に対する抵抗係数, C_D

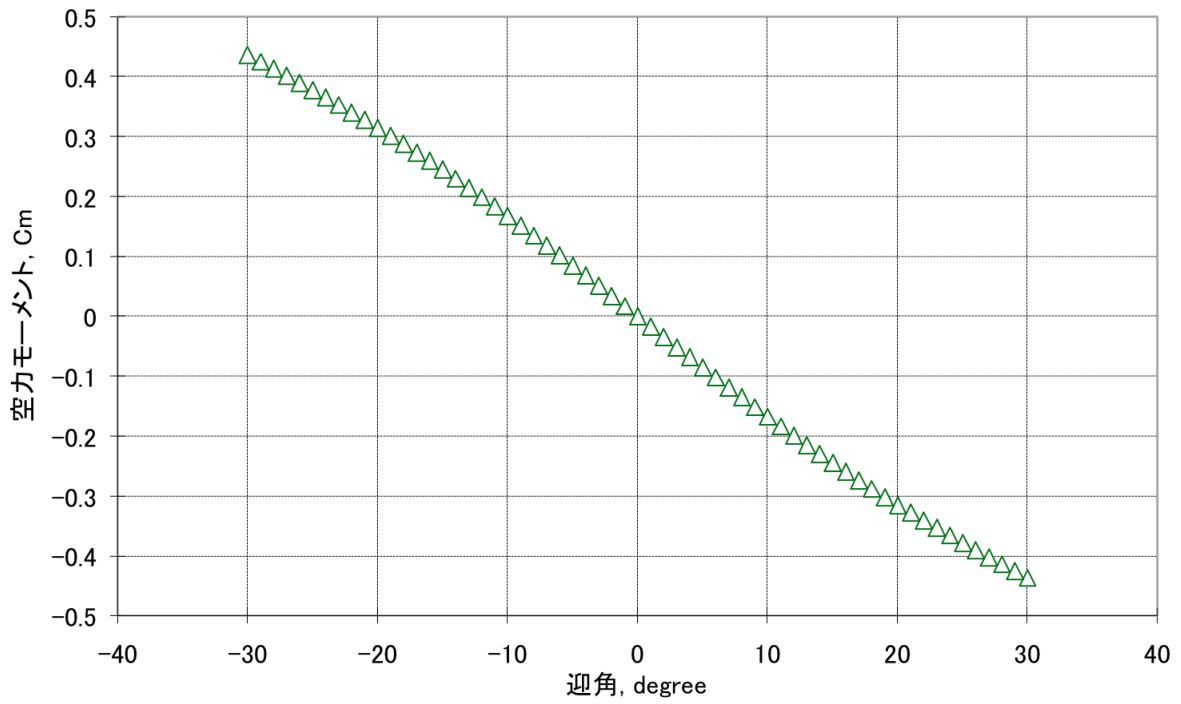
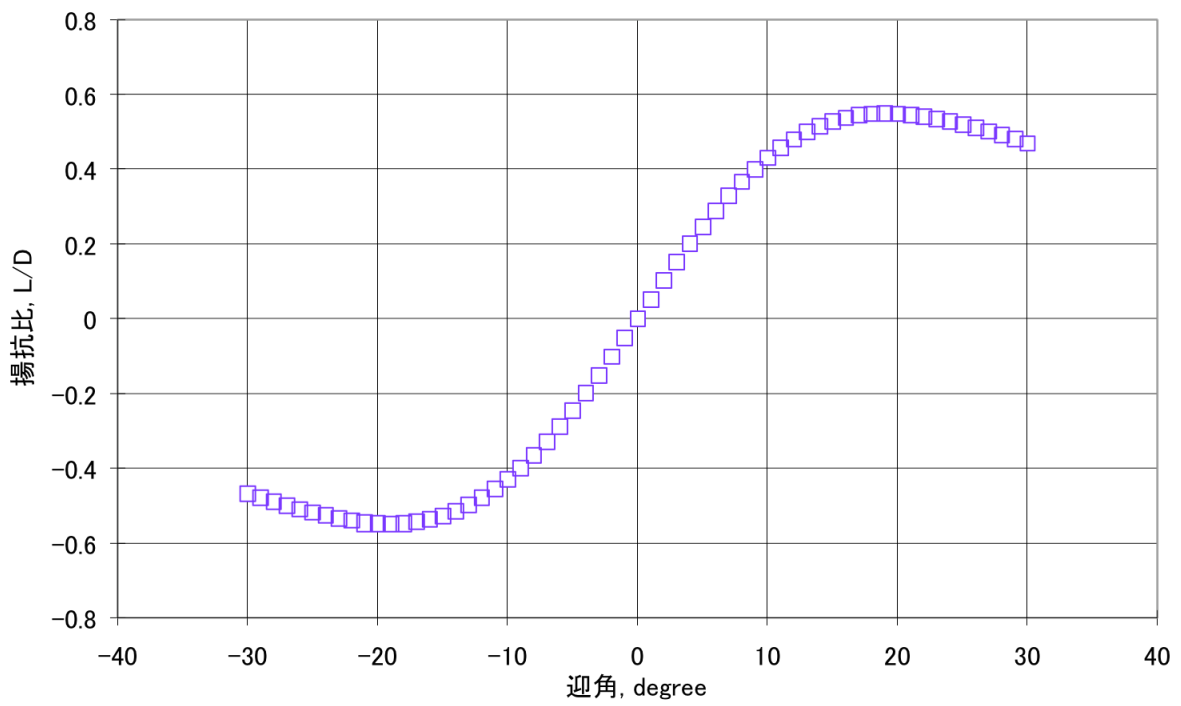
図4.3 迎角に対する空力モーメント, C_m 図4.4 迎角に対する揚抗比, L/D

表4.1 重心オフセットによる質量重心, トリム角

L/D	x_{CG} [m]	z_{CG} [m]	トリム角 [deg]
0.3	0.5	0.22	7
0.4	0.5	0.30	9
0.5	0.5	0.42	13

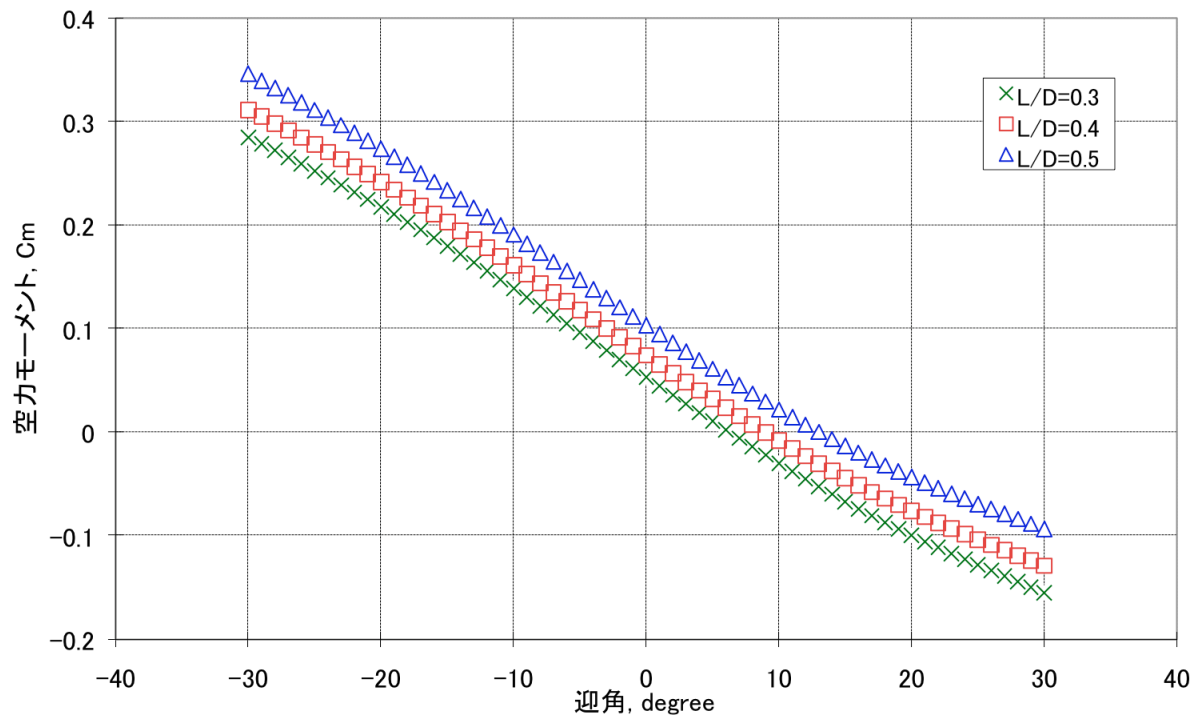


図4.5 トリム角ごとの迎角に対する空力モーメント

これ以降, 図4.5の空力モーメントを持つ3つの空力係数を各 $L/D=0.3$ モデル, $L/D=0.4$ モデル, $L/D=0.5$ モデルと呼ぶ. この3つの空力係数モデルを用い, 以降の解析を行った.

4.3 回廊幅の理論上限

本節では、バンク角制御でエアロキャプチャシステムを成功させることができる飛行経路角幅の理論上限を求める。本節以降、エアロキャプチャシステムが成功する飛行経路角幅のことを回廊幅と呼ぶ。図4.6にバンク角を $\sigma = 0[\text{deg}]$, $\sigma = 180[\text{deg}]$ に固定し、無制御下で飛行した場合の飛行経路角に対する軌道調整マヌーバを示す。バンク角の制御を行わずに一定の L/D で飛行すると、回廊幅が非常に狭く、探査機をこの領域内に投入するのは非常に困難とされる。しかし、バンク角を制御することで回廊幅は、 $\sigma = 0[\text{deg}]$ で飛行したときの回廊から $\sigma = 180[\text{deg}]$ で飛行したときの回廊まで拡張することができる。これがバンク角制御で得られる回廊幅の理論上限であり、バンク角制御が大気圏突入条件の緩和において非常に有効であるといえる。

さらに図4.7に $\sigma = 0[\text{deg}]$ で飛行した際の到達遠点高度を飛行経路角に対して示す。目標高度の500[km]より高い高度に到達した方が広い成功範囲が得られている。これは周回軌道の近点を上げるために行う増速量が、式(3.27)から分かるように到達遠点高度と反比例するためである。図4.8には $\sigma = 0[\text{deg}]$ で飛行する場合の最適飛行経路 $\Delta V_{\text{deorbit}} = 21.18[\text{m/s}]$ における迎角の時間履歴を、図4.9に L/D の時間履歴を示す。迎角が重心オフセットによるトリム角付近で振動し、 $L/D = 0.4$ で飛行することが分かる。

次に空力係数による回廊の変化を検討した。図4.10に空力係数モデルごとに $\sigma = 0, 180[\text{deg}]$ で飛行した際の結果を示す。 L/D が大きいほど、広い回廊幅が得られており、トリム角を大きくすることが大気圏突入条件の緩和に有効であると考えられる。

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。火星は大気密度の変化がとても激しい惑星であり、より現実的な解析を行うためには大気密度分散の影響を検討する必要がある。そこで、本研究では図4.11に示すような大気密度モデルを用い、大気密度が回廊に与える影響を調べた。最確モデルは最も可能性の高い大気密度分布であり、高密度、低密度モデルはそれぞれ分散の幅を示す。図4.12.aに $L/D = 0.3$ モデル、図4.12.bに $L/D = 0.4$ モデル、図4.12.cに $L/D = 0.5$ モデルにおける大気密度の影響を示す。

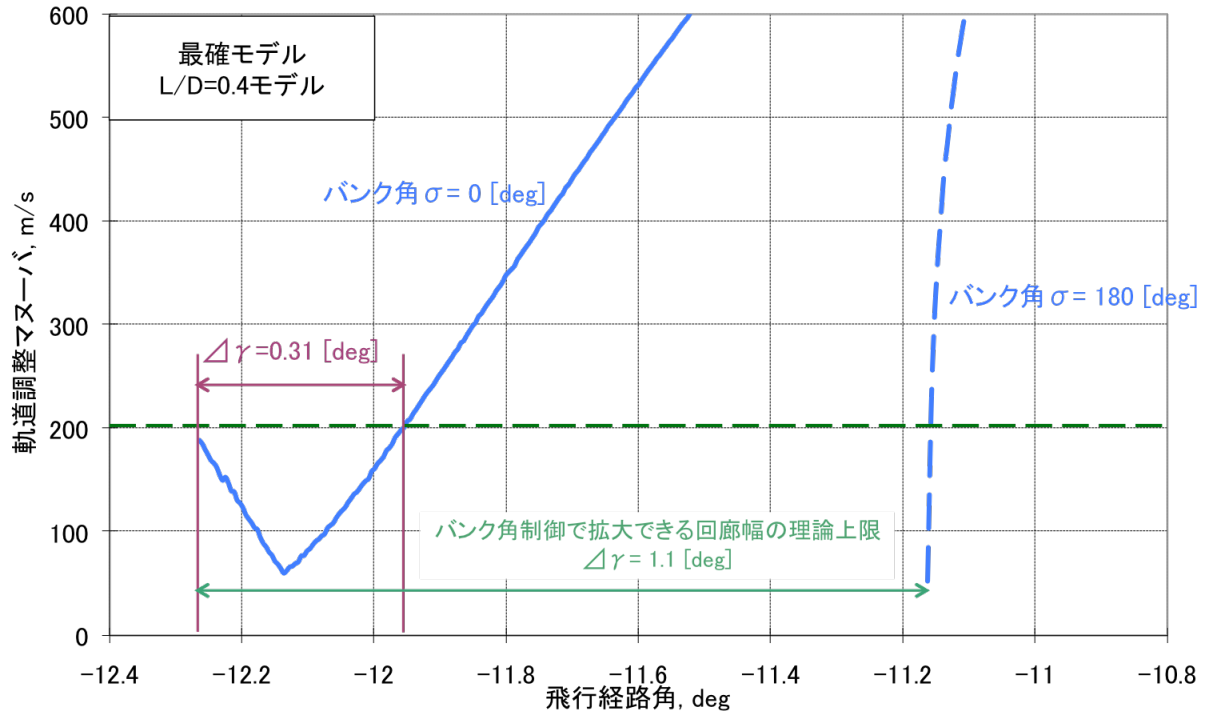


図4.6 飛行経路角に対する軌道調整マヌーバ

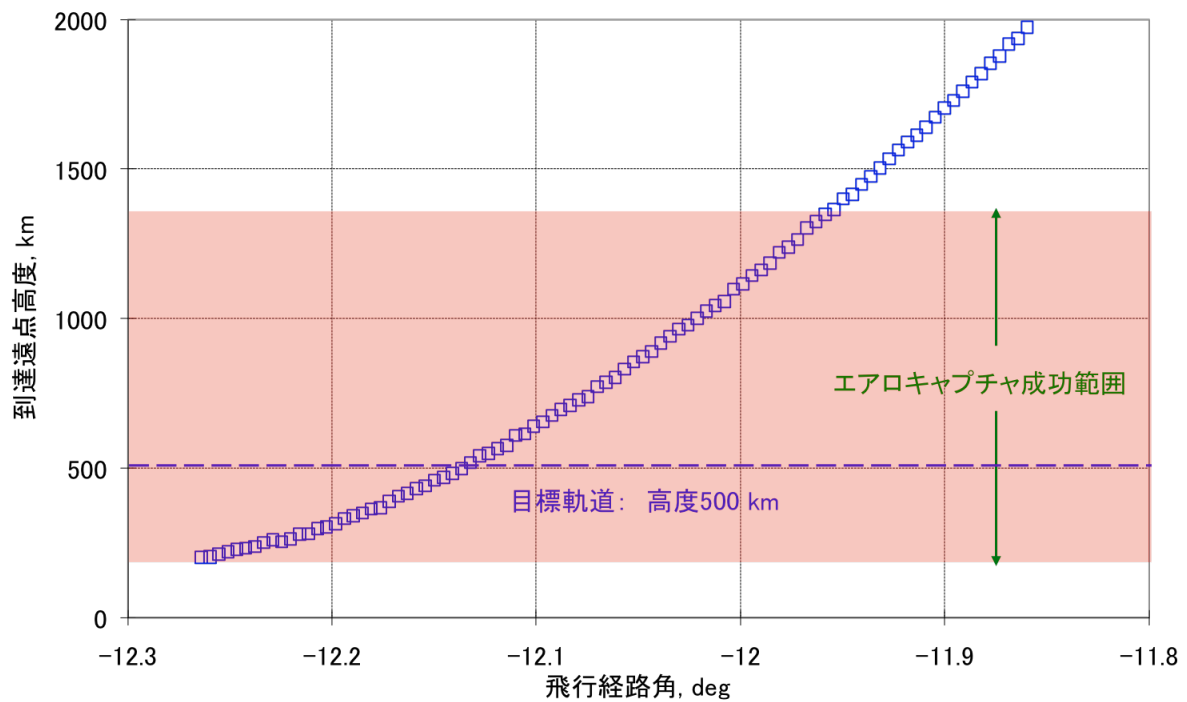


図4.7 $\sigma = 0$ [deg]で飛行した際の到達遠点高度

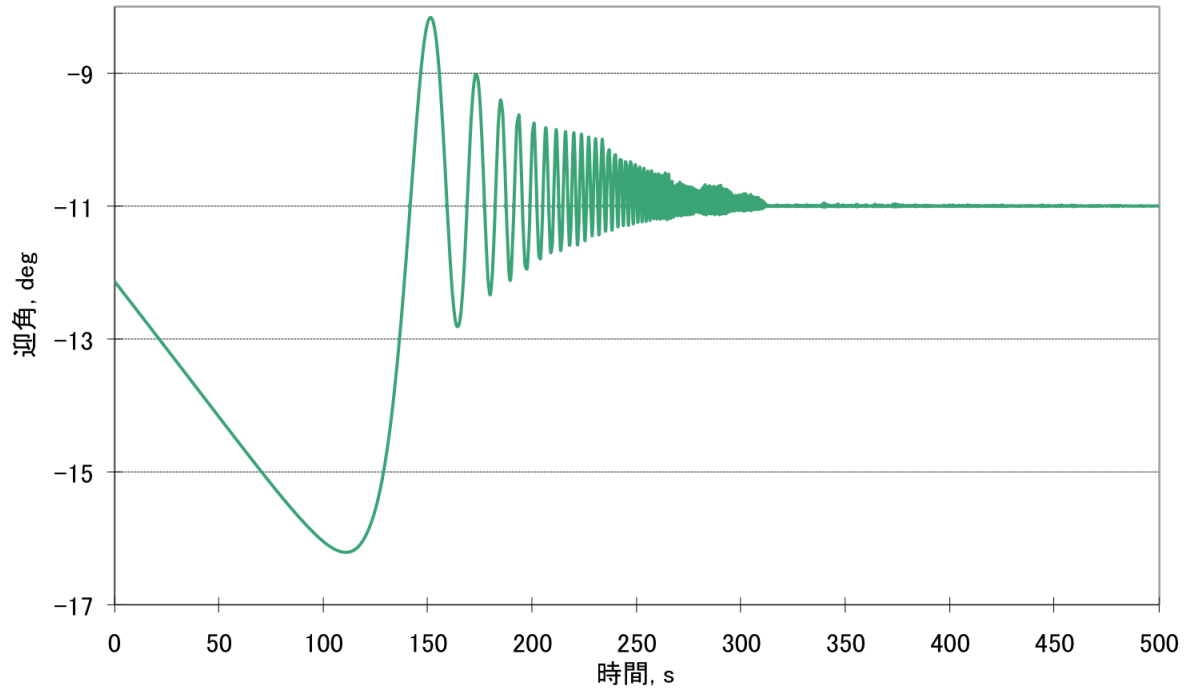


図4.8 $\sigma = 0[\text{deg}]$ で飛行する場合の最適飛行経路における迎角の時間履歴

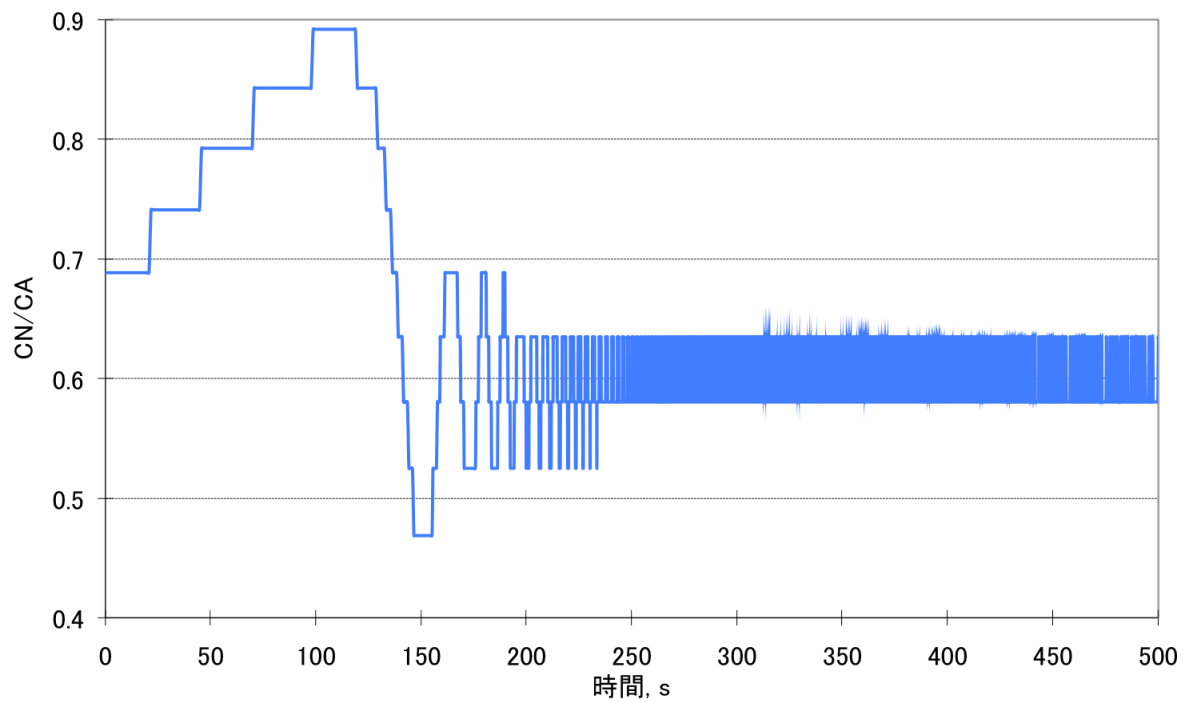


図4.9 C_N/C_A の時間履歴

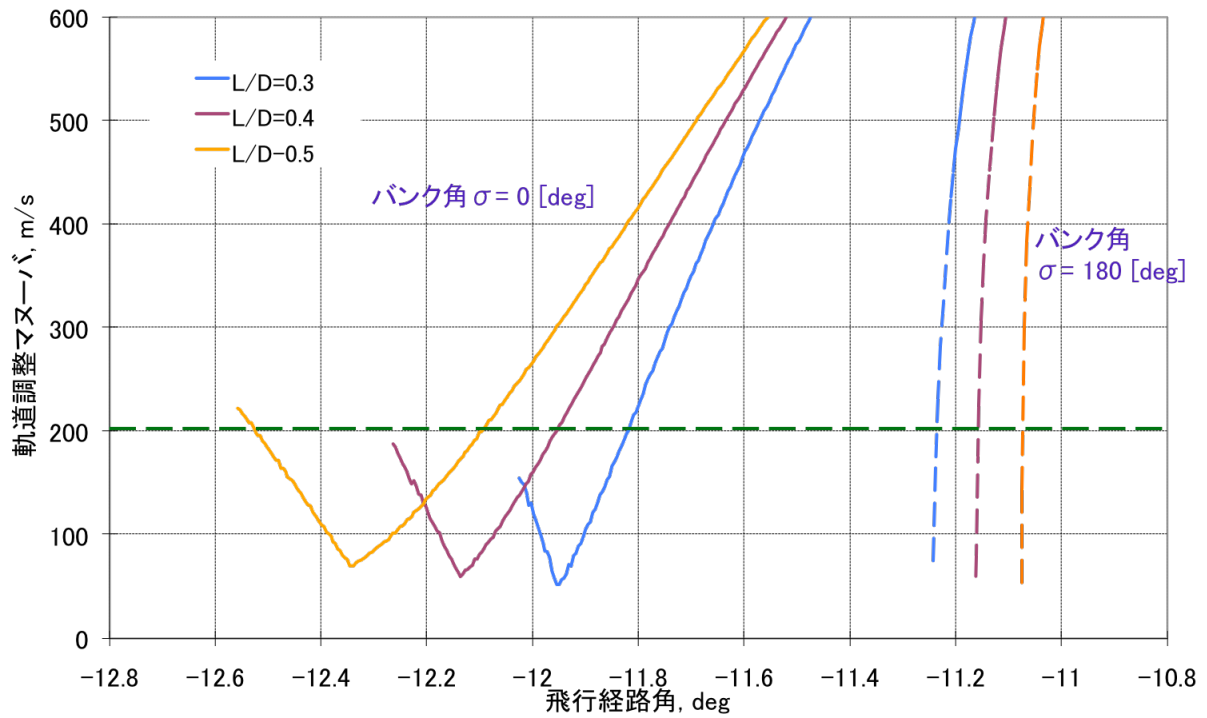


図4.10 空力係数による回廊幅の変化

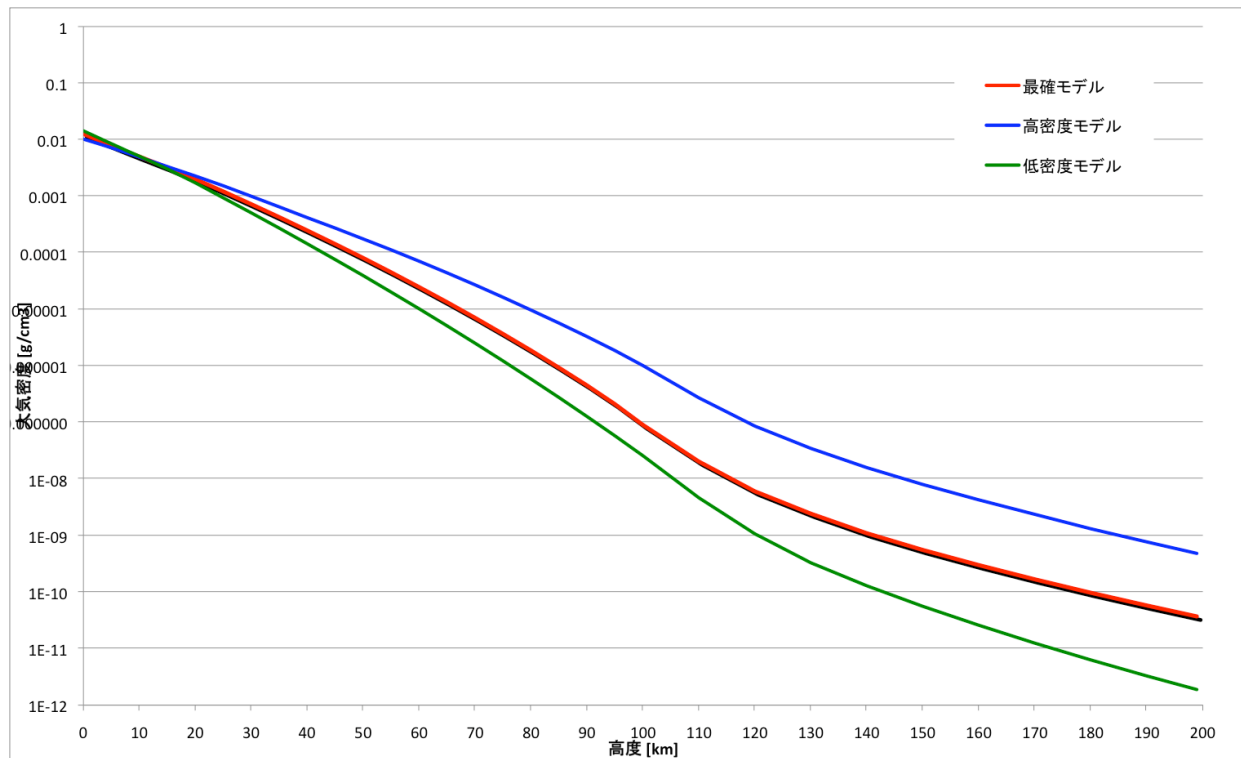


図4.11 大気密度モデル

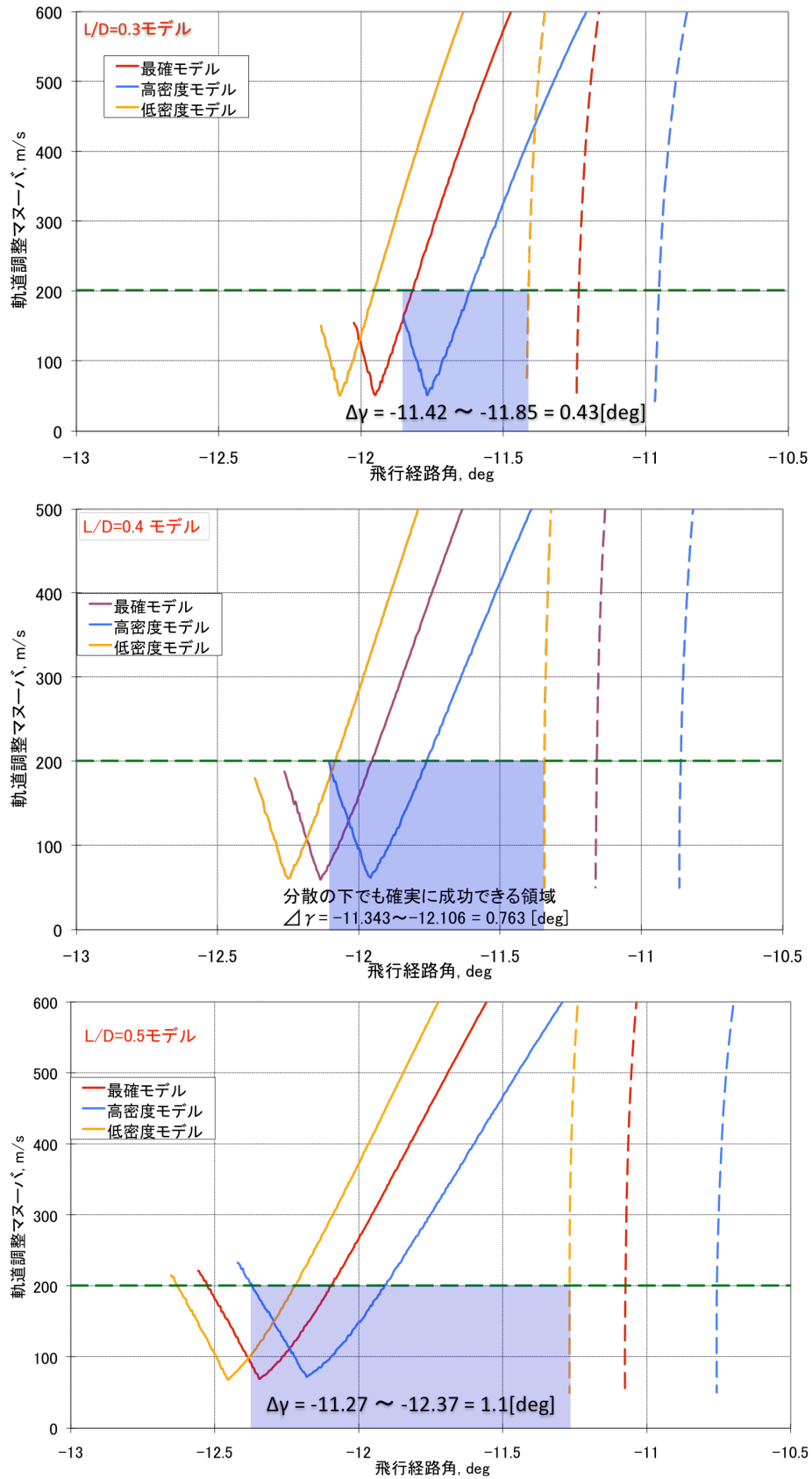


図4.12 大気密度による回廊の変化

上) $L/D=0.3$, 中) $L/D=0.4$, 下) $L/D=0.5$

図4.12から $\sigma = 180[\text{deg}]$ で飛行した方が $\sigma = 0[\text{deg}]$ で飛行した場合より，各大気密度モデルの回廊にバラツキがあることが分かる．エアロキャプチャでは軌道投入のために必要な減速を行わなければならないため，突入角が浅い場合，密度が低い高高度を長い時間飛行することになる．しかし，高度が高くなるほど図4.11から分かるように密度の分散が大きくなるため，大気圏に浅く突入するほど大気密度分散の影響を大きく受けるようになる．従って，大気密度分散の影響を最小限に抑えるためには，深い飛行経路角で突入し，低い高度を飛行することが望まれる．

4.4 APC法による空力誘導を行った際の回廊幅

本節では、APC法による空力制御を行った際の回廊幅を求める。また、RCSによる姿勢制御解析の前段階として以下の2事項を仮定し、計算を簡略化した。

- ・バンク角の制御遅れはなく、すぐAPC法から算出されたバンク角に変調できる
- ・バンク角の急変調による他軸への影響は考慮しない

RCSによる姿勢制御では、スラスタから推進剤を噴射することで、バンク角を調節する。しかし、ロール、ピッチ、ヨーの3軸は互いに干渉するため、高速回転や急激な変調は他軸へ影響を与え、姿勢不安定の原因となる。本節では、バンク角制御による揚力の向きを変えることが回廊拡張に有効であることのみ注目し、検討を行いたい。そのため、ロール角速度 P による影響は考慮しないこととする。上記の2事項は次節のRCSによる姿勢制御で検討を行う。

4.4.1 APC制御パラメータの最適化

APC制御パラメータの最適化は、パラメータごとに軌道計算を行い、回廊幅が最大に広がる値を探し出す方法で行った。APC制御パラメータはグライディングフェイズの上昇率ゲイン係数 G_h 、動圧ゲイン係数 G_q 、脱出フェイズの上昇率ゲイン係数 G_h' 、そしてフェイズ移行判定速度 V_{sw} の4つである。

3つのゲイン係数は参照値への収束に大きく影響しており、適切な値に設定されないと、参照値の発散により制御不能となる。また、フェイズ移行判定速度 V_{sw} は探査機のエネルギー消費量を決めるパラメータであり、グライディングフェイズから脱出フェイズへの移行基準となる。 V_{sw} が速すぎると探査機のエネルギーが十分に消費されずに脱出フェイズに移行され、目標軌道より高い遠点高度に到達する。また、 V_{sw} が遅すぎるとエネルギーが過消費され、大気圏から脱出できずに墜落してしまう。以下に各制御パラメータによる回廊の変化を示す。

図4.13からグライディングフェイズの上昇率ゲイン係数 G_h が大きくなるほど回廊が深い飛行経路角の方に移動することが分かる。式(2.4)に示されるように、 G_h が大きくなると揚力は上向きに変調され、早い段階で高い上昇率を持つようになる。そ

のため、大気圏に深く突入しても十分に脱出することができる。しかし、 G_h' が大きくなりすぎると、浅い飛行経路角の方で回廊が縮小することが分かる。これは高い上昇率により、十分にエネルギーが消費されずに大気圏から脱出してしまうためである。回廊幅を最大に拡張させるためには、深い飛行経路角での拡張と浅い飛行経路角での縮小がバランスを取る値に設定する必要がある。

図4.14に脱出フェイズ上昇率ゲイン係数 G_h' による軌道調整マヌーバの変化を示す。解析した結果、 G_h' が大きくなるほど軌道調整マヌーバが少なくなる傾向が見られた。その原因として考えられる参照上昇率の時間履歴を図4.15、図4.16に示す。 $G_h'=10$ の場合、参照上昇率は発散してしまい、上昇し続ける。これに対し、 $G_h'=50$ の場合、上昇率は早い段階で参照上昇率へと収束し、適切な調整が行われる。式(2.8)を上昇率 \dot{h} と参照上昇率 \dot{h}_{ref} の差に関してまとめると次式になる。

$$\dot{h} - \dot{h}_{ref} = \frac{q(\cos\sigma_{eq} - \cos\sigma_{cmd})}{G_h'} \quad \text{式(4.2)}$$

上昇率が参照上昇率より小さい場合、 $\cos\sigma_{eq}$ は脱出フェイズにおいて0より小さいため、右辺はマイナスとなる。そこで、 G_h' が小さいと、左辺の上昇率 \dot{h} と参照上昇率 \dot{h}_{ref} の差を大きくするため、 \dot{h}_{ref} は大きくなる。そして動圧 q は対気速度の増加により大きくなるため、参照上昇率 \dot{h}_{ref} も段々大きくなる。

図4.17にフェイズ移行判定速度 V_{sw} による回廊の変化を、図4.18には到達遠点の変化を示す。 V_{sw} が速くなるに連れ、到達遠点高度が上昇することが分かる。 V_{sw} が速く設定されると、早い段階で脱出フェイズに移行されるため、エネルギー消費が足りず、高い遠点高度に到達することになる。また、 V_{sw} が遅すぎるとエネルギー消費が多くなり、到達遠点高度が低くなるため、目標遠点高度に近くなるように V_{sw} を設定することが重要となる。

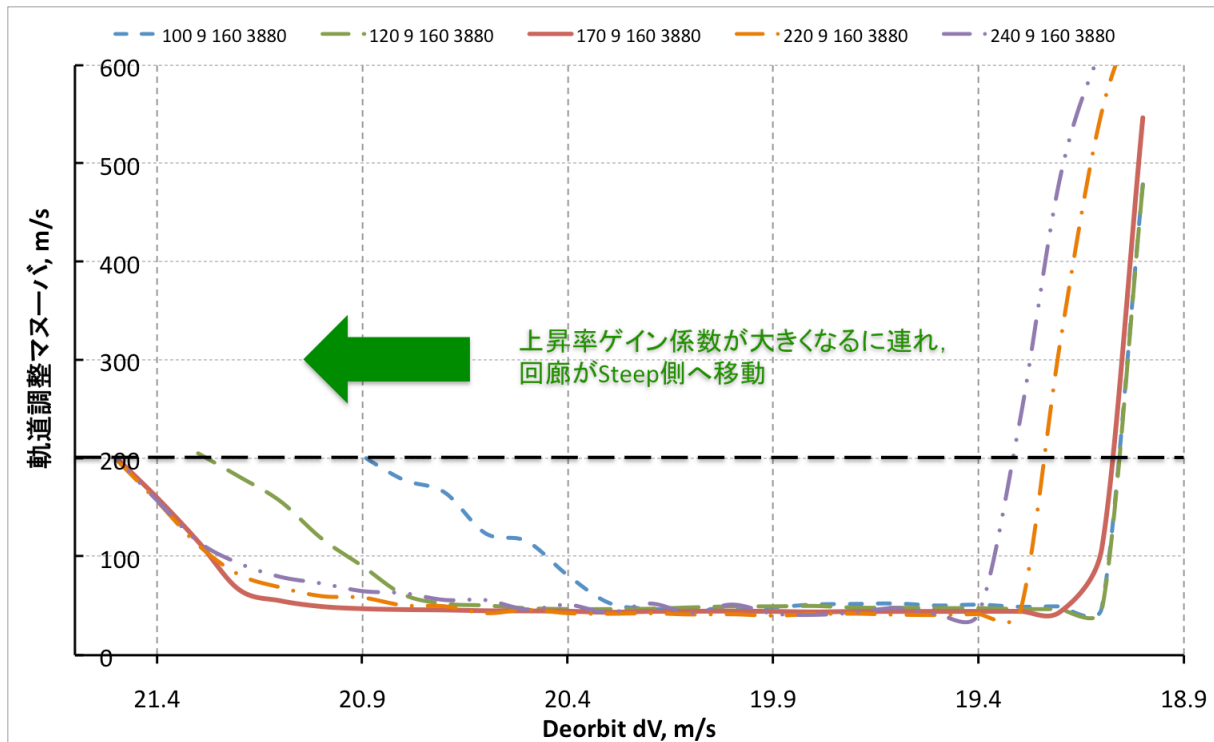


図4.13 グライディングフェイズ上昇率ゲイン係数 G_h による回廊の変化

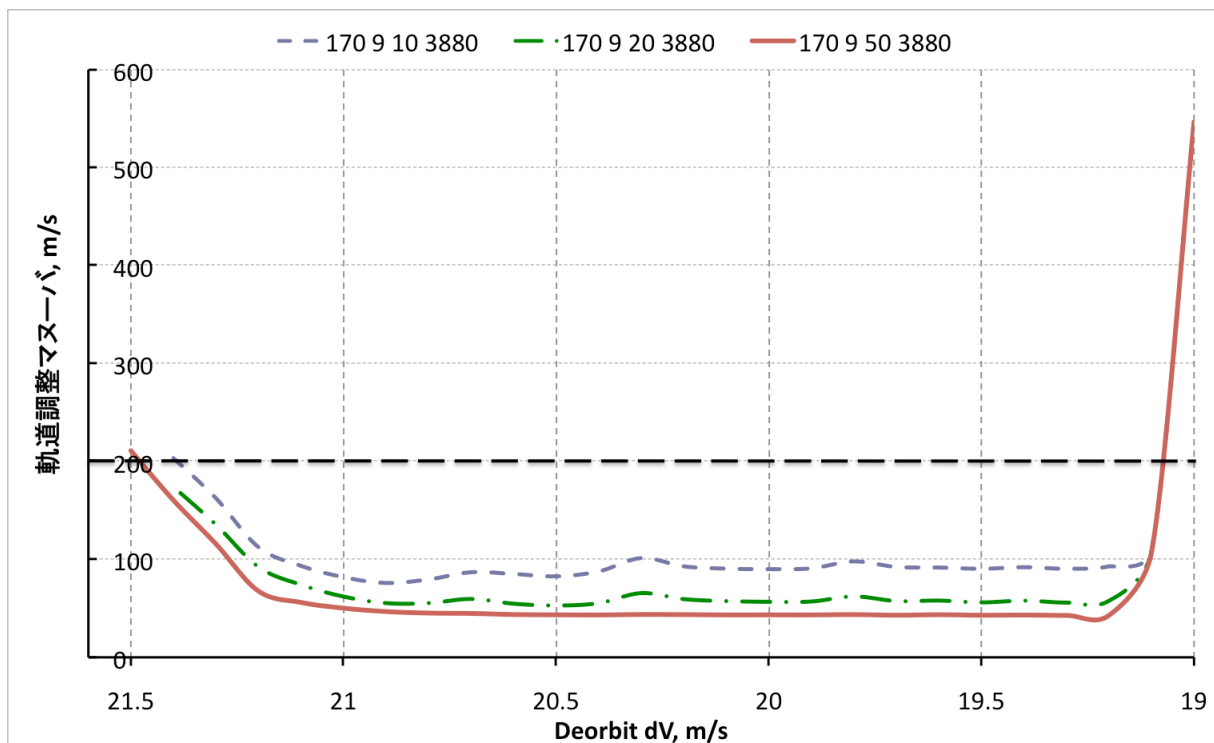


図4.14 脱出フェイズ上昇率ゲイン係数 G_h' による回廊の変化

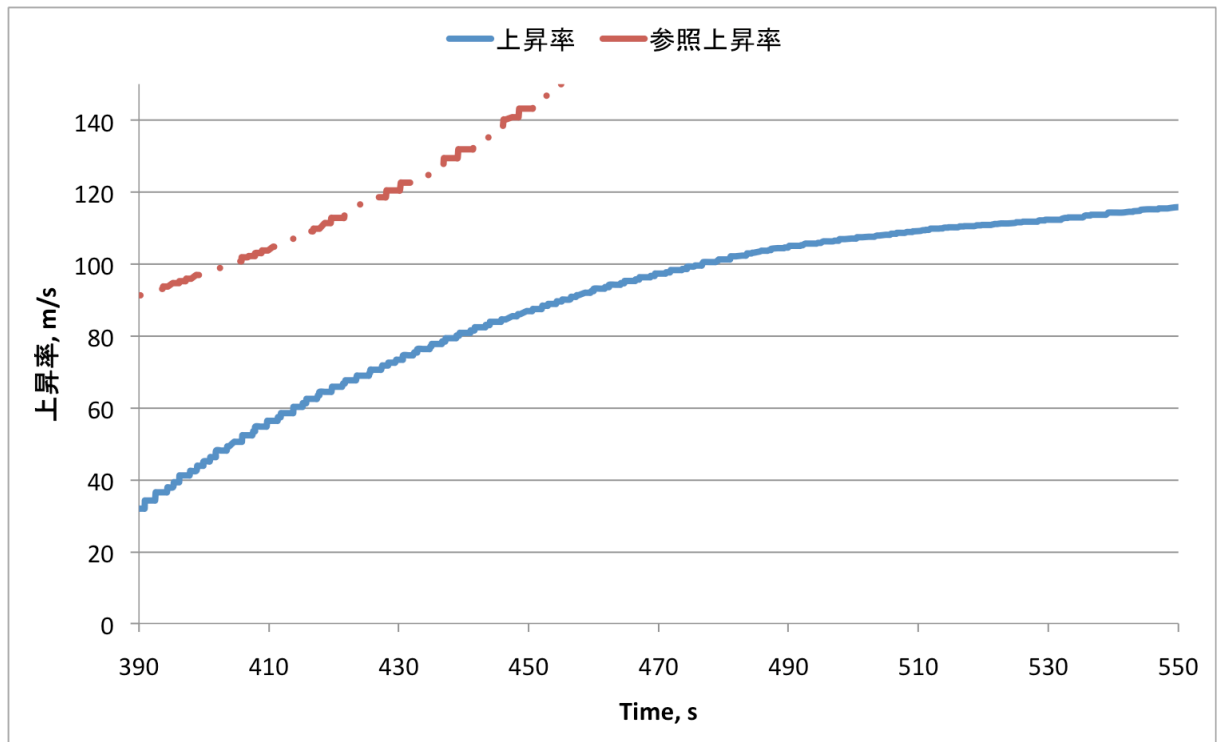


図4.15 $G'_h=10$ の場合の参照上昇率

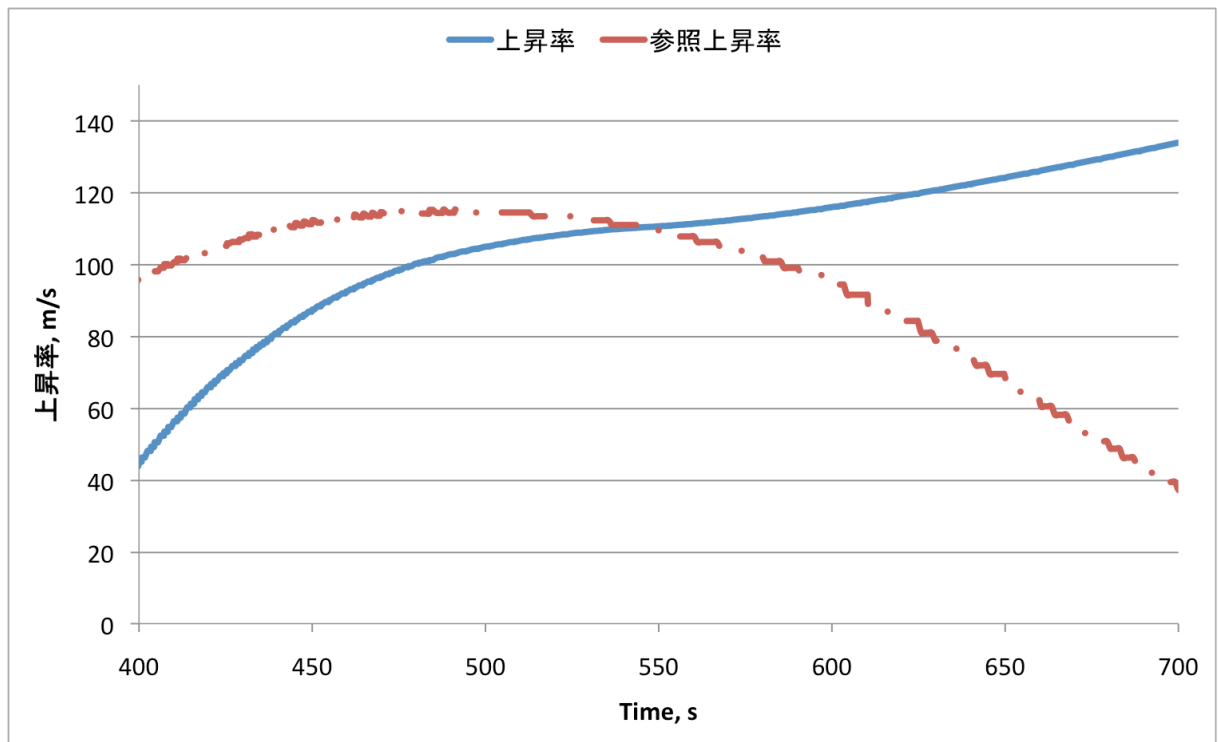


図4.16 $G'_h=50$ の場合の参照上昇率

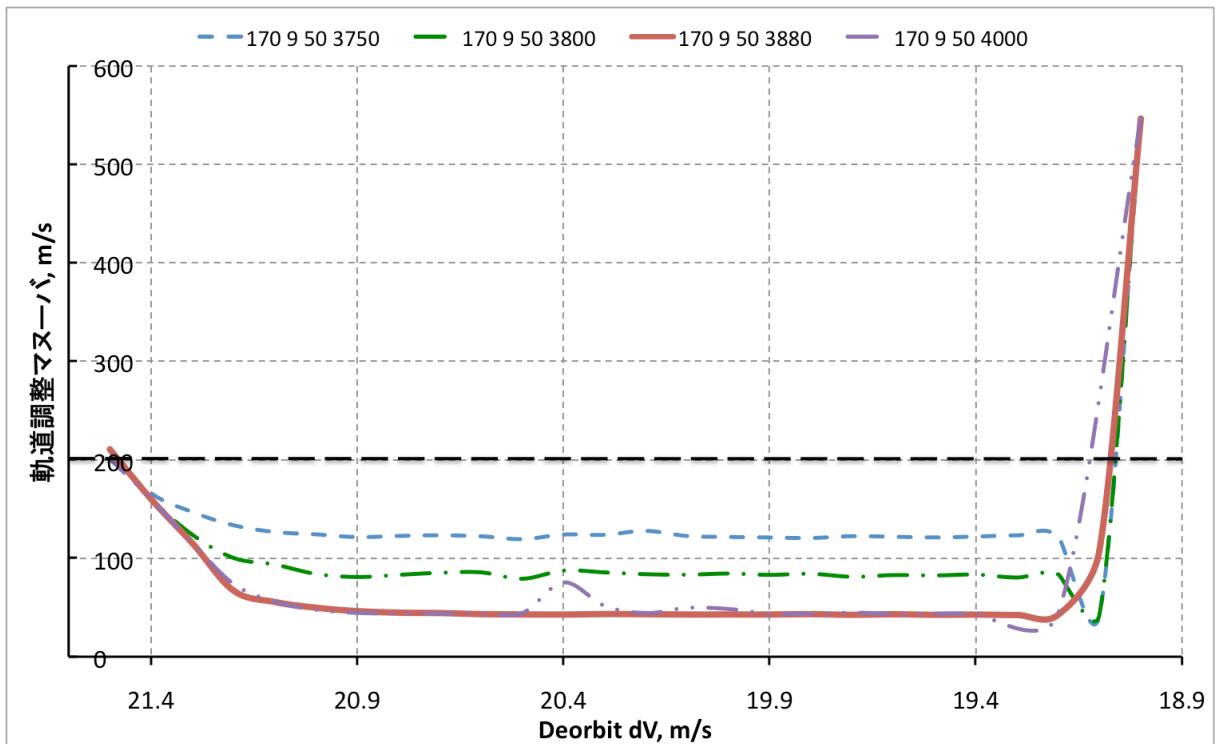


図4.17 V_{sw} による軌道調整マヌーバの変化

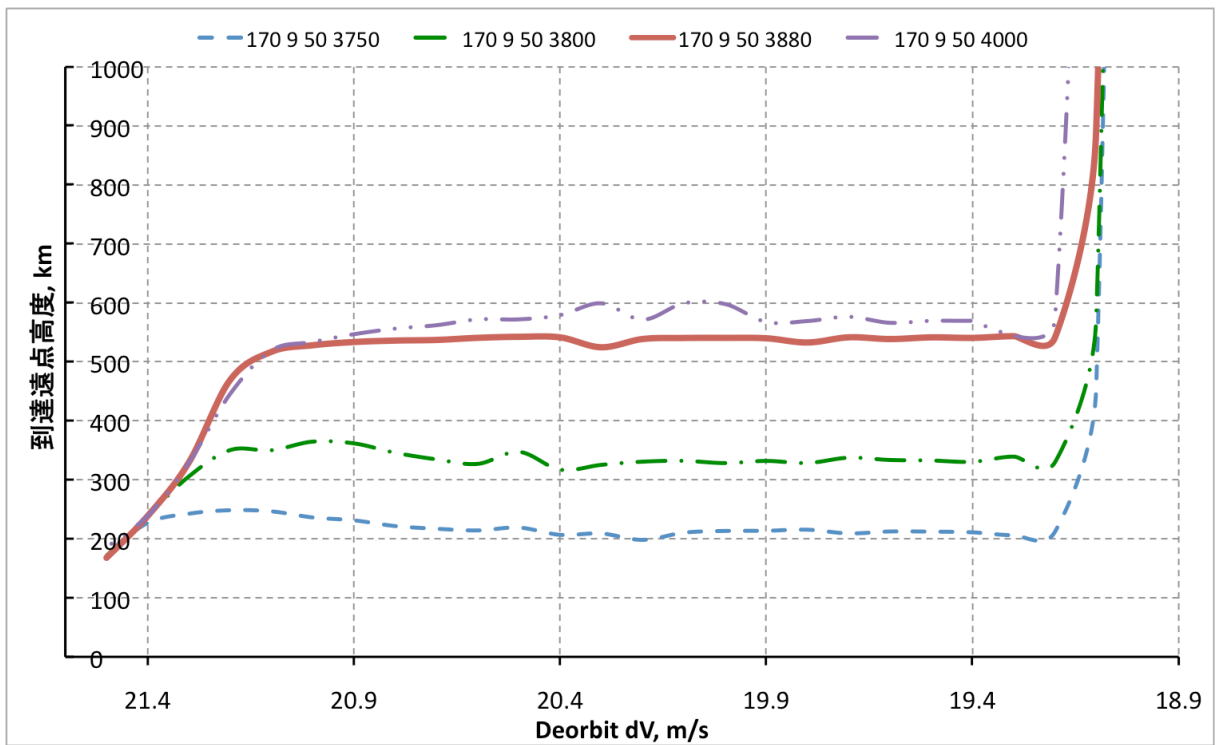


図4.18 V_{sw} による到達遠点高度の変化

以上の制御特性を考慮し、最適化を行った制御パラメータの値を表4.2に示す。また、制御を行った際の回廊を図4.19に示す。大気密度は最確モデルであり、空力係数は $L/D=0.4$ モデルを用いた。解析結果、APC法による空力制御を行うことで、 $\Delta\gamma = -11.19 \sim -12.26$ [deg]の領域でエアロキャプチャシステムを成功できることが分かった。これは回廊幅理論上限の約97.27%の幅である。この結果から、APC制御がエアロキャプチャの投入条件を理論限界近くまで緩和できることが分かった。また、 $\Delta V_{deorbit} = 20.5$ [m/s]で大気圏に突入する場合を代表例にとり、制御の様子を以下に示す。

表4.2 制御パラメータの設定値

グライディングフェイズ上昇率ゲイン係数, G_h	170
グライディングフェイズ動圧ゲイン係数, G_q	9
脱出フェイズ上昇率ゲイン係数, G_h'	50
フェイズ判定速度, V_{sw} [m/s]	3880

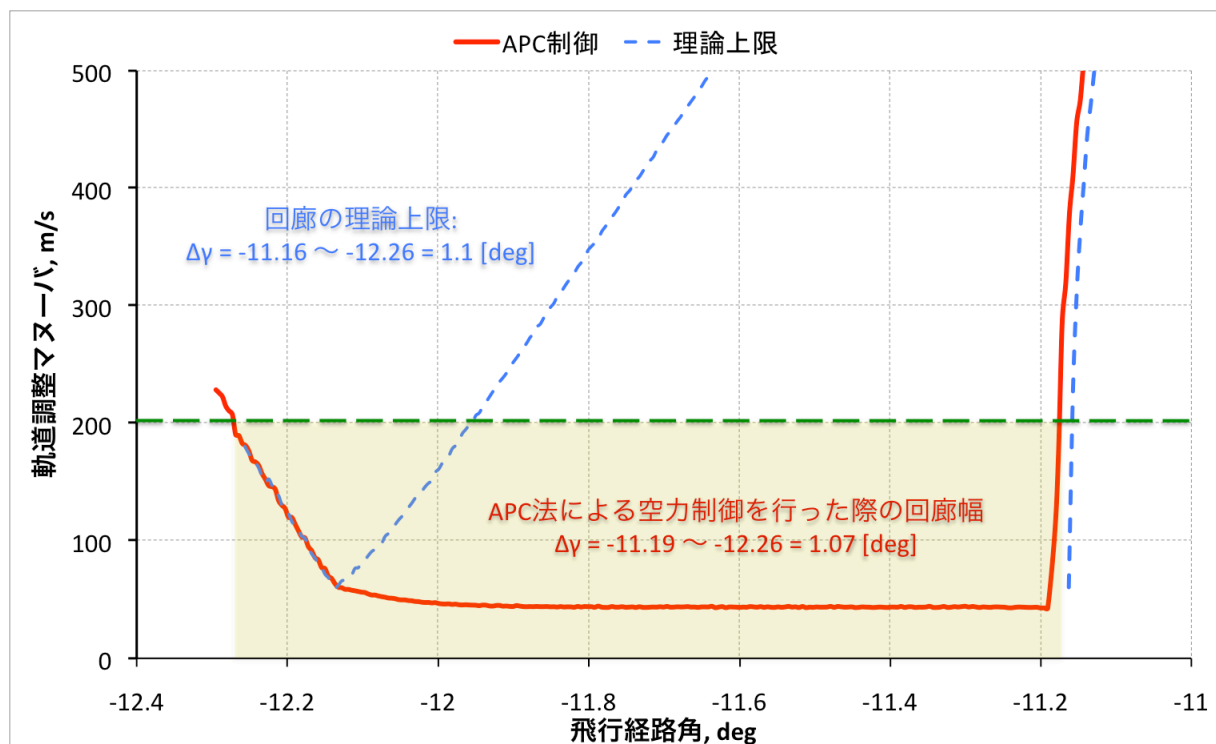


図4.19 最適化を行ったAPC法による空力制御を行った際の回廊幅

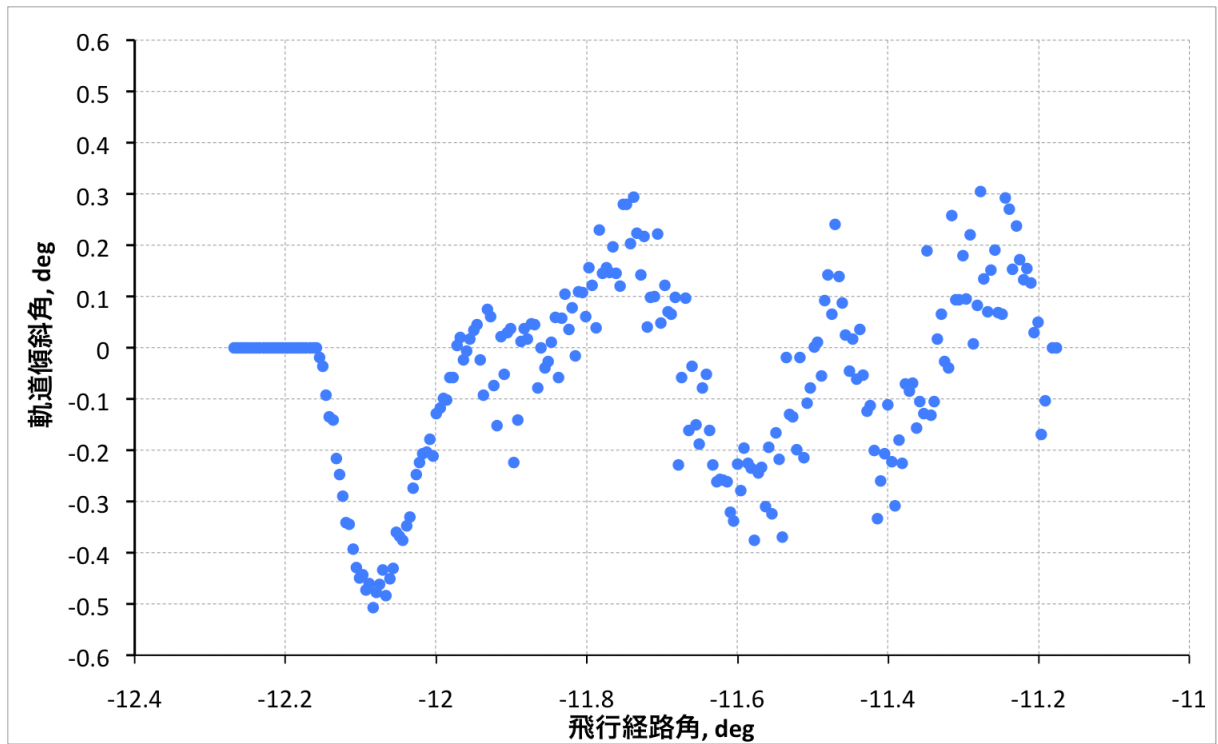


図4.20 APC法によるラテラルコントロールを行った際の軌道傾斜角

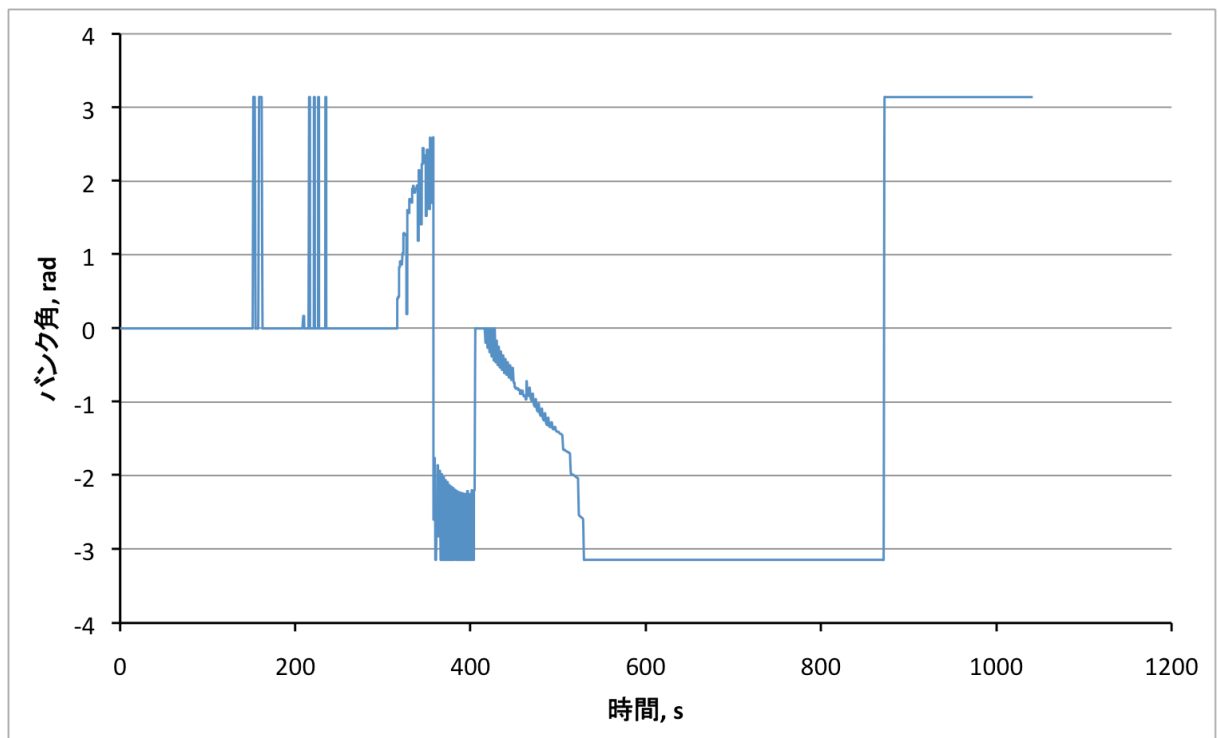


図4.21 APC制御によるバンク角の時間履歴

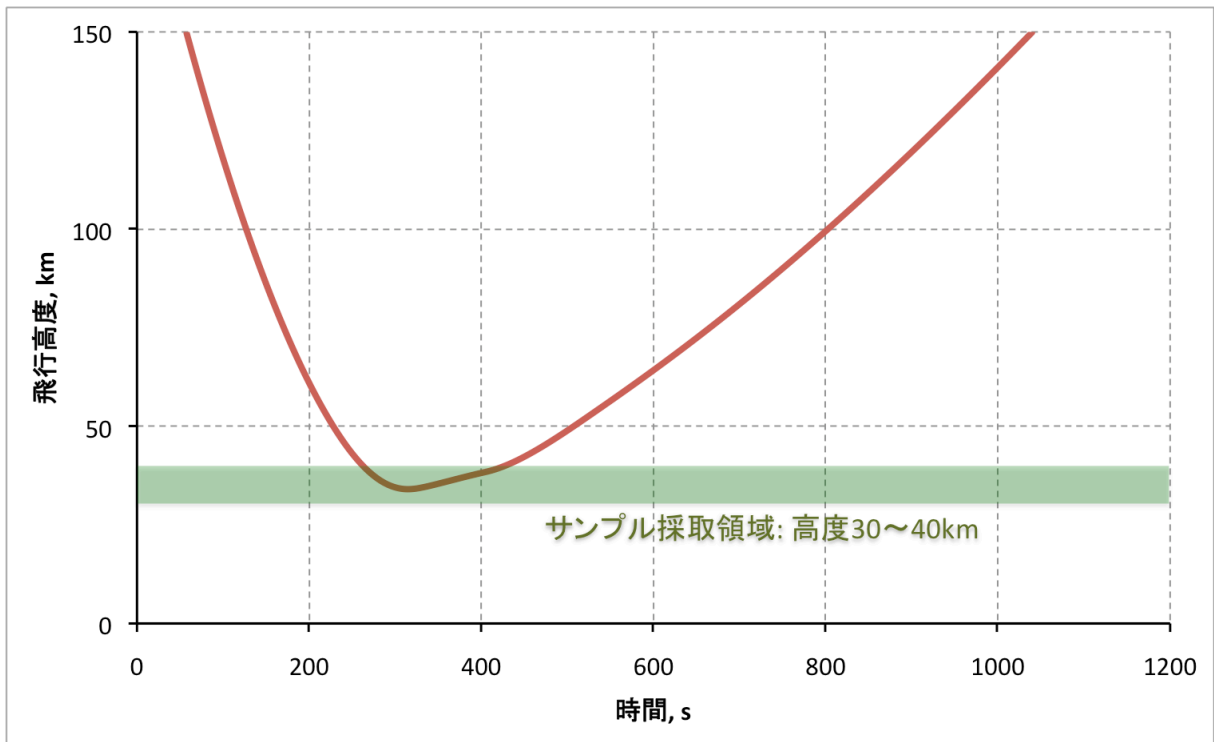


図4.22 飛行高度の時間履歴

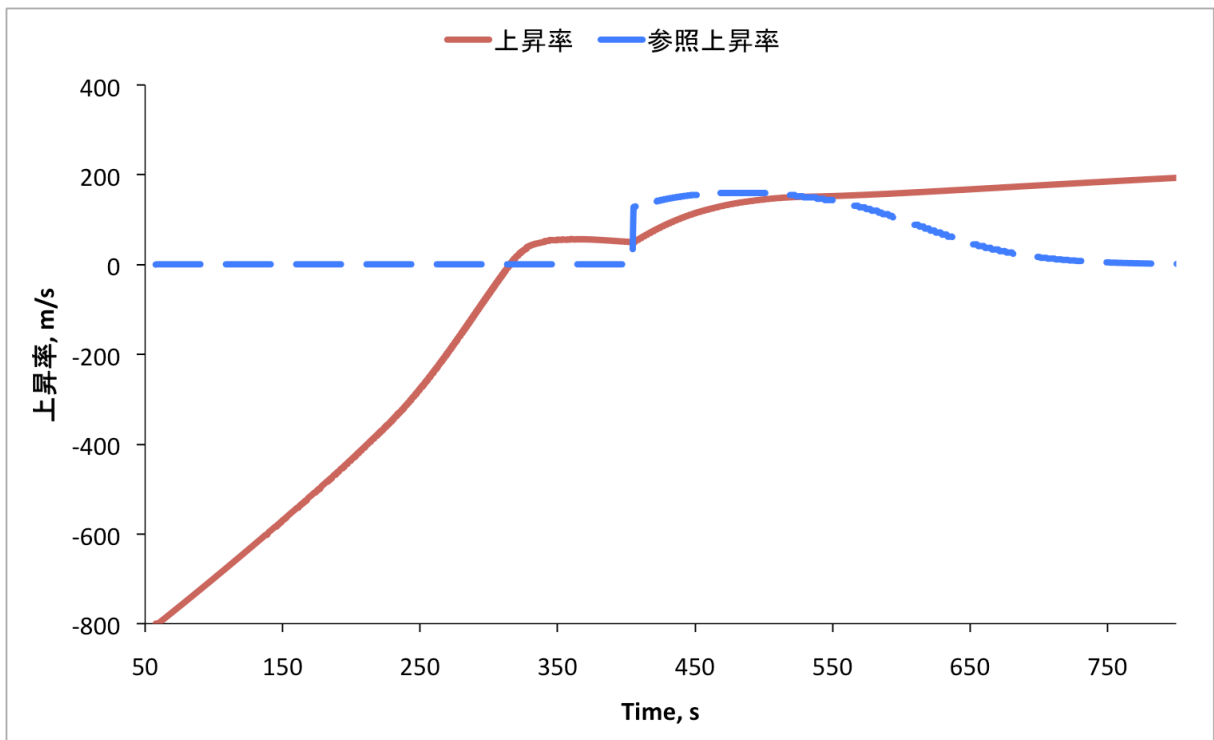


図4.23 上昇率と参照上昇率の時間履歴

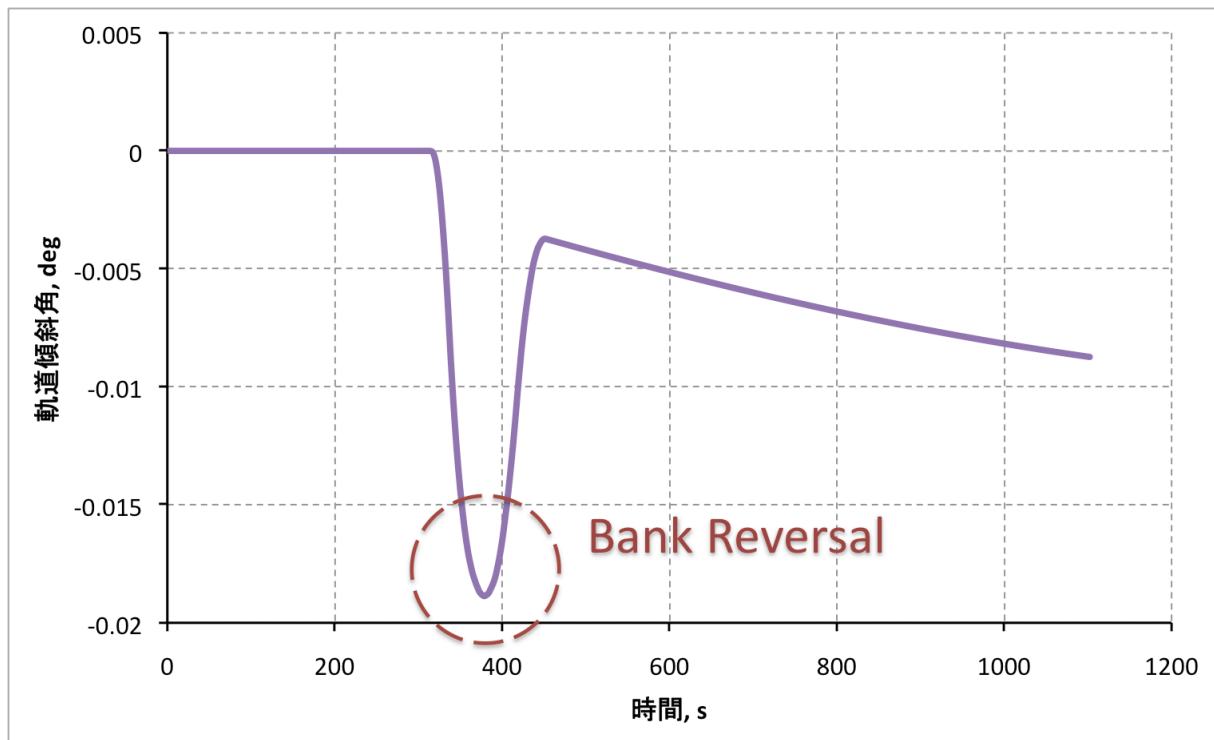


図4.24 軌道傾斜角の時間履歴

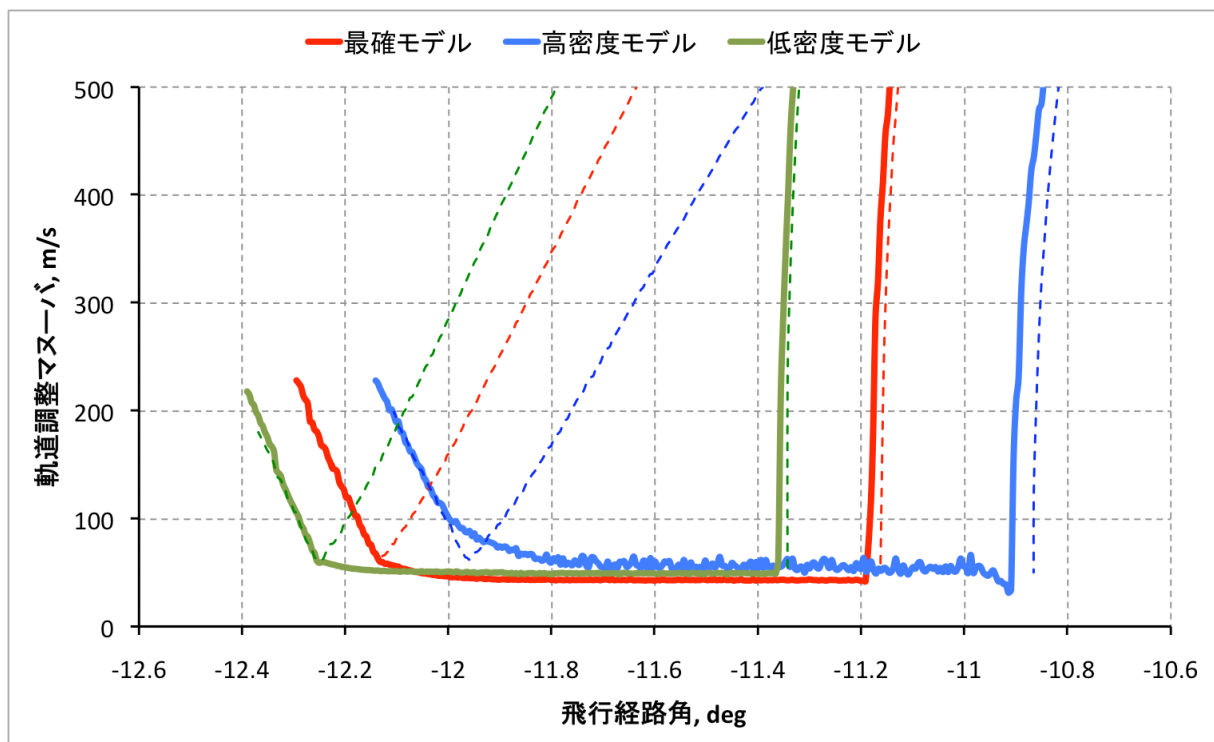


図4.25 大気密度分散を考慮したAPC制御による回廊幅

大気密度分散を考慮したAPC制御を行った際の回廊幅を空力係数モデルごとに図4.25に示す。解析結果、すべての大気密度モデルにおいて回廊幅を理論限界近くまで拡張させることができた。また、大気密度分散下でも確実にエアロキャプチャが成功する回廊幅は、低密度モデルの回廊上限から高密度モデルの回廊下限までとなり、その幅は $\Delta\gamma = -11.36 \sim -12.11 = 0.75[\text{deg}]$ が得られた。

4.4.2 APC制御によるエアロキャプチャ成功確率

本節では大気密度分散、空力係数、大気圏突入精度を分散パラメータとしたモンテカルロ解析を行う。まず、図4.11に示される三つのモデルを用い、大気密度分散を定義する。最確モデルを平均とした正規確率分布関数を用い、分散の 3σ はそれぞれ高密度、低密度モデルとした。これにより本解析では3モデル内に99.8%収まることを確認した。空力係数は迎角に対する揚力係数 C_L 、抵抗係数 C_D を分散上下限 $3\sigma = \pm 5\%$ とした正規分布を用いた。

上記の二つの分散下で $\Delta V_{deorbit}$ に対する成功確率を算出した。反復計算は1000回行い、軌道調整マヌーバが $200[\text{m/s}]$ 以下となるケースを成功とし、その割合を成功確率とした。その結果を図4.26に示す。

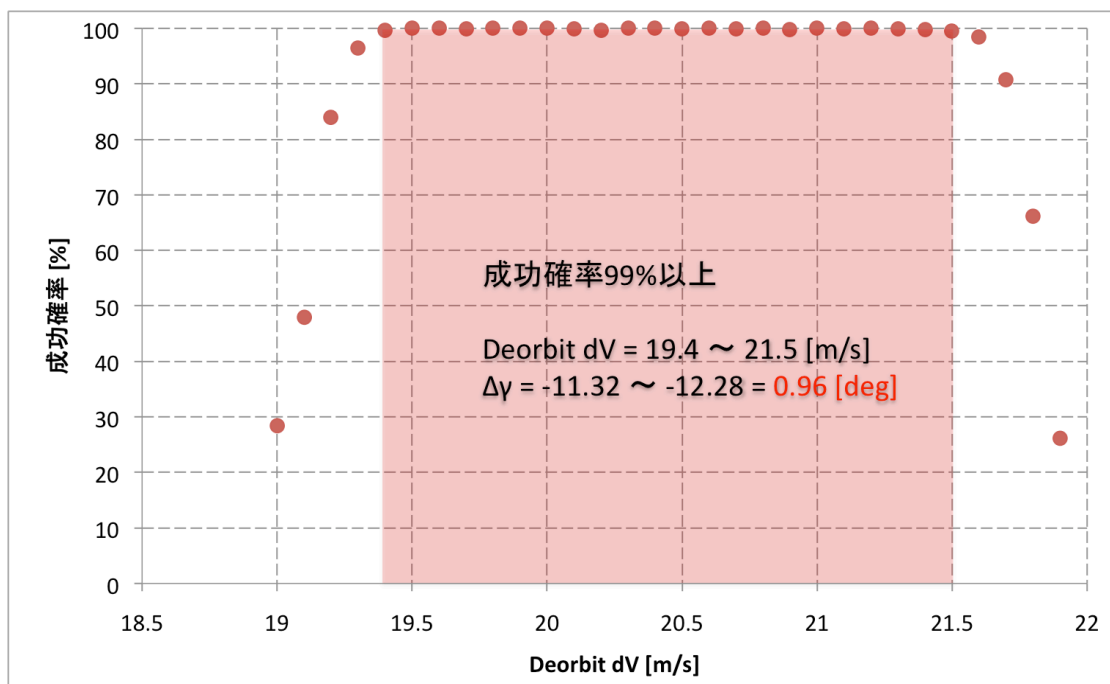


図4.26 APC制御時の $\Delta V_{deorbit}$ に対する成功確率

解析結果，初期大楕円軌道の遠点で行う $\Delta V_{deorbit}$ が19.4～21.5[m/s]の範囲内で99%以上の成功確率が得られた．これは最確モデルにおける回廊幅理論上限の約73%の幅であり，飛行経路角で表すと， $\Delta\gamma=0.96[\text{deg}]$ になる．この結果から，MASCにおけるエアロキャプチャシステムをAPC法による空力誘導を行うことで，厳しい大気圏突入条件を緩和できることが分かった．この結果を踏まえ，大気圏突入誤差として99%以上の成功率が得られる範囲の平均値である $\Delta V_{deorbit}=20.5[\text{m/s}]$ を基準とし， $3\sigma=\pm 0.5[\text{m/s}]$ とする正規分布を与え，成功確率を算出した．大気密度分散，空力係数誤差は先ほどの解析と同様のモデルを用い，10000回の反復計算を行った．その結果を以下に示す．

表4.3 モンテカルロ解析結果

成功確率	99.92 %		
	Min	AVG	Max
遠地点高度, <i>km</i>	396.43	526.98	589.13
軌道傾斜角, <i>deg</i>	-0.68	0.03	0.49
ΔV , <i>m/s</i>	36.15	43.12	89.18

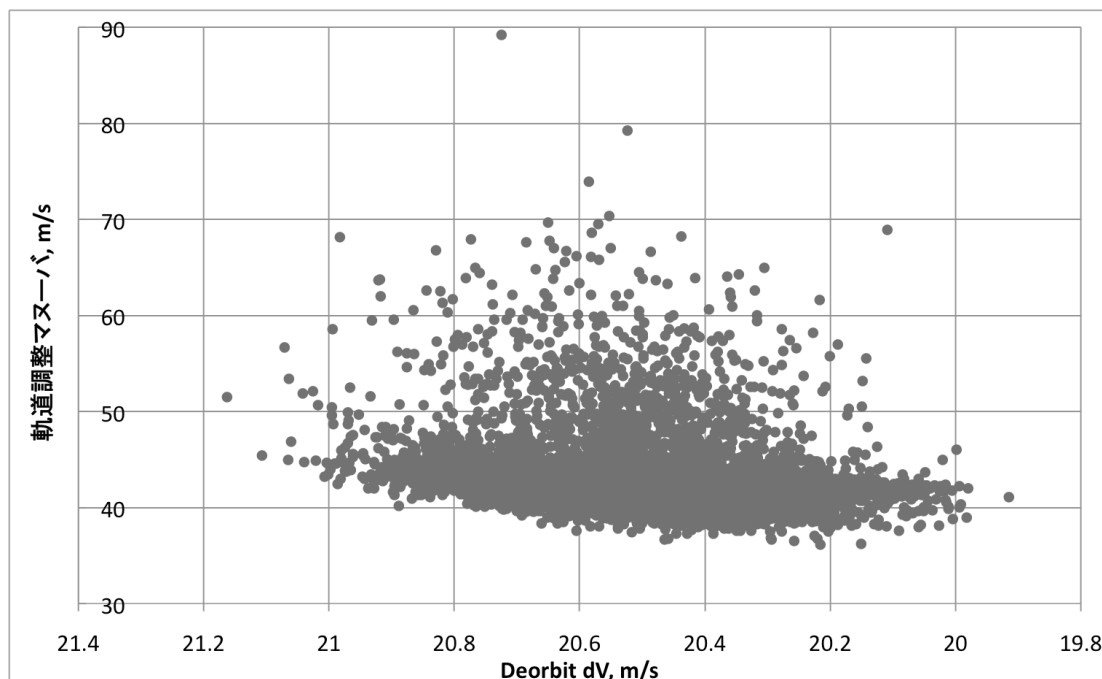


図4.27 APC法による空力制御を行った際のモンテカルロ解析結果

大気密度分散，空力係数誤差，大気圏突入誤差を考慮したモンテカルロ解析を行った結果，99.92%のエアロキャプチャ成功確率が得られた．残りの0.08%の失敗要因としては，大気密度分散が 3σ を超えた高密度となったことによる．他の不確定要素の分散に対しては柔軟に対応することができ， 3σ を超えた分散が発生してもエアロキャプチャシステムを成功させることができた．また，ラテラルコントロールにおいては，軌道傾斜角の最大ずれが $0.68[\text{deg}]$ であり，平均値は $0.03[\text{deg}]$ と，ミッション成敗のリミット $\pm 2[\text{deg}]$ 以内に収めることができた．

4.4.3 不確定要素分散の大きさがミッション成功率に及ぼす影響

本節では，大気密度分散，空力係数誤差，大気圏投入誤差の三つを不確定要素と設定し，その分散の大きさを3段階に分け，各ケースの成功確率を求めた．その結果から，ミッションを成功させるためには，不確定要素の分散をどの程度まで抑える必要があるかを考察した．

空力係数誤差としては，揚力係数 C_L と抵抗係数 C_D をそれぞれ， $L/D=0.4$ モデルを基準とした $3\sigma=\pm 5\%$ ， $\pm 10\%$ ， $\pm 15\%$ の正規分布モデルを用いた．大気圏投入誤差は $\Delta V_{deorbit}=20.5[\text{m/s}]$ を基準とし， $3\sigma=\pm 0.3$ ， ± 0.5 ， $\pm 0.7[\text{m/s}]$ にする正規分布モデルを用い，成功確率を算出した．その結果を表4.4～表4.6に示す．また，図4.22～図4.30に到達遠点高度と軌道傾斜角の分布を示す．

表4.4 $\Delta V_{deorbit}$ 誤差 $3\sigma=\pm 0.3$ [m/s]における空力係数誤差の影響

C_L, C_D	遠地点高度 km			軌道傾斜角 deg			成功率
	最小値	平均値	最大値	最小値	平均値	最大値	
誤差							%
5%	374.91	509.57	571.31	-0.66	0.13	0.51	99.92
10%	322.84	503.18	589.71	-0.75	0.09	0.52	99.92
15%	178.48	496.66	728.26	-1.09	0.06	0.49	99.84

表4.5 $\Delta V_{deorbit}$ 誤差 $3\sigma=\pm 0.5$ [m/s]における空力係数誤差の影響

C_L, C_D	遠地点高度 km			軌道傾斜角 deg			成功率
	最小値	平均値	最大値	最小値	平均値	最大値	
誤差							%
5%	396.43	526.98	589.13	-0.68	0.03	0.49	99.92
10%	305.43	502.75	584.82	-1.17	0.03	0.57	99.89
15%	167.78	496.11	741.89	-1.36	0.003	0.52	99.92

表4.6 $\Delta V_{deorbit}$ 誤差 $3\sigma=\pm 0.7$ [m/s]における空力係数誤差の影響

C_L, C_D	遠地点高度 km			軌道傾斜角 deg			成功率
	最小値	平均値	最大値	最小値	平均値	最大値	
誤差							%
5%	371.98	509.74	572.59	-1.22	-0.01	0.53	99.92
10%	280.73	503.99	592.64	-1.17	-0.03	0.54	99.89
15%	158.79	496.8	729.32	-1.32	-0.06	0.55	99.85

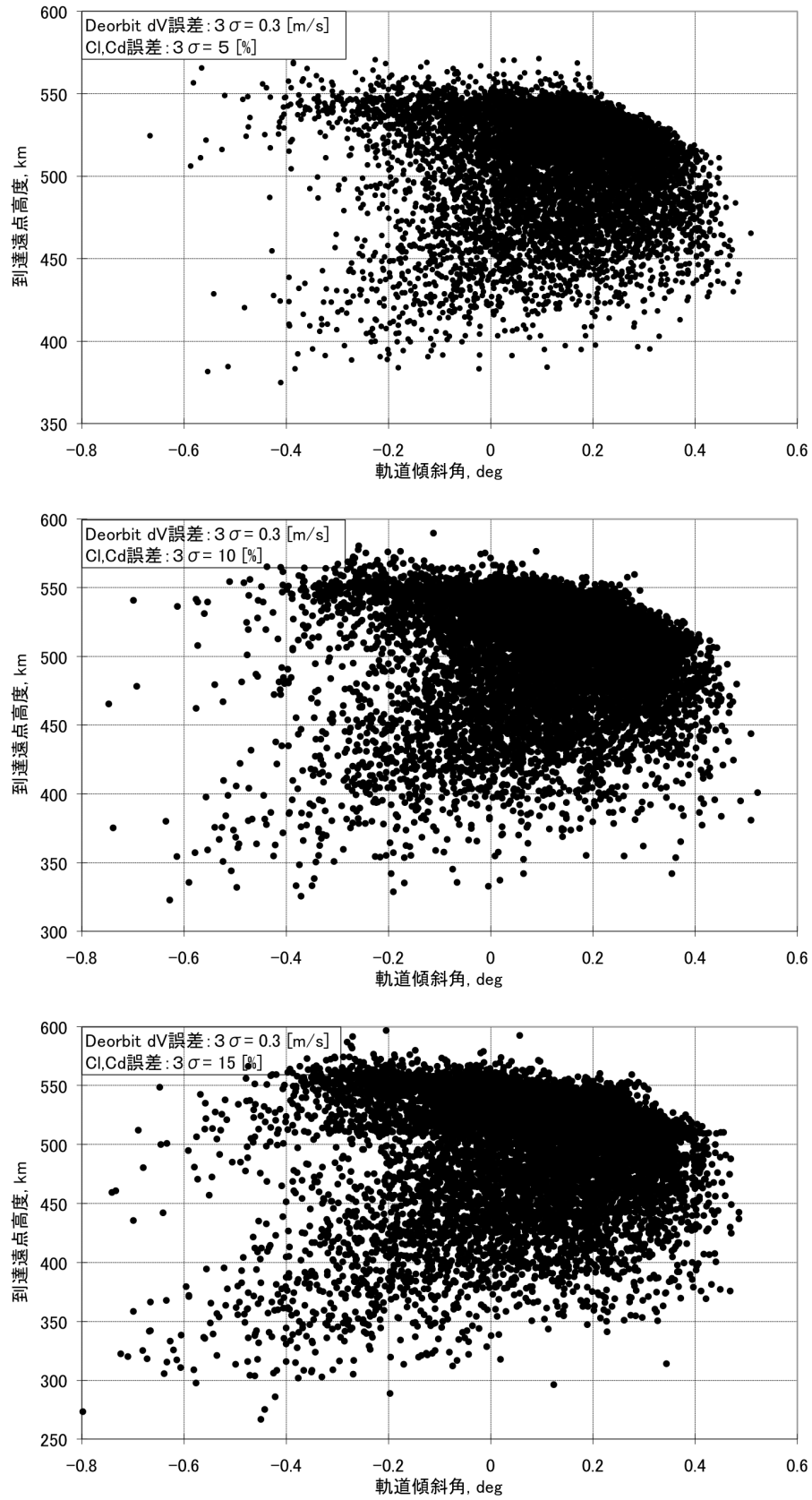


図4.28 $\Delta V_{deorbit}$ 誤差 $3\sigma = \pm 0.3[m/s]$ における分布図

上) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 5\%$, 中) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 10\%$, 下) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 15\%$

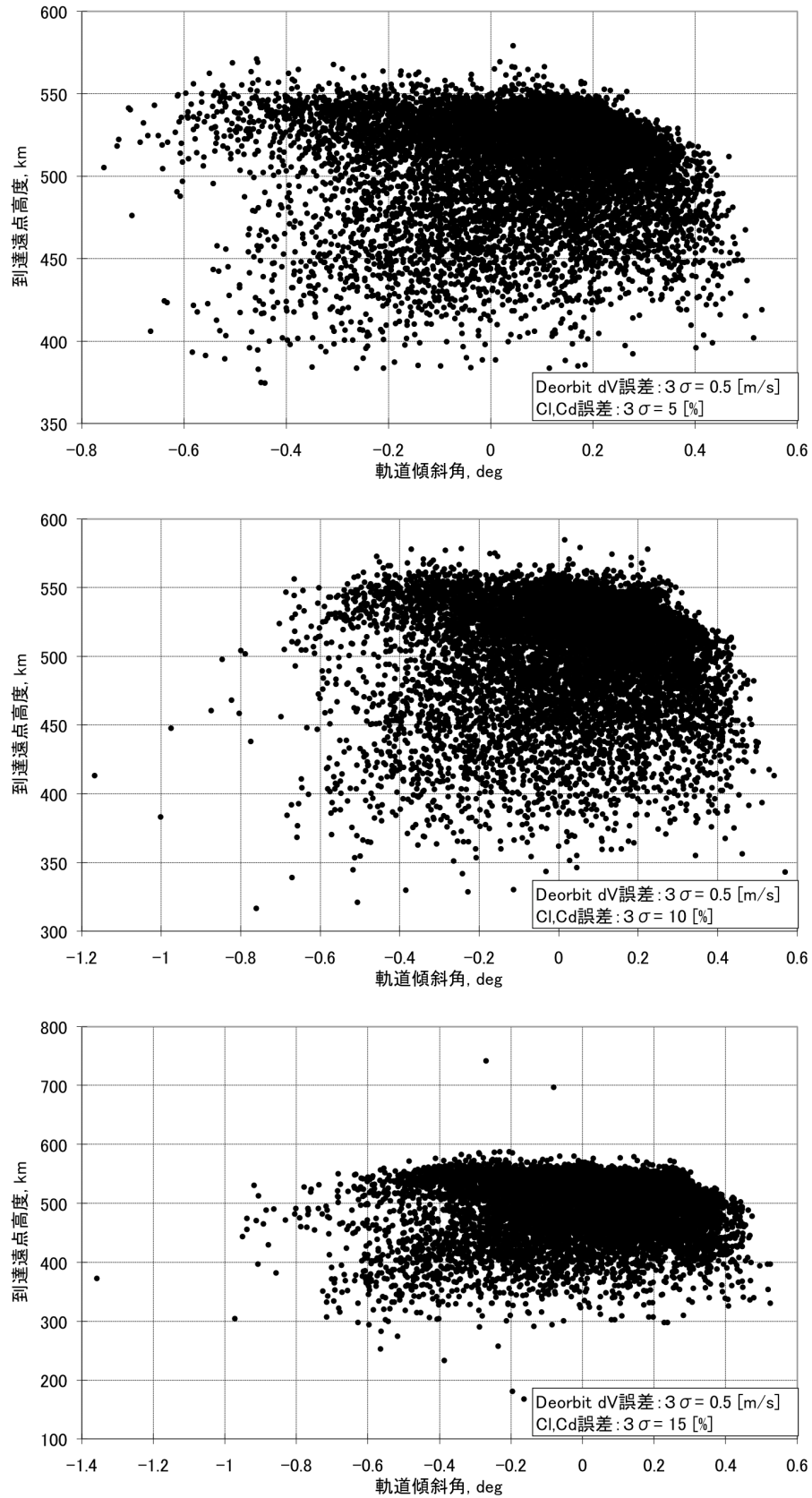


図4.29 $\Delta V_{deorbit}$ 誤差 $3\sigma = \pm 0.5$ [m/s]における分布図

上) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 5\%$, 中) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 10\%$, 下) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 15\%$

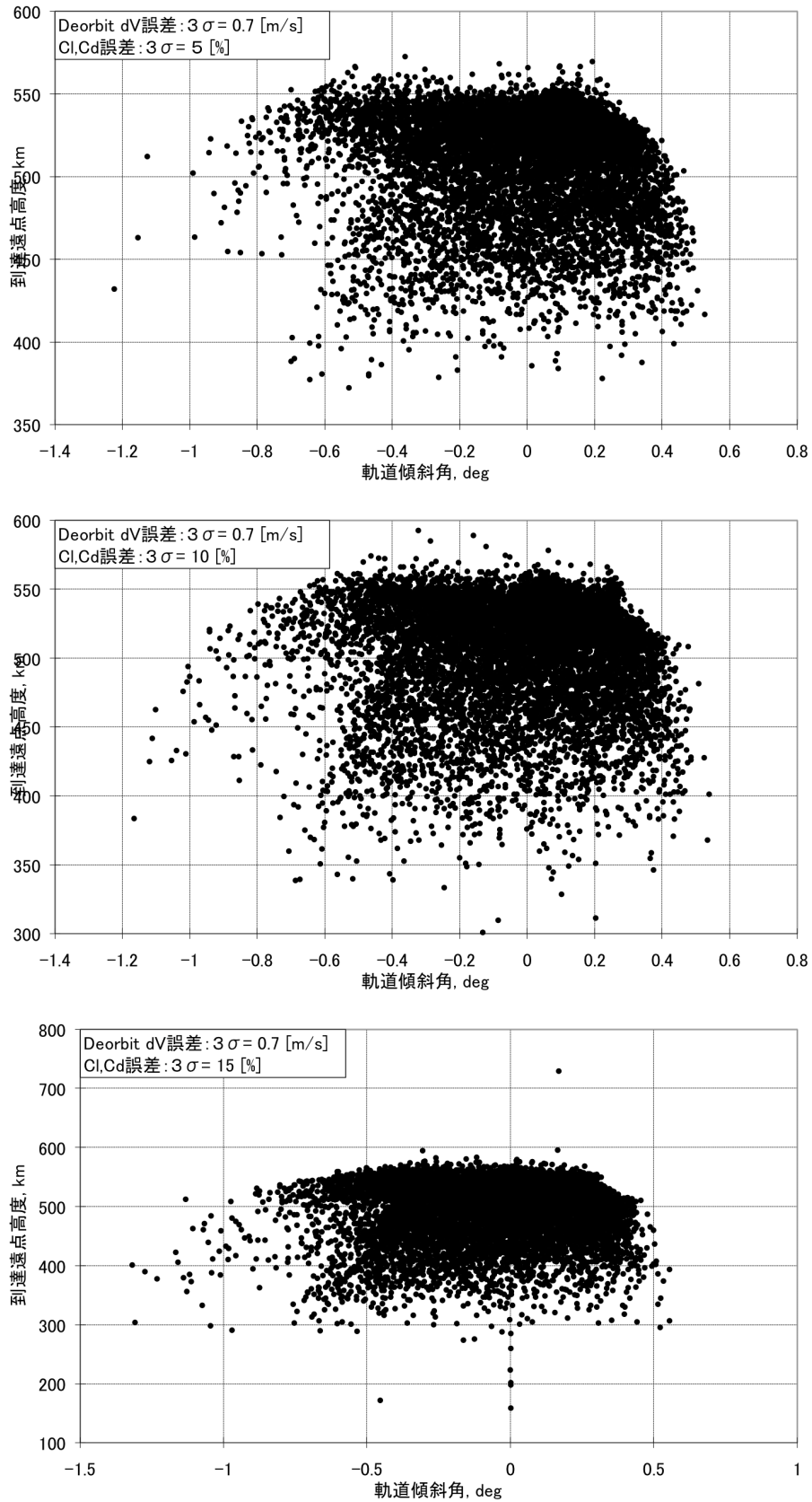


図4.30 $\Delta V_{deorbit}$ 誤差 $3\sigma = \pm 0.7 [m/s]$ における分布図

上) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 5\%$, 中) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 10\%$, 下) C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 15\%$

4.5 RCSによる姿勢制御

本節では、RCSによる姿勢制御を想定し、より実際のミッションに近い解析を行う。ルンゲクッタ・フェルベルグ法により時間を進めるごとにAPC法から適切なバンク角を算出し、スラスタの噴射によりバンク角制御を行う。しかし、Z軸回りの回転運動に減衰要素がないため、バンク角制御のみでは姿勢が不安定となり、制御不能になってしまう。そこで本研究では、6機のスラスタ中2機をヨー回り角速度の制御に使用することにした。また、ロール角速度の回転リミットにより、バンクリバーサルを行うには長時間が所要されるため、RCSによる姿勢制御ではラテラルコントロールを行わないこととする。

4.5.1節では、回転角速度が回廊に与える影響を検討した。バンク角の制御角速度が速すぎると他軸への干渉により、姿勢が不安定となる。そのため、本研究ではロール角速度にリミットを設け、回転速度がそれを超えた場合にはスラスタの噴射を止め、一定の角速度で回転するようにした。これに対し、回転角速度が遅すぎるとバンク角の変調が遅れ、回廊の縮小が発生してしまう。この節では、姿勢安定と回廊の縮小が起こらないバランスの取れた回転リミットを検討する。

4.5.2節では、姿勢制御に消費される推進剤重量の検討を行った。本研究では、姿勢制御に消費される推進剤の重量を20[kg]以下に抑えることを目標としている。推進剤消費量に影響すると予想されるスラスタの推力と飛行経路角をパラメータとし、解析を行った。

4.5.1 回転角速度の影響

本節では、ロール角速度が回廊に与える影響を調べる。図4.31にロール角速度のリミットを $P_{lim} = 0.05, 0.07, 0.1 [\text{rad/s}]$ に設定した際のバンク角の時間履歴を示す。また、図4.32にはロール角速度のリミットレベルごとに、飛行経路角に対する軌道調整マヌーバを示す。大気密度は最確モデルを、空力係数は $L/D=0.4$ モデルを用いた。

図4.31からロール角速度リミット P_{lim} が速いほど、バンク角の変調が素早くできることが分かる。このため、ロール角速度リミット P_{lim} が速いほど、安定した軌道調整マヌーバが得られ、回廊が広がると考えられた。しかし、図4.32の $P_{lim}=0.1 [\text{rad/s}]$ に示

されるよう、 $P_{lim}=0.07[\text{rad/s}]$ に比べ、不安定な軌道調整マヌーバを表し、墜落するケースも多発した。これは角速度が速すぎるため、他軸への干渉が強くなり、迎角の振動による揚力の不安定が原因であると考えられる。図4.33に $P_{lim}=0.07[\text{rad/s}]$ と $P_{lim}=0.1[\text{rad/s}]$ で飛行した場合の迎角の時間履歴を示す。 $P_{lim}=0.1[\text{rad/s}]$ の方は迎角の振動幅が大きいため、安定した揚力を得ることができず、火星の重力に捕まってしまう。これに対し、 $P_{lim}=0.07[\text{rad/s}]$ で制御を行った場合は、トリム角周りで小さく振動するため、安定した上昇率が得られている。ロール角速度 $P_{lim}=0.05[\text{rad/s}]$ の場合は、回転速度が遅すぎるため、バンク角の変調がうまく行われていない。図4.33の深い飛行経路角で突入した場合は、無制御下の軌道調整マヌーバを大きく変わらず、バンク角があまり変調されなかったことが分かる。

以上の解析結果を下に、ロール角速度リミット P_{lim} を $0.07[\text{rad/s}]$ に設定することとした。

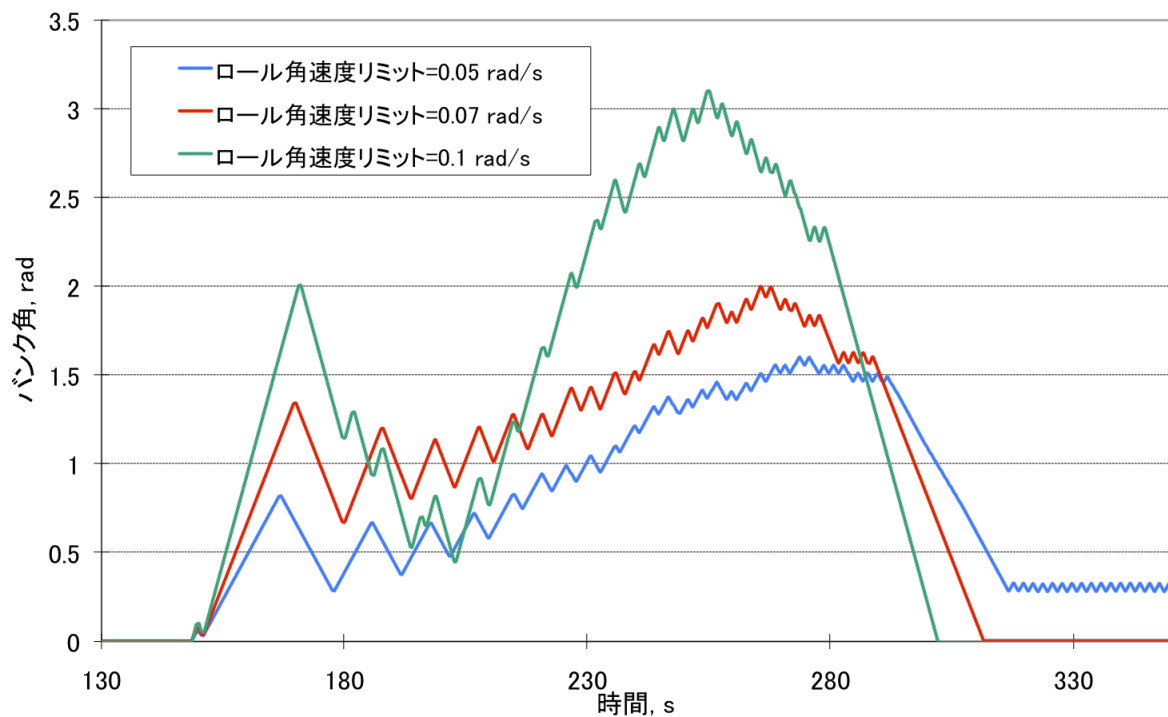


図4.31 ロール角速度リミットによるバンク角時間履歴の変化

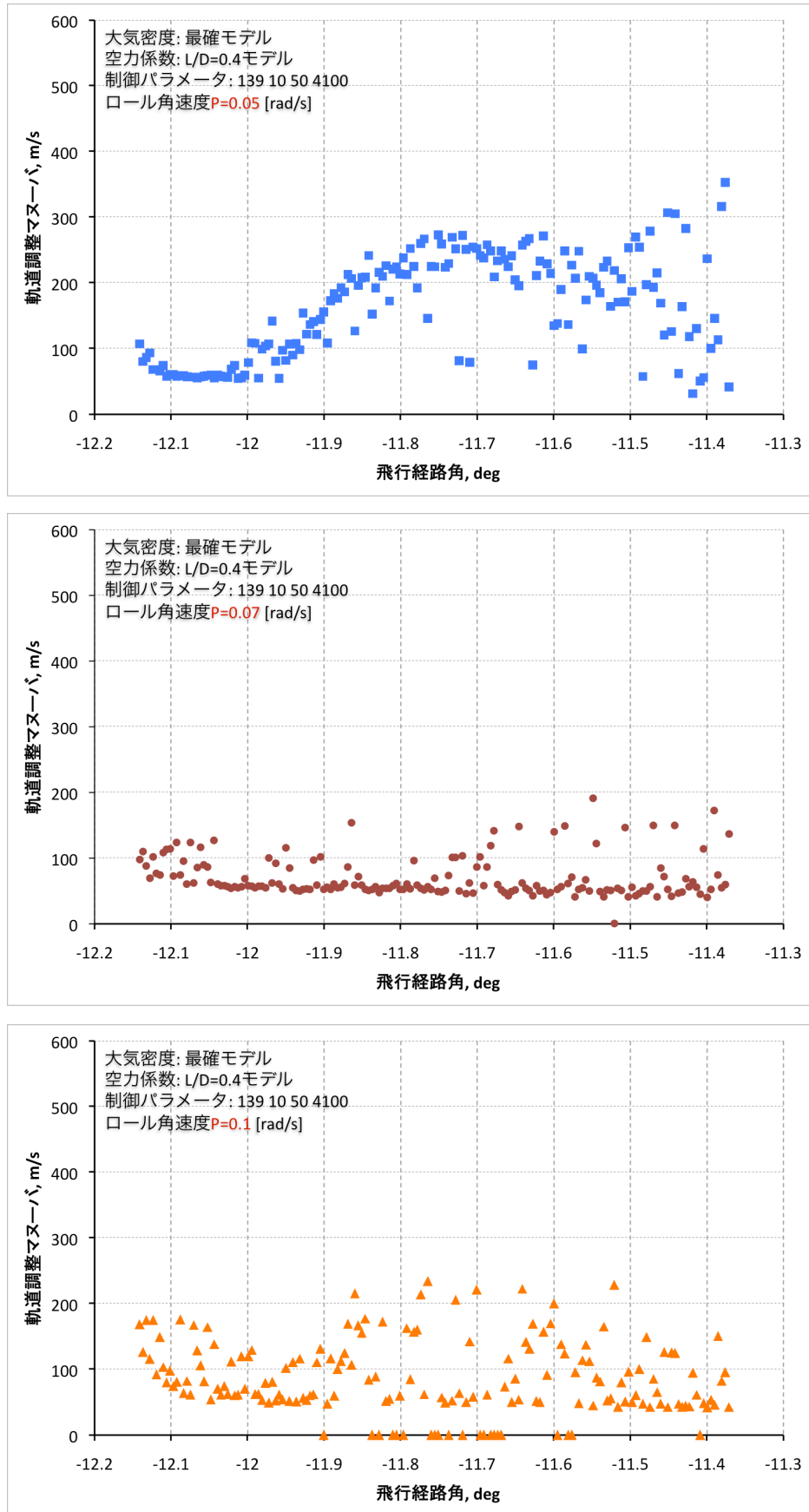


図4.32 ロール角速度による回廊の変化
 上) $P=0.05$ [rad/s], 中) $P=0.07$ [rad/s], 下) $P=0.1$ [rad/s]

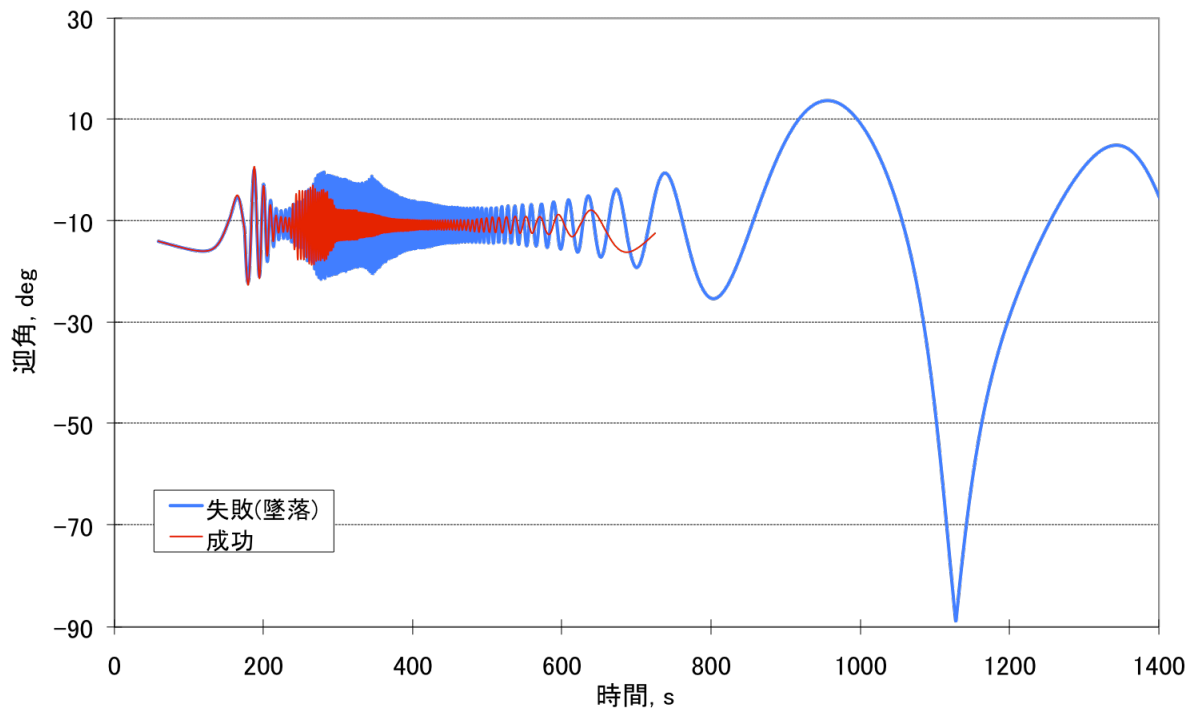


図4.33 成功と失敗したケースにおける迎角の時間履歴

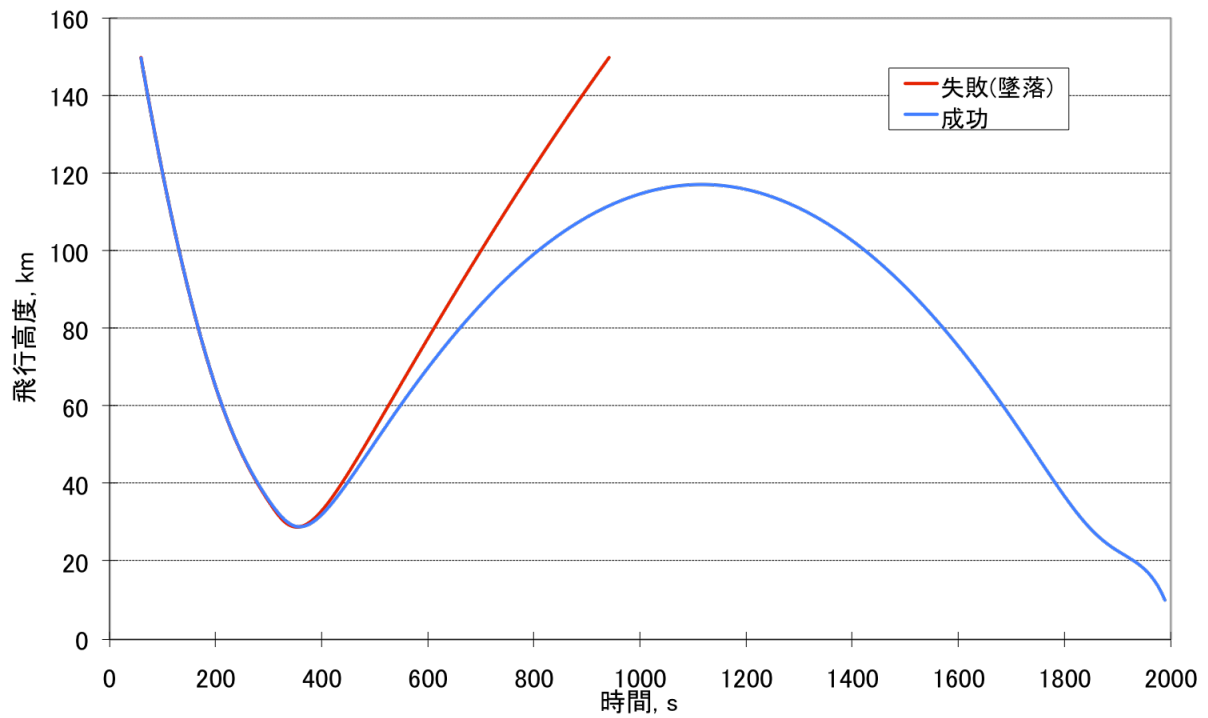


図4.34 成功と失敗したケースにおける飛行高度の時間履歴

4.5.2 RCSによる推進剤の消費量

本節では、RCSによる姿勢制御時に消費される推進剤重量の検討を行う。推進剤の消費量は様々な要素に影響されるが、本節ではスラスタの推力と飛行経路角の影響を検討する。スラスタ1機の推力を20, 40, 80[N]の3段階に分け、 $\Delta V_{deorbit} = 19.5 \sim 21.1$ [m/s]の範囲内で推進剤消費量を算出した。図4.35に飛行経路角に対する消費推進剤重量を、図4.36に軌道調整マヌーバを推力ごとに示す。大気密度は最確モデル、空力係数は $L/D = 0.4$ モデルを用いた。また、ロール角速度リミット P_{lim} は0.07 [rad/s]に設定した。

解析した結果、スラスタの推力が大きくなるほど、消費する推進剤の重量が多くなることが分かった。消費推進剤重量は次式により求まる。

$$M_{propellant} = 2 \times Thrust \times t_{propulsion} / (g \times I_{sp})$$

推進剤重量はスラスタの推力と噴射時間に比例することが分かる。図4.37は推進剤の噴射時間を示したものであるが、推力レベルにあまり影響されないと考えられる。

これは、推力レベルが高いと角速度リミットまで加速する時間 t_{half} が短くなるものの、より頻繁な調整を行うことになるため、噴射時間の短縮には効果がないと考えられる。そのため、スラスタ推力が大きくなるほど、推進剤の消費量は多くなることとなる。しかし、推力が小さすぎるとバンク角が瞬時に変調できないため、誘導がうまく行われぬ。解析した結果、スラスタ1機の推力が40[N]以上であれば、安定した軌道調整マヌーバが得られることが分かった。

また、深い飛行経路角で突入した方が推進剤の消費が少ないことが分かった。図4.27に飛行経路角に対する推進剤の噴射時間を示す。飛行経路角が深くなるほど脱出フェイズでバンク角を $\sigma = 0$ [deg]に取り、上昇を続ける時間が長くなる。そのため、バンク角変調の頻度が少なくなり、推進剤の消費量が減少する。しかし、飛行経路角が深くなりすぎると、大気密度分散の影響が大きくなるため、4.2.1の結果から大気密度分散に影響されない $\Delta V_{deorbit} = 19.5 \sim 21.1$ [m/s]の中で深く突入させることが望まれる。

以上の解析結果を下に、スラスタ1機の推力を40[N]に設定し、大気密度分散に影響されない飛行経路角の範囲内で、大気圏に深く突入させることにした。

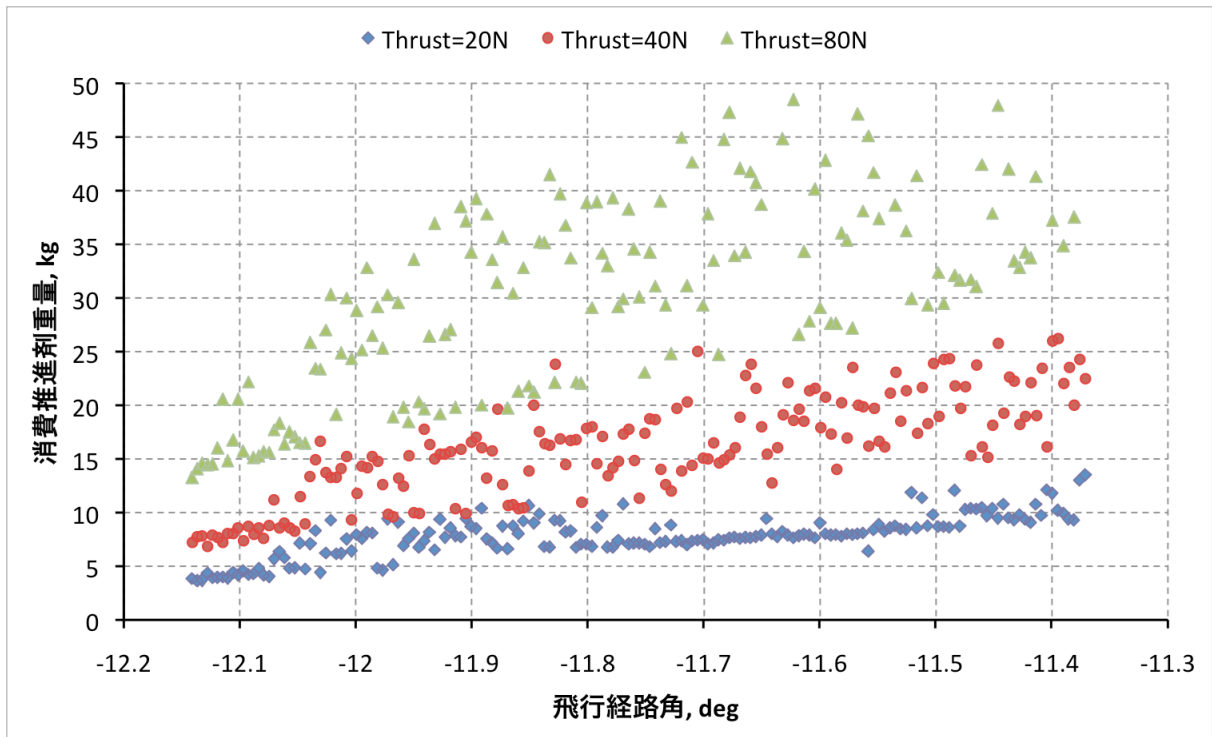


図4.35 スラストの推力による消費推進剤重量の変化

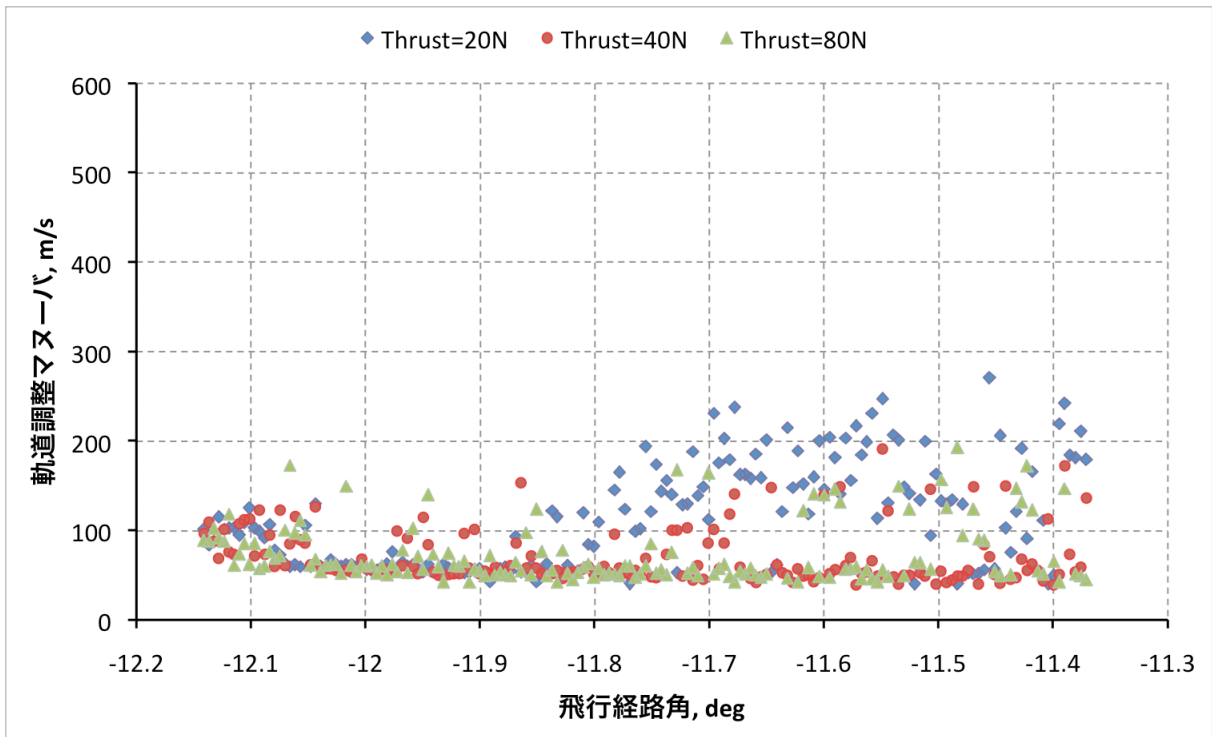


図4.36 推力による軌道調整マヌーバの変化

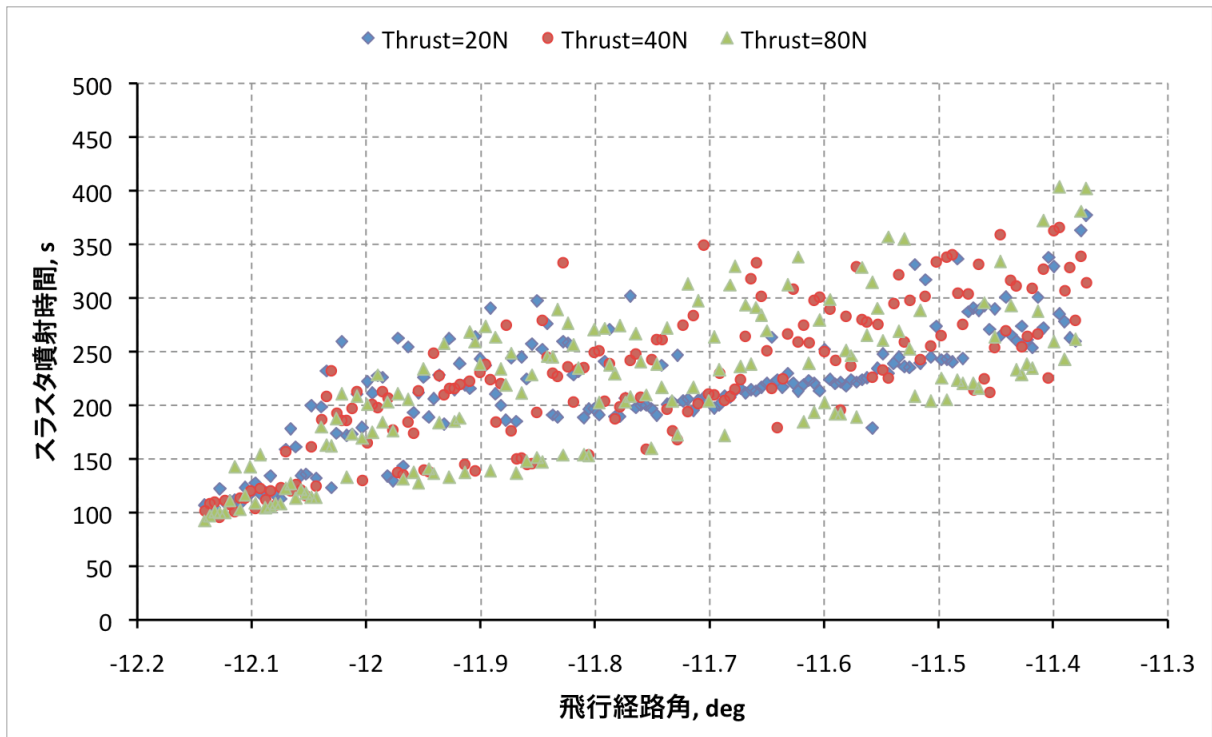


図4.37 推力による推進剤噴射時間の変化

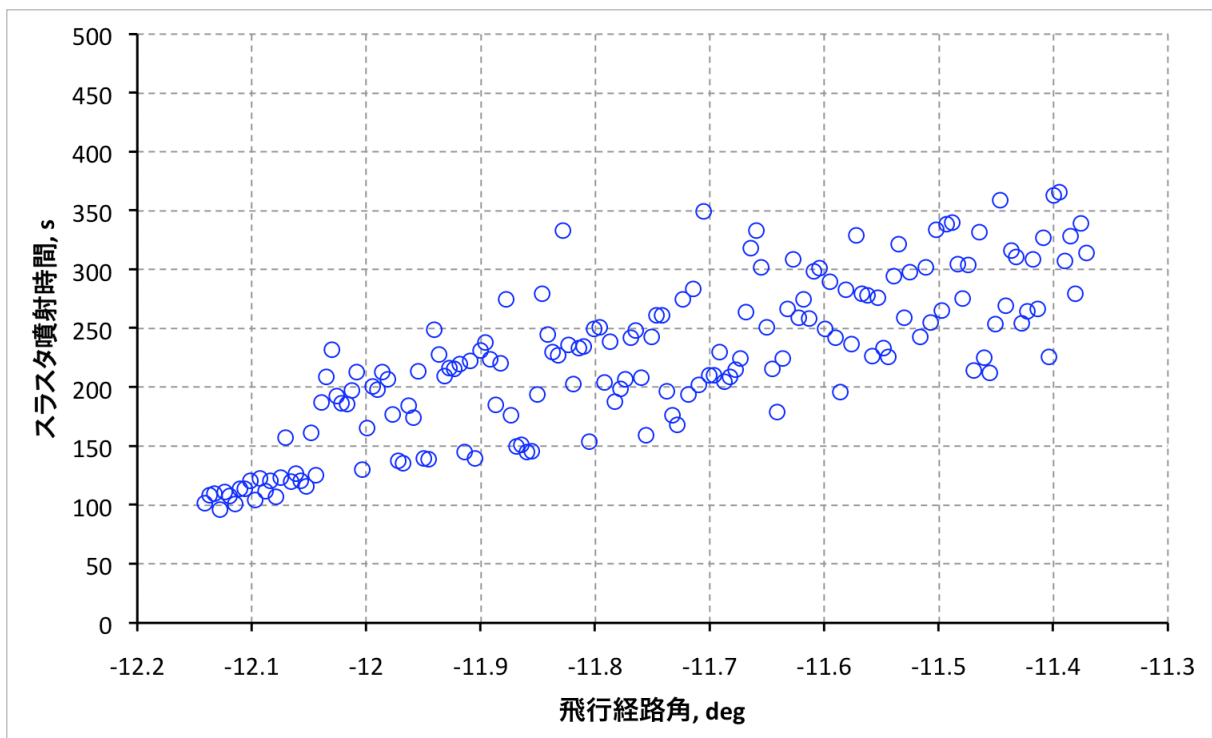


図4.38 飛行経路角に対する推進剤噴射時間

4.5.3 RCSによる姿勢制御を行った際の回廊幅

以上の解析で得られた知見を下に，RCSによる姿勢制御を行った際の回廊幅を求めた．APC制御パラメータおよびロール角速度リミット P_{lim} ，スラスタ推力の設定を表4.5に示す．

表4.5 解析条件

上昇率ゲイン係数, $G_{\dot{h}}$	139
動圧ゲイン係数, G_q	10
上昇率ゲイン係数, $G_{\dot{h}}'$	50
フェイズ移行速度, V_{sw}	4100 [m/s]
ロール角速度 P のリミット	0.07 [rad/s]
スラスタの推力	40 [N]

図4.38に最確密度モデルで獲得できる回廊幅を理論上限と合わせて示す．RCSによる姿勢制御で得られる回廊幅 $\Delta\gamma = -11.33 \sim -12.21 = 0.88[\text{deg}]$ となり，理論上限 $1.1[\text{deg}]$ の80%の幅が得られた．浅い飛行経路角の方の回廊が縮小しており，探査機が上向きで大気圏へ突入するため，バンク角を下向きに変調させることに時間が所要されることが原因であると考えられる．また，軌道調整マヌーバが不安定であるため，不確定要素の分散に影響されやすいことが予想される．

次に飛行経路角に対する推進剤の消費量を図4.39に示す．飛行経路角が深くなるに連れ，推進剤消費量が少なくなる傾向が見られ， $-11.8[\text{deg}]$ より深く大気圏に突入させることで，推進剤の消費量を20[kg]以下に抑えることができる．しかし，飛行経路角が深くなりすぎると，大気密度分散の影響により大気圏から脱出できない可能性が高くなる．

図4.40に大気密度モデルごとの回廊幅を示す．大気密度の分散下でも探査機を目標軌道に乗せられる回廊幅は $\Delta\gamma = -11.42 \sim -12.1 = 0.68[\text{deg}]$ が得られた．これを $\Delta V_{deorbit}$ で表すと， $19.6 \sim 21.1[\text{m/s}] = 1.5[\text{m/s}]$ になる．この幅は大気密度分散を考慮した最小の回廊幅であり，モンテカルロ解析では正規密度分布関数を用いるため，より広い回廊幅も期待できる．

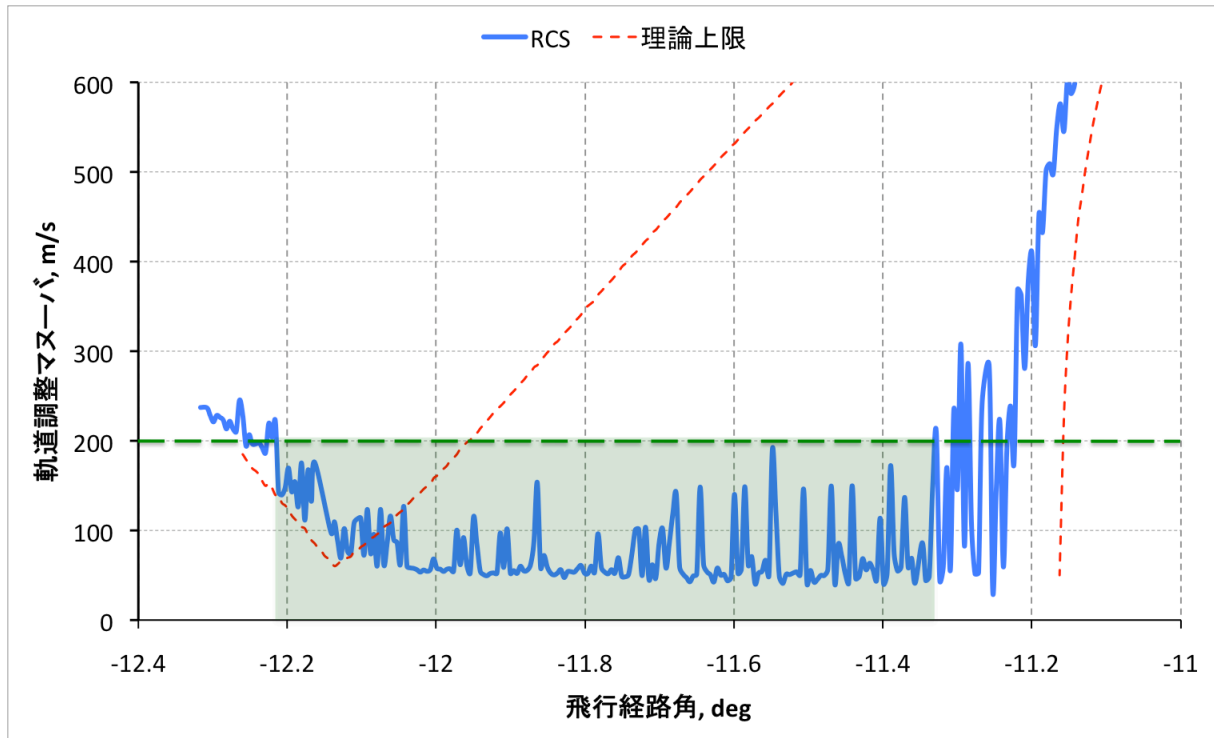


図4.38 RCSによる飛行制御時の回廊幅

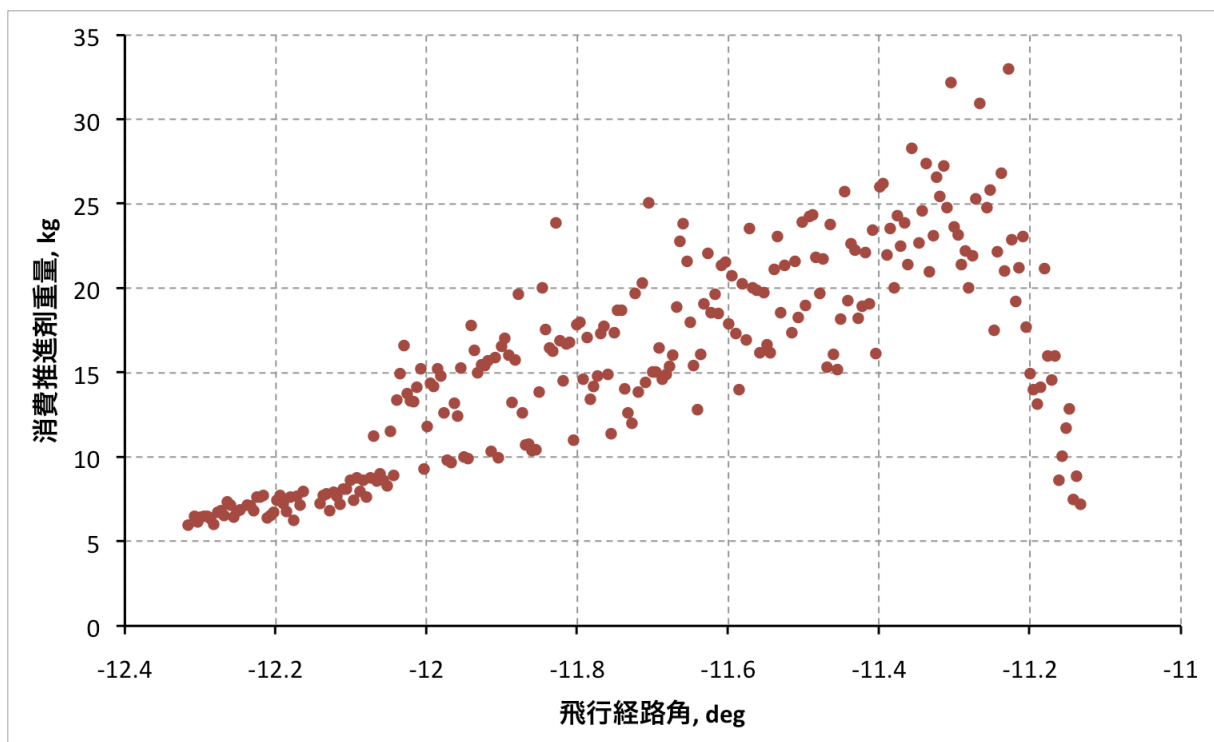


図4.39 RCSによる飛行制御時の消費推進剤重量

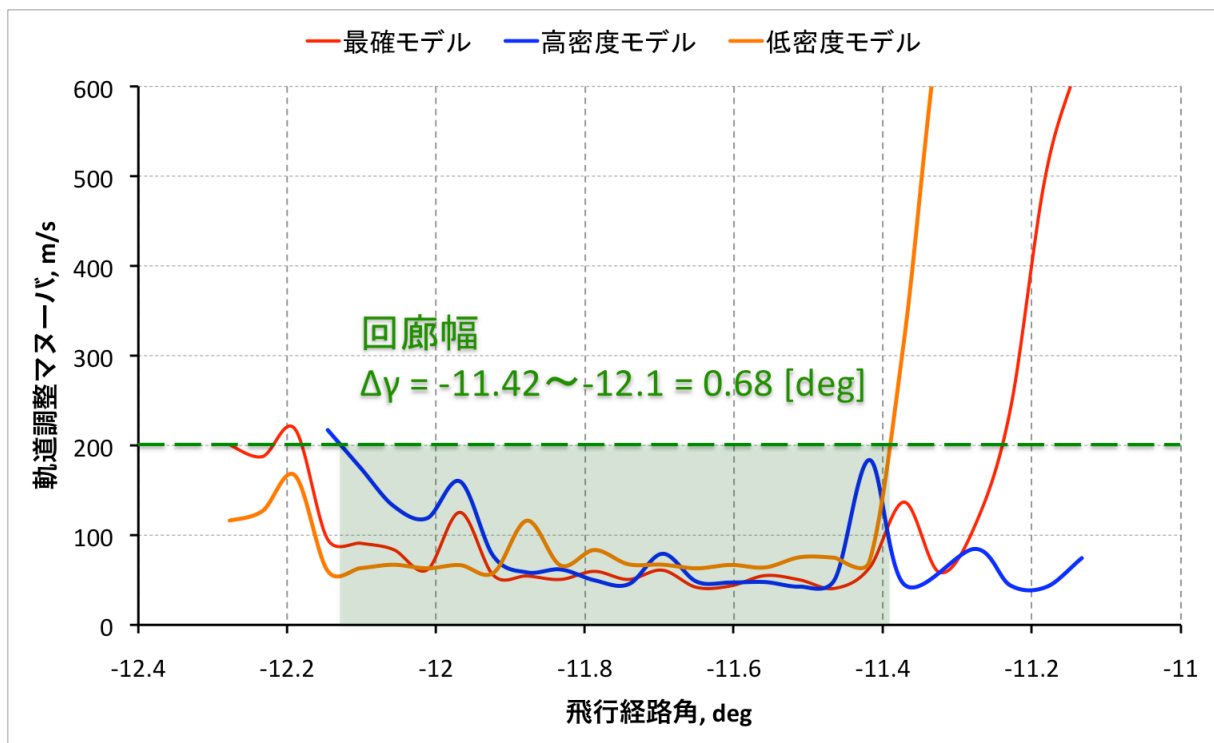


図4.40 大気密度分散による回廊の変化

4.6 RCSによる姿勢制御を行った際のエアロキャプチャシステムの成功確率

本節では、RCSによる姿勢制御を用い、大気密度、空力係数誤差、大気圏突入誤差を分散パラメータとしたモンテカルロ解析を行う。大気密度は最確モデルを基準とし、 3σ を高密度、低密度モデルとした正規確率分布モデルを、空力係数は $L/D=0.4$ モデルの揚力係数 C_L 、抵抗係数 C_D をそれぞれ正規分布化し、 $3\sigma=\pm 5\%$ とするモデルを用いた。

図4.41に $\Delta V_{deorbit}$ に対する成功確率を、図4.42に推進剤消費量を示す。 $\Delta V_{deorbit}$ を $0.1[\text{m/s}]$ ごとに算出し、反復回数は1000回行った。解析を行った結果、99%以上の成功確率が得られるのは $\Delta V_{deorbit}=20.3\sim 21[\text{m/s}]$ であった。この結果を図4.40で得られた大気密度分散を考慮した回廊幅 $\Delta V_{deorbit}=19.6\sim 21.1[\text{m/s}]$ と比較してみると、深い領域であることが分かる。これは前節で得られた知見の下、推進剤消費量の軽減を目標に、深い領域に合わせた制御パラメータの調整を行ったためである。

この結果を下に、今度は大気密度分散、空力係数誤差に大気圏突入誤差も考慮したモンテカルロ解析を行った。99%以上の成功確率が得られた領域の平均値である $\Delta V_{deorbit}=20.6[\text{m/s}]$ を基準とし、 $3\sigma=\pm 0.5[\text{m/s}]$ とする正規分布モデルを用い、成功確率の算出と推進剤重量、到達遠点高度の分散を検討した。解析結果を表4.5、図4.37に示す。

解析を行った結果、99.62%の確率でエアロキャプチャシステムを成功させることができた。失敗した38回の中、大気圏から脱出できず、墜落したケースが13回、軌道調整マヌーバが $200[\text{m/s}]$ を超えたケースが25回となった。墜落による失敗は、大気密度分散が 3σ を超えた高密度となったことが主な原因であると思われる。また、軌道調整マヌーバが $200[\text{m/s}]$ を超えたケースは、到達遠点高度が目標軌道の $500[\text{km}]$ の以下であることから、空力係数誤差による L/D の不足が大きく影響していると考えられる。

また、RCSによる姿勢制御に消費される推進剤重量の平均値が $15.53[\text{kg}]$ であり、目標の $20[\text{kg}]$ 以下に抑えることができた。しかし、10000回の反復計算中、935回が $20[\text{kg}]$ 以上の推進剤を消費しており、不確定要素の分散によっては多くの推進剤が必要となる可能性がある。

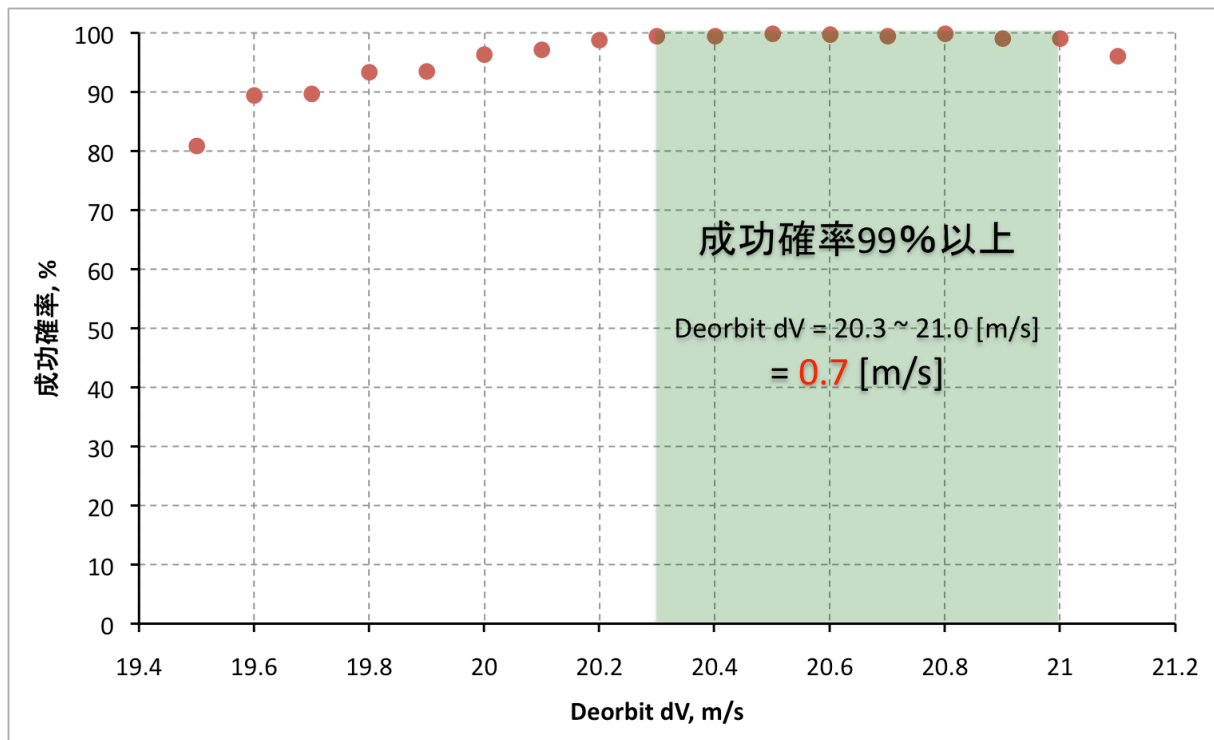


図4.41 RCSによる姿勢制御を行った際の $\Delta V_{deorbit}$ に対するエアロキャプチャの成功率

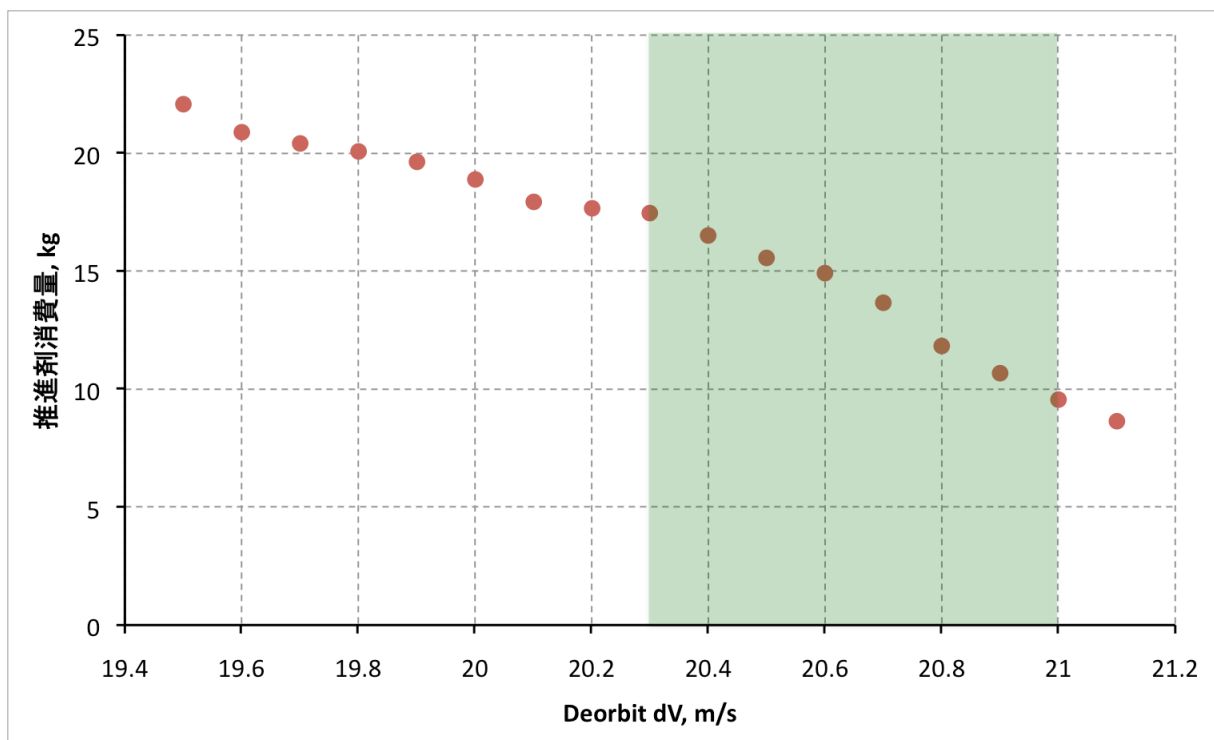
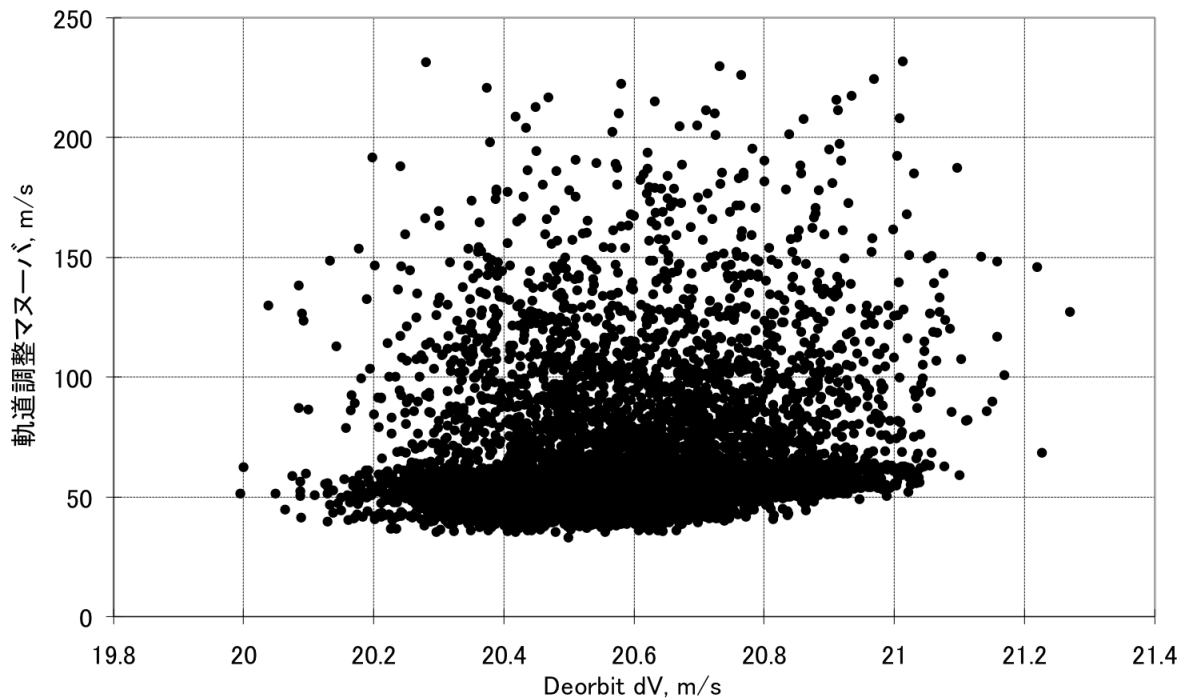


図4.42 RCSによる姿勢制御を行った際の $\Delta V_{deorbit}$ に対する推進剤重量

表4.5 RCS制御時のモンテカルロ解析結果

大気密度分散, C_L, C_D 誤差 $3\sigma = \pm 5[\%]$, $\Delta V_{deorbit}$ 誤差 $3\sigma = \pm 0.5[\text{m/s}]$			
$\Delta V_{deorbit}$ 基準値	20.6 [m/s]		
	Min	AVG	Max
遠地点高度, km	156.19	536.55	1615.39
ΔV , m/s	33.07	76.15	231.75
消費推進剤, kg	6.52	15.53	33.61
成功確率	99.62 %		

図4.43 $\Delta V_{deorbit}$ に対する消費推進剤重量

4.7 空力特性誤差に対する成功確率の感度解析

本節では、モンテカルロ解析により空力特性誤差の大きさに対するエアロキャプチャシステムの成功確率を算出する。空力特性誤差としては、揚力係数 C_L 、抵抗係数 C_D と重心位置のずれによるトリム角の L/D 誤差を対象とし、検討を行った。

4.7.1では、揚力係数 C_L と抵抗係数 C_D をそれぞれ正規分布させ、 3σ の大きさを段階に分け、ケースごとに成功確率を求めた。4.7.2では重心位置 $x_{CG} = 0.5[m]$ 、 $z_{CG} = 0.3[m]$ を基準とし、それぞれを $3\sigma = \pm 1\%, \pm 2\%, \pm 3\%, \pm 4\%$ の正規分布行い、各場合における成功確率を求めた。

4.2の解析結果で示されるよう、エアロキャプチャの回廊は L/D に大きく影響されるため、空力特性誤差に対する感度解析は非常に重要な検討項目と言える。さらに成功確率99%を達成するためには、どの程度までの誤差抑制が必要であるか検討する。

解析は前節の大気密度分散モデルを用いており、表4.5に示した制御パラメータに設定し、10000回の反復計算を行なった。

4.7.1 空力係数誤差に対する感度解析

まず、誤差の幅を $3\sigma = \pm 5\%, \pm 10\%, \pm 15\%$ の3段階に分け、ケースごとに成功確率を求めた。図4.44に各ケースの到達遠点高度分布を示す。また表4.7に誤差の大きさに対する各要素の分散様子をまとめる。解析の結果、空力係数誤差が大きくなるに連れ、到達遠点高度の分散幅が拡大し、成功確率が低下することが明らかとなった。成功確率の低下は、揚力係数 C_L の誤差による揚力の不足、トリム角の変動による L/D 不足が主な原因であると考えられる。本解析では、姿勢制御に消費される推進剤重量の制限から飛行経路角を深い領域に設定しているため、揚力と L/D の不足はミッション成敗において致命的であるといえる。表4.7に到達遠点高度の低下や墜落による失敗回数の全失敗回数に対する割合が、誤差が大きくなるに連れ、上昇することが示されている。

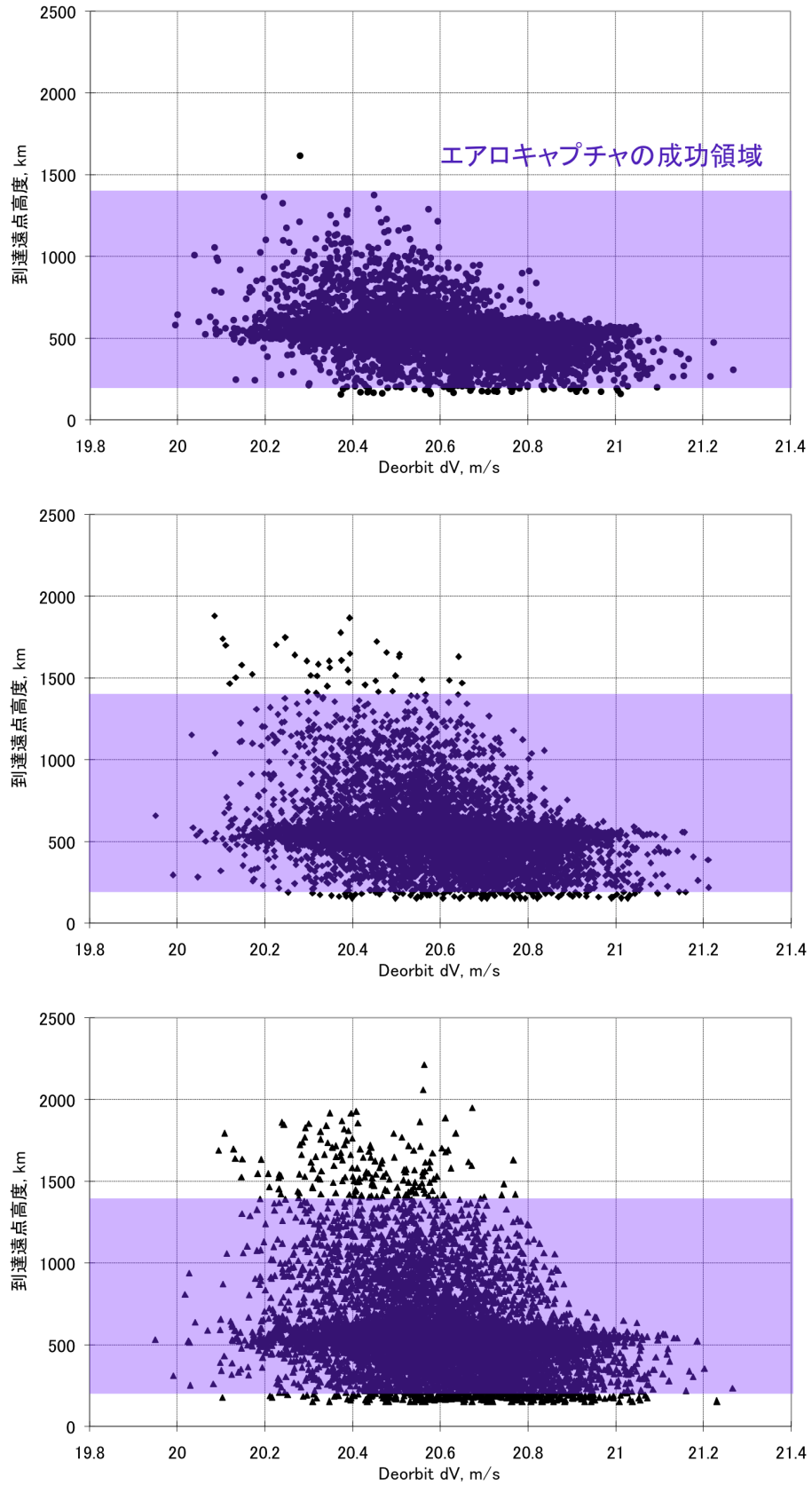


図4.44 空力係数誤差による到達遠点高度の分散

上) $3\sigma = \pm 5\%$, 中) $3\sigma = \pm 10\%$, 下) $3\sigma = \pm 15\%$

表4.7 空力係数誤差に対する分散様子

到達遠点高度, [km]				
		MIN	AVG	MAX
空力係数誤差	5%	156.19	536.55	1615.39
	10%	150.08	550.12	1879.06
	15%	150.23	573.45	2212.18
軌道調整マヌーバ, [m/s]				
		MIN	AVG	MAX
空力係数誤差	5%	33.07	62.67	231.75
	10%	33.42	71.87	274.95
	15%	33.14	82.72	317.88
エアロキャプチャシステムの成功確率				
		5%		99.62%
空力係数誤差		10%		98.42%
		15%		95.01%

以上の結果を踏まえ、99%以上の成功確率を達成するために必要となる空力係数誤差の許容範囲を検討した。表4.8に誤差の 3σ に対する成功確率を示す。

表4.8 空力係数誤差に対するミッション成功率

空力係数誤差	成功確率
6%	99.6%
7%	99.3%
8%	99.1%
9%	98.64%
10%	98.42%

空力係数誤差が $3\sigma = \pm 9\%$ 以上になると、成功確率が99%以下になることが判明した。また、大気密度分散や大気圏突入誤差に比べ、誤差に対する感度が高いため、十分な揚力の確保はミッション成敗において重要となることが明らかとなった。

4.7.2 重心位置誤差に対する感度解析

重心位置のずれは式(4.1)に示されるよう、空力モーメントに影響し、トリム角誤差の起因となる。これによる L/D の変動は、回廊の縮小と成功確率の低下を招くことが予想される。本節では、重心位置 x_{CG}, z_{CG} のそれぞれを正規分布させることにより、重心位置誤差がエアロキャプチャシステムの成功確率に及ぼす影響を検討した。誤差の 3σ は $\pm 1\%, \pm 2\%, \pm 3\%, \pm 4\%$ の4段階に分け、各場合における成功確率を算出した。その結果を表4.9に表す。

表4.9 重心位置誤差に対する成功確率

重心位置誤差	成功確率	L/D 誤差 -3σ の下限
0%	99.62	0.4
1%	99.5	0.33
2%	99.2	0.29
3%	99.1	0.25
4%	98.1	0.2

誤差が大きくなるに連れ、成功確率は低下し、重心位置誤差 $3\sigma = \pm 4\%$ 以上になると98.1%になってしまいますことが判明した。これは x_{CG} が探査機の前方に、 z_{CG} が上方に移動することによる L/D の低下が原因である。重心位置誤差 -3σ の下限は $x_{CG} = 0.3[m]$ 、 $z_{CG} = 0.18[m]$ であり、トリム時の $L/D = 0.2$ となってしまう。

以上の解析結果から、空力特性誤差に対する成功確率の感度は非常に高く、十分な揚力の獲得がミッション成敗において非常に重要であることが示された。

第 5 章 結論

5.1 結論

本研究では、火星無着陸サンプルリターンミッションにおけるAPC法を用いた空力誘導の有効性を評価した。飛行経路解析から得た知見をまとめ、本研究の結論を示す。

1. エアロキャプチャシステムの回廊は、無制御下では非常に狭く、大気密度の分散に大きく影響を受けるが、バンク角制御を行うことで、大気突入条件を大きく緩和できることが明らかとなった。また、深い飛行経路角で突入した方が大気密度分散の影響を受けにくいことが判明した。
2. APC法による空力誘導を行った際の回廊幅は制御パラメータに大きく影響される。最適化を行ったAPC法を用いた空力誘導を行った際の回廊幅は理論上限の92.72%に至る幅が得られた。また、大気密度分散、空力係数誤差、大気圏突入誤差を考慮したモンテカルロ解析により、APC制御のロバスト性を検討した結果、不確定要素の分散下でも99%以上の成功確率が得られた。
3. RCSによる姿勢制御には、姿勢不安定や推進剤重量制限などの制約条件があるため、制御が困難とされるが、2軸制御、回転速度制限、スラスト推力と飛行経路角の最適化を行うことで、理論上限の80%の幅で成功させることができた。不確定要素の分散下でも、99%以上の成功確率が得られた。

結論として、2軸制御の導入と回転速度の制限により有効な空力誘導システムが設計でき、不確定要素が予想される場合でも99%以上のエアロキャプチャシステムの成功確率が達成できた。また、姿勢制御に消費される推進剤重量におき、スラスト推力と飛行経路角の最適化によりミッション設計からの要求を満たすことができた。

6.2 今後の課題

今後の課題として考えられるのは、RCSによる姿勢制御でもラテラルコントロールを行うことである。ロール角速度を考慮せず、バンク角の変調のみを検討したAPC制御においてはラテラルコントロールにより、軌道傾斜角のずれを ± 2 [deg]以内

に収めることができた。しかし、ロール角速度にリミットがあるRCS制御では、バンクリバーサルを行うには長時間要される。そのため、RCSによる制御方式ではラテラルコントロールを行うことが困難であると思われる。新しい制御方式やロール角速度にリミットを設けなくても姿勢が安定する制御方式の開発が必要である。

また、より不確定要素の分散にロバストな制御法の開発も重要である。4.7の全不確定要素を考慮したモンテカルロ解析で99%以上の成功確率が得られたものの、分散が少しでも大きくなると、成功確率は急激に落ちると予想される。特に重心位置誤差の感度が大きいことから、 L/D 分散に強い制御法の開発が必要とされる。

参考文献

- [1] 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.
- [2] L.E.Bryant, M.A.Tigges, D.G.Ives, “Analytic Drag Control For Precision Landing and Aerocapture”, A98-37438, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 1998.
- [3] 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.
- [4] James P.Masciarelli, “An Analytic Aerocapture Guidance Algorithm for the Mars Sample Return Orbiter”, AIAA-2000-4116, 2000.
- [5] Kano Kio, “Assessment of Analytic Predictor-Corrector Controller Applied to Planetary Aerocapture”, 平成20年度 東京大学大学院新領域創成科学研究科修士学位論文, 2009.
- [6] Stephane. Rousseau, “An Energy Controller Aerocapture Guidance Algorithm for the Mars Sample Return Orbiter”, AAS01-104,2001.
- [7] Kazuhisa Fujita, Shogo Tachibana, Seiji Sugita, Hiridy Miyamoto, Takashi Mikouchi, Toshiyuki Suzuki, Hiroki Takayanagi, Takashi Ozawa, Jun-ichiro Kawaguchi, Hanwool Woo, “Preliminary Study of Nonstop Mars Sample Return System Using Aerocapture Technologies”, AIAA-2009-5614, AIAA Atmosphere Flight Mechanics Conference 2009.
- [8] Kazuhisa Fujita, “Preliminary Assessment of Planetary Aerocapture Using Drag Modulation”.
- [9] S. Rousseau, E. Perot, “Aerocapture Guidance Algorithm Comparison Campaign”, AIAA-2002-4822, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2002.
- [10] Hiroki Takayanagi, Toshiyuki Suzuki, Kazuhisa Fujita, “火星空力誘導サンプルコレクション用エアロシエルの空力特性”, 航空宇宙学会誌投稿予定
- [11] 加藤一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, “航空機力学入門”, 東京大学出版会, 1982.

[12] 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.

[13] Takashi Kubota, Naoko Ogawa, Kazuhisa Fujita, Akira Ohyama, Kozo Fujii, “Mission Study and Technological Challenge for MELOS Mission”, The Japanese Society for Planetary Sciences, 2004.

[14] 姿勢制御研究委員会, “人工衛星の力学と制御ハンドブック-基礎論理から応用技術まで”, 培風館, 2007.

謝辞

今回の修士論文を完成するにあたり，多くの人々にご協力をいただきました。

本研究を行なうにあたり，指導教官である藤田和央准教授から，丁寧かつ熱心なご指導をしてくださいました。全ての面に未熟な私に貴重な研究の機会を頂き，心から感謝を申し上げます。

また，鈴木俊之博士，高柳大樹博士には，研究を進める上で数々のアドバイスを頂きました。ここに感謝の意を表します。

同学の先輩たる山田剛司博士，大澤弘始氏には，生活全般において大変お世話になりました。心から感謝申し上げます。

研究室で多くの時間をともに過ごした菅野清貴君，錦野友太君，大久保長郎君に感謝します。みんなのおかげで楽しく研究することができました。

最後に遠くからいつも私のことを信頼し，ずっと支えてくれた両親，兄に心から感謝します。

2010年 7月 19日

禹 ハンウル

修士論文発表における学会発表リスト

[1] 禹ハンウル, 藤田和央, 鈴木俊之, 高柳大樹, “火星無着陸サンプルリターンミッションにおける空力誘導システムの評価”, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009.

[2] 禹ハンウル, 藤田和央, 鈴木俊之, 高柳大樹, “火星無着陸サンプルリターンミッションにおける軌道投入サクセスレートの評価”, 平成21年度 宇宙航行の力学シンポジウム, 2009.