

博士論文

垂直離着陸型ロケットの帰還飛行における
姿勢転回のダイナミクスと空力制御

武藤 智太郎

論文要旨

垂直離着陸型再使用ロケットの帰還飛行においては、ロケットエンジンの逆噴射によって減速する従来の飛行方法では消費推進剤量が増大し、ペイロード量が大幅に低下するという課題がある。本研究では、空気力を有効に利用して減速することで推進剤消費量を削減する飛行プロファイルを提案し、滑空飛行から姿勢転回を経て垂直着陸姿勢に至るまでの姿勢運動を尾翼のみの制御によって実現する方法を構築した。構築した手法の検証のため帰還飛行における姿勢運動を模擬できる動的な実験システムを構築し、提案した姿勢転回方法の成立性を風洞内において実証した。また、2次元3自由度の帰還飛行の運動解析を行い、エンジン推力による減速を主とした従来の飛行方法と比べて消費推進剤量が削減されることを示し、本研究で構築した姿勢転回を伴う帰還方法の有効性を定量的に示した。そして、空力舵面サイズや重心位置が姿勢運動に与える影響について空気力学や運動力学の観点から考察し、垂直離着陸型ロケットのシステム構築に必要な姿勢転回の成立要件や帰還飛行方法の考え方について示した。

目次

第 1 章	序論	1
1.1	はじめに	1
1.2	宇宙ビジネスの拡大と宇宙輸送コスト	2
1.3	目指すべき宇宙輸送システムの姿	4
1.4	単段式宇宙往還機の成立性	5
1.5	宇宙輸送システムの離着陸形態	7
1.6	垂直離着陸型ロケットの帰還飛行方式	10
1.7	本研究の目的と構成	13
第 2 章	空力制御による姿勢転回方法の構築	15
2.1	本章の目的と構成	15
2.2	問題設定	15
2.3	静的空力特性の取得	21
2.4	姿勢転回方法の検討	36
2.5	姿勢制御則の構築	41
2.6	姿勢運動の数値解析	48
2.7	本章のまとめ	60
第 3 章	動的風洞試験による姿勢転回の実証	61
3.1	本章の目的と構成	61
3.2	転回試験模型の製作	61
3.3	姿勢転回試験	71
3.4	動的空力特性に関する考察	81
3.5	本章のまとめ	92
第 4 章	帰還飛行の運動解析	93
4.1	本章の目的と構成	93

4.2	問題設定	93
4.3	運動解析手法および条件	95
4.4	運動解析結果	104
4.5	本章のまとめと課題	113
第 5 章	総括	115
5.1	姿勢転回の成立要件に関する考察	115
5.2	推進剤消費量に関する考察	119
5.3	今後の課題	122
第 6 章	結論	125
付録 A	亜音速空力特性データ	127
A.1	Fin-S010 形態の空力特性	127
A.2	Fin-S020 形態の空力特性	132
A.3	Fin-S030 形態の空力特性	136
A.4	Fin-S040 形態の空力特性	140
付録 B	超音速空力特性データ	145
B.1	Fin-S020 形態の空力特性	146
B.2	Fin-S040 形態の空力特性	150
謝辞		155
参考文献		157

第 1 章

序論

1.1 はじめに

人類はより遠くに、より早く到達したいという願望のもと、新たな移動手段を生み出し、交通ネットワークを拡大し続けてきた。かつて移動手段と言えば、徒歩や馬、船などが中心であり、遠い異国の地に赴くためには、何か月もかけて大陸を横断したり、海を渡ったりするなど、文字通り命がけの旅をしなければならなかった。それが現代では、地球規模で航空機による輸送ネットワークが張り巡らされ、1日もあれば地球の裏側の国まで足を運ぶことができるようになっている。また、都市部では自動車や鉄道による交通ネットワークが発達し、行きたいところへ行きたい時に移動することが可能であるし、物流も広域化・高速化し、注文した商品が翌日に届いたり、スーパーには全国各地の生鮮食品が並んだり、我々は日常生活において発達した輸送ネットワークの恩恵を存分に受けている。

さらに、当初は人や物を早く運ぶ目的で構築された輸送ネットワークであったが、人や物、情報が世界規模で短時間に往来することができるようになった結果、社会の発展の様相にも影響を及ぼすようになった。例えば、時間距離が短縮されたことで生活圏が拡大し、通勤・通学という新しい生活様式が誕生したり、地方に住む人が高度な医療資源や利便性の高い生活環境を求めて都市部へ移動したりするなど、人口動態や社会構造にも変化をもたらしている。また、よりグローバルな視点で俯瞰すると、交通網が全世界に拡大し、先進国の進んだ技術や情報、人材が世界中に行き渡るようになり、先進国と発展途上国の格差是正にも寄与しているといえよう。このように、現代に生きる我々の便利で豊かな生活は輸送システムによって支えられており、もはやそれなくしては成立し得ないものとなっている。

そんな人類は現在の輸送システムに飽き足らず、より遠くへ、より早く到達できるよう

にするべく、輸送ネットワークを拡大させ続けている。その目指す先の一つが宇宙である。既に2000年代初頭には地球低軌道上に国際宇宙ステーションが建築され、宇宙空間には定常的に人が滞在するようになり、地球・宇宙間で物資の輸送が行われるようになっていく。さらに、宇宙ステーションの次のステップとして、人類は現在月へと活動範囲を広げようとしている段階であり、NASAが主導するGateway計画¹⁾では、2020年代に月周回軌道に有人拠点を設置し、月や火星など惑星探査の中継拠点として利用することが考えられている。また、米国SpaceX社のCEOであるElon Musk氏は「Making Life Multiplanetary」を掲げており²⁾、地球に閉じこもっている人類の未来はなく、他の惑星に人類の活動領域を広げることが人類のミッションだとして、2050年までに100万人を火星に移住させるという壮大な計画を打ち立てている。

このように、今後人類の活動領域は宇宙へと拡大していくことは間違いなく、それに伴って地球と宇宙を行き来し、宇宙空間を往来する輸送システムの構築は必要不可欠となる。現代社会において航空機による輸送ネットワークが地球規模で人や物を結び付け、人々の生活を豊かに、社会の発展に貢献してきたように、輸送ネットワークを宇宙に拡大し、新たな宇宙輸送ネットワークを構築することは、より広範囲の人々に生活利便性や幸福度の向上をもたらす、人類のさらなる発展に寄与すると期待される。

1.2 宇宙ビジネスの拡大と宇宙輸送コスト

近年、民間企業による「宇宙ビジネス」が大きな盛り上がりを見せている。世界の宇宙産業の市場規模は増加の一途を辿っており、2010年には約27兆円だった市場規模が2020年時点では約40兆円まで拡大しており³⁾、このまま成長が続けば2040年代には100兆円規模になるとの予測もなされている⁴⁾。

宇宙産業の内訳としては、「衛星サービス」や「地上設備」、「ロケット打上げサービス」、「宇宙旅行」などに分類することができるが、特に衛星サービス分野の発展は著しく、市場規模全体の約3割を占めている³⁾。衛星サービスとは人工衛星で気象や地形を観測したり、通信衛星を介してインターネット通信環境を提供したりするなど、宇宙空間を利用して情報を提供するサービスの総称であり、例えば天気予報やGPS測位などは既に我々の日常生活になくてはならないものとなっている。この分野の成長の一因としては、技術の進展により電子部品の小型化や高性能化、高寿命化が進み、高性能で小型な衛星が安価に製造できるようになったという点が挙げられる。また、軌道上で多数の小型衛星を一体的に運用する衛星コンステレーションなどの新たな運用形態が提唱され⁵⁾、リアルタイムでの地球観測や大規模なインターネット網の構築など、従来はなかった新たなサービスや価値が生み出され、市場規模の拡大につながっている。

このような衛星利用の拡大に伴い、ロケットによる衛星打上げサービスの需要も高まっている。大型の打上げロケットに多数の小型衛星を相乗りさせる方法もあるが、相乗り方式ではそれぞれのユーザーの要求に応じた特定の軌道に投入することは困難である。そこで近年では小型ロケットによってユーザーが要求するピンポイントの軌道に衛星を打上げるサービスが盛んになってきており、米国を中心にロケットの開発や打上げサービスを行うスタートアップ企業が多数出現している。例えば RocketLab 社はエレクトロンという小型ロケットを開発しており、地球低軌道へ数 100kg 程度のペイロードを打上げる事業を本格化させつつある。日本国内でも小型ロケットの開発を行うスタートアップ企業が複数立ち上がっており、特にインターステラテクノロジズ社は日本の民間企業で初めて宇宙空間に到達するロケットの開発に成功している。

輸送系の開発を伴う事業としては、上述の小型衛星打ち上げ用ロケットに加えて、「宇宙旅行」も注目される分野の一つである。宇宙旅行の分野でも米国が先行しており、Virgin Galactic 社はすでに有人飛行で宇宙空間への到達に成功しているほか、「宇宙港」の整備も進めており、2020 年代半ばには民間人向けの宇宙旅行事業を本格化させる計画を立てている。日本国内では PD エアロスペース社が水平離着陸型の宇宙往還機の開発を進めており、民間人向けの宇宙旅行の事業化を目指している。

従来までの宇宙開発はコストを半ば度外視した国家的プロジェクトとして行われてきたが、これをビジネスとして成立させるためには経済性や収益性の観点が必要であり、民間企業各社によるコスト削減の努力が続けられている。コスト面で特にネックとなっているのがロケット打上げにかかる費用であり、この輸送コストをいかに削減できるかによってビジネスとして成立するか否かが大きく左右される。現在、地球低軌道への輸送コストはペイロード 1kg あたりおおよそ 100 万円程度となっており⁶⁾、この非常に高額な輸送コストゆえに宇宙へアクセスできる人や物は限られてしまっている状況である。ロケットなど輸送システムの開発においては、この輸送コスト削減のために多大な努力が払われており、既に各国・各企業による熾烈なコスト削減競争が始まっている。

ロケットによる宇宙への輸送コストを削減するための方針としては、大きく 2 つの方向性がある。一つは既存の使い捨て型ロケットのコスト削減であり、宇宙機専用設計・製作された高額な部品を安価な民生品に置き換えたり、量産化したりすることによってコスト削減を図る試みがなされている。前述の RocketLab 社はその一例であり、CFRP の採用による機体の軽量化、3D プリンターによるエンジンの製造、電動ポンプの採用などコスト削減のために様々な先進的な技術を取り入れており、1 回の打上げ費用を 500 万ドル以下とすることを掲げている⁷⁾。

もう一つのコスト削減の方針としては、ロケットの再使用化が挙げられる。打上げ費用の中で大きな割合を占めているのが機体の製造費用である。現状の使い捨てロケットでは

打上げのたびに新しい機体を製造しており、この費用がそのまま打上げコストに上乘せられることになるため必然的に高コストとなる。そこで、打上げた機体を地上に帰還させ、また次のフライトでも繰り返し使用することができれば、飛行1回あたりの機体製造費用を抑えることができ、輸送コストを劇的に安くできると考えられている。使い捨てロケットと比較すると要求される技術レベルは高くなるが、近年では民間企業が再使用ロケットの開発に着手する例が相次いでいる。米国のSpaceX社はその代表例であり、既に打上げロケット第1段の着陸および再使用に成功している状況であり、将来的には打ち上げコストを現状の1/10にすることを目指して開発が進められている。

使い捨てロケットの低価格化とロケットの再使用化の2つの方向性について示したが、両者の優劣について単純比較することは難しく、現時点では2つの方向性が並立して開発が続いている状況であるが、再使用ロケットについてはまだ研究開発の途上段階であり、今後再使用化に向けた技術はますます進んでいくことが予想される。しかしながら、ロケットを単に再使用するだけでは打上げ費用は安くないことには注意が必要である。それはスペースシャトルの実績からも明らかであり、1980年代からNASAが運用していたスペースシャトルはまさに1回あたりの打上げコストを安くする目的で機体を繰り返し使用できるシステムとして設計されたものの、帰還後の機体保守整備に多大な費用や時間がかかるなどして、結果的に使い捨てロケットよりも高コストとなった。その結果、シャトルは2011年に退役し、NASAの次期主力ロケットはSLS(Space Launch System)という使い捨てロケットに回帰している。

再使用型の機体は使い捨てを前提とした機体と比べると、どうしても製造費用が高額にならざるを得ず、さらに帰還後に次の打上げに向けたメンテナンス費用も加わることとなる。今後再使用型の宇宙往還システムの構築を目指すにあたっては、目標の打上げコストと想定される機体製造コストを鑑みながら、なるべく多く繰り返し運用できる機体を設計・製造することに加え、機体メンテナンス性や地上システムの運用性も含めて経済的に成立するシステムを設計する必要がある。

1.3 目指すべき宇宙輸送システムの姿

一般に、宇宙輸送コストが下がれば輸送需要が増え、打上げ頻度の拡大や機体製造費用の低下につながり、それによって輸送コストがさらに引き下がる、という好循環を期待することができる。しかし、この関係は逆もまた同様であり、輸送コストが下がらない限りは輸送需要がなかなか喚起されないということも意味する。図1.1は宇宙輸送分野においてコストと需要の関係性を予測したものであり、この予測によると、現状の100万円/kgという輸送コストを削減すると10万円/kg程度までは需要喚起は限定的であるものの、1

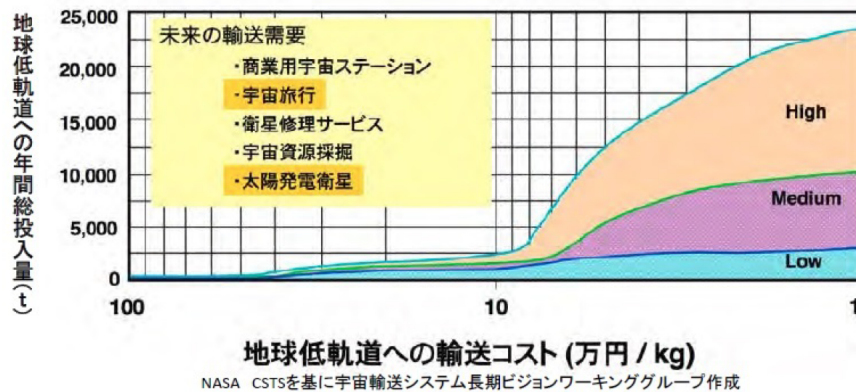


図 1.1: 輸送コストの低減による輸送需要の予測⁸⁾

万円/kg のオーダーになると現在とは桁違いの大きな需要が生じるとされている。宇宙輸送コストがこのように劇的に低下し、輸送需要が大幅に増加した世界を考えると、打上げのたびに機体を捨ててしまう現在のようなロケットでそれが実現されるとは考えにくく、将来あるべき宇宙輸送システムの姿としては、大量高頻度輸送が可能な再使用型の宇宙輸送システムであると考えられる。

また、一般大衆の宇宙旅行ビジネスのモデルを検討した試算^{9, 10)}においては、1人100万円程度で宇宙旅行ができるようになれば日本で年間100万人の旅客需要が興り、年間収入1兆円の事業ができると予測されている。この年間100万人という輸送を実現するためには、1機50人乗りの機体を60機用意し、それを毎日運航するような輸送システムにしなければならないとされている。

以上の例から分かるように、将来に向けて目指すべき宇宙輸送システムの姿は現在の使い捨てロケットによる輸送とは質的にも量的にも異なるものであり、人や物資を航空機のように大量かつ高頻度に輸送できる宇宙往還システムを構築する必要があると考えられる。

1.4 単段式宇宙往還機の成立性

大量高頻度の宇宙輸送を実現させるシステムとして最も理想的な姿は、機体を飛行中に分離することなく単一の機体で宇宙往還を達成することが可能な単段式宇宙往還機 (SSTO: Single-Stage-To-Orbit) であると考えられる。単段式宇宙往還機は1機あたりの製造費用は使い捨てロケットよりも高額となるが、航空機のような繰り返しの運用によって1回当たりの飛行コストを低く抑えることができる経済的な輸送システムであると期待されている。

ここで、単段式での宇宙往還を成立させるための要件を理論的に考える。ペイロードを軌道に投入し地上への帰還を果たすためには、輸送機には地上での静止状態から軌道周回速度まで増速する能力に加え、軌道を離脱し、さらに地上への軟着陸に向けた減速が必要となる。この増速能力 ΔV は Tsiolkovsky の式と呼ばれる以下の関係式で表すことができる。

$$\Delta V = g_0 I_{sp} \ln \left(\frac{M_0}{M_f} \right) \quad (1.1)$$

ここで、 g_0 は地上での重力加速度、 I_{sp} は比推力、 M_0, M_f はそれぞれロケットの初期質量と終端質量であり、その比である $\mu = M_f/M_0$ をマスレシオと呼ぶ。単段式のロケットの場合、マスレシオは離陸時の機体総質量に対する構造質量とペイロード質量の占める割合となり、ペイロード質量を M_{pay} 、推進剤質量を M_{prop} 、機体構造質量を M_{str} とすると、

$$\mu = \frac{M_f}{M_0} = \frac{M_{pay} + M_{str}}{M_{pay} + M_{str} + M_{prop}} \quad (1.2)$$

と表される。一方、比推力 I_{sp} は推進剤の質量流量に対する推力の大きさで定義され、ロケットの推進効率の良さを表す指標としてよく用いられる。

式 (1.1) はロケットの成立性を検討する上で最も基本となる式であり、ロケットがエンジン燃焼を開始してから燃焼終了までに得られる増速量 ΔV はロケットの推進性能と燃焼前後の機体質量比によって決まることを意味している。この式より、単段式宇宙往還機の実現に向けて取りうる方策としては、(1) 宇宙往還に必要な ΔV の削減、(2) 推進システムの性能向上、(3) 機体構造の軽量化、の3つに絞られるという結論が導かれる。

(1) の ΔV に関して、まず打上げ飛行について考えると、地上での静止状態から目標高度の軌道速度まで増速するだけでなく、重力に逆らって推力飛行することにより生じる速度損失や、大気中を飛行することによる抗力損失を補うだけの増速能力が必要である。目標軌道にもよるが、現在の使い捨てロケットの場合、打上げロケットには合計で 9500m/s 程度の増速能力が求められる。そして、地上への帰還を果たすためには打上げ飛行に加えて軌道離脱のための減速や地上に軟着陸するための減速が必要となる。当然ながら宇宙往還機には使い捨てロケットよりも多くの増速能力が求められることとなり、機体の成立性は厳しくなる。

(2) の推進性能に関しては、効率が高い液体水素・液体酸素の組み合わせで比推力は最高で 450-460 秒程度であり、理論的にも現状の性能から飛躍的な向上を見込むことは難しい。比推力を向上させるための別の手段として、スクラムジェットエンジンなど大気中の酸素を取り込んで使用するエアブリージング推進の研究も行われているが、推進システムの機構が非常に複雑になり、現在のところ実用化の目途は立っていない。

(3) の機体構造の軽量化については、現状の材料技術では単段式で宇宙往還を実現できるほどの軽量化は達成されていないものの、近年 CFRP などの複合材料の研究開発が進展したことで徐々に軽量化が進んでいる。今後も軽量材料の研究開発は進んでいくことが予想されており、特に「カーボンナノチューブ」は非常に期待されている材料である。カーボンナノチューブは理論的な比強度がアルミ合金の数倍以上とされており¹¹⁾、これを機体の構造部材としてうまく活用できるようになれば劇的な軽量化がなされ、宇宙往還機の姿が大きく変化するとの予測もなされている¹²⁾。

宇宙往還機の機体の軽量性は式 (1.3) に示す構造効率 λ という指標で評価することができる。

$$\lambda = \frac{M_{str}}{M_{str} + M_{prop}} \quad (1.3)$$

上式と式 (1.1) を用いると、質量 M_{pay} のペイロードを搭載する宇宙往還機の離陸総質量 M_0 は

$$M_0 = \frac{M_{pay}}{1 - \frac{\zeta}{1 - \lambda}} \quad (1.4)$$

と表される。ここで、 ζ は推進剤質量比であり、

$$\zeta = \frac{M_{prop}}{M_0} = 1 - \mu \quad (1.5)$$

と定義され、離陸時の推進剤充填率を表す。

宇宙往還に必要な増速量として 10000m/s を仮定したとき、式 (1.4) から導かれる構造効率と離陸総質量の関係を図 1.2 に示す。現在のロケットは構造効率が 0.1 程度となっており、このレベルでは現実的な機体規模で SSTO を成立させることは困難である。そのため、宇宙往還を実現するためには多段式にせざるを得ないのが現状である。しかしながら、図 1.2 からは構造効率に対する機体総質量の感度が非常に高いということを読み取ることができ、今後の材料技術の進展次第では SSTO の成立性は一気に向上すると期待することもできる。ゆえに、SSTO の成立を目指す上では、軽量材料の研究開発を進めるとともに、なるべく軽量な構成で宇宙往還を実現させる機体システムを設計することが求められることになる。

1.5 宇宙輸送システムの離着陸形態

再使用型の宇宙往還機は理想的な輸送システムであり、古くから様々な形態のシステムが提案され、その実現可能性が議論されてきた。採用する推進方式や推進剤、離着陸形態の相違、単段式とするか多段式とするかなどによってシステムの姿は大きく異なるが、以

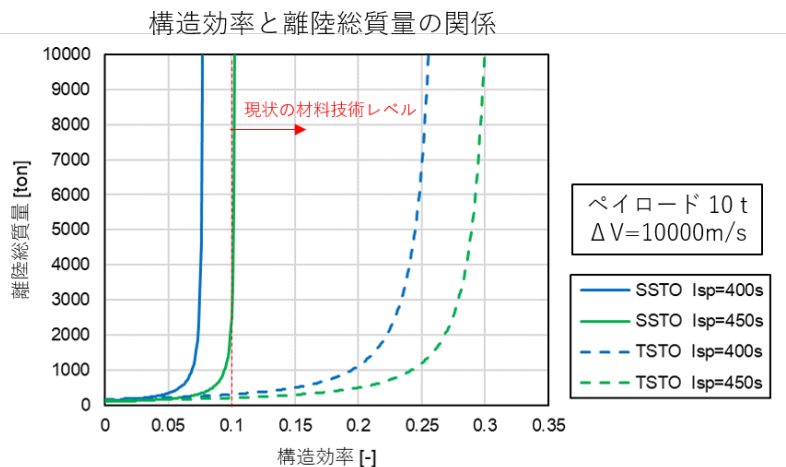


図 1.2: 構造効率と離陸総質量の関係

下では宇宙輸送システムの離着陸形態について取り上げ、水平離着陸、垂直離陸水平着陸および垂直離着陸の 3 つの形態について各形態の特徴や優劣、および実際の開発事例について紹介する。

水平離着陸形式 (HTHL: Horizontal Take-off and Horizontal Landing) は滑走路に水平に離着陸を行う形式であり、揚力飛行を前提とした有翼型の機体形状となる。「スペースプレーン」とも呼称されており、航空機のように運用できることから地上設備は現在の空港を流用できるとされ、設備維持コストを削減できたり離着陸可能な地点を柔軟に選択できたりするといったメリットがある。比較的長時間大気中で揚力飛行を行うことから、空気吸い込み式エンジンの使用が想定されており、米国の NASP/X-30 計画 (図 1.3)¹³⁾、英国の HOTOL¹⁴⁾ など、古くから計画が提唱されてきた。しかしながら、空気吸い込み式エンジンは性能を発揮できる速度領域や高度領域が限られており、複数のエンジンを切り替えながら増速しなければならないことに加え、大気圏外ではロケットエンジンも

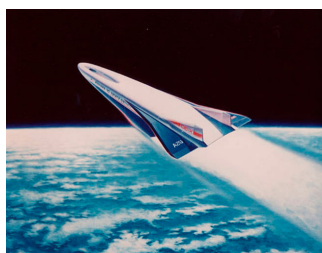


図 1.3: X-30¹³⁾ (水平離着陸形式)



図 1.4: X-33¹⁵⁾ (垂直離陸水平着陸形式)



図 1.5: 再使用ロケット実験機 RVT¹⁶⁾ (垂直離着陸形式)

必要となり、そのような複雑な推進システムの実用化の目途は未だ立っていない。また、水平離陸時の速度を常識的な速度に抑えるためには、大きな翼を装備して機体重量を支えるだけの十分な揚力を発生させる必要があり、翼重量が著しく増大してしまい機体の重量的成立性が極めて悪いという問題点もある。

垂直離陸水平着陸形式（VTHL: Vertical Take-off and Horizontal Landing）は打ち上げ時はロケットエンジンを用いて垂直に上昇・加速し、帰還時は翼を用いた滑空飛行をして滑走路に水平着陸する形式である。帰還飛行時は揚力飛行によって運用性の向上を図れることや、着陸時に推進剤を消費しないため後述の垂直着陸着陸形式と比べると搭載する推進剤を削減できることがメリットとして挙げられる。一方、打ち上げ時には使用しない翼を有した機体形状となるため、打ち上げ時の空気抵抗の増大や機体重量の増加を招くというデメリットがある。部分再使用型ではあるが、スペースシャトルではこの離着陸形式が採用され、実際に宇宙往還を果たしている。シャトル以外では、米国の X-33¹⁵⁾ でこの形式が採用された（図 1.4）。X-33 は SSTO の実現に向けた試験機という位置づけで開発が行われ、リフティングボディに液体水素・液体酸素を推進剤とするリニアエアロスパイクエンジンを装備するという先進的な設計であった。しかしながら軽量化のための複合材タンクの開発に失敗し、2000 年に計画は中止となっている。

3 つ目の垂直離着陸形式（VTVL: Vertical Take-off and Vertical Landing）は既存の使い捨てロケットと同様に垂直上昇し、帰還時にはロケットエンジンの逆噴射により減速して垂直着陸を行うというものである。前述の水平離着陸および垂直離陸水平着陸型の機体とは異なり、宇宙往還に際して大きな翼を必要としないため機体構造軽量化の点では有利であり、打ち上げ性能の向上が見込まれる。また、着陸後に機体の姿勢変更を行うことなく次の打ち上げに移行することできるため、ターンアラウンド時間短縮の観点からも有利となるほか、滑走路を使用しないため比較的省スペースでの運用も可能である。この離着陸形式では、古くは米国の DC-X¹⁸⁾ や JAXA 宇宙科学研究所の RVT¹⁷⁾（図 1.5）など小型の離着陸実験機の開発が行われた例がある。また、近年では米国の民間企業である SpaceX 社や BlueOrigin 社がそれぞれこの垂直離着陸形式を採用した再使用ロケットの開発を行っている。

以上のように、再使用型宇宙輸送システムの離着陸形態としては様々なものが考案されており、どのシステムが有利であり将来どのようなシステムの構築を目指すべきかについては今なお一般的な合意には至っていない。これは将来実現される技術レベルの見通しが不透明であることや、宇宙輸送の需要予測が困難であることなどが要因として考えられる。しかしながら、宇宙開発には多額の費用と長期にわたる開発期間が必要であるため、

将来目指すべきシステムの姿を明確にして戦略的に研究開発を進めることは非常に重要となる。そのためには各システムの成立性や優劣，技術的課題などを明確にしておくことが大切であると考えられる。

1.6 垂直離着陸型ロケットの帰還飛行方式

前節で紹介したように，宇宙往還機のシステム形態としては様々なものが提案されているが，SSTOの実現を目指す上では機体を極力軽量化する必要がある，この点においては，宇宙往還に際して翼を必要としない垂直離着陸形式に大きな優位性があると考えられる。よって本研究ではこの垂直離着陸型の再使用ロケットを対象に，宇宙往還システムとして成立させるために必要な方策について検討を進める。

垂直離着陸型再使用ロケットの実現を目指す上で大きな課題の一つとなっているのが帰還飛行方法である。垂直打上げについては従来の使い捨てロケットの実績が数多くあり，既に確立した技術となっているが，地上への着陸に向けた飛行方法については未だ確立しておらず，いくつかの飛行プロファイルが提案されている。

米国の民間企業である SpaceX 社や Blue Origin 社は既に垂直離着陸型再使用ロケットの開発を進めており，打上げ後の機体を着陸させたのち同じ機体を再び打上げることにも成功している。例えば SpaceX の Falcon9 ロケットは2段式の打上げロケットであり，従来の使い捨てロケットと同様に垂直に打ち上げられ，途中で1段目と2段目を分離したのち，1段目は垂直姿勢を保ったまま降下してロケットエンジンの逆噴射によって減速し地上への着陸を行っている。このように機体のベース面を進行方向に向けて帰還する方法は「ベースエントリー方式」とも呼ばれている。ベースエントリー方式では打上げ時の垂直姿勢を保ったまま降下すればよく，大きな姿勢変更が必要ないため，技術的には比較的实现しやすいと考えられる。しかしながら，細長形状の機体が垂直姿勢のまま降下するために降下中に受ける空気抵抗が小さく，1段目が分離された際の速度の大部分をエンジンの逆噴射によって打ち消さなければならない。そのため，打上げ飛行のみならず帰還飛行でも多くの推進剤が消費され，打上げ用とは別に帰還用の推進剤を搭載することになり，打上げロケットとして肝心のペイロード量の減少を招くことになる。垂直離着陸型ロケットは宇宙往還に際して大きな翼を使用しないため機体を軽量化させやすいという点が大きな利点であったが，着陸のために多量の推進剤を消費することになればこの利点が打ち消され，垂直離着陸型の優位性が失われてしまうことにもなりかねない。

以上のような事態を回避するには，帰還飛行時に消費する推進剤量をなるべく削減するような飛行プロファイルを考えることが重要であり，その解決策の一つとして，図 1.6 に示すような空気力を利用して減速する飛行プロファイルが提案されている^{19, 20)}。打上

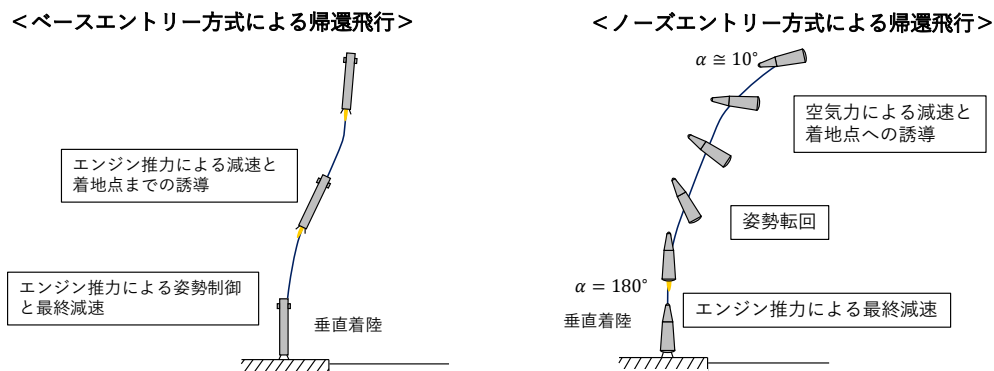


図 1.6: ベースエントリー方式およびノーズエントリー方式による帰還飛行

げ時の垂直姿勢を保ったまま降下する上述の飛行方法とは異なり、ノーズを進行方向に向けた滑空飛行を行うことから「ノーズエントリー方式」とも呼ばれており、滑空飛行を行って着地点付近まで誘導したのち、着陸直前に機体姿勢を垂直に転回させるという飛行プロファイルが想定されている。この飛行方法においては、空気力によって十分に減速し、エンジン推力の使用を着陸直前に限定することで、帰還飛行時に消費する推進剤量を抑制できると考えられている。

2021年現在、このようなノーズエントリー方式による帰還飛行を実際のロケットで実現させようとする試みもなされている。SpaceX社は地球低軌道に100トンのペイロードを輸送する2段式の再使用型ロケットを開発中であり、「Starship」と呼ばれる上段のロケットはノーズエントリー方式による帰還飛行が計画されている。Starshipは細長形状の胴体に2枚のカナードと2枚の尾翼を装備しており(図1.7)、それぞれの空力舵面を折りたたむように動作させることで飛行中の姿勢制御を行っている。現在は高度10km程度まで上昇したのち地上に着陸する試験的なフライトが行われている最中であり、その試験飛行の概要を図1.8に示す。機体姿勢を水平にした状態で降下したのち、着陸直前にエンジンに着火して推力方向制御によって機体を引き起こすとともに、カナードは水平方向に広げ、尾翼は折りたたむという動作を行う。そうすることで風圧中心が機体前方に移動し、重心まわりには頭上げのモーメントが作用して機体姿勢が転回される。このように、Starshipではエンジン推力と空気力変化の両方を利用して垂直着陸へ向けた姿勢転回を実現させている。

以上のように、空力減速を利用した帰還飛行方法は消費推進剤量の削減を期待でき、機体を軽量化させやすいという垂直離着陸型ロケットの利点を活かす有望な飛行方法であると考えられる。しかしながら、この帰還飛行を実現させる上では地上への垂直着陸に向けて機体姿勢を大きく変更する必要がある、この姿勢運動の実現方法や有効性については未だ議論が不足している状況である。滑空飛行時や垂直着陸時においては目標の迎角で姿勢を安定化させる必要がある一方、姿勢転回時には姿勢を大きく変化させる必要がある、このような動的な状況においても確実に姿勢制御を達成しなければならない。すなわち、滑空飛行から姿勢転回を経て垂直姿勢に至るまで要求の異なる複数の飛行フェーズを成立させることができる制御則の構築が求められることになる。

また、前述のようにエンジン推力と空力舵面の両方を用いて姿勢転回を行う試みもなされているが、機体姿勢が水平の状態ではエンジンに着火して転回を行うことを考えると、エンジンへの推進剤供給が困難となったり、タンク内での推進剤スロッシングが発生したりするなどの問題が引き起こされることも予想される。垂直着陸姿勢に至るまでの転回運動を空力舵面のみで実現し、エンジンへの着火は垂直姿勢になってから実施することができれば、より安定的に推進剤をエンジンに供給しつつ、かつ消費量も抑えられると想定され、姿勢転回方法には改善の余地があるものと考えられる。

そして、この帰還飛行を成立させる上では姿勢転回時にはたらく空気力をよく理解することも重要な課題となる。ロケットのような細長物体は大迎角飛行中にノーズ部から大規模な剥離渦が生じ、渦による非定常な空気力がはたらいたり、渦構造が左右非対称となり



図 1.7: SpaceX Starship²¹⁾

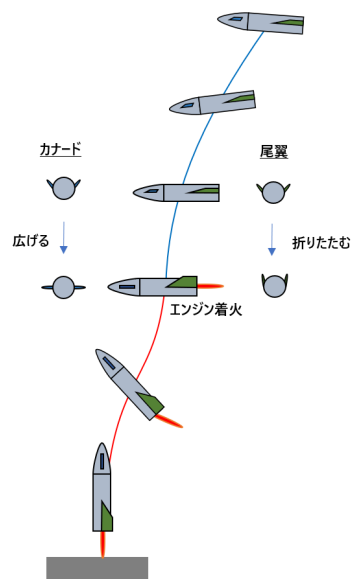


図 1.8: Starship の試験飛行における着陸方法

機体に横力をはたいたりすることが知られている²²⁾。このような非定常な流れ場が機体の姿勢運動に及ぼす影響については明らかになっておらず、転回運動を確実に行うためには、このような動的な空力特性について理解を深めることが大切である。

1.7 本研究の目的と構成

前節までに述べたように、将来目指すべき宇宙輸送の目標は人や物資を桁違いに大量に宇宙へ運ぶことであり、その実現のためには航空機のように高頻度かつ大量輸送が可能な再使用型の宇宙輸送システムの構築が求められている。再使用型宇宙輸送システムとしてはこれまで様々な形態のものが提案されてきたが、機体軽量化の観点から垂直離着陸型のロケットが有利であると考えられる。この垂直離着陸型再使用ロケットの実用化においては帰還飛行方法が一つの課題となっており、垂直離着陸型の利点を十分に活かすためには、帰還飛行時に消費する推進剤量をなるべく抑制することが重要である。そのための方策の一つとして空気力を有効に活用して減速するノーズエントリー方式による帰還飛行方法が提案されているが、その実現可能性や有効性については議論が不足している状況である。

本研究では、垂直離着陸型ロケットの帰還飛行において空気力による減速を行って推進剤消費量を削減する飛行プロファイルを考え、滑空飛行から垂直着陸飛行に至るまでの姿勢転回を空力舵面のみの制御によって実現する方法を構築し、その運動の成立性を明らか

にすることを目的とする。そして、空力減速によって推進剤消費量が削減できることを定量的に示すとともに、空気力学や運動力学の観点から姿勢転回運動の考察を行い、垂直離着陸型ロケットのシステム構築に必要となる帰還飛行方法や空力設計の考え方を示すことを目標とする。

本論文は、本章も含めて全6章により構成する。まず、本章である第1章では、近年盛り上がりを見せる宇宙ビジネスの状況を俯瞰し、宇宙輸送コスト削減の必要性について述べ、将来目指すべき宇宙輸送システムの姿を示した。加えて、宇宙往還システムの離着陸方式について概説し、垂直離着陸型ロケットの利点を述べた。そして、垂直離着陸型再使用ロケットの帰還飛行における課題に言及するとともに、本研究の目的について述べた。

第2章では、まず風洞試験によって空力モデルを構築したのち、姿勢運動を決定づけるピッチングモーメント特性に着目しながら姿勢転回の実現方法について検討する。そして滑空飛行から垂直降下姿勢に至るまでの一連の姿勢運動を達成するための制御則を構築したのち、定常飛行状態における1自由度の姿勢の運動解析を行って提案した姿勢転回が成立することを示す。

続く第3章では、帰還飛行中の姿勢運動が模擬できる動的な風洞実験システムを構築し、2章で構築した姿勢転回が非定常な空気力がはたらく環境でも成立することを風洞内で実証する。また、動的風洞試験における姿勢運動の挙動を数値解析結果と比較し、動的な空力特性と姿勢運動の関係性について考察する。

第4章では、2次元3自由度の帰還飛行の運動解析を行い、動圧や飛行経路角が変化する状況においても提案した姿勢転回が成立することを示す。また、帰還飛行で消費される推進剤量を推力減速を主とした従来の飛行方式によるものと比較し、本研究で構築した空力減速を利用した帰還方法の有効性を定量的に示す。

そして第5章では前章までの取り組みを総括し、姿勢転回の成立要件に関する考察や消費推進剤量の見積もりを行うとともに、構築した帰還飛行方式を実現させる上で今後課題となる点について言及する。

最後に第6章では本研究の結論をまとめる。

第 2 章

空力制御による姿勢転回方法の構築

2.1 本章の目的と構成

本章では，垂直離着陸型ロケットの帰還飛行において滑空飛行から姿勢転回を経て垂直姿勢に至るまでの姿勢転回を空力舵面の制御によって実現する方法について検討し，数値解析によってその実現性を示す。

まず最初に本章で扱う問題を定義したのち，実現すべき姿勢運動の概要について述べる．次に，空力特性取得のための風洞試験について解説したのち，風洞試験で得た空力特性を基にして姿勢転回運動の実現方法について検討する．そして，その姿勢運動を実現するための制御則の構築を行い，最後に数値解析を行って姿勢運動の成立性について議論する。

2.2 問題設定

2.2.1 運動方程式

ロケットを剛体として取り扱おうと帰還飛行は 3 次元 6 自由度の運動となり，所定の飛行プロファイルを達成するためには，位置および姿勢のそれぞれについて縦方向と横方向の制御を考える必要がある．しかし本研究においては，まずはノーズエントリ方式の帰還飛行における姿勢転回で最も重要となる縦の姿勢運動の成立性について明らかにするために，図 2.1 に示す 2 次元平面内における飛行軌道および姿勢運動の検討を行う．2 次元平面内における機体の運動は位置が 2 自由度，姿勢が 1 自由度となり，状態変数として飛行速度 V ，飛行経路角 γ ，ダウンレンジ s ，地心距離 r ，姿勢角速度 ω および機体姿勢角 θ を考え，機体質量を m ，重心まわりの慣性モーメントを I_{yy} とすると運動方程式は式

(2.1)-(2.6) で表される.

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma \quad (2.1)$$

$$V \frac{d\gamma}{dt} = \frac{L}{m} - \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \cos \gamma \quad (2.2)$$

$$\frac{ds}{dt} = \frac{r_e V \cos \gamma}{r} \quad (2.3)$$

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \gamma \quad (2.4)$$

$$I_{yy} \frac{d\omega}{dt} = M_y \quad (2.5)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega \quad (2.6)$$

ここで, t, D, L, M_y, g, r_e はそれぞれ時間, 抗力, 揚力, ピッチングモーメント, 重力加速度および地球半径である. 飛行時の迎角 α は機体姿勢角 θ と飛行経路角 γ を用いて,

$$\alpha = \theta - \gamma \quad (2.7)$$

と表すことができる. 式 (2.2), (2.6) および (2.5) より, 飛行経路角と機体姿勢角の運動はそれぞれ別に考える必要があり, 推力を使用しない帰還飛行においては, 飛行経路角は揚力や重力の影響を受けて時間的に変化し, 機体姿勢角は空気力による重心周りのピッチングモーメントによって変化することになる. また, 式 (2.1) より, 速度は飛行中の空気抵抗や重力の影響で時間的に変化し, それに伴って動圧も時々刻々と変化する.

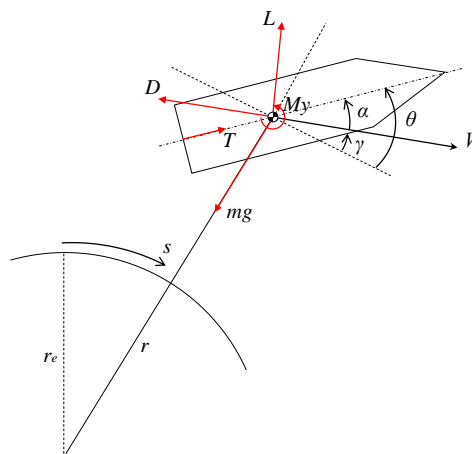


図 2.1: 2次元平面内における3自由度の機体運動

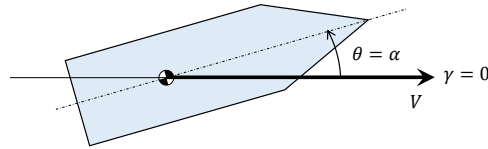


図 2.2: 1 自由度の姿勢運動

以上より，目標の帰還飛行プロファイルを実現させるためには，飛行経路角や動圧が時間的に変化する状況下において機体の位置や姿勢の制御を行い，要求される運動を達成しなければならない．しかしながら，当初からそのような非定常な状況下で位置と姿勢の両者を満足させる制御を考えると問題が複雑になり，本来行いたい姿勢転回運動の本質を見失う恐れがある．そこで，本章ではまず問題を単純化し，縦の姿勢運動のみを扱い，動圧や経路角が時間変化しない定常状態における 1 自由度の姿勢運動とその制御を考える．まずは 1 自由度の姿勢を対象とした制御則を確立し，姿勢運動の理解を深めることを第一とし，位置や速度の時間変化も含めた姿勢運動の成立性に関しては，第 4 章の帰還飛行の運動解析において議論を行う．

図 2.2 に示すように，飛行経路角 $\gamma = 0$ とし，機体重心まわりの姿勢運動を考えると，

$$\theta = \alpha \quad (2.8)$$

となり，姿勢角 θ と迎角 α は同一のものとして取り扱うことができる．この時の姿勢の運動方程式は，機体重心まわりの慣性モーメントを I_{yy} ，空気力によるピッチングモーメントを M_y とすると，式 (2.5)，(2.6) および (2.8) より，

$$I_{yy} \frac{d^2\alpha}{dt^2} = M_y \quad (2.9)$$

と表される．

2.2.2 空気力の非定常性

姿勢の運動方程式 (2.9) を空力係数を用いて表すと、

$$I_{yy} \frac{d^2 \alpha}{dt^2} = C_m \bar{q} S l + C_{mq} \omega \bar{q} S l \frac{l}{2V} \quad (2.10)$$

となる。ここで、 $\bar{q} = \rho V^2 / 2$ は動圧であり、 S, l, ω はそれぞれ機体の代表面積、代表長さおよび姿勢角速度である。式 (2.10) の右辺第 2 項は姿勢角速度に比例するダンピングの効果を表しており、 C_{mq} はピッチダンピングと呼ばれる動安定微係数である。

本研究で扱うノーズエントリー方式による帰還飛行の姿勢運動においては、滑空時の低迎角状態から姿勢転回中の大迎角飛行を経て迎角 180 度となる垂直姿勢に至るまで迎角が幅広く変化する。このような大迎角を伴う飛行は従来の使い捨てロケットとは大きく異なるものであり、それに伴って様々な空力的な課題が生じる。

一般に、ロケットのような細長物体が大迎角飛行を行うとノーズ部分から大規模な剥離渦が生じ、非定常性の強い流れ場が形成されたり、渦構造が左右非対称になって横方向の力やモーメントが生じたりすることが知られている²²⁾。このような大規模剥離渦に伴う非定常かつ非線形な空気力については、風洞試験^{23, 24)} や数値流体解析^{25, 26)} による研究がなされているが、多くの場合は機体姿勢は固定された状態で議論されており、本研究で扱うような機体姿勢が大きく変化する運動の最中に機体周辺流れ場や空気力がどのように変化するかについては不明な点が多い。非定常な剥離渦が転回運動中の姿勢運動に影響を及ぼし、ピッチング運動だけでなくヨーイングやローリング運動を誘起する可能性も想定され、このような動的な空力特性と機体運動の関係性について理解することは姿勢転回を確実にを行う上では重要な課題となる。

しかしながら、このような動的な空力特性を事前に予測することや、実験的に取得することは非常に困難であるため、本章ではまず静的な空力特性を用いて姿勢運動の検討を行う。すなわち、空気力は時間的に変動せず、機体と気流の相対的な位置関係によって空力特性が決まるものとし、動的な空力特性と姿勢運動の関係については第 3 章で行う動的風洞試験を通して議論する。

つまり、本章では姿勢の運動方程式 (2.10) におけるダンピング項は無視し、

$$I_{yy} \frac{d^2 \alpha}{dt^2} = C_m \bar{q} S l \quad (2.11)$$

で表現される姿勢運動について検討する。

2.2.3 目標とする姿勢運動

第1章で述べたように、垂直離着陸型ロケットの帰還飛行方法としては姿勢運動の相違からノーズエントリー方式とベースエントリー方式に分類することができるが、本研究においては、消費推進剤量削減の観点からノーズエントリー方式による帰還飛行について議論し、滑空飛行から姿勢転回を経て垂直姿勢に至るまでの姿勢転回方法を構築する。達成すべき姿勢運動は「低迎角での安定飛行状態から迎角 180 度での安定飛行状態へと姿勢を遷移させる」ことであり、本研究では、これを実現するための転回方法を2種類提案し、それぞれの方法についてその成立性や優劣について議論する。

1つ目の方法が「二段階転回法」であり、図 2.3 にその概要を示す。この方法は滑空飛行を行ったのち機体姿勢を転回し、一度迎角 90 度付近で姿勢を静止させ、着陸前に再び姿勢を転回して垂直着陸姿勢に移行するというものである。迎角 90 度付近では機体の投影面積が増えることから空気抵抗が増大し、速度が大きく減速されてエンジン推力による最終減速で使用する推進剤量が削減されることが期待される。

2つ目の方法は図 2.4 に示すような「直接転回法」である。この方法は前述の二段階転回法とは異なり、滑空飛行状態から垂直姿勢へと一気に遷移させる方法である。空気抵抗が増大する迎角 90 度付近で長く飛行するほうが減速効果は高くなると予想されるが、機体の空力特性や重心位置によっては迎角 90 度付近で一旦静止させることが困難な状況も想定されることから、本手法のように機体姿勢を一気に転回する方法についても検討を行う。

上記2種類の転回方法を実現させるためには、当然ながら何らかの制御入力を加えて姿勢制御を行う必要がある。その方法としては小型スラスターを複数用いた姿勢制御システム (Reaction Control System, RCS) や尾翼やカナードなどの空力舵面制御、主エンジンの推力方向制御などが考えられるが、本研究では、帰還飛行で消費する推進剤量を削減する観点から、空力舵面制御による方法を選択し、エンジンや RCS は使用しないものとする。つまり、滑空飛行から垂直降下姿勢に至るまでの姿勢転回を空力舵面の制御のみによって行い、垂直姿勢になったのちエンジン再着火を行い最終減速するという帰還飛行プロファイルを考える。

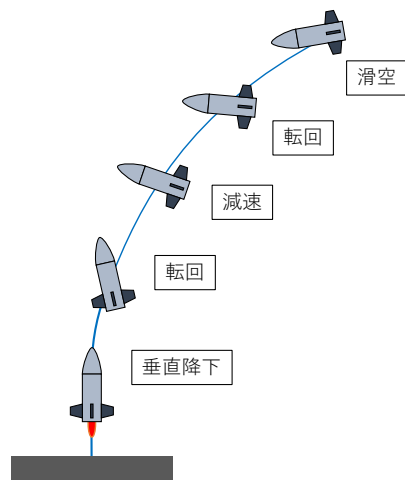


図 2.3: 二段階転回法による帰還飛行

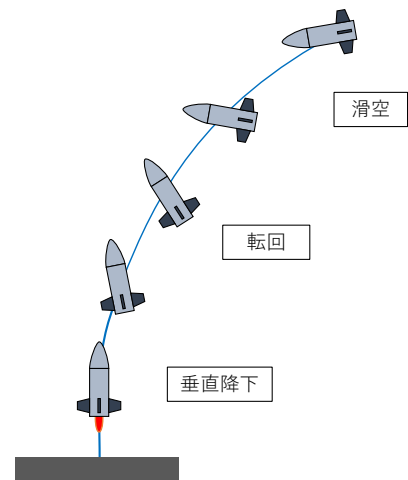


図 2.4: 直接転回法による帰還飛行

2.2.4 機体構成

縦の姿勢運動の制御を行うための空力舵面としては、機体後胴体部に取り付ける「尾翼」と機体先端付近のノーズ部分に取り付ける「カナード」の2種類が想定される。このうちカナードについては、迎角をとった際に機体前方に空気が作用することで重心まわりでは頭上げのモーメントとしてはたらくことになる。そのため、静的不安定性が強い特性となることが想定され、滑空飛行の際の安定性という観点では不利になると考えられる。そこで本研究では尾翼を採用することとし、図 2.5 に示すように胴体後方部の上下左右の位置に4枚の尾翼を装備した形態において姿勢転回を行う方法を考える。胴体の形状としては JAXA 宇宙科学研究所が研究開発を進めている再使用ロケット実験機 RV-X^{27, 28)} (図 2.6) の形状を採用し、胴体や尾翼の詳細な形状については 2.3.1 節で記載する。

尾翼は左右対称のテーパー翼とし、回転軸を中心に尾翼全体が可動する all-moving 方式を採用する。これは、迎角範囲が0度から180度まで幅広く変化する姿勢運動を扱う上であらゆる迎角において舵効きを確保するためである。胴体の左右2枚の尾翼をエレベータ尾翼、上下2枚の尾翼をラダー尾翼と呼称することとし、舵角は左右もしくは上下の尾翼を同一方向に同一量だけ変化させた角度とする。エレベータ舵角を δ_e 、ラダー舵角を δ_r とし、それぞれの舵角の極性は図 2.5 に記載した方向を正と定義する。

2.3 静的空力特性の取得

式 (2.1)-(2.6) の運動方程式が示すように、大気中を飛行するロケットの位置や姿勢などの状態は空気力の影響を大いに受けるため、姿勢転回運動や帰還飛行の軌道を検討するためには、機体の空力特性をよく理解しておく必要がある。そこで 2.3 節で示した胴体形状および尾翼の模型を製作し、運動解析に必要となる空力係数を取得するために風洞試験を実施した。以後本節では、風洞試験の概要や空力係数の定義などについて述べたのち、試験で得られた空力係数データを 2.3.5 節に示す。加えて、縦の姿勢運動を決めるピッチングモーメント係数に注目し、尾翼のサイズや重心位置がピッチングモーメント特性に与える影響について考察を行う。

2.3.1 風洞試験模型

製作した風洞試験模型の胴体寸法を図 2.7 に示す。試験模型の全長および胴体直径はそれぞれ 565.0mm, 153.2mm であり、胴体直径に対する胴体全長の比は 3.7 である。ノーズ部はダブルコーン型の形状となっており、ノーズ先端部は丸みをもたせている。

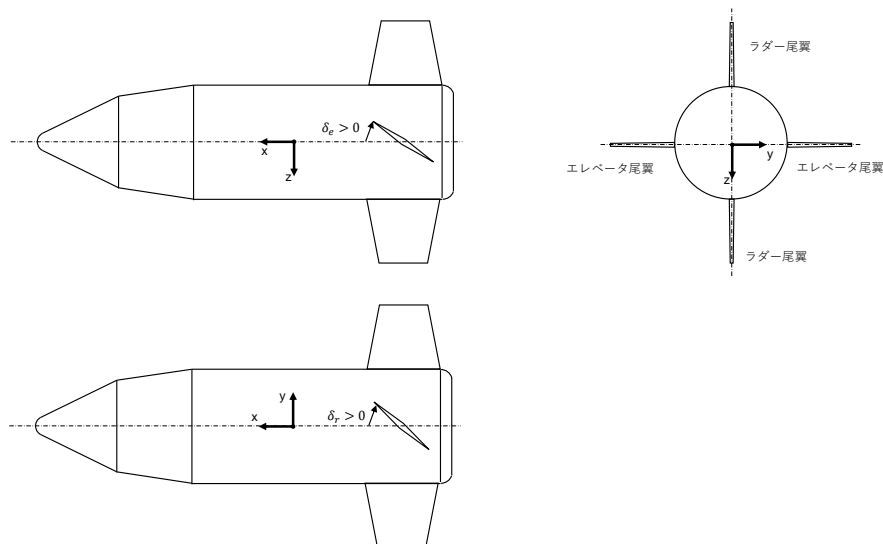


図 2.5: 機体構成



図 2.6: 再使用ロケット実験機「RV-X」の外観

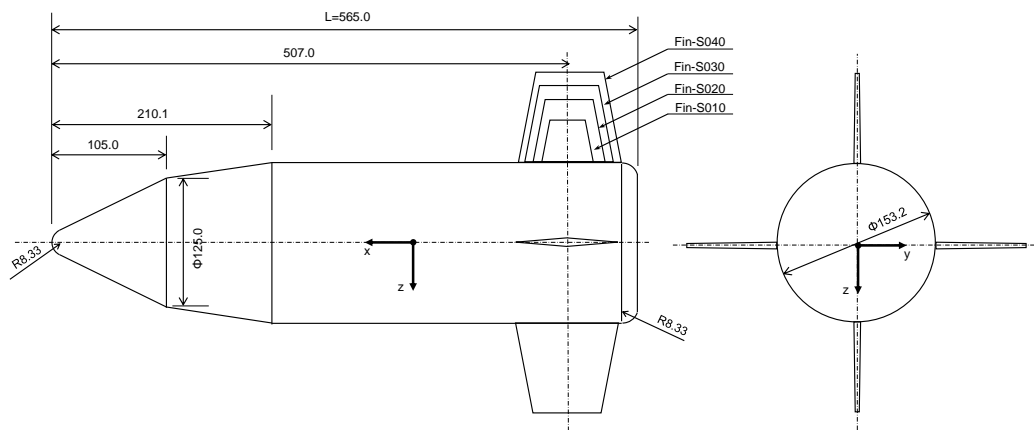


図 2.7: 風洞試験模型寸法

試験模型の外観を図 2.8 および図 2.9 に示す。試験模型は光造形方式の 3D プリンターで製作し、第 3 章で行う動的風洞試験にも同じ模型を使用できるようにしている。模型内部に天秤設置用の治具を取り付けることでノーズ方向およびベース面方向の双方向からスティングを挿入することができるようになっており、これにより迎角 0 度から 180 度までの空力特性を取得することができる。

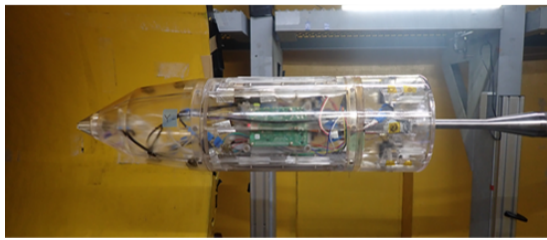


図 2.8: ベース面方向から支持した状態の風洞試験模型

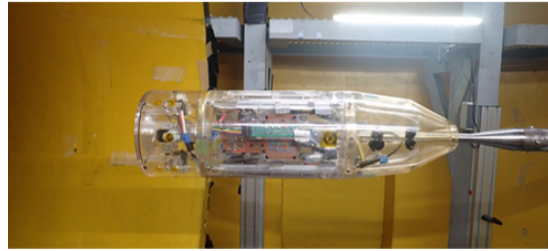


図 2.9: ノーズ方向から支持した状態の風洞試験模型

また、尾翼のサイズが空力特性や運動特性に与える影響を明らかにするために、サイズの異なる尾翼模型を製作した。尾翼の形状および寸法を図 2.10、表 2.1 に示す。尾翼の平面形はアスペクト比が 1 で左右対称のテーパー翼であり、翼型はダイヤモンド翼である。それぞれの尾翼は相似形状であり、胴体底面積に対する尾翼投影面積の比を 10%、20%、30% および 40% に設定し、以下ではそれぞれの尾翼を Fin-S010、Fin-S020、Fin-S030 および Fin-S040 と表すものとする。尾翼の取付位置は胴体模型先端から 507.0mm の位置であり、尾翼のサイズに関わらず取付位置は同一である。

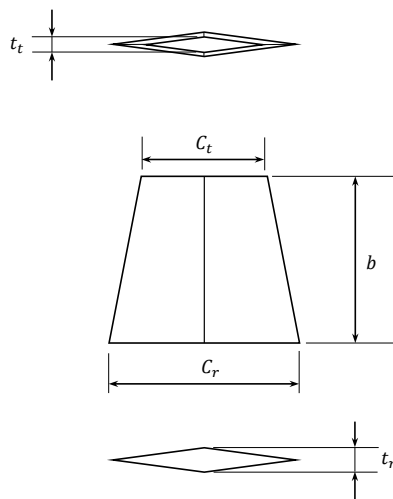


図 2.10: 尾翼形状

表 2.1: 各尾翼の寸法

	記号	単位	Fin-S010	Fin-S020	Fin-S030	Fin-S040
翼根部における翼弦長	C_r	mm	49.7	70.3	86.1	99.4
翼端部における翼弦長	C_t	mm	36.2	51.1	62.6	72.3
翼幅	b	mm	42.9	60.7	74.4	85.9
翼根部における翼厚	t_r	mm	6.0	8.4	10.3	11.9
翼端部における翼厚	t_t	mm	4.3	6.1	7.5	8.7
翼根部における翼厚比	t_r/C_r	-	0.12	0.12	0.12	0.12
翼端部における翼厚比	t_t/C_t	-	0.12	0.12	0.12	0.12
テーパー比	C_t/C_r	-	0.73	0.73	0.73	0.73
アスペクト比	b^2/S_w	-	1.00	1.00	1.00	1.00
翼面積	S_w	mm ²	1842.8	3685.5	5528.3	7371.1
翼面積比	S_w/S_{ref}	-	0.10	0.20	0.30	0.40

2.3.2 試験設備

風洞

風洞試験は JAXA 宇宙科学研究所の惑星環境風洞にて実施した。惑星環境風洞の外観を図 2.11 に示す。当風洞はゲッチンゲン型風洞と呼ばれる回流型の風洞であり、三相誘導電動機で駆動されるプロペラによって作られる流れが流路内を循環するようになっている。風洞内圧力は 1 気圧から 1/100 気圧まで変化させることができ、密度が低い火星大気中を飛行するパラシュートや飛行機まわりの流れ場など低レイノルズ数流れの研究に利用することもできる。測定部における大気圧下での最低流速は約 9m/s、最大流速は約 50m/s で、長時間の連続運転が可能である。速度分布の一様度は $\pm 5\%$ 、風速の乱れは 1% である。

測定部（テストセクション）の模式図を図 2.12 に示す。測定部は開放式で、気流吹出口の直径は 1.6m、吸入口は直径 1.9m で、吹出口と吸入口の間隔は 3.5m である。測定部には吹出口から 0.65m 下流を回転中心として、地面と平行な面内で回転するターンテーブルが設置されている。このターンテーブルはモーター駆動となっており、支柱およびスティングを介すことで模型と気流のなす角度を自在に設定することができる。また、測定部の吹出口付近にはピトー管が設置されており、計測用 PC で風速をモニタリングできるようになっている。

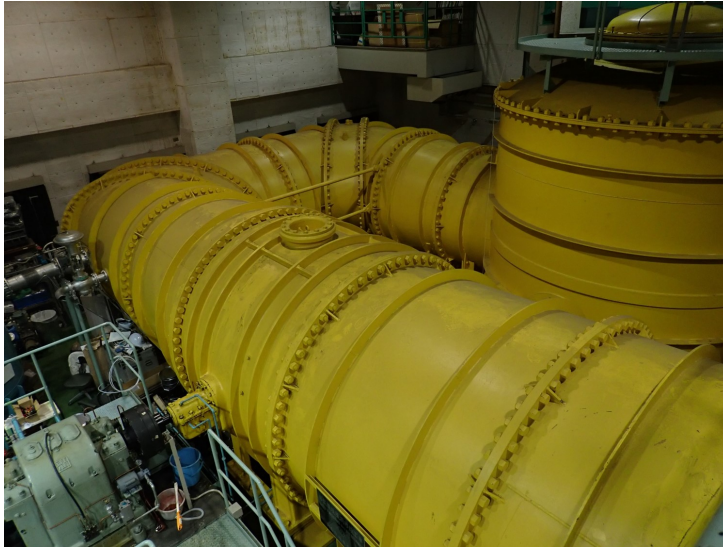


図 2.11: 惑星環境風洞 (JAXA 宇宙科学研究所)

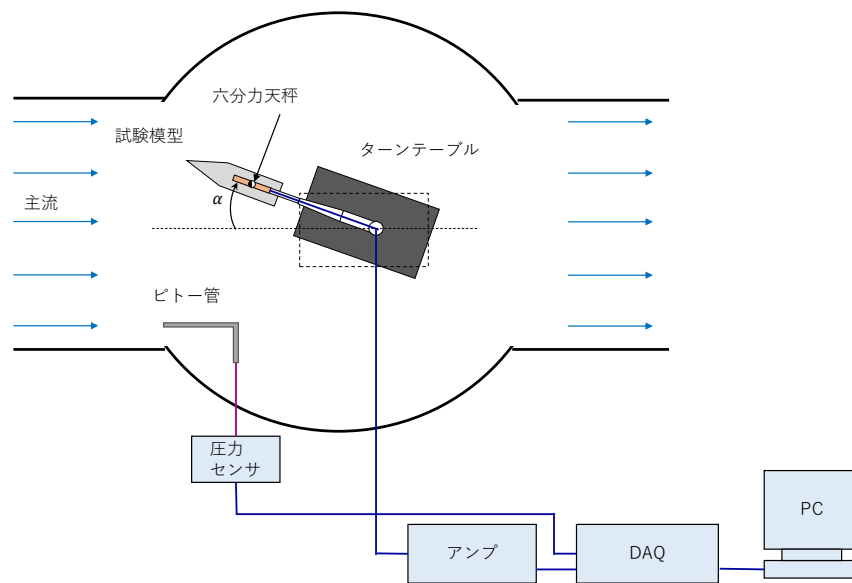


図 2.12: 測定部の模式図

天秤

模型にはたらく空気力は内挿式6分力天秤を用いて計測した。使用した6分力天秤の仕様を表2.2に示す。天秤の検出部には抵抗線ひずみゲージが貼られており、その部分に作用する曲げモーメントによって発生するひずみに対応した抵抗の変化が電圧変化として検出される。この電圧変化量は微小であるためアンプで増幅し、増幅後の電圧がDAQを通してデジタル値に変換されたのち、計測用PCに取り込まれるようになっている。

6分力天秤に対してある1分力の方向に力を加えたとき、理想的にはその力を加えた方向にのみ電圧が出力されることが望ましいが、実際には他の分力を検出するひずみゲージにも僅かなひずみが生じ、これが出力電圧にも反映される。これを天秤干渉といい、力計測試験で得られた電圧値を力に変換するためには、事前に天秤較正試験を行い、天秤干渉の影響を除去するための較正行列を作成しておく必要がある²⁹⁾。

天秤較正試験では、較正装置を使用して天秤の各軸方向に質量が既知のおもりを載せ、加えた力と得られた電圧値の関係をプロットして直線の傾きを算出する。例えば F_X 軸方向におもりを載せて力を加えると、各6分力の出力電圧から以下の傾きが算出される。

$$\frac{\Delta V_{F_X}}{\Delta F_X}, \frac{\Delta V_{F_Y}}{\Delta F_X}, \frac{\Delta V_{F_Z}}{\Delta F_X}, \frac{\Delta V_{M_X}}{\Delta F_X}, \frac{\Delta V_{M_Y}}{\Delta F_X}, \frac{\Delta V_{M_Z}}{\Delta F_X} \quad (2.12)$$

他の5分力についても同様に考え、

$$\begin{aligned} K_{11} &= \frac{\Delta V_{F_X}}{\Delta F_X}, & K_{12} &= \frac{\Delta V_{F_Y}}{\Delta F_X}, & \dots & & K_{16} &= \frac{\Delta V_{F_Z}}{\Delta F_X} \\ K_{21} &= \frac{\Delta V_{F_X}}{\Delta F_Y}, & K_{22} &= \frac{\Delta V_{F_Y}}{\Delta F_Y}, & \dots & & K_{26} &= \frac{\Delta V_{F_Z}}{\Delta F_Y} \\ & \vdots & & \vdots & & \ddots & & \vdots \\ K_{61} &= \frac{\Delta V_{M_Z}}{\Delta F_X}, & K_{62} &= \frac{\Delta V_{M_Z}}{\Delta F_Y}, & \dots & & K_{66} &= \frac{\Delta V_{M_Z}}{\Delta M_Z} \end{aligned} \quad (2.13)$$

とし、これらを行列形式 $K = [K_{ij}]$ で表したものを天秤干渉行列と呼ぶ。

一方で、力計測試験においては6分力の出力電圧 $V_F = [F_X, F_Y, F_Z, M_X, M_Y, M_Z]^T$ は各軸に加わる力 $F = [F_X, F_Y, F_Z, M_X, M_Y, M_Z]^T$ を用いて

$$V_F = KF \quad (2.14)$$

$$= \kappa^T \bar{K} F \quad (2.15)$$

と表すことができる。ここで、 $\kappa^T = [K_{11}, K_{22}, \dots, K_{66}]$ であり、力の次元から電圧の次元へ変換する係数である。また、 \bar{K} は天秤干渉行列 K の対角成分を1に無次元化した行列である。例えば、 F_X 軸の出力電圧については

$$V_{F_X} = K_{11} \left(F_X + \frac{K_{12}}{K_{11}} F_Y + \frac{K_{13}}{K_{11}} F_Z + \frac{K_{14}}{K_{11}} M_X + \frac{K_{15}}{K_{11}} M_Y + \frac{K_{16}}{K_{11}} M_Z \right) \quad (2.16)$$

となり，上式は F_X の出力電圧は F_X 軸方向にはたらく力だけではなく他の 5 分力による天秤干渉の影響が含まれていることを表している．そこでこの天秤干渉を除去するために，式 (2.14) においてマトリクス K の逆行列をかけて，

$$F = K^{-1}V_F \quad (2.17)$$

とすれば，力計測試験において得られた電圧値を天分干渉の影響が除去された空気力に変換することができる．

力計測試験で使用した 6 分力天秤の無次元化天秤干渉行列 \bar{K} と変換係数ベクトル κ を式 (2.18) および式 (2.19) にまとめる．

$$\bar{K} = \begin{bmatrix} +1.0000 & +0.0091 & +0.0152 & +0.0142 & -0.1034 & -0.0059 \\ -0.0004 & +1.0000 & +0.0019 & +0.0025 & +0.0263 & -0.0068 \\ -0.0015 & -0.0145 & +1.0000 & +0.0104 & -0.0301 & -0.0016 \\ +0.0011 & +0.0163 & -0.0135 & +1.0000 & +0.0061 & +0.0114 \\ -0.0010 & +0.0012 & -0.0038 & -0.0025 & +1.0000 & +0.0046 \\ -0.0143 & +0.0070 & -0.0020 & -0.0006 & -0.0080 & +1.0000 \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

$$\kappa = \begin{bmatrix} 0.3563 \\ 0.0758 \\ 0.0840 \\ 3.3048 \\ 1.1031 \\ 2.1978 \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

表 2.2: 6 分力天秤の仕様

天秤名称	スティング型 6 分力検出器 (内挿天秤 No.4B)
型番	LMC-6402-M-2
メーカー	日章電機
定格負荷	Fx: ± 8 kgf Fy: ± 25 kgf Fz: ± 25 kgf Mx: ± 0.4 kgf·m My: ± 1 kgf·m Mz: ± 1 kgf·m

2.3.3 試験条件

力計測試験における主流流速は風速 10m/s とした．模型全長を代表長さとするレイノルズ数は $Re = 3.77 \times 10^5$ である．模型をベース面からスティングで支持した状態で迎

角 0 度から 105 度までの特性を，ノーズ方向から支持した状態で迎角 75 度から 180 度の特性を取得し，迎角 0 度から 180 度まで 5 度刻みで力計測を行った．尾翼を装備していない胴体みの形態（Body Alone 形態）の空力特性に加え，4 枚の尾翼を装備した形態の空力特性を取得した．尾翼のエレベータ舵角は 0 度から 90 度まで 15 度刻みとし，ラダー舵角は 0 度および 90 度の条件で空力係数を取得した．データのサンプリングレートは 100Hz とし，迎角および尾翼舵角が静定した状態で 3 秒間データを収録し，その平均値を空力係数に変換した．

2.3.4 空力係数の定義

空気力およびモーメントは図 2.13 に示す機体重心座標系（N 系）で定義する．座標系の原点は機体全長の 65 % 位置とし，ノーズ方向を X 軸，機体位相角 90 度方向を Y 軸，180 度方向を Z 軸とする．空気力の極性は機体重心座標の軸と同一方向と定義し，モーメントは各軸の右ねじの方向を正とする．また，空力係数算出に使用する代表長さ l は機体全長，代表面積 S は胴体底面積とし，モーメント算出の基準点は機体全長の 65 % 位置とする．6 分力空力係数の定義を式 (2.20)-(2.25) にまとめる．ここで， \bar{q} は動圧であり，主流流速を V ，空気密度を ρ とすると， $\bar{q} = \rho V^2 / 2$ である．また，抗力係数 C_D ，揚力係数 C_L および揚抗比 L/D の定義を式 (2.26)-(2.28) に記す．抗力係数 C_D および揚力係数 C_L は軸力係数 C_A ，法線力係数 C_N および迎角 α を用いると，式 (2.29) および式 (2.30) で表すことができる．

$$\text{軸力係数} \quad C_A = -\frac{F_X}{\bar{q}S} \quad (2.20)$$

$$\text{横力係数} \quad C_Y = \frac{F_Y}{\bar{q}S} \quad (2.21)$$

$$\text{法線力係数} \quad C_N = -\frac{F_Z}{\bar{q}S} \quad (2.22)$$

$$\text{ローリングモーメント係数} \quad C_l = \frac{M_X}{\bar{q}Sl} \quad (2.23)$$

$$\text{ピッチングモーメント係数} \quad C_m = \frac{M_Y}{\bar{q}Sl} \quad (2.24)$$

$$\text{ヨーイングモーメント係数} \quad C_n = \frac{M_Z}{\bar{q}Sl} \quad (2.25)$$

$$\text{抗力係数} \quad C_D = \frac{D}{\bar{q}S} \quad (2.26)$$

$$\text{揚力係数} \quad C_L = \frac{L}{\bar{q}S} \quad (2.27)$$

$$\text{揚抗比} \quad L/D = \frac{C_L}{C_D} \quad (2.28)$$

$$C_D = C_A \cos \alpha + C_N \sin \alpha \quad (2.29)$$

$$C_L = -C_A \sin \alpha + C_N \cos \alpha \quad (2.30)$$

2.3.5 静的空力特性

尾翼なし形態 (Body Alone) の空力特性

Body Alone 形態の模型で取得した 6 分力の空力係数および抗力係数，揚力係数，揚抗比を図 2.14 に示す。モーメント基準点は機体全長比 65 %位置である。

赤丸のプロットは模型をベース面からスティングで支持した状態で取得したデータであり，青丸のプロットは模型ノーズ方向から支持した時のデータである。迎角 75 度から 105 度にかけて試験データは重複しているが，両者はおおむねよく一致しており，支持方法の違いが流れ場に与える影響は小さいと考えられる。

ピッチングモーメント係数 C_m は迎角 0 度から 180 度にかけて正弦曲線のような特性となっており， $C_m = 0$ となるモーメントの平衡点は迎角 0 度および 180 度に加え 120 度付近にも存在している。平衡点における C_m 曲線の傾きをみると，迎角 0 度および 180

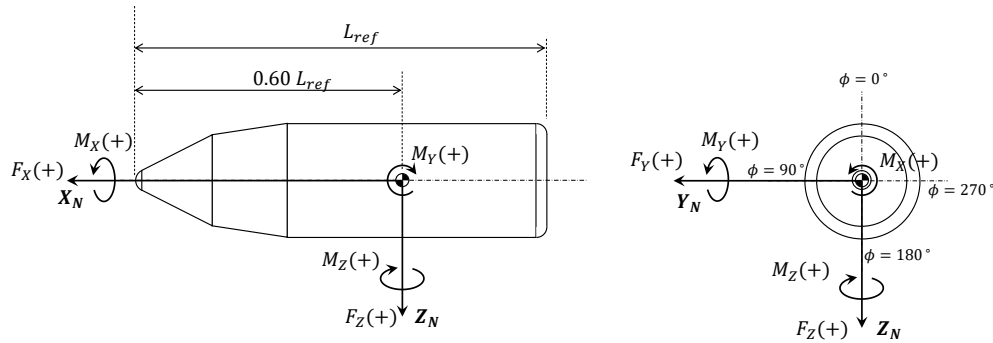


図 2.13: 機体重心座標系の定義

度付近では C_m 曲線の傾きが正であり、静的不安定となっている一方、迎角が 120 度付近では傾きは負であることから、この迎角においては静安定が得られることが分かる。

Body Alone 形態の模型は軸対称形状であり、機体周りの流れが左右対称になるのであれば横力やヨーイングモーメントは生じないはずであるが、迎角 45 度付近から 150 度付近にかけて横力やヨーイングモーメントが生じている。例えば、迎角 60 度においては $C_Y = 0.459$, $C_N = 3.445$ であり、法線力の約 13.3 % の大きさの横力が生じていることになる。2.2.2 節で触れたように、細長物体は大迎角をとることで左右非対称な剥離渦が生じることが知られており、本模型のまわりでも非対称流れが生じたことで横力が誘起されたと推測される。

尾翼付き形態の空力特性

Body Alone 形態と同様に尾翼付き形態においても 6 分力の空力特性を取得した。ただしデータ点数が多いため、本節では帰還飛行の検討に影響するピッチングモーメント係数 C_m 、抗力係数 C_D および揚抗比 L/D について掲載するにとどめ、その他の空力係数については付録 A に掲載する。

Fin-S020 形態でラダー舵角を $\delta_r = 0^\circ$ および $\delta_r = +90^\circ$ とした時の C_m を図 2.15 および図 2.16 に示す。また、 $\delta_r = 0^\circ$ のときの C_D と L/D を図 2.17 および図 2.18 に示す。

エレベータ尾翼を操作すると尾翼に加わる空気力が変化し、 C_m 特性も変化する。滑空

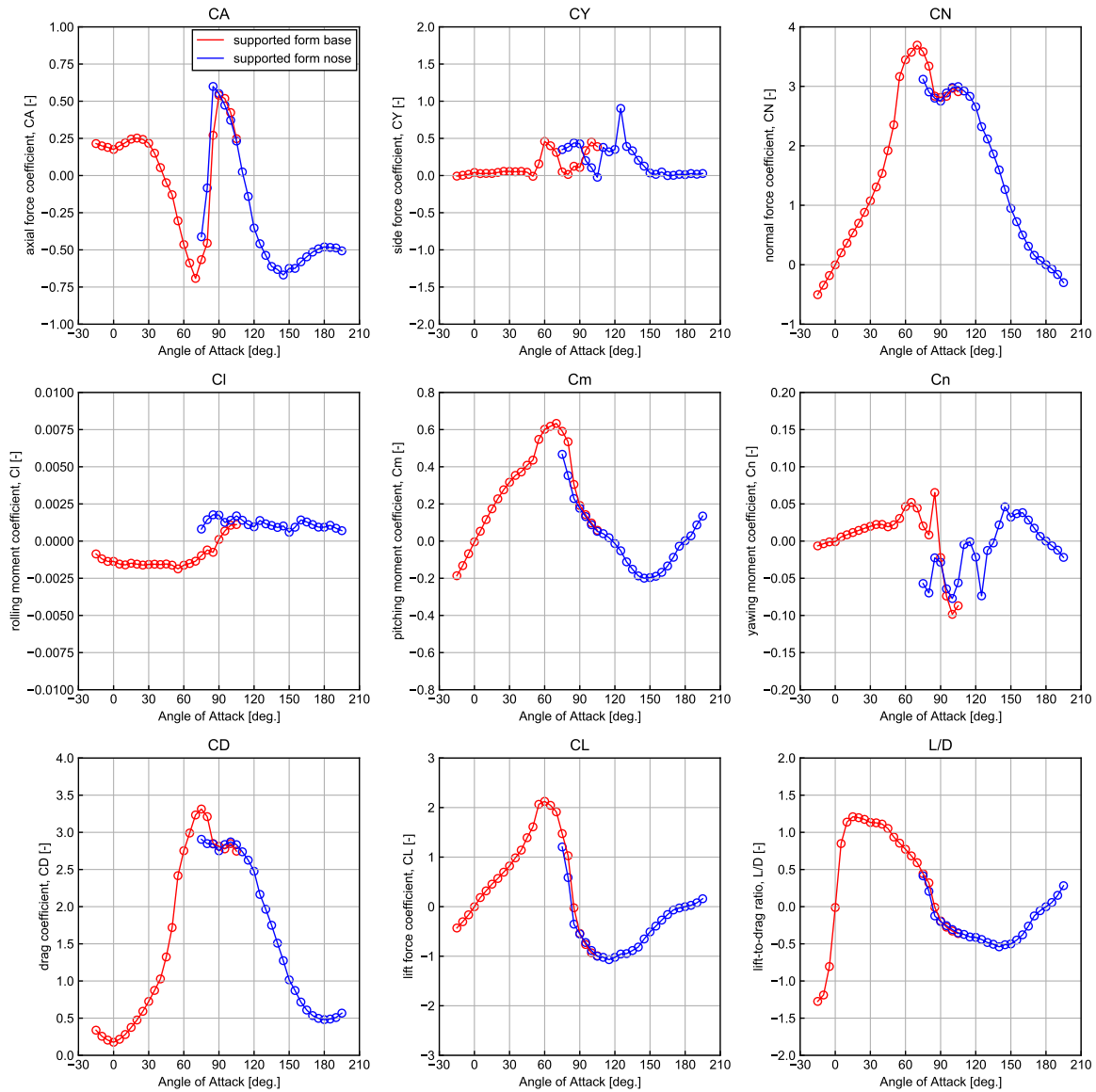


図 2.14: Body Alone 形態の模型で取得した空力係数

飛行を行う低迎角領域においては、正のエレベータ舵角をとると $C_m < 0$ となっているが、これは尾翼を前縁上げ方向に操作すると尾翼には正の揚力が生じ、重心まわりでは負のモーメントとしてはたらくためである。

また、ラダー舵角を 0 度とした C_m 特性と 90 度とした特性を比較すると、迎角 90 度から 180 度にかけて両者の特性に相違が見受けられる。 $\delta_r = 0^\circ$ の場合、 C_m の極小値は -0.4 付近となっているが、 $\delta_r = 90^\circ$ とすると -0.25 程度となっている。この特性より、ラダー尾翼の舵角を 0 度から 90 度を切り替えることで機体重心まわりにはたらくピッチングモーメントが大きく変化し、姿勢運動の挙動を変化させることが可能であることが分

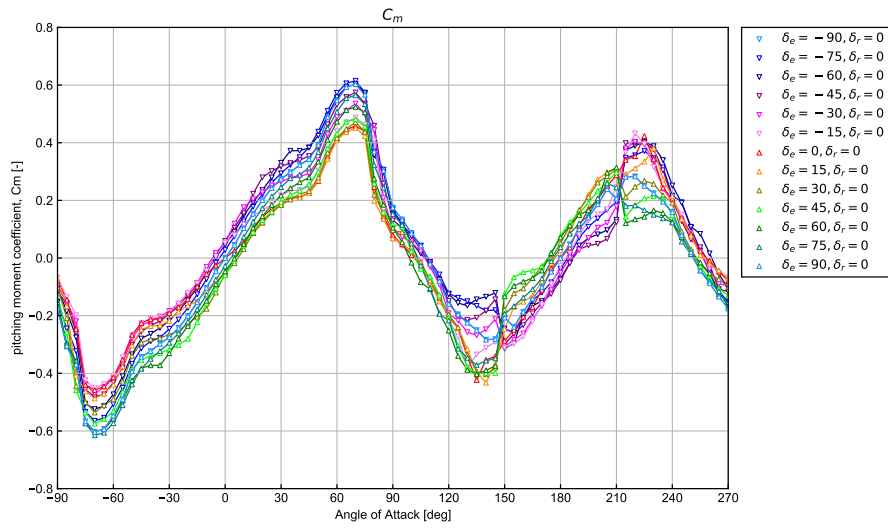


図 2.15: Fin-S020, $\delta_r = 0^\circ$ 形態のピッチングモーメント係数

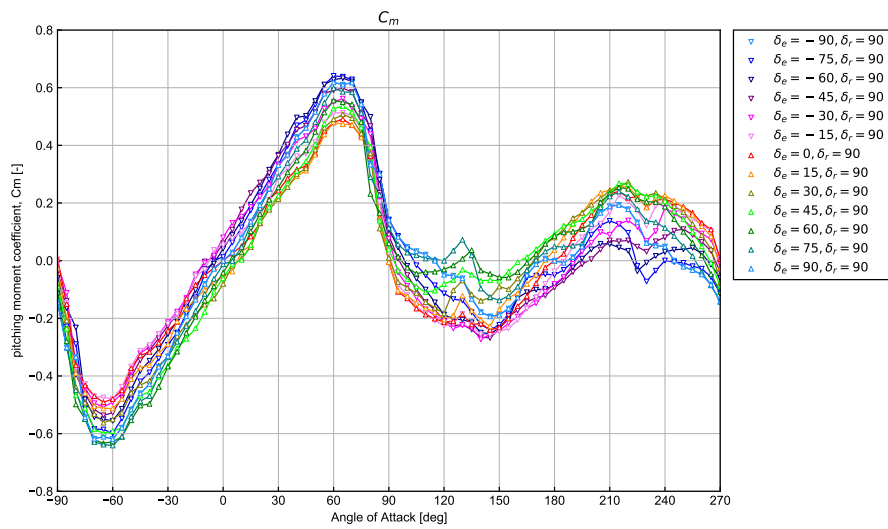


図 2.16: Fin-S020, $\delta_r = +90^\circ$ 形態のピッチングモーメント係数

かる。

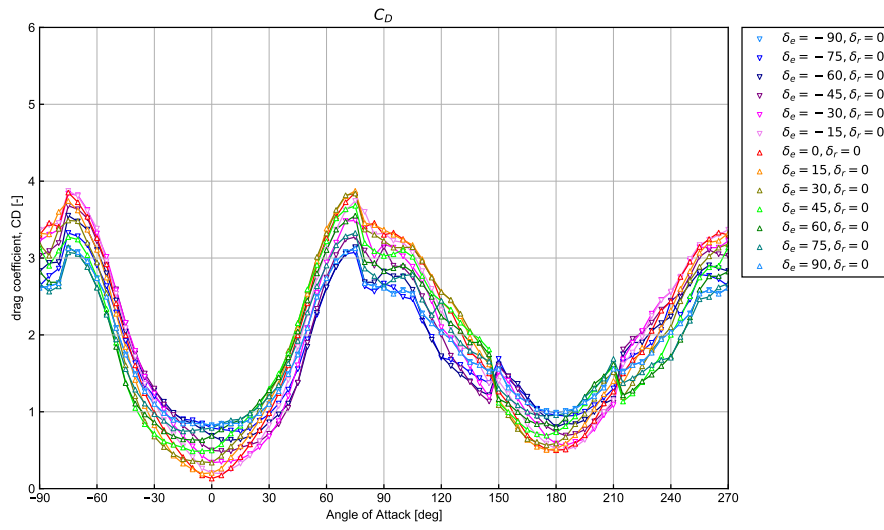


図 2.17: Fin-S020, $\delta_r = 0^\circ$ 形態の抗力係数

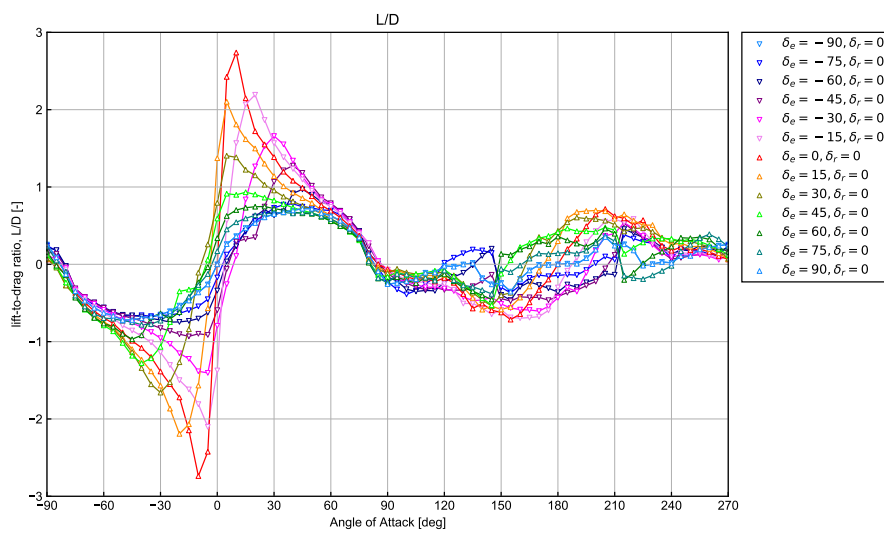


図 2.18: Fin-S020, $\delta_r = 0^\circ$ 形態の揚抗比

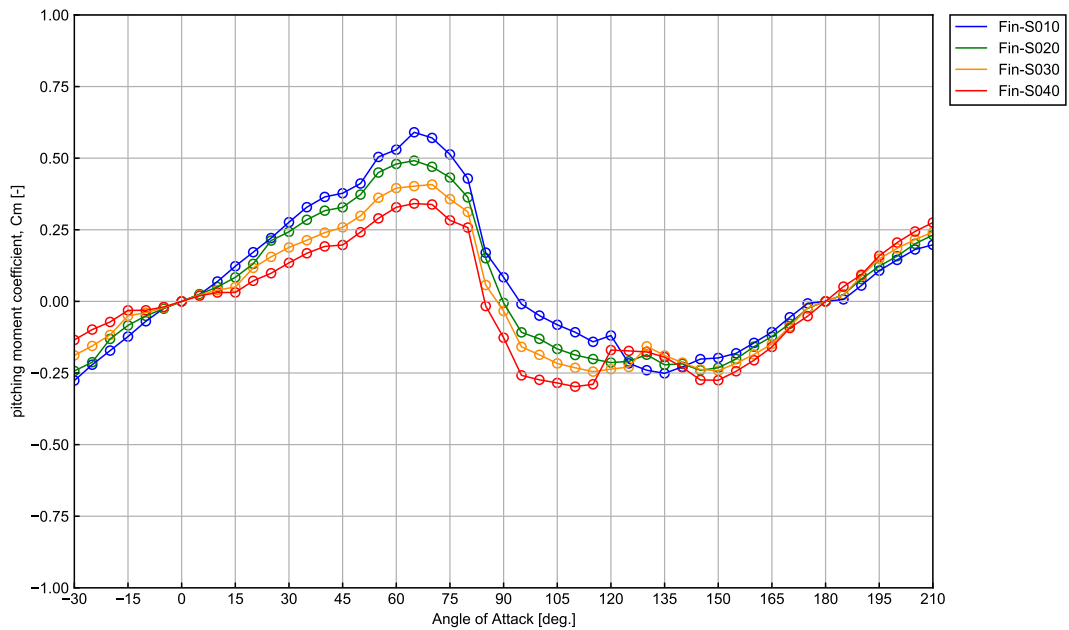


図 2.19: 尾翼サイズとピッチングモーメント係数の関係 ($X_{CG} = 65\%$)

尾翼サイズの影響

エレベータ舵角 $\delta_e = 0^\circ$ ，ラダー舵角 $\delta_r = 0^\circ$ とした時の 4 種類のサイズの尾翼つき形態の C_m を図 2.19 に示す．尾翼サイズによって C_m 特性は変化しており，尾翼サイズが小さいほど $C_m > 0$ となる迎角領域が拡大し，迎角 70 度付近における C_m の最大値も大きくなっている．逆に尾翼サイズが大きいと迎角 70 度付近の最大値は低下する一方，迎角 90 度付近から 180 度にかけてはたらく頭下げモーメントは大きくなっている．

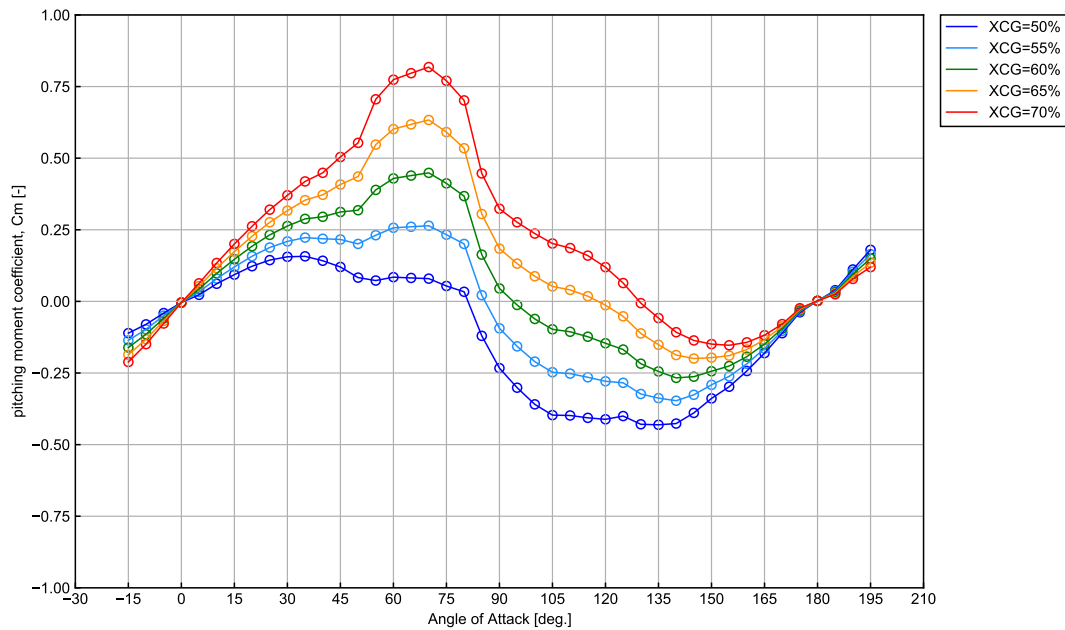


図 2.20: 重心位置とピッチングモーメント係数の関係

重心位置の影響

Body Alone 形態で重心位置を 50% から 70% まで変化させたときの C_m 特性を図 2.20 に示す。尾翼のサイズと同様に重心位置によっても C_m 特性が変化しており、重心が機体後方に位置するほど $C_m > 0$ の領域が拡大し、最大値も増加している。また、重心位置が機体前方になるほど頭上げのモーメントは弱くなる一方、迎角 90 度から 180 度にかけてはたらく頭下げモーメントは大きくなっており、重心位置によって姿勢運動が大きく変化することが想定される。

2.4 姿勢転回方法の検討

本節では、2.3節で取得した空力特性を参照しつつ、滑空飛行から姿勢転回を経て垂直着陸姿勢に至るまでの姿勢運動がどのようにすれば実現できるかについて検討を行い、二段階転回法および直接転回法それぞれについて姿勢運動の考え方について述べる。

2.4.1 二段階転回法

滑空飛行

滑空飛行フェーズにおいては揚抗比 L/D が重要な指標となる。ここで、速度 V と飛行経路角 γ が時間変化しない定常飛行を考え、式 (2.1) および (2.2) の運動方程式において遠心力項を無視すると、

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{D}{m} - g\sin\gamma = 0 \quad (2.31)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{L}{mV} - \frac{g\cos\gamma}{V} = 0 \quad (2.32)$$

となり、式 (2.31) および (2.32) を連立して解くと、

$$\tan(-\gamma) = \frac{1}{L/D} \quad (2.33)$$

という関係式が導かれる。この式は揚抗比 L/D が大きくなるほど経路角 γ の絶対値が小さくなる、すなわち飛行距離が長くなることを表している。揚抗比は迎角や尾翼舵角の関数であり、揚抗比を変化させることで軌道面内におけるダウンレンジを変化させることができる。また、バンク角をとって軌道面外方向へ揚力を向けることでクロスレンジを変化させることもできる。このようなダウンレンジ・クロスレンジ変更能力はなるべく高いほうが帰還飛行における軌道変更の柔軟性が高くなるため、揚抗比はなるべく高くとれる方が望ましい。

実際の帰還飛行において機体を着地点へ導くためには、現在地点と着地点までの距離情報から要求される L/D を計算し、その L/D を実現する迎角を姿勢制御における目標値として与えることとなる。ゆえに滑空飛行フェーズにおいては所定の揚抗比をとる迎角で姿勢を安定化させることが姿勢制御の目標となる。

図 2.18 より、 L/D は迎角 10 度前後で最大値をとっており、この迎角付近で滑空飛行を行えば飛行距離を伸ばすことができる。ただし、滑空飛行時にとるべき迎角はこの L/D のみで決まるわけではなく、迎角一定の安定した状態で飛行するためには、当然ながら機体重心まわりのモーメントのつりあいが保たれている必要がある。滑空飛行フェーズでは

重心まわりにはたらくモーメントは空気力によるピッチングモーメントだけであり、ピッチングモーメント係数 C_m がゼロの状態であればトリムがとれることになる。尾翼として Fin-S020 を採用した形態の場合、図 2.15 の C_m 特性より、滑空飛行を行う低迎角領域においてトリムをとることができる迎角範囲は約-10 度から +10 度の範囲に限られていることが分かる。つまりこの迎角範囲においては、ある舵角を選択することで $C_m = 0$ とすることができ、トリム飛行が可能となるが、逆に言えば、迎角 10 度を超過してしまうと尾翼をどのように動作させても姿勢を安定化させることはできず、機体はバランスを失ってしまう。

以上のように、滑空飛行フェーズにおいてとるべき迎角は、着地点までの飛行距離から要求される L/D と、 C_m 特性から決まるトリム可能な迎角範囲の両者を考慮しながら設定する必要がある。

滑空飛行から減速飛行へ至る転回

滑空飛行状態から迎角 90 度の減速飛行フェーズへの姿勢転回は $C_m > 0$ となる迎角領域の頭上げモーメントを利用して行う。図 2.19 で示したように、 C_m の全体的な特性としては迎角 0 度から 90 度付近にかけて $C_m > 0$ となり、頭上げモーメントがはたらく。すなわち、滑空飛行フェーズで姿勢が安定化している状態において、 $C_m > 0$ となる適当な舵角をとることで頭上げモーメントが生じ、迎角は自然に 90 度方向へと遷移することとなる。

減速飛行

減速飛行フェーズは迎角 90 度付近の大迎角飛行を行い、空気抵抗を利用して速度を低下させる飛行フェーズである。図 2.15 の C_m 特性より、迎角 90 度付近で $C_m = 0$ となり、このときの C_m の傾きは負となることから、静安定の状態で行う飛行できることを意味している。また、図 2.17 に示した抗力係数 C_D より、静安定が得られる迎角 90 度付近では滑空時の低迎角領域と比べて C_D が非常に高くなっており、この付近の迎角で飛行することで大きな減速効果が得られると期待される。

減速飛行から垂直降下へ至る転回

減速飛行では機体姿勢は静安定の状態となっているため、この安定状態から脱して垂直降下の迎角 180 度へと遷移させるには一工夫が必要である。図 2.21 に Fin-S020 形態においてエレベータ舵角を 0 度および 90 度としたときの C_m 特性を示す。まず、舵角 0 度で減速飛行を行うことを考えると、図 2.21 より、 $C_m = 0$ となりモーメントの釣り合いが保たれるのは迎角が約 90 度のときである。つまり、舵角が 0 度で迎角が 90 度の

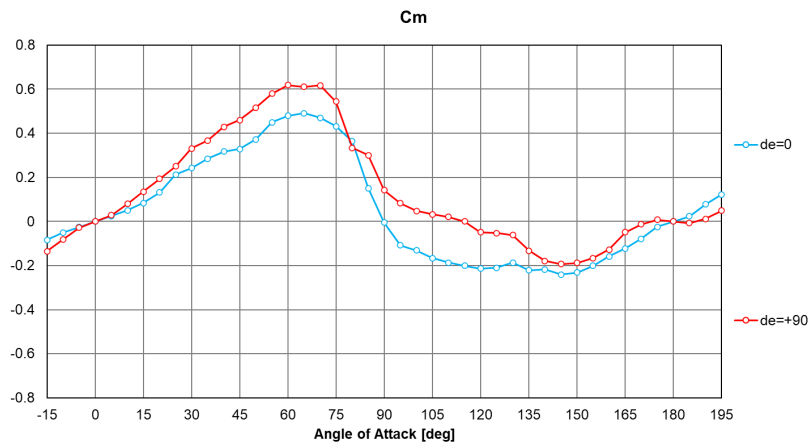


図 2.21: エレベータ舵角 0 度および 90 度でのピッチングモーメント係数 (Fin-S020, $X_{CG} = 65\%$)

状態で姿勢は静安定となるが、この状態において舵角を 0 度から 90 度に切り替えると、 $C_m = 0.150 > 0$ へと変化する。これにより頭上げのモーメントがはたらくことになり、この頭上げモーメントを利用することで迎角を 90 度から 180 度の方向へ遷移させることができる。

この姿勢運動を機体にはたらく空気力の観点から考察したものを図 2.22 にまとめる。迎角 90 度、舵角 0 度で静安定が保たれている状態において機体重心まわりのモーメントの釣り合いを考えると、胴体に加わる空気力によるモーメントと尾翼に加わる空気力によるモーメントが釣り合った状態となっている。この時、機体全体にはたらく空気力は機体重心に作用している状態であり、風圧中心と重心位置が一致している。この状態で尾翼舵角を 90 度とすると、尾翼面と気流がほぼ並行となり、尾翼にはたらく空気力は小さくなる。すると機体にはたらくトータルの空気力は胴体にはたらく空気力のほうが卓越し、風圧中心は機体前方に移動し、重心まわりでは頭上げモーメントがはたらくことになる。

垂直降下

エレベータ舵角を $\delta_e = 0^\circ, 90^\circ$ およびラダー舵角を $\delta_r = 0^\circ, 90^\circ$ のときの C_m 特性を図 2.23 に示す。迎角 180 度まわりにおける各舵角の C_m 特性を比較すると、 C_m 曲線の傾きの絶対値は $(\delta_e, \delta_r) = (90^\circ, 90^\circ)$ としたときに一番小さくなり、姿勢安定性が向上することが分かる。本研究ではこの特性に注目し、垂直降下フェーズでは $(\delta_e, \delta_r) = (90^\circ, 90^\circ)$ 、すなわち尾翼を 4 枚とも舵角 90 度とし、舵角 90 度まわりで尾翼を操舵して姿勢を 180

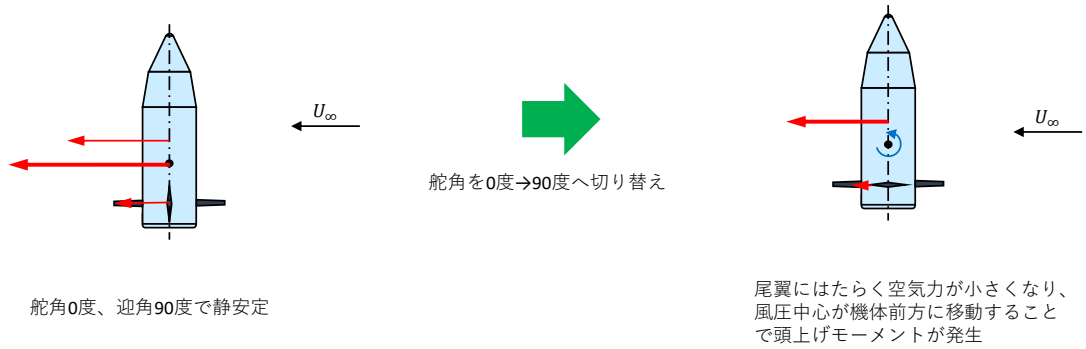


図 2.22: 舵角切り替えによる姿勢振り上げのイメージ図

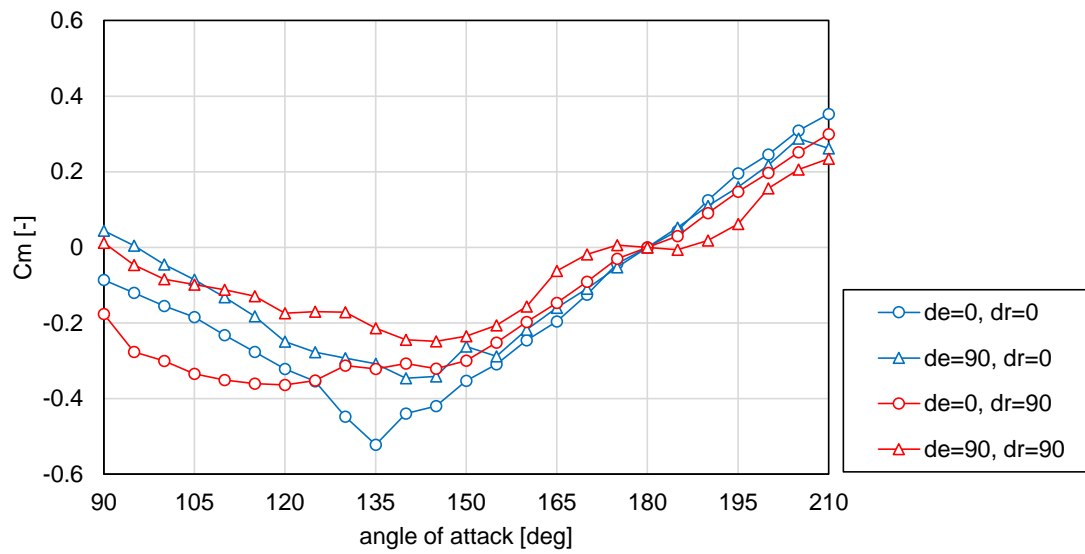


図 2.23: エレベータ舵角およびラダー舵角が C_m 特性に与える影響

度へ安定化させる制御を考える。

2.4.2 直接転回法

滑空飛行

直接転回法における滑空飛行の方針は二段階転回法と同様である。2.4.1節を参照のこと。

滑空飛行から垂直降下へ至る転回

直接転回法では低迎角の滑空フェーズから迎角 180 度の垂直降下フェーズへと一気に姿勢を転回させる。この転回を実現するにあたっては二段階転回法における 1 回目の転回と同様に、迎角 0 度から 90 度にかけてはたらく頭上げモーメントを利用する。滑空飛行フェーズで姿勢が安定化している状態において、 $C_m > 0$ となる適当な舵角を選択すれば頭上げモーメントがはたらく状態となり、姿勢は迎角 90 度方向へ遷移する。二段階転回法においては、この後迎角 90 度で静止させるための安定化制御へと移行するが、直接転回法では頭上げモーメントによって生じた角速度を利用してそのまま迎角 180 度へと遷移させる。迎角 90 度を通り過ぎると今度は $C_m < 0$ の頭下げモーメントがはたらく領域となり、これによって姿勢角速度は徐々に減速されながら垂直降下姿勢に向かうと想定される。

垂直降下

直接転回法における垂直降下飛行の方法は二段階転回法と同様である。2.4.1節を参照のこと。

2.5 姿勢制御則の構築

2.5.1 制御則の基本方針

本節では 2.4 節で述べた姿勢転回を実現させるための制御則を構築する。

図 2.19 や図 2.20 に示したように、機体の縦の姿勢運動を決定づけるピッチングモーメント係数 C_m の特性は迎角 0 度から 90 度付近にかけて $C_m > 0$ 、90 度付近から 180 度にかけて $C_m < 0$ となり、 C_m 曲線の傾きより、迎角 0 度および 180 度では不安定平衡点、迎角 90 度付近では安定平衡点となる。

二段階転回法においては、不安定平衡点における安定化制御、不安定平衡点から安定平衡点への移行制御、安定平衡点での安定化制御、安定平衡点から不安定平衡点への移行制御、および不安定平衡点における姿勢安定化制御の計 5 種類の異なる制御を実施する必要がある。また、直接転回法では、不安定平衡点における安定化制御、不安定平衡点から不安定平衡点への移行制御、および不安定平衡点における姿勢安定化制御の計 3 つの制御フェーズを考えることとなる。

このように本研究で扱う細長物体の姿勢制御は、平衡点における安定化制御問題と、安定平衡点と不安定平衡点を遷移させる制御問題の組み合わせとして考えることができるが、このようなシステムを対象に制御を行っている身近な例として倒立振子が挙げられる。

図 2.24 に示す倒立振子では、 $\theta = 0^\circ, 180^\circ$ はそれぞれ不安定平衡点および安定平衡点となる。この倒立振子の制御と本研究で扱うロケットの姿勢転回制御を対比して考えてみると、空力不安定な状態で迎角の安定化制御を行う滑空飛行フェーズは、倒立振子を $\theta = 0^\circ$ の不安定平衡点で安定化させる状況と対応して考えることができる。次に、滑空フェーズから静安定となる減速フェーズへの姿勢転回は、振り子を $\theta = 0^\circ$ の不安定平衡点から $\theta = 180^\circ$ の安定平衡点へと振り下ろし、さらに姿勢を静止させる問題に対応する。そして、減速フェーズから垂直降下フェーズへの姿勢転回は $\theta = 180^\circ$ で安定している振り子を振り上げ、 $\theta = 0^\circ$ の不安定平衡点で静止させる問題として捉えることができる。

倒立振子は不安定な対象を制御する問題としてイメージがしやすく、実験も比較的实施しやすいことから、これを対称とした制御則はこれまでに多くのものが提案されている。特に振り子を $\theta = 180^\circ$ から $\theta = 0^\circ$ へ振り上げて安定化させる問題について取り上げると、一つの制御則のみでこれをすべて達成する検討もなされているが³⁰⁾、中々困難が伴うため通常は複数の制御則を組み合わせで対応することがよく行われている^{31, 32, 33)}。本研究では、倒立振子の振り上げ安定化問題を対象とした制御則の先行検討例^{31, 32)}を参考にし、振り上げ制御に「エネルギー法」を、安定化制御に「スライディングモード制

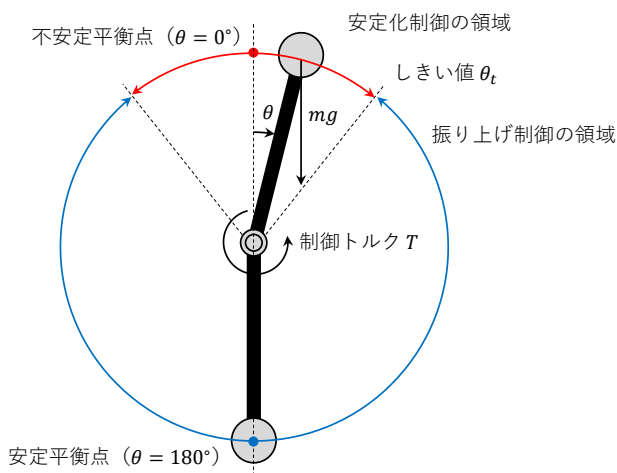


図 2.24: 倒立振子の振り上げ安定化問題

御」を採用し、2つの制御則を飛行フェーズに応じて切り替えることで一連の姿勢転回を達成することを目指す。

2.5.2 スライディングモード制御^{31, 35)}

制御理論

スライディングモード制御は非線形ロバスト制御の代表的な理論であり、制御対象の状態変数を状態空間中に設定した「滑り曲面」もしくは「切替面」と呼ばれる曲面上に拘束し、その曲面上を滑らせることで制御目標を達成する。図 2.25 にそのイメージ図を示す。初期状態 \mathbf{x}_0 から目標状態 \mathbf{x}^* へ移行させるために、「到達モード」と「スライディングモード」の2つの制御フェーズを経由する。到達モードでは、状態空間上のある一点で表される初期状態 \mathbf{x}_0 から、

$$\sigma(\mathbf{x}) = 0 \quad (2.34)$$

で表される切替面へと遷移させることが目標となる。続いてスライディングモードでは、システムの状態を切替面上に拘束させながら滑るように遷移させ、目標状態 \mathbf{x}^* へ到達させる。

以下では、 n 状態 1 入力の非線形システム

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) + \mathbf{g}(\mathbf{x}(t))u(t) \quad (2.35)$$

を対象に、状態空間上のある点で表される状態を切替面に遷移および拘束させるための制

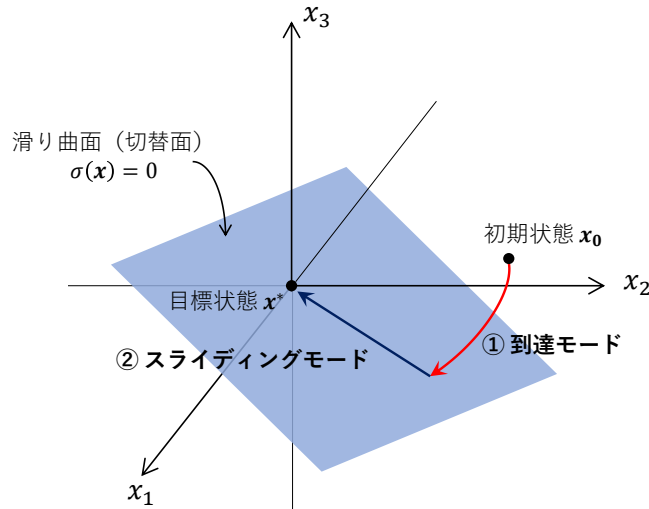


図 2.25: スライディングモード制御の概要図

御入力 $u(t)$ の導出を行う。なお、 $(\dot{\quad})$ は時間微分を表す。

切替面は任意の曲面に設定することができるが、ここでは平面とし、ある定数ベクトル P を用いて

$$P^T x(t) = 0 \quad (2.36)$$

と表す。ここで、もしある時刻 t での状態が $\sigma(x(t)) > 0$ である場合、 $\dot{\sigma}(x(t)) < 0$ を満たしつつ式 (2.35) に従って状態変化すれば、状態変数は切替面 $\sigma(x(t)) = 0$ に近づくことになる。逆に、 $\sigma(x(t)) < 0$ の場合には $\dot{\sigma}(x(t)) > 0$ が成立すればよい。以上の条件は

$$\sigma(x(t))\dot{\sigma}(x(t)) < 0 \quad (2.37)$$

として1つにまとめることができ、この式をスライディング条件という。

切替面を表す (2.36) 式をスライディング条件の (2.37) 式に代入すると、

$$\begin{aligned} \sigma(x(t))\dot{\sigma}(x(t)) &= P^T x(t) \cdot P^T \dot{x}(t) \\ &= P^T x(t) \cdot P^T (f(x(t)) + g(x(t))u(t)) \\ &= P^T x(t)(P^T f(x(t)) + P^T g(x(t))u(t)) \\ &< 0 \end{aligned} \quad (2.38)$$

となる。 $P^T g(x(t)) \neq 0$ のとき、不等式 (2.38) を満たすような制御入力として、 $K > 0$ をゲインとして、

$$u(t) = -\frac{P^T f(x(t))}{P^T g(x(t))} - \frac{K}{P^T g(x(t))} \frac{\sigma(x(t))}{|\sigma(x(t))|} \quad (2.39)$$

が導かれる。

ただし、式 (2.39) をそのままシステムに加えるとチャタリングと呼ばれる高周波振動を引き起こしてしまうことが知られている³¹⁾。それを回避するために定数 $\delta > 0$ を導入し、

$$u(t) = -\frac{P^T f(x(t))}{P^T g(x(t))} - \frac{K}{P^T g(x(t))} \frac{\sigma(x(t))}{|\sigma(x(t))| + \delta} \quad (2.40)$$

とすることでチャタリングを回避しつつ制御目標を達成することができるようになる。

制御則および切替面の設計

2.2 節で述べたように、本章では迎角 α についての 1 自由度の運動を扱う。状態変数を $x(t) = [\alpha(t), \dot{\alpha}(t)]^T$ とすると、姿勢の運動方程式である (2.11) 式は、

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \alpha \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ C_m(\alpha, 0) \bar{q} S L / I_{yy} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{q} S L / I_{yy} \end{bmatrix} \Delta C_m(\alpha, \delta_e) \quad (2.41)$$

という非線形システムとして表すことができる。ただし、本来ピッチングモーメント係数 C_m は迎角 α 、エレベータ舵角 δ_e およびラダー舵角 δ_r の関数となるが、ここではラダー舵角 δ_r は一定として扱うものとし、式 (2.41) では明示していない。また、 $C_m(\alpha, 0)$ は迎角 α において $\delta_e = 0$ としたときのピッチングモーメント係数を表す。 $\Delta C_m(\alpha, \delta_e)$ については、

$$\Delta C_m(\alpha, \delta_e) = C_m(\alpha, \delta_e) - C_m(\alpha, 0) \quad (2.42)$$

で定義され、迎角 α においてエレベータ舵角を 0 度から δ_e へ変化させたときの C_m の変化量を表している。

以上より、式 (2.35) における $f(x(t)), g(x(t)), u(t)$ はそれぞれ、

$$f(x(t)) = [\dot{\alpha}, C_m(\alpha, 0) \bar{q} S L / I_{yy}]^T \quad (2.43)$$

$$g(x(t)) = [0, \bar{q} S L / I_{yy}]^T \quad (2.44)$$

$$u(t) = \Delta C_m(\alpha, \delta_e) \quad (2.45)$$

となる。

次に切替面の設計を行う。本制御問題においては状態変数は α と $\dot{\alpha}$ であり、状態空間は 2 次元平面となることから、切替面を直線として設定し、以下ではこの切替面を「切替線」と呼称する。式 (2.36) における切替面の定数ベクトルを $P = [p_1, p_2]^T$ とし、目標状態を $(\alpha^*, 0)$ とすると、この目標状態を通る切替線の方程式は、

$$p_1(\alpha - \alpha^*) + p_2 \dot{\alpha} = 0 \quad (2.46)$$

となる。ここで、 $T = p_2 / p_1$ とおくと、

$$\dot{\alpha} = -\frac{1}{T}(\alpha - \alpha^*) \quad (2.47)$$

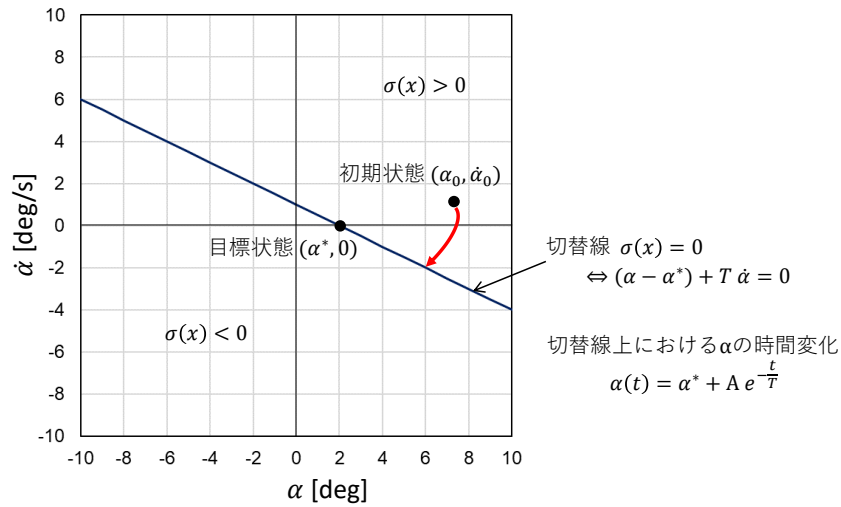


図 2.26: スライディングモード制御の概要図

と表すことができる．式 (2.47) は解析的に解くことができ、初期迎角を α_0 とすると、 α の時間変化は、ある定数 A を用いて、

$$\alpha(t) = \alpha^* + A e^{-\frac{t}{T}} \quad (2.48)$$

と表せる．上式より、切替線 (2.46) 上においては、 α は時定数 T で指数関数的に減少し $\alpha = \alpha^*$ に収束することになる．すなわち、設計者は式 (2.48) で表されるダイナミクスを念頭に置き、望ましい応答となるように制御則のパラメータである時定数 T を設定すればよい．

スライディングモード制御理論における制御入力の式 (2.40) に対して、式 (2.43) および (2.44) の $f(x(t)), g(x(t))$ を代入することで制御入力 $u(t)$ を求めることができる．ただし、実際に制御入力としてシステムに与えたいのはエレベータ舵角 δ_e であるが、式 (2.40) で算出される制御入力は $u(t) = \Delta C_m(\alpha, \delta_e)$ であり、ピッチングモーメント係数の変化量となっている．これについては、ピッチングモーメント係数のデータテーブルより、ある関数 h を用いて $\Delta C_m = h(\alpha, \delta_e)$ と表すことができるが、式 (2.40) で算出された目標とするモーメント変化量 ΔC_m^* に対して $\Delta C_m^* = h(\alpha, \delta_e^*)$ を満たすエレベータ舵角 δ_e^* を逆算して算出するものとする．

しかしながら、式 (2.40) から要求された制御入力 ΔC_m^* の絶対値が大きい場合、 $\Delta C_m^* = h(\alpha, \delta_e^*)$ を満たすエレベータ舵角 δ_e^* が存在しない場合も想定される．そのよう

なときは以下の方針で入力舵角を決めるものとする.

$$\begin{aligned} \Delta C_m^* < \min(\Delta C_m(\alpha)) \text{ のとき } & \Delta C_m^* = \min(\Delta C_m(\alpha, \delta_e^*)) \text{ となる } \delta_e^* \\ \Delta C_m^* > \max(\Delta C_m(\alpha)) \text{ のとき } & \Delta C_m^* = \max(\Delta C_m(\alpha, \delta_e^*)) \text{ となる } \delta_e^* \end{aligned}$$

2.5.3 エネルギー法による振り上げ制御^{31, 32)}

エネルギー法とは、システムの持つエネルギーに着目した制御手法である。簡単な例として倒立振子を安定平衡点から不安定平衡点へ向かって振り上げる制御を考える。このシステムの全エネルギーは運動エネルギーと位置エネルギーの和で表されるが、全エネルギーを増大させるように制御入力を加えることができれば、振り子の振幅は徐々に大きくなり、いずれはエネルギー準位の低い安定平衡点からエネルギー準位の高い不安定平衡点へと振り上がると期待できる。

エネルギー法によってロケットの姿勢転回を行うことを考えると、まず、運動方程式は

$$I_{yy}\ddot{\alpha} = C_m(\alpha, \delta_e)\bar{q}Sl \quad (2.49)$$

$$= C_m(\alpha, 0)\bar{q}Sl + \Delta C_m(\alpha, \delta_e)\bar{q}Sl \quad (2.50)$$

である。ここで、 $\Delta C_m(\alpha, \delta_e)$ は式 (2.42) で定義した量である。

また、システムの全エネルギーは、回転の運動エネルギーと位置エネルギーの和として、

$$E = \frac{1}{2}I_{yy}\dot{\alpha}^2 - \int_0^\alpha C_m(\alpha, 0)\bar{q}Sl d\alpha \quad (2.51)$$

と表現できる。このエネルギー E の時間変化について考えるために、(2.51) 式を時間微分すると、

$$\dot{E} = \dot{\alpha}(I_{yy}\ddot{\alpha} - C_m(\alpha, 0)\bar{q}Sl) \quad (2.52)$$

$$= \dot{\alpha}\Delta C_m(\alpha, \delta_e)\bar{q}Sl \quad (2.53)$$

となり、エネルギー E の時間変化率を式 (2.53) で表すことができる。ただし、式 (2.52) から式 (2.53) への式変形においては、式 (2.50) を用いた。

式 (2.53) において \bar{q}, S, l はそれぞれ必ず正であるから、 \dot{E} の正負は迎角変化率 $\dot{\alpha}$ と制御入力 $\Delta C_m(\alpha, \delta_e)$ の正負で決まることになる。

以上の考察より、安定平衡点から不安定平衡点へ振り上げたい時はエネルギーを増加させる ($\dot{E} > 0$) ように制御入力を与えればよいので、

$$\dot{\alpha} > 0 \text{ のとき } \Delta C_m(\alpha, \delta_e) > 0 \text{ となる } \delta_e \text{ を与える}$$

$$\dot{\alpha} < 0 \text{ のとき } \Delta C_m(\alpha, \delta_e) < 0 \text{ となる } \delta_e \text{ を与える}$$

とすればよい。また、逆に不安定平衡点から安定平衡点へ振り下げたい時はエネルギーを

減少 ($\dot{E} < 0$) させるように制御入力を与えればよいので、

$$\dot{\alpha} > 0 \text{ のとき } \Delta C_m(\alpha, \delta_e) < 0 \text{ となる } \delta_e \text{ を与える}$$

$$\dot{\alpha} < 0 \text{ のとき } \Delta C_m(\alpha, \delta_e) > 0 \text{ となる } \delta_e \text{ を与える}$$

とすればよい。

2.5.4 飛行フェーズの切り替え

これまでに述べたように、二段階転回法においては滑空飛行状態から姿勢を転回し減速飛行を行ったのち、再び姿勢を転回させて垂直降下姿勢へと移行させる。また、直接転回法では滑空状態から垂直降下姿勢へ一気に姿勢を転回させる。以上の姿勢運動を実現するための制御則は姿勢を安定化させる制御と姿勢を転回させる制御の2つに大別され、姿勢安定化フェーズではスライディングモード制御を、姿勢転回フェーズではエネルギー法よる制御を適用する。本研究では、表 2.3 に示すように飛行フェーズを分割し、あらかじめ設定した条件式に従って飛行フェーズを切り替え、各フェーズに応じた制御則を適用することで一連の姿勢運動の実現を図る。

なお、滑空フェーズから姿勢を転回する際には、 $C_m > 0$ となる適当な固定舵角を与えて姿勢を不安定化させ、ある程度姿勢の角速度が増加した後に次の飛行フェーズに移行させる。姿勢転回のきっかけを発生させるこの飛行フェーズを「蹴り上げフェーズ」と称することとする。

表 2.3: 飛行フェーズの定義

転回方法	飛行フェーズ	制御則	制御目的
二段階転回法	滑空	スライディングモード制御	姿勢安定化
	蹴り上げ	舵角固定	姿勢不安定化
	振り下げ	エネルギー法	姿勢振り下げ
	減速	スライディングモード制御	姿勢安定化
	振り上げ	エネルギー法	姿勢振り上げ
	垂直降下	スライディングモード制御	姿勢安定化
直接転回法	滑空	スライディングモード制御	姿勢安定化
	蹴り上げ	舵角固定	姿勢不安定化
	垂直降下	スライディングモード制御	姿勢安定化

飛行フェーズの移行は表 2.4 に記載の判定式に従う。

まず、滑空飛行フェーズから蹴り上げフェーズへの移行は外部から任意のタイミングで切り替え指令が与えられることによって行われる。次に、蹴り上げフェーズで姿勢が転回

し始めたのち、迎角があらかじめ設定したしきい値 α_C を超えたら次の振り下げフェーズへ移行する。

振り下げフェーズから減速フェーズへの移行は

$$\left(\frac{\alpha - \alpha^*}{A_a}\right)^2 + \left(\frac{\dot{\alpha}}{A_b}\right)^2 \leq 1 \quad (2.54)$$

を満たした時点とする。ここで、 α^* は減速飛行フェーズにおける目標迎角であり、90度付近の任意の値に設定する。図 2.27 に示すように、式 (2.54) は状態平面において $(\alpha^*, 0)$ を中心とした楕円の内側の領域を表しており、 $\alpha_D, \dot{\alpha}_D$ はそれぞれ α 軸および $\dot{\alpha}$ 軸方向の楕円半径を表す。

減速フェーズから次の振り上げフェーズへの移行は、滑空フェーズと同様に外部から与えられる切り替え指令に従う。最後に、振り上げフェーズから垂直降下フェーズへは迎角があらかじめ設定したしきい値 α_V を超えたら移行するものとする。

表 2.4: 飛行フェーズ切り替えの判定式

転回方法	現在の飛行フェーズ		次の飛行フェーズ	移行判定式
二段階転回法	滑空	→	蹴り上げ	切り替え指令
	蹴り上げ	→	振り下げ	$\alpha \geq \alpha_C$
	振り下げ	→	減速	式 (2.54)
	減速	→	振り上げ	切り替え指令
	振り上げ	→	垂直降下	$\alpha \geq \alpha_V$
直接転回法	滑空	→	蹴り上げ	切り替え指令
	蹴り上げ	→	垂直降下	$\alpha \geq \alpha_V$

2.6 姿勢運動の数値解析

2.6.1 解析条件

姿勢運動計算の流れを図 2.28 に示す。まず、飛行フェーズ指令ブロックから目標とする飛行フェーズの指令が発せられ、飛行フェーズ判定ブロックにおいて現在の迎角 α および迎角変化率 $\dot{\alpha}$ をもとに現在の飛行フェーズが判定される。判定した飛行フェーズに従って制御器ブロックで制御則が選択され、エレベータ尾翼舵角 δ_e およびラダー尾翼舵角 δ_r の舵角指令値が計算される。ダイナミクスブロックでは、まず現在の迎角および尾翼舵角をもとに空力係数のデータテーブルを参照して線形補間によりピッチングモーメント係数 C_m を計算する。そして式 (2.11) の運動方程式を 4 次の Runge-Kutta 法により

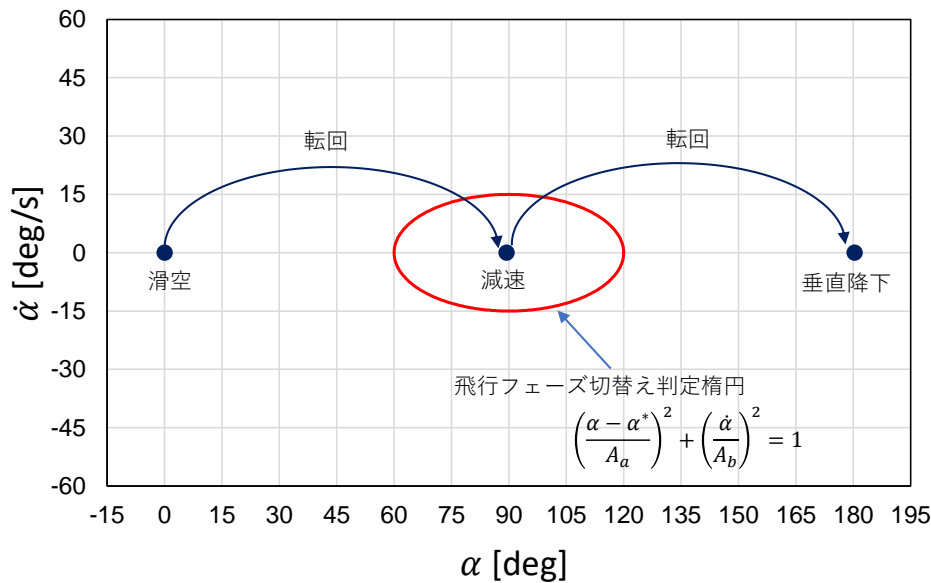


図 2.27: 状態平面上における飛行フェーズ判定のイメージ図

数値積分を行い、迎角および迎角変化率を算出する。

各飛行フェーズで与える目標迎角については、滑空および減速フェーズではそれぞれ 0 度、180 度とした。減速フェーズについては、90 度付近の静安定となる迎角を与えることになるが、図 2.19 から分かるように、静安定がとれる迎角範囲は重心位置や尾翼サイズによって変化するため、目標姿勢を固定値として与えてしまうと計算条件を変更した際にトリムが不可能となってしまう場合が生じ、解析上不都合である。そこで、ここでは迎角ではなくエレベータ舵角を基準に考えることとし、エレベータ舵角を +15 度とした時に $C_m = 0$ となる迎角を空力係数データテーブルから算出し、その値を目標迎角として与えることとした。例えば、2.6.2 節で結果を示す Fin-S020 形態で重心位置が $X_{CG} = 60\%$ の場合、 $\delta_e = 15^\circ$ で $C_m = 0$ となる迎角は 86.2 度となり、 $\alpha = 86.2^\circ$ を目標迎角として与えることになる。

各飛行フェーズにおける制御則の設定値を表 2.5 に、飛行フェーズの移行判定に用いる設定値を表 2.6 にまとめる。ここで、表 2.5 のスライディングモード制御における T, K は 2.5.2 節で解説した時定数およびゲイン、 δ は式 (2.40) で解説したチャタリング回避のための固定値である。また、エネルギー法における δ_{e+}, δ_{e-} は $\dot{\theta} > 0$ および $\dot{\theta} < 0$ のときにとるエレベータ舵角であり、 $\delta_{e\ const}$ は蹴り上げフェーズにおいて与える固定舵角で

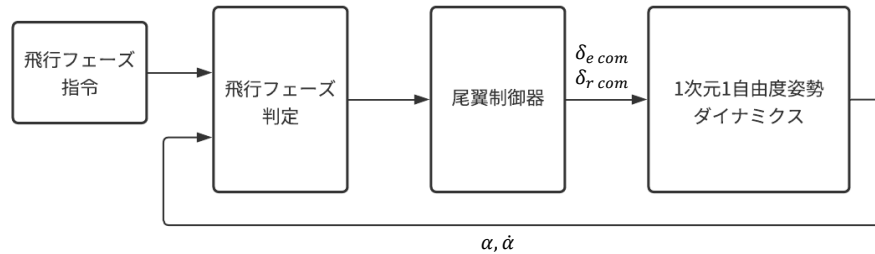


図 2.28: 計算のブロック線図

ある。

運動解析を行う機体の重心位置は $X_{CG} = 60\%$ ，機体全長は $L_{ref} = 565.0 \text{ mm}$ ，慣性モーメントは $I_{yy} = 7.976 \times 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ とし，一様流速は $V = 10 \text{ m/s}$ とした．機体諸元は第3章で紹介する動的風洞試験模型と同等に設定しており，機体質量を 3.825 kg とすると慣性半径は 144.4 mm となる．なお，試験模型では尾翼サイズを変更すると慣性モーメントや機体重心位置が変化することとなるが，本章で行う数値解析においては尾翼サイズによらず慣性モーメントは一定とした．

表 2.5: 制御則の設定条件

制御則	飛行フェーズ	T	K	δ
スライディングモード制御	滑空	1	0.5	0.1
	減速	1	0.5	0.1
	垂直降下	1	0.5	0.1
エネルギー法		δ_{e+}	δ_{e-}	
	振上げ	0°	90°	
	振下げ	90°	0°	
舵角固定		δ_{const}		
	蹴上げ	-30°		

表 2.6: 飛行フェーズ切替え条件の設定値

転回方法	項目	記号	設定値
二段階転回法	振り下げフェーズ移行判定姿勢角	α_C	30°
	減速フェーズ移行判定楕円半径 (迎角)	A_a	30°
	減速フェーズ移行判定楕円半径 (迎角変化率)	A_b	$30^\circ/s$
	垂直降下フェーズ移行判定姿勢角	α_V	135°
直接転回法	垂直降下フェーズ移行判定姿勢角	α_V	135°

2.6.2 二段階転回法の解析結果

基本ケース (Fin-S020)

Fin-S020 を 4 枚装備した形態において重心位置を $X_{CG} = 60\%$ に設定したときの姿勢運動の解析結果を図 2.29 に示す. 同図ではそれぞれ迎角, 迎角変化率, 尾翼エレベータ舵角およびラダー舵角の時間履歴を表示しており, 飛行フェーズに応じてプロットの色分けを行っている. $t=10\text{ s}$ で滑空フェーズから減速フェーズへの移行指令を, $t=25\text{ s}$ で減速フェーズへの移行指令を与えている.

$t=0\text{ s}$ から 10 s までは滑空飛行フェーズとなっており, 目標迎角 0 度へ姿勢安定化が達成されている. $t=10\text{ s}$ で飛行フェーズ移行指令を受けると, 蹴り上げフェーズへと移行し, エレベータ舵角があらかじめ設定した -30 度となり, 頭上げモーメントが加わり姿勢が転回し始めている. 迎角が表 2.6 で設定した $\alpha_C = 30^\circ$ を超えると, 振り下げ制御フェーズへと移行している. そして, 式 (2.54) で表される条件式に従って振り下げフェーズから減速飛行フェーズへと移行し, 安定化制御によって迎角は減衰振動をしながら 90 度付近へと収束している. $t=25\text{ s}$ で垂直飛行フェーズへの切り替え指令が出ると, ラダー舵角を 0 度から 90 度へ切り替えるとともに, エレベータ舵角が 15 度から 90 度へと切り替わり, $C_m > 0$ の頭上げモーメントが生じ, 迎角が正の方向へと動いている. ただし, 迎角は 100 度付近で減少に転じ, 角速度は正から負へと変化している. それに伴って舵角は 90 度から 0 度へ切り替わっており, $C_m < 0$ の頭下げモーメントを発生させて負の方向へ角速度を増している. そして迎角 60 度付近で再び角速度が正へと切り替わり, $C_m > 0$ の頭上げモーメントを発生させ, その勢いで 180 度方向へと姿勢が転回している. このように振り上げフェーズでは合計 3 回の切り返しを行って角速度を増加させることで, 安定平衡点から不安定平衡点への遷移が実現している. 迎角が振り上がり, あらかじめ定めたしきい値の $\alpha_V = 135^\circ$ を超えると垂直降下フェーズへ移行し, 迎角 180 度への安定化制御が行われる. このときラダー舵角 90 度およびエレベータ舵角 90 度の状態,

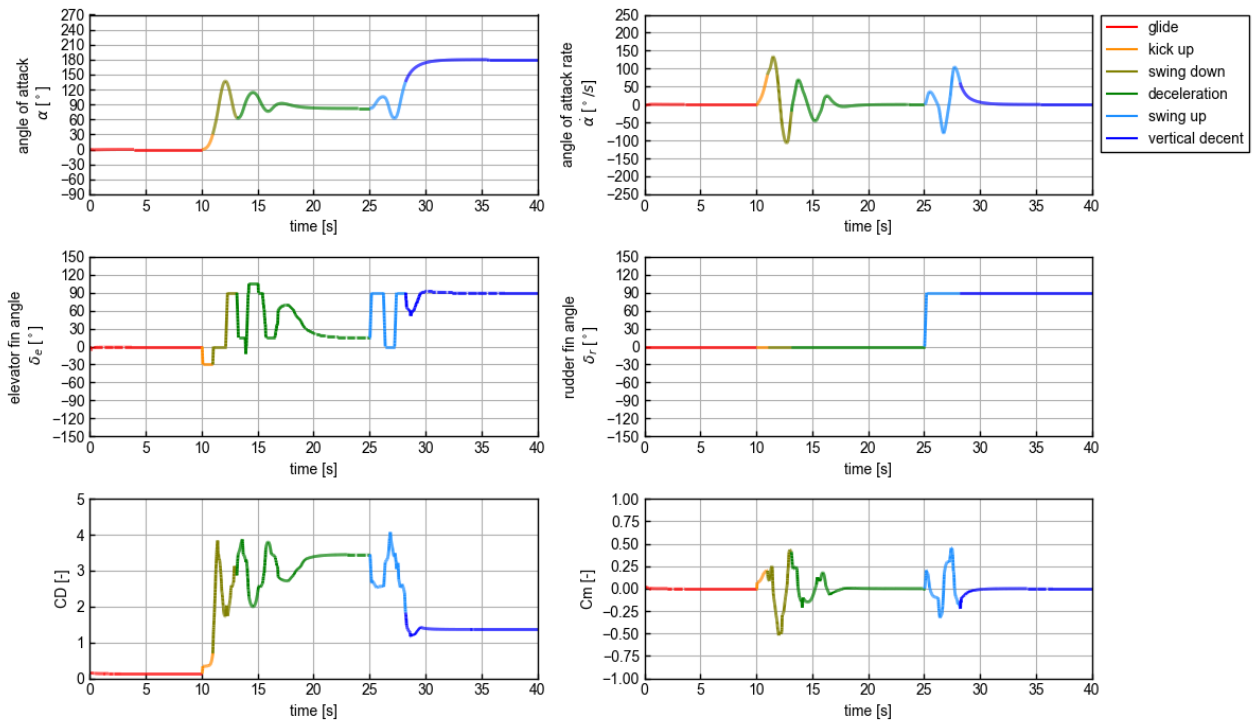


図 2.29: 二段階転回法による姿勢転回シミュレーションの結果 (Fin-S020, $X_{CG} = 60\%$)

すなわち全ての尾翼の舵角を 90 度とした状態で姿勢安定が実現している。

以上のように、スライディングモード制御とエネルギー法を組み合わせた制御により、滑空、減速および垂直降下フェーズにおける安定化制御と各フェーズ間を移行する姿勢転回が実現されていることが確認できた。

重心位置の影響

次に、機体の重心位置が姿勢運動に与える影響について調べるために、Fin-S020 を装備した機体で重心位置を $X_{CG} = 56\%, 60\%, 64\%$ と変化させて数値シミュレーションを行った。シミュレーション結果は図 2.30 に示す通りであり、それぞれ迎角、迎角変化率およびエレベータ尾翼舵角の時間履歴を比較している。

$X_{CG}=60\%$ では滑空フェーズから減速フェーズへの移行、および減速フェーズから振り上げ制御によって垂直降下フェーズへの移行が達成されている。

重心位置を機体後方に設定した $X_{CG}=64\%$ のケースでは、滑空フェーズから蹴り上げフェーズへと移行したのち、迎角は 90 度を通過してそのまま 180 度方向へ回ってしまっており、減速フェーズへ収束させることができていない。 C_m 特性と重心位置の関係を示した図 2.20 から分かるように、重心位置が機体後方に移動すると迎角 0 度から 90 度にかけて C_m のピーク値が大きくなり、より大きな頭上げモーメントがはたらくこととなる。

これにより、姿勢転回中にはたらくモーメントの力積が大きくなり、角速度が大きくなりすぎたことで減速フェーズへと移行させることができなかつたと考えられる。

一方、重心位置を 56% 位置に設定したケースでは、滑空フェーズから減速フェーズへの移行は達成されていることが確認できる。このときの転回中の角速度は $X_{CG}=60\%$ のケースよりも小さくなっており、転回時の迎角のオーバーシュートも小さくなっている。これは、 $X_{CG}=64\%$ のケースとは逆に、重心位置が機体前方になるほど迎角 0 度から 90 度の間の C_m のピーク値が小さくなり、はたらくモーメントが小さくなるためであると考えられる。以上のように滑空フェーズから減速フェーズへの 1 回目の姿勢転回については $X_{CG} = 56\%$ でも成功しているが、一方で減速フェーズから垂直降下フェーズへの 2 回目の姿勢転回は不成立となっている。重心位置が前方にあるほど迎角 90 度から 180 度の間ではたらく頭下げモーメントは大きくなるが、このモーメントは迎角 90 度付近の安定平衡点へと戻そうとする方向にはたらく。そのため、振り上げ制御による振り上がり角度が小さくなってしまい、180 度まで振り上げることができなかつたと考えられる。

以上のように、重心位置を変更すると C_m 特性が変化し、それに伴って姿勢転回の挙動は大きく変化する結果が得られた。重心位置が後方になるほど迎角 0 度から 90 度の間にはたらく頭上げモーメントが大きくなり、滑空フェーズから減速フェーズへの転回が成立しなくなった。逆に、重心位置が前方にあると迎角 90 度から 180 度にかけてはたらく頭下げモーメントが強くなり、減速フェーズから垂直降下フェーズへの移行が不成立となった。このように、二段階転回法において 2 回の姿勢転回を成立させるためには、 C_m 特性を考慮に入れつつ重心位置を適切な位置に設定する必要があることが分かった。

尾翼サイズの影響

続いて、尾翼サイズが姿勢運動に与える影響について検討するために 4 種類の尾翼サイズで姿勢転回の数値解析を行った。結果を図 2.31 に示す。重心位置は $X_{CG} = 60\%$ である。

まず、滑空フェーズから減速フェーズへの姿勢転回について見てみると、尾翼サイズが小さいほど迎角 90 度を越えたオーバーシュート量が大きくなっていることに加え、その後姿勢を安定化させるまでに何度か往復し、減衰振動のような挙動となっている。一方で、尾翼サイズが大きい Fin-S030 や Fin-S040 のシミュレーション結果では、オーバーシュート量は小さく、姿勢は振動的になることはなく減速フェーズの目標迎角へとスムーズに移行している。以上のように挙動が変化した要因については 2 点考えられる。まず、 C_m 特性と尾翼サイズの関係図 2.19 でも示したように、尾翼サイズが大きいほど風圧中心が機体後方に位置するため、迎角 0 度から 90 度の間の C_m の最大値は小さくなる。ゆえに姿勢転回中にはたらく頭上げモーメントが小さく、転回角速度が小さくなることでオーバーシュートが小さくなつたと考えられる。また、当然ながら尾翼サイズが大きいほど

どエレベータ尾翼を操作したときの C_m の変化量が大きくなり、大きな制御モーメントが得られるため、姿勢安定化に要する時間が短くなったと考えられる。

減速フェーズから垂直降下フェーズへの2回目の転回については、尾翼サイズが小さい Fin-S010 では振り上げに失敗しており、迎角は180度へと移行できていない。一方、一番大きい Fin-S040 では2回舵角を切り替えたのち姿勢角が大きく負の方向へ回転し、0度を超えて迎角が負の方向へ回転してしまっている。これは、尾翼サイズが大きいほど舵角を0度から90度へ切り替えたときの C_m 変化量が大きく、得られる角速度が大きくなったことで回りすぎてしまったものと考えられる。すなわち、2回目の転回については、尾翼サイズが大きいからといって必ずしも成功するとは限らず、舵角を切り替えたときのモーメント変化量が適正になるように舵角を選択する必要があるといえる。

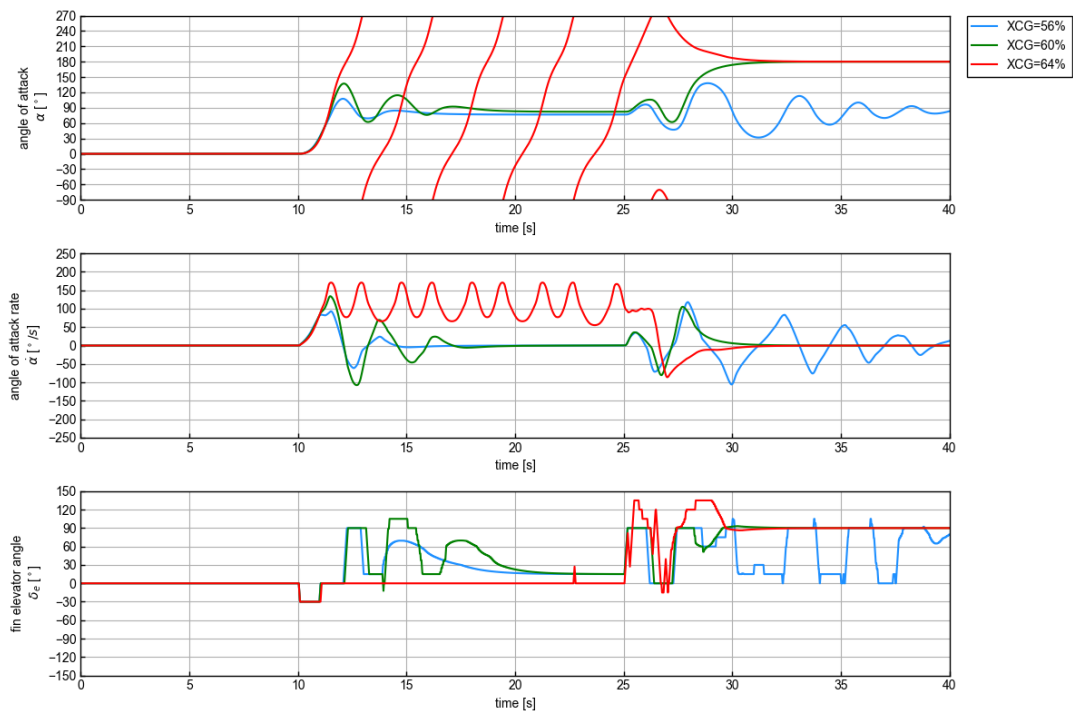


図 2.30: 二段階転回法における重心位置の影響 (Fin-S020)

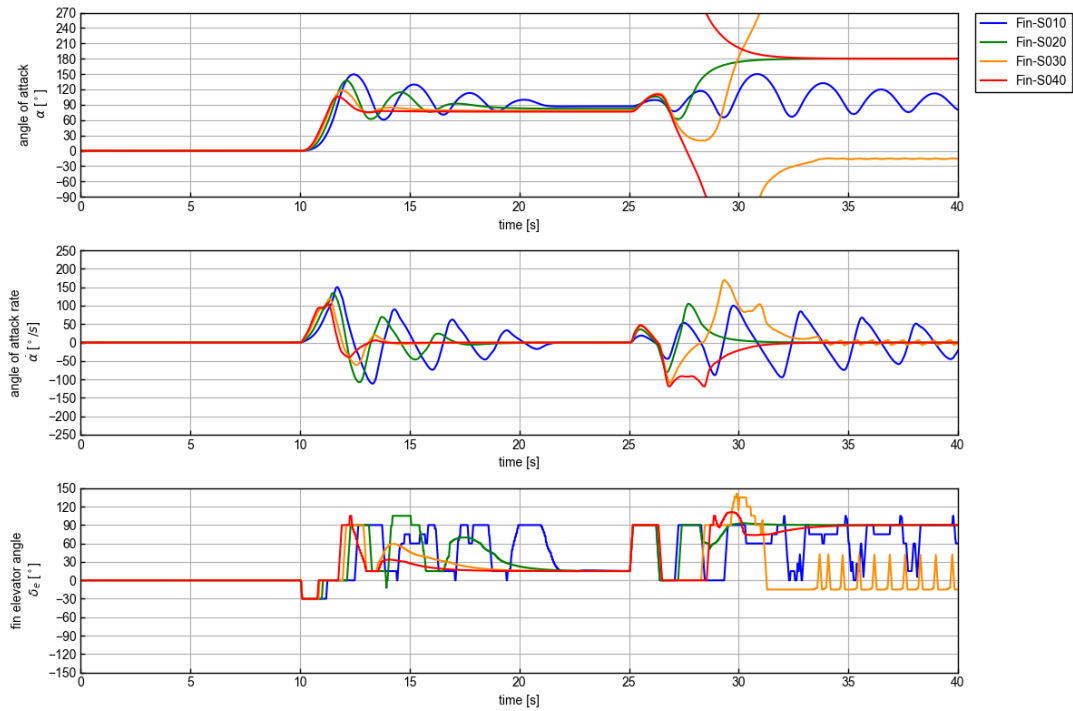


図 2.31: 二段階転回法における尾翼サイズの影響 ($X_{CG} = 60\%$)

振上げフェーズにおける切替舵角の影響

振り上げフェーズでは舵角 0 度と 90 度を切り替え、その時に生じるモーメント変化を利用して安定平衡点から不安定平衡点への振り上げを行ったが、図 2.31 の結果で示したように、この時の変化量が大きすぎると姿勢が回転しすぎてしまい、目標の 180 度へうまく遷移できない場合があることが分かった。そこで、切り替え舵角の組合せを変更し、モーメント変化量を調整することで減速フェーズから垂直降下フェーズへの転回を達成することができるかどうかシミュレーションで確認した。切り替え舵角の組合せとしては、角速度が負のときに選択する舵角 $\delta_{e-} = 0^\circ$ は変更せず、角速度が正の時の舵角を、 $\delta_{e+} = +90^\circ, +75^\circ, +60^\circ$ と変更した。Fin-S040 形態でのシミュレーション結果を図 2.32 に示す。

$\delta_{e+} = 75^\circ, 60^\circ$ ではそれぞれ 3 回および 5 回の切り返しで迎角 180 度への移行が達成できている。 $\delta_{e+} = 60^\circ$ では $\delta_{e+} = 75^\circ$ と比べて舵角 0 度との C_m 差分が小さいために振り上げる際に生じる空力モーメントが小さく、そのため振り上げに要する切り替え回数が多くなったと考えられる。

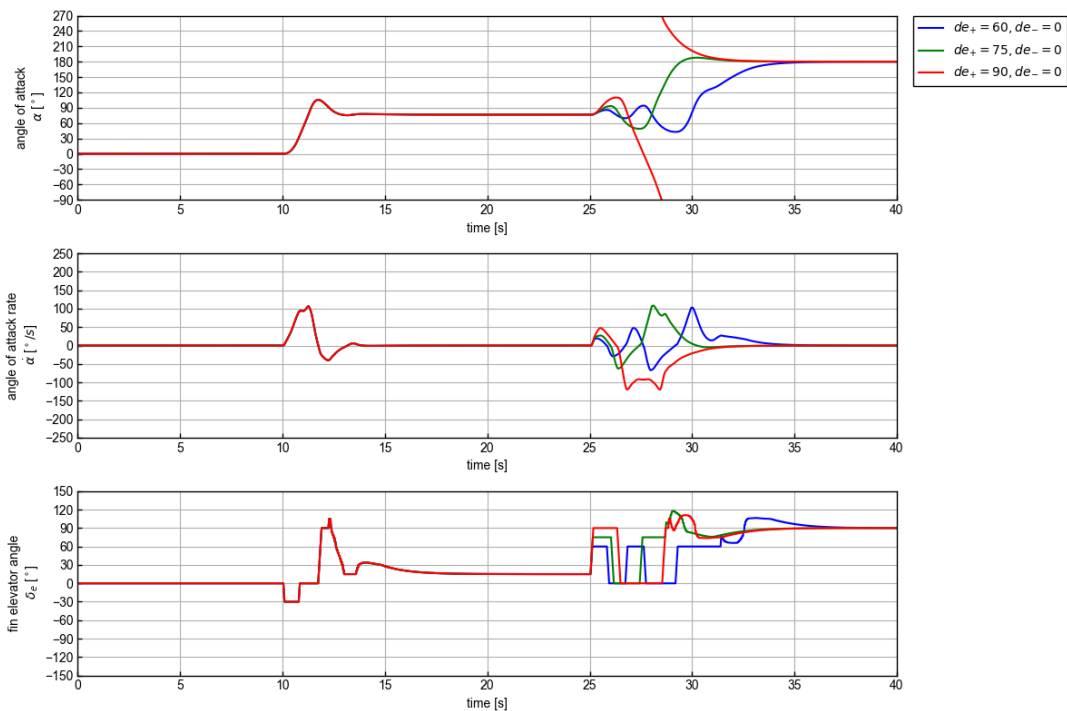


図 2.32: 二段階転回法における振上げフェーズの切替舵角の影響 (Fin-S040, $X_{CG} = 60\%$)

2.6.3 直接転回法の解析結果

基本ケース (Fin-S020, $X_{CG} = 60\%$)

Fin-S020 形態で重心位置 60%としたときの直接転回法による解析結果を図 2.33 に示す。t=0s から 10s までは滑空飛行フェーズであり、目標迎角 0 度を与えている。t=10s で垂直降下フェーズへ切り替える指令を出しており、蹴り上げフェーズへ移行し、 $C_m > 0$ となる固定舵角が与えられている。 $C_m > 0$ の頭上げモーメントによって姿勢が転回されたのち、迎角が 100 度付近を超えると今度は $C_m < 0$ となり、頭下げモーメントがはたらいて姿勢角速度が小さくなり始めている。そして飛行フェーズを切り替えるしきい値である $\alpha_V = 135^\circ$ を超えると蹴り上げフェーズから垂直降下フェーズへと移行し、ラダー舵角を 90 度に切り替えるとともに、目標迎角 180 度への安定化制御が達成されている。

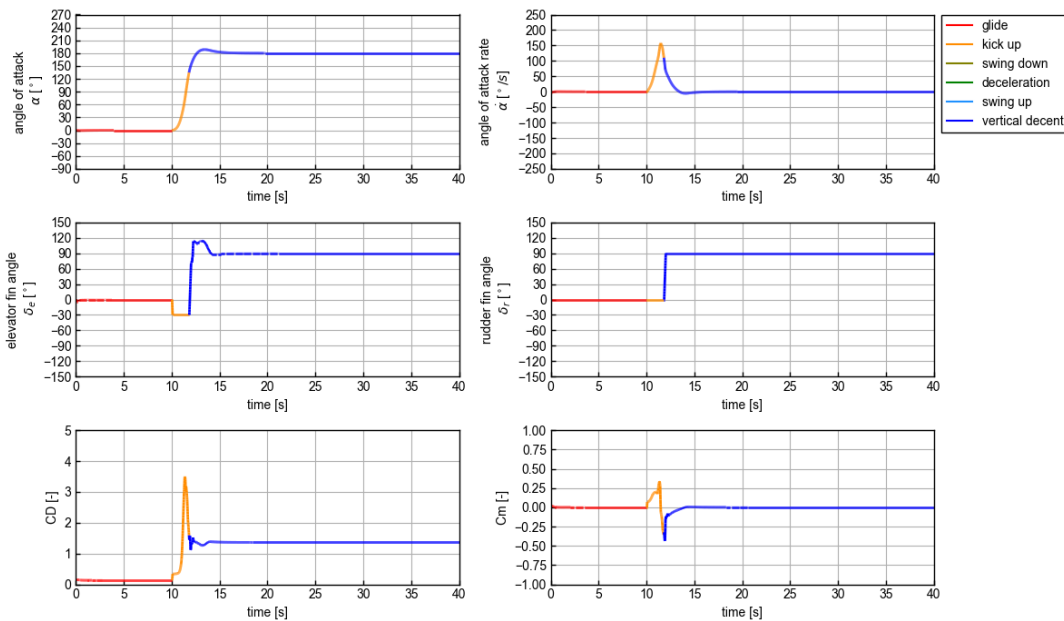


図 2.33: 直接転回法による姿勢転回シミュレーションの結果 (Fin-S020, $X_{CG} = 60\%$)

重心位置の影響

重心位置を 56%, 60%, 64% に設定した時の直接転回法の解析結果を図 2.34 に示す。重心位置を 64% に設定したケースでは、姿勢転回時の角速度が大きくなっており、垂直降下フェーズに切り替わったのちも勢いを止めることができず、そのまま 180 度を超過してしまっている。これは、重心位置が機体後方になるほど迎角 0 度から 90 度にかけてはたらく頭上げモーメントが大きくなる一方、それを相殺する 90 度から 180 度での頭下げモーメントは小さくなることから、角速度があまり小さくならないまま 180 度を超過してしまったと考えられる。

一方、重心位置 54% のケースでは 120 度付近で角速度が 0 になってしまい、垂直降下フェーズへの切り替え角である 135 度に到達することができず、転回に失敗している。重心位置が機体前方にあるほど迎角 0 度から 90 度にかけて C_m の最大値が小さくなり、はたらく頭上げモーメントが小さいために迎角 180 度まで到達するために必要な角速度が得られなかったことに加え、迎角 90 度から 180 度にかけて復元力としてはたらく頭下げモーメントが大きくなり、結果的に 180 度に到達することができなかつたと考えられる。

尾翼サイズの影響

4 種類の尾翼サイズで運動解析を行った結果を図 2.35 に示す。尾翼サイズが小さい場合、迎角は 180 度を超過して回りすぎてしまい、垂直降下フェーズへの移行に失敗している。これは、尾翼サイズが小さいと $C_m > 0$ の領域が拡大し、 C_m の最大値が大きくなることから、角速度が大きくなってしまうことに加え、エレベータ舵効きが小さいため、180 度へ安定化させるのに必要な制御トルクを生じさせることができなかつたためであると考えられる。

一方、尾翼サイズが大きいケースでは、迎角は 180 度に到達することができず、安定平衡点となる迎角付近で単振動のような挙動に落ち着いてしまっている。尾翼サイズが大きいほど風圧中心が機体後方に移動し、はたらく頭上げモーメントが小さいために角速度小さくなったことに加え、迎角 90 度から 180 度にかけて復元力としてはたらく頭下げモーメントが大きくなり、結果的に 180 度に到達することができなかつたと考えられる。

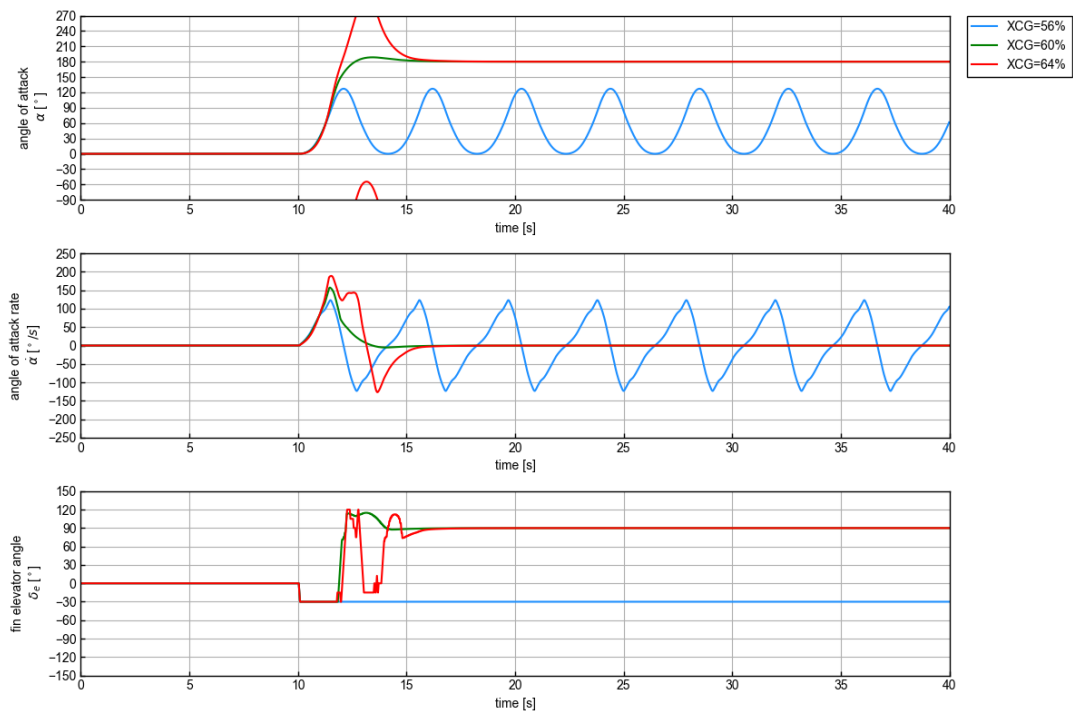


図 2.34: 二段階転回法における重心位置の影響

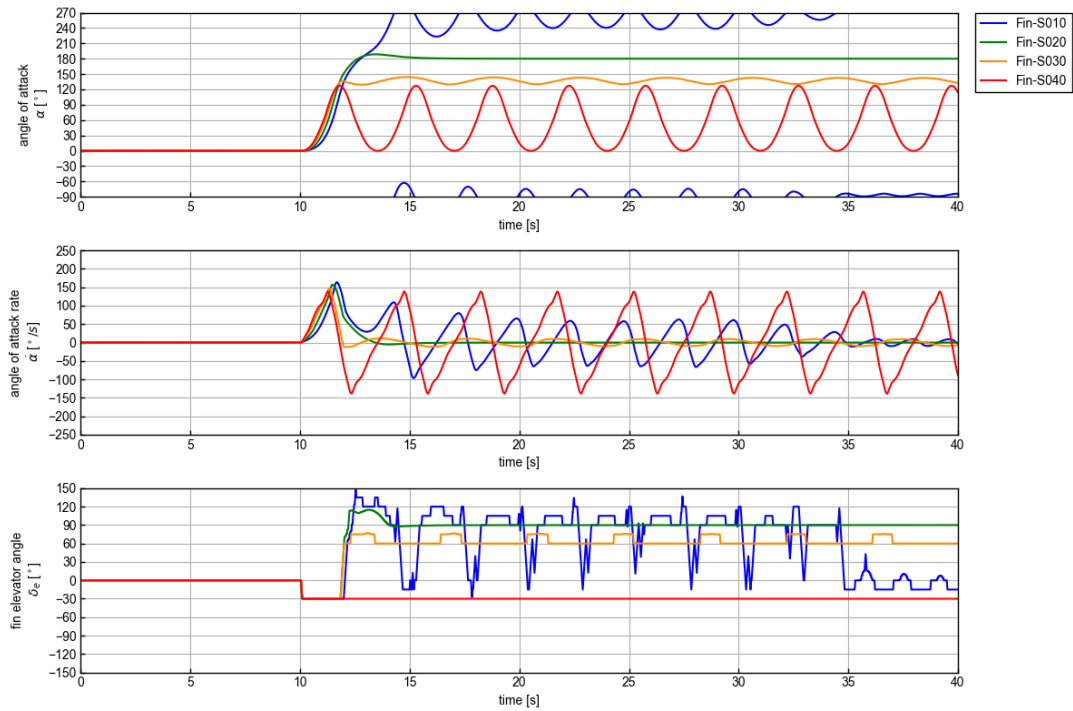


図 2.35: 直接転回法における尾翼サイズの影響

2.7 本章のまとめ

本章では、細長形状の胴体に尾翼を4枚装備した機体構成において、滑空飛行から姿勢転回を経て垂直着陸姿勢に至るまでの姿勢運動を空力舵面のみの制御によって実現する方法を検討した。

第一に空力特性を取得するために低速風洞において力計測試験を行い、迎角0度から180度までの静的な空力特性を取得した。そして、空力特性のうち姿勢運動を決定づけるピッチングモーメント特性に着目し、2種類の姿勢転回方法を考案した。1つ目の方法は「二段階転回法」であり、低迎角での滑空飛行状態から姿勢転回を行い、空気抵抗が大きくなる迎角90度付近で一度姿勢を静止させて減速飛行を行ったのち、着陸直前に再び姿勢を転回し、垂直姿勢に移行する方法である。2つ目の方法は「直接転回法」であり、滑空飛行状態から迎角180度の垂直姿勢へと一気に姿勢を移行させる方法である。

これらの姿勢転回を実現させるための制御則として、姿勢を安定化させるフェーズではスライディングモード制御を、姿勢を転回し飛行フェーズを遷移させるフェーズではエネルギー法による振り上げ制御を適用し、両者を組合せた制御則を構築した。

そして、経路角および動圧が変化しない定常飛行状態における1自由度の姿勢運動の数値解析を行い、提案した方法で一連の姿勢転回が実現できることを示した。機体の重心位置や尾翼サイズを変更すると C_m 特性が変化し、それに伴って姿勢転回の挙動は大きく変化した。重心位置が後方になるほど $C_m > 0$ となる迎角領域が拡大し、 C_m の最大値が大きくなるため、転回中にはたらく頭上げモーメントが大きくなり、転回角速度が大きくなって迎角180度を超過しまい転回失敗となるケースが生じた。逆に、重心位置が前方になると転回後半にはたらく頭下げモーメントが強くなり、減速フェーズから垂直降下フェーズへの姿勢転回において姿勢が振り上がりにくくなり、垂直降下フェーズへの移行ができないケースが生じた。

尾翼サイズに関しては、サイズが小さいほど風圧中心が機体前方に移動するため、 C_m の最大値が大きくなり、転回の角速度が大きくなって迎角180度を大きく超過してしまうケースが生じた。また、尾翼サイズが小さいほど尾翼操舵時のモーメント変化量が小さく、制御モーメントは小さくなってしまふことから、姿勢安定化に失敗したり、姿勢を静定させるまでに要する時間が長くなったりするなど、姿勢制御はより困難となった。

このように、姿勢転回を成立させるためには、尾翼サイズによる C_m 特性の変化を考慮に入れつつ重心位置を適切な位置に設定する必要があることが分かった。

以上に加えて、本研究ではラダー舵角を0度から90度へ切り替えることで迎角180度付近での C_m の傾きが小さくなることを明らかにし、この特性を利用して姿勢転回を実施しやすくする方法を示した。

第 3 章

動的風洞試験による姿勢転回の実証

3.1 本章の目的と構成

本章では、第 2 章で構築した姿勢転回が非定常な空気力が作用する環境においても成立することを示すために帰還飛行中の姿勢運動が模擬できる動的な風洞試験システムを構築し、滑空飛行から姿勢転回を経て垂直着陸姿勢に至るまでの一連の姿勢運動の成立性を風洞内において実証することを目標とする。

まず、3.2 節において製作した動的な風洞試験模型について解説したのち、3.3 節で姿勢転回試験の概要とその結果を示す。転回試験では尾翼サイズや模型の重心位置を変更して試験を行い、機体の姿勢運動に与える影響や姿勢転回の成立性について考察する。続いて 3.4 節では、動的風洞試験における姿勢運動の挙動を数値解析結果と比較し、動的な空力特性が姿勢運動に影響を与える可能性について指摘したのち、舵角固定状態での自由回転試験や模型表面圧力分布の計測を行い、姿勢運動と動的な空力特性との関係性について考察する。最後に 3.5 節では本章で得られた結果をまとめる。

3.2 転回試験模型の製作

3.2.1 試験模型の概要

姿勢転回試験用に製作した風洞試験模型の外観を図 3.1 に示す。2.3.1 節で記したようにこの模型は内部に天秤取り付け治具を別途取り付けることで力計測試験も行うことができるようになっており、模型の寸法についてはすでに図 2.7 で示した通りである。

模型は直径 10mm の支柱で左右から支持されて風洞内に設置され、支柱と模型の間にベアリングを介していることで 360 度自由なピッチング回転が可能である。回転中心と

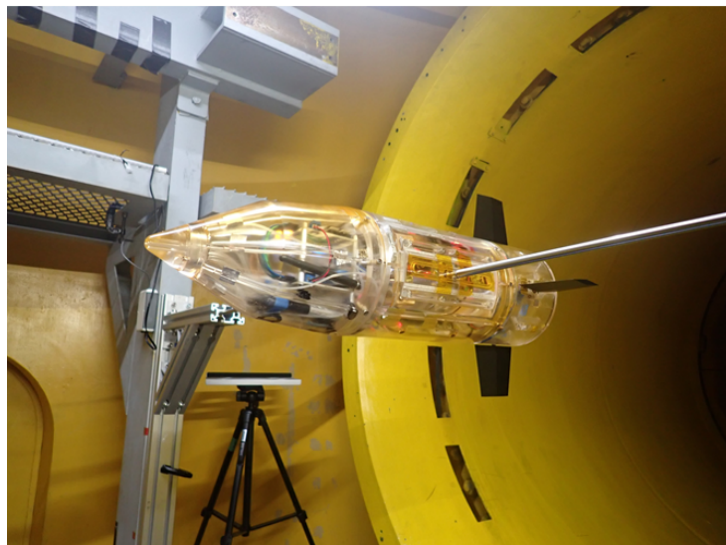


図 3.1: 動的風洞試験模型の外観

なる軸は機体全長比 50% から 70% 位置まで自由に設定することができるようになっている。胴体後部には尾翼を 4 枚取り付けることができ、尾翼はそれぞれサーボモータにより駆動され、4 枚独立に動作させることが可能である。

飛行中の姿勢運動を模擬するためには模型の重心位置と回転中心を一致させる必要があり、本模型の内部には重心位置調整用のバランスウェイトを搭載している。バランスウェイトは機体 X 軸方向の重心位置を調整するためのウェイト（図 3.2）と Z 軸方向の重心位置を調整するためのウェイト（図 3.3）の計 2 個搭載しており、金属製おもりのサイズや個数を変更することでウェイトの合計質量を調整することができる。また、図 3.4 に示すように試験模型を回転軸に設置した状態で外部からバランスウェイトにアクセスできるようになっており、六角レンチによってウェイトの前後位置を微調整することができる。機体 X 軸方向および Z 軸方向のバランスウェイトの位置を調整し、模型から手を放しても姿勢が回転を始めなければ重心と回転中心が一致していることになる。

3.2.2 制御系および計測系

模型内部には制御計算用のコンピュータおよび各種センサが搭載されている。計測系のシステム系統図を図 3.5 に示す。

制御用の搭載コンピュータ (OBC: Onboard Computer) としては Raspberry Pi 4

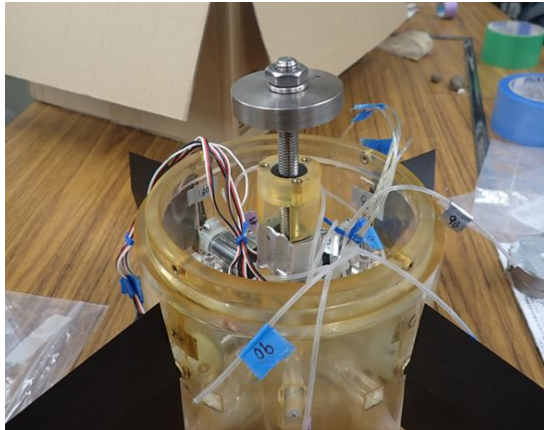


図 3.2: 機体 X 軸方向のバランスウェイト

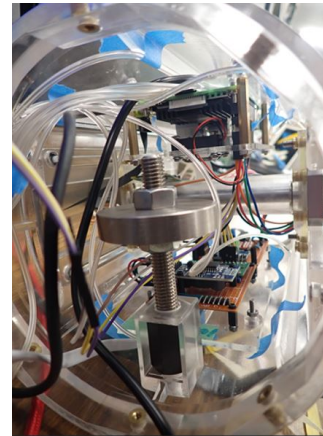


図 3.3: 機体 Z 軸方向のバランスウェイト



図 3.4: X 軸方向バランスウェイト調整の様子

Model B（4GB メモリモデル）を使用した。OBC には慣性センサ，圧力計測モジュール，尾翼駆動用のサーボモータ，送受信機，圧力計測モジュールおよびバッテリーが接続されている。

尾翼駆動用のサーボモータは双葉電子工業社製のロボットサーボ RS303MR を使用した。サーボモータの仕様を表 3.1 に示す。本研究で提案する姿勢転回方法では，第 2 章で記したように尾翼の舵角を 0 度から 90 度以上まで切り替えて制御を行うため，可動範囲が ± 150 度とれる本サーボモータを選定した。また，このサーボモータは OBC と双方向で通信を行うことができ，OBC から角度指令を与えるだけでなく，サーボモータの現在角度や電流値などの情報を取得することができる。

模型の姿勢角および角速度の計測には Boch 社の慣性センサ BNO055 を使用した。仕様を表 3.2 に示す。BNO055 は 3 軸加速度センサ，3 軸ジャイロセンサおよび 3 軸磁力センサを統合した慣性計測モジュールであり，加速度や角速度を取得できるのみならず，各センサ情報を用いて内部で積分計算やフィルタリング処理を行い，センサ姿勢をオイラー角もしくはクォータニオンの形式で出力することができる。

模型内部には送受信機として XBee3 を搭載しており，外部との無線通信が可能である。XBee3 は ZigBee という通信プロトコルによる無線通信を行うモジュールであり，安価で消費電力が少ないという特徴から小型機器への搭載に適している。

OBC や各種センサ，サーボモータ等への電力供給用のバッテリーは 2 個搭載しており，サーボモータへは 7.4V 出力のリチウムポリマーバッテリー (容量 1200 mAh) を，OBC へは 5V 2A 出力のモバイルバッテリー (容量 5000 mAh) を使用している。

模型外部からは XBee を搭載したコントローラー (図 3.6) によって飛行フェーズ切り替え指令を与えることができる。また，OBC で収集した各種センサデータや制御計算の結果はコントローラーとは別に用意した外部の XBee 受信機へと送信される。受信機で受け取ったデータはパソコンに取り込まれ，リアルタイムでデータをモニタリングできるようになっている。

模型内部に搭載した OBC では，外部コントローラーからの指令受信，各センサからの情報取得，制御計算，サーボモータへの舵角指令および計算結果の送信という一連の動作を 20ms 間隔で実施可能となっている。

表 3.1: サーボモータの仕様

型番	RS303MR
メーカー	双葉電子工業
トルク	6.5 kgf · cm
動作速度	0.11 s/60°
質量	28 g
寸法	35.8 x 19.5 x 25.0 mm
入力電圧	4.8 - 7.4 V
可動範囲	±150°
通信形式	TTL 半二重通信

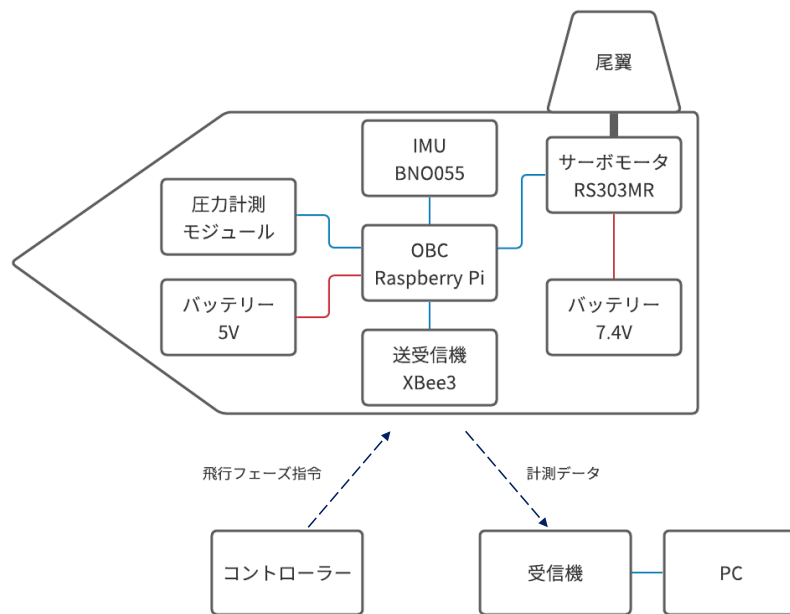


図 3.5: 試験模型のシステム系統図

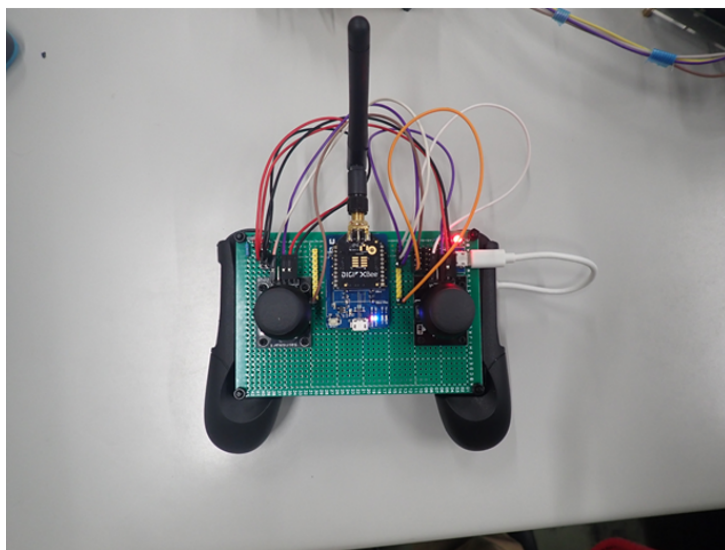


図 3.6: コントローラーの外観

表 3.2: 慣性センサの仕様

型番	BNO055
メーカー	BOSCH
加速度センサ レンジ	$\pm 16 \text{ g}$
角速度センサ レンジ	$\pm 2000 \text{ deg/s}$
地磁気センサ レンジ	$\pm 1300 \mu\text{T (X, Y)}, \pm 2500 \mu\text{T (Z)}$
出力レート	100 Hz
Fusion モード出力物理量	クォータニオン, オイラー角
入力電圧	3.3 V
通信形式	I ² C

3.2.3 質量特性計測

本節では転回試験模型の質量特性の計測方法とその結果について記載する。

前述の通り本研究で製作した風洞試験模型の内部にはバランスウェイトを内蔵しており、その位置を調整することで回転中心と模型の重心位置を一致させることができる。一様流中においては、回転中心と重心位置を一致させた状態の模型には空気力によるピッチングモーメントの他に回転軸のベアリング部分に摩擦モーメントが作用する。この摩擦モーメントとして回転角速度に比例する粘性減衰を仮定すると、姿勢角 θ の運動方程式は、模型の慣性モーメントを I_v とすると、

$$I_v \ddot{\theta} = C_m \bar{q} S l - K_f \dot{\theta} \quad (3.1)$$

と表される。ここで、 K_f は粘性減衰係数である。また、無風状態で模型を回転させると、運動方程式は

$$I_v \ddot{\theta} = -K_f \dot{\theta} \quad (3.2)$$

となり、回転軸にはたらく摩擦モーメントの影響により模型の回転角速度は徐々に低下し、やがて静止する。式 (3.2) においては未知数が I_v と K_f の2つ存在するため、この時の姿勢角の挙動からは慣性モーメントを算出することはできない。

一方、図 3.7 に示すように模型底面に質量特性が既知のウェイトを取り付けると、回転中心と模型重心がずれた状態となり、姿勢角は $\theta = 90^\circ$ を中心に減衰振動を行う。この減衰振動の挙動を利用すると模型の慣性モーメントおよび摩擦モーメントの粘性減衰係数を同定することができる。

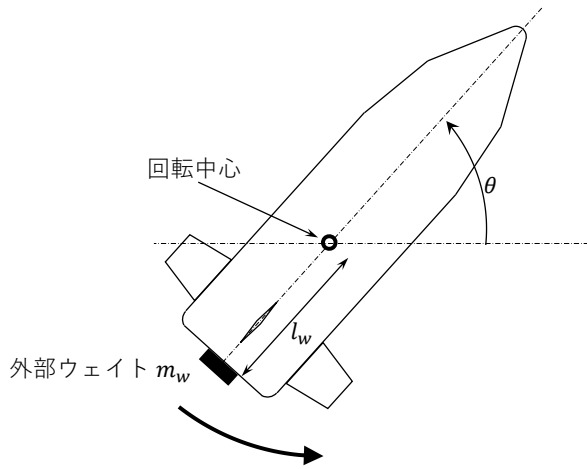


図 3.7: 模型慣性モーメント測定試験の概要

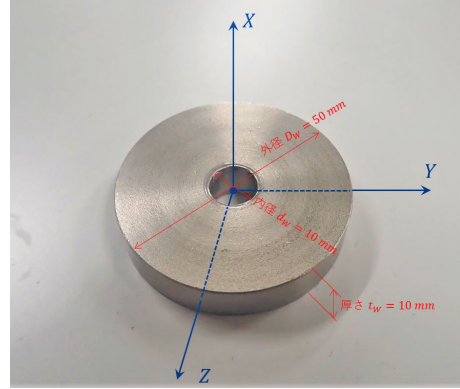


図 3.8: 外部ウェイトの外観

模型底面に取り付けた外部ウェイトの外観を図に示す．形状は外径 $D_w = 50$ mm，内径 $d_w = 10$ mm，厚さ $t_w = 10$ mm の中空円筒であり，質量は $m_w = 146.0$ g である．このウェイトの質量中心を原点としたとき，図 3.8 の Z 軸まわりにおける慣性モーメントは，ウェイトの幾何学的形状より，

$$I_w = m_w \left(\frac{D_w^2 - d_w^2}{16} + \frac{t_w^2}{12} \right) \quad (3.3)$$

として求められる．また，回転中心から模型底面までの距離を l_w とすると，回転中心と外部ウェイトの質量中心までの距離は $l_w + t_w/2$ となるため，平行軸の定理を用いると回転中心における外部ウェイトの慣性モーメント I'_w は，

$$I'_w = I_w + m_w \left(l_w + \frac{t_w}{2} \right)^2 \quad (3.4)$$

と表される．

以上の関係を用いると，外部ウェイトを付加した状態における姿勢の運動方程式は，重力加速度を g として，

$$(I_v + I'_w)\ddot{\theta} = -m_w g (l_w + t_w/2) \sin\theta - K_f \dot{\theta} \quad (3.5)$$

となる． θ について線形化を行い，上式の両辺を $I_v + I'_w$ で割ると，

$$\ddot{\theta} + 2\zeta\omega_n\dot{\theta} + \omega_n^2\theta = 0 \quad (3.6)$$

と表すことができる。ここで、

$$\zeta = \frac{K_f}{2\sqrt{m_w g (l_w + t_w/2) (I_v + I'_w)}} \quad (3.7)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{m_w g (l_w + t_w/2)}{I_v + I'_w}} \quad (3.8)$$

であり、 ζ, ω_n はそれぞれ減衰比および固有角振動数である。 $0 < \zeta < 1$ のとき式 (3.6) の運動は減衰振動となり、その一般解は、

$$\theta(t) = A e^{-\zeta \omega_n t} \cos(\omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} t - \phi) \quad (3.9)$$

と表される。また、姿勢角速度 ω についても式 (3.9) を時間微分して、

$$\omega(t) = B e^{-\zeta \omega_n t} \cos(\omega_n \sqrt{1 - \zeta^2} t - \psi) \quad (3.10)$$

の形で表すことができる。 A, B および ϕ, ψ は任意定数であり、初期条件から定められる。式 (3.9) もしくは式 (3.10) より、減衰振動の周期 T_d は、

$$T_d = \frac{2\pi}{\omega_n \sqrt{1 - \zeta^2}} \quad (3.11)$$

となる。また、1周期ごとに振幅の極大値がどのように変化するか考えると、 i 番目に極大値をとる時刻を t_i とし、極大値の振幅比の対数をとると、

$$\delta = \log \frac{\omega(t_i)}{\omega(t_{i+1})} = \frac{2\pi\zeta}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \quad (3.12)$$

と表すことができる³⁶⁾。この δ を対数減衰率といい、 $\zeta \ll 1$ の場合は

$$\delta \simeq 2\pi\zeta \quad (3.13)$$

と近似される。

外部ウェイトを付加した状態で減衰振動をさせ、その周期と振幅の対数減衰比を算出すると式 (3.11) および (3.12) より、減衰比 ζ と固有角振動数 ω_n が求められる。さらに、求めた ζ と ω_n を用いると、式 (3.7) および (3.8) より粘性減衰係数 K_f と外部ウェイトを取り付けた状態での慣性モーメント $I_v + I'_w$ が求められる。そして、外部ウェイト I'_w の慣性モーメントは式 (3.3) および (3.4) より既知であるので、外部ウェイトを付加していない状態、すなわち重心位置と回転中心が一致した状態における模型の慣性モーメント I_v を求めることができる。

以上の算出方法は減衰振動の一般解が式 (3.9) および (3.10) で表されることから、姿勢角 θ でも角速度 ω でも成立するが、本研究では 3.2.2 節で記した慣性センサ BNO055 の

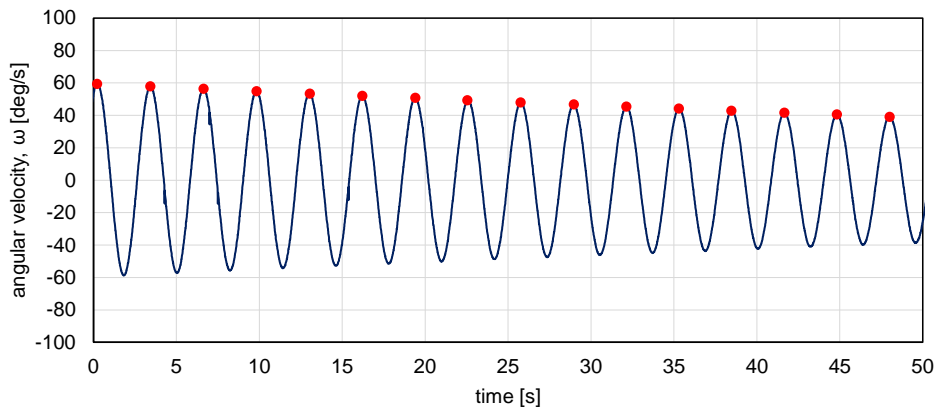


図 3.9: 姿勢角速度の減衰振動の様子

ジャイロセンサから出力される角速度を使用して慣性モーメントの同定を行った。

外部ウェイトを付加して減衰振動を行った際の角速度履歴を図 3.9 に示す。同図に示した実験データから角速度の極大値とその時刻を抽出し、周期 T_d と対数減衰率 δ を算出した。ただし、姿勢角の振幅が大きすぎると振動に非線形性が生じるため、姿勢角の振幅が 30° 以下のデータを使用して慣性モーメントを算出した。その結果、図 3.10 および図 3.11 に示すように、 T_d, δ はほぼ一定の値となったため、それらの平均値を算出して慣性モーメントおよび粘性減衰係数の算出に使用した。

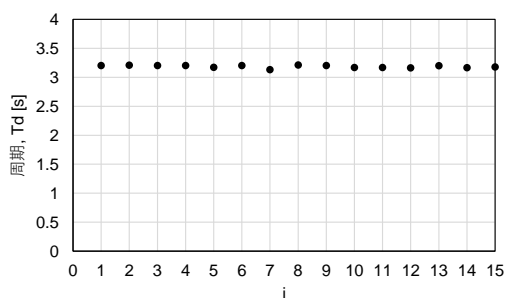


図 3.10: 周期 T_d の算出結果

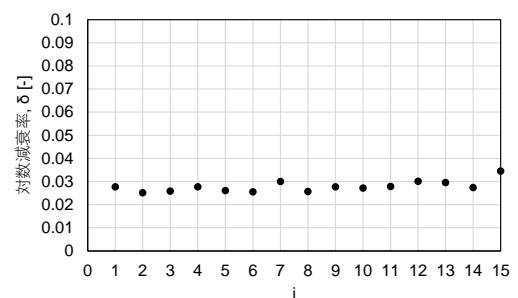


図 3.11: 対数減衰率 δ の算出結果

慣性モーメントと粘性減衰係数の同定結果を表 3.3 に示す。なお、模型質量は表 3.4 に記載のデジタルはかりを使用して計測した。尾翼サイズや重心位置を変更すると重心位置と回転中心を一致させるために必要となる模型内部のバランスウェイトの質量が変化する

ため、単純に尾翼サイズが大きいほど模型質量も大きくなるわけではないことに注意する。また、表 3.3 における慣性半径 k_v とは、

$$I_v = m_v k_v^2 \quad (3.14)$$

で表される量である。

表 3.3: 質量特性および粘性減衰係数の同定結果

尾翼サイズ	重心位置 $X_{CG}[\%]$	質量 m_v [kg]	慣性モーメント I_v [kg · m ²]	慣性半径 k_v [m]	粘性減衰係数 K_f [kg · m ² /s]
Fin-S010	60	3.571	7.368×10^{-2}	143.6×10^{-3}	1.229×10^{-3}
Fin-S020	60	3.525	7.595×10^{-2}	146.8×10^{-3}	2.175×10^{-3}
Fin-S030	56	4.390	9.298×10^{-2}	145.5×10^{-3}	2.059×10^{-3}
Fin-S030	60	3.630	7.641×10^{-2}	145.1×10^{-3}	1.816×10^{-3}
Fin-S030	65	4.638	9.312×10^{-2}	141.7×10^{-3}	3.051×10^{-3}
Fin-S040	60	3.641	8.044×10^{-2}	148.7×10^{-3}	2.369×10^{-3}

表 3.4: デジタルはかりの仕様

商品名	レンジャー 3000 卓上型はかり
型番	R31PE15
メーカー	オーハウス
秤量	15 kg
最小表示	0.5 g

3.3 姿勢転回試験

3.3.1 試験条件

風洞試験は JAXA 宇宙科学研究所の惑星環境風洞にて実施した。当風洞の詳細については 2.3.2 節で記した通りである。主流流速は 10m/s とし、模型全長を代表長さとするときレイノルズ数は $Re = 3.77 \times 10^5$ である。

3.3.2 二段階転回法による転回試験の結果

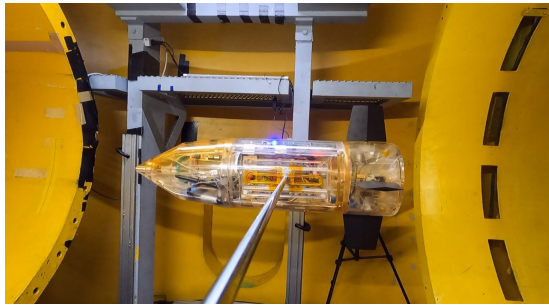
Fin-S030 の尾翼を 4 枚装備し、重心位置を 60 % に設定した機体構成で二段階転回法による転回試験を行った試験の様子を図 3.12 に示す。また、試験時の姿勢角、姿勢角速度、エレベータ舵角およびラダー舵角の時間履歴を図 3.13 に示す。同図の時間履歴は飛行フェーズに応じて色分けを行ってプロットしている。滑空、減速および垂直降下フェーズにおける目標迎角はそれぞれ 0, 90, 180 度を与えている。t=0s から 10s までは滑空フェーズ指令を与えており、目標迎角として与えた 0 度での姿勢安定が達成されていることが確認できる。t=10s で飛行フェーズ指令が切り替わり、それに伴って蹴り上げフェーズへと移行し、 $\delta_e = -30^\circ$ の固定舵角が与えられ、空力不安定状態となって機体姿勢が転回し始めている。姿勢角が飛行フェーズ切り替えのしきい値として設定した $\alpha_C = 30^\circ$ を超えると振り下げフェーズへと移行している。そして、角速度が正のときは $\delta_{e+} = 0^\circ$ 、負のときは $\delta_{e-} = 90^\circ$ へとエレベータ舵角を切り替える操作を複数回繰り返すことで角速度が徐々に小さくなり、t=17 s 付近で減速フェーズへと移行したのちに迎角 90 度への安定化が行われている。t=27 s 付近で飛行フェーズ切り替え指令が与えられると、ラダー舵角を 0 度から 90 度にするとともに、角速度の正負に応じてエレベータ舵角を切り替えて姿勢を振り上げ、姿勢は 180 度の方向へと転回している。そして垂直降下フェーズへの移行判定角である $\alpha_V = 135^\circ$ を超えるとスライディングモード制御による安定化制御が開始され、姿勢角はオーバーシュートすることなく 180 度へとスムーズに移行している。

3.3.3 直接転回法による転回試験の結果

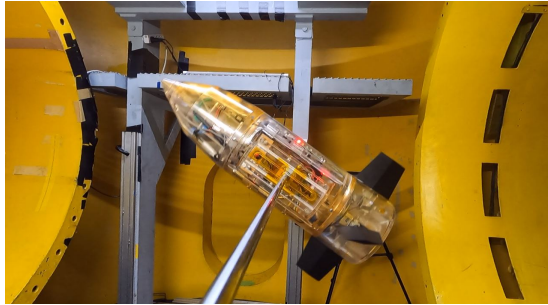
直接転回法による姿勢転回試験の結果を図 3.14 に示す。

t=0s から 10s までは滑空飛行フェーズとなっており、迎角 0 度への姿勢安定化が実現されていることが確認できる。そして t=10s で垂直降下フェーズへの移行指令が出され

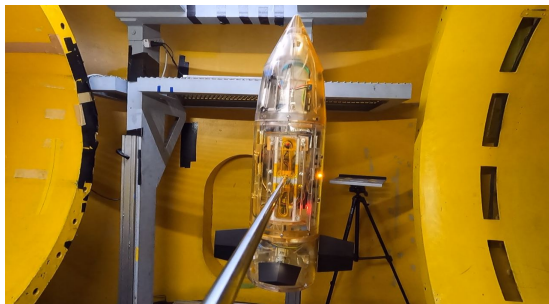
たことで頭上げモーメントがはたらくエレベータ舵角が与えられ、姿勢が転回し始めている。t=12s 付近で角速度が最大となり、姿勢角が90度付近を超えると今度は $C_m < 0$ の頭下げモーメントがはたらく領域となって姿勢角速度は徐々に小さくなっている。そして飛行フェーズを切り替えるしきい値である $\alpha_V = 135^\circ$ を超えると垂直降下フェーズへと移行し、ラダー舵角を90度に切り替えるとともに、目標迎角である180度への安定化がなされている。



(a) 滑空飛行フェーズ



(b) 1回目の姿勢転回



(c) 減速飛行フェーズ



(d) 2回目の姿勢転回



(e) 垂直降下フェーズ

図 3.12: 姿勢転回試験における姿勢運動の様子 (二段階転回法)

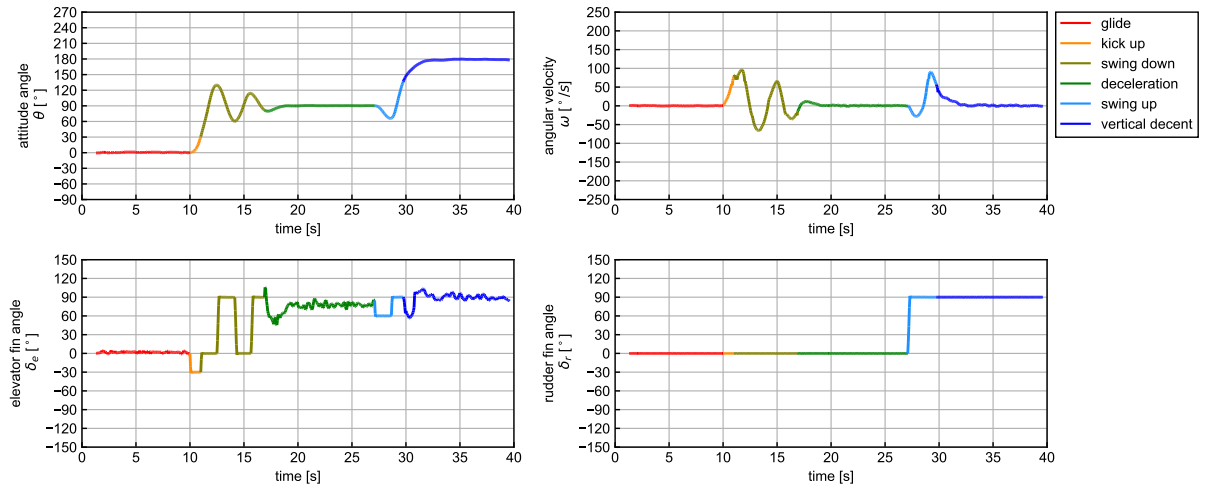


図 3.13: 二段階転回法による転回試験の結果 (Fin-S030, $X_{CG} = 60\%$)

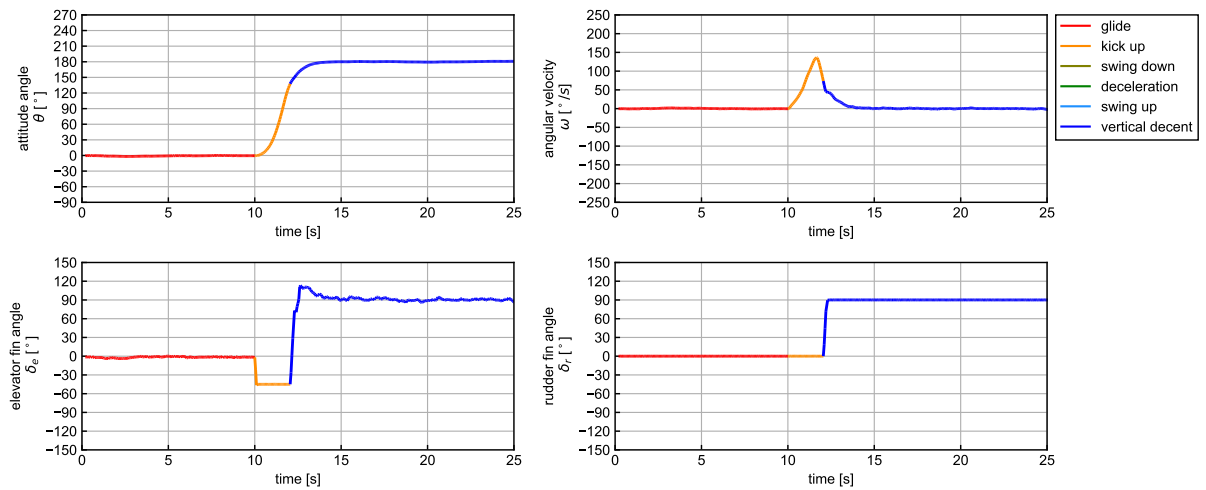


図 3.14: 直接転回法による転回試験の結果 (Fin-S030, $X_{CG} = 60\%$)

3.3.4 転回運動における重心位置の影響

機体重心位置が姿勢運動に与える影響を調べるために、Fin-S030 形態で重心位置を $X_{CG} = 56\%, 60\%, 65\%$ へと変更して姿勢転回試験を行った。二段階転回法による試験結果を図 3.15 に、直接転回法による試験結果を図 3.16 に示す。

重心位置を機体のより後方に設定した $X_{CG} = 65\%$ の場合、いずれの転回方法においても姿勢転回は成立していない。滑空フェーズで姿勢安定している状態から空力不安定性を利用した姿勢転回を開始すると、姿勢角は 180 度を大きく超えて回ってしまい、姿勢を静止させることができていない。

重心位置が $X_{CG} = 56\%$ の場合、二段階転回法においては 1 回目の姿勢転回中の角速度が小さくなっており、姿勢角 90 度への移行時のオーバーシュート量が小さくなり、よりスムーズに減速フェーズへと移行することができている。一方で、直接転回法においては転回角速度が小さくなったことで姿勢角は 180 度に到達することができず、転回不成立となっている。

以上の結果は第 2 章で行った数値解析の結果と定性的に同じであり、2.6 節で行った考察と同様に転回運動の相違は重心位置と C_m 特性の関係性から説明できると考えられる。すなわち、重心位置が機体後方にあるほど $C_m > 0$ となる迎角領域が拡大し、転回中に加わる頭上げモーメントによる力積が増大して角速度が大きくなる一方、 $C_m < 0$ となる迎角領域は縮小することから、頭下げとなる復元モーメントは小さくなり、角速度を十分に減じることができずに姿勢角は 180 度を超えて回ってしまったと考えることができる。

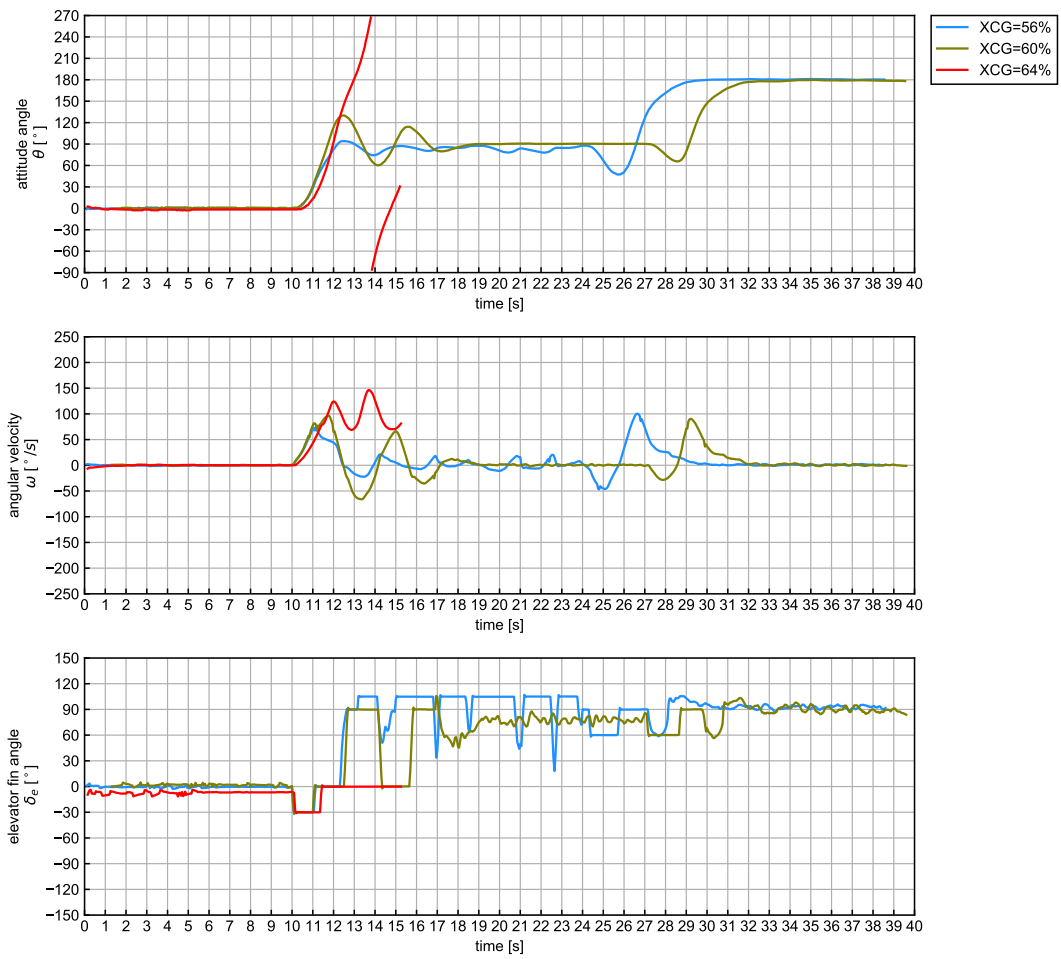


図 3.15: 二段階転回法における重心位置の影響

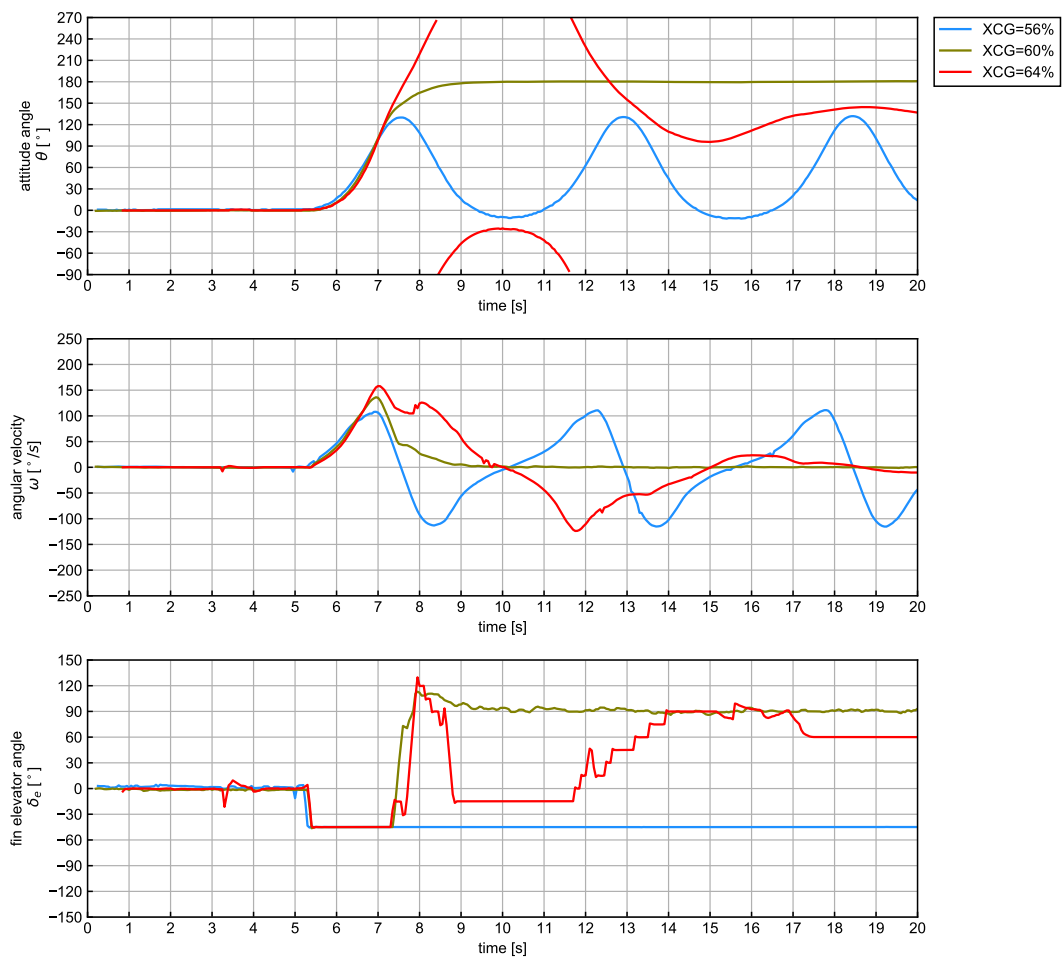


図 3.16: 直接転回法における重心位置の影響

3.3.5 転回運動における尾翼サイズの影響

次に、4種類のサイズの尾翼を用いて転回試験を行い、尾翼サイズが転回運動の挙動に与える影響を調査した。重心位置は $X_{CG} = 60\%$ である。二段階転回法による試験結果を図 3.17 に、直接転回法による試験結果を図 3.18 に示す。

二段階転回法における滑空フェーズから減速フェーズへの転回では、尾翼サイズが小さくなるほど姿勢角の挙動がより振動的になっている。サイズが一番大きい Fin-S040 では迎角 90 度で安定するまでに角速度の正負が 2 回切り替わっているが、Fin-S030 では 4 回、Fin-S020 では 10 回を要しており、Fin-S010 では姿勢を安定化させることができず定常的な振動状態となっている。

直接転回法による転回については、サイズが一番小さい Fin-S010 のケースのみ垂直降下フェーズへの移行に失敗しており、姿勢角は 180 度を通過して 270 度以上にまで回ってしまっている。

以上の姿勢運動の相違は、尾翼サイズと C_m 特性の関係性、およびエレベータ尾翼を操作したときに生じるモーメント変化量の観点から考察することができる。尾翼が小さいほど風圧中心は機体前方に位置することになり、迎角 0 度から 90 度にかけてはたらく頭上げモーメントは大きくなる。ゆえに姿勢転回後の角速度は大きくなり、姿勢が大きくオーバーシュートするケースが生じることになる。加えて、尾翼が小さいほどエレベータを操作したときに生じるモーメント変化量が小さくなるため、姿勢を安定化させるだけの十分な制御モーメントを加えることができず、目標姿勢を大きく通過してしまったと考えられる。

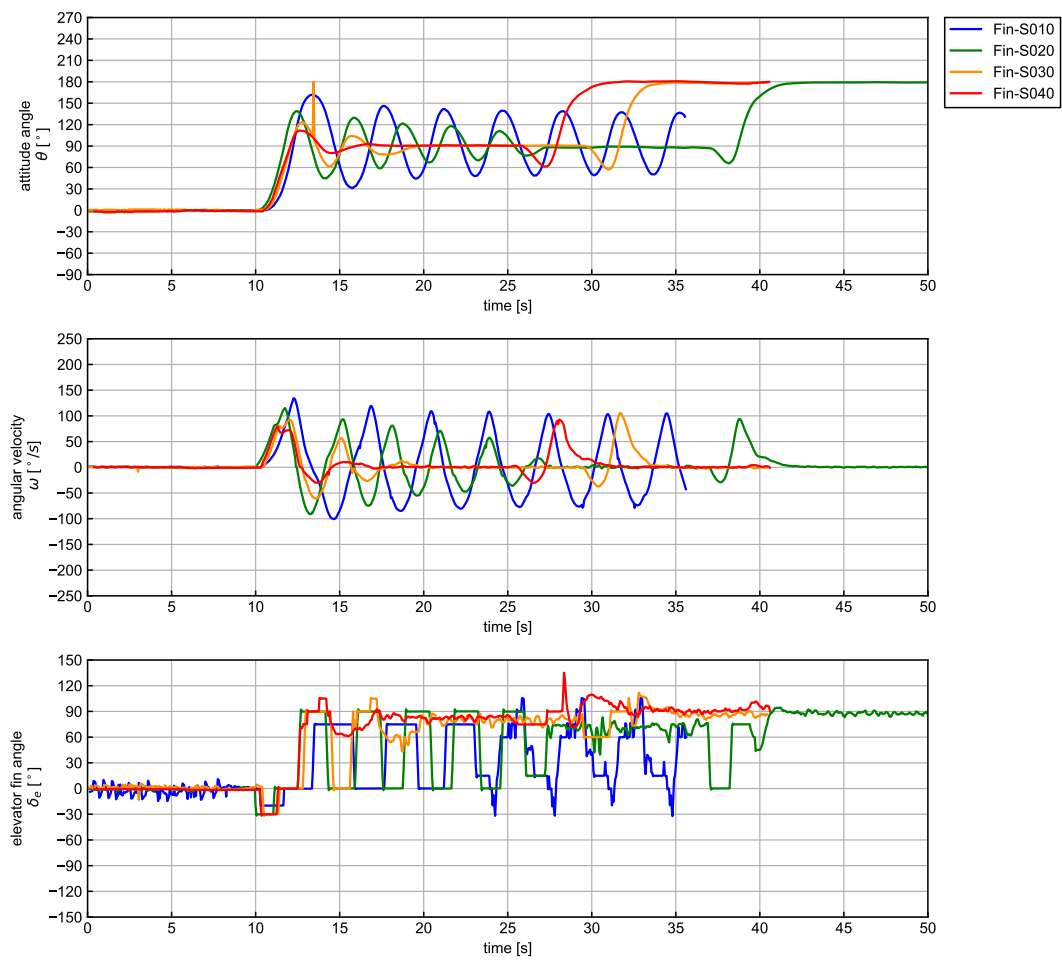


図 3.17: 二段階転回法における尾翼サイズの影響

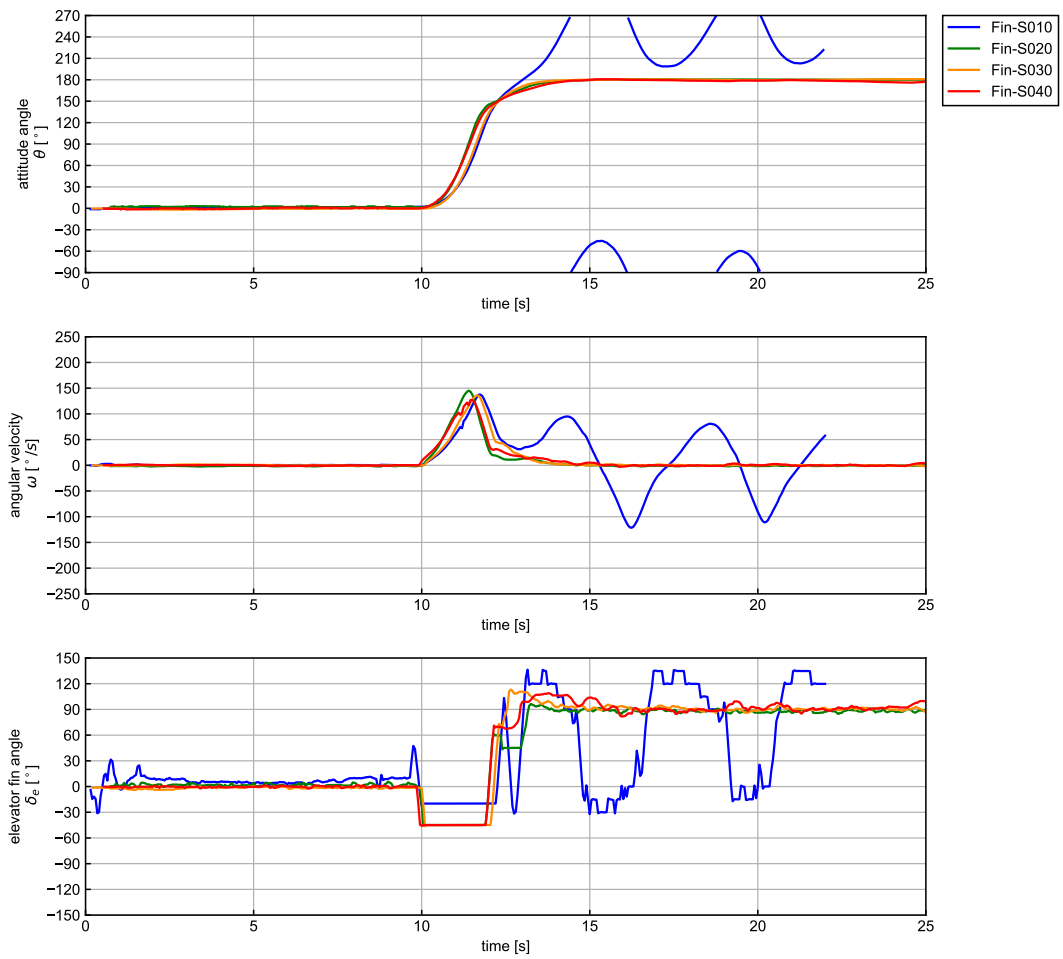


図 3.18: 直接転回法における尾翼サイズの影響

3.4 動的空力特性に関する考察

3.4.1 風洞試験と数値解析結果の比較

前節の動的風洞試験と同一条件で姿勢運動の1自由度運動解析を行い、両者の比較を行った。数値解析手法は第2章で記載した通りであり、解析条件は一様流速 10m/s、機体全長や質量特性は動的風洞試験模型の計測値を用いた。Fin-S020 形態で二段階転回法による姿勢転回を行った結果の比較を図 3.19 に、Fin-S040 形態の結果を図 3.20 に示す。重心位置は $X_{CG} = 60\%$ である。

風洞試験結果と数値解析結果を比較すると、滑空フェーズから減速フェーズへと移行する際の姿勢角の挙動に大きな差異が生じていることが分かる。Fin-S020 形態の数値解析においては、姿勢転回開始後に角速度の正負が4回切り替わりながら減衰振動して姿勢角は90度へと収束しているが、動的風洞試験においては8回切り替わっており、収束するまでに要する時間が長くなっている。Fin-S040 形態についてはFin-S020 ほどの相違は生じていないものの、風洞試験結果のほうが姿勢角が収束するまでに要する時間がやや長くなっている。

両者の姿勢運動に差異が生じた原因としては、数値解析で使用している空力モデルから算出される空気力と動的風洞試験時に実際にはたらく空気力に差異が生じている可能性が考えられる。数値解析において使用している空力モデルは2.3.3節で記載したように試験模型をスティングに固定した状態で力計測試験を行い、一定時間計測した空気力を平均化して空力係数に変換したものである。そのため、空気力の時間変動成分は取り除かれており、空力係数は機体姿勢と主流の相対的な位置関係によってのみ決まるモデルとなっている。

一方で動的風洞試験では、例えば図 3.19 の結果から分かるように、姿勢転回時の姿勢角速度は $100^\circ/s$ 以上となっており、流れ場の中で姿勢が急激に変化している。このような姿勢変化が機体周囲の流れ場に影響を与え、機体表面圧力分布が姿勢固定の静的な状態とは異なる状態となることによって加わる空気力が変化し、その後の姿勢運動に影響を与えた可能性が考えられる。

以上で示した風洞試験結果は尾翼による姿勢制御を伴うものであり、胴体の回転運動のみならず尾翼の動作も流れ場に影響を与えた可能性も考えられる。そこで両者の問題を切り分けるために、3.4.2節では尾翼の舵角を固定した状態で自由回転させて姿勢運動の挙動を調査する。そして3.4.3節では自由回転中の機体表面の圧力測定を行い、姿勢運動が流れ場に影響を与える可能性について検証したのち、3.4.4節で一連の試験で得られた結果をまとめ、動的な空力特性と姿勢運動の関係性について考察を行う。

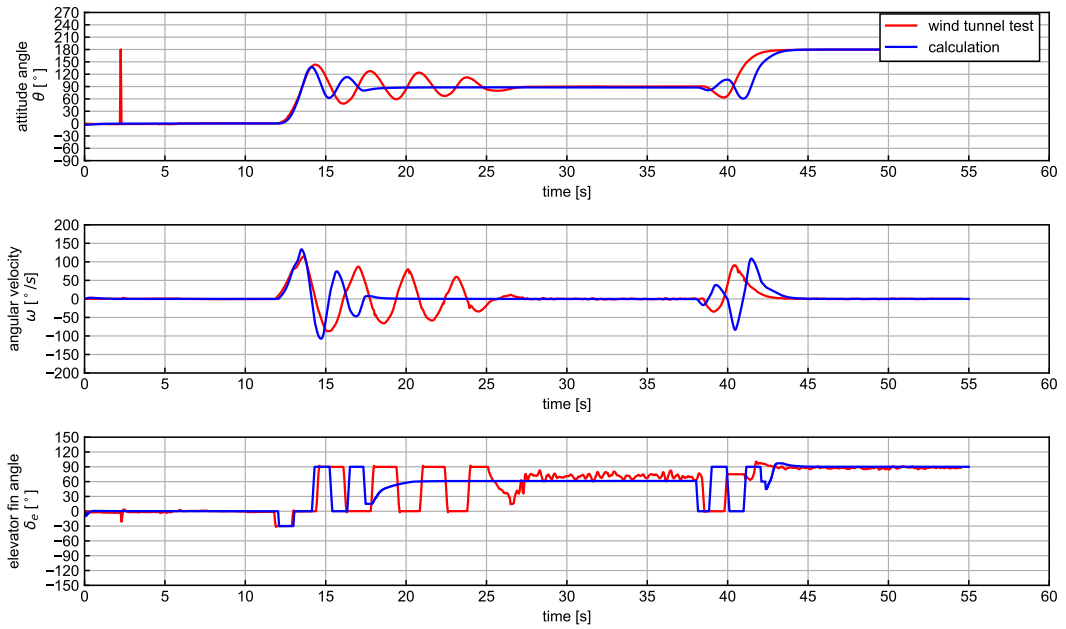


図 3.19: 風洞試験と数値解析の比較 (Fin-S020)

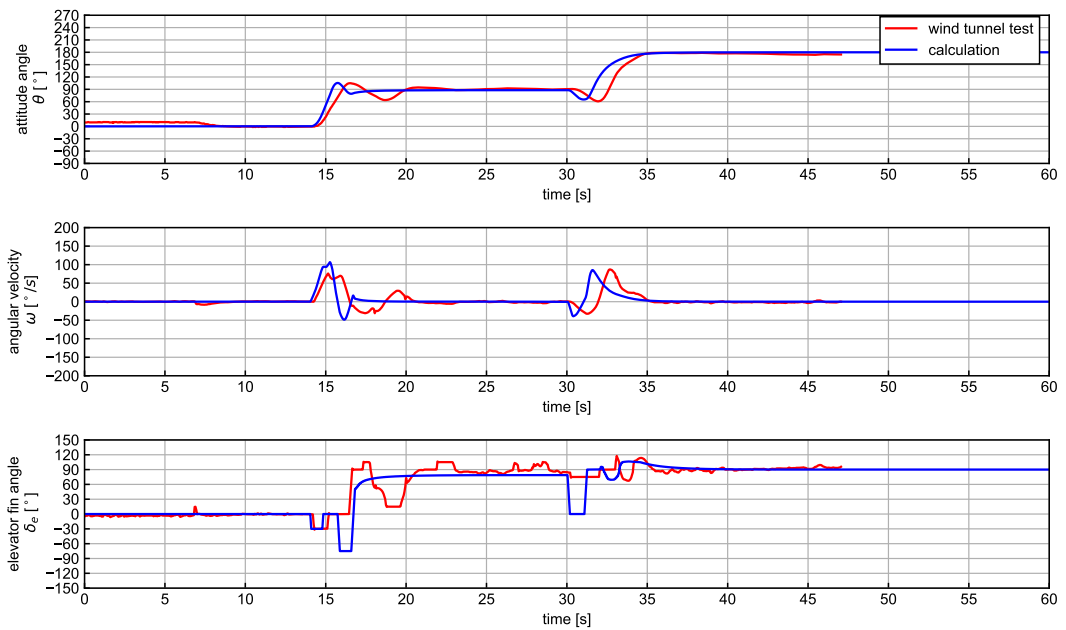


図 3.20: 風洞試験と数値解析の比較 (Fin-S040)

3.4.2 尾翼固定状態での自由回転試験

尾翼による姿勢制御を行わずに舵角を固定し、機体を自由回転状態にして一様流中における姿勢運動の挙動を調査した。4枚の尾翼の舵角はすべて0度とし、静安定となる迎角90度付近で姿勢を一度静止させたのち、その後自由回転状態として姿勢がどのように変化するか観察した。Fin-S020, Fin-S040 および尾翼を装備しない Body Alone 形態での姿勢角の時間履歴を図 3.21 に示す。重心位置は $X_{CG} = 60\%$ である。

試験結果より、尾翼の有無および尾翼サイズによって姿勢運動の挙動は大きく変化していることが分かる。Body Alone 形態では姿勢角は徐々に励振され、30秒程度経過すると振幅20度程度の往復振動となっている。そして、尾翼ありの形態ではこの姿勢の励振のされ方が急激になっており、Fin-S020では20秒後に、Fin-S040では5秒後には姿勢角は0度を超えて負の領域にまで達している。このように、尾翼舵角を固定すると姿勢角は90度付近で「静的安定」ではあるが「動的不安定」な挙動を示し、この傾向は尾翼があるほど顕著に、また尾翼サイズが大きくなるほどより顕著となっている。

以上の姿勢運動の挙動は第2章の数値解析で使用した静的な空力モデル、すなわち空力係数を迎角と尾翼舵角のみの関数としたモデルでは説明が不可能である。 C_m 特性上は90度付近で静安定となり、この安定平衡点から外乱等によって姿勢が乱されたとしても、空気力の他に外力が加わらなければ姿勢は単振動を継続することになり、発散することはない。また、風洞試験の環境下においては回転軸には必ず摩擦力が生じているはずであり、当然ながらこの摩擦力は姿勢の回転を減衰させる方向にはたらく。よって動的風洞試験の環境においては何らかのメカニズムによってこの摩擦力に打ち勝つだけの励振力がはたらいっているものと考えられる。

3.4.3 機体表面圧力計測

図 3.22 に示す箇所に内径1mmの圧力測定孔を設け、機体表面圧力を計測した。同図に示す通り各計測点には「PN1-0」などの名称を付しており、ハイフン前部分が機体 X 軸方向の位置を表し、ハイフン以後の数字は計測点のロール位相角を表す。PNT はノーズ先端、PN1 から PN4 まではノーズ部分、PBC は機体前端から全長比65%の位置、PBE はベース面の縁である。また、ノーズの第1コーン部の中点である PN3 位置での断面には機体の周方向に45度間隔で測定孔を設けた。迎角90度の状態においては位相角0度の点は機体の後流側、180度の点は上流側に位置することになる。

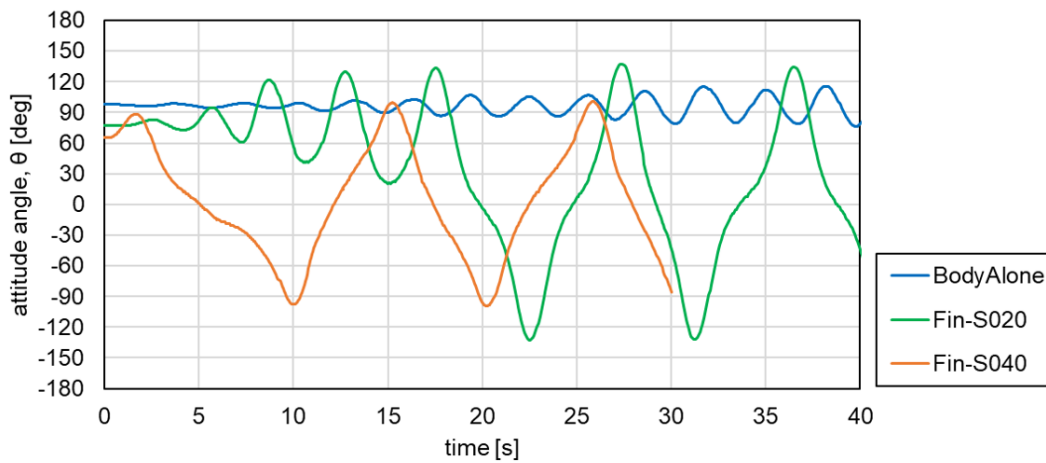


図 3.21: 尾翼舵角を固定した状態での姿勢角の挙動

圧力孔にはシリコンチューブを取り付け、チューブを通して模型内部に搭載した圧力計測モジュールに接続した。圧力計測モジュールの外観を図 3.23 に、使用した圧力センサの仕様を表 3.5 に示す。圧力センサへの入力電圧は 5V であり、精度 $\pm 0.02\%$ の 5V 基準電圧 IC(MAX6250ACPA+, Maxim Integrated 社製)を通して電圧を供給した。圧力センサからの出力電圧は AD コンバータでデジタル値に変換され、SPI 通信で OBC に送られる。AD コンバータは 12bit 8 チャンネルの MCP3208 (マイクロチップ社製)を使用し、圧力は 8 点まで同時収録が可能である。OBC では圧力に加えて 3.3 節の転回試験でも使用した姿勢角センサ (BNO055) を用いて姿勢角と角速度も同時に収録した。

圧力計測を行う機体構成は尾翼 Fin-S030 を 4 枚装備した形態とし、重心位置は 60% とした。尾翼舵角は 4 枚とも 0 度に固定し、3.4.2 節と同様に模型重心と回転軸中心を一致させた状態で流速 10m/s の一様流中で模型を自由運動させながら圧力、姿勢角および角速度を収録した。また、PN3 位置の 8 箇所の測定点については、力計測試験 (2.3.3 節)と同様に模型をステーキングで固定した状態でも圧力計測を実施した。

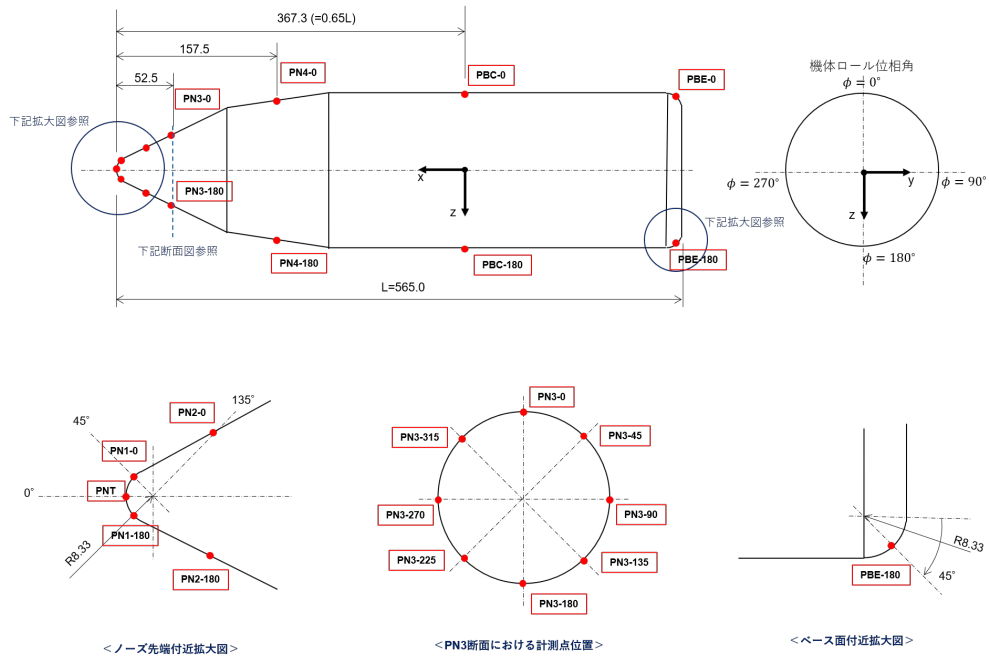


図 3.22: 機体表面圧力計測箇所

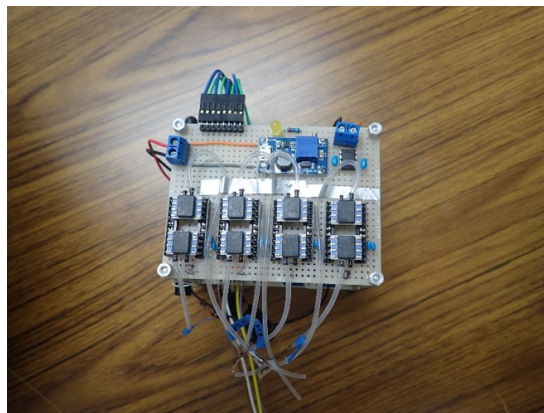


図 3.23: 圧力計測モジュールの外観

表 3.5: 圧力センサの仕様

型番	SSCDRRN010NDAA5
メーカー	Honeywell
出力形式	アナログ
入力電圧	5 V
計測範囲	± 0.36 PSI (± 2.49 kPa)
精度	0.25 %

機体の X-Z 平面上の計測点で得られた圧力を動圧で無次元化して圧力係数に変換し、同一時刻に計測された姿勢角および角速度と対応させて散布図としてまとめた結果を図 3.24 に示す。横軸を姿勢角、縦軸を圧力係数とし、さらに角速度で色分けしてプロットしており、赤いプロットは角速度が負、青いプロットは角速度が正のときの計測データであることを意味している。

まず、機体 X-Z 面内における計測点での圧力についてみると、ノーズの先端付近において角速度の正負によって圧力が大きく変化している箇所がみられる。例えば、ノーズ先端の計測点 (PNT) では、 $\theta = 75^\circ$ において角速度が正のときは $C_p = -2.5$ 付近、負の時は $C_p = 0$ 付近となるなど、姿勢角 45 度から 105 度にかけて角速度の正負によって表面圧力が異なっている。ノーズ先端から機体後方へ少しずれた PN1-0, PN1-180 の位置においても同様に圧力が角速度に依存する領域が見られるが、特に下流側に位置する PN1-0の方がその変化量が大きくなっている。しかし、この傾向は機体後方の計測点になるほど不明瞭となっていき、特に胴体中央部の PBC やベース面の PBE においては角速度による圧力の変化はほとんど生じていない。

次に、ノーズ部分の PN3 位置の断面における周方向の圧力分布を図 3.25 に示す。同図には模型をスティングで固定した静的な状態で取得した圧力も重ねてプロットしている。各計測点どうしで圧力を比較すると、角速度による圧力の変化の仕方は周方向位置によって大きく異なっていることが分かる。前述した角速度が正の時ほど圧力が低下する現象は、機体のロール位相角 ± 45 度の位置にある PN3-45, PN3-315 と ± 90 度の位相となる PN3-90, PN3-270 においてとりわけ顕著である。全体的には下流側に位置する計測点における圧力の方が角速度の影響をより大きく受けるという結果となっている。

また、模型を固定した状態で取得した圧力と比較すると、全体的に静的な圧力は動的試験において角速度が正のときに得られた圧力分布に近い傾向となっている。例えば、PN3-45 においては、静的状態での圧力は姿勢角 0 度から 75 度にかけて低下し、90 度になると上昇するという特性となっているが、これは自由回転試験で角速度が正のときに得られた圧力の傾向とよく似ている。

しかしながら、静的試験と動的試験では圧力に相違が生じている領域も存在しており、特に上流側の計測点である PN3-180 において、姿勢角 45 度付近では静的圧力のほうが動的圧力よりも低くなっている。また、同様に上流に位置する PN3-135 や PN3-225 においても全体的に静的状態で取得した圧力の方が自由回転時よりも低い傾向となっている。

次に、以上のような角速度による圧力変化が機体のピッチング運動に及ぼす影響につ

いて検討するために、PN3 断面における計測点間で圧力の差分を算出し、断面内ではたらく力の方向を確認した。PN3-0 と PN3-180 の圧力差分、および PN3-45 と PN3-135 の圧力差分を圧力係数に変換した結果を図 3.26 に示す。圧力差分は姿勢角 90 度の状態において上流側に位置する計測点（PN3-180 および PN3-135）の圧力から下流側の計測点（PN3-0 および PN3-45）の圧力を差し引いて算出しており、圧力差を力に変換すると上流側から下流側へ力がはたらく方向が正となっている。つまり、図 3.25 において圧力係数の差分が正のときは模型重心まわりでは頭上げモーメントとなる方向に力がはたらく、逆に負のときは頭下げモーメントとしてはたらくことになる。同図より、PN3-0 と PN3-180 の間での圧力の差分については姿勢角速度による影響は不明瞭となっているが、一方で PN3-135 から PN3-45 を引いた圧力差は角速度による変化が見受けられる。姿勢角 45 度から 90 度の範囲では角速度が正のときのほうが負のときよりも圧力差が大きくなっており、これはすなわち、角速度が正のとき、つまり姿勢角が増加しているときのほうがより大きな頭上げのピッチングモーメントがはたらくことを示唆している。角速度が正の状態でもより大きな頭上げモーメントがはたらくれば角速度はさらに増加することになり、これは 3.4.2 節で示した姿勢角が徐々に励振される現象とも辻褃が合う。

ただし、以上の議論はノーズの PN3 断面での圧力のみを考慮したものであり、機体全体にはたらく空気力が角速度に応じてどのように変化するかは明らかではない。姿勢のピッチング運動を決定づける空気力は機体全体の表面圧力を積分することによって得られるものであり、より多くの箇所での圧力を調べ、表面圧力の面的な分布の時間変化を知ることができれば、動的な空力特性をより定量的に評価することができるようになると考えられる。また、特にノーズ先端付近における圧力が姿勢角速度によって変化しているという状況から、機体の姿勢運動によって周辺流れ場の構造が大きく変化しているものと推測されるが、その流れ場の構造や圧力変化のメカニズムは明らかではなく、流れ場の可視化等によって今後さらに調査すべき課題である。

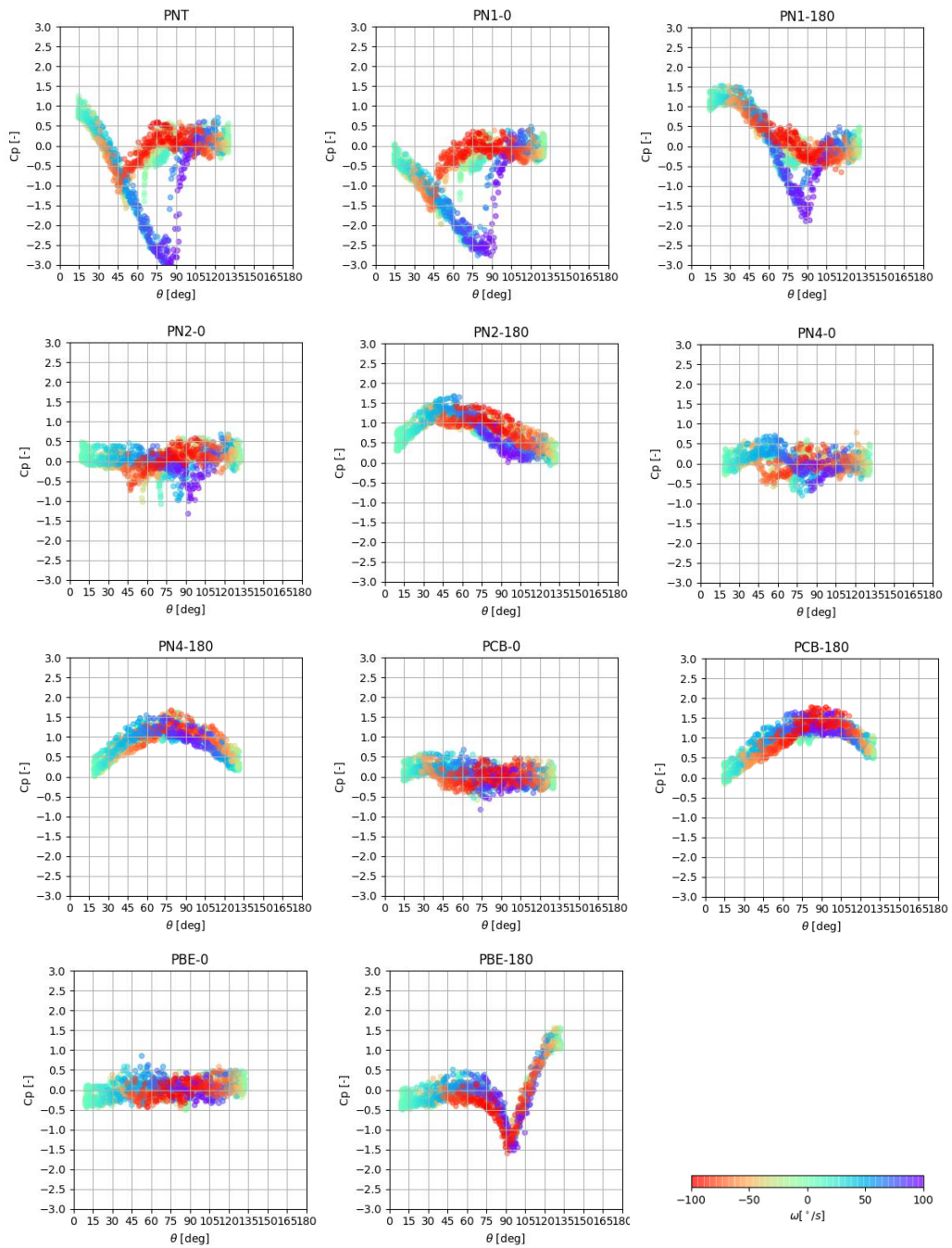


図 3.24: 機体 X-Z 平面内の計測点における圧力

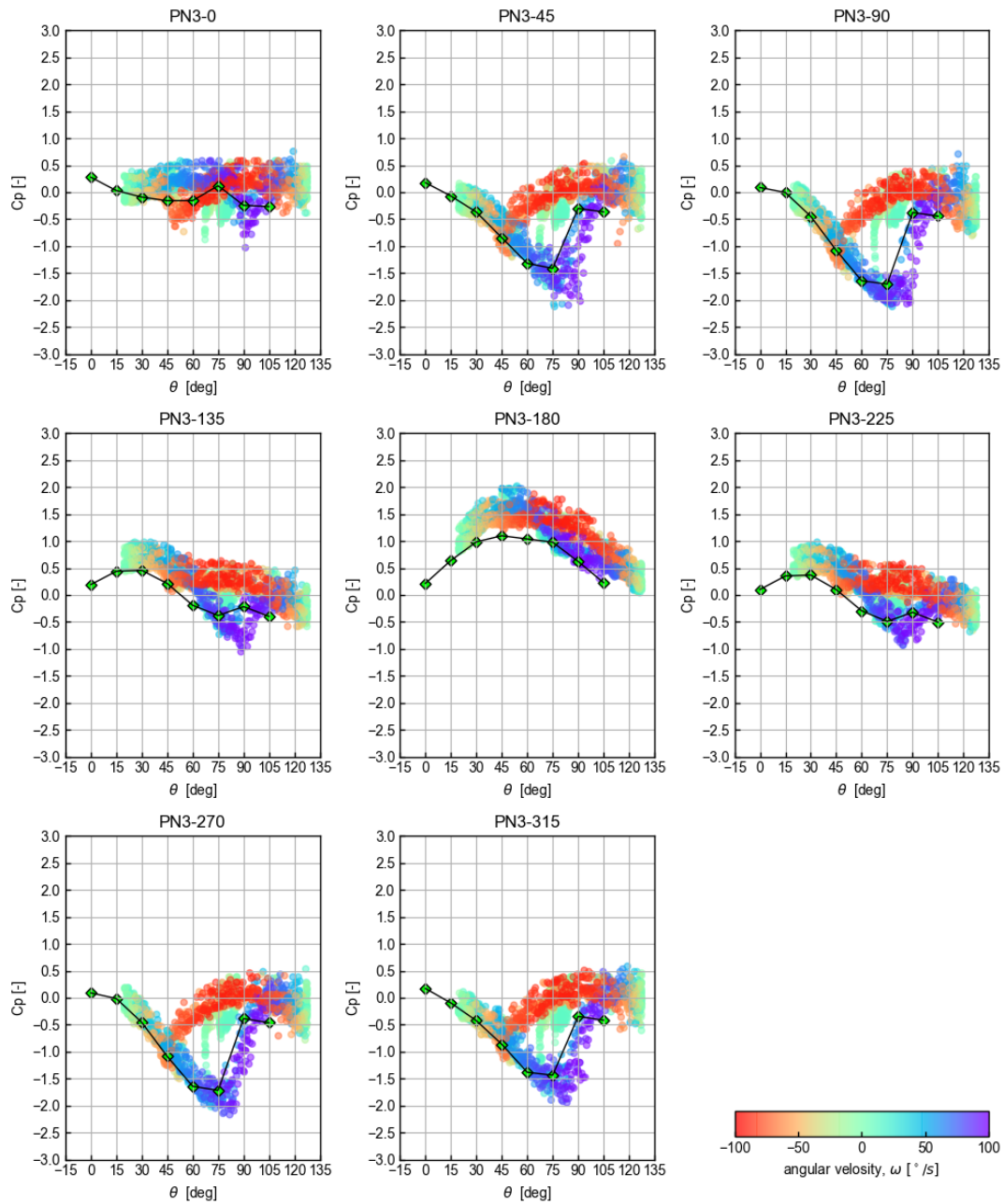


図 3.25: PN3 位置における周方向の圧力

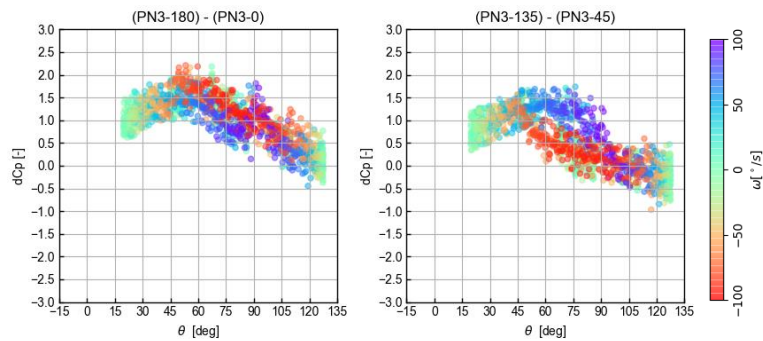


図 3.26: PN3 位置における圧力係数の差分

3.4.4 姿勢運動と動的空力特性に関する考察

本節で行った動的風洞試験とそこから得られた結果を以下にまとめる。

試験 A. 尾翼制御による姿勢転回試験 (3.4.1 節)

- (A-1) 動的風洞試験結果のほうが数値解析結果よりも姿勢は振動的な挙動となり，姿勢転回後に 90 度へ収束させるまでに要する時間が長くなった。
- (A-2) (A-1) の現象は尾翼サイズが小さいほどより顕著になった。

試験 B. 尾翼舵角を固定した状態での自由回転試験 (3.4.2 節)

- (B-1) 自由回転状態において姿勢は 90 度付近から徐々に励振され，静的安定かつ動的不安定な挙動を示した。
- (B-2) 最終的に姿勢角はマイナス方向へ発散した。
- (B-3) 尾翼サイズが大きいほど姿勢角はより早く発散した。

試験 C. 自由回転状態での機体表面圧力計測試験 (3.4.3 節)

- (C-1) 機体表面圧力は姿勢の回転方向によって大きく変化した。
- (C-2) ノーズ部分において姿勢角速度を正の方向へ増加させる励振力が生じることが示唆される圧力分布が得られた。
- (C-3) ノーズ部の上流側において自由回転状態での圧力と姿勢固定状態での圧力に相違が

見られた。

以上の結果を解釈すると、まず、結果 (B-1) から分かるように、自由回転状態の機体には振幅を増大させる何らかの励振力が生じており、その原因として、姿勢回転時におけるノーズ部分の圧力分布の変化 (結果 (C-2)) が疑われる。この励振力が試験 A でもはたらいっていると想定すると、数値解析で使用した静的な空力モデルでは考慮されていない角速度に応じた励振力が加わったことで姿勢を安定化させるまでにより長い時間制御入力を加える必要があったと解釈することができる (結果 (A-1))。また、尾翼サイズが小さいほど尾翼操舵時に生じる制御トルクは小さくなるため、結果 (A-2) のように振動的な応答になったと考えられる。

結果 (B-2) および (B-3) については、まず静的な C_m 特性から運動を考える。図 2.19 で示したように、尾翼のサイズが大きくなるほど風圧中心が機体後方への移動するために迎角 0 度から 90 度付近にかけてはたらく頭上げモーメントが小さくなる一方、90 度付近から 180 度にかけてはたらく頭下げモーメントは大きくなる。つまり、静安定となる 90 度付近の姿勢を基準にすると、尾翼が大きくなるほど姿勢角が 0 度方向へ回転した際にはたらく復元モーメントは小さくなり、逆に姿勢角が 180 度方向へ回転した際には元の姿勢へ戻そうとする復元モーメントが強いはたらくこととなる。この状態で角速度に応じた励振力がはたらくことを考えると、振幅が増大すると復元モーメントが小さい方向に姿勢が振られることになり、最終的には姿勢角は 0 度を超えてマイナス方向へと発散してしまった (結果 (B-2)) と考えることができる。

3.5 本章のまとめ

本章では、第2章で構築した姿勢転回方法の成立性を検証するために360度自由なピッチング運動が可能な動的風洞試験模型を製作し、尾翼のみの制御によって滑空姿勢から姿勢転回を経て垂直着陸姿勢に至るまでの姿勢運動が成立することを風洞内において実証した。尾翼サイズおよび模型重心位置を変更して姿勢運動の成立性を評価し、尾翼のサイズが小さい場合および重心位置が機体後方にある場合ほど空力不安定性を利用した転回を行う際の角速度が増加し、姿勢転回の成立がより困難となる結果が得られた。また、第2章で行った数値解析結果と比較すると、風洞試験結果のほうが姿勢角の挙動が振動的になり、転回後に姿勢を安定化させるまでに要する時間が長くなるという相違が生じた。そこで尾翼固定状態での自由回転試験および模型表面圧力計測試験を行い、動的な空力特性と姿勢運動の関係性について考察した。自由回転試験においては、姿勢が90度付近から徐々に励振され、静的安定かつ動的不安定となる挙動が観察され、動的環境下では機体には振幅を増大させる何らかの励振力が生じていることが明らかとなった。圧力計測試験では、機体表面圧力が姿勢の回転方向によって大きく変化する結果が得られ、機体の姿勢運動が流れ場の構造に影響を与えているものと推測された。ただし、本研究で行った試験の範囲内では圧力変化のメカニズムや姿勢転回中の流れ場構造の理解は限定的なものとなっており、面的な圧力分布を取得したり流れ場を可視化したりすることで動的な空力特性と姿勢運動の関係性についてさらに理解を深めていくことが必要である。

第 4 章

帰還飛行の運動解析

4.1 本章の目的と構成

本研究では、前章までに定常飛行状態における 1 自由度の姿勢運動を対象にして滑空飛行から姿勢転回を経て垂直着陸姿勢に至るまでの姿勢転回方法を構築し、その成立性を動的風洞試験により実証した。一方、実際の帰還環境においては、飛行経路角や動圧が時々刻々と変化しており、本研究で提案した姿勢転回を伴う帰還飛行を実現させる上では、このような非定常な飛行環境下においても姿勢転回の成立性を示すことが必要である。そこで本章では、飛行経路角および動圧が時間的に変化する状況においても構築した姿勢転回が成立することを示すことを目的として帰還飛行の運動解析を行う。また、エンジン推力による減速を主とした従来の飛行方法と消費推進剤量の比較を行い、空気力による減速を伴う帰還飛行方法の有効性を定量的に示すことを目指す。

本章では、まず 4.2 節において運動解析を行う帰還飛行の概要について述べたのち、4.3 節で解析手法および設定条件について記す。そして 4.4 節で運動解析の結果を示し、姿勢転回の成立性や推進剤消費量について考察したのち、4.5 節で本章で得られた結果をまとめる。

4.2 問題設定

垂直離着陸型ロケットの帰還飛行としては、軌道上からの帰還やサブオービタル飛行による帰還、2 段式ロケットの 1 段目の帰還飛行など様々なケースが想定されるが、本章では単段式宇宙往還機 (SSTO) が地球周回軌道から地上へ帰還する際の飛行について扱う。

周回軌道から地上へ帰還する宇宙往還機は高度や速度などの飛行環境が大きく変化するため、飛行フェーズを分割し、それぞれのフェーズの飛行環境や要求事項に応じた誘導則

や制御則が構築される。例えば、スペースシャトルの帰還飛行における誘導制御は、軌道離脱から空気力が作用するまで RCS で姿勢を制御するフェーズ、迎角やバンク角を制御して空力加熱や空力荷重を抑制するフェーズ³⁷⁾、機体の全エネルギーを着陸フェーズでの要求エネルギーに向けて制御する TAEM(Terminal Area Energy Management) と呼ばれるフェーズ³⁸⁾、そして最終着陸フェーズ³⁹⁾ に分割されている。

本解析では、高度 400km の地球周回軌道から地上へ着陸する 2 次元平面内における帰還飛行を考え、高度 30km より上空の高高度領域と 30km 以下の低高度領域に分割して軌道計算を実施する。これまでに検討を行った姿勢転回を伴う姿勢運動は着陸前の比較的低高度の領域で行うことになるため、高度 30km 以下の領域では姿勢運動も含めた 2 次元 3 自由度の運動解析を行う。一方、高度 30km 以上の高高度領域については迎角一定の状態 で再突入を行うものとして簡略化し、2 次元 2 自由度の解析とする。

本章で検討を行う低高度領域における帰還飛行方法の概要を図 4.1 に示す。前章までに検討したノーズエントリー方式による 2 種類の転回方法、すなわち二段階転回法と直接転回法による帰還飛行に加え、着陸に至るまでに消費する推進剤量を比較するために、エンジン推力による減速を主としたベースエントリー方式による帰還飛行についても検討を行う。

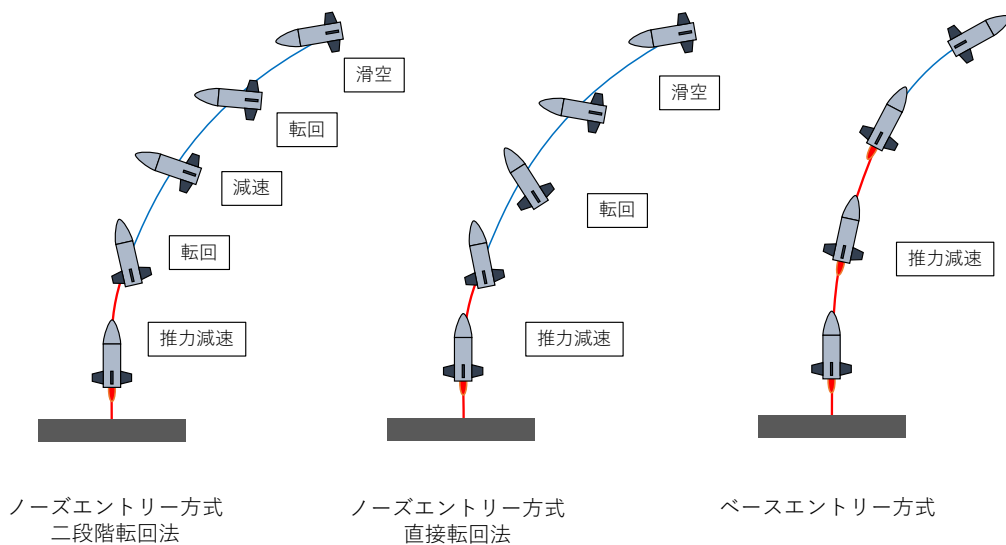


図 4.1: 3 種類の帰還飛行方法

4.3 運動解析手法および条件

運動解析の流れを図 4.2 のブロック線図に示す。前章までは制御入力として尾翼の舵角のみを扱っていたが，本章では着陸に際してエンジン推力を使用するため，エンジン推力およびエンジン舵角も制御入力として加える。飛行フェーズ指令ブロックでは，現在の飛行状態をもとに目標とする飛行フェーズ（滑空，減速，垂直降下もしくはエンジン減速フェーズ）の指令を与える。飛行フェーズ判定ブロックでは，現在の迎角および迎角変化率と与えられている飛行フェーズ指令をもとに現在の飛行フェーズが判定される。尾翼，エンジン推力およびエンジン舵角の各コントローラブロックでは判定された飛行フェーズに従って制御則が切り替えられ，尾翼舵角，エンジンの推力および舵角の各制御入力を計算する。以上の制御入力がダイナミクスブロックに与えられ，2次元3自由度の運動方程式の数値積分を行うことで各状態変数の時間履歴が算出される。

4.3.1 運動方程式

本解析では図 4.3 に示すように位置が 2 自由度，姿勢が 1 自由度の 2 次元平面内での運動を扱う。状態変数を機体質量 m ，速度 V ，経路角 γ ，ダウンレンジ s ，地心距離 r ，姿勢角速度 ω および姿勢角 θ とすると，運動方程式は式 (4.1)-(4.7) で表される。

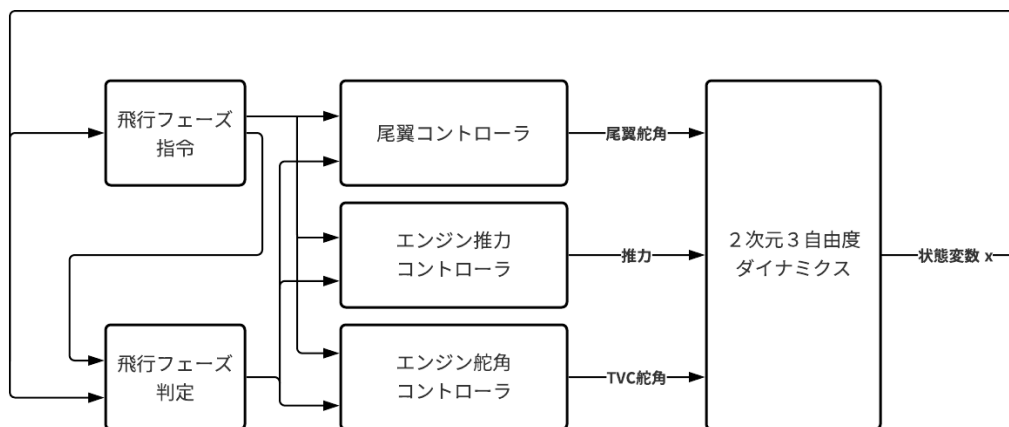


図 4.2: 運動解析のブロック線図

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{g_0 I_{SP}} \quad (4.1)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T \cos(\alpha + \delta_T)}{m} - \frac{D}{m} - g \sin \gamma \quad (4.2)$$

$$V \frac{d\gamma}{dt} = \frac{T \sin(\alpha + \delta_T)}{m} + \frac{L}{m} - \left(g - \frac{V^2}{r}\right) \cos \gamma \quad (4.3)$$

$$\frac{ds}{dt} = \frac{r_e V \cos \gamma}{r} \quad (4.4)$$

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \gamma \quad (4.5)$$

$$I_{yy} \frac{d\omega}{dt} = M_y + T l_T \sin \delta_T \quad (4.6)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega \quad (4.7)$$

ここで, $t, I_{yy}, I_{SP}, r_e, g_0$ は時間, 機体重心まわりの慣性モーメント, 比推力, 地球半径および地上での重力加速度である. α は迎角であり, 姿勢角 θ および経路角 γ を用いて

$$\alpha = \theta - \gamma \quad (4.8)$$

と表せる. また, D, L, M_y はそれぞれ抗力, 揚力およびピッチングモーメントであり, 抗

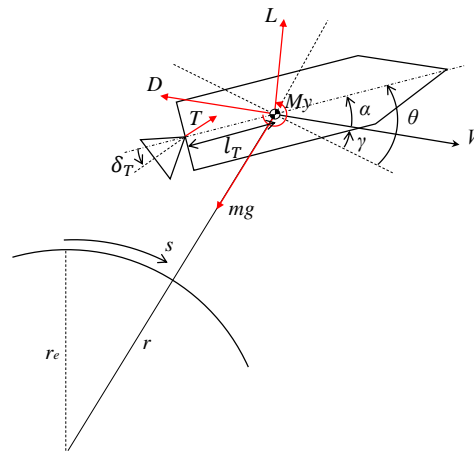


図 4.3: 2次元平面内における3自由度の機体運動

力係数 C_D , 揚力係数 C_L およびピッチングモーメント係数 C_m を用いて,

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (4.9)$$

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (4.10)$$

$$M_y = C_m \frac{1}{2} \rho V^2 S l \quad (4.11)$$

と表される. 式 (4.6) の右辺第 2 項はエンジンのジンバリングによって機体重心まわりに作用するモーメントであり, T はエンジン推力, l_T は機体重心位置と推力の作用点までの距離, δ_T はエンジン舵角である. 推力は図 4.3 に示すように機体軸と機体底面が交差する箇所に作用するものとした.

大気密度 ρ は高度 h の関数であり, 大気モデルとして米国標準大気 (U.S. standard atmosphere, 1976) ^{40, 41)} を使用した. 地球半径を $r_e = 6356.766 \times 10^3 \text{m}$ とすると, 高度は $h = r - r_e$ で求められる. 重力は地心距離の 2 乗に反比例するものとし, 地上での重力加速度を $g_0 = 9.80665 \text{m/s}^2$ とすると高度 h における重力加速度は

$$g(h) = g_0 \left(\frac{r_e}{r_e + h} \right)^2 \quad (4.12)$$

となる.

式 (4.1)-(4.7) の運動方程式の数値積分を行うことで各状態変数の時間履歴を算出した. 数値積分は 4 次の Runge-Kutta 法によって行い, 時間ステップは 0.01s とした.

4.3.2 機体モデル

運動解析を行う単段式宇宙往還機 (SSTO) のサイジングを HASA⁴²⁾ を用いて行った. サイジングで得られた機体諸元を表 4.1 に示す. 液体水素・液体酸素を推進剤とし, ペイロード 10 トンを軌道投入して地上に帰還できる能力を有する SSTO とした. 打上げに要する ΔV として 9300 m/s, 周回軌道から離脱するための ΔV として 200 m/s, 着陸に要する ΔV として 500 m/s を見込み, 計 10000 m/s の増速能力を有する機体を設定した. 機体形状は 2 章および 3 章で検討したものと同一形状とし, 重心位置は機体全長比 60% 位置, 尾翼は Fin-S020 および Fin-S040 の 2 つの形態で運動解析を行った. ただし, 本解析では尾翼のサイズによる機体質量や慣性モーメントの変化はないものとした. また, 慣性モーメントは機体の質量分布が一様であると仮定して算出した.

表 4.1: 機体諸元および設定値

ΔV	打上げ	9300 m/s
	軌道離脱	200 m/s
	着陸	500 m/s
	合計	10000 m/s
機体諸元	機体全長	29.4 m
	胴体直径	7.9 m
推進系	推進剤	LH2/LOX
	比推力	420 s
	混合比	5.5
	ノズル開口比	50
	エンジン基数	10
	離陸推力重量比	1.5
質量特性	構造質量	90.9×10^3 kg
	推進剤質量 (打上げ用)	1029.4×10^3 kg
	推進剤質量 (着陸用)	13.0×10^3 kg
	ペイロード質量	10.0×10^3 kg
	打上げ総質量	1143.8×10^3 kg
	マッレシオ	0.0882
	慣性モーメント (帰還飛行時, 重心位置 60%)	6.91×10^6 kg · m ²

4.3.3 空力モデル

本解析では超音速飛行状態から地上への着陸までを扱うため、空力モデルは亜音速領域、遷音速領域および超音速領域に分割して構築した。亜音速と遷音速の切り替えマッハ数は 0.8、遷音速と超音速の切り替えマッハ数は 1.2 に設定した。

亜音速領域では風洞試験 (2.3.5 節) で取得した空力係数を使用し、マッハ数依存性はないものとして扱った。使用した空力係数は付録 A に掲載する。

超音速領域においては、参考文献⁴³⁾に記載の方法に従い、機体表面をパネルに分割し、各パネルについて圧縮領域では Tangent Cone 法、膨張領域では Shock Expansion 法によって圧力係数 C_p を算出し、機体表面全体の C_p を積分することで空力係数を算出した。なお、マッハ数 $M = 1.2, 2.0, 3.0, 5.0$ における空力係数を上述の手法であらかじめ算出しておき、その間の空力特性は線形補間によって算出して飛行解析に使用した。付録 B に

使用した空力係数を掲載する。

遷音速領域における空力係数は亜音速特性と超音速特性の線形補間によって算出した。

なお、運動解析結果（4.4 節）で示すように、姿勢転回を開始するのは亜音速領域まで減速された以降となるため、姿勢転回の解析は前章までと同様に風洞試験で取得した空力係数が使用され、付録 B に示した超音速の空力特性は二段階転回法と直接転回法における滑空飛行フェーズおよびベースエントリー法における垂直降下フェーズでのみ使用される。

4.3.4 尾翼制御則

尾翼の制御則は前章までに構築したものを本解析でも使用し、滑空、減速および垂直降下フェーズの姿勢安定化制御に対してはスライディングモード制御を、姿勢転回を行う振り下げフェーズおよび振り上げフェーズではエネルギー法を適用した。

各制御則における設定パラメータを図 4.2 に示す。各パラメータの詳細については第 2 章を参照のこと。

表 4.2: 尾翼の制御則の設定条件

制御則	飛行フェーズ	T	K	δ
スライディングモード制御	滑空	1	0.5	0.1
	減速	1	0.5	0.1
	垂直降下	1	0.5	0.1
		δ_{e+}	δ_{e-}	
エネルギー法	振上げ	0°	90°	
	振下げ	90°	0°	
		δ_{const}		
舵角固定	蹴上げ	-30°		

4.3.5 エンジン制御則

エンジン推力によって減速を行う際に消費される推進剤量は推力の大きさによって変化する。減速度を抑えてゆっくり降下すると推進剤消費量は増大する一方、インパルス的に減速を行うと消費量は少なくなり、推力減速の際の推進剤消費量は減速度とトレードオフの関係となる。推進剤の消費量を抑えるためには、機体構造強度やペイロードにとって許

容される減速度を考慮しつつ、なるべく推力減速の時間を短くすることが重要である。

本研究で検討対象とした3つの帰還飛行方法において消費される推進剤量を公平に比較するためには、推力減速フェーズにおける推力制御の方法を統一する必要がある。本解析では推力減速による減速度 $G_T = T/mg_0$ が $3g$ で一定となるように推力を与えた。すなわち、与えられる推力は、時刻 t の時の機体質量を $m(t)$ とすると、

$$T(t) = G_T m(t) g_0 \quad (4.13)$$

となる。

また、推力減速フェーズにおいてはメインエンジンの推力方向制御 (TVC: Thrust Vector Control) によって目標迎角への安定化を行った。制御則として PID 制御を採用し、現在迎角 $\alpha(t)$ と目標迎角 α^* の差を偏差 $e(t) = \alpha^* - \alpha(t)$ とすると、エンジン舵角 δ_T の入力は、

$$\delta_T = K_{P_T} e(t) + K_{I_T} \int e(t) dt + K_{D_T} \frac{de(t)}{dt} \quad (4.14)$$

となる。ここで、 $K_{P_T}, K_{I_T}, K_{D_T}$ はそれぞれ比例ゲイン、積分ゲインおよび微分ゲインであり、 $K_{P_T} = 2.0, K_{I_T} = 0.0, K_{D_T} = 1.0$ に設定した。

4.3.6 飛行フェーズ切替則

各帰還飛行方法における飛行フェーズとフェーズ移行に関する判定式を表 4.3 に、運動解析における設定値を表 4.4 にまとめる。二段階転回法および直接転回法による帰還飛行においては、第2章で定義した飛行フェーズに加え、地上着陸のための推力減速フェーズを追加した。

前章までは姿勢転回を開始する指令は任意のタイミングで与えていたが、本解析においては高度のしきい値を設定し、飛行高度がしきい値の高度を下回った時点で目標飛行フェーズ指令を切り替えるようにした。二段階転回法では滑空フェーズから蹴り上げフェーズへ移行する高度は固定値とし、減速フェーズから振り上げフェーズへの移行判定に使用する高度については後述するように地上で速度がゼロになるように反復計算を行って決定した。また、直接転回法における滑空フェーズから蹴り上げフェーズへの移行高度も同様に反復計算により算出した。エンジン減速フェーズへの移行については、姿勢転回後に迎角があらかじめ設定した α_E を超えた時点で行うものとした。

ベースエントリー法による帰還飛行については迎角 180 度の垂直降下フェーズから計算を開始し、高度 h_E を下回った時点で推力減速フェーズへ移行するものとし、この高度についても反復計算により決定した。

表 4.3: 飛行フェーズ切り替えの判定式

転回方法	現在の飛行フェーズ		次の飛行フェーズ	移行判定式
二段階転回法	滑空	→	蹴り上げ	$h \leq h_K$
	蹴り上げ	→	振り下げ	$\alpha \geq \alpha_C$
	振り下げ	→	減速	式 (2.54)
	減速	→	振り上げ	$h \leq h_S$
	振り上げ	→	垂直降下	$\alpha \geq \alpha_V$
	垂直降下	→	推力減速	$\alpha \geq \alpha_T$
直接転回法	滑空	→	蹴り上げ	$h \leq h_K$
	蹴り上げ	→	垂直降下	$\alpha \geq \alpha_V$
	垂直降下	→	推力減速	$\alpha \geq \alpha_T$
ベースエントリー法	垂直降下	→	推力減速	$h \leq h_T$

表 4.4: 飛行フェーズ切替え条件の設定値

転回方法	項目	記号	設定値
二段階転回法	蹴り上げフェーズ移行高度	h_K	3000m
	振り下げフェーズ移行迎角	α_C	30°
	減速フェーズ移行楕円半径 (迎角)	A_a	30°
	減速フェーズ移行楕円半径 (迎角変化率)	A_b	30°/s
	振り上げフェーズ移行高度 (*)	h_S	1287.5 m (Fin-S020)
			1276.2 m (Fin-S040)
	垂直降下フェーズ移行迎角	α_V	135°
	推力減速フェーズ移行迎角	α_T	175°
直接転回法	蹴り上げフェーズ移行高度 (*)	h_K	1251.8 m (Fin-S020)
			1060.7 m (Fin-S040)
	垂直降下フェーズ移行迎角	α_V	135°
	推力減速フェーズ移行迎角	α_T	175°
ベースエントリー法	推力減速フェーズ移行高度 (*)	h_T	1895.5 m (Fin-S020)
			1897.8 m (Fin-S040)

(*) 反復計算により決定

二段階転回法および直接転回法において姿勢転回を開始する高度の算出方法の概要を図 4.4 に示す。まず、転回開始高度 h_s の初期値として適当な値を設定し、軌道解析を実施する。飛行高度が h_s を下回ったら姿勢転回を開始し、さらに迎角が α_T を超えた時点で推力減速フェーズへと移行する。4.3.5 節で記したように推力は推力減速度 $G_T = T/mg_0$ が一定となるように与えられ、その結果速度は徐々に減速される。そして速度がゼロへと近づき、しきい値 ε_V を下回ったら計算終了とする。この時の高度 h_f をゼロにするため

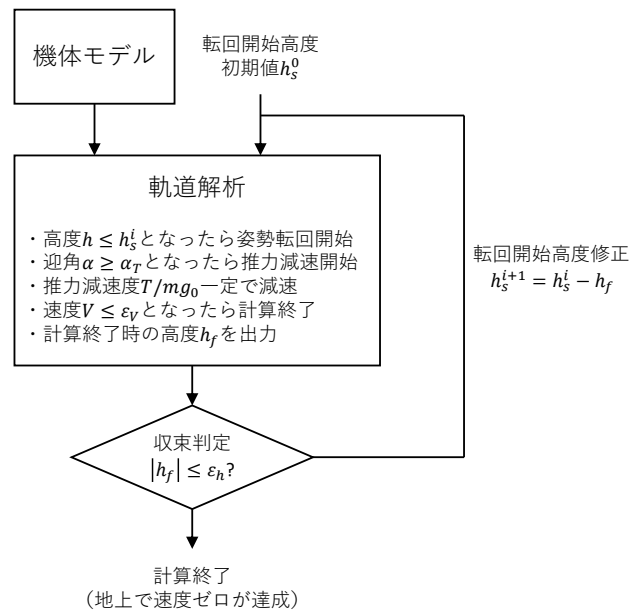


図 4.4: 転回開始高度を決定する反復計算の概要

に，転回開始高度を

$$h'_s = h_s - h_f \quad (4.15)$$

のように修正し，転回開始高度を h'_s と設定して再び軌道解析を行う．以上の計算を繰り返し， $V \leq \varepsilon_V$ となる高度 h_f がゼロへと近づき， $h_f \leq \varepsilon_h$ になったら反復計算を終了する．以上のプロセスにより，高度 $h = 0$ で速度 $V = 0$ ，すなわち地上への着陸が達成される転回開始高度を求めることができる．

4.3.7 高高度領域における軌道解析結果

高度 30km より上空の高高度領域においては迎角を一定とした 2 次元 2 自由度の軌道解析を行い，高度 30km 以下の計算に使用する初期条件を算出した．

高高度領域における軌道解析の初期条件は高度 400km，機体質量 $113.9 \times 10^3 \text{kg}$ ，飛行経路角 -2° とし，速度の初期値は高度 400km における周回速度 7680.7 m/s から軌道離脱のための $\Delta V = 200 \text{m/s}$ を差し引いた 7480.7 m/s とした．機体質量は機体構造質量に着陸用の推進剤質量とペイロード質量を加えた値であり，高高度領域においては推力を使用しないため飛行中の機体質量は一定である．

高高度領域における軌道解析結果として速度，飛行経路角，高度およびダウンレンジの時間履歴を図 4.5 に示す．迎角は 45 度一定とした．高度 100km 以下の領域では揚力の影響により減衰振動を行いながら降下し，最終的には揚力と遠心力の和が重力とつり合っ

た平衡状態となっている。

以上の高高度領域における軌道解析により、高度 30km 以下の低高度領域における軌道解析の初期条件として高度 $h_0 = 30\text{km}$ 、機体質量 $113.9 \times 10^3\text{kg}$ 、速度 $V_0 = 1088.8\text{m/s}$ 、飛行経路角 $\gamma_0 = -3.2^\circ$ を得た。ノーズエントリ方式による 2 種類の飛行方法、すなわち二段階転回法と直接転回法による運動解析では、迎角の初期値は $\alpha_0 = 0^\circ$ とし、 $\theta = \alpha + \gamma$ より姿勢角の初期値は $\theta_0 = -3.2^\circ$ とした。ベースエントリ方式による運動解析では $\alpha_0 = 180^\circ$ とし、姿勢角の初期値として $\theta_0 = 176.8^\circ$ を設定した。また、姿勢角速度の初期値は $\omega_0 = 0^\circ/\text{s}$ とした。

なお、実際には尾翼サイズや飛行方式の違いによって高高度領域の軌道は変化することとなるが、本解析では尾翼サイズや帰還飛行方法によらず一律に上記の初期条件を適用し、同一の初期条件のもとで消費される推進剤質量の比較を行った。

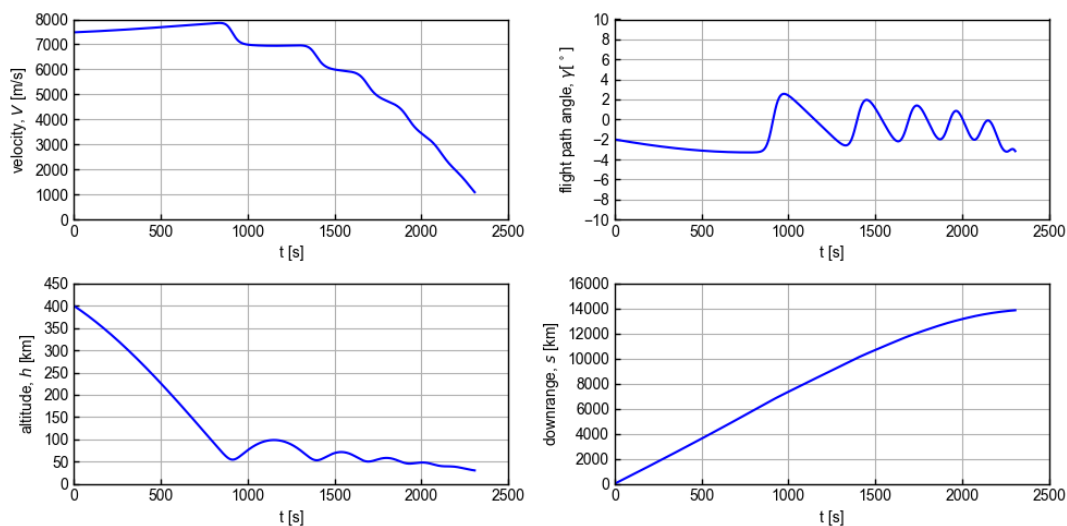


図 4.5: 高高度領域における軌道解析結果

4.4 運動解析結果

4.4.1 二段階転回法

Fin-S040 形態および Fin-S020 形態で二段階転回法による帰還飛行の運動解析を行った結果を図 4.6 および図 4.7 に示す。それぞれ飛行速度，高度，推進剤消費量，経路角，迎角，姿勢角，姿勢角速度，加速度，動圧，抗力係数，揚抗比，ピッチングモーメント係数，エレベータ尾翼舵角，ラダー尾翼舵角，エンジンスロットルおよびエンジン舵角の時間履歴である。時刻の基準は高度 30km の計算開始時点をも 0 s としており，着陸前の 60 秒間を拡大して表示している。

Fin-S040 形態については，目標迎角 5 度の状態で滑空飛行を行うことで機体速度と高度は徐々に低下し， $t = 145\text{s}$ 付近で飛行フェーズ切り替えのしきい値として設定した高度 3000m を下回り，蹴り上げフェーズに移行して姿勢転回が開始されている。1 回目の姿勢転回が行われ，大迎角飛行を行うようになると C_D が急増し，速度が 120m/s 程度にまで急激に低下しており，それに伴って動圧も大きく低下している。姿勢転回によって飛行経路角も大きく変化しており，滑空フェーズでは $\gamma = -20^\circ$ 程度で飛行していた状態から減速飛行に移行すると -90 度に向かって低下している。迎角は 2 回オーバーシュートを繰り返しながらも目標の 90 度へと収束しており，この減速飛行フェーズで高度はさらに低下し， $t = 160\text{s}$ 付近で飛行フェーズを切り替える 1276m を下回って垂直降下姿勢への 2 回目の転回が行われ，振り上げ制御によって迎角は 180 度方向へ遷移している。そして高度が約 400m の時点で機体姿勢が垂直状態に近づき，迎角がしきい値の 175 度を超過してエンジン推力による減速が開始され，120m/s 程度あった速度はゼロとなって地上への着陸が達成されている。

Fin-S020 形態の運動解析結果については，Fin-S040 形態と比較すると減速フェーズにおける迎角の挙動が振動的になっているという相違が生じている。滑空飛行から 1 回目の姿勢転回を開始したのち，減衰振動をしながら迎角 90 度へ収束させようとしているが，その間に高度が低下し，姿勢が安定しないまま 2 回目の姿勢転回指令が与えられ，垂直降下フェーズへの姿勢転回が開始されている。このように，舵面サイズが小さい Fin-S020 では転回中の姿勢運動が振動的な応答になってしまう結果となったが，滑空フェーズから垂直降下フェーズへの姿勢転回および地上への着陸は達成することができている。

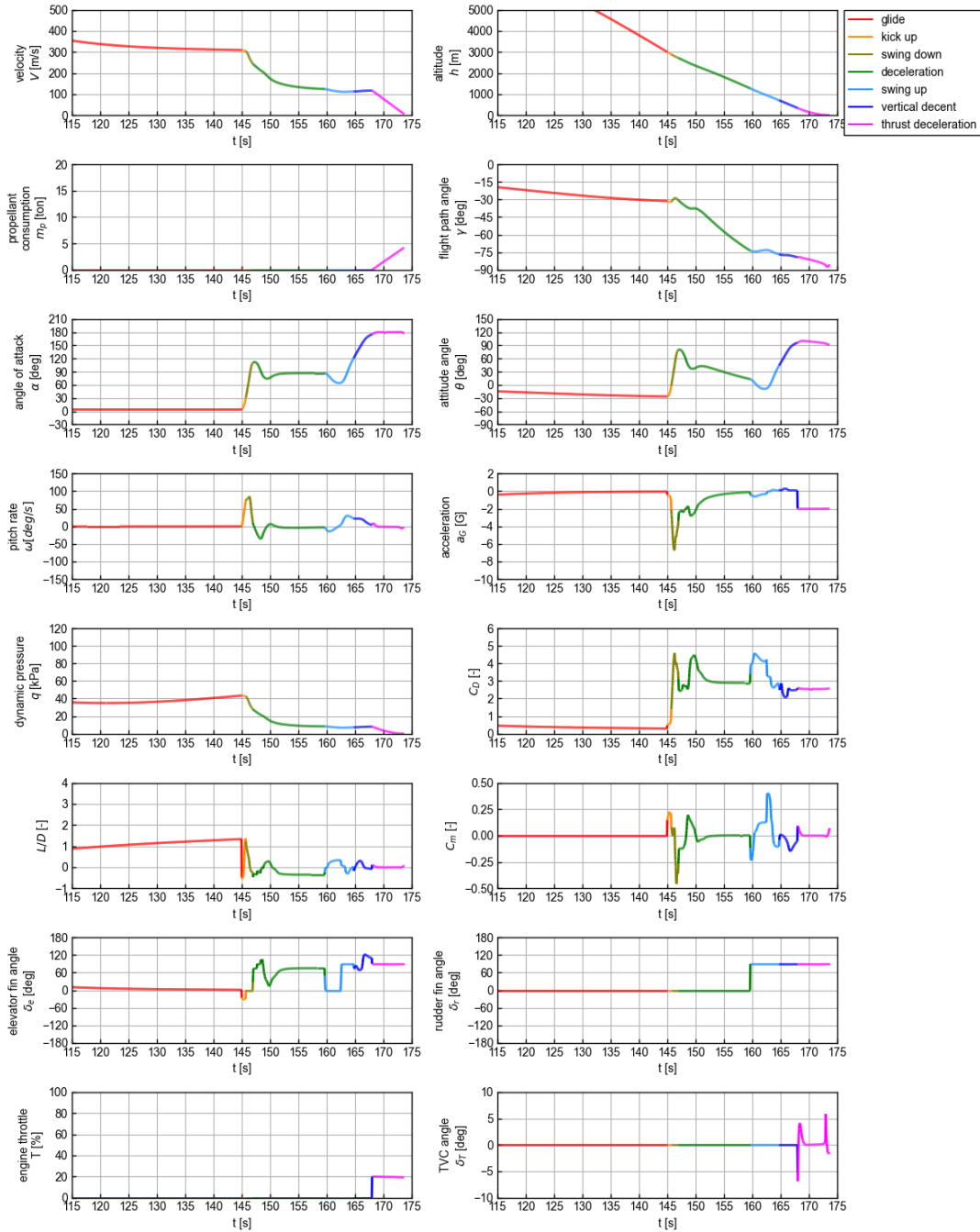


図 4.6: 運動解析結果 (二段階転回法, Fin-S040)

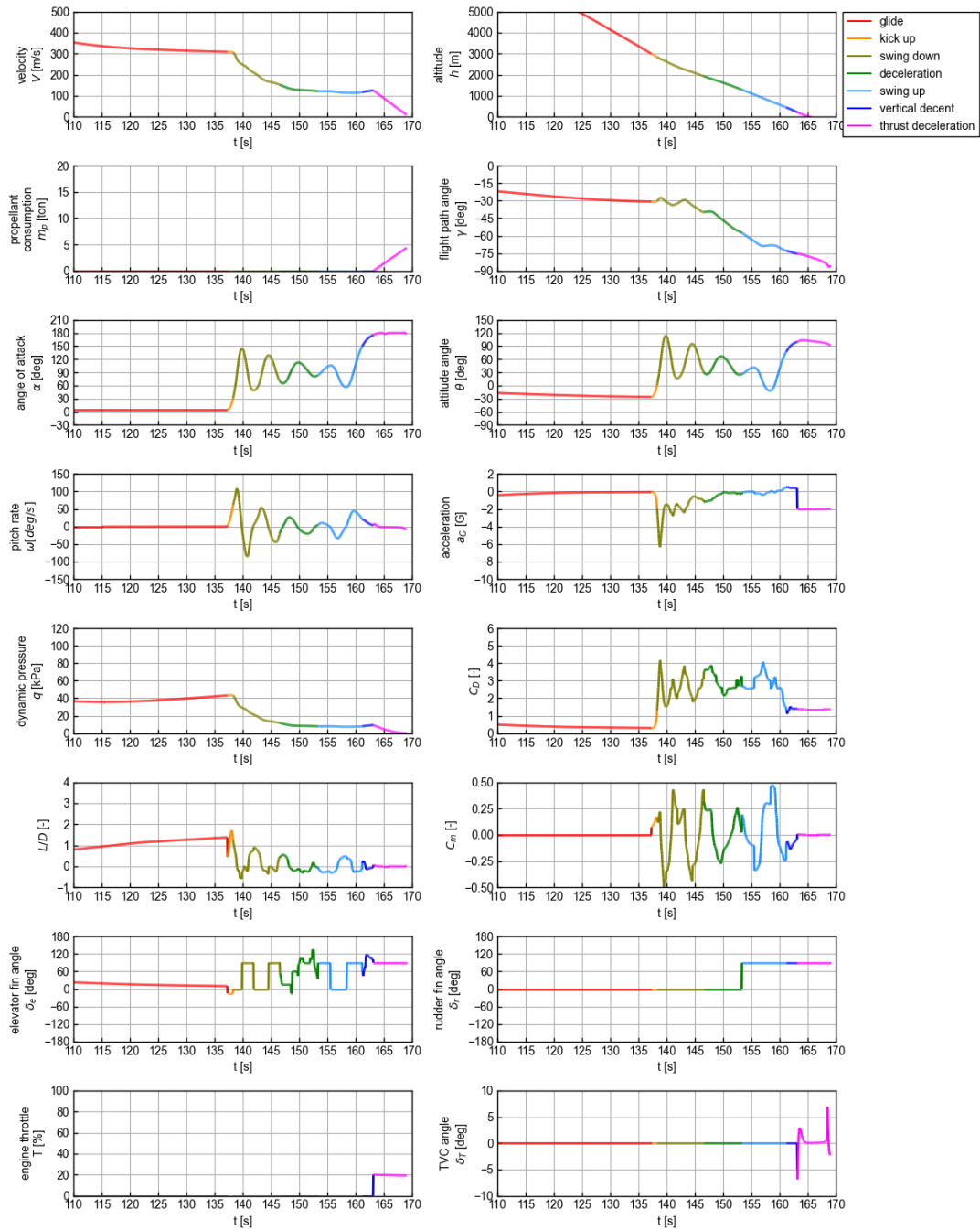


図 4.7: 運動解析結果 (二段階転回法, Fin-S020)

4.4.2 直接転回法

Fin-S040 形態および Fin-S020 形態で直接転回法による帰還飛行の運動解析を行った結果を図 4.8 および図 4.9 に示す。Fin-S040 形態の結果においては、滑空飛行によって速度と高度が徐々に低下したのち、高度 1060.7m に達した時点で蹴り上げフェーズに移行して姿勢転回が開始されている。転回開始時点で速度は約 300m/s であるが、転回中に迎角が増加し C_D が急増したことで速度が低下し、推力減速を開始する時点では 224m/s となっている。そして残りの 224m/s が推力によって減速され、地上で速度ゼロになるまでの減速が達成されている。

尾翼サイズが小さい Fin-S020 形態においても同様に低迎角の滑空状態から垂直降下フェーズへの姿勢転回を経て垂直着陸までの運動が達成されている。二段階転回法では尾翼サイズが小さいと迎角 90 度で静止させるのが困難となり、姿勢が振動的な挙動を示していたが、直接転回法においては尾翼サイズが小さくてもスムーズな転回が可能となっている。

4.4.3 ベースエントリー法

ベースエントリー法による帰還飛行解析の結果を図 4.10 および図 4.11 に示す。ベースエントリー法においては迎角 180 度の状態で揚力は使用せずに降下し、高度 2000m 程度まで空気抵抗によって減速されている。高度 2000m、速度 274m/s 程度になると推力減速フェーズに移行し、迎角 180 度を維持したまま地上着陸までの減速がなされている。

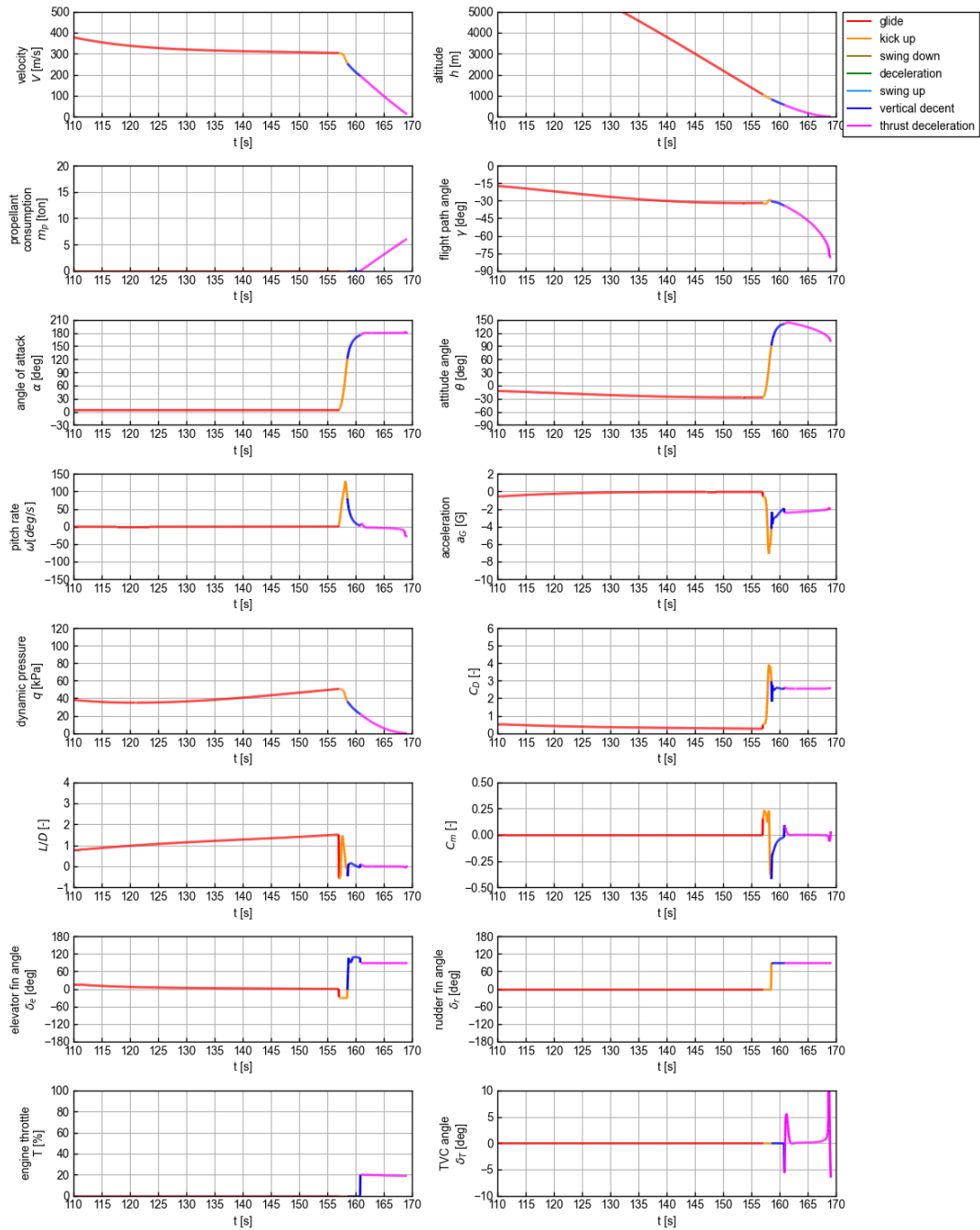


図 4.8: 運動解析結果 (直接転回法, Fin-S040)

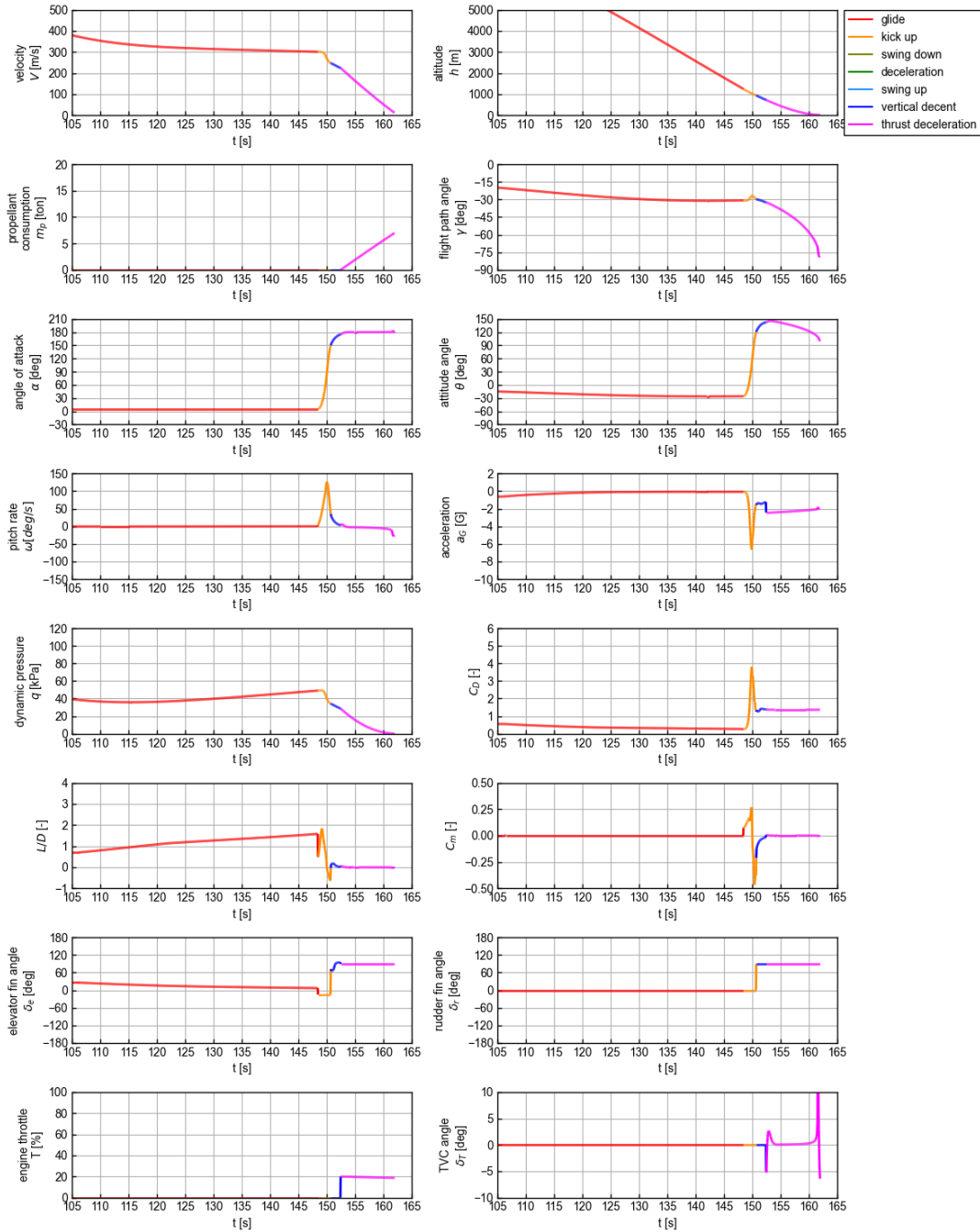


図 4.9: 運動解析結果 (直接転回法, Fin-S020)

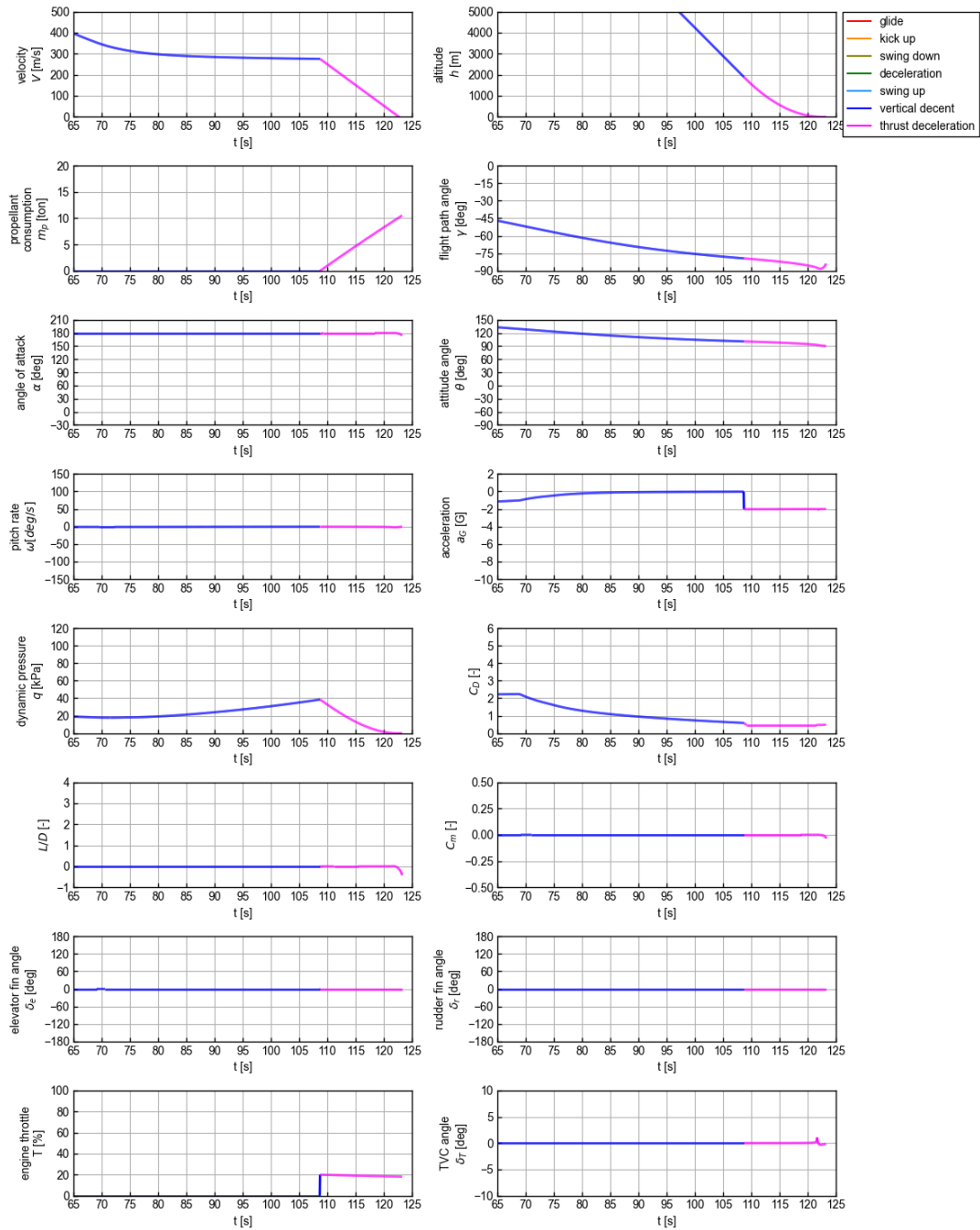


図 4.10: 運動解析結果 (ベースエントリー法, Fin-S040)

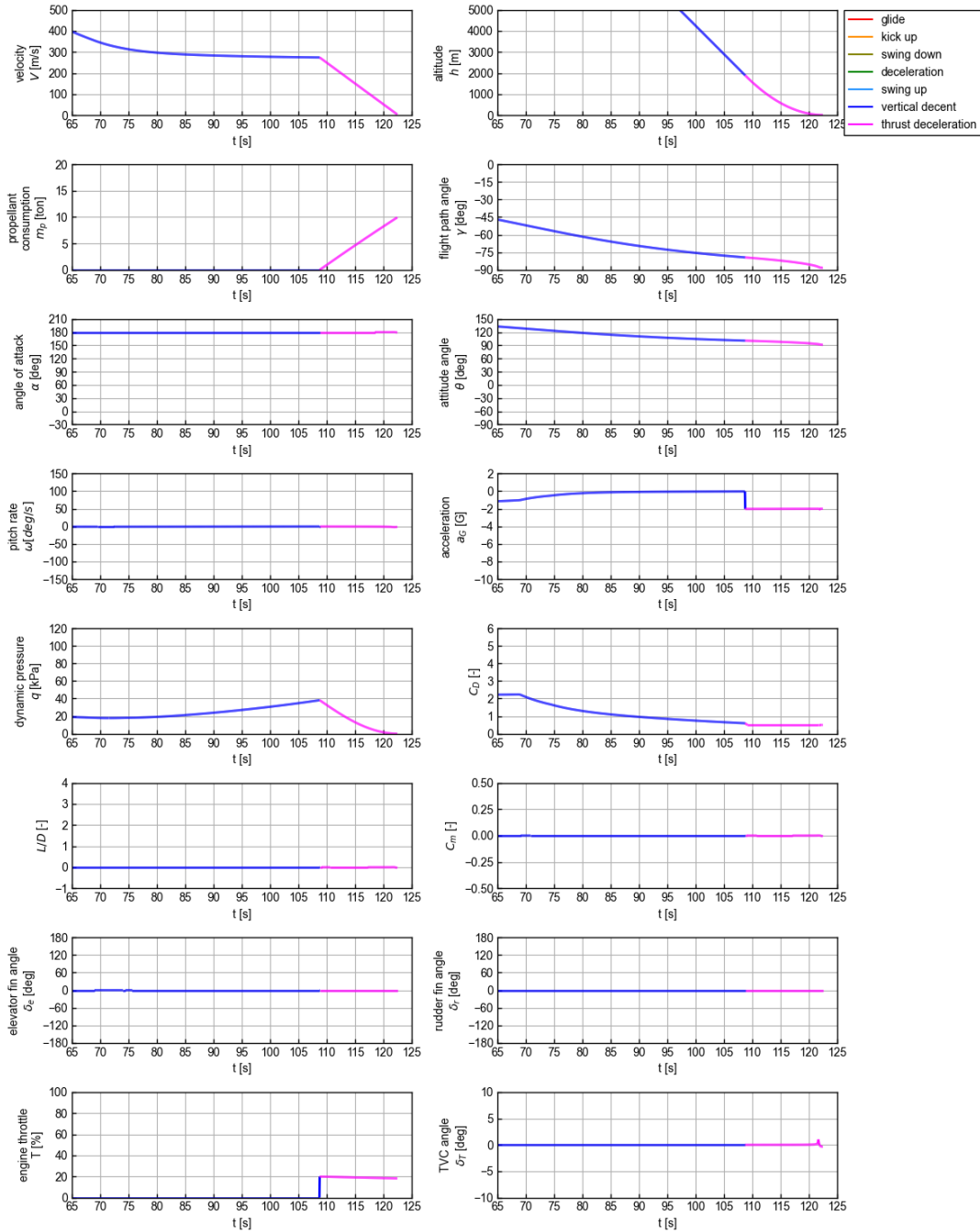


図 4.11: 運動解析結果 (ベースエントリー法, Fin-S020)

4.4.4 推進剤消費量の結果

帰還飛行の運動解析で算出された推進剤消費量を各転回方法ごとに表 4.5 に示す。表においてカッコ内に記した数値はベースエントリー法での推進剤消費量を 1 としたときの各飛行方法における消費量を表している。

推力による減速を主としたベースエントリー法と比較すると、本研究で構築した姿勢転回を伴う帰還飛行では推進剤消費量が削減される結果となっており、特に迎角 90 度付近の減速飛行を伴う二段階転回法においては消費量が大きく低下しており、Fin-S020 形態では 55.6%，Fin-S040 形態では 59.8% の削減がなされている。直接転回法では二段階転回法に比べると大迎角飛行を行う時間が短いため削減効果は劣るが、それでもベースエントリー法の 6 割から 7 割程度の消費量という結果となっている。

運動解析結果で示したように、ベースエントリー法では 274m/s 程度の状態から推力減速を開始している一方、二段階転回法では約 125m/s、直接転回法では約 224m/s 程度まで空気力で減速されており、この空気力による減速量の差が推進剤消費量に直接影響したものと考えられる。

表 4.5: 推進剤消費量の比較

帰還飛行方法	Fin-S020		Fin-S040	
二段階転回法	4431.3 kg	(0.444)	4248.6 kg	(0.402)
直接転回法	7028.3 kg	(0.704)	6233.6 kg	(0.580)
ベースエントリー法	9980.4 kg	(1.000)	10567.8 kg	(1.000)

*() 内の数値はベースエントリー法を 1 とした時の推進剤消費量

4.5 本章のまとめと課題

本章では2次元3自由度の帰還飛行の運動解析を行い、前章までに構築した2種類の転回方法、すなわち二段階転回法と直接転回法による姿勢転回が飛行中に経路角や動圧が変化する環境においても成立することを示した。また、地上へ着陸するまでに消費する推進剤量を算出した結果、エンジン推力による減速を主としたベースエントリー方式による帰還飛行と比較すると、削減される消費推進剤量は二段階転回法で最大6割程度、直接転回法で最大4割程度となり、本研究で提案した転回方法による帰還飛行の有効性が定量的に示された。

ただし、以上の解析結果においては実際の飛行環境下では問題が生じると予想される点も見受けられた。今後の検討課題として以下に記す。

まず、Fin-S020 形態による二段階転回法の解析結果（図 4.7）においては1度目の姿勢転回時に $100^\circ/s$ 程度の大きな角速度で機体が回転しており、迎角が急激に増加したことで空気抵抗が急増し、この時 6g 程度の比較的大きな減速度が生じている。直接転回法の解析結果（図 4.9）でも同様に大きな角速度と減速度が生じていることが確認され、姿勢転回自体には成功しているが、強い遠心力がはたらいたり、大きな減速度が加わることで、機体に搭載している貨物や人、機体構造に対する負荷の点では過酷な環境となっている。この問題は転回時の角速度を抑えることである程度改善されると考えられることから、なるべく転回速度を抑えるような制御則や機体構成を迫及することが今後の課題となる。

また、本解析は2次元平面内での運動に限定して解析を行ったが、当然ながら実際の飛行環境では3次元6自由度の機体運動を制御する必要があり、横方向の制御や空力特性も含めて姿勢運動の成立性を議論することが不可欠である。特に大迎角時に生じる横力が姿勢運動に与える影響については懸念される事項である。第3章の風洞試験では動的な空力特性がピッチング運動に影響を与えることが明らかとなっており、実際の帰還飛行における姿勢転回に際しては縦のみならず横方向の運動も誘起される可能性があり、そのような横方向の運動を抑えるための制御方法を構築することも重要である。

特に、二段階転回法においては大迎角飛行を長く行うことになり、この際に横力がはたらくとフラットスピン状態に陥ってしまうことも想定されることから、尾翼4枚という構成で縦と横の両方の姿勢制御が実現可能かどうかについては今後よく検討する必要がある。

第 5 章

総括

本章では、前章までに得られた結果を総括し、姿勢転回を成立させるための要件や消費される推進剤量についての考察を行い、機体形状や制御則に依存しないより一般的な形で帰還飛行の考え方を示す。また、本研究では考慮することができなかった点や運動解析や風洞試験で明らかとなった問題についてまとめ、提案した飛行プロファイルを実現させる上で今後の課題となる点について述べる。

5.1 姿勢転回の成立要件に関する考察

5.1.1 二段階転回法の成立要件

二段階転回法を成立させるためには、(i)1 回目の姿勢転回を行ったのちに姿勢が回りすぎてしまうことを回避すること、および (ii) 迎角 90 度で姿勢を安定化させることが必要である。

(i) の要件については、図 5.2 に示す $C_m > 0$ となる頭上げモーメントがはたらく領域の大きさが重要となる。姿勢転回後の角速度は $C_m > 0$ の領域の大きさによって決まり、この領域が大きくなるほど滑空飛行から迎角 90 度への転回を行った際に生じるオーバーシュート量が増加し、姿勢を静止させるまでに何度もオーバーシュートを繰り返しながら振幅を減衰させる必要がある。そして、 $C_m > 0$ の領域がさらに大きくなると迎角 90 度で姿勢を止めることができず、180 度方向へと回ってしまう。 $C_m > 0$ の領域を抑えるためには、2.3.5 節で示したように、重心位置が機体後方に寄り過ぎないようにする（図 2.20 参照）、もしくは尾翼サイズを大きくする（図 2.19 参照）ようにすればよい。

(ii) の要件については、尾翼舵角を操作した時の C_m の変化量、すなわち舵効きが重要となる。姿勢転回後の振動的な挙動を抑えて安定化させるためには制御入力は大いほうが望ましく、そのためには尾翼サイズは大きくし、ある程度の舵効きを確保する必要がある。

る。4章で示した帰還飛行の運動解析結果では、尾翼サイズが小さい場合でも一連の姿勢転回を成立させることはできたが、姿勢が振動的な挙動を示しながら降下する結果となり、姿勢安定を失わずにこの運動が確実に実施できるかどうかについては、3次元6自由度解析や風外乱を含めた解析を行うなど、さらなる検討が必要になる。また、3章で行った動的風洞試験で明らかとなったように、飛行中には姿勢を励振させる空気力がはたらく可能性があり、姿勢安定化を図るためには舵効きには余裕を見ておくべきである。

以上のように、二段階転回法の成立を目指す上では尾翼サイズは大きくする方向になり、直接転回法と比べると大きな減速効果を得ることができる一方、機体質量の増加や打上げ飛行時の抗力損失の点では不利となる。ただし、尾翼が大きいということは制御性能や滑空時の揚抗比が高くなり、帰還飛行時の運用性向上を図ることができる。

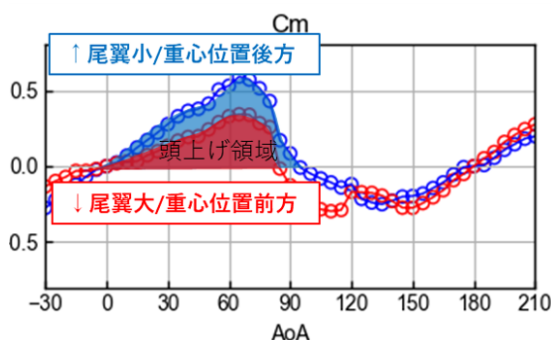


図 5.1: 二段階転回法の考え方のイメージ図

5.1.2 直接転回法の成立要件

次に、直接転回法の成立要件について考える。直接転回法において滑空飛行状態から姿勢を転回して迎角 180 度で姿勢を静止させるためには、迎角 180 度まで到達できるだけの十分な角速度は発生させつつ、かつ迎角 180 度に近づく際には姿勢角速度を小さくする必要がある。そのためには、図 5.2 に示すように、 $C_m > 0$ となる頭上げモーメントがはたらく領域と $C_m < 0$ となる頭下げモーメントがはたらく領域のバランスがとれるように機体の重心位置を設定することが必要である。この頭上げ領域と頭下げ領域の面積が同等程度であれば、 $C_m > 0$ の迎角領域で生じた角速度が $C_m < 0$ の迎角領域で打ち消され、迎角 180 度に到達した時点では角速度が小さくなり、スムーズに姿勢安定化フェーズに移行できると考えられる。この条件が満たされていれば、3章の風洞試験結果や4章の運動解析でも示したように、尾翼サイズが小さくてもスムーズな姿勢転回を行うことが可能となる。

なお、本研究では、ラダー舵角を 0 度から 90 度へ切り替えることで迎角 90 度付近から 180 度にかけてはたらく頭下げモーメントが小さくなることを明らかにし (2.3.5 節)、その特性を利用すると姿勢転回が行いやすくすることを示した。しかしながら、例えば重心位置が機体後方にあり、頭上げモーメントが強いはたらく場合には姿勢転回中のラダー舵角は 0 度のままとし、頭下げモーメントを強くすることで迎角 180 度へ向けた角速度を小さくするという方策も考えることができる。

以上のように、直接転回法を採用すると尾翼サイズを小さくすることが可能であり、機体重量軽量化および打上げ時の抗力損失削減の点で垂直離着陸型ロケットのメリットを活かすことができる。一方で二段階転回法と比べると帰還飛行時の空力減速効果は小さく、着陸時に消費される推進剤量はやや増加することとなる。

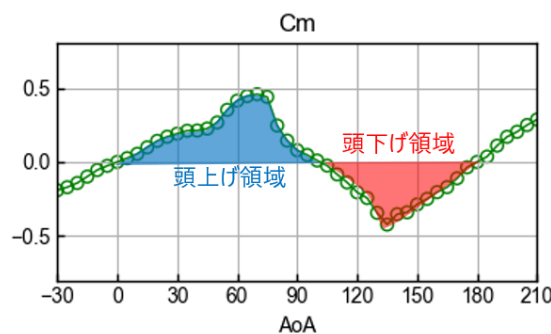


図 5.2: 直接転回法の考え方のイメージ図

5.1.3 各転回方法による帰還飛行の考え方

以上で示したように、本研究で提案した 2 種類の姿勢転回方法の成立要件を考えると、採用する尾翼サイズの考え方に違いが生じ、宇宙往還機の機体規模を小さくするための方策についても相違が生じる。二段階転回法は尾翼サイズを大きくし、機体構造質量増加と打上げ時の抗力増加は許容しつつ、帰還飛行では大きく空力減速を行って推進剤消費量の削減を図る方策であると考えられる。一方で直接転回法は帰還飛行時の空力減速効果は限定的となるものの、尾翼サイズを小さくすることができ、機体構造質量削減と打上げに必要な ΔV の削減によって機体規模の縮小を図るという考え方となる。宇宙往還機の機体サイズ削減を目指す上で両者の方向性はトレードオフの関係となっており、どちらの転回方法を採用した方が機体質量を削減できるかについては、採用する機体や尾翼の質量特性や打上げ飛行時に生じる抗力損失によって変わってくるため、より詳細な条件や仮定を取り入れた解析が必要である。また、最終的に採用される尾翼サイズや姿勢転回方

法については、現実的に成立する機体重心位置の制約や、姿勢転回後にどの程度振動的な挙動を許容するか等の条件設定を経た上で決定されるものと考えられ、今後より詳細に検討を重ねることが必要である。

5.2 推進剤消費量に関する考察

第4章では帰還飛行の運動解析により消費される推進剤量を算出したが、この消費量は空気力によってどの程度まで減速されるかによっておおむね決まる量であると考えられる。本節では、機体質量と空力特性から簡易式を用いて帰還飛行時の平衡速度を導き、推進剤消費量をどの程度削減することができるか見積もりを行う。

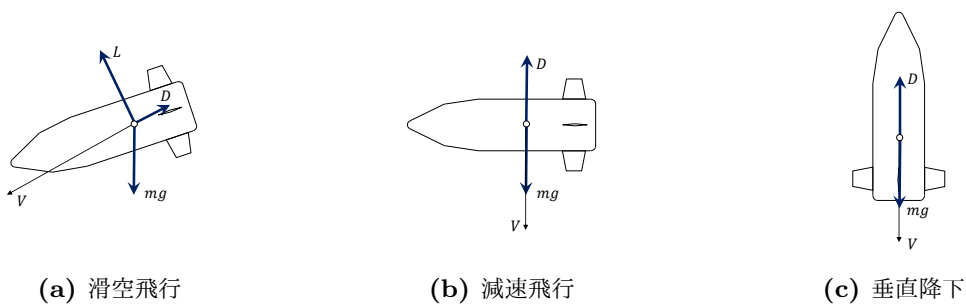


図 5.3: 定常飛行状態における力のつり合い

滑空飛行、大迎角減速飛行および垂直降下飛行を行っている状態において空気力と重力のつり合いを仮定して平衡速度を導く。

質量 m の機体が揚力を利用して滑空飛行を行っている状況を考えると、図 5.3a に示すように揚力 L と抗力 D の合力が重力 mg とつり合っていると考えると、

$$mg = \frac{1}{2} \rho V_{fL}^2 S \sqrt{C_L^2 + C_D^2} \quad (5.1)$$

と表すことができる。ゆえに揚力飛行による平衡速度 V_{fL} は

$$V_{fL} = \sqrt{\frac{2g}{\rho} \frac{C_B}{\sqrt{(L/D)^2 + 1}}} \quad (5.2)$$

となる。ここで、 ρ, S, g は大気密度、代表面積、重力加速度である。また、 C_B は弾道係数であり、

$$C_B = \frac{m}{C_D S} \quad (5.3)$$

で定義される。弾道係数は再突入体が大気中で減速される度合を表すパラメータとして用いられており、弾道係数が小さいほど軽量でかつ大面積で大きな空気抵抗を受けることになり、空気力によって大きく減速されることになる。

次に、減速飛行および垂直降下飛行では図 5.3b および図 5.3c のように抗力 D と重力 mg のつり合いを考えて、

$$mg = \frac{1}{2}\rho V_{fD}^2 SC_D \quad (5.4)$$

となる。よって抗力による平衡速度 V_{fD} は弾道係数 C_B を用いて

$$V_{fD} = \sqrt{\frac{2g}{\rho} C_B} \quad (5.5)$$

と表される。

第4章で運動解析を行った Fin-S020 形態の機体諸元と空力特性を用いて式 (5.2) および式 (5.5) の平衡速度を算出すると、表 5.1 の通りとなる。また、運動解析における推力減速開始直前の速度と推力減速で消費された推進剤量を表 5.2 に示す。

まず、式 (5.2) によると迎角 5 度での平衡滑空速度は 312.6 m/s となる。一方で二段階転回法の運動解析結果では、滑空飛行で速度が 308.4m/s まで減速されたのち姿勢転回を開始しており、両者の値は概ね一致している。また、1 回目の姿勢転回を行い、迎角 90 度の減速飛行を行うことで速度は 308.4m/s から 125.1m/s まで減速されており、この時の速度も式 (5.5) で求められる平衡速度である 121.7m/s と近い値になっている。ベースエントリー法では運動解析においては推力減速開始時の速度が 273.9m/s、式 (5.5) の平衡速度は 312.7m/s であった。

平衡速度は大気密度にも依存するため飛行高度によっても変化し、また、運動解析では完全な平衡状態にはなっていないため簡易式による推算と運動解析結果には若干の相違は生じるが、姿勢を安定化させる飛行フェーズにおける最終的な速度は式 (5.2) もしくは (5.5) でおおそ見積もることができる。

なお、直接転回法においては姿勢転回後に平衡速度に達しないまま推力減速が開始されるため、簡易式による検討は難しいが、運動解析結果では 300.8m/s から転回を開始して 224.4m/s まで空気力で減速されたのち推力減速に移行しており、迎角 90 度の平衡速度 (125.1m/s) と迎角 180 度の平衡速度 (273.9m/s) の間になる程度まで減速効果を得られるものと考えられる。

表 5.2 において推力減速直前の速度と消費推進剤量を比較すると、両者の大小関係はおおむね対応していることが分かる。二段階転回法および直接転回法ではそれぞれ 125.1m/s、224.4m/s を最終的に推力で打ち消す必要があり、これはベースエントリー法における値を 1 とすると 0.457、0.819 となる。10% 程度の相違はあるものの、この割合は推進剤消費量の割合 (二段階転回法 : 0.414、直接転回法 : 0.704) と対応している。

第4章の運動解析ではある特定の機体モデルと空力特性を用いて消費推進剤量の削減程度を論じていたが、以上の議論より、任意の機体モデルについて弾道係数と揚抗比が得られれば最終的に推力で減速する必要がある速度を簡易式によって求めることができ、二段階転回法もしくは直接転回法によって推進剤量をどの程度削減できるかを見積もることが可能となる。

表 5.1: 平衡速度の比較

			$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 90^\circ$	$\alpha = 180^\circ$
機体質量	m	[kg]	113.9×10^3	113.9×10^3	113.9×10^3
代表面積	S	[m ²]	49.61	49.61	49.61
抗力係数	C_D	[-]	0.267	3.302	0.500
揚抗比	L/D	[-]	1.582	-0.063	0.000
弾道係数	C_B	[kg/m ²]	13279.7	695.2	4591.5
平衡速度 (揚力)	V_{fL}	[m/s]	312.6	-	-
平衡速度 (抗力)	V_{fD}	[m/s]	-	121.7	312.7

表 5.2: 飛行フェーズ切り替え時の速度と推進剤消費量の比較

	滑空終了時の速度	推力減速直前の速度	推進剤消費量
二段階転回法	308.4 m/s	125.1 m/s (0.457)	4131.3 kg (0.414)
直接転回法	300.8 m/s	224.4 m/s (0.819)	7028.3 kg (0.704)
ベースエントリー法	-	273.9 m/s (1.000)	9980.4 kg (1.000)

*() 内の数値はベースエントリー法を 1 とした時の値

5.3 今後の課題

本研究では、前章までに数値解析と動的風洞試験を通して姿勢転回を伴う帰還飛行プロファイルの成立性を示した。しかしながら、数値解析手法や風洞試験環境の制約もあり、実際の帰還飛行時の状況が考慮されていない点もあり、この帰還飛行方法を実現させる上ではまだ検討すべき点がいくつか残されている。また、運動解析結果によると姿勢転回自体は成立しているものの、実際の飛行環境を考慮するとその実現が困難となり得る点も見受けられた。本節では、本研究で提案した姿勢転回を伴う飛行プロファイルを宇宙往還システムの帰還飛行として実現させる上で今後の課題となる事項についてまとめる。

横方向の運動と空力特性

本研究における数値解析や動的風洞試験は縦の運動に限定して行われており、実際の飛行環境下において姿勢転回を実現させるためには、横方向の制御や空力特性も含めて姿勢運動の成立性を議論することが不可欠である。特に大迎角時に生じる横力が姿勢運動にどのような影響を与えるかについてはよく調査する必要がある。本研究では動的な空力特性がピッチング運動に影響を与えることを示したが、姿勢転回に際しては縦のみならず横方向の運動も誘起される可能性があり、今後流れ場の可視化やフリーフライト試験などを通じて姿勢運動と動的な空力特性の関係性についてさらに理解を深めていく必要がある。加えて、そのような横方向の運動を抑えるための制御方法の構築も重要な課題である。特に二段階転回法による帰還飛行では大迎角飛行を行う時間が長くなり、この際に横力がはたらくとフラットスピン状態に陥ってしまうことも想定されることから、胴体に尾翼4枚という構成で縦と横の両方の姿勢制御が実現可能かどうかについては今後よく検討する必要がある。

姿勢転回中の機体への負荷

本研究では姿勢転回を成立させることに重点を置いて検討を進めてきたが、現状の姿勢転回方法では転回中に機体やパイロードに大きな負荷が加わることが予想され、制御方法や機体形状には改善の余地がある。帰還飛行の運動解析結果では転回時の姿勢角速度は最大で $100^\circ/s$ を超えており、さらに姿勢が急激に転回されたことで空気抵抗が急増し、 $6g$ 程度の比較的大きな減速度が生じることとなった。このように現状の転回方法と機体構成では姿勢転回に際して強い遠心力がはたらいたり、大きな減速度が加わることとなり、搭載している貨物や人、機体構造に対する負荷の点ではベースエントリー法による帰還飛行

よりも過酷な環境となっている。姿勢の回転速度を抑えることで上述の問題は改善されると予想されることから、搭載する物資や人、機体構造強度に対する影響を鑑みながら、なるべく転回速度を抑えるような制御則や機体構成を迫及することが必要である。

宇宙往還機として成立する機体設計

これまでに尾翼サイズが姿勢運動の挙動に与える影響について論じてきたが、当然ながら尾翼サイズは打上げ性能も考慮して設定されなければならない。帰還飛行だけを考えると尾翼サイズが大きいほうが滑空時の安定性や舵効きの点で有利であるが、機体質量増加や打上げ時の抗力損失を招いてしまうことから、帰還飛行を成立させつつ、かつなるべく小さな舵面サイズを設定する必要がある。

また、本研究では扱いを簡略化した高高度領域における再突入飛行を成立させるための機体設計も重要な課題である。姿勢転回は高度数 km 以下でかつ亜音速領域で行われることになり、本研究では亜音速領域における空力特性に着目してきたが、宇宙往還を実現するためには亜音速域から極超音速域までの空力特性を総合的に考えて機体形状を設計する必要がある。特に再突入時の空力加熱への対処は重要であり、ノーズ先端や翼の前縁部に丸みを持たせるなど機体形状に対処が求められる。また、空力加熱を抑制するためには極超音速領域で大迎角飛行を行うことになり、極超音速かつ大迎角でのトリム条件を満たすことができる空力舵面を設定することも要求される。

第6章

結論

本研究では、ノーズエントリー方式による垂直離着陸型ロケットの帰還飛行において空気を有効に利用して減速を行う飛行プロファイルを考え、運動解析および動的風洞試験を通してその成立性と有効性を示した。本研究で得られた結論を以下に記す。

- スライディングモード制御とエネルギー法を組み合わせた姿勢制御則を構築し、滑空飛行から垂直着陸姿勢までの姿勢転回が尾翼のみの空力制御によって実現できることを示し、従来の垂直離着陸型ロケットでは実現されていない新たな飛行プロファイルを提示することができた。
- 帰還飛行における姿勢運動を模擬できる新たな実験システムを構築し、重心位置まわりの姿勢転回の成立性を風洞内で実証することができた。
- 動的風洞試験において姿勢角が静的安定かつ動的不安定な挙動を示し、静的な空力特性では説明できない流体现象が姿勢運動に影響を与えることを明らかにした。ただし、尾翼の制御によってそれを抑えこんで姿勢転回を成立させることができた。
- 姿勢の回転方向によって機体表面圧力分布が大きく変化することが明らかにし、姿勢運動と流れ場は相互に影響し合っていることを示した。
- 空力減速を伴う帰還飛行を行うことでエンジン推力による減速を主とした飛行方法よりも推進剤消費量を削減できることを定量的に示した。
- 重心位置や尾翼サイズが空力特性に与える影響を踏まえつつ、姿勢転回の成立要件や帰還飛行方法の考え方について示すことができた。

- 機体の弾道係数と揚抗比から空力減速効果を予測し，推進剤消費量の削減量を見積もる方法を示した。

以上のように本研究では数値解析と動的風洞試験により姿勢転回を伴う帰還飛行プロファイルの成立性を一定程度示すことができた。しかしながら，これまでの議論はいくつかの仮定や制約のもとで行われていることに加え，数値解析や風洞試験環境の制約上，実際の飛行環境を完全に再現できているわけではなく，提案した飛行プロファイルを実現する上ではまだ課題も残されている。本研究で構築した姿勢転回を伴う飛行方法を宇宙往還システムの帰還飛行として実現させるためには，以下に記す項目について今後さらに検討を重ねる必要がある。

- 縦のみならず横方向の空力特性が姿勢運動に与える影響について明らかにするとともに，横方向の姿勢制御則の構築や舵面形態の検討を行い，3次元6自由度の運動においても帰還飛行が成立することを示す必要がある。
- 流れ場の可視化やフリーフライト試験などを通して動的な空力特性と姿勢運動の関係性についてさらに理解を深めることが重要である。
- 転回時の姿勢角速度を抑制する制御方法や機体形状について検討し，搭載ペイロードや機体構造への負荷を考慮した飛行プロファイルを構築する必要がある。
- 姿勢転回の成立性のみならず，打上げ時の抗力損失削減や再突入時の空力加熱抑制など宇宙往還機として成立させるための要件を考慮に入れ，亜音速域から極超音速域までの空力特性を総合的に考えた機体形状の設計が求められる。

付録 A

亜音速空力特性データ

本章では低速風洞における力計測試験（2.3 節）で取得した空力係数を尾翼サイズごとに掲載する。

A.1 Fin-S010 形態の空力特性

A.1.1 ラダー舵角 0 度におけるエレベータ舵効き特性

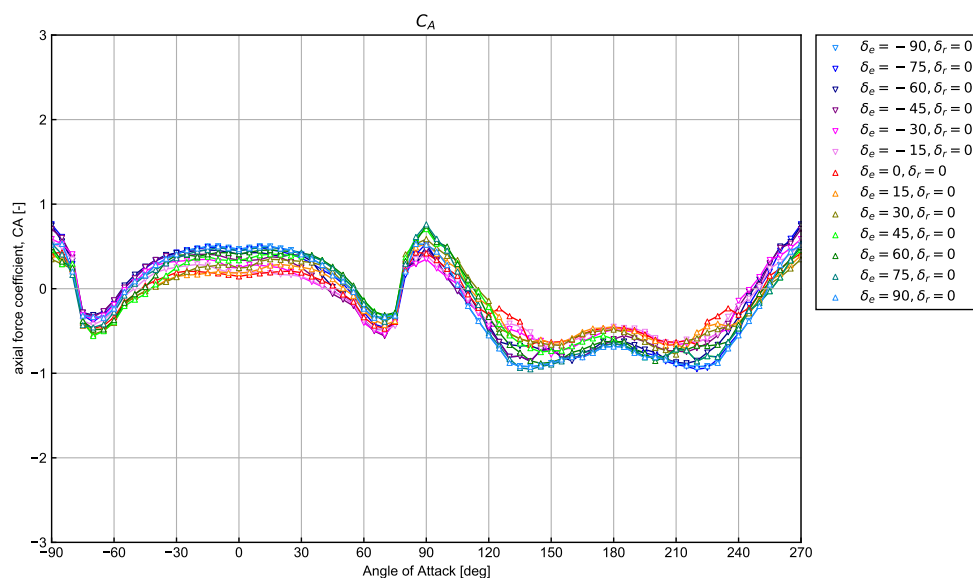


図 A.1: 軸力係数

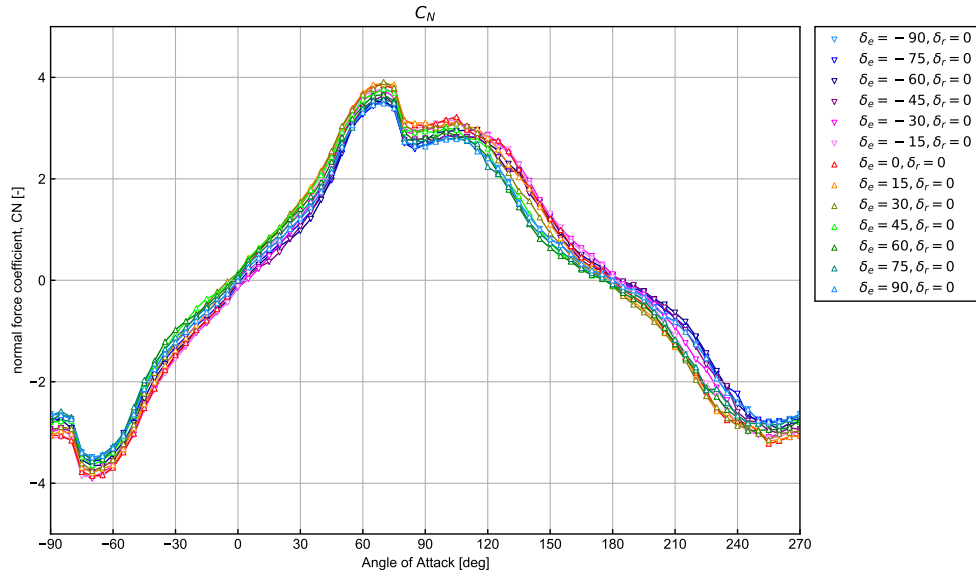


図 A.2: 法線力係数

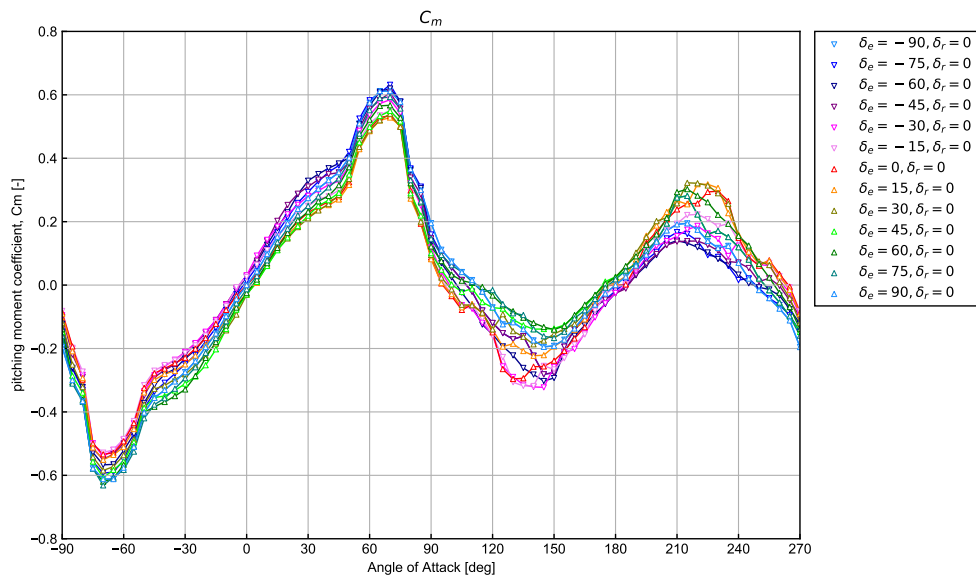


図 A.3: ピッチングモーメント係数

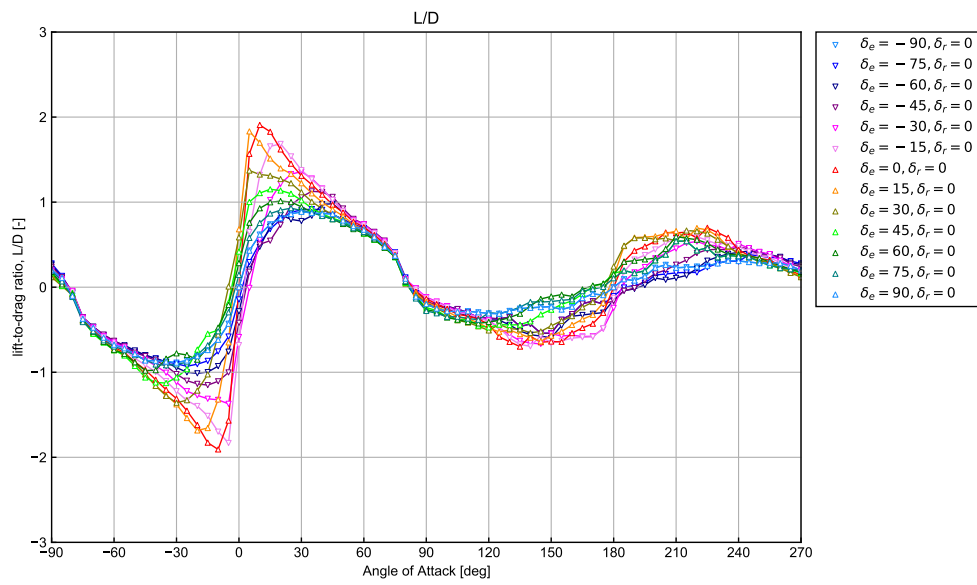


図 A.4: 揚抗比

A.1.2 ラダー舵角 90 度におけるエレベータ舵効き特性

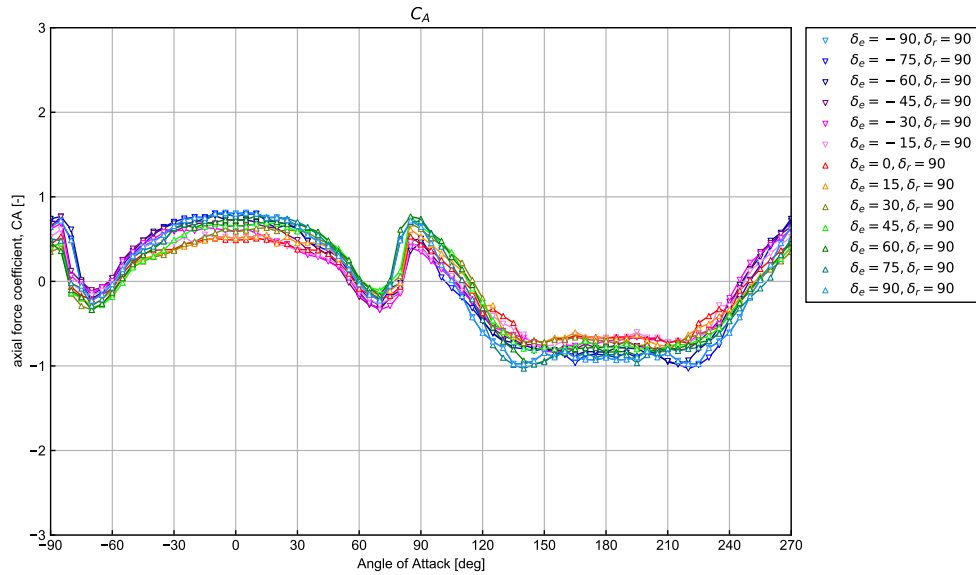


図 A.5: 軸力係数

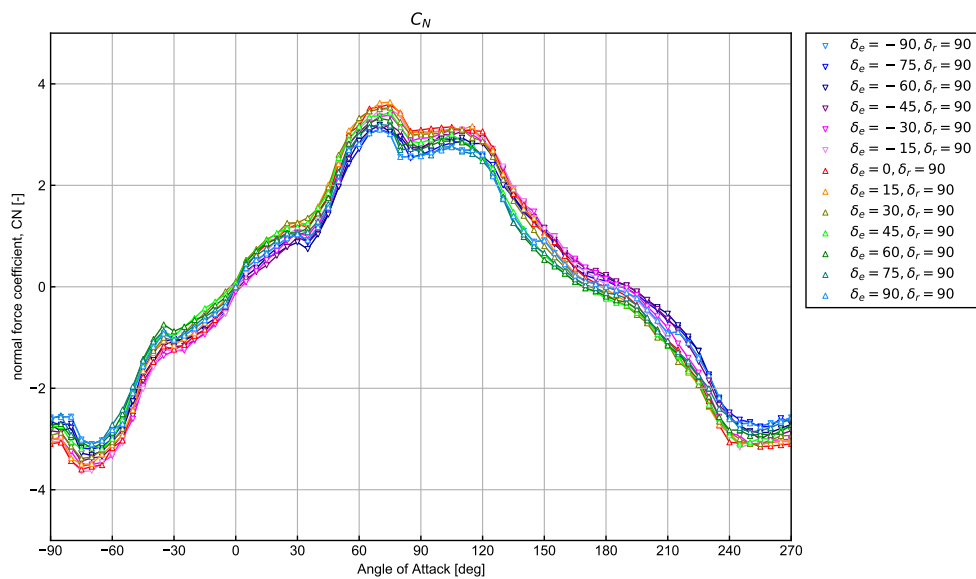


図 A.6: 法線力係数

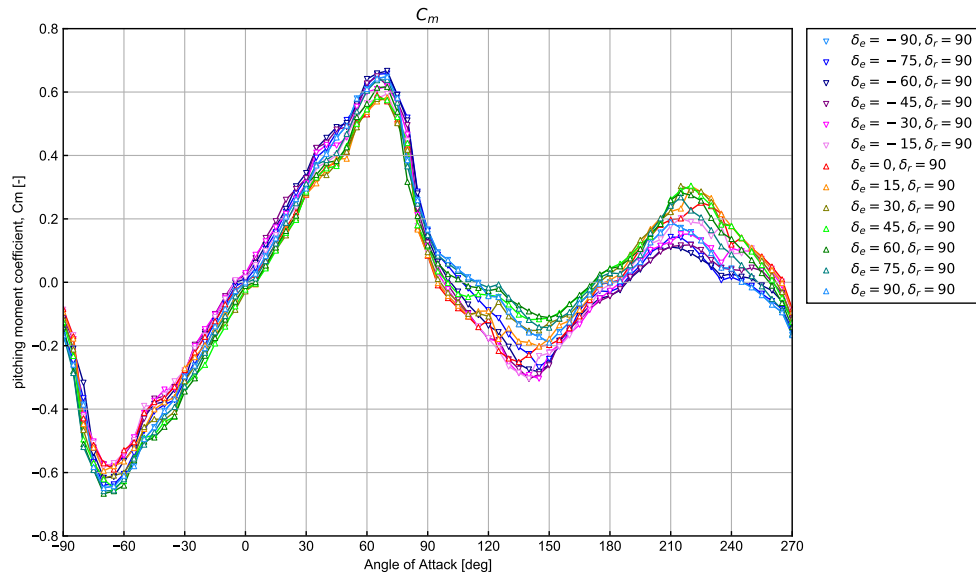


図 A.7: ピッチングモーメント係数

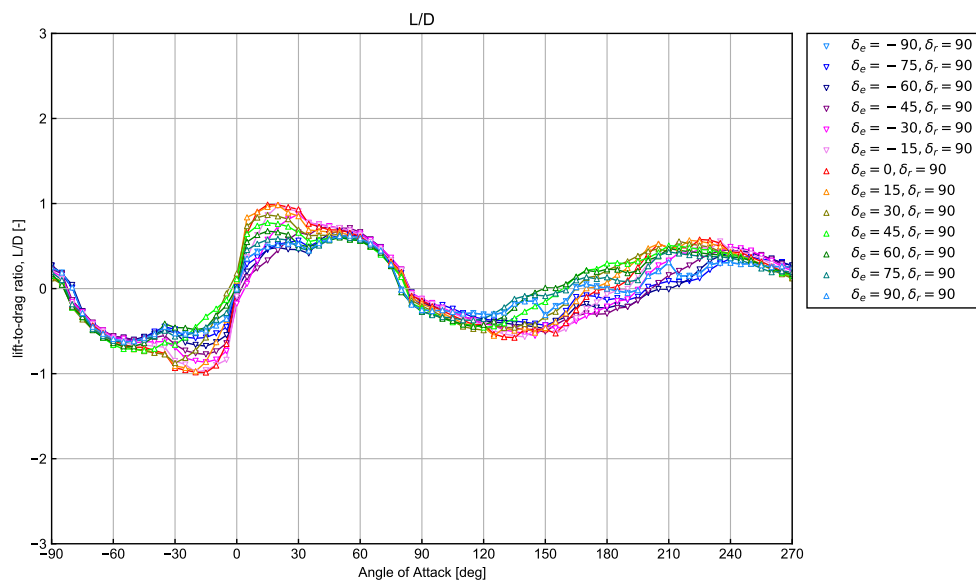


図 A.8: 揚抗比

A.2 Fin-S020 形態の空力特性

A.2.1 ラダー舵角 0 度におけるエレベータ舵効き特性

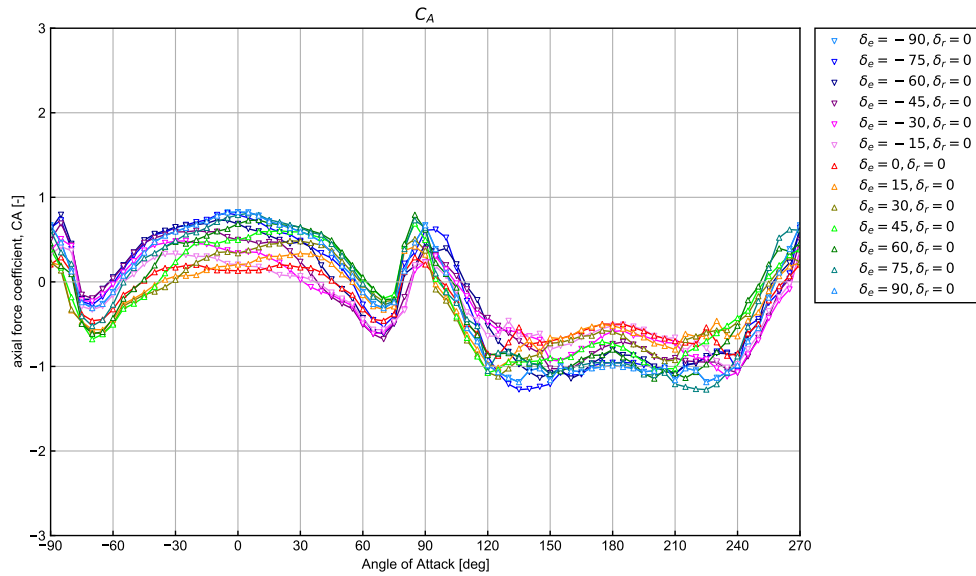


図 A.9: 軸力係数

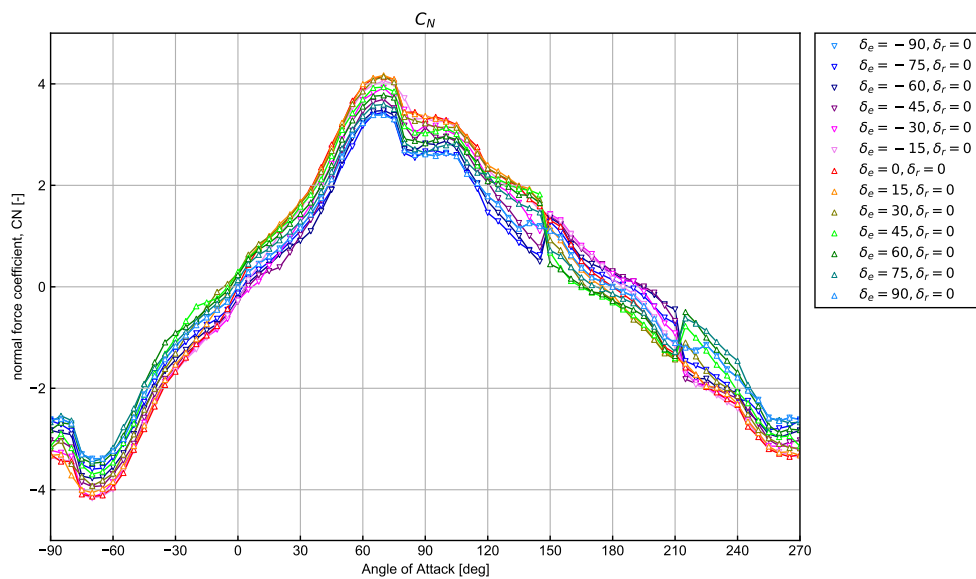


図 A.10: 法線力係数

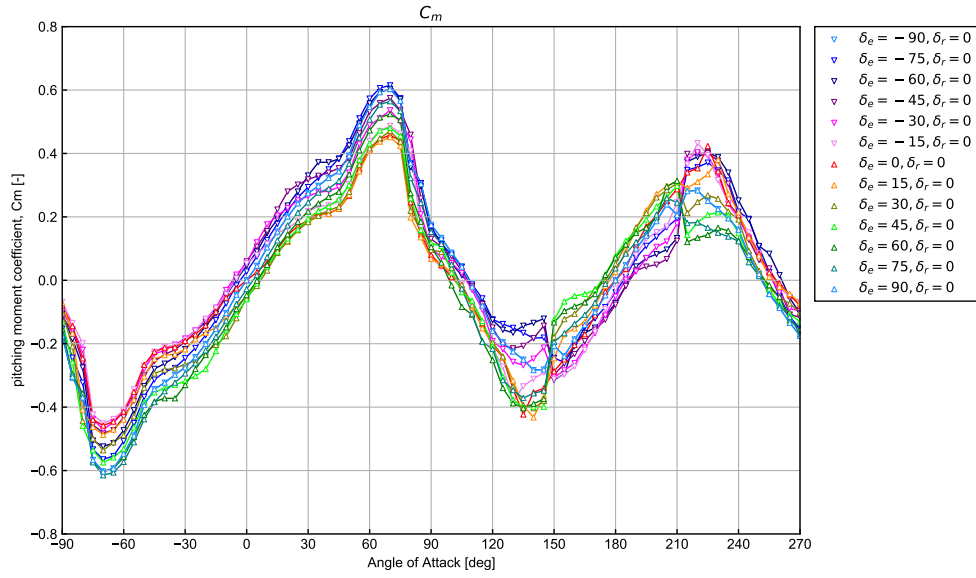


図 A.11: ピッチングモーメント係数

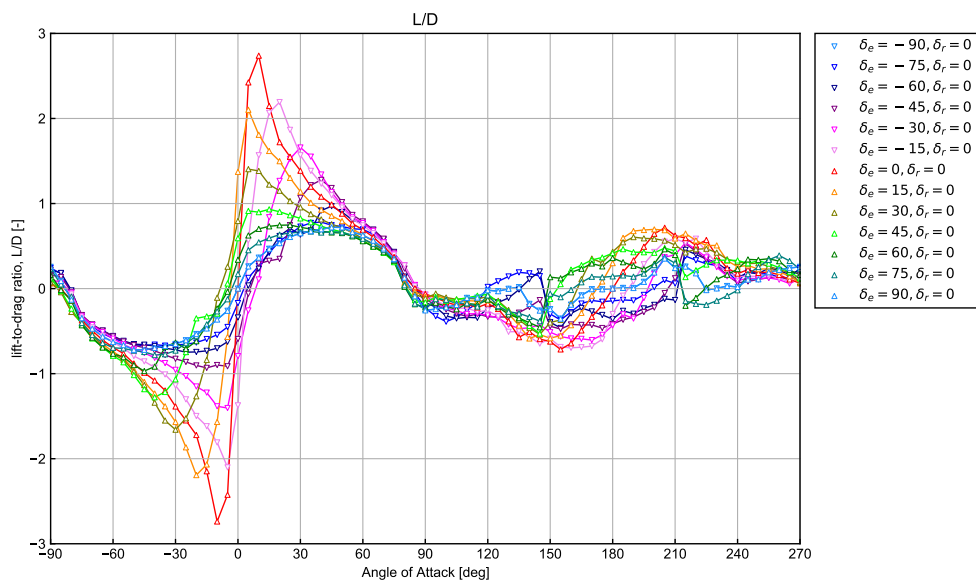


図 A.12: 揚抗比

A.2.2 ラダー舵角 90 度におけるエレベータ舵効き特性

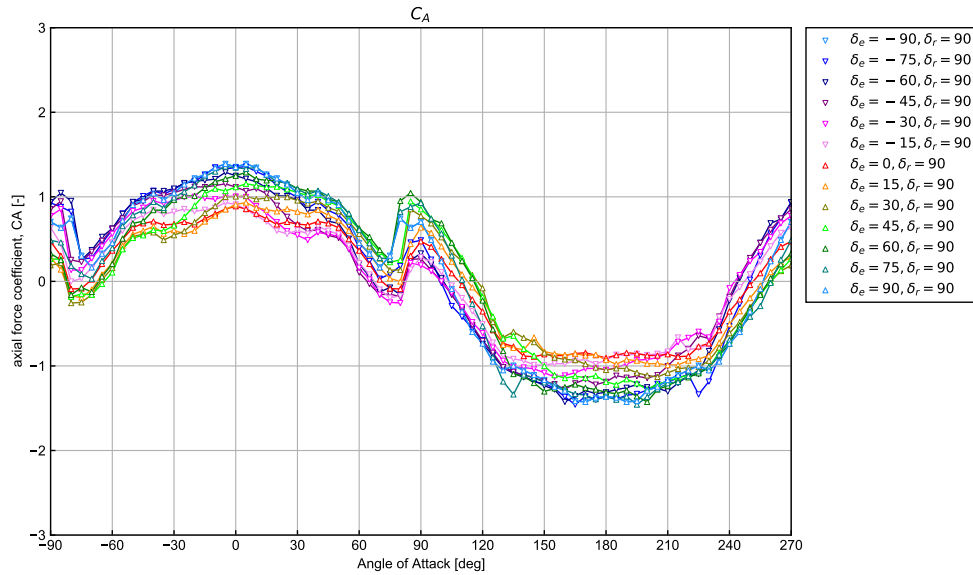


図 A.13: 軸力係数

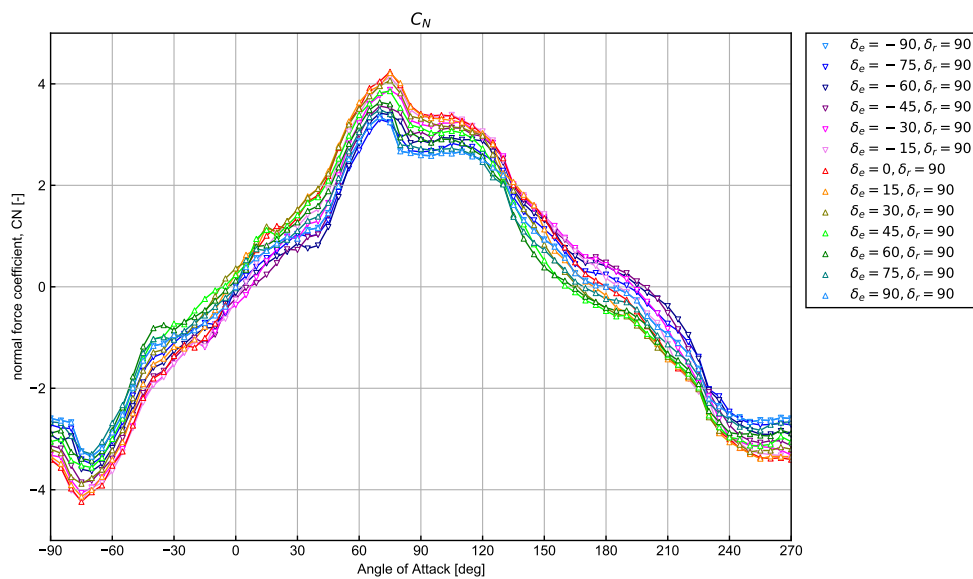


図 A.14: 法線力係数

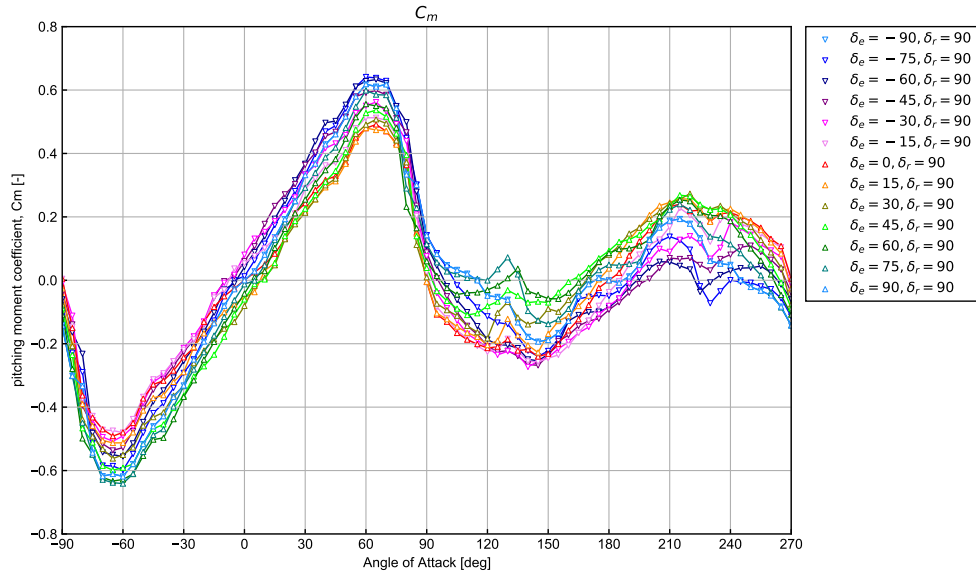


図 A.15: ピッチングモーメント係数

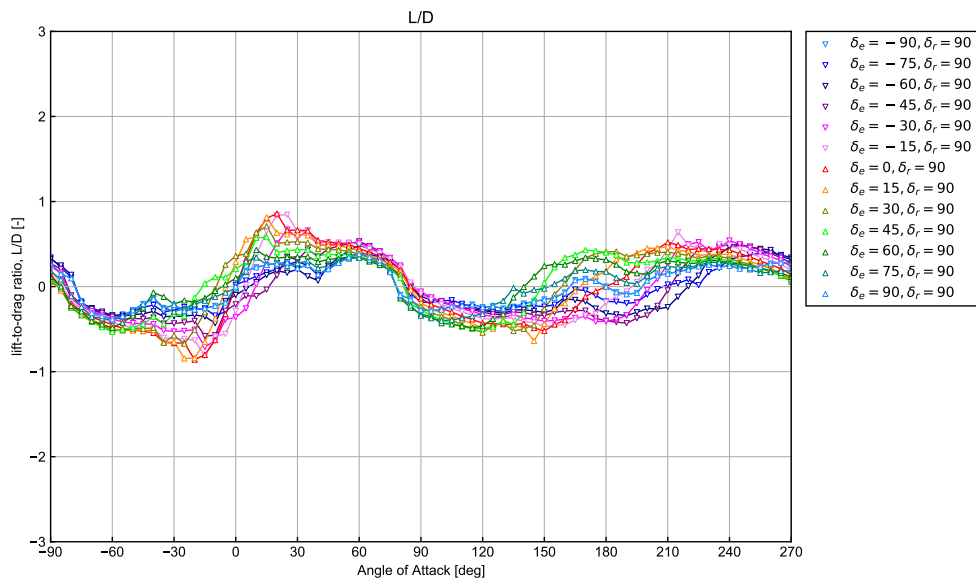


図 A.16: 揚抗比

A.3 Fin-S030 形態の空力特性

A.3.1 ラダー舵角 0 度におけるエレベータ舵効き特性

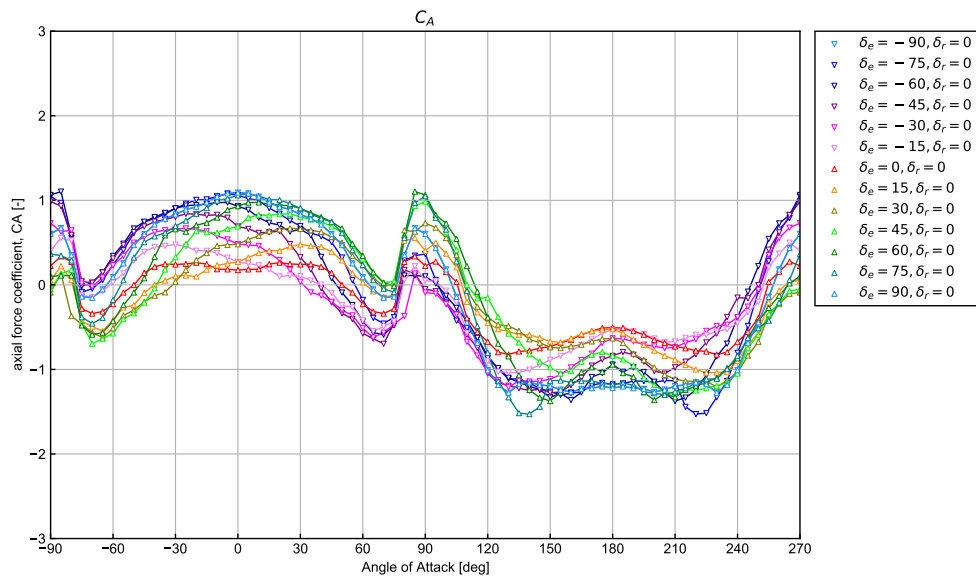


図 A.17: 軸力係数

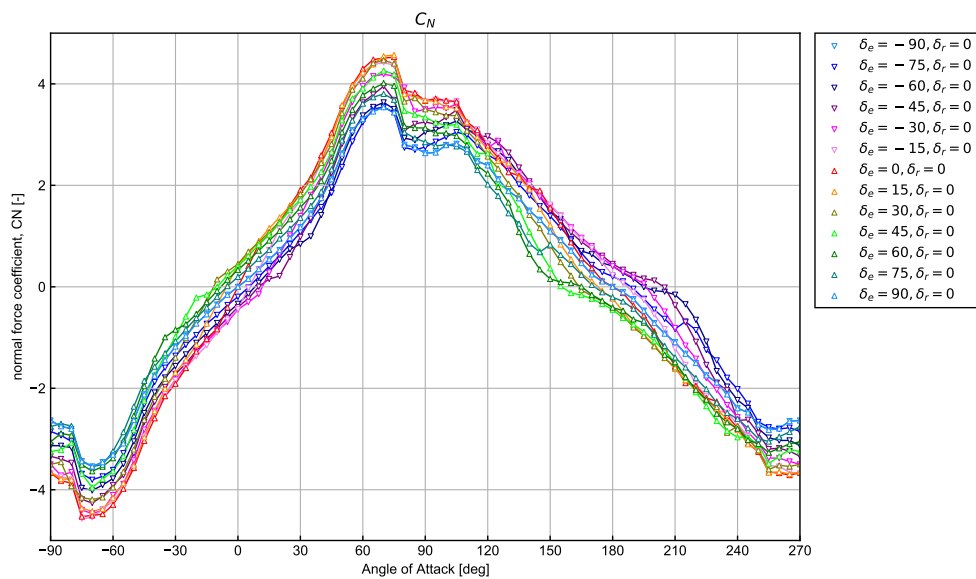


図 A.18: 法線力係数

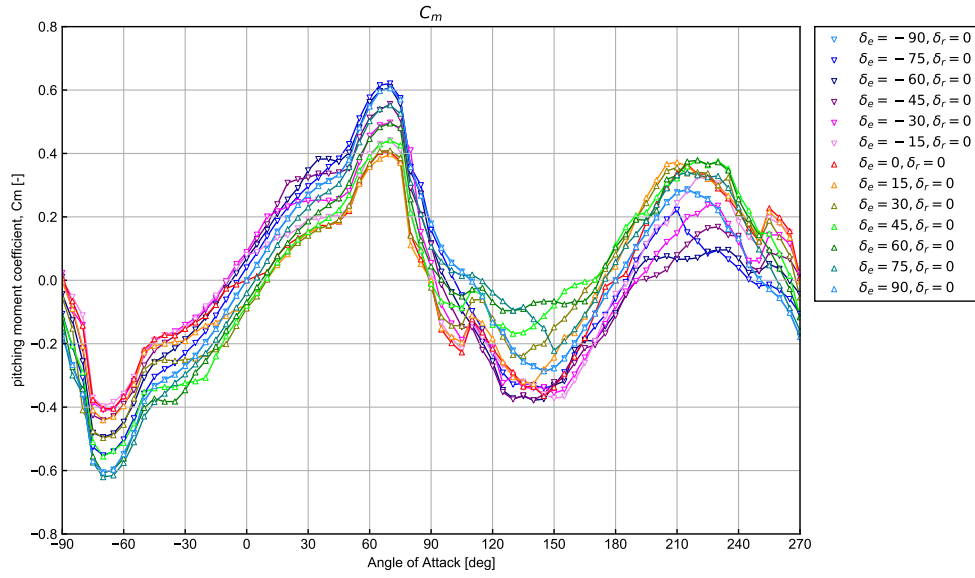


図 A.19: ピッチングモーメント係数

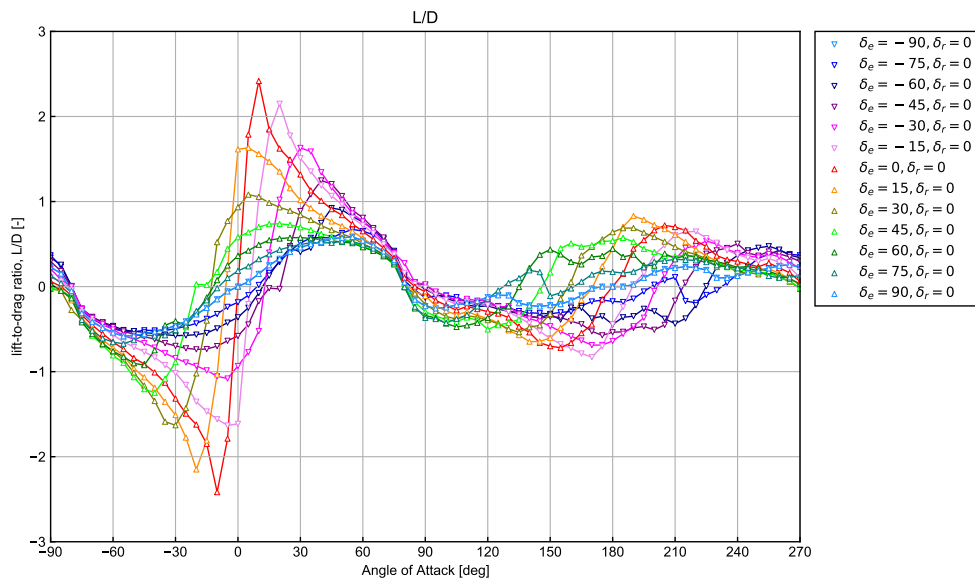


図 A.20: 揚抗比

A.3.2 ラダー舵角 90 度におけるエレベータ舵効き特性

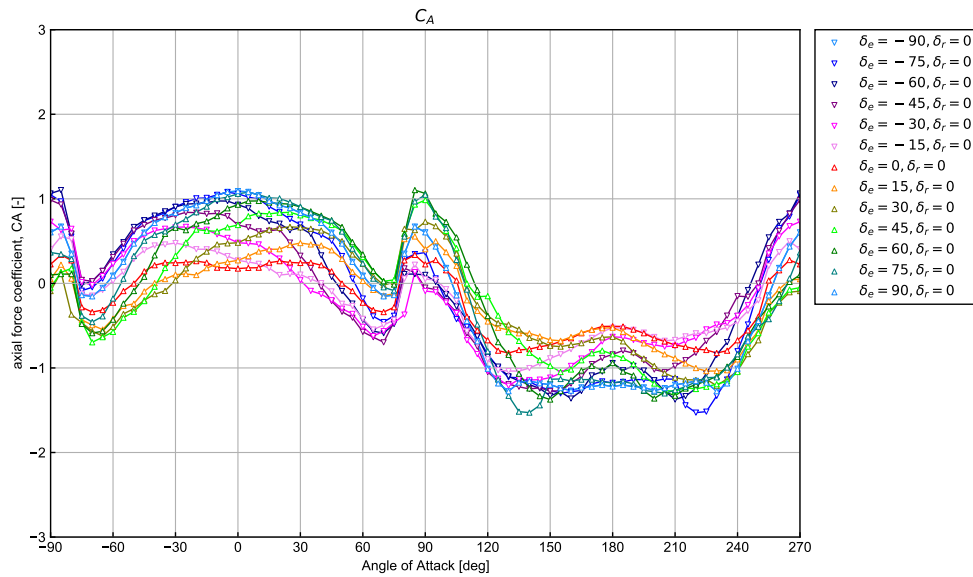


図 A.21: 軸力係数

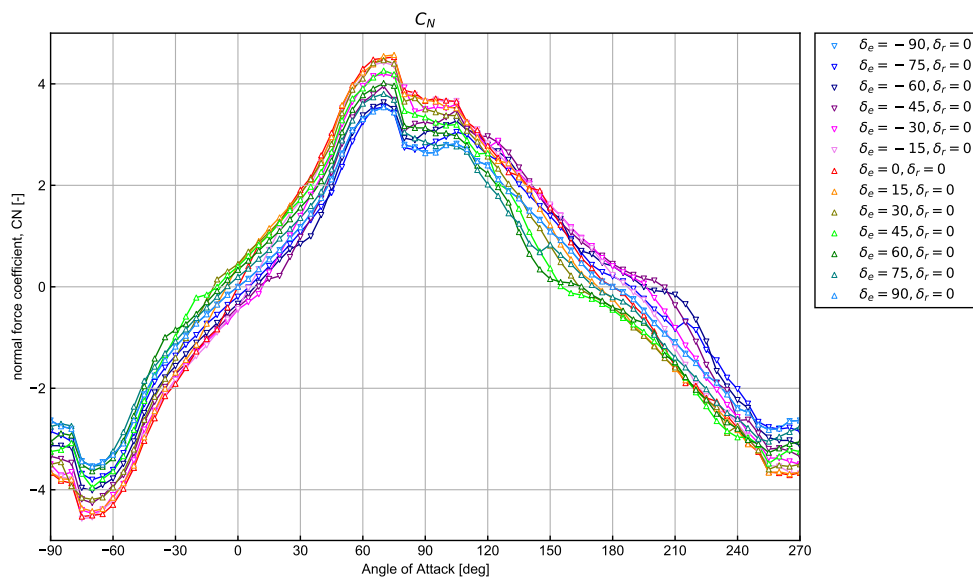


図 A.22: 法線力係数

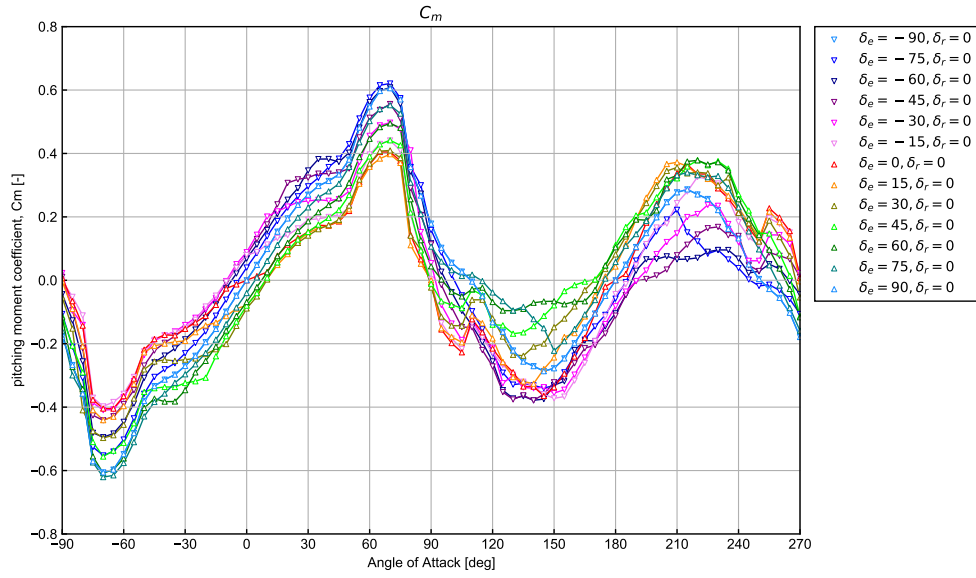


図 A.23: ピッチングモーメント係数

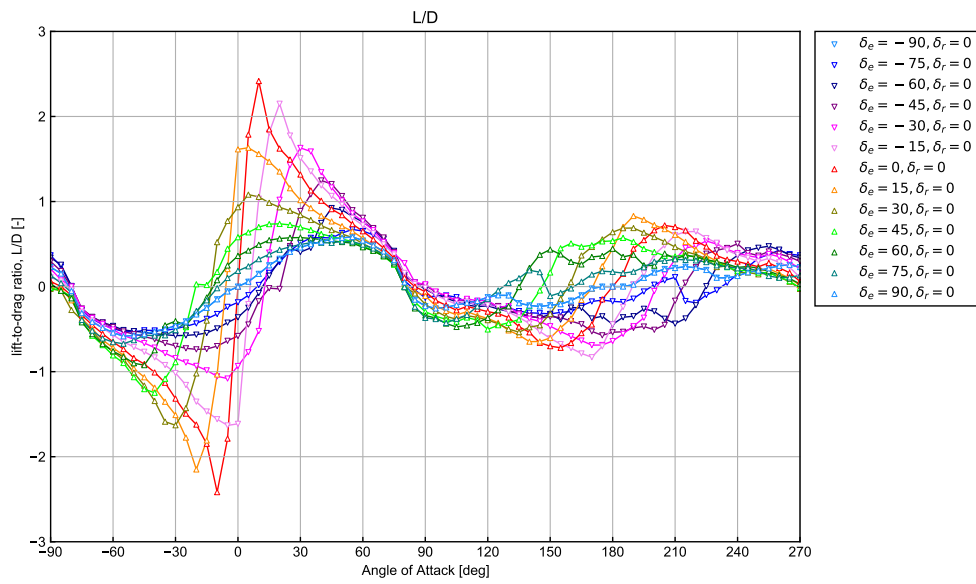


図 A.24: 揚抗比

A.4 Fin-S040 形態の空力特性

A.4.1 ラダー舵角 0 度におけるエレベータ舵効き特性

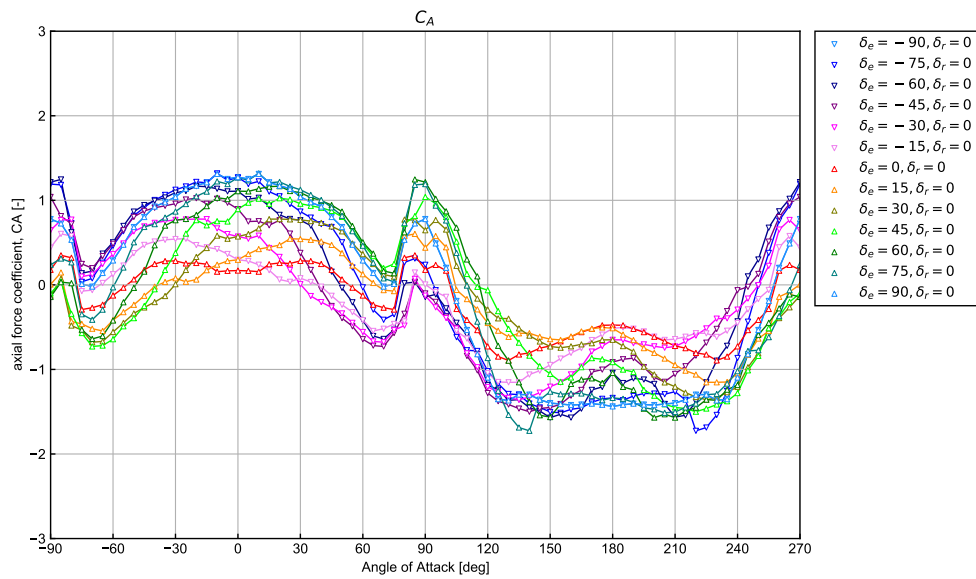


図 A.25: 軸力係数

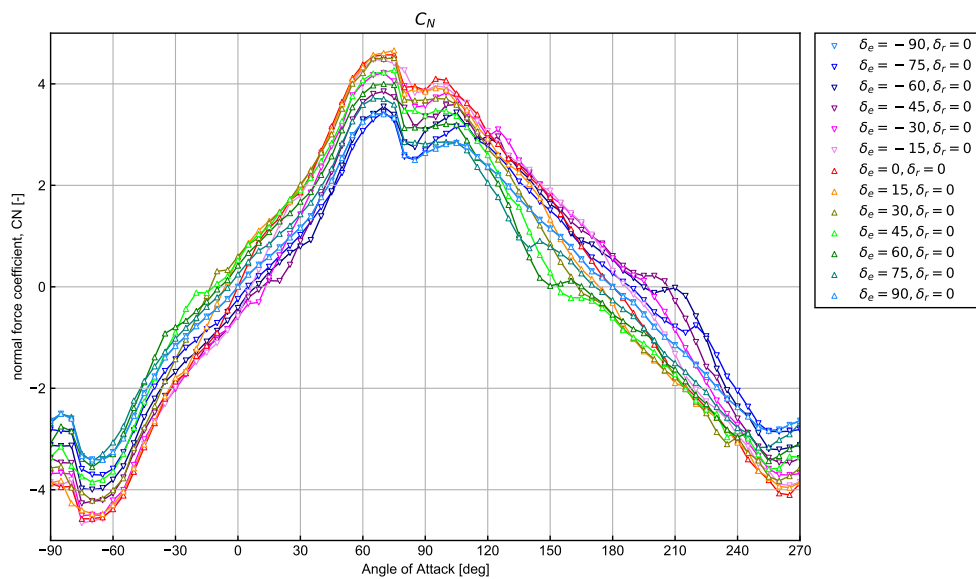


図 A.26: 法線力係数

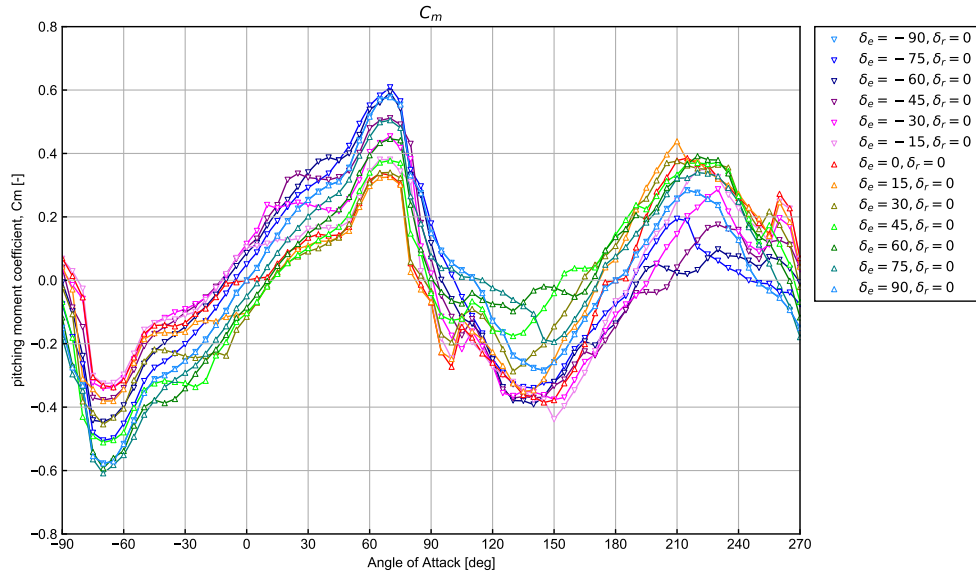


図 A.27: ピッチングモーメント係数

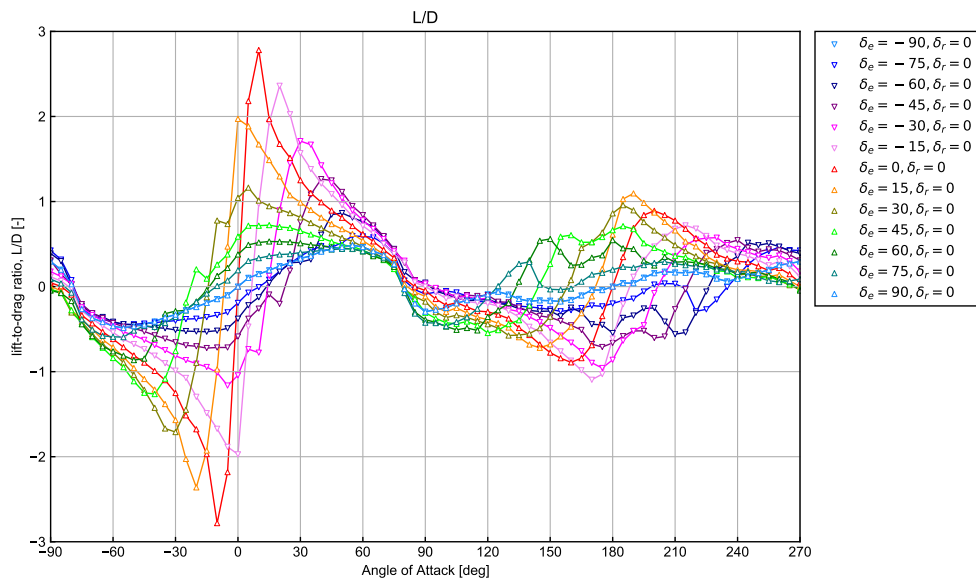


図 A.28: 揚抗比

A.4.2 ラダー舵角 90 度におけるエレベータ舵効き特性

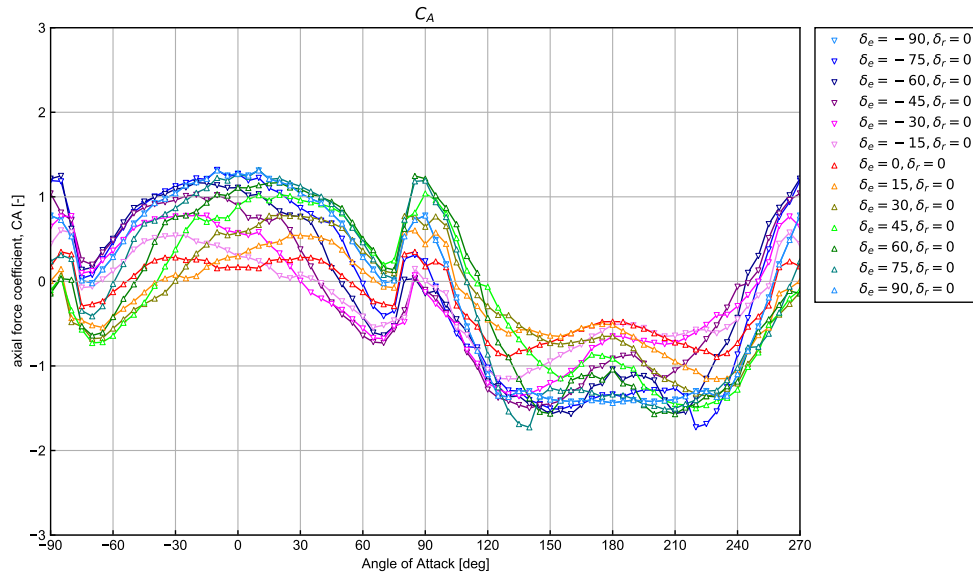


図 A.29: 軸力係数

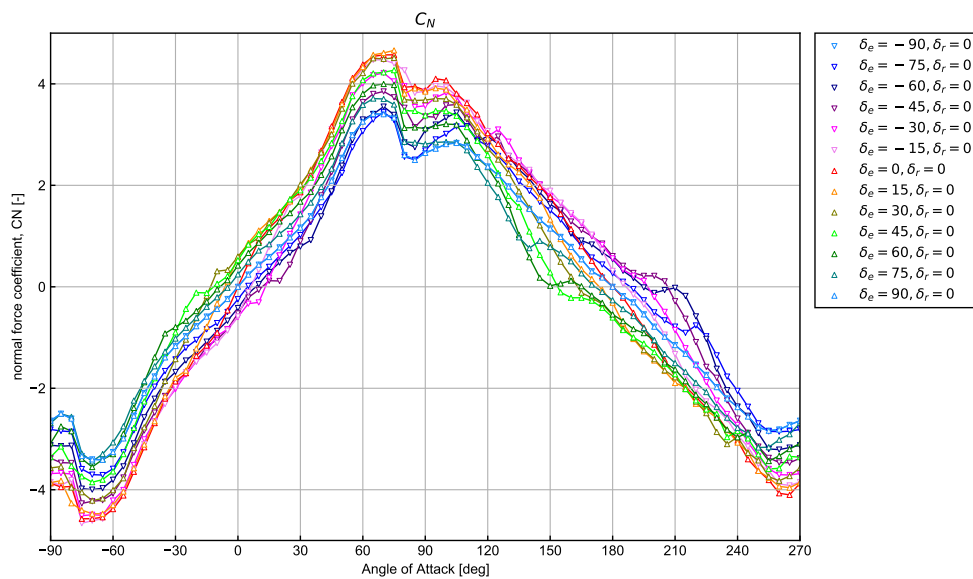


図 A.30: 法線力係数

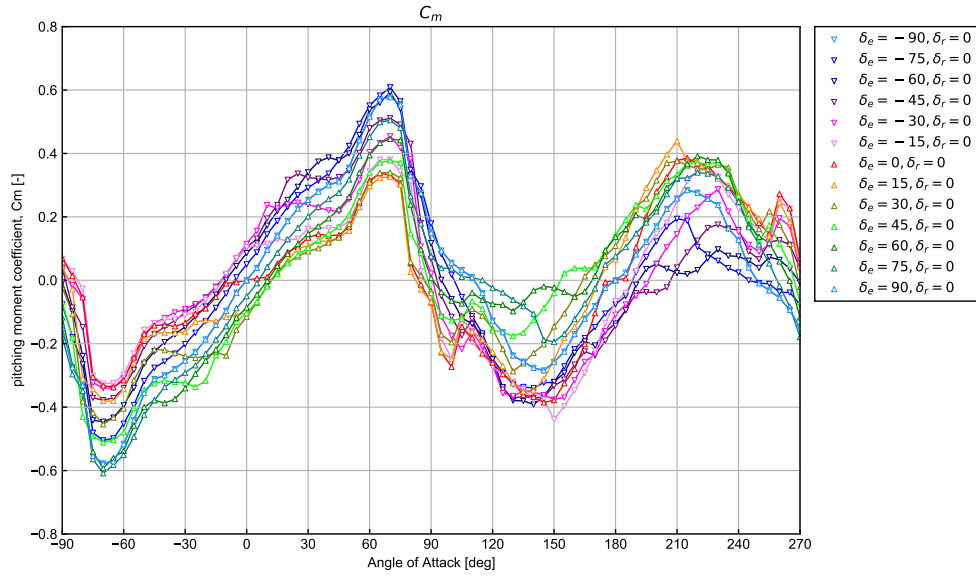


図 A.31: ピッチングモーメント係数

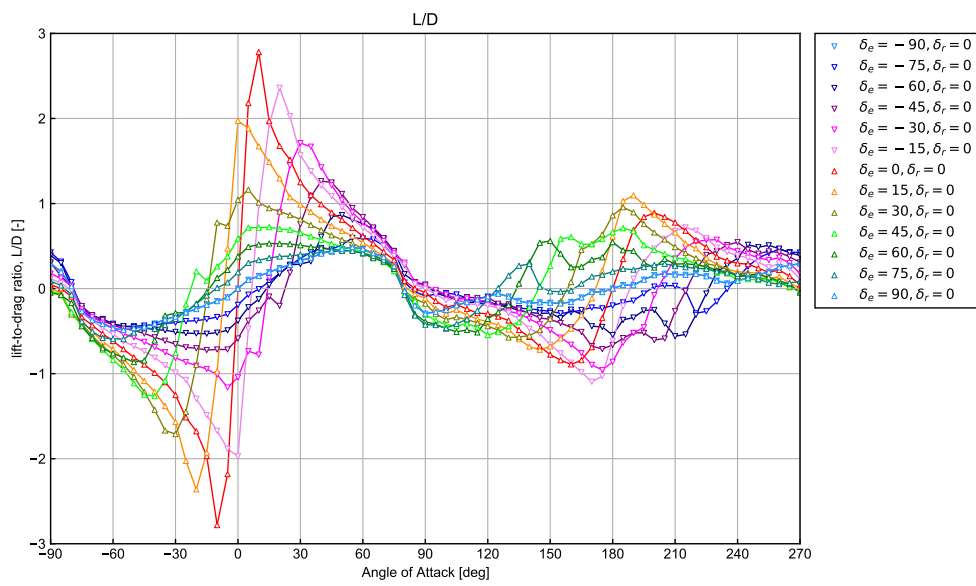


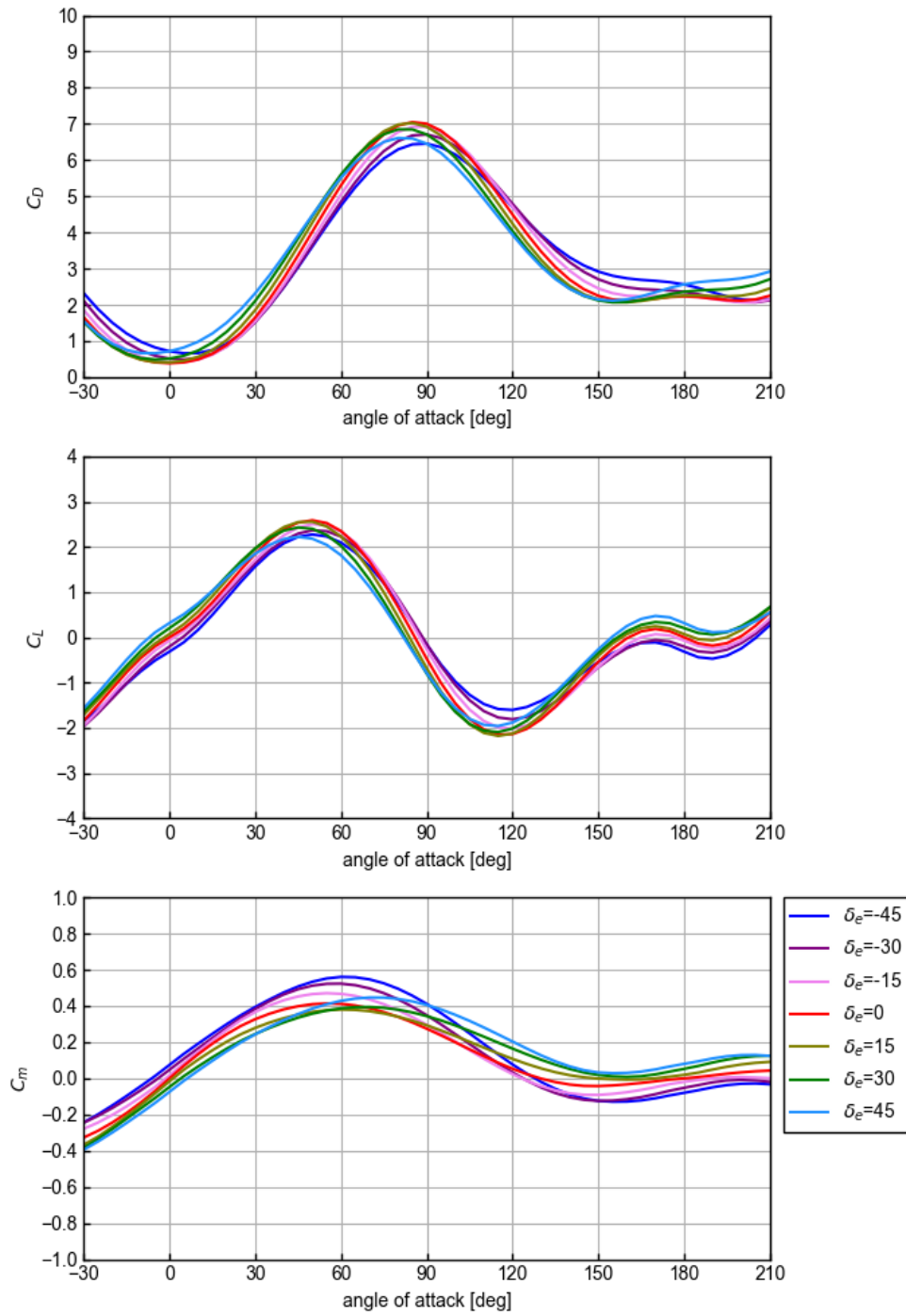
図 A.32: 揚抗比

付録 B

超音速空力特性データ

本章では帰還飛行の運動解析（第 4 章）で使用した超音速空力特性（抗力係数 C_D ，揚力係数 C_L およびピッチングモーメント係数 C_m ）を掲載する．重心位置は 65 % 位置であり，マッハ数 $M = 1.2, 2.0, 3.0, 5.0$ における特性を示す．

B.1 Fin-S020 形態の空力特性

図 B.1: 超音速空力特性 (Fin-S020, $M=1.2$)

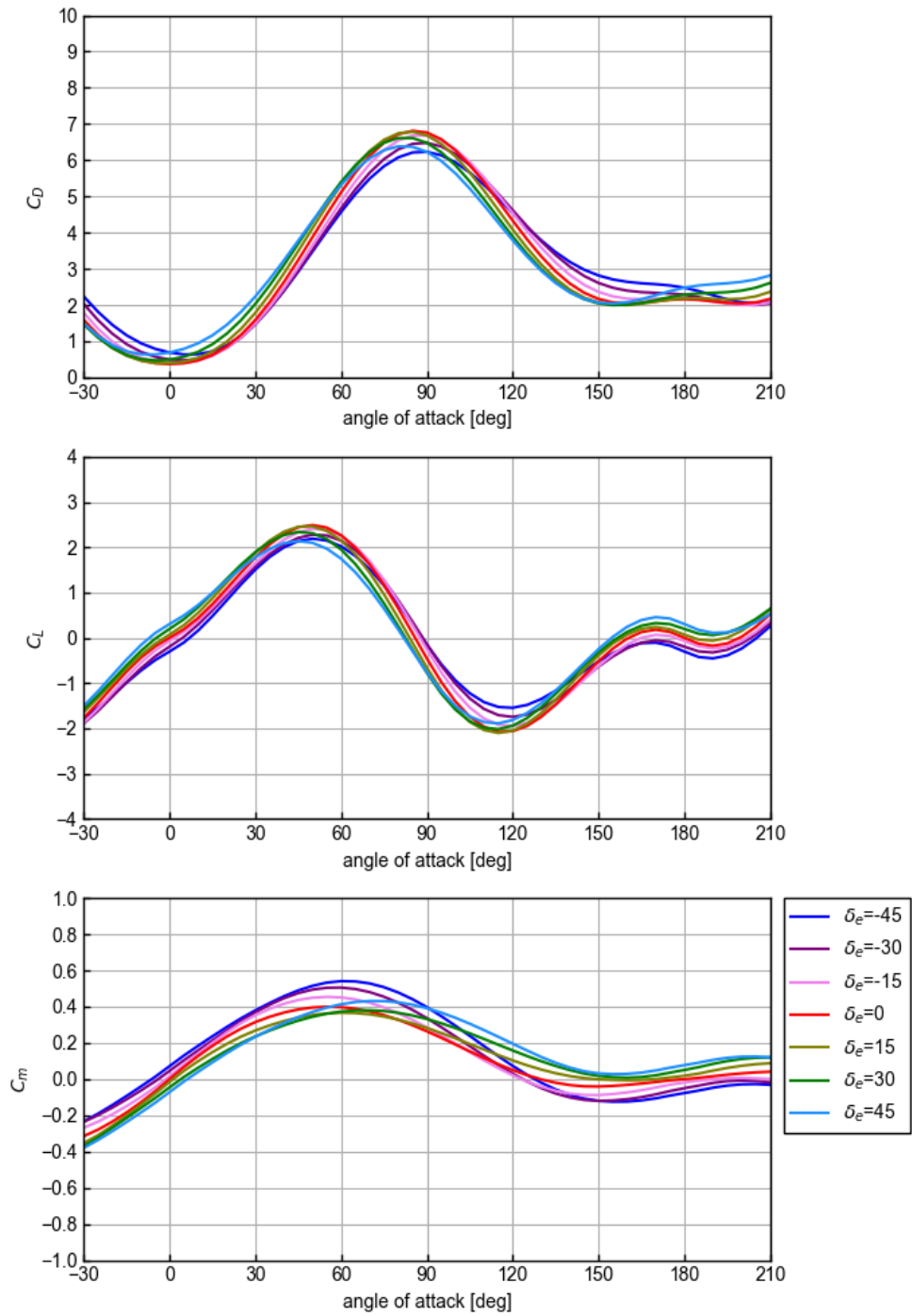


図 B.2: 超音速空力特性 (Fin-S020, M=2.0)

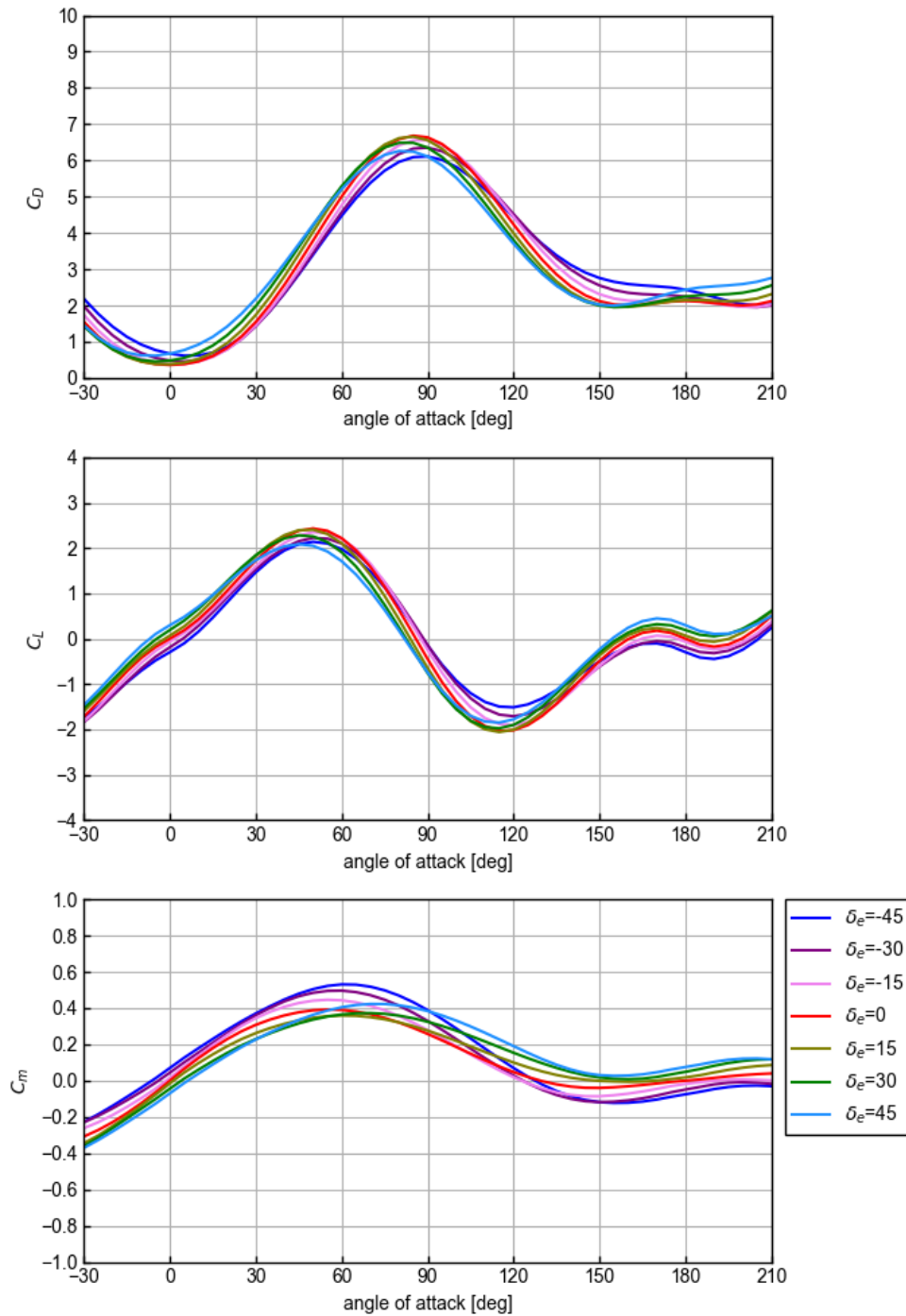


図 B.3: 超音速空力特性 (Fin-S020, M=3.0)

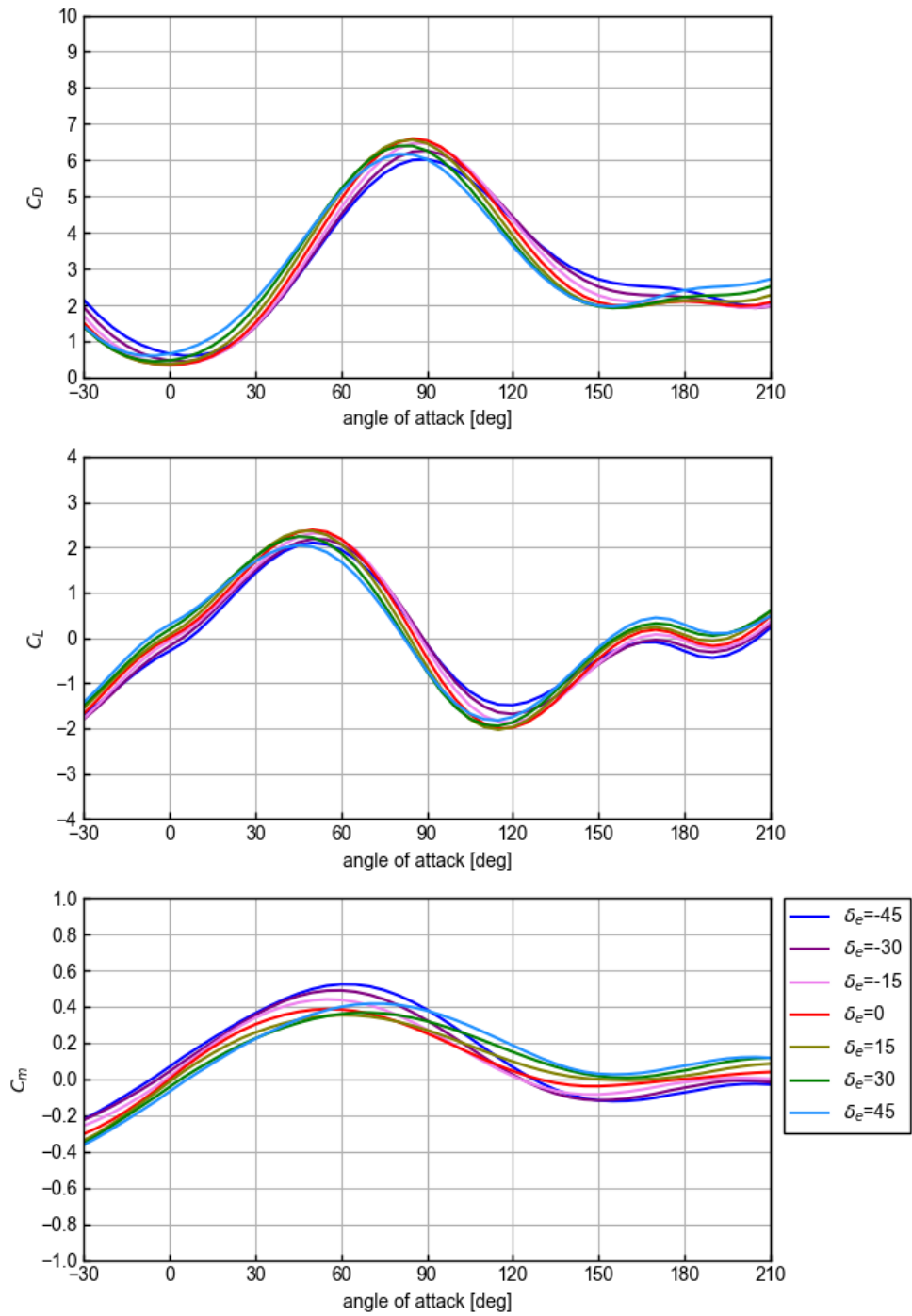
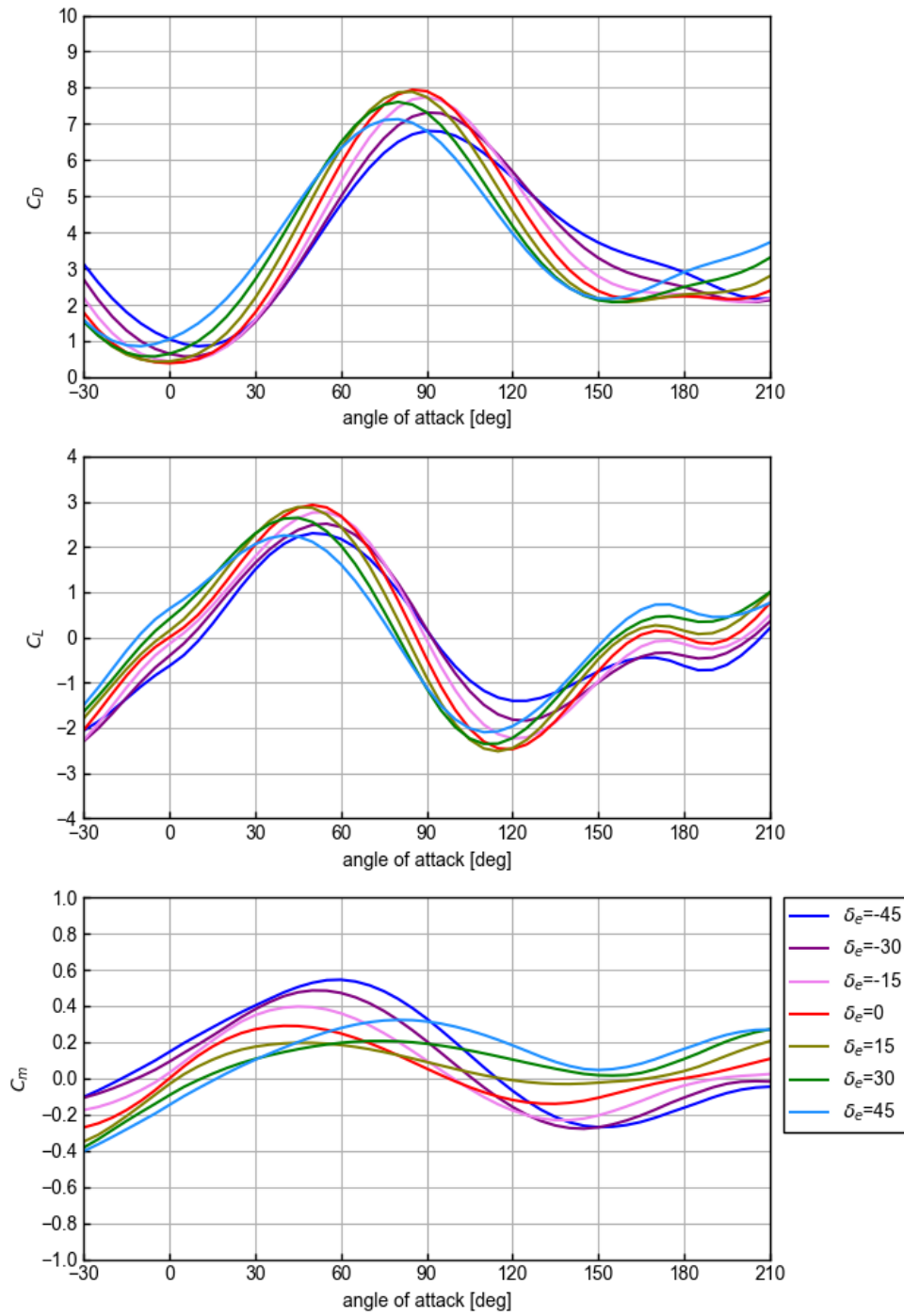


図 B.4: 超音速空力特性 (Fin-S020, M=5.0)

B.2 Fin-S040 形態の空力特性

図 B.5: 超音速空力特性 (Fin-S040, $M=1.2$)

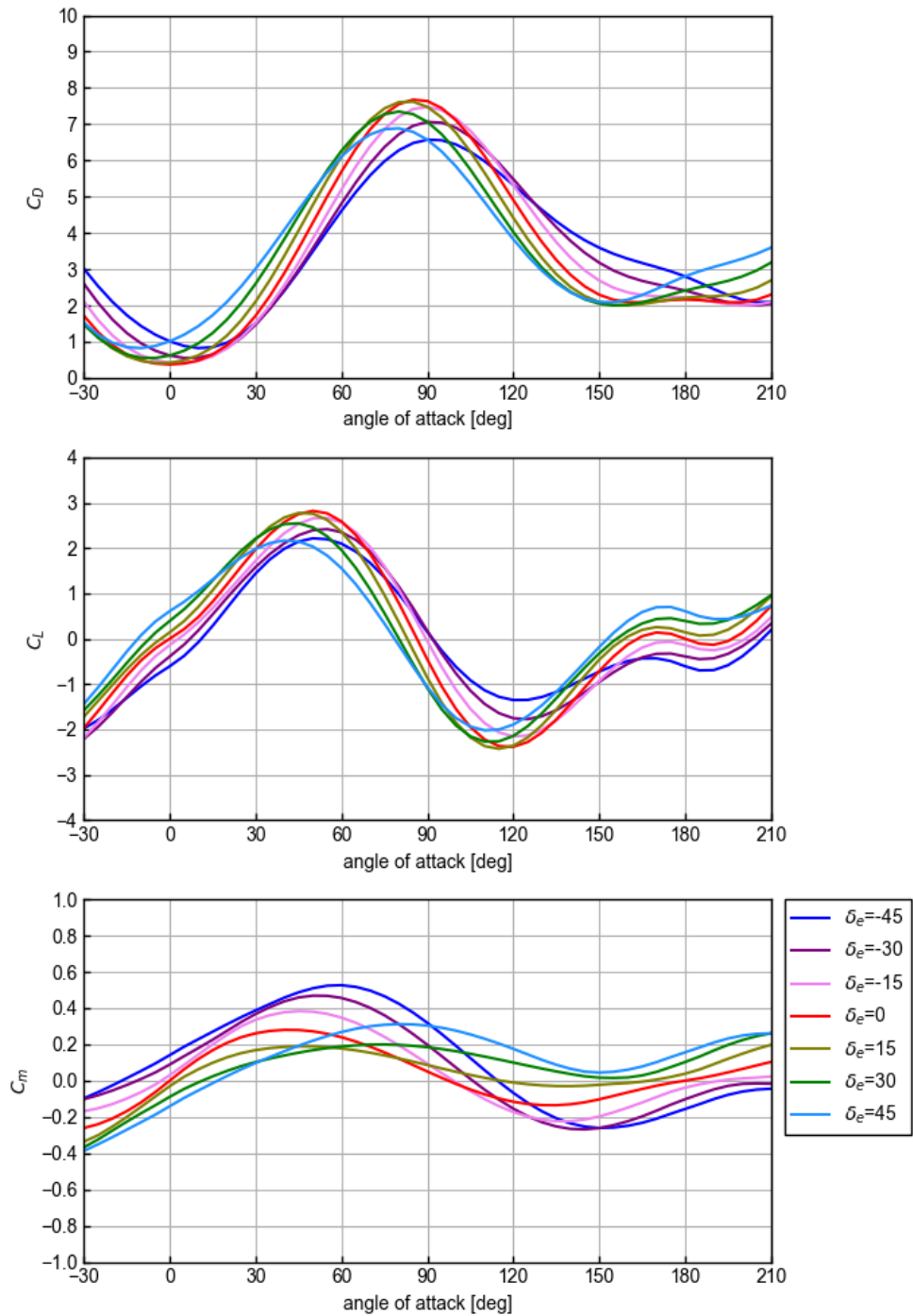


図 B.6: 超音速空力特性 (Fin-S040, M=2.0)

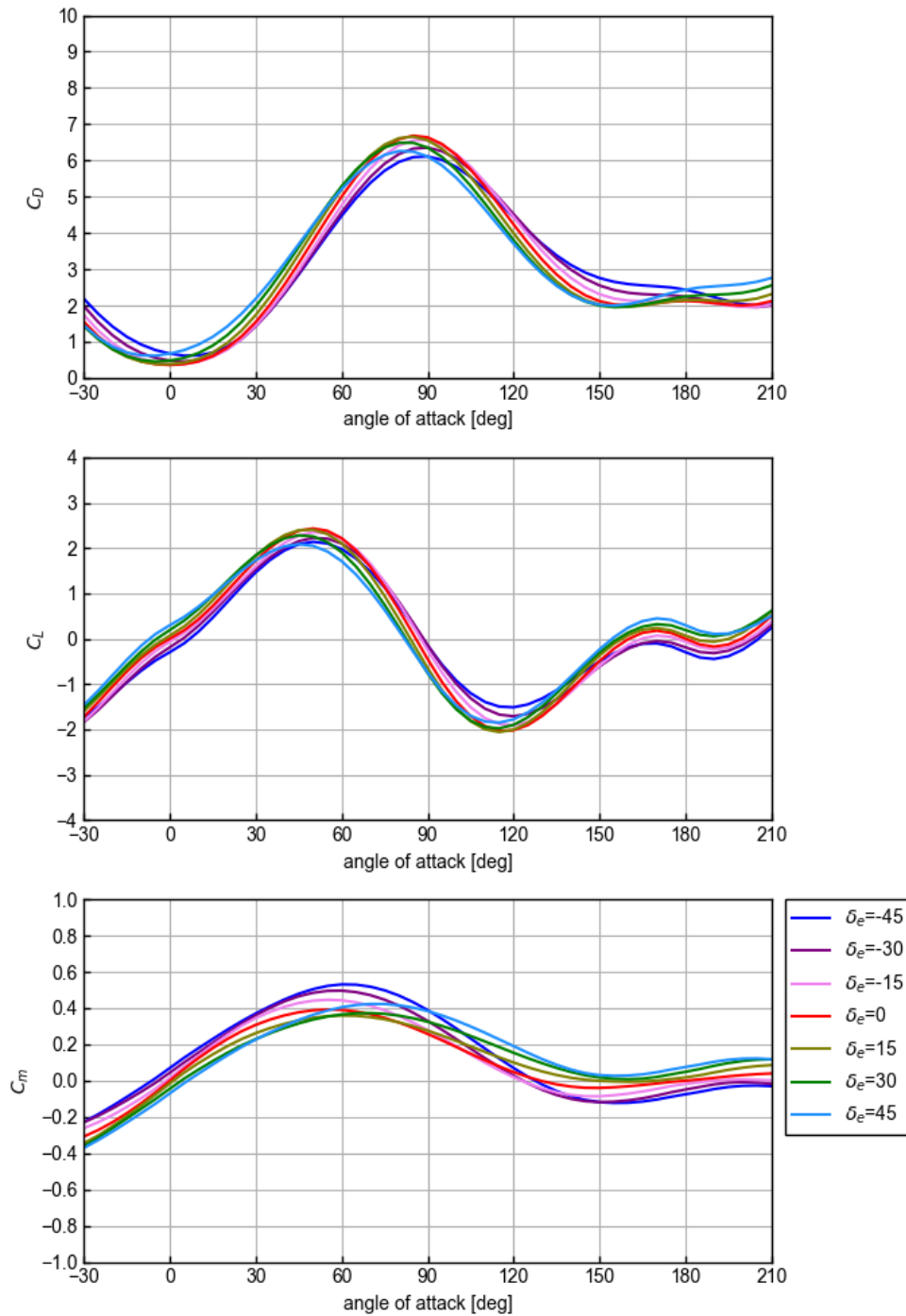


図 B.7: 超音速空力特性 (Fin-S040, M=3.0)

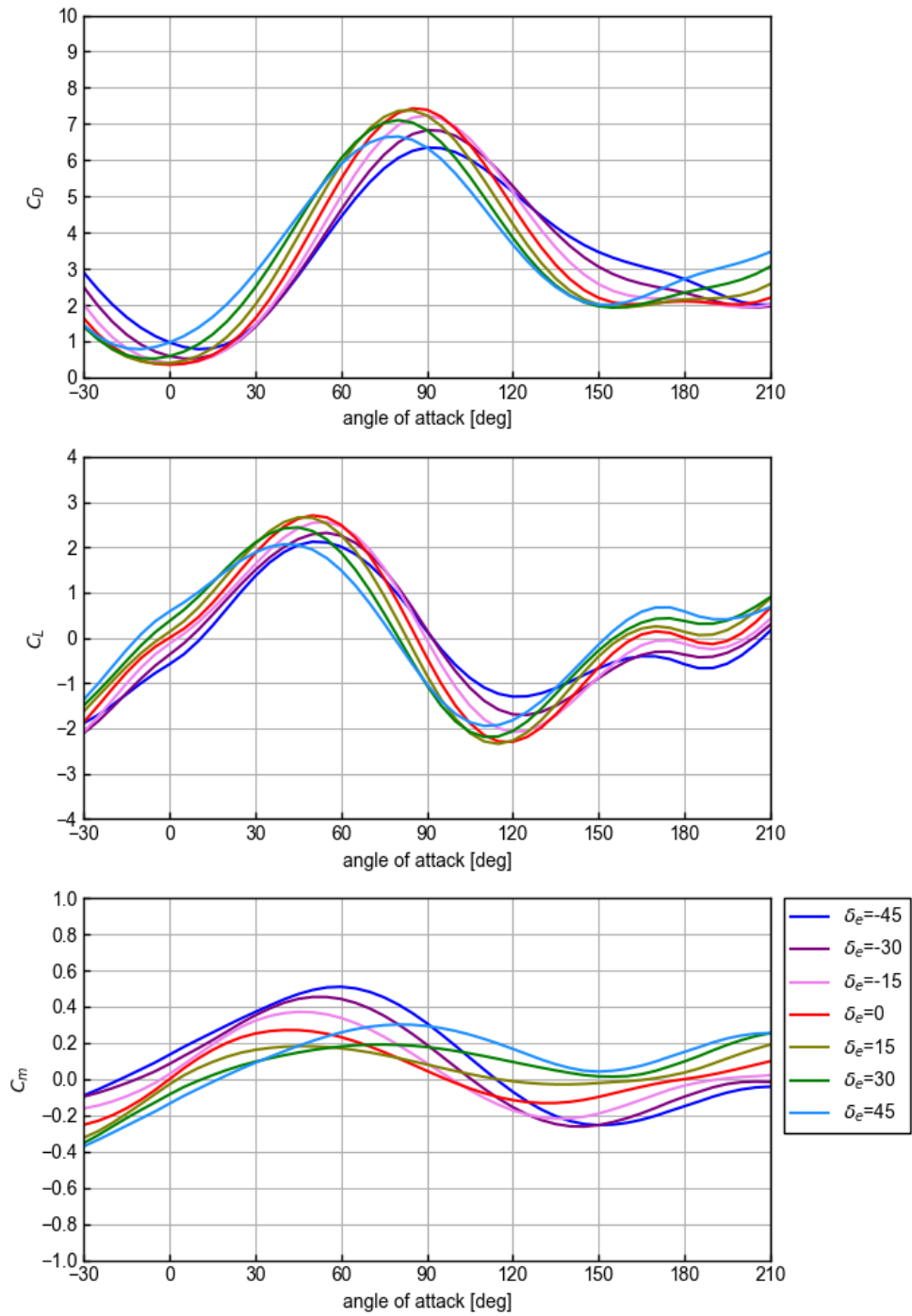


図 B.8: 超音速空力特性 (Fin-S040, M=5.0)

謝辞

本研究を遂行するにあたっては本当に多くの方々のご指導とご助力を賜りました。皆様方にはこの場をお借りして厚く御礼申し上げます。

研究を進めるにあたり、宇宙科学研究所教授の小川博之先生には終始暖かく見守って下さり、また懇切丁寧にご指導して頂きました。深く感謝申し上げます。

宇宙科学研究所の稲谷芳文先生には修士の時から5年以上にわたってご指導頂きました。専門分野に関する知識のみならず、物事の大胆な発想の仕方や人に分かりやすく物事を伝える際の心構えなど、数多くのご指導を賜りました。

宇宙科学研究所准教授の野中聡先生には、風洞試験や再使用ロケットプロジェクト、能代実験場での試験など数多くの場面でお世話になり、本研究テーマについても数多くのご助言を頂きました。

東京大学の土屋武司教授、鈴木宏二郎教授ならびに姫野武洋准教授にはご多忙の中、論文審査に多くのお時間を割いて頂きました。誠にありがとうございました。

研究室秘書の米田由香様には研究室生活の様々な面でご支援頂き、大変お世話になりました。また、同じ研究室の学生の皆様のおかげで有意義な研究室生活を送ることができました。

その他にも、JAXA 宇宙科学研究所における5年半にわたる大学院生活の中で多くの先生方や職員様、学生の皆さんにお世話になりました。本当にありがとうございました。

最後になりましたが、これまでの学生生活を温かく見守って下さり、そして常に支援して頂いた両親には心からの感謝を申し上げます。

2021年9月
武藤 智太郎

参考文献

- [1] NASA, "Gateway", <https://www.nasa.gov/gateway/overview>
- [2] Elon Musk, "Making Life Multi-Planetary", *New Space*, vol. 6, no. 11, 2018, pp. 2-11.
- [3] Satellite Industry Association, "State of the Satellite Industry Report", 2020.
- [4] Morgan Stanley Research 2017, "Space: Investment Implications of the Final Frontier", 2017.
- [5] A. H. Ballard, "Rosette Constellations of Earth Satellites", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol 16 no. 5, 1980.
- [6] Thomas G. Roberts, "Space Launch to Low Earth Orbit: How Much Does It Cost?", 2020, <https://aerospace.csis.org/data/space-launch-to-low-earth-orbit-how-much-does-it-cost/>
- [7] Rocket Lab USA, "Rocket Lab USA poised to change the space industry", <https://www.rocketlabusa.com/about-us/updates/rocket-lab-usa-poised-to-change-the-space-industry/>
- [8] Boeing, Deneral Dynamics, Lockheed, Martin Marietta, McDonnell Douglas and Rockewll, "Commercial Space Transportation Study Final Report", 1994.
- [9] P. Collins, Y. Iwasaki, H. Kanayama and M. Ohnuki, "Commercial Implications of Market Research on Space Tourism", *Space Technology and Science*, vol. 10 no. 2, 1994, pp. 3-11.
- [10] Y. Inatani, "Japanese Rocket Society's Rocket Symposia 1995-2001 -With an Overview of Japanese Rocket Society's Space Tourism Study-", *J. Space Technology and Science*, vol. 19, no. 1, 2003, pp. 1-10.
- [11] O. Gohardani, M. C. Elola and C. Elizetxea, "Potential and Prospective Implementation of Carbon Nanotubes on Next Generation Aircraft and Space Vehicles: A review of Current and Expected Applications in Aerospace Sciences", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 70, 2014, pp. 42-68.

- [12] I. Bekey, "Advanced Space System Concepts and Technologies", The Aerospace Press, California, 2003.
- [13] NASA, "Rockwell X-30", https://www.nasa.gov/centers/armstrong/history/experimental_aircraft/X-30.html
- [14] R. Parkinson, "An-225/HOTOL", AIAA-93-5169, 1993.
- [15] NASA, "Lockheed Martin X-33", https://www.nasa.gov/centers/armstrong/history/experimental_aircraft/X-33.html
- [16] JAXA, "再使用ロケット実験機 第3次離着陸実験 (RVT-9) について", 宇宙航空研究開発機構プレスリリース,
https://www.jaxa.jp/press/2003/11/20031112_rvt_j.html
- [17] Y. Inatani and Y. Naruo, "Concept and Preliminary Flight Testing of a Fully Reusable Rocket Vehicle", *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 38, no. 1, 2001, pp. 36-42.
- [18] William A. Gaubatz, "DC-X Results and The Next Step", AIAA-94-4674, 1994.
- [19] M. Gallaher, D. Coughlin and D. Krupp, "A Guidance and Control Assessment of Three Vertical Landing Options for RLV", NASA Technical Memorandum 108500, 1995.
- [20] S. Nonaka, Y. Imamura, S. Shimotashiro, H. Ogawa and Y. Inatani, "Turnover Maneuver of Vertical Landing Rocket Vehicle", 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, Japan, 2008-g-20, 2008.
- [21] SpaceX Starship, <https://www.spacex.com/vehicles/starship/>
- [22] 久保田弘敏, "胴体の大迎角空力の動向と展望", *日本航空宇宙学会誌*, vol. 33, no. 377, pp.42-48, 1985.
- [23] A. B. Wardlaw Jr and W. J. Yanta, "Asymmetric Flowfield Development on a Slender Body at High Incidence", *AIAA Journal*, vol. 22, no.2, pp.242-249, 1984.
- [24] 賈明洋, 綿貫 忠晴, 久保田 弘敏, "大迎角細長物体まわりの剥離流の可視化", *可視化情報学会誌*, vol.14, no.55, pp.37-46, 1994.
- [25] T. Aogaki and K. Kitamura, "Computational Study of Aerodynamic Characteristics of Reusable Rocket at High-Angle-of-Attack", AIAA Paper 2017-1212, 2017.
- [26] T. Aogaki, K. Kitamura and S. Nonaka, "Computational Study on Finned Reusable Rocket Aerodynamics during Turnover", *Trans. JSSAS Aerospace Tech.*, vol.17, no.2, pp.104-110, 2019.
- [27] 野中聡, "再使用ロケット実験機の現状", *宇宙太陽光発電*, vol. 5, 2020, pp. 86-92.
- [28] S. Nonaka, T. Nakamura and T. Ito, "Study on Flight Demonstration for

- Reusable Vehicle Experiment RV-X”, ISTS-2019-g-01, Fukui, 2019.
- [29] 遠藤章二郎, ” 低速風洞実験法”, コロナ社, 東京, 1992.
- [30] 川島豪, ” 一つのスライディングモード制御による倒立振子の振り上げと安定化”, 日本機械学会論文集, vol. 65, no. 640. 1999, pp. 112-119.
- [31] 川田昌克 編, ” 倒立振子で学ぶ制御工学”, 森北出版, 東京, 2017.
- [32] K. J. Astrom and K. Furuta, ”Swing Up a Pendulum by Energy Control, Automatica, vol. 36, no. 2, 2000, pp. 287-295.
- [33] 由良論 他, ” エネルギー法とスライディングモード制御法による慣性ロータを有する倒立振子の振り上げ・安定化制御”, IEEJ Transactions on Industry Applications, vol. 121, no. 8, 2001, pp. 848-854.
- [34] R. J. Wai, ”Adaptive stabilizing and tracking control for a nonlinear inverted-pendulum system via sliding-mode technique”, IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 53, no. 2, 2006, pp. 674-694.
- [35] 野波建蔵, 田宏奇, ” スライディングモード制御 非線形ロバスト制御の設計理論”, コロナ社, 東京, 1994.
- [36] 吉川孝雄, ” 機械の力学”, コロナ社, 東京, 1987, pp. 61-64.
- [37] Jon C. Harpold and Clause A. Graves, ”Shuttle Entry Guidance”, Journal of the Aeronautical Sciences, vol. 27, no. 3, 1979.
- [38] J.W.Kraemer and H.L.Ehlers, ”Shuttle Orbiter Guidance System for the Terminal Flight Phase”, IFAC Proceedings Volumes, vol. 8, no. 1, 1975, pp. 328-337.
- [39] Benards A. Kriegsmann and Yee Chee Tao, ”Shuttle Navigation System for Entry and Landing Mission Phases”, Journal of Spacecraft, vol. 12, no. 4, 1995, pp. 213-219.
- [40] NOAA, NASA and USAF, ”U.S. Standard Atmosphere 1976”, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C., 1976.
- [41] R. A. Minzner, ”The 1976 Standard Atmosphere Above 86-km Altitude”, NASA-SP-398, 1976.
- [42] Gray J. Harloff and Brian M. Berkowitz, ”HASA - Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles”, NASA/CR-182226, 1988.
- [43] J. D. Anderson Jr., ”Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc ., 2000, pp.66-74.