

37251
VA

博士論文

将来飛しょう体における
実時間最適誘導制御則に関する研究

Study on Online Optimum Guidance and Control Law
for the Future Missile

国立大学法人 横浜国立大学大学院

環境情報学府

山岡清志

Seiji Yamaoka

2009年3月

横浜国立大学附属図書館



12201037

ABSTACT

There is a tendency where the future missiles are required to have the ability to cope with high agility and high speed response. However, it is expected that it becomes difficult as to satisfy such requirement with just conventional aerodynamic control method. On the other hand, thruster control method can be expected the sufficiently useful steering effect in a low-speed region or in high altitude. The authors designed a new control system using the Side thruster method. This paper deals with design procedure of online guidance and control law for future missiles that are required to have agile maneuverability. For the purpose, the authors propose to mount high power side-thrusters on a missile. The guidance and control law for such missiles is discussed from a point of view of optimal control theory in this paper. Minimum time problem is solved for the approximated system. It is derived that bang-bang control is optimal input from the necessary conditions of optimal solution. Feedback guidance without iterative calculation is useful for actual systems. Multiple design point method is applied to design feedback gains and feedforward inputs of the guidance and control law. The numerical results show the proposed guidance and control law has a high-performance for wide-ranging boundary conditions.

目 次

第1章 序 論	・ ・ ・ 1
1. 1 研究の背景	
1. 2 本論文の目的	
1. 3 本論文の構成	
第2章 飛しょう体関連の現状技術	・ ・ ・ 11
2. 1 概 要	
2. 2 推進系	
2. 2. 1 概 要	
2. 2. 2 推進機関の分類	
2. 2. 3 ロケットモータの分類	
2. 3 空力構造系	
2. 3. 1 概 要	
2. 3. 2 構造配置	
2. 3. 3 構造様式	
2. 4 誘導制御系	
2. 4. 1 概 要	
2. 4. 2 操舵システム	
2. 4. 3 サイドスラストシステム	
第3章 新しいハードウェアによる最適姿勢制御	・ ・ ・ 36
3. 1 飛しょう体の運動方程式	
3. 2 飛しょう体の要素モデル	
3. 2. 1 操舵装置のモデル	
3. 2. 2 サイドスラストモデル	
3. 3 飛しょう体モデル	
3. 3. 1 概 要	
3. 3. 2 双翼操舵飛しょう体モデル	
3. 3. 3 サイドスラスト搭載飛しょう体モデル	
3. 4 飛しょう体の姿勢制御	
3. 4. 1 概 要	

3. 4. 2	制御則	
3. 4. 3	重みの設定	
3. 5	シミュレーション結果	
第4章	実飛しょう体の最短時間移動問題	・・・66
4. 1	最適制御理論	
4. 1. 1	最適化の意味	
4. 1. 2	工学的設計と最適化	
4. 1. 3	最適化問題	
4. 1. 4	最適制御とは	
4. 1. 5	最適制御問題	
4. 2	飛しょう体の最短時間問題	
4. 2. 1	最短時間問題の定義	
4. 2. 2	最適解の必要条件	
4. 3	シミュレーション結果	
第5章	多数設計点を用いた実時間最適誘導制御則の提案	・・・83
5. 1	多数設計点による設計の概要	
5. 2	最短時間問題への適用	
5. 3	設計例	
第6章	広域オンライン誘導制御系の提案	・・・96
6. 1	誘導則の概要	
6. 1. 1	多数設計点による誘導則の改良	
6. 1. 2	本提案の手法の概要	
6. 2	設計例	
6. 2. 1	誘導則 a	
6. 2. 2	誘導則 b	
6. 3	シミュレーション結果	
第7章	結論	・・・112
参考文献		・・・115
謝辞		・・・122

第 1 章 序論

1. 1 研究の背景

飛しょう体 (Missile) の語源はヨーロッパの飛び道具 (矢, 弾丸等) の意味である. 広い意味では投石等の行為も含まれる^[1]. しかし, 歴史的な起源を火矢, 噴進弾に求める向きもある. また, 飛しょう体の発祥を 10 世紀頃の元帝国 (現中国) の火箭に求める説もある. これは, 独立した推進装置を持っておらず, 無誘導で命中精度は極めて悪い. これらは, 単純機械又は手投げ等により飛しょうしたものであるため, 近代の飛しょう体 (Missile) とは別のものとみなしてよいと思われる.

飛しょう体の定義としては, 次の要件が必要と考えられている.

(1) 無人の飛行体

(2) 発射後, 外部から自動的に誘導でき, 且つ飛しょう経路を変更する手段を有していること.

(3) 発射後の経路が大部分空中であること.

近代的な誘導制御方式の飛しょう体 (Guided Missile) の始祖は 1940 年頃に出現したドイツ帝国の V-1, V-2 ロケットと言われている. 特に V-2 ロケットは現代の技術と照らし合わせても, 技術的・理論的にも完成度の高いものである.

ここで考えられたシステムの概要は, ①ロケットモータで推進し, 発進後まで②誘導制御が可能な③無人の飛行体により, かなりの量の炸薬を運搬することであり, この組み合わせは, 技術的にも運用的にも, まことに巧妙かつ画期的なものであった. このシステムはのちに, 近代飛しょう体へと引き継がれて発展している.

①ロケットモータ; ロケットは, 燃料とともに酸化剤を内蔵し, 軍事以前に宇宙旅行の可能性を目指して開発された. これは使用する場合に, 射程延伸が可能であるばかりか, 大砲に比べて発射時の加速度が著しく小さく, 巨大かつ大重量の砲身を必要としない利点がある. これは大型のロケットモータさえ製作すれば, かなりの搭載品を運搬できる. しかし, 発射後の非拘束

噴進のため、大砲に比べて精度が極めて悪い。

- ②誘導制御；ロケットモータの欠点である方向精度の悪さは、適当な誘導制御装置と組み合わせることにより解決される。ロケットによる推進加速度、振動等が搭載している電子機器等に耐えられる程度であること、必要に応じて大型の飛しょう体が作れること、更に近代の電子工学、機械工学等の科学技術の飛躍的発展は、極めて好都合な背景であった。

飛しょう体の誘導は、終端において会合の条件に合うように行われ、制御装置によって自動制御が行われるから、発進後の目標の移動に対しても十分な修正を加えることができる。特にホーミング誘導の場合には、目標に接近するにつれて自己誘導の精度が向上する等の利点がある。

- ③無 人；完全に人間の参加しないシステムではないが、長射程で、高精度の飛しょう体で遠隔操作を行えば、味方の損失を小さくでき、相手に与える打撃を大きくできる。

このようなシステムとして、飛しょう体システムは様々な科学技術の組み合わせの基に成立っている。

また、飛しょう体技術は、研究開発並びに製造に留まらず、これを試験評価、維持整備、運用する技術、さらにコスト管理をはじめとする管理技術等も上げられます。

ここで、現在の飛しょう体関連の研究は、大きく二つに分けられる。一つは飛しょう体形状や翼形状等のハードウェアに関する研究、二つ目は誘導方式等のソフトウェアに関する研究である。

まず、ハードウェアに関する研究について述べる。この分野に関する研究としては、従来の飛しょう体形状である円形形状によるロール特性の改善等を目指した事例がある。McIlwin 等^[2]が飛しょう体形状が正方形と楕円で CFD 解析を行い、それぞれの形状で翼の角度と飛しょう速度の関係を述べている。また同様な研究に Brich 等^[3]は CFD 解析により超音速領域での翼と飛しょう体の関係について述べているものがある。また Floyd.J.Wilcox^[4]は、正方形の飛しょう体により、その形状を変化させて CFD 解析を行っている。そして、Brich^[5]は飛しょう体形状が従来の円形

と正方形で風洞試験と CFD 解析を行い、正方形の飛しょう体の優位性を述べている。Avital 等^[6]は従来形状の飛しょう体で、後翼の形状を湾曲させたものによる飛しょう体による、風洞試験と CFD 解析を行っている。McGrath^[7]は長射程の戦術飛しょう体において推進装置の有無と翼形状の関係を CFD により解析している。これらの研究事例は、飛しょう体形状と翼の角度及び翼の形状との関係を風洞試験による実験と CFD により理論解析を行っている。これらの事例によると飛しょう体形状は正方形に優位性があることが導かれている。しかし、現状の飛しょう体では、一部に翼形状が湾曲したものもあるが、一般的には機軸に対して垂直な翼形状である。そして飛しょう体形状は一般的に円形形状が用いられている。このようにいくつかの研究事例があるが、本研究で想定している飛しょう体形状等は一般的なものである。

また、古くから推進装置の研究は多数行われており、ラムジェット、スクラムジェットやダクテッドロケットエンジンの研究が行われている。Mayer 等^[8]はスロットルラムジェット推進飛しょう体の推力予測の研究を行っている。また長谷川等^[9]は宇宙往還機や高機動・高速飛しょう体の推進装置のために小型のエアーターボラムエンジンの研究を行っている。

また、操舵装置としては、一般的な後翼操舵翼を操舵する空力操舵方式がある。この方式は、操舵翼によって発生する揚力が垂直加速度に寄与する。揚力を増加するためには操舵によるピッチングを行い、迎角を増す必要がある。このとき通常空力操舵方式では、上向きの揚力を増すために、まず下向きの力を発生する。それによって迎角が増し、揚力が増す。このように空力操舵方式を用いると操舵から揚力発生までは一定の遅れが生じる。これは制御系の性質が非最小位相系^[10]であるためであり、ロバスト性の高い制御手法が適用できないという問題がある。梶田^[11]等は PID 制御系を工夫して、応答遅れの改善を図っている。Mracek 等^[12]は応答遅れ等の改善のために LQR を用いている。また、同じく Mracek 等^[13]は、カナード（前翼）を用いることにより、この問題の改善を行っている。このカナード（前翼）を用い

ると、ピッチングを行うために前翼が発生する力の方向と主翼が発生する揚力の方向が同じであるため、遅れが小さくなる。しかし、Yehezkely 等^[14]の研究事例にあるように、応答がオーバーシュートを伴い振動的になりやすいといった問題点がある。それに対して、本研究で使うことが想定されているサイドスラスト方式は、固体燃料を使用し、機体に対して直接推力を発生させることができるため、後翼操舵方式に特徴の逆操舵は発生しない。このため応答性が極めて良いことが知られている。一般的に知られているサイドスラスト方式は、液体燃料を使用するオンオフ式であり、人工衛星等の宇宙機で多数使用されている。菅原等^[15]は人工衛星の接近誘導制御にこのスラストを使用している。また、付等^[16]は宇宙機の最適軌道制御に使用している。Bang 等^[17]はオンオフ式スラストにより人工衛星のアームの最適制御を行っている。しかし、この液体式のサイドスラストは応答精度が悪く、安全性に問題がある。それに対する想定している固体式のサイドスラストに関する研究は、Tournes 等^{[18][19]}がキネティック弾頭の姿勢制御を主として行っている事例がある。これらの研究事例では、応答特性は極めて良好であるが、弾頭要素のみの制御系であり、飛しょう体そのものへの適用ではない。また、形状等から考えるとロール制御に問題があり、軌道制御まで行っていない。また、船舶関係でもサイドスラストに関する研究は古くから行われている。藤野等^[20]や山崎等^[21]がサイドスラストを装備した船舶にて研究を行っている。また、大津等^{[22][23]}がサイドスラストを用いた最短時間操船に関する研究を行っている。しかしながら、本研究で想定しているサイドスラストとは本質的な特性が違う。

このようにハードウェアとしては、飛しょう体形状等から操舵装置まで各種の研究がなされている。

次に飛しょう体の誘導方式等のソフトウェアについて述べる。ソフトウェアに関しては、大きく①質点系の制御と②剛体制御に分けられる。

まず、①質点系の制御系に関連する研究事例について述べる。Tahk 等^[24]は比例航法により誘導時間の繰り返し時間推定を行っ

ている．また，Rogerts^[25]は比例航法により誘導則を構築し最適制御を行っている．同様な研究をLam^[26]が行っている．熊谷等^[27]は目標追尾して会合するときの命中誤差を出来るだけ小さくするために比例航法を用いるが，その補償器の設計について研究している．同じように比例航法の研究では，土肥等^[28]が誘導則として，比例航法と単純追尾航法を組み合わせを行っている．Tyan F 等^[29]も比例航法により誘導制御系の研究を行っている．S.E.Tabole 等^[30]は非線形運動方程式により，時間遅延を制御する誘導則を構築している．Strivastava 等^[31]は非線形な運動方程式を用いて，各種の比例航法を組み合わせ誘導則を導いている．これらの研究事例より，現在においてもホーミング誘導としての制御方式として，比例航法は基本であり有効な方式であるといえる．比例航法以外の用いたものでは，Uehara 等^[32]が航空機で最短時間問題を解き最適誘導を行っている．垂直面内の非線形な運動を表している．Menon 等^[33]がミッドコースでの近似最適誘導に非線形な運動方程式により最短時間問題を解いて最適誘導をもとめている．Schneider 等^[34]は最短時間問題を非線形な3次元運動方程式を解いて推力偏向によって最短時間を求めている．Imado 等^[35]は戦術飛しょう体のターミナルコースにおいて，非線形な運動方程式を解いて最適推力をもとめ，最適誘導を行っている．想定しているのは垂直面内の動きである．同じくImado 等^[36]は，ミッドコースでの同様な方程式により最適制御を行っている．またLichtsinder 等^[37]は航空機により非線形な3自由度運動方程式により最短時間問題を解いている．Raju^[38]はスライディングモード誘導則によりミッドコースレンジでの誘導制御を行っている．これは非線形な運動方程式により垂直面内の運動を想定している．また土肥等^[39]がブースト中の飛しょう体飛行経路の最適誘導をもとめている．これは非線形な運動方程式により垂直面内の運動を表している．これらの研究事例からほとんどが，非線形な運動方程式を最短時間問題で解を求めている．そして，垂直面内の運動で，オープンループでの制御系を構築している．

②剛体制御系では，Wise^[40]はループ軌道修復によりオートパ

イロットの設計を行っている。これは3軸の線形な方程式により主として姿勢制御を行っている。制御則として最適レギュレータを用いている。Cochran Jr.等^[41]は飛しょう体をワイヤーで引っ張ることにより6自由度制御を行っている。その時、座標も合わせて制御している。Powly等^[42]は不連続時間での可変構造制御器によるオートパイロットの設計を行っている。飛しょう体は、中心付近にある主翼と尾翼を用いる2入力系である。線形な運動方程式を用いて、制御系はノイズも考慮した制御系を構築している。越智^[43]は従来型の後翼操舵飛しょう体に前翼を配置した双翼操舵飛しょう体を用いて垂直加速度と迎角の制御を行っている。姿勢制御の研究であり、非線形な運動方程式から線形近似して計算している。Robison等^[44]は線形な6自由度の運動方程式でバックステップング制御により姿勢制御と速度制御を行っている。Miquel等^[45]もバックステップング技術により飛行制御を行っている。Svahn等^[46]は一般的な非線形な運動方程式を用いて垂直面内での運動で、経路角の制御を行っている。Jones等^[47]はデルタ翼飛しょう体を非線形な運動方程式で表現し、迎角等をゲインスケジュールによりフィードバック制御している。

その他 Perez等^[48]は、空力と制御の統合により航空機の複合領域最適設計のアプローチを示している。また江口^[49]により総合的な飛しょう体試験方法であるHWIL（ハードウエアインザループ）シミュレーションの考察も述べられている。

このようにハードウエアからソフトウェアまで様々な飛しょう体関係の研究が行われている。これらの研究の発展は、特定の分野に留まらずに、広く産業技術全体に渡っていくものである。

1. 2 研究の目的

将来の飛しょう体は、俊敏な目標物への対処のために高機動・高応答性が必要となることが予想される。具体的には、目標に対する数 10m 程度の広範囲なマヌーバ及び数 10 ミリ秒以下の高応答性に対処することが必要であると想定される。しかし、従来の後翼の空力操舵方式ではこれに対処することが困難である。従来の飛しょう体は、応答特性は速くても 100 ミリ秒位であり、数秒といったものも少なくない。これは、空力操舵方式は操舵から揚力発生までは一定の遅れが生じるためである。また、制御する系の性質が非最小位相系であるためであり、固有不安定であり、ロバスト性の高い制御手法が適用できないという問題がある。そのような問題に対処するために様々な研究が行われている。

近年の飛しょう体誘導制御系の研究は、誘導系設計において、非線形な飛しょう体モデルを用いているが、ハードウェアとして単入力による誘導制御であり、高機動性に劣る。また前翼（カナード）を配置した飛しょう体モデルにて制御系を設計した事例もあるが、オーバーシュートを伴い振動的になりやすいといった問題もある。最短時間問題による最適制御や質点系の誘導、剛体制御等が行われている。その運動の表現は、過去の文献に示すように、3次元で飛しょう体運動を表現した事例がある。これらは、非線形 3次元の最短時間問題を解いた誘導系の最適制御の研究である。また、線形な運動方程式により、主として姿勢制御を行った事例もある。しかし、ピッチ系、ヨー・ロール系の運動などは別々に表現することが可能であり、飛しょう体運動を2次元で表現されている研究もある。これらは、垂直面内での運動を扱った非線形な誘導系の最適制御の研究である。これらの研究事例のように、比較的簡単な運動方程式で表現することにより、高機動な飛しょう体運動を表すことが可能である。ここで、本研究では、文献[32][33]と同様な問題を設定し、短時間の広範囲なマヌーバに対するオンライン誘導則を最適制御の観点で設計することを提案する。

ここで、その実現のために従来の操舵装置とは異なる制御系で

あるサイドスラストを用いることを考える。サイドスラストは過去の研究では、高い応答性であることが定性的に知られている。サイドスラストは独立した推力源を持っているため、発射直後の低速域や、高高度の希薄な領域でも使用可能であり、使用領域に制限がない。一般的にサイドスラストを用いた研究では、衛星等の宇宙機で使われている燃料が液体式の On-Off 制御を行うものがよく知られている。この方式は、燃焼効率が良いものの、制御特性の精度が極めて悪く、ノイズの影響を受けやすい。また固体燃料を使用し、インパルス制御により誘導制御をしているものもある。この方式は応答が速いものの、制御に難があり、特にロール制御に問題がある。これらの事例は、飛しょう体への適用には、液体式では、貯蔵性及び安全性に問題があり、機械機構が複雑になる。またインパルス式は小型のロケットモータを機体に多数配置しなければならず、配置に制約がある。しかし、本研究で使用するスラストは燃焼ガスを左右に噴出し、その差をバルブで制御するタイプを想定する。従って連続的に推力を比例制御することが可能な非インパルススラストである。これは、ノイズの影響を余り受けず、貯蔵性及び安全性に優れ、機構も比較的簡単である。

本研究は、この機敏な運動に有用であり、安全性等に優れるサイドスラストを用いた飛しょう体誘導制御系設計を目指すため、実時間最適誘導制御則を用いた新たな設計手法を提案する。一般に最適制御は繰り返し計算を行って最適入力を求める。しかし、これでは異なる境界条件には新しく計算が必要となり、実装に適していない。それに対して、提案する設計手法は、複数の境界条件を同時に最適化する多数モデルによる誘導則の設計手法である。これは切換関数をフィードバックで生成することを特徴とする。切換関数が初期条件に対して連続的に変化する傾向を利用し、Bang-bang 入力の切換回数の変化も柔軟に対応できる。

本研究は、この手法をもちいることにより、広範囲なマヌーバを短時間で行える飛しょう体誘導制御系を構築することを目的とする。

以降，この新たな手法の有効性を検証し，サイドスラスト搭載飛しょう体に適用する．そのその結果を比較検討し，ハードウェアとしてのサイドスラストの定量的な有効性とソフトウェアとしての本手法の妥当性を明らかにする．

1. 3 本論文の構成

本研究は、高機動・高応答性に対処することが必要である将来飛しょう体の誘導制御系設計の研究である。それに対処するために、様々な角度から検証し、本論文の目的に合致するハードウェアとしてサイドスラストを検証し、一般的な手法でその有効性を定量的に確認した。その後、サイドスラストを用いた飛しょう体モデルを構築し、最短時間で基準軌道を変更する最短時間問題を解き、広範囲なマヌーバをすることができ、誤差が少ない誘導制御系を構築した。

まず、第1章で、飛しょう体の歴史背景から飛しょう体関係の研究事例を紹介し、問題点や社会要請等の背景を述べる。第2章では、主として、現在の飛しょう体に関連するハードウェア技術を述べる。第3章で、本研究で用いる飛しょう体モデルとして、従来型、双翼操舵、そしてサイドスラスト搭載飛しょうモデルの3つを詳細に述べた。そして、一般的な最適レギュレータを用いてサイドスラスト搭載モデルの優位性を明らかにした。第4章では、前章までに明らかになったサイドスラストモデルをまず従来型の最適制御理論を用いて最短時間問題を解いた。その中で、最適入力が Bang-bang 入力であることを導いた。第5章では、単一設計点では、広範囲なマヌーバを求めるには繰り返し計算が必要である。そのためこの欠点をクリアするために、複数の設計点による最適制御を行い、任意の設計区間での最適計算が可能となることを導いた。第6章に実飛しょう体を目指した、広範囲の最適計算が可能な誘導則を導き、誘導制御系を構築し、その実現を図った。第7章に結論を述べる。

第 2 章 飛しょう体関連の現状技術

2. 1 概 要

本項では、現状の飛しょう体関連の技術について、詳細に述べる。飛しょう体のハードウェアとしての構成は、大きく以下の 3 つに大別される^[50]。

- A) 推進装置等の推進系；これは飛しょう運動の原動力となるもので、ロケットモータが主流を占めているが、戦術的なものは、空中を飛しょうする機会が多いことから、酸化剤を空気に依存するターボジェットやラムジェット方式のエンジンも使用される。ロケットモータは大きなエネルギーを発生する火工品であり、取り扱い時や被弾時等における安全性も重要である。
- B) 飛しょう体本体や操舵翼等の空力構造系；先端部分のノーズコーンから後端の操舵装置までを含めた飛しょう体全体を言う。これは飛しょう体の空力特性を決定する重要な要素であるとともに、誘導装置等の構成要素を格納して、飛しょう環境から保護する容器でもある。胴体、主翼、操舵翼等から構成される。
- C) 飛しょう体の誘導装置や制御装置や地上誘導装置等の誘導制御系；誘導装置は半導体技術やコンピュータ技術の長足の進歩に伴い、発展が著しい。特にデジタル技術の発達は、高密度実装と機能のフレキシビリティに寄与し、可能な限りセンサーに近いところで信号を A/D 変換してデジタル演算することにより、大規模で複雑な信号処理や判断を飛しょう体上で実行することを可能にした。また、演算プログラムを適宜入れ換えることにより、最適な信号処理を行えるようになってきた。また、超 LSI 技術の進歩で電子回路が高密度化され、各種の誘導方式を組み合わせた複合誘導装置が可能となった。

制御装置は誘導装置で得られる誘導信号と、ジャイロ等で得られる機体運動信号等から操舵信号を作り、駆動装置を通じて各操舵翼を動かして、飛しょう体を誘導飛しょうさせる。駆動装置には、油圧、ガス、電気による電気サーボ装置があり、それぞれの特徴を生かして使用されている。その他、操舵翼によらずに推力

を横方向に噴射させる等して誘導飛しょうさせる，推力方向制御（TVC）等もある。

以降それぞれの詳細を記す。

2. 2 推進系

2. 2. 1 概要

1940年代に近代兵器として登場した誘導弾は，その後の科学技術の発展に大きな影響を及ぼしてきた^[51]。特に，ドイツにおいて開発された弾道V2ロケットは理論的にも技術的にも完成度の高いものであった。スプートニクを出発点とし，アポロ計画，スペースシャトル計画へと引き継がれてきた宇宙開発もV2号の技術を基盤としている^[52]。ロケットは大気圏だけでなく宇宙空間においても作動できることを最大の特長としている。

V2号で用いられたロケットは推進薬として酸化剤に液体酸素，燃料にアルコールを用いた液体ロケットエンジンであった。液体酸素は極低温であるために取り扱いが困難で，軍用としては致命的な即時発射性に欠ける運用上の難点を有していた。しかしながら，固体ロケットは近年までは大型化するための技術が開発されておらず，他の戦術飛しょう体にも液体ロケットの技術が用いられた。我が国においても，昭和30年代の研究開発の初期段階ではスイス・エリコン社より液体ロケットの技術を導入し，国産開発を行い，発射を成功させた。このように世界的に液体ロケット時代の到来を思わせたが，即時発射性に対する難点が改良されることのないまま1960年代に入り，石油化学の発達に支えられた固体ロケット時代に入るようになった。

飛しょう体で用いられる推進機関は多様化する傾向にあり，新しい考え方に基づくエンジンも提唱されている。推進機関の技術は総合的な産業基盤に支えられて発達してきたものであり，今後の電子技術および材料技術の進展によって将来の動向も支配されている。

2. 2. 2 推進機関の分類

飛しょう体に用いられている推進機関は固体ロケットが主流である。しかしながら、ロケットは酸化剤を内蔵しているために燃料の搭載量が大幅に低減されており、そのために酸化剤として大気中の酸素を利用するジェットエンジン等に比較すると極めて効率の低い推進機関であることがわかる。固体ロケットの最大の特長が容易に超音速までに加速できることにあるが、亜音速で長射程飛しょうする飛しょう体にはジェットエンジンの採用が有効であると判断されてきた。

飛しょう体の用いられる推進機関を分類すると以下のようになる。

- A) ロケットエンジン
 - ①液体ロケットエンジン
 - ②ハイブリッドロケットエンジン
 - ③固体ロケットエンジン
- B) ジェットエンジン
 - ①ターボジェット
 - ②ターボファン
- C) ラムジェットエンジン
 - ①液体ラムジェット
 - ②ダクテッドロケット
 - ③エアーターボ・ラムジェット

Fig.2.2.1 のように、代表的な推進機関の飛しょうマッハ数と推力の関係では、ロケットは飛しょうマッハ数に無関係に、ブースタロケットにより大推力を、サステナーロケットにより小推力を得ることができる。レシプロエンジンは小推力を亜音速領域で、ターボジェットでもマッハ2までが限界である。これに対して、ラムジェットは超音速領域マッハ数2～4までの間において比較的大きな推力を発生させることができる。Fig.2.2.2 には飛しょうマッハ数と推力重量比との関係を示す。ロケットは飛しょうマッハ数に依存せず、大きな推力重量比を得ることができる。しかし、

レシプロエンジン、ターボジェットについては小さな推力重量比となる。アフターバーナを付けたターボジェットでは推力重量比は大きくなるが、ラムジェットではさらに大きな値を得ることができる。このようにロケットモータが現実の飛しょう体では有効であると言える。

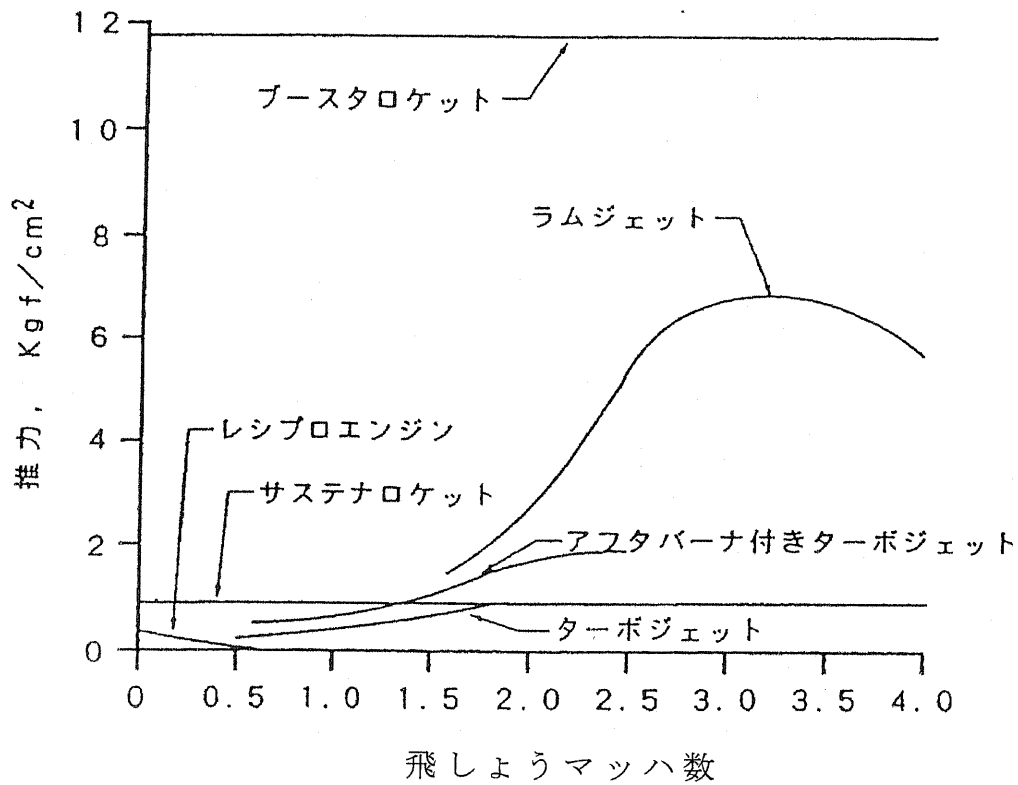


Fig.2.2.1 各種推進機関の推力と飛しょうマッハ数の関係 (出典防衛技術ジャーナル[51])

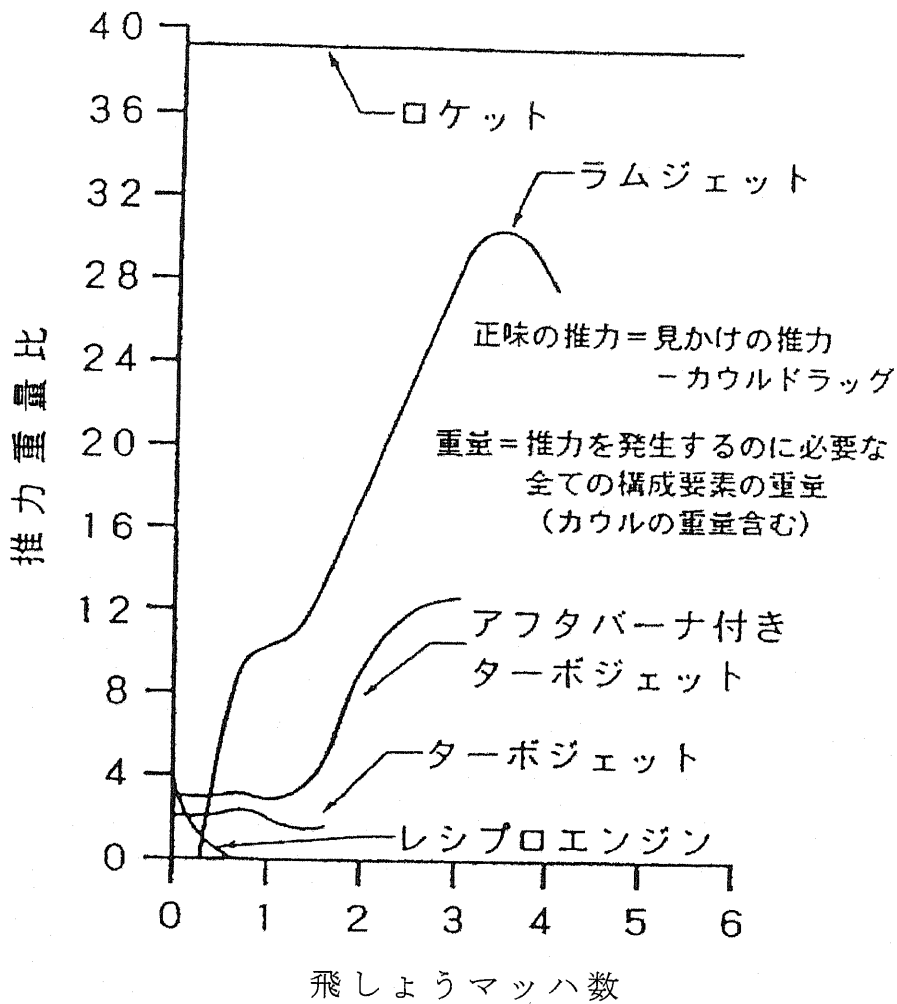


Fig.2.2.2 各種推進機関の推力と
飛しょうマッハ数の関係 (出典防衛技術ジャーナル[51])

2. 2. 3 ロケットモータの分類

固体ロケットはロケットモータと呼ばれ、推進薬が燃焼室に内蔵されていることから構造が極めて単純である。これに対して、液体ロケットはロケットエンジンと呼ばれ、推進薬はタンクに内蔵されており、配管、バルブ、パイプを通じて燃焼室へ供給される。従って、機構が複雑になる。これに対して、固体ロケットと液体ロケットの中間的な特性を有するハイブリッドロケットは固体燃料に液体酸化剤を吹き付けて燃焼させようとする方式であり、これらについての構造を Fig2.2.3 に示す。

固体ロケット，液体ロケット，ハイブリッドロケットはそれぞれの利点と欠点を有している．燃焼特性と推力制御については液体ロケットが優れており，取り扱い性，即時発射性，長期保存性については固体ロケットが優れている．我が国の飛しょう体はすべて固体ロケットを採用している．

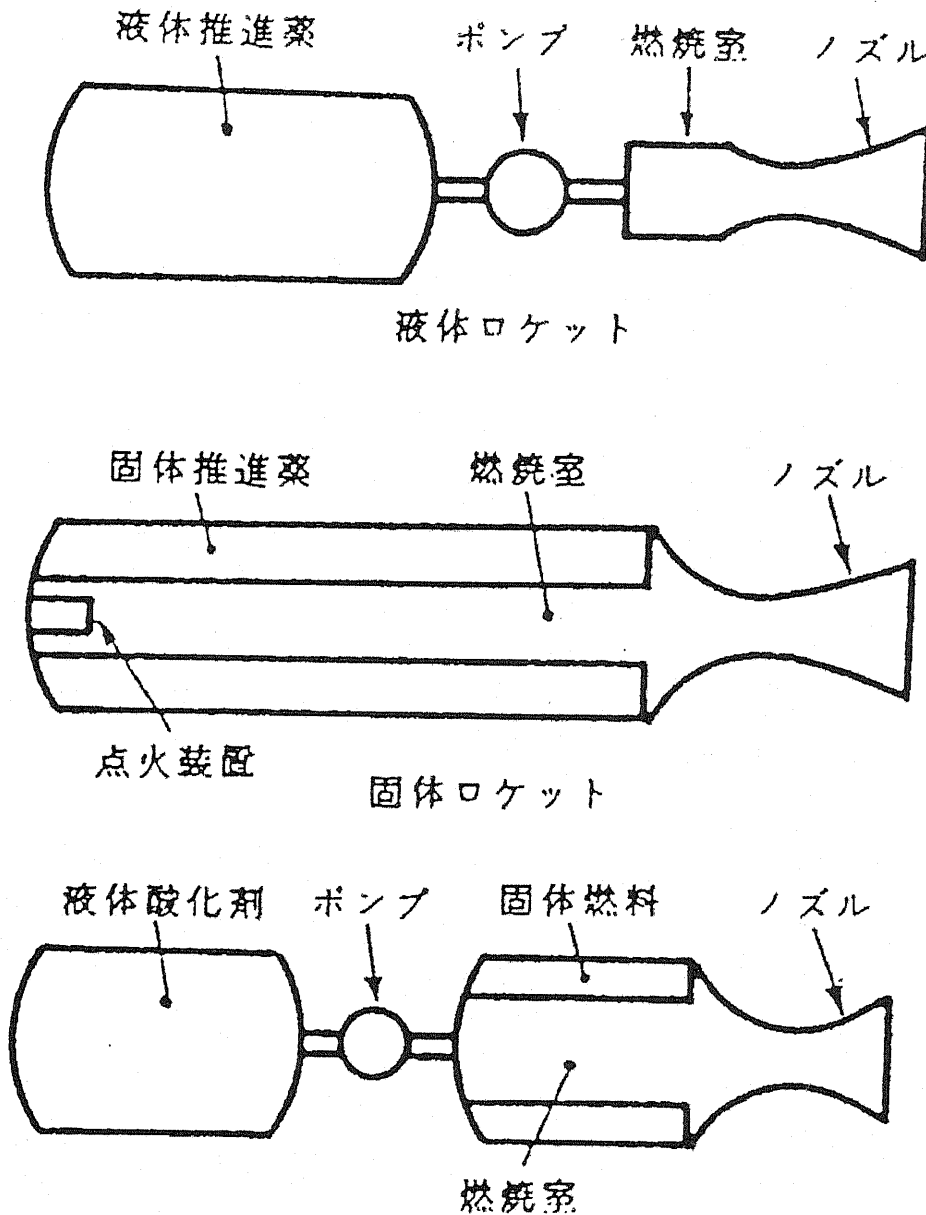


Fig.2.2.3 液体ロケットと固体ロケット及びハイブリッドロケットの構造図 (出典防衛技術ジャーナル[51])

2. 3 空力構造系

2. 3. 1 概要

飛しょう体の構造は，飛しょう体を構成している誘導装置，推進装置，弾頭等の機能部分を目標まで無事に搬送するための容器でもあり，飛しょう体本来の性能，機能を十分に発揮できる形状，構造様式でなければならない^[53]．このため飛しょう体構造設計においては重量，コスト，製造工数が最小であり，取扱性，整備性が良好で信頼性の高い構造の実現を如何に図るかが大きな課題といえる．

2. 3. 2 構造配置

飛しょう体の構造は，胴体，主翼，操舵翼等のから構成されているが，飛しょう体の種類により，各機能部の配置や構成は異なる．例えば，ホーミング誘導系の飛しょう体の胴体は機首部より誘導部，弾頭部，推進部，操舵部のように配置されることが多い．Fig. 2.3.1 にその例を示す．最近の飛しょう体では各機能部を分割製作し，搭載部品をそれぞれに組み込んだ後，統合し一体化するモジュール形式を取ることが多い．これにより，製作の容易性，運用段階における分解，組立，点検等整備性の向上，長期保管時の安全性および管理の容易性の確保，長期保管による陳腐化への対処のためのモジュール単位での性能向上対策の容易性確保等を図っている．

2. 3. 3 構造様式

(1) 胴体

飛しょう体の胴体構造は，一般的には薄板外板，縦通材，フレームによる組立構造，あるいは鋳造または鍛造材による円筒型の一体構造である．前者は胴体内のスペースが狭くなるので比較的大型で低速の飛しょう体に使用されることが多く，後者は比較的高剛性が得易く，胴体内のスペースが有効に利用できるため，胴体直径が比較的小さく運動の激しい高速の飛しょう体に多く見られる構造様式である．

(A) 誘導部

ホーミング装置のシーカ部および誘導制御部で構成される．ノ

ーズのシーカ部はドームが取り付けられ、その後方に制御装置、電子装置等の装置を組み込んだ誘導制御部が結合される。この後方部分の胴体構造は、アルミニウム合金等の軽金属材料により製作されることが多い。

(B) 弾頭

弾殻、炸薬および信管で構成される。弾殻自体は、厚肉高抗張力合金鋼やチタン合金であるため、飛しょう体の構造体としての弾殻は、飛しょう時の運動荷重、発射時荷重、慣性力等に対して、一般に、十分な強度を有していると考えてよい。

(C) 推進部

飛しょう体の中後胴体部分に位置し、ロケットモータまたはジェットエンジン等の推進装置が組み込まれる。胴体直径の小さい飛しょう体では、固体ロケットモータが多いが、胴体直径が大きい飛しょう体では、小型のジェットエンジンを搭載した飛しょう体も出現している。ロケットモータの場合、燃焼室外壁であるモータケースが胴体外皮を兼ねており、形状は単純な円筒型であり、アルミニウム合金、合金鋼等の材料による溶接、鍛造および塑性加工等による一体構造がある。ロケットモータは、燃焼による内圧と飛しょう荷重（空気力、慣性力による曲げおよびせん断荷重等）が同時に作用するため、構造はこの荷重に十分耐荷しなければならない。胴体に内蔵されるターボジェットエンジン方式の推進部構造は、前方に燃料タンク、その後方に小型ジェットエンジンが装着される。燃料タンク外殻は、飛しょう体胴体構造の外皮の一部を構成し、前方隔壁で前部胴体が結合され、後方隔壁には、ジェットエンジンが取り付けられ、またエンジン外筒部との結合継手が設けられる。燃料タンクは、加圧タンクであり、飛しょう荷重が同時に負荷される。インテークダクト、ダクト内の高速空気流による負圧および飛しょう荷重等の組み合わせ荷重がかかるので、これらの荷重に対して十分な強度および変形に対する配慮が必要となる。

(2) 主翼

主翼の形状は、一般に空力的要求により決まるが、翼構造設計

上、以下の要件について配慮することが必要である。

- (A) 薄翼であり、かつ高強度、高剛性の構造であること。
- (B) 軽量であること。
- (C) 強度/構造重量比、剛性/構造重量比が大であること。
- (D) 表面の平滑性が優れていること。
- (E) 加工性、生産性が良好で、加工工数が少なくコストが低いこと。

飛しょう体の構造に適用される構造様式としては、ストリンガー/外板組立構造、機械加工、鍛造および鋳造等に中実一体構造並びにハニカムやウレタンフォームをコアとしたサンドイッチ構造等がある。

主翼の胴体への取り付け方法としては、飛しょう体格納時における主翼の状態により、以下の2つに分類される。

①固定式（発射前後にかかわらず固定されている方式）

②展張式（ランチャ上または発射後に展開される方式）

一般に、大部分の飛しょう体は固定式であり、展張式はコンテナ兼用の発射筒から発射される飛しょう体に多い。展張式は、発射時に翼をランチャー上で展張、あるいはコンテナから解放機構による展張する方式である。本方式には2種類のタイプがある。第一のタイプは、翼根部にピボットヒンジがあり、最初胴体内に格納されていた翼が、翼平面内を垂直軸回りに回転し展張する方式である。第二のタイプは翼付け根部近傍において翼弦方向にヒンジがあり、発射までは翼が折り畳まれ、コンテナ内に格納されており、発射後展張する方式である。

(3) 操舵翼

操舵翼は、操舵部胴体に装着されたサーボ装置の出力軸に取り付けられた可動翼である。小型であるが、鍛造あるいは鋳造品または機械切削による一体構造であり、平板またはくさび形が多く、主翼と同様の展張方式である。

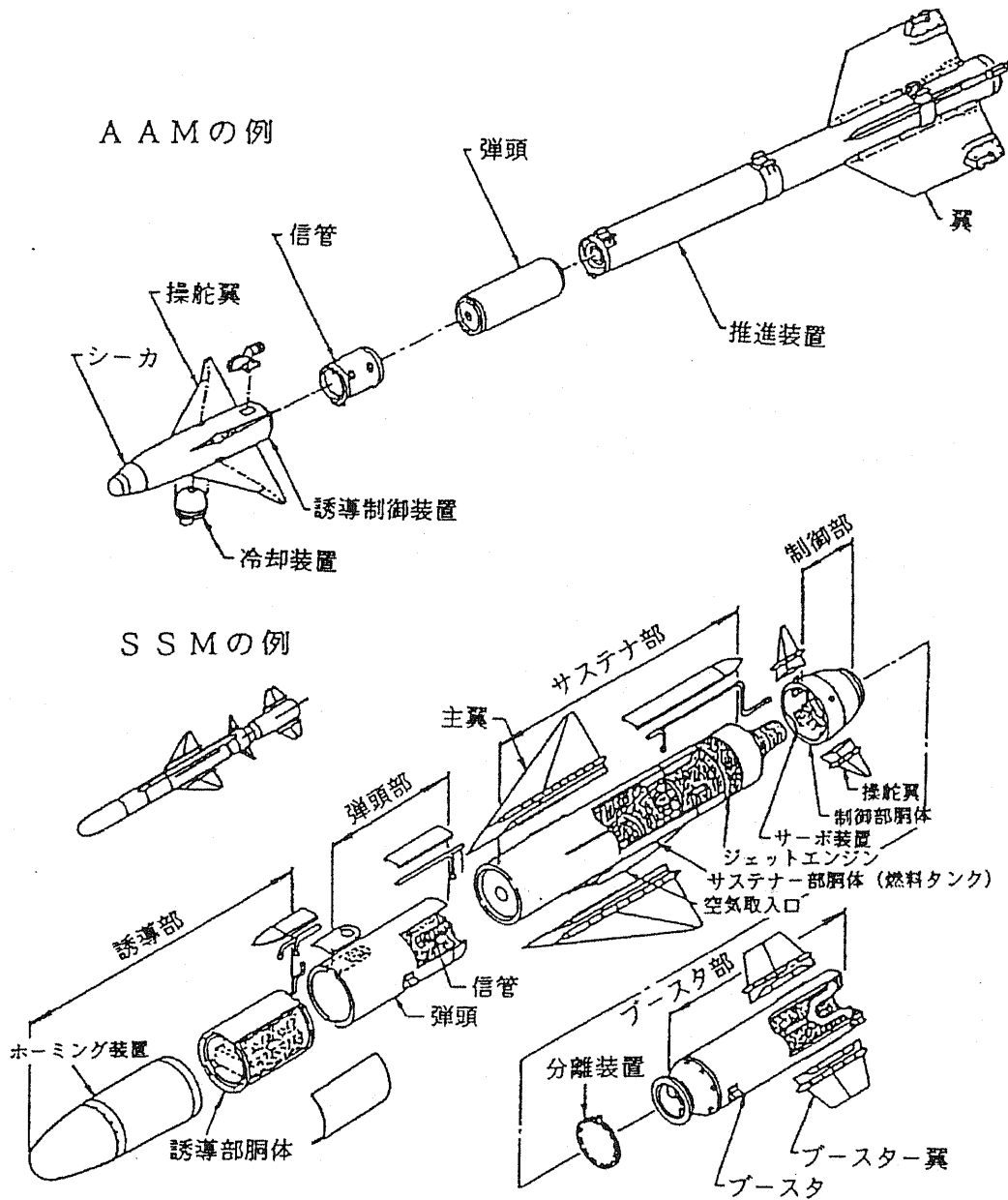


Fig.2.3.1 構造配置，構造分割の例 (出典防衛技術ジャーナル[53])

2. 4 誘導制御系

2. 4. 1 概要

飛しょう体の誘導制御システムとは，3次元空間において飛しょう体を目標に会合させることを目的として誘導・制御するためのシステムのことである^[54]．ここで，飛しょう体を目標に会合させるという意味は，任意の時刻 t における3次元空間での飛しょう体と目標の位置ベクトルをそれぞれ $X_M(t)$ ， $X_T(t)$ とする時，ある適当な時刻 t_f およびシステム許容誤差 ε_m に対して，次の関係式を満足させることである．

$$\|X_M(t_f) - X_T(t_f)\| \leq \varepsilon_m \quad (2.4.1)$$

式(2.4.1)では， $\|\cdot\|$ はベクトル・ノルムを意味し， ε_m の値は，ミサイルの目的や目標の特徴などによって，システム設計の段階で与えられる．Fig.2.4.1 にその概念図を示す．

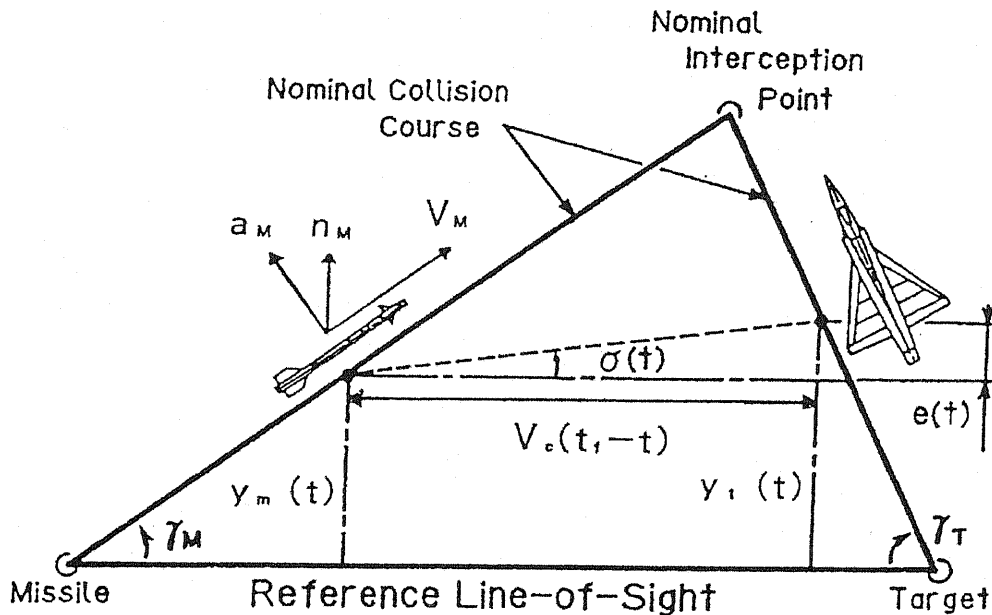


Fig.2.4.1 誘導制御問題の概要 (出典防衛技術ジャーナル[54])

誘導制御システムの内容は飛しょう体の種類によって大幅に異なる。例えば、射程が比較的短い小型の飛しょう体は、一般に誘導制御に関することは飛しょう体内部でなされるが、射程の長い大型の飛しょう体では、目標の発射をいち早く観測するための偵察衛星や、偵察衛星からの情報に基づいて以上で誘導計算をする地上誘導装置、その結果を飛しょう体に伝送する UTDC (Up-To-Date Command) 装置などの複合システムで実現される。

しかし、本研究では対象とする飛しょう体をホーミング飛しょう体に限定して誘導制御システムというものを地上装置は除外して考える。地上装置抜きで Guidance/Control System であり、広く Autopilot System と呼ばれるものである。

また、戦術飛しょう体に使用される飛しょう体の飛しょう特性を決定する要素は、飛しょう体の空気力学的特性、重量・重心、ロケットモータ等の推進装置およびオートパイロット等である^[55]。このうち空気力学的特性とオートパイロットの制御ロジックは、特に密接な関係にあり、相互に依存しあって飛しょう特性を規定している。航空機の飛しょう制御も飛しょう体と同様に空気力学的特性とオートパイロットを基本的要素としているが、航空機においては、人的要因が介在する点が、本質的に異なっている。オートパイロットは、飛しょう体には不可欠の存在である。したがって、オートパイロットは飛しょう体の発祥とともに由来するものであるが、航空機においては、飛行性能の向上に伴うパイロットの操縦能力の不足を補完する手段としてオートパイロットの開発が行われている。この点も航空機におけるオートパイロットと異なる点の一つである。

従来、飛しょう体の飛しょう制御は、アナログ方式の電子回路によって行われてきたが、近年デジタルコントローラが一般化しつつある。このことは、単にアナログ回路がデジタル計算機に置き換わっただけでなく、従来のアナログ方式では、制御が困難であった空力形状や、操舵装置の使用が可能になったという点で、飛しょう特性全般に大きな影響を与えている。

このようなデジタル制御の実用化は、飛しょう体の分野に先

駆けて、航空機に導入されたものであり、デジタル制御技術の成立を背景として、CCV (Control Configured Vehicle) の概念が確立された。CCV とは、航空機の設計にあたって、従来の空力形状、構造および原動機 (推進装置) の 3 要素に加えて飛行制御を基本的構成技術とする設計思想である。飛しょう体の領域では、CCV に相当する設計思想は確立されていないが、現在、飛しょう体の設計に使用されているいくつかの設計技術は、使用目的は異なるものの CCV を構成する要素技術と基本的なアイデアにおいて同一である。

このような技術の一例として、RSS (Relaxed Static Stability) をあげることができる。RSS は、航空機の安定翼面積を減少することによって機体の軽量化および空気抵抗の減少を図るものである。この結果、航空機の静安定性も減少するが、オートパイロットの補償によって見かけ上の安定性を回復する。一方、飛しょう体の分野においても旋回性能の向上等を目的として、静安定を減少する飛しょう体設計は、一般的となりつつある。この場合、発射直後の重心点が飛しょう体の前部に存在する状態では、静安定が負となる設計も一部には、存在する。

また、従来の SST (Skid To Turn) に代わる BTT (Bank To Turn) の一般化や、TVC (Thrust Vector Control) およびサイドスラスト等の空力操舵とは、異なる操舵装置の使用によって、飛しょう制御も従来とは異なるロジックを持つようになってきた。

2. 4. 2 操舵システム

ホーミング飛しょう体の誘導制御の概念は、一般に Fig.2.4.2 になる。飛しょう体は目標との相対運動によって生じる LOS (Line of Sight) 角および LOS 角速度などの情報をホーミングヘッドによって検知する、オートパイロットは、これらの信号と、ジャイロなどのセンサからの出力される飛しょう体の加速度および角速度に基づいて操舵指令をサーボ装置に出力し、その結果として飛しょう体に運動が生じる。この LOS 角などを入力とし、飛しょう体の運動を出力とするシステムは、オートパイロット、サーボ装置および飛しょう体の空気力学的特性などによって定義されるが、このシステムの特性が飛しょう体の飛しょう特性を決定している。

このような飛しょう制御に必要な理論演算を行い、操舵装置に操舵指令を出力する装置がオートパイロットである。空力操舵を行う飛しょう体のオートパイロットの演算内容を Fig.2.4.3 に示す。オートパイロットの主要な機能は、次のようなものである。

- ①シーカからの LOS 角速度などの入力に基づいて、加速度指令などの演算を行う。
- ②レートジャイロおよび加速度計による観測値として得られる加速度および角速度のフィードバックによってダンパ演算などを行い、舵角指令を出力する。
- ③飛しょう体の高度および速度の変化によって生じる空力特性の変化に対してダンパのゲインの調整を行い、飛しょう特性の変動を抑制する。

ダンパ演算は、通常、ロール、ピッチおよびヨーの 3 軸について行われる。ピッチおよびヨーダンパの目的は、レートセンサおよび加速度計のフィードバック信号に基づいて飛しょう体の姿勢を安定に保つとともに、指令された加速度が達成されるように舵角指令を出力することである。ロールダンパの目的は、ロールセンサのフィードバック信号に基づいて飛しょう体のロールを安定化し、同時に BTT (Bank To Turn) を行う飛しょう体では、指令されたロール角を保持することである。

現在、戦術飛しょう体の分野で多く採用されている十文翼型の飛しょう体では、ピッチ面とヨー面の空力特性に差異がないため、制御系についてもピッチ系とヨー系は同一となる。Fig.2.3.1のような主翼を持った単葉翼型の飛しょう体では、ピッチ面とヨー面で空力特性が異なるが、基本的なロジックは同一である。

単葉翼型の飛しょう体では、飛しょう体の旋回加速度は、主に主翼面と垂直なピッチ面に発生するようなロジックが構成される。このような飛しょう制御は、通常 BTT と呼ばれる。十字翼型の飛しょう体でも、現在、BTT 制御、一般的となりつつあるが、この場合、旋回加速度を発生させるピッチ面は、各翼と 45° の角度をなす方向に設定される。以降、本研究に関係のあるピッチ制御系の概要について述べる。

ピッチ制御系の目的は、ダンパ機能によって飛しょう体の姿勢を安定に保つとともに、飛しょう体の姿勢角を制御して、旋回加速度の指令値に追随するように加速度を発生することである。

飛しょう体に作用する空気力は、通常、空力中心に作用する揚力 L と抗力 D および重心点まわりのピッチモーメント $P.M$ によって表現される。空力的な安定性を有する飛しょう体では、空力中心は重心点より後方に存在する。

飛しょう体が、旋回を行うためには、操舵によってピッチモーメントの増大を図り、これによって一定の迎角を生じ、揚力を発生させる。ピッチ制御系では、Fig.2.4.3 に示すように旋回加速度 n_z のフィードバックによって加速度指令値の達成に必要な舵角指令を出力する。

固体ロケットによって推進する飛しょう体は、重心点は当初は後方にある。しかし、ロケットモータの燃焼による飛しょう体後部の質量減少に伴い、重心点は飛しょう体前方へ移動する。この移動量は、通常、飛しょう全長の 10% 程度に及ぶ。重心点の移動に伴い空力安定性は増大するが、トリム迎角および揚力は減少する。したがって、発射直後の全備重量時に十分な空力安定性を確保しようとする、ロケットモータの燃焼後の空虚重量時に十分な旋回能力が得られない場合が生じる。このため、近年、旋回性

能を重視する実飛しょう体では、空虚重量時に十分なトリム迎角を得ることを目的として、全備重量時の空力安定性を緩和する設計が行われるようになってきた。Fig.2.4.4はそのような飛しょう体の一例である。

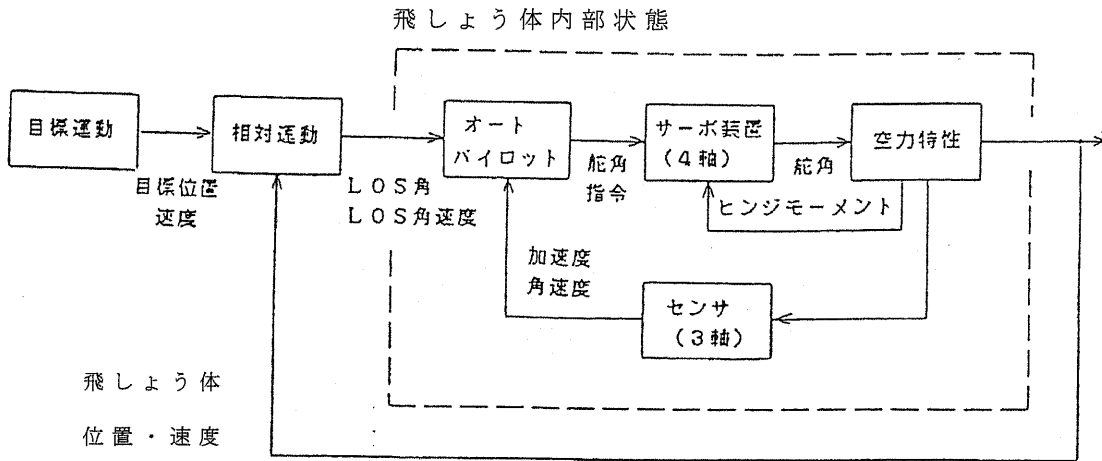


Fig.2.4.2 ホーミング飛しょう体の誘導制御の概要 (出典防衛技術ジャーナル[55])

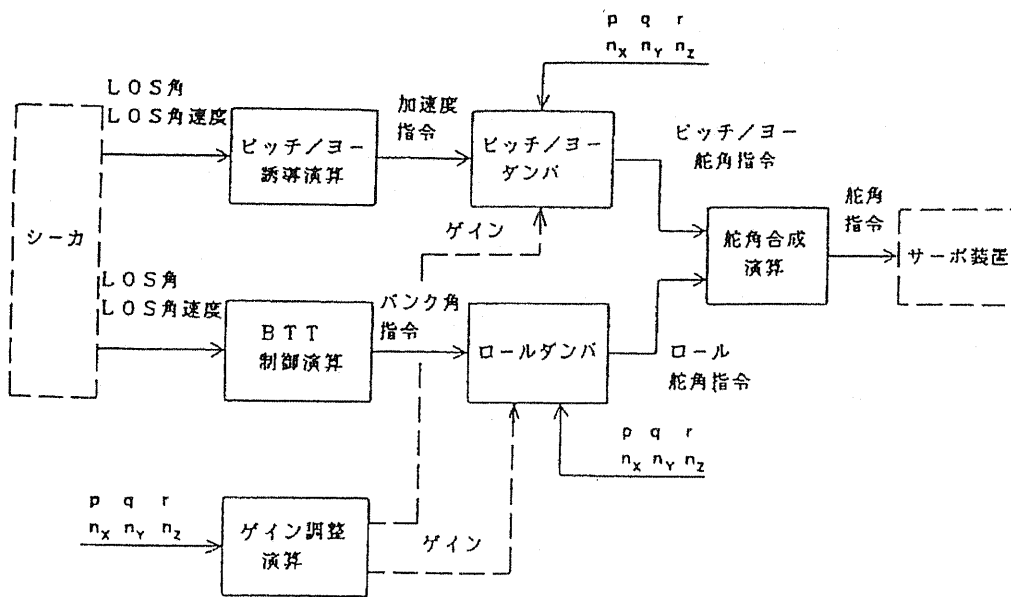


Fig.2.4.3 オートパイロットの構成 (出典防衛技術ジャーナル[55])

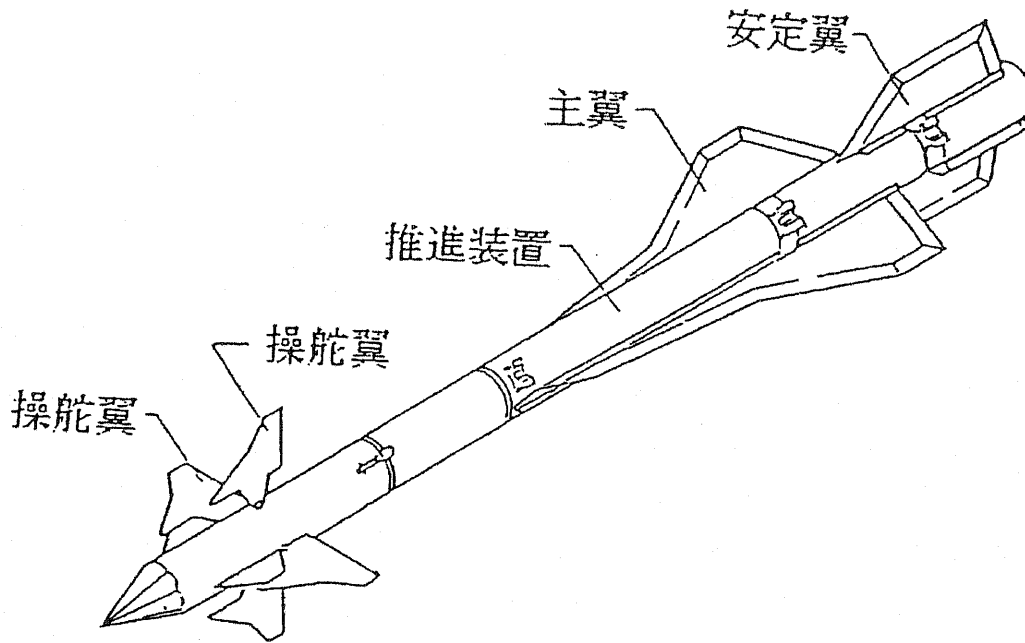


Fig.2.4.4 旋回性能の向上を
主眼とした飛しょう体 (出典防衛技術ジャーナル[55])

2. 4. 3 サイドスラストシステム

(1) 各種操舵装置の比較

TVC およびサイドスラストは、ともに従来の空力操舵と異なり、ロケットモータまたはガスジェネレータの噴射ガスによって飛しょう体の姿勢制御又は軌道修正を行う操舵技術である。この両者の違いは、TVC が主ロケットモータの噴射の方向を変化することによって、制御を行うのに対し、サイドスラストは、専用の小型ロケットを使用することである。

空力操舵、TVC およびサイドスラストの特性の比較を Table 2.4.1 に示す。また、これらの各方式が旋回能力の点で有利となる領域を Fig2.4.4 に示す。旋回能力が動圧に依存する空力操舵は、比較的 low altitude および high speed の領域では有利であるが、動圧が低下する high altitude や low speed の領域では十分な旋回加速度が得られない場合がある。こうした領域では、TVC やサイドスラストが有利となる。主ロケットの推力を利用して旋回を行う TVC は小型の専用のロケットモータまたはガスジェネレータを力源とするサイドスラストに比較して大きな旋回加速度を得ることが可能であるが、このためには機体姿勢を大きく変化して大迎角で飛しょうする必要があり、このため通常、大迎角の飛しょうを行わない high speed 域ではサイドスラストが有利となる。また、TVC は主ロケットの燃焼終了後は旋回能力を得ることができない。

TVC の利点は、主に low speed 領域で空力操舵に比較して大きな旋回能力を得ることができる点であり、また、空力操舵と異なり失速領域においても姿勢制御が可能である点を特長としている。

一方、サイドスラストの利点は、即応性に優れることである。一般に、飛しょう体が、誘導装置の指令に従って旋回加速度を発生させるためには、応答遅れが不可避に生じる。サイドスラストは、この応答遅れが他の操舵装置に比較して格段に短いものとなっている。サイドスラストには、Table 2.4.1 に示すように、スラストの推力の作用点を飛しょう体の重心とは異なる点に置いて、飛しょう体の姿勢制御に使用するものと、スラストの推力の作用点を重心に一致させて、スラストの推力によって、直接、飛しょ

う体の軌道修正を行うものがあるが、後者の場合、飛しょう体の姿勢の変化による遅れが生じないため、遅れの要因は、スラスタの動作特性だけとなる。

従来、空力操舵（後翼操舵）の応答遅れは、動圧の変化に依存し、通常数百 msec 程度である。しかし、サイドスラスタは動圧の変化に依存しない。また、スラスタ単体の応答遅れは数 msec から数十 msec 以下である。

従来、サイドスラスタは、宇宙ロケットなどの大気圏外の飛しょう体で使用されてきたが、近年では、その優れた即応性を評価されて、大気中を飛しょうする戦術飛しょう体にも積極的に使用されるようになってきた。

Table 2.4.1 各種操舵装置の特性比較

		力 源	使用上の制約	応答特性
空力操舵 (前翼または後翼操舵の場合)		動 圧	操舵翼が失速を生じる高迎角では、使用できない。	(遅れの要因) 操舵装置の遅れ+機体の回転に要する遅れ (特性) 操舵翼に働く揚力は、動圧に依存するため、動圧の低下する高空や低速域では、応答特性は低下する。
TVC		主ロケットモータの推力	主ロケットモータの燃焼終了後は、機動力を失う。	(遅れの要因) 操舵装置の遅れ+機体の回転に要する遅れ (特性) 応答特性の変化は、空力操舵に比較して少ない。
サイドスラスタ	重心点に作用	スラスタ推力	特に無し	(遅れの要因) スラスタ噴射の遅れ (特性) 応答特性は動圧に依存しない。
	重心点と作用点異なる			(遅れの要因) スラスタ噴射の遅れ+機体の回転に要する遅れ (特性) 応答特性の変化は、空力操舵に比較して少ない。

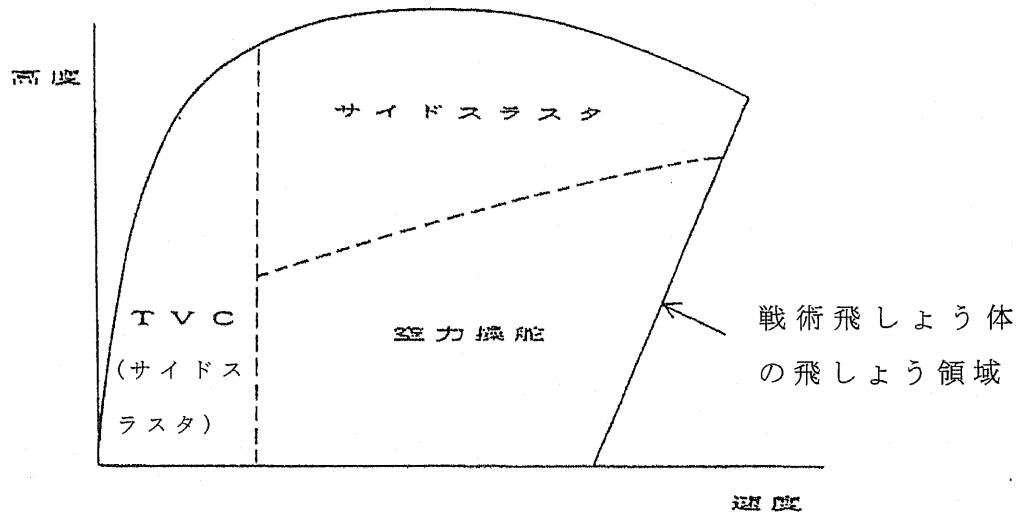


Fig.2.4.4 TVC, サイドスラストおよび空力操舵が有利な旋回能力を有する領域の概要 (出典防衛技術ジャーナル[55])

(2) サイドスラスト方式

飛しょう体誘導制御技術の発展は、近年目ざましいものがある。その内容は、一方ではデジタルコントローラの普及や飛しょうの安定化に関する複雑な制御理論の構築があり、また他方では、従来の空力操舵に替わる新しい操舵方式の実用化である。

本研究では、この空力操舵に替わる新しい操舵方式としてサイドスラスト方式の使用し、飛しょう体の誘導制御系の構築を目指している。以降、この方式の概要を述べる。

サイドスラスト方式の概要を Fig.2.4.5 に示す。Fig.2.4.5 に示すとおりサイドスラストは機軸に対して垂直に推力を発生させることができる独立した推力源を持っている。そのため、飛しょう体を制御する力とモーメントを直接発生させることができる。

そのため、この方式は動圧の低い空力操舵では有効でない発射直後の低速域でさえ、所望の推力を得ることができる。また、高高度の希薄な領域でも使用可能であり、使用領域に制限がない。これらの特長のため、サイドスラスト方式は高機動または高速度である比較的小さな目標の迎撃のために正確な誘導制御性と高い機敏性を要求される高機動な飛しょう体にとって重要な方式であるといえる。

このように飛しょう体の誘導制御にとって有効な方式であることがわかった。ここで、サイドスラスト方式は大きく3つの方式がある。その概要を Fig.2.4.6 に示す。まず液体推進薬の種類によって、液体推進薬による方式と固体推進薬を使用する方式に分かれる。後者の固体推進薬方式は、インパルス型と非インパルス型である比例制御型に分かれる。以下に概要を示す。

①液体推進薬を使用する方式；

衛星等の宇宙機に使用されて一般に知られている ON-OFF 制御式である。これは、液体推進薬と液体酸化剤をコントロールバルブで流量を制御することにより燃焼圧力を制御し、推力を制御する。この方式は、推力制御は比較的容易に行える。しかし、制御機構が複雑になることと液体推進薬は貯蔵性および安全性に問題がある。また、ON-OFF 方式による機体へのノイズ

の影響が無視できないことや推力の精度が悪いことが問題である。このような問題があるため、現在の飛しょう体で採用されることがあまりない。

②インパルス型；

これは、機体の円周上に小さなワンショット型の固体ロケットモータを配置している。応答特性は液体方式よりも良く、機構も比較的簡単である。しかし、精度が比較的悪く、大きな推力を得ることができない。また、ノイズの影響も無視できないといった問題がある。このため射程の短い飛しょう体に使用されている。

③比例制御型；

この方式は、固体ロケットモータからの燃焼ガスをスラストコントロールバルブで制御し、推力を制御するものである。イ高温・高圧の燃焼ガスを制御するため、他の2つの方式よりも制御性が難しいといえる。しかし、小推力から大推力まで連続して任意に出力することが可能であるため精度が極めて良い。また、制御機構が簡単である。このため、軌道修正と姿勢制御を同時行うことが可能である。このような長所のために比較的射程が長い飛しょう体に有効であるといえる。

本研究では、貯蔵性および安全性に優れ、精度が極めて良く制御できる比例制御型のサイドスラスト方式の使用を想定している。この方式により、大きなマヌーバを行い基準軌道を変更し、終端での微修正を行うことが可能になることが想定される。

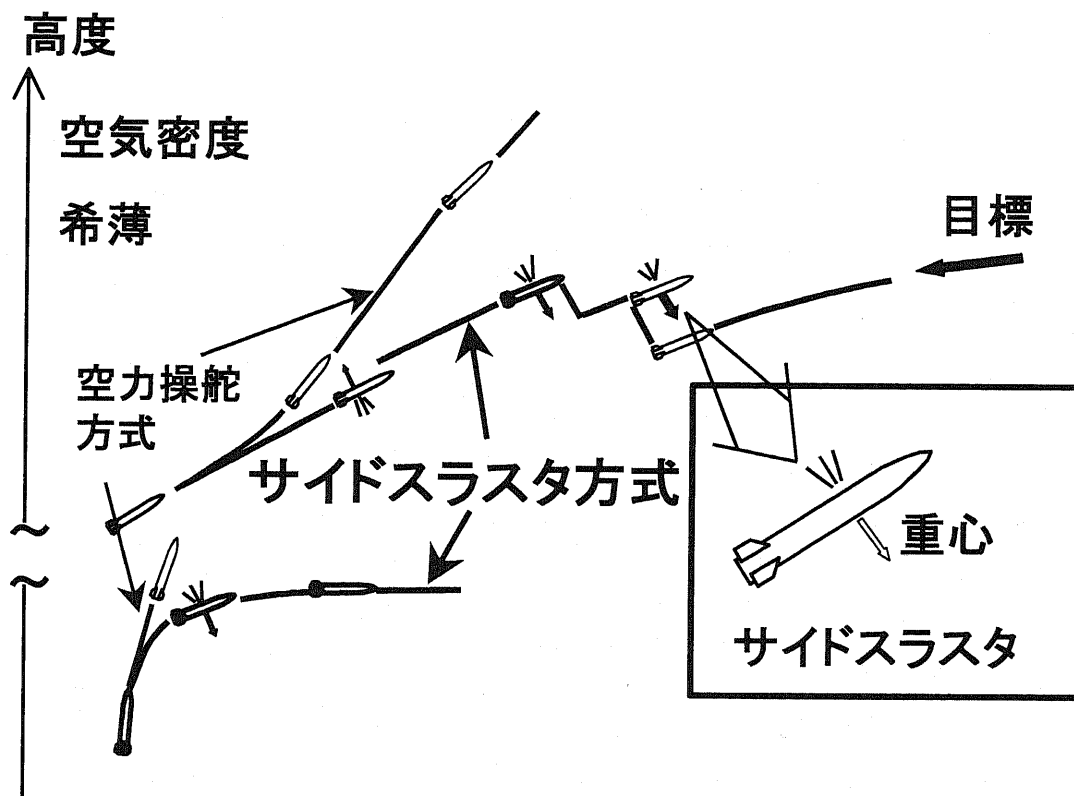


Fig. 2.4.5 サイドスラスト方式の概要

サイドスラストの方式

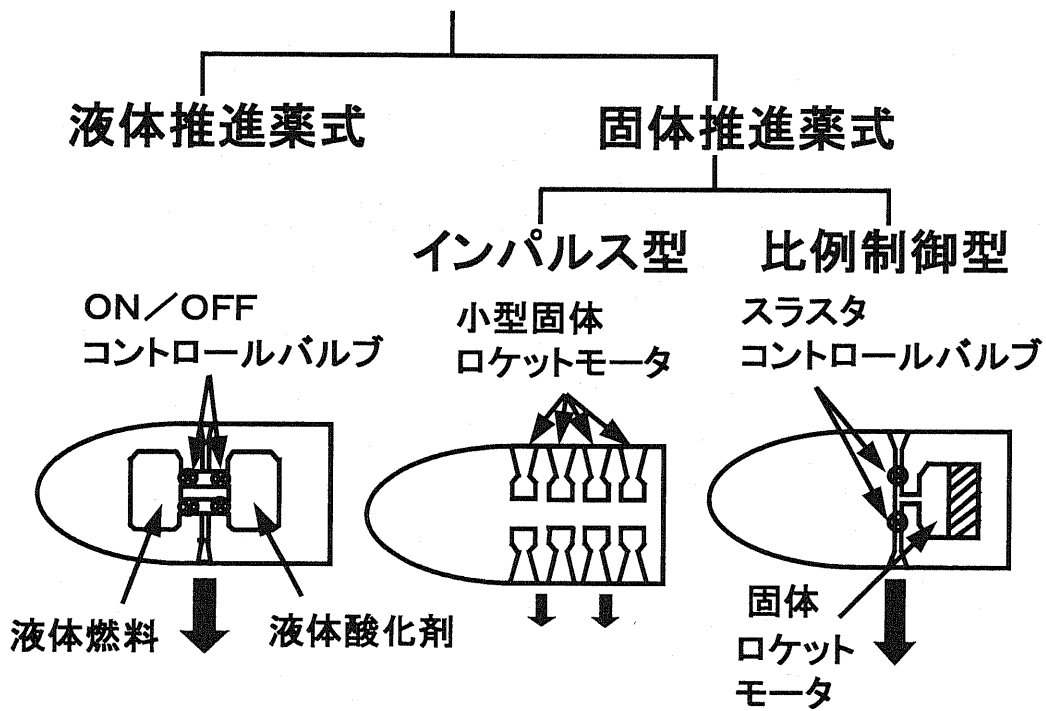


Fig.2.4.6 各種サイドスラストの概要

第3章 新しいハードウェアによる最適姿勢制御

3.1 飛しょう体の運動方程式

本項において、従来の後翼を操舵する標準飛しょう体モデルを導出する^[56]。導出の手順は、ニュートンの運動方程式から、慣性空間を飛行する飛しょう体の一般的な運動方程式を導出する。この段階ではほとんどの飛しょう体に共通の運動方程式である。その運動方程式に含まれる外力項を、迎角，横滑角，舵角に関して適宜線形化し，その他適切な仮定も設けて，最終的に空力微係数を含んだ運動方程式を得る。

ここで用いる記号を以下のように定める。

(X_B, Y_B, Z_B) 座標系：Fig.3.1.1に示した飛しょう体に固定した座標系。 X_B 軸が機軸方向で Y_B 軸， Z_B 軸は右手系。単位ベクトル (i_B, j_B, k_B) 。

u, v, w ： (X_B, Y_B, Z_B) 座標系での各軸回りの方向速度[m/s]

p, q, r ： (X_B, Y_B, Z_B) 座標系での各軸回り回転角速度[rad/s]

F_x, F_y, F_z ： (X_B, Y_B, Z_B) 座標系での各軸方向空気力[N]

M_x, M_y, M_z ： (X_B, Y_B, Z_B) 座標系での

各軸回り空力モーメント[N·m]

I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} ： (X_B, Y_B, Z_B) 座標系での各軸回り慣性能率[kgm²]

$C_x, C_y, C_z (= -C_N)$ ： (X_B, Y_B, Z_B) 座標系での各軸方向空力係数[-]

C_l, C_m, C_n ： (X_B, Y_B, Z_B) 座標系での

各軸回り空力モーメント係数[-]

W_x, W_y, W_z ： (X_B, Y_B, Z_B) 座標系での各軸方向重力成分[N]

$$\alpha \left(= \sin^{-1} \frac{w}{\sqrt{u^2 + w^2}} \right) : \text{迎角 [rad]}$$

$$\beta \left(= \sin^{-1} \frac{v}{V_m} \right) : \text{横滑り角 [rad]}$$

ϕ ：ロール（バンク）角[rad]

θ ：ピッチ姿勢角[rad]

g ：重力加速度[m/s²]

$V_m = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$: 飛しょう体速度 [m/s]

$\delta_e, \delta_r, \delta_a$: ピッチ, ヨー, ロール舵角 [rad]

Q : 動圧 [N/m²]

m : 飛しょう体質量 [kg]

S : 飛しょう体基準断面積 [m²]

l : 飛しょう体基準長 [m]

b : 飛しょう体基準幅 [m]

$Z_\alpha, Y_\beta, N_\beta, L_\beta$: 空力微係数 [1/s]

$Z_{\delta_e}, Y_{\delta_r}, N_{\delta_r}, Y_{\delta_a}, N_{\delta_a}, L_{\delta_r}, L_{\delta_a}$: 空力微係数 [1/s]

M_α, M_{δ_e} : 空力微係数 [1/s²]

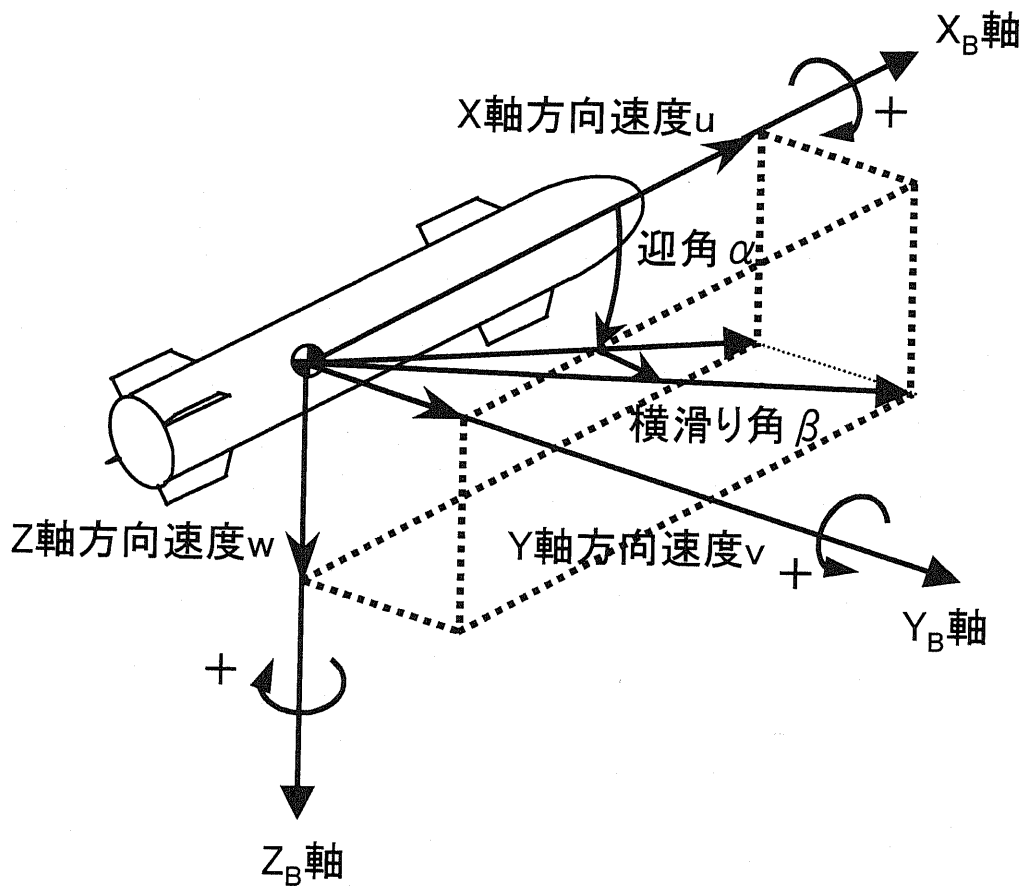


Fig.3.1.1 飛しょう体形状及び機体座標系の定義

慣性空間における剛体の自由な運動は、並進運動と回転運動に分けて表現することができる。ここで並進運動とは、直交3軸方向の直線運動のことであり、回転運動とは直交3軸周りの運動である。それぞれの運動が一つの微分方程式で表され、合計6個の微分方程式で慣性空間における剛体の自由な運動を表現することができる。この6個の微分方程式を6-DOF (6 Degrees of Freedom: 6自由度)の運動方程式という。

そこで飛しょう体を完全な剛体と仮定してまず並進運動から考える。運動に関するニュートンの第2法則から、

$$\frac{d}{dt}(m\mathbf{V}_m)_I = \mathbf{F} \quad (3.1.1)$$

である。 $m\mathbf{V}_m$ は飛しょう体の運動量であり、運動量の時間的変化の割合が外力に等しいという法則である。式(3.1.1)が慣性空間における微分を現しており、運動座標系上での時間微分ではない。そのことをサブスクリプトの I で表現している。飛しょう体の速度 \mathbf{V}_m も外力 \mathbf{F} も、飛しょう体に固定された運動座標系での表現を用いて以下で表される。

$$\mathbf{V}_m = ui_B + vj_B + wk_B \quad (3.1.2)$$

$$\mathbf{F} = F_x i_B + F_y j_B + F_z k_B \quad (3.1.3)$$

ここで、運動座標系 (X_B, Y_B, Z_B) が慣性空間に固定された静止座標系に対して回転ベクトル $\boldsymbol{\Omega}$ で回転しているとすれば、慣性空間における時間微分と運動座標系における時間微分との間には、任意のベクトル \mathbf{V} について、

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{V})_I = \frac{d}{dt}(\mathbf{V})_B + (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}) \quad (3.1.4)$$

の関係がある。式(3.1.4)の右辺第2項は、運動座標系の基底ベクトル (i_B, j_B, k_B) 自身も慣性空間において回転ベクトル $\boldsymbol{\Omega}$ で回転していることによって発生する項である。

そこで飛しょう体の速度ベクトル \mathbf{V}_m について、式(3.1.4)の右辺第1項は、以下の式で表される。

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{V}_m)_B = \dot{u}i_B + \dot{v}j_B + \dot{w}k_B \quad (3.1.5)$$

飛しょう体に固定された運動座標系の回転ベクトルは飛しょう体に発生する回転角速度 (p, q, r) を用いて,

$$\boldsymbol{\Omega} = pi_B + qj_B + rk_B \quad (3.1.6)$$

と表すことができるから,

$$\begin{aligned} (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}_m) &= \begin{vmatrix} i_B & j_B & k_B \\ p & q & r \\ u & v & w \end{vmatrix} \\ &= (qw - rv)i_B + (ru - pw)j_B + (pv - qu)k_B \end{aligned} \quad (3.1.7)$$

である. 質量 m は時間に関して一定であると仮定し, 式(3.1.5)と(3.1.7)を式(3.1.4)に代入して式(3.1.1)に戻れば, 以下の並進系運動方程式が得られる.

$$\dot{u} = rv - qw + F_x/m \quad (3.1.8)$$

$$\dot{v} = pw - ru + F_y/m \quad (3.1.9)$$

$$\dot{w} = qu - pv + F_z/m \quad (3.1.10)$$

式(3.1.8) ~ (3.1.10) が飛しょう体を剛体と考えた場合の並進系運動方程式である.

次に回転運動について考える. 回転運動に関するニュートンの第2法則は, 以下のように表される.

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{H})_I = \mathbf{M} \quad (3.1.11)$$

ここで, \mathbf{H} は飛しょう体の角運動量であり, \mathbf{M} は外力トルクである. すなわち, 角運動量の時間的変化の割合が外力トルクに等しいという法則である. 式(3.1.11)についても式(3.1.4)の関係が成立することから, 回転系においても以下のように表される.

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{H})_I = \frac{d}{dt}(\mathbf{H})_B + (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{H}) \quad (3.1.12)$$

ここで, 角運動量 \mathbf{H} は, 以下のとおりである

$$\mathbf{H} = I_{xx}pi_B + I_{yy}qj_B + I_{zz}rk_B \quad (3.1.13)$$

ただし,

$$I_{xx} = \int (y^2 + z^2) dm, \quad I_{yy} = \int (z^2 + x^2) dm, \quad I_{zz} = \int (x^2 + y^2) dm$$

である. I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} を時間に関して一定とすれば, 式(3.1.12)の右辺第1項, 第2項は以下のとおりである.

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{H})_B = I_{xx} \dot{p} i_B + I_{yy} \dot{q} j_B + I_{zz} \dot{r} k_B \quad (3.1.14)$$

$$\begin{aligned} (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{H}) &= \begin{vmatrix} i_B & j_B & k_B \\ p & q & r \\ I_{xx} p & I_{yy} q & I_{zz} r \end{vmatrix} \\ &= (I_{zz} - I_{yy}) q r i_B + (I_{xx} - I_{zz}) p r j_B + (I_{yy} - I_{xx}) p q k_B \end{aligned} \quad (3.1.15)$$

したがって, 以下の回転系の運動方程式を得る.

$$\dot{p} = (I_{yy} - I_{zz}) q r / I_{xx} + M_x / I_{xx} \quad (3.1.16)$$

$$\dot{q} = (I_{zz} - I_{xx}) r p / I_{yy} + M_y / I_{yy} \quad (3.1.17)$$

$$\dot{r} = (I_{xx} - I_{yy}) p q / I_{zz} + M_z / I_{zz} \quad (3.1.18)$$

以上で, 飛しょう体を剛体と見た場合の基本運動方程式が得られた. 式(3.1.8)~(3.1.10)及び式(3.1.16)~(3.1.18)をまとめて剛体に関する6自由度の運動方程式と呼ばれる. この運動方程式は上下・左右に対称形の飛しょう体について共通である. 各々の飛しょう体で, 外力項である空気力や空力モーメントが各種の条件により異なってくる.

次に, この基本方程式を近似線形化する. 以降の解析では飛しょう体が一定の速度で飛行している状態を想定して, X_B 軸方向の速度を $u \cong V_m$ (一定) と仮定し, Y_B 軸方向, Z_B 軸方向速度については定常状態(0)からの変動成分を考える. この仮定から推力に関するデータがなくても飛しょう体モデルの構成が可能となる. そこで式(3.1.8)は除外し, 式(3.1.9)~(3.1.10)及び式(3.1.16)~

(3.1.18)に含まれる空気力及び、空力モーメントがそれぞれ迎角 α や横滑り角 β , 舵角の関数と考えて, これらの変数に関して式 (3.1.19)~(3.1.23)に示すように線形1次近似できるものと仮定する.

なお, ここで, 舵角 δ_e はピッチ面に関する運動の F_z および M_y のみに影響し, ヨー・ロールに関する運動に影響がない. また, 舵角 δ_r と δ_a は双方ともヨー・ロールの運動に影響するがピッチ系の運動には影響を及ぼさないことを仮定している. すなわち, ピッチ系の運動とヨー・ロール系の運動は分離して考えることができるものとする.

$$\begin{aligned} F_y &= QSC_y(\beta, \delta_r, \delta_a) + W_y \\ &= QS(C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_r}\delta_r + C_{y\delta_a}\delta_a) + mg \sin \phi \cos \theta \end{aligned} \quad (3.1.19)$$

$$\begin{aligned} F_z &= QSC_z(\alpha, \delta_e) + W_z \\ &= QS(C_{z\alpha}\alpha + C_{z\delta_e}\delta_e) + mg \cos \phi \cos \theta \end{aligned} \quad (3.1.20)$$

$$\begin{aligned} M_x &= QSbC_l(\beta, \delta_r, \delta_a) \\ &= QSb(C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_r}\delta_r + C_{l\delta_a}\delta_a) \end{aligned} \quad (3.1.21)$$

$$\begin{aligned} M_y &= QSl \cdot C_m(\alpha, \delta_e) \\ &= QSl(C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_e) \end{aligned} \quad (3.1.22)$$

$$\begin{aligned} M_z &= QSl \cdot C_n(\beta, \delta_r, \delta_a) \\ &= QSl(C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_r}\delta_r + C_{n\delta_a}\delta_a) \end{aligned} \quad (3.1.23)$$

ここで, W_y と W_z は重力の Y_B 軸方向, Z_B 軸方向の成分である. また空力微係数及び空力モーメント微係数は, 空力係数 C_y , C_z 及び空力モーメント係数 C_l , C_m , C_n を偏微分した変数の記号をサブスクリプトとして付加することにより表現している.

さらに一般的な仮定として, 以下のように設ける

$$I_{yy} \approx I_{zz}, \quad I_{xx} \ll I_{yy}, \quad I_{xx} \ll I_{zz} \quad (3.1.24)$$

$$v \approx \beta V_m, \quad w \approx \alpha V_m \quad (3.1.25)$$

$$\phi \ll 1 \quad (3.1.26)$$

これらの仮定を式(3.1.8)～(3.1.10)及び式(3.1.16)～(3.1.18)に適用し，整理すると，以下の運動方程式が得られる．

$$\dot{\alpha} = q - \beta p + QS \left(C_{z_\alpha} \alpha + C_{z_{\delta_e}} \delta_e \right) / mV_m + g \cos \theta / V_m \quad (3.1.27)$$

$$\dot{\beta} = \alpha p - r + QS \left(C_{y_\beta} \beta + C_{y_{\delta_r}} \delta_r + C_{y_{\delta_a}} \delta_a \right) / mV_m + g \phi \cos \theta / V_m \quad (3.1.28)$$

$$\dot{p} = QS b \left(C_{l_\beta} \beta + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a \right) / I_{xx} \quad (3.1.29)$$

$$\dot{q} = rp + QS l \left(C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right) / I_{yy} \quad (3.1.30)$$

$$\dot{r} = -pq + QS l \left(C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a \right) / I_{zz} \quad (3.1.31)$$

式(3.1.27)から(3.1.31)の運動方程式において，便宜上，式(3.1.32)～(3.1.43)のようにする．また，後に最適計算を行うにあたり，計算を簡易にするために Z_α と Z_{δ_e} 符号を負に定義する．

$$Z_\alpha = -QSC_{z_\alpha} / mV_m \quad (3.1.32)$$

$$Z_{\delta_e} = -QSC_{z_{\delta_e}} / mV_m \quad (3.1.33)$$

$$M_\alpha = QSlC_{m_\alpha} / I_{yy} \quad (3.1.34)$$

$$M_{\delta_e} = QSlC_{m_{\delta_e}} / I_{yy} \quad (3.1.35)$$

$$Y_\beta = QSC_{y_\beta} / mV_m \quad (3.1.36)$$

$$Y_{\delta_r} = QSC_{y_{\delta_r}} / mV_m \quad (3.1.37)$$

$$N_\beta = QSlC_{n_\beta} / I_{zz} \quad (3.1.38)$$

$$N_{\delta_r} = QSlC_{n_{\delta_r}} / I_{zz} \quad (3.1.39)$$

$$N_{\delta_a} = QSlC_{n_{\delta_a}} / I_{zz} \quad (3.1.40)$$

$$L_\beta = QSbC_{l_\beta} / I_{xx} \quad (3.1.41)$$

$$L_{\delta_r} = QSbC_{l_{\delta_r}} / I_{xx} \quad (3.1.42)$$

$$L_{\delta_a} = QSbC_{l_{\delta_a}} / I_{xx} \quad (3.1.43)$$

式(3.1.32)～(3.1.43)式の表現を用いて以下のように，標準飛しょう体モデルの運動方程式が求められた．

$$\dot{\alpha} = -Z_\alpha \alpha + q - \beta p - Z_{\delta_e} \delta_e + g \cos \theta / V_m \quad (3.1.44)$$

$$\dot{q} = M_\alpha \alpha + rp + M_{\delta_e} \delta_e \quad (3.1.45)$$

$$\dot{\beta} = Y_\beta \beta - r + \alpha p + Y_{\delta_r} \delta_r + Y_{\delta_a} \delta_a + g \phi \cdot \cos \theta / V_m \quad (3.1.46)$$

$$\dot{r} = N_\beta \beta - pq + N_{\delta_r} \delta_r + N_{\delta_a} \delta_a \quad (3.1.47)$$

$$\dot{p} = L_\beta \beta + L_{\delta_r} \delta_r + L_{\delta_a} \delta_a \quad (3.1.48)$$

ここで，線形化するために，この標準飛しょう体モデルに，さらに次の仮定を置く．

1. ピッチ系，ヨー系ともに，重力の項の影響は省略できる．
2. ピッチ系におけるジャイロモーメント項 rp は省略できる．
3. ピッチ系におけるコリオリ力の影響 βp は省略できる．
4. ヨー系におけるジャイロモーメント項 pq は省略できる．
5. ヨー系におけるコリオリ項 pq の迎角は常に一定，すなわち $\alpha_o p$ とし取り扱う．

上記の仮定より，以下の運動方程式を得る．

$$\dot{\alpha} = -Z_\alpha \alpha + q - Z_{\delta_e} \delta_e \quad (3.1.49)$$

$$\dot{q} = M_\alpha \alpha + M_{\delta_e} \delta_e \quad (3.1.50)$$

$$\dot{\beta} = Y_\beta \beta - r + \alpha_o p + Y_{\delta_r} \delta_r + Y_{\delta_a} \delta_a \quad (3.1.51)$$

$$\dot{r} = N_\beta \beta + N_{\delta_r} \delta_r + N_{\delta_a} \delta_a \quad (3.1.52)$$

$$\dot{p} = L_\beta \beta + L_{\delta_r} \delta_r + L_{\delta_a} \delta_a \quad (3.1.53)$$

式(3.1.49)～(3.1.53)が従来の後翼操舵の標準飛しょう体運動方程式である．入力は，操舵翼舵角 ($\delta_e, \delta_a, \delta_r$) のみの3入力系である．

ここで、本研究は、短時間での鉛直面内の縦の運動を考えているため、上記方程式の式(3.1.49)と(3.1.50)を用いる。また剛体運動と質点運動を合わせて制御することを目指しているため、両方の特性が求められるように表現する必要がある。そのためピッチ系での標準飛しょう体モデルを求めるために、座標系の定義をFig.3.1.2のようにする。ここで、Fig.3.1.1では後翼操舵角は δ_e と表現しているが、本研究の想定しているのはピッチ系のみで座標系であり、後に説明する双翼操舵飛しょう体とサイドスラスト搭載飛しょう体との関連性を考え、後翼を意味する Rear wing の頭文字を舵角に添えて、ピッチ系の後翼操舵角を δ_r に改訂する。ここで、本稿では問題の設定を簡易にするために z 軸の定義を上向きを正に変更する。また、迎角 α から経路角 γ を用いた表現に変更する。この定義より、標準飛しょう体運動方程式を改訂すると以下の式が得られる。

$$\dot{\gamma} = Z_\alpha(\theta - \gamma) + Z_{\delta_r}\delta_r \quad (3.1.54)$$

$$\dot{q} = M_\alpha(\theta - \gamma) + M_{\delta_r}\delta_r \quad (3.1.55)$$

$$\dot{z} = V_m\gamma \quad (3.1.56)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3.1.57)$$

式(3.1.54)～(3.1.57)により、垂直面内の縦の動きを表現するピッチ系のみで従来の標準飛しょう体運動方程式が得られた。なお、一般に舵角角速度の制限が考慮されているが、本研究では省略する。水平距離は、後に定義する最適制御問題で使用しないために、省略している。

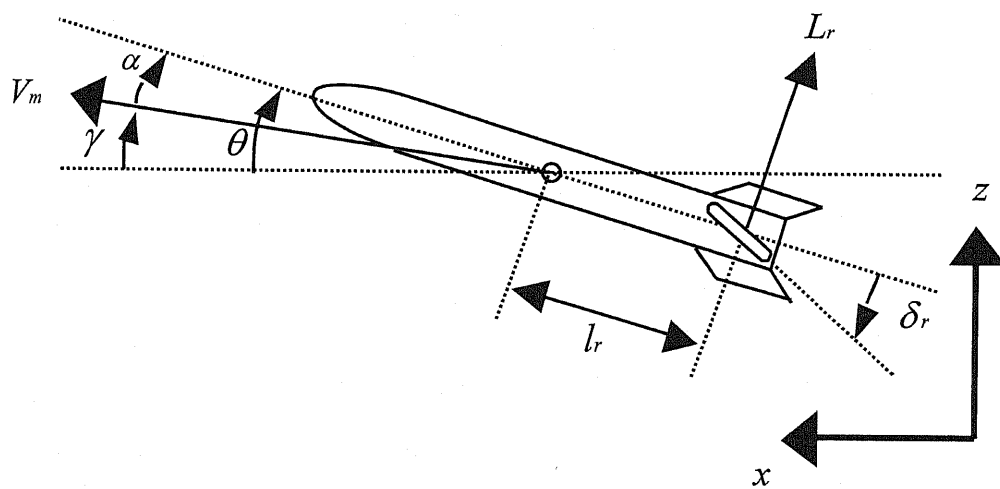


Fig.3.1.2 標準飛しょう体の形状及び座標系の定義

3. 2 飛しょう体の要素モデル

3. 2. 1 操舵装置のモデル

操舵翼を駆動する操舵装置に関する基本モデルを求める。操舵翼取り付けは、十字翼とし、舵角制限は現実的な飛しょう体を考慮してピッチ舵角 δ_e について ± 20 度とする。

アクチュエータとして、電気サーボを想定して、固有周波数を 20 Hz ，減衰係数 ζ を 0.7 とし操舵装置を想定している。この操舵装置は2次遅れ系であり、指令信号から操舵装置への伝達関数で近似する。この伝達関数を式(3.2.1)に示す。

$$W(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} = \frac{15791}{s^2 + 176s + 15791} \quad (3.2.1)$$

3. 2. 2 サイドスラストモデル

サイドスラスト装置は燃焼ガスを左右に噴出し、その差をバルブで制御するタイプを想定する。したがって、その機構は一般のDCサーボモータの回転角を制御していることになる。そのサーボモータの概要を Fig.3.2.1 に示す^[57]。

ここで、記号等は以下のとおりである。また界磁抵抗は一定とする。

- R_a ; 電機子回路抵抗 [Ω]
- L_a ; インダクタンス [mH]
- J ; 負荷の慣性モーメント [kgm^2]
- D ; 粘性抵抗 [Ω]
- $i_a(t)$; 電機子電流 [A]
- $v_a(t)$; 電機子の端子電圧 [V]
- $\theta(t)$; 回転角変位 [rad]
- $i_f(t)$; 界磁電流 [A]
- T ; トルク [Nm]

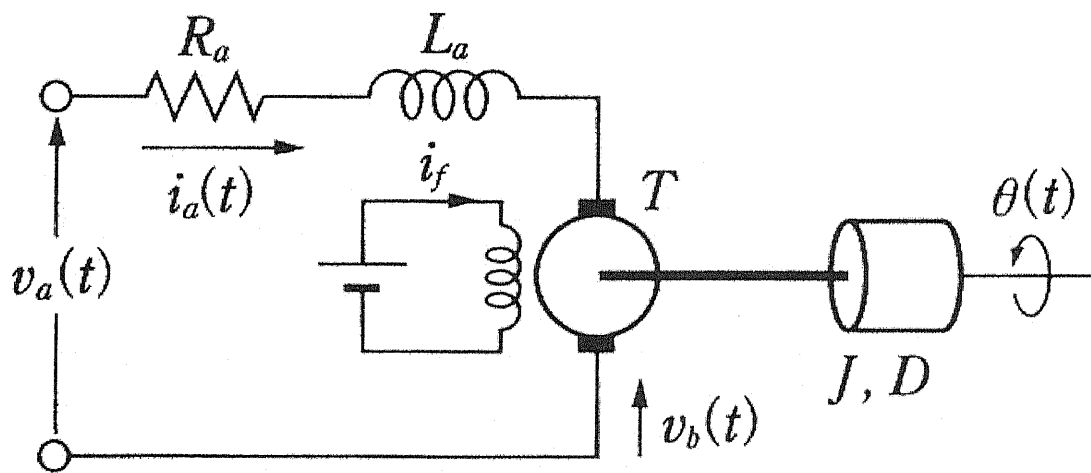


Fig.3.2.1 DC サーボモータの概要

発生トルク T は、界磁磁束と電機子電流の関数であり、飽和がないとし、外乱が無いと仮定すると次のように表される。

$$T(t) = K_T i_a(t) \quad (3.2.2)$$

K_T [Nm/A] はトルク定数である。このトルクにより機械系が駆動され、以下の関係が成り立つ。

$$T(t) = J \frac{dw(t)}{dt} + Dw(t) \quad (3.2.3)$$

ここで、 $w(t)$ は角速度である。

$$w(t) = \frac{d\theta(t)}{dt} \quad (3.2.4)$$

また、電機子電流は電機子回路において、次の関係が成り立つ。

$$R_a i_a(t) + L_a \frac{di_a(t)}{dt} + v_b(t) = v_a(t) \quad (3.2.5)$$

ここで、 $v_b(t)$ は逆起電力であり、次のように表せる。

$$v_b(t) = K_e w(t) \quad (3.2.6)$$

このように逆起電力は角速度に比例する。ここで、 K_e は逆起電力定数 [V/(rad/s)] である。

式(3.2.2), (3.2.3), (3.2.5), (3.2.6) をラプラス変換すると、次の式が得られる。

$$T(s) = K_T i_a(s) \quad (3.2.7)$$

$$T(s) = J s w(s) + D w(s) \quad (3.2.8)$$

$$v_a(s) = R_a i_a(s) + L_a s i_a(s) + v_b(s) \quad (3.2.9)$$

$$v_b(s) = K_e w(s) \quad (3.2.10)$$

以下で、電機子と負荷の2つの部分に分けて考える。

(a) 電機子回路

式(3.2.7)と(3.2.9)より電機子電圧は次のとおりである。

$$\begin{aligned} v_e &= v_a(s) - v_b(s) \\ &= (L_a s + R_a) i_a(s) \\ &= \frac{L_a s + R_a}{K_T} T(s) \end{aligned} \quad (3.2.11)$$

ここで、電機子電圧を入力、トルクを出力と考えると、その伝達関数は次のようになる。

$$G_1 = \frac{T(s)}{v_e(s)} = \frac{K_T}{L_a s + R_a} \quad (3.2.12)$$

(b) 負荷側

トルクを入力，角速度を出力とすると，伝達関数は次のようになる。

$$G_2 = \frac{w(s)}{T(s)} = \frac{1}{Js + D} \quad (3.2.13)$$

以上より Fig.3.2.2 のブロック線図が得られる。

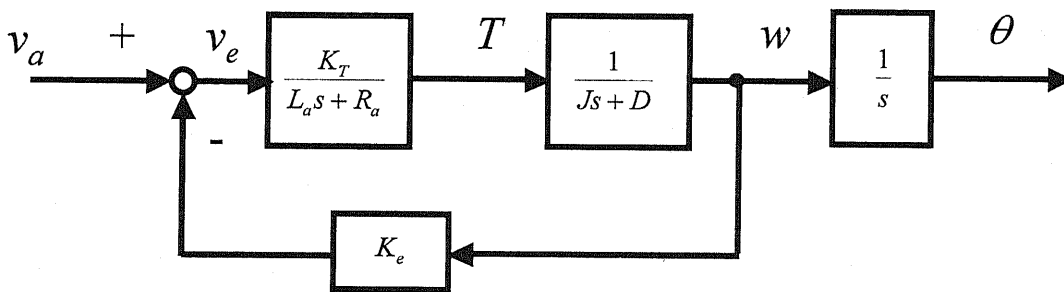


Fig.3.2.2 DC サーボモータのブロック線図

Fig.3.2.2 のブロック線図を単純化すると、 $v_a(s)$ から $\theta(s)$ までの伝達関数は、次のとおり 3 次系になることがわかる。

$$\frac{\theta(s)}{v_a(s)} = \frac{K_T}{s[(L_a s + R_a)(Js + D) + K_T K_e]} \quad (3.2.14)$$

想定しているサイドスラスト装置は、モータの回転角の変位をバルブの移動量に変換する。そして、噴射している燃焼ガスをバルブが上下又は左右に移動に移動することにより推力を制御するものである。従って連続的にスラスト推力を変更することが可能な非インパルス型スラストである。

ここでは、指令値の周波数帯域を考慮すると、3 次遅れ系と 2 次系はほぼ同じと見なして良いために 2 次遅れ系に近似する。現実的なサイドスラストの能力を考慮し、固有周波数を 100 Hz、減衰係数 ζ を 0.7 と想定し、伝達関数を求める。この伝達関数でも十分現実的な応答特性を得ることができる。その伝達関数は以下の通りである。

$$\begin{aligned} W(s) &= \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \\ &= \frac{39480}{s^2 + 880s + 39480} \end{aligned} \quad (3.2.15)$$

3. 3 飛しょう体モデル

3. 3. 1 概要

飛しょう体の誘導制御は数多くの研究事例があり，線形運動方程式を用いた比例航法などの誘導から，非線形運動方程式を用いた最適誘導の事例など様々である．特に，飛しょう体が中距離を飛行する誘導には，重量変化や空力特性の変化を考慮した非線形運動方程式を用いることが必要となる．しかし，本研究は短時間のマヌーバにおける誘導則を導くことを目的としているため，誘導則の導出に線形運動方程式を扱うことが可能である．そして，鉛直面内の縦の運動を考える．そのため，質量の変化や速度の変化を無視し，運動は線形運動方程式で近似できる．

以降，本研究で用いる飛しょう体モデルは，3.1項で求めた標準飛しょう体モデルを基に，ピッチ系のみ縦の運動のみを考えたモデルとする．本項では，従来の標準飛しょう体モデルの他に，重心より前に操舵翼（前翼）を配置した双翼操舵飛しょう体モデルと前翼に対してサイドスラストを配置したサイドスラスト搭載飛しょう体モデルを導出する．

3. 3. 2 双翼操舵飛しょう体モデル

ここでは，重心より前に前翼を配置した場合の双翼操舵飛しょう体の運動方程式を導出する．飛しょう体のモデルは，慣性空間を飛しょうする一般的な飛しょう体の運動方程式である．基本的な導出方法は，3.1項と同じ方法である．違いは，重心から前に操舵翼を配置したため，その項を追加し，それに伴い空力微係数を変化させる．運動方程式に用いる座標系と記号の定義 Fig. 3.3.1 に示す．

ここで新たな記号は次のとおりである．添え字の f , r は front ; 前と rear ; 後ろを意味する．

δ_f, δ_r : 前翼操舵角，後翼操舵角 [rad]

l_f, l_r : 重心からの前翼・操舵翼の位置 [m],

L_f ; 前翼の揚力， L_r は後翼の揚力

$Z_{\alpha_f}, Z_{\alpha_r}, Z_{\delta_f}, Z_{\delta_r}$ [1/s] ; 空力微係数

$M_{\alpha_f}, M_{\alpha_r}, M_{\delta_f}, M_{\delta_r}$ [1/s²] : 空力微係数

$Z_{\alpha_f}, Z_{\delta_f}$; $Z_{\alpha_f} = Z_{\alpha_r}$, $Z_{\delta_f} = Z_{\delta_r}$

$M_{\alpha_f}, M_{\delta_f}$; $M_{\alpha_f} = (-l_f/l_r)M_{\alpha_r}$, $M_{\delta_f} = (-l_f/l_r)M_{\delta_r}$

ここで、この空力微係数は前翼を配置した影響を考慮し次の通りに変更する。 $Z_{\alpha_f}, Z_{\delta_f}$ は同じ翼を配置したので、変化がないと考えた。 $M_{\alpha_f}, M_{\delta_f}$ は距離の配分で変化すると考えて、それぞれ

$M_{\alpha_f} = (-l_f/l_r)M_{\alpha_r}$, $M_{\delta_f} = (-l_f/l_r)M_{\delta_r}$ とした。

この運動方程式は、剛体運動と質点運動を合わせて制御することを目指すため、両方の特性が求められるように表現している。

剛体運動に関しては、その運動方程式に含まれる空力項を、迎角と舵角に関して適宜線形化する。また、質点運動に関しては、非線形な方程式とした。その他、飛しょう速度及び質量一定、舵面の空力項への影響及び重力の影響を無視するといった仮定を設けて、次の飛しょう体モデルの運動方程式が得られる。

$$\dot{\gamma} = (Z_{\alpha_f} + Z_{\alpha_r})(\theta - \gamma) - Z_{\delta_f}\delta_f + Z_{\delta_r}\delta_r \quad (3.3.1)$$

$$\dot{q} = (M_{\alpha_f} + M_{\alpha_r})(\theta - \gamma) + M_{\delta_f}\delta_f + M_{\delta_r}\delta_r \quad (3.3.2)$$

$$\dot{z} = V_m \gamma \quad (3.3.3)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3.3.4)$$

入力には前翼操舵角入力 δ_f 及び後翼操舵角入力 δ_r の 2 入力とし、状態量は経路角 γ [rad], ピッチレート q [rad/s], 姿勢角 θ [rad], 重

心座標 z [m]とした。また，前翼操舵翼の配置は重心から前方，後翼操舵翼は重心から後方とする。なお，一般に舵角角速度の制限が考慮されているが，本研究では省略する。水平距離は，後に定義する最適制御問題で使用しないために，省略している。

ここで，制御入力に関する制限は後翼舵角入力と前翼舵角入力を以下のとおりにする。

$$\delta_{r\min} \leq \delta_r \leq \delta_{r\max} \quad (3.3.5)$$

$$\delta_{f\min} \leq \delta_f \leq \delta_{f\max} \quad (3.3.6)$$

式(3.3.1)～(3.3.4)により，垂直面内の縦の動きを表現するピッチ系の双翼操舵飛しょう体運動方程式が得られた。

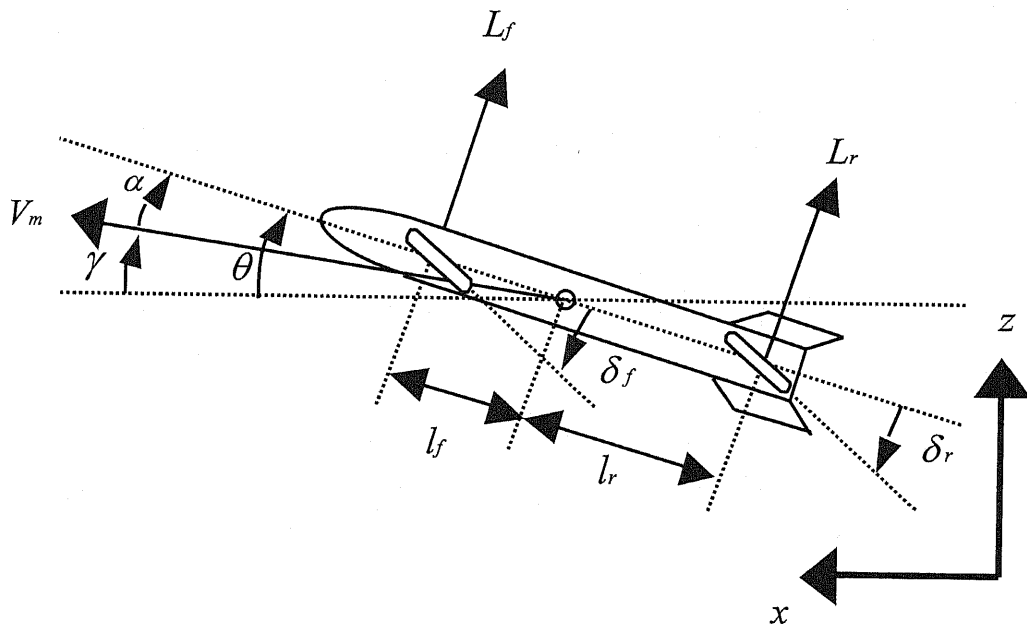


Fig.3.3.1 双翼操舵飛しょう体の形状及び座標系の定義

3. 3. 3 サイドスラスト搭載飛しょう体モデル

次に、前翼に換わってサイドスラストを配置した場合のサイドスラスト搭載飛しょう体の運動方程式を示す。前項と同様に鉛直面内の縦の運動を考える。飛しょう体モデルの形状等と座標系の定義を Fig.3.3.2 に示す。双翼操舵飛しょう体と同じ仮定を設けて、次の飛しょう体モデルの運動方程式が得られる。

$$\dot{\gamma} = Z_\alpha(\theta - \gamma) + Z_\delta \delta_r + Z_T T_s \quad (3.3.7)$$

$$\dot{q} = M_\alpha(\theta - \gamma) + M_\delta \delta_r + M_T T_s \quad (3.3.8)$$

$$\dot{z} = V_m \gamma \quad (3.3.9)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (3.3.10)$$

ただし、 $Z_T = g/V_m$ 、 $M_T = mgl_t/I$ とする。

入力はサイドスラスト・後翼の操舵角入力 T_s 、 δ_r の 2 入力とし、状態量は経路角 γ 、姿勢角 θ 、ピッチレート q 、 z 座標の距離 z とした。また、サイドスラストの配置は重心から前方、後翼操舵翼は重心から後方とする。なお、一般に舵角角速度の制限が考慮されているが、本研究では省略する。水平距離は、後に定義する最適制御問題で使用しないために、省略している。ここで、制御入力に関する制限は後翼舵角入力とスラスト入力を以下のとおりとする。

$$\delta_{r\min} \leq \delta_r \leq \delta_{r\max} \quad (3.3.11)$$

$$T_{s\min} \leq T_s \leq T_{s\max} \quad (3.3.12)$$

式(3.3.7)～(3.3.10)により、垂直面内の縦の動きを表現するピッチ系のサイドスラスト搭載飛しょう体運動方程式が得られた。

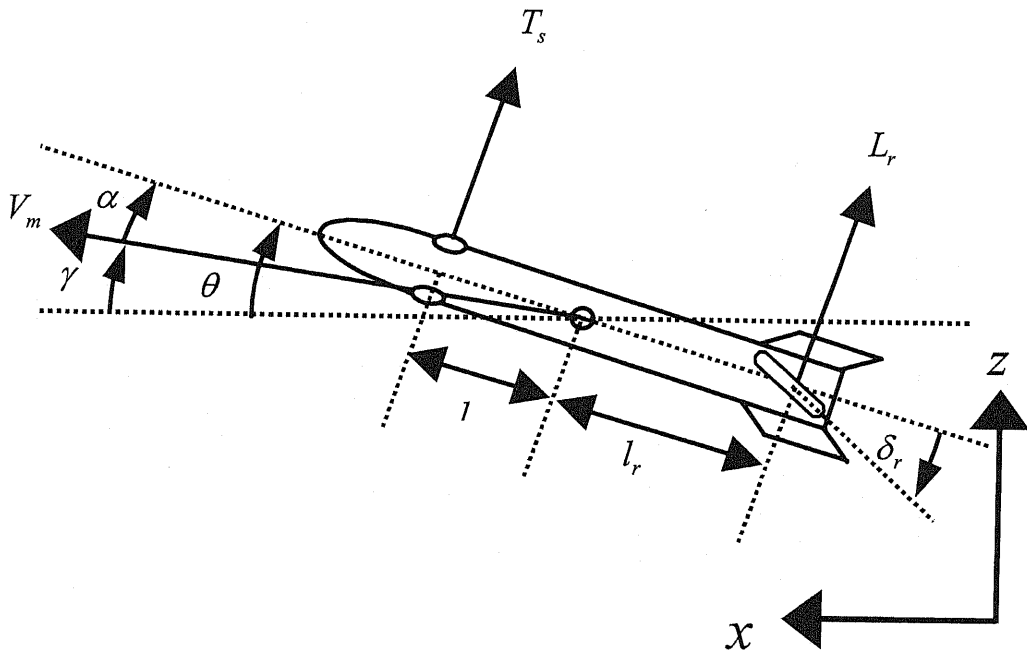


Fig.3.3.1 サイドスラスト搭載飛しょう体の
形状及び座標系の定義

3.4 飛しょう体の姿勢制御

3.4.1 概要

一般論として、従来型の飛しょう体モデルと新しいモデルとの比較を行う。具体的には、従来の後翼を操舵する飛しょう体モデルと前翼及び後翼を操舵する双翼操舵飛しょう体モデルそしてサイドスラストを前方に配置したサイドスラスト搭載飛しょう体モデルの3つのモデルにより比較検討する。そして、サイドスラスト搭載飛しょう体モデルの有効性を確認する。

3.4.2 制御則

3つのモデルを比較検討するために、比較的容易に設計できる制御則として、最適レギュレータを用いた^{[58][59]}。

可制御で線形な時不変システムが以下の式で表させるとき、

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (3.4.1)$$

ある評価関数を最小にする制御則が線形な状態フィードバック制御則となるためには、評価関数を以下のようにする必要がある。

$$J = \int_0^{\infty} [\mathbf{x}'(t)\mathbf{Q}\mathbf{x}(t) + \rho\mathbf{u}'(t)\mathbf{R}\mathbf{u}(t)] dt \quad (3.4.2)$$

ここで、記号等は以下のとおりである。

Q ; 制御目的の重み行列

R ; 制御入力の重み行列

ρ ; 制御入力の重み係数

x ; n 次元のベクトルで、状態変数

u ; r 次元のベクトルで、制御変数。

A : $n \times n$ 行列

B : $n \times r$ 行列

式(3.4.2)を最小にする最適制御入力は、以下の式により与えられる。

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{F}\mathbf{x}(t) \quad (3.4.3)$$

(※ $\mathbf{F} = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}$)

ここで、 \mathbf{P} は Riccati 方程式の正定対称行列であり、以下の式により表される。

$$\mathbf{P}\mathbf{A} + \mathbf{A}^T\mathbf{P} - \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0 \quad (3.4.4)$$

以上の方法を飛しょう体モデルに適用し、線形な状態フィードバックにより、閉ループ系を構成する制御系を構築しシミュレーションを行う。

3. 4. 3 重みの設定

評価関数の重みは式(3.4.5)と(3.4.6)のように設定した。各種具体的な値については、重み \mathbf{Q} は、飛しょう体の特性を考慮し、特性の変動に影響が無い範囲で最大の誤差を考えて設定した。また重み \mathbf{R} はハードウェアの特性を考慮し、想定しうる最大値を設定した。具体的な数値は Table 3.4.1, Table 3.4.2 に示す。

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 1/(\gamma_{\max})^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/(q_{\max})^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/(z_{\max})^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/(\theta_{\max})^2 \end{bmatrix} \quad (3.4.5)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} 1/(\delta_{r\max})^2 & 0 \\ 0 & 1/(T_{s\max})^2 \end{bmatrix} \quad (3.4.6)$$

Table.3.4.1 重み Q,R

重み 各種値	Q	R
γ_{\max} [rad]	0.01745	—
q_{\max} [rad/s]	0.09136	—
θ_{\max} [rad]	0.01745	—
z_{\max} [m]	1	—
$\delta_{r\max}$ [rad]	—	0.349
$T_{s\max}$ [g]	—	4

Table 3.4.2 空力微係数

空力微係数	
Z_{α_r}	7.536
M_{α_r}	-157.754
Z_{δ_r}	1.921
M_{δ_r}	-78.877
Z_{α_f}	$= Z_{\alpha_r}$
Z_{δ_f}	$= Z_{\delta_r}$
M_{δ_f}	$= (-l_f/l_r) M_{\delta_r}$
M_{α_f}	$= (-l_f/l_r) M_{\alpha_r}$

3. 5 シミュレーション結果

ここでは、各種操舵方式を比較するために、3.4項で述べた最適レギュレータを用いて制御系を設計してシミュレーションを行う。シミュレーションは、z方向に飛しょう体を5m移動させるために、入力として状態量zにステップ入力を加えた。その入力をFig.3.5.2に示す。シミュレーションパターンは①後翼を操舵する従来の空力操舵方式、②前翼・後翼を操舵する双翼操舵方式による制御、③従来型+サイドスラスト方式による制御の3通りの方法でシミュレーションを行った。最初に全ての飛しょう条件は高度10,000ft、マッハ数2で一定の速度で飛しょうしているとす。また、この時、評価関数の制御入力の重み係数 ρ は1とし、サイドスラスト及び前翼の配置は0.5mとした。この制御系の概要をFig.3.5.1に示す。シミュレーションにおける飛しょう速度はマッハ数2の一定とするため、この速度領域では、特性が大きく変化するマッハ数1前後にないので無次元係数は一定としても差し支えないと思われる。また、前翼と後翼を同時に操舵した場合の後翼への干渉等は考慮していない。

Fig3.5.3より、後翼操舵方式では、後翼操舵方式の特徴である逆操舵の影響により、いったん所望の方向と反対方向に移動している。このため全体に立ち上がり時間および制定時間とも遅くなっている。双翼操舵方式は、立ち上がり時に逆操舵が見られず、立ち上がり時間と制定時間が短くなっているが、静定後にもこまかな振動成分がみられる。これは前翼を配置したことにより固有角周波数 $\omega_n = \sqrt{-(M_{\alpha_r} + M_{\alpha_f})}$ が10.25となり、配置する前の値 $\omega_n = \sqrt{-(M_{\alpha})} = 12.56$ と比べて、小さくなっている。そのため復元力が前翼を配置後に小さくなったために振動が残っているためである。このため制定時間は短いものの、不安定な制御方式であるといえる。それに対して、サイドスラスト方式は、立ち上がり時に、逆操舵は見られず、立ち上がり時間と制定時間が短く、安定した制御性能を示していることがわかる。

Fig3.5.4 に飛しょう速度をマッハ数 3 に上げて同様なシミュレーションを行った。重み等の条件は同一である。飛しょう速度を上げることは、空力操舵方式にとってはより条件が良くなり、サイドスラストにとっては不利な条件である。この結果でもサイドスラスト方式は他の 2 つの方式よりも良好な結果が得られた。Fig3.5.5 及び Fig3.5.6 にマッハ数 2 の結果とマッハ数 3 の結果の拡大した結果を示す。また、ここで、サイドスラスト及び前翼の配置を 1.5m に変化させてシミュレーションを行った。その結果を Fig3.5.7 に、その拡大図を Fig3.5.8 に示す。

これらの結果から、サイドスラスト方式は飛しょう体制御系設計にとっては有効な方式であることが証明された。以降のこのサイドスラスト方式により最適制御を行う。

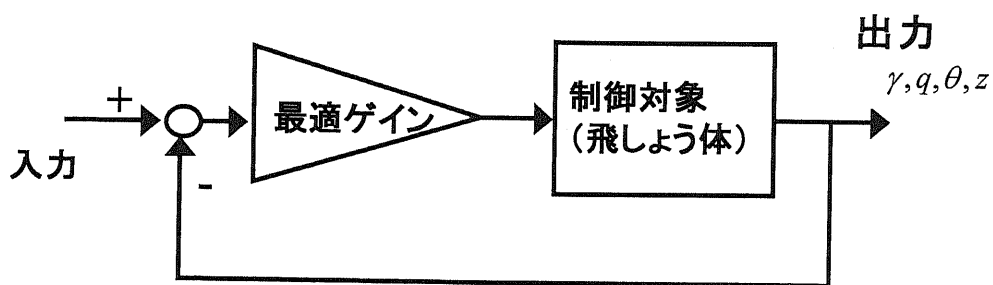


Fig.3.5.1 制御系の概要

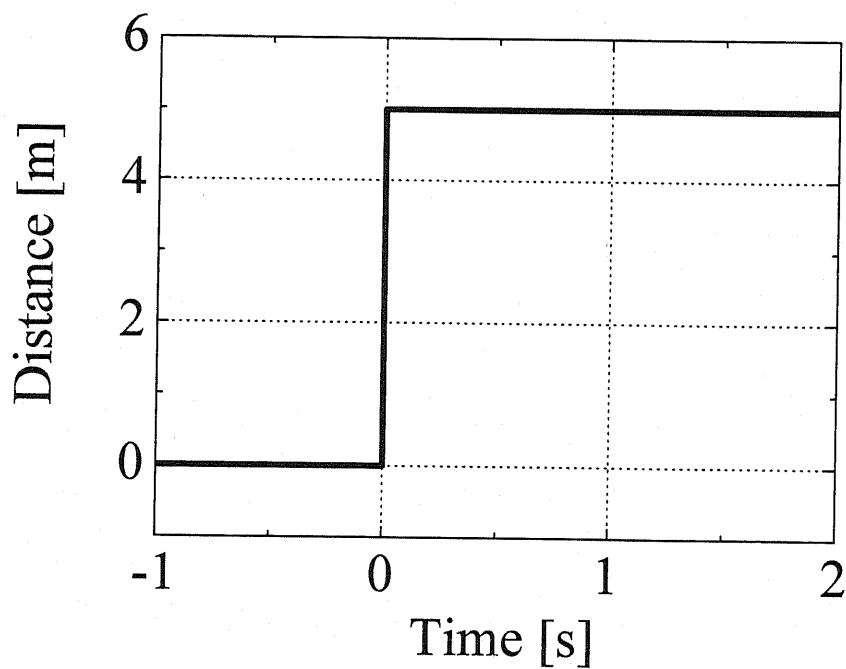


Fig.3.5.2 入力特性

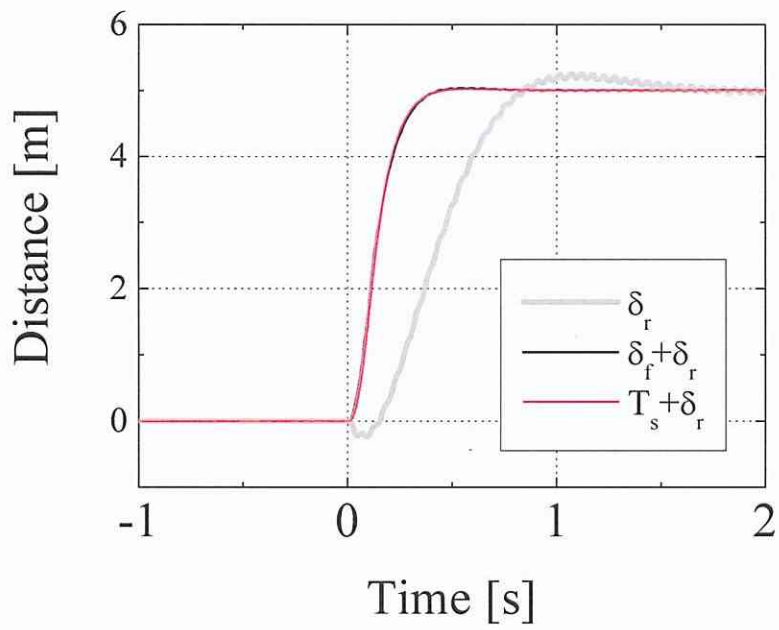


Fig.3.5.3 応答特性 ($\rho = 1$, マッハ数 2)

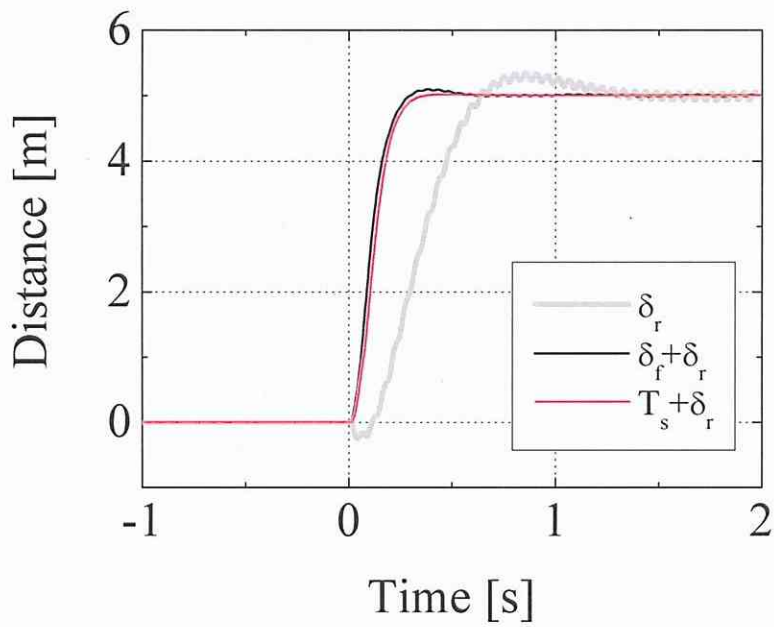


Fig.3.5.4 応答特性 ($\rho = 1$, マッハ数 3)

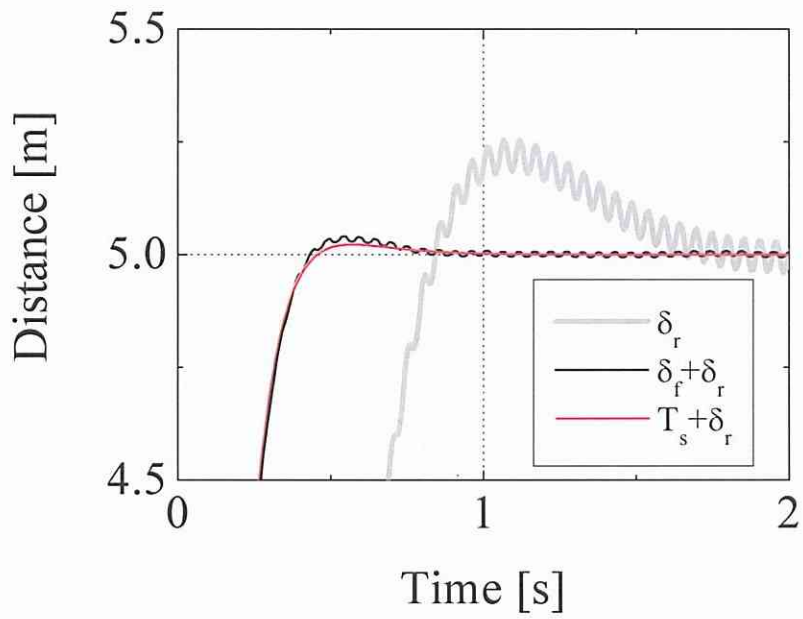


Fig.3.5.5 応答特性 ($\rho = 1$, マッハ数 2) 拡大図

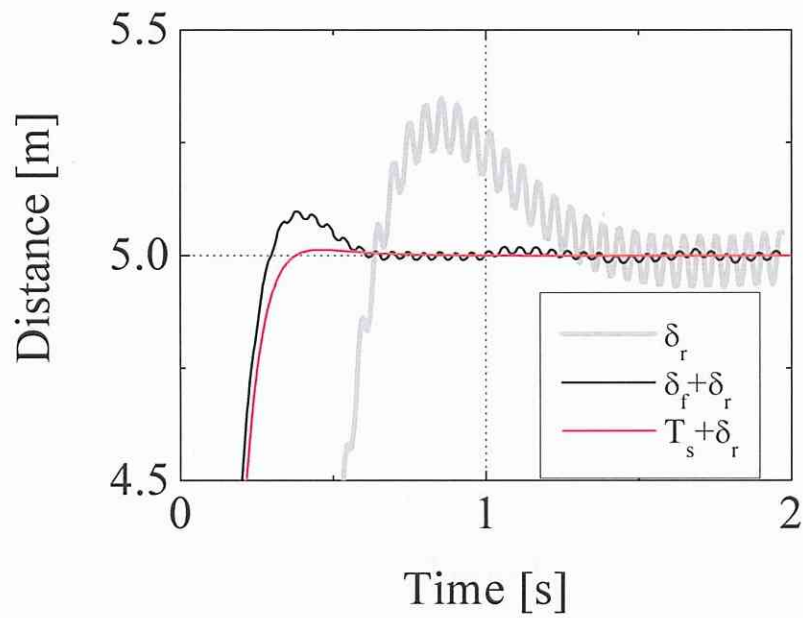


Fig.3.5.6 応答特性 ($\rho = 1$, マッハ数 3) 拡大図

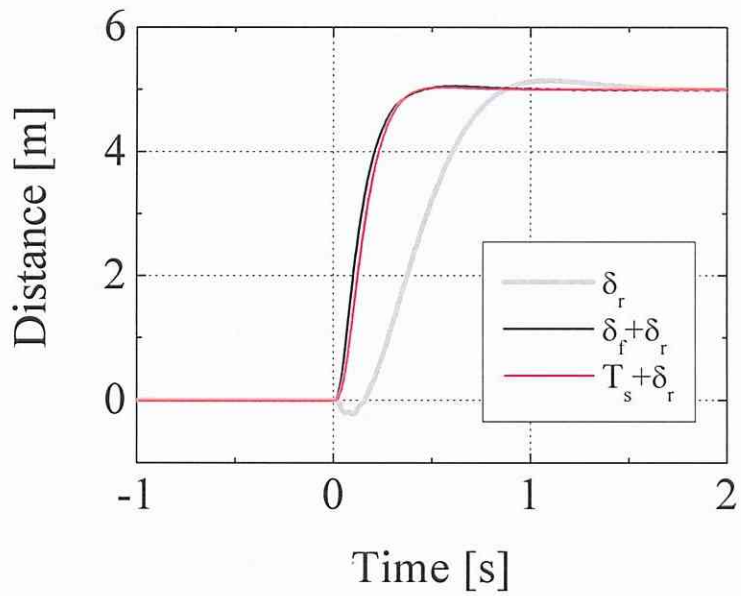


Fig.3.5.7 応答特性
($\rho = 1$, マッハ数 2, 配置 1.5m)

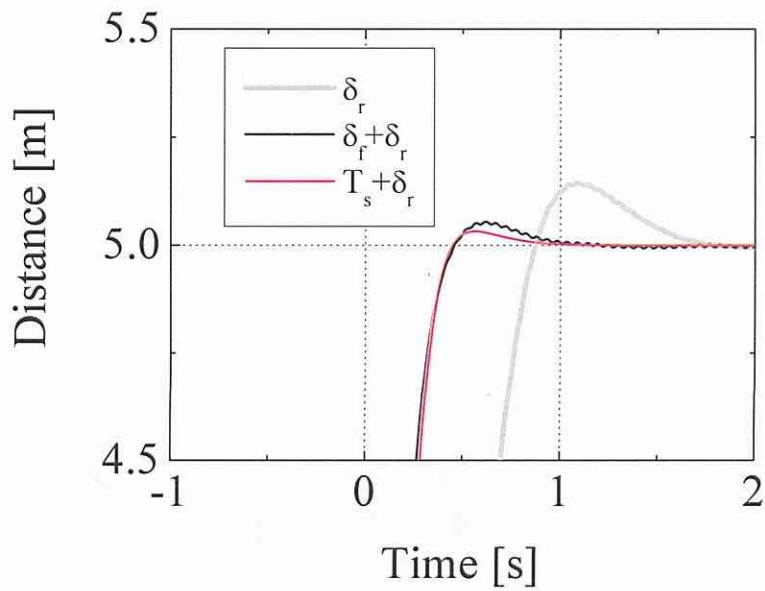


Fig.3.5.8 応答特性
($\rho = 1$, マッハ数 2, 配置 1.5m) 拡大図

第4章 実飛しょう体の最短時間移動問題

4.1 最適制御理論

4.1.1 最適化の意味

はじめに、最適制御の最適化の意味について述べる。自然界に存在するすべての物が、最適化の原理や法則に支配されているという考えがある^[60]。例えば、山や森やそれらを構成する樹木の形までもが何らかの原理・法則に基づいて決定されているという意味である。事実、最小ポテンシャルエネルギーの原理に基づく力の釣り合い条件を満たすことで、それらの静的な力の場にあるものの幾つかの形が決まっていると考えられ、そのようなものは我々の周りには多い。

ただこのような自然科学の法則に基づく事例だけではなく、最適化と関連した事象は、実は人間社会において極めて多い。例えば、いかなる人も、その目的は種々異なるものであっても、それらを成し遂げるのに、常に“最小の犠牲の下で最大の効果を得よう”と考えている。今、A地点にいる人が、そこから遠く離れたB地点へ出向き、仕事を終えて帰る計画をもっていたとすると、その時、利用できる交通手段として自動車、列車及び航空機の3種類のみとすると、その人は恐らく交通費や往復に要する時間などを考えてそれらの決定をするであろう。

つまり、できるだけ安くて、速く往復可能な手段を選ぶことを考える。自動車は安いが必要時間が極めて長く、また航空機は速いがその費用が高いとき、これらのバランスを考えた結果として列車を選択した場合、それがその人にとって最適な案であったといえる。このように人が行動する場合、必ずといってよいほど幾つかの案の中から最適なものを選択しなければならない事象が生じる。最適化とは、このような人間行動の本質に由来する重要な考え方であるということが出来る。

このように最適化の概念は、人間とその周辺領域を含む幅広い分野において必要なものである。Table 4.1.1 に最適化を必要とする学問領域とその内容例を示す。このように最適化の概念は広い

学問領域と関連している。そして特に工学との関連性が強いことがわかる。それは工学が基本的に人間社会に役立つものを創生する学問であり、そこには多くの選択と決定の作業を伴うからである。

Table 4.1.1 最適化を必要とする学問領域とその内容例

応用例	理論例	最適化の内容例
政治・社会学・経済		各種政策などの決定
気象	統計学	各種データの分析とそれに基づく目的事象の推定
システム工学	制御工学	各種システムの最適制御
	航空・宇宙工学	航空機・ロケット等に関連した最適設計
	電気・機械工学	各種電気機器や機械に関連した最適設計
	土木・建築工学	港湾・道路・建築物などに関連した最適設計

4. 1. 2 工学的設計と最適化

工学の目的は人間社会に有益な機器，構造物あるいは各種の設備ならびにそれらのシステム等を創生することである．そのための作業を工学的設計と呼ばれている．この工学的設計をいかなる状況においても，設計者の勘や経験に頼るのではなく，少しでも化学的に行うことが必要でとなる．このような科学的な最適化の手段を用いることを前提とした設計方法を最適設計法と呼んでいる．そしてそこで用いられる科学的な最適手法としては，歴史的に見ると変分法に代表される古典的解析法から，線形計画法（LP），動的計画法（DP）や最大原理（MP）に代表される数理計画法への発展があった．しかしこれらの手法がどちらかといえば解の厳密性に重点をおくため，それらによって解ける問題の範囲も限定されていたのに対して，その厳密性は少々犠牲にしてもより広い適応解を求めることに重点をおく，特殊な解法が近年登場している．それらの代表として遺伝的アルゴリズム等があるが，この分野では次々と新しい手法が提案されている．

4. 1. 3 最適化問題

最適化問題は，一般に目的関数，制約条件及び設計変数から，構成され，以下のように定式化される．

$$\text{目的関数： } f(\mathbf{x}) \rightarrow \min \quad (4.1.1)$$

$$\text{制約条件： } g_j(\mathbf{x}) \leq 0 \quad (j=1 \sim m) \quad (4.1.2)$$

$$h_k(\mathbf{x}) = 0 \quad (k=1 \sim m') \quad (4.1.3)$$

$$\mathbf{x}^L \leq \mathbf{x} \leq \mathbf{x}^U \quad (4.1.4)$$

$$\text{設計変数： } \mathbf{x} = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}^T \quad (4.1.5)$$

このとき，問題は制約条件(4.1.2)～(4.1.4)を満足し，式(4.1.1)の目的関数を最小にするような式(4.1.5)の設計変数の決定と定義される． n は設計変数の数， m は不等号制約条件式の数， m' は等号制約条件式の数である．式(4.1.4)は各設計変数の上下限に関する制約条件式であり，設計空間を限定する働きがあることから設計制約条件ともいわれる．

上記の問題は，目的関数に(一)をかければ最大化問題となり，また不等号制約条件に(一)をかければ不等号の向きを逆に考えることができるので，ごく一般的な定義と考えることができる。

すべての最適化問題は，式(4.1.1)～(4.1.5)の形で表されることができる。

4.1.4 最適制御とは

最適制御理論は時間的に変動する動的システムに対する最適な制御方法，政策，戦略を統一的に求めようとする理論である。

システムへの入力として制御変数及びシステムの状態変数に関する評価関数と制約条件を設定するところは通常最適化問題と同じであるが，制御変数，状態変数が時間関数であり，評価関数が関数の関数である汎関数として定義される点に差がある。最適制御理論は，Johann Bernoulli が1696年に“重力のもとで質点がある2点間を運動するとき，その所要時間が最短であるような軌道はどのように定められるか”，という問題(最速降下線問題)を提起したのが研究の起源であるといわれている。

最適制御理論は，多入力・多出力の制御システムを時間領域上で扱うことを可能とした現代制御理論を代表するものである。今日，その応用範囲は多岐にわたっている。

4.1.5 最適制御問題

① 問題の定義

この最適制御理論の中に，応用例として，最適レギュレータがある。これは，問題を比較的容易に解くことができる例である。一般的にいえば，大きな「制御入力」を与えるほど「出力」を抑えることができ，制御効果は大きい。しかしながら，大きな制御入力を加えるにはそれなりのパワーが必要となり，無制限に大きな「制御入力」を与えることが，必ずしも現実的が制御とはならない。このようななかで，「制御入力」の大きさと制御効果とのバランスを考えることで，与えるべき，ふさわしい「制御入力」を決定しようとするのが最適レギュレータの考え方である。しか

し、この方法の適用には大きな制約がある。制御対象の運動方程式は線形、評価関数は2次形式でなければならない。現実的な問題の大半は、運動方程式は非線形、評価関数は2次形式でない。しかも通常は不等式の拘束条件が含まれている。本研究では現実的な問題を扱い、数値的に解く。

そのために、問題を条件付変分法によって定式化し、解をもとめる。ただし、変分法に適用するために、状態変数や制御入力に連続で、変分が自由にとれることが仮定される。以下に典型的な最適制御問題を説明する。

状態方程式が次のように与えられているとする。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) \quad (4.1.6)$$

ここで、 t は独立変数、 \mathbf{x} と \mathbf{u} は、それぞれ、状態変数と制御変数で、次のような t に依存する n 次元、 m 次元ベクトル、

$$\mathbf{x}^T(t) = (x_1(t), x_2(t), \dots, x_n(t)) \quad (4.1.7)$$

$$\mathbf{u}^T(t) = (u_1(t), u_2(t), \dots, u_m(t)) \quad (4.1.8)$$

\mathbf{f} は次のような n 次元ベクトル関数であるとする。

$$\mathbf{f}^T(t) = (f_1, f_2, \dots, f_n) \quad (4.1.9)$$

さて、制御を行う t 区間

$$t_0 \leq t \leq t_f \quad (4.1.10)$$

において、次のようなスカラの評価関数

$$J(\mathbf{u}) = \phi[\mathbf{x}(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} L(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) dt \quad (4.1.11)$$

を最小にする $\mathbf{u}(t)$ を見出す問題を考える。ここで添字の f は最終(final)の意味である。

さしあたり初期時刻 t_0 及び状態量の初期値 $\mathbf{x}(t_0)$ は、それぞれ、次のように与えられているものとする。

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0, \quad t_0 : \text{既知} \quad (4.1.12)$$

一方、終端時刻 t_f 及び終端状態量 $\mathbf{x}(t_f)$ にはいろいろな場合が考え

られる。まず t_f が与えられる（あるいは指定される）場合と、自由な場合とに大別される。前者を終端時間固定の問題、後者を終端自由の問題と呼んで区別する。後者の特別な場合として

$$\phi=0, L=1, J=t_f-t_0 \quad (4.1.13)$$

がある。これは制御に要する時間を最小にする問題で、最短時間問題と呼ばれる。

次に終端状態量 $\mathbf{x}(t_f)$ についても、いろいろの場合が考えられる。

まず、 $\mathbf{x}(t_f)$ がすべて自由で、全く制限を受けない場合がある。逆

に $\mathbf{x}(t_f)$ がすべて特定の値に指定される場合もある。両者の中間には終端状態量のいくつかが特定の値に指定され、残りの状態量は自由とする場合がある。

さらに終端で状態量を指定する場合、それが特定の値でなく、一般にベクトルの代数方程式

$$\psi[\mathbf{x}(t_f), t_f]=0 \quad (4.1.14)$$

の型であることがある。例えば航空機を移動する目標に誘導する場合がこれにあたる。

本研究は、この終端で状態量を指定する最短時間問題により問題を数値的に解いていく。

② 必要条件

制御入力 \mathbf{u} の大きさが拘束された場合、正統的解法はポントリヤギン(Pontryagin)の原理を用いる。その典型例としてバン・バン(Bang-Bang)制御がある。この原理は、制御入力 \mathbf{u} に式(4.1.15)の不等式拘束条件がある場合の必要条件是、 \mathbf{u} が制限区間内で定義された区分的に連続な関数で、有次元ユークリッド空間における閉領域 Ω 内の値をとる場合、最適な \mathbf{u} はハミルトニアン H を最小にするというものである。

$$C(\mathbf{u}, t) \leq 0 \quad (4.1.15)$$

具体的にバン・バン制御に適用し説明する。運動方程式と初期条件が以下で表されているとする。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(t)\mathbf{x} + \mathbf{g}(t)u \quad (4.1.16)$$

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0 \quad (4.1.17)$$

制御変数 u がスカラで、その大きさが以下のように制限されている系があるとする。

$$-u_{\min} \leq u \leq u_{\max} \quad (4.1.18)$$

このとき

$$\mathbf{x}(t_f) = \mathbf{0} \quad (4.1.19)$$

を最短時間で実現する制御則 $u(t)$ を導く。

停留すべき評価関数は終端時間 t_f で次式のように表される。

$$J = t_f = \int_{t_0}^{t_f} dt \quad (4.1.20)$$

すなわち評価関数は、 $\phi=0$ で被積分項が $L=1$ の場合である。よって、ハミルトニアンは、随伴変数を λ とすれば次式となる。

$$H = 1 + \lambda^T (\mathbf{F}\mathbf{x} + \mathbf{g}u) \quad (4.1.21)$$

随伴変数 λ の微分方程式は、次のようになる。

$$\dot{\lambda}^T = -\lambda^T \mathbf{F} \quad (4.1.22)$$

状態量及び随伴変数の終端条件及は以下のようなになる。

$$\psi = (x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (4.1.23)$$

$$\lambda(t_f) = \mathbf{v} \quad (4.1.24)$$

\mathbf{v} を決定する条件は式(4.1.19)である。

最適な入力 $u(t)$ は、ポントリャーギンの原理によれば、 $u(t)$ は H を最小にする。したがって、次式のように表される。

$$u(t) = \begin{cases} u_{\max} & (\lambda^T \mathbf{g} < 0) \\ -u_{\max} & (\lambda^T \mathbf{g} > 0) \end{cases} \quad (4.1.25)$$

ここで、 $\lambda^T \mathbf{g}$ は切換関数と呼ばれる。

4. 2 飛しょう体の最短時間問題

4. 2. 1 最短時間問題の定義

本研究では、終末誘導における短時間の経路変更問題を対象としている。本項では、従来のオープンループでの最短時間経路変更問題を解き最適入力を求める。その制御系のブロック線図を Fig.4.2.1 に示す。この図中のうち最適入力を数値的に求める。問題の詳細は、直進していた飛しょう体を z 方向へ最短時間で経路を変更するマヌーバである。Fig.4.2.2 にその概要を示す。3章の飛しょう体運動方程式と初期条件及び各種制約条件で定義されるシステムにおいて、最短時間で状態変数を指定の条件に導く最適解を見出す。

初期条件と終端条件を以下に定義する。

$$\gamma(0) = q(0) = \theta(0), z(0) = Z_0 \quad (4.2.1)$$

$$\gamma(t_f) = q(t_f) = z(t_f) = \theta(t_f) = 0 \quad (4.2.2)$$

ただし、 t_f は終端時間である。最短時間問題であるから、評価関数は次式で定義する。

$$J = \int_0^{t_f} dt \quad (4.2.3)$$

これにより、式(3.3.7)-(3.3.10)の運動方程式と式(3.3.11)(3.3.12)の拘束条件を満たし、式(4.2.3)を最小とするスラスト推力 T_s と操舵翼舵角 δ_r を求める問題として定義された。

4. 2. 2 最適解の必要条件

数値的に解を求める前に最適制御理論で導かれる必要条件を示す。まず、Hamiltonian は随伴変数 λ を μ を導入して、次式で定義される^{[61][62]}。

$$H = L + \lambda^T f + \mu^T C \quad (4.2.4)$$

L は式(4.2.3)の被積分関数、 f は式(3.3.7)-(3.3.10)の状態方程式の右辺、 C は式(3.3.11)(3.3.12)の不等式拘束条件を $C \leq 0$ と記述したときの関数である。

$$C = \begin{pmatrix} C_1 \\ C_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \delta_r^2 - \delta_{r\max}^2 \\ T_s^2 - T_{s\max}^2 \end{pmatrix} \quad (4.2.5)$$

具体的にサイドスラスト搭載飛しょう体の場合，Hamiltonian は以下である．

$$\begin{aligned} H = & 1 + \lambda_1 (Z_\alpha (\theta - \gamma) + Z_\delta \delta_r + Z_T T_s) \\ & + \lambda_2 (M_\alpha (\theta - \gamma) + M_\delta \delta_r + M_T T_s) \\ & + \lambda_3 V_m \gamma + \lambda_4 q \\ & + \mu_1 (\delta_r^2 - \delta_{r\max}^2) + \mu_2 (T_s^2 - T_{s\max}^2) \end{aligned} \quad (4.2.6)$$

これを用いれば，必要条件から次式が導かれる．

$$\partial H / \partial \delta_r = \lambda_1 Z_\delta + \lambda_2 M_\delta + 2\mu_1 \delta_r = 0 \quad (4.2.7)$$

$$\partial H / \partial T_s = \lambda_1 Z_T + \lambda_2 M_T + 2\mu_2 T_s = 0 \quad (4.2.8)$$

不等式拘束条件にかかる随伴変数 μ_i は，拘束条件が境界 ($C_i = 0$) の時は $\mu_i > 0$ であり，その他 ($C_i < 0$) の時 $\mu_i = 0$ である．これより，以下の切換関数を定義する．

$$\sigma_1 = \lambda_1 Z_\delta + \lambda_2 M_\delta \quad (4.2.9)$$

$$\sigma_2 = \lambda_1 Z_T + \lambda_2 M_T \quad (4.2.10)$$

このとき最適入力以下となる．

$$\delta_r = \begin{cases} \delta_{r\max} & (\sigma_1 < 0) \\ \delta_{rint} & (\sigma_1 = 0) \\ -\delta_{r\max} & (\sigma_1 > 0) \end{cases} \quad (4.2.11)$$

$$T_s = \begin{cases} T_{s\max} & (\sigma_2 < 0) \\ T_{sint} & (\sigma_2 = 0) \\ -T_{s\max} & (\sigma_2 > 0) \end{cases} \quad (4.2.12)$$

δ_{rint} ， T_{sint} は中間の入力であり，切換関数 σ_i が有限時間の間に 0 を維持するとき得られる特異入力である．

随伴変数の微分方程式は次式で与えられる。

$$\dot{\lambda}_1 = -\partial H/\partial \gamma = \lambda_1 Z_\alpha + \lambda_2 M_\alpha - \lambda_3 V_m \quad (4.2.13)$$

$$\dot{\lambda}_2 = -\partial H/\partial q = -\lambda_4 \quad (4.2.14)$$

$$\dot{\lambda}_3 = -\partial H/\partial z = 0 \quad (4.2.15)$$

$$\dot{\lambda}_4 = -\partial H/\partial \theta = -\lambda_1 Z_\alpha - \lambda_2 M_\alpha \quad (4.2.16)$$

式(4.2.15)より λ_3 は定数であることがわかる。従って、次式が導かれる。

$$\lambda_3 = v_3 \quad (4.2.17)$$

ただし、 v_3 は未定乗数である。

最適解に特異入力が存在するかについて調べる。特異入力の判定には一般化された Legendre-Clebsch 条件^[59]がよく用いられる。一般化された Legendre-Clebsch 条件は入力を u とすれば次式である。

$$\frac{\partial}{\partial u} \left[\frac{d^2}{dt^2} \left(\frac{\partial H}{\partial u} \right)^T \right] \leq 0 \quad (4.2.18)$$

最適解が特異入力を用いる区間では、この不等式を満たす必要がある。本稿で扱う問題の場合、式(4.2.9)と(4.2.10)より $\partial H/\partial u$ に含まれる変数は随伴変数のみである。一方、式(4.2.13) - (4.2.16)の随伴変数の微分方程式も変数は随伴変数のみであり、状態変数も入力変数も含まれていない。式(4.2.18)の時間による2階微分には入力変数が含まれないことになる。従って、式(4.2.18)は常に等号が成立することが導かれる。対象とするシステムは、特異入力を使用する可能性がある。

特異入力の存在について更に検証を重ねる。切換関数が0を維持した時に特異入力が見れる。その区間で切換関数の時間微分は0となる。切換関数を時間で微分して、随伴変数の微分方程式を代入すれば、時間微分が求められる。操舵翼舵角の場合は、式(4.2.9)を微分し、随伴変数の微分方程式を代入する操作を繰り返すと以下の結果を得る。

$$\dot{\sigma}_1 = Z_\alpha Z_\delta \lambda_1 + Z_\delta M_\alpha \lambda_2 - V_m Z_\delta \lambda_3 - M_\delta \lambda_4 = 0 \quad (4.2.19)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\sigma}_1 &= Z_\alpha M_\delta \lambda_1 + M_\alpha M_\delta \lambda_2 \\ &+ (Z_\alpha M_\delta - Z_\delta M_\alpha) \lambda_4 = 0 \end{aligned} \quad (4.2.20)$$

さらに，時間微分を繰返すと次式を得る．

$$\ddot{\sigma}_1 = (Z_\delta M_\alpha - Z_\alpha M_\delta) V_m \lambda_3 = 0 \quad (4.2.21)$$

式(4.2.21)は $\lambda_3=0$ の時に成立し，その時に特異入力が存在する．しかし，式(4.2.21)に含まれる λ_3 は，式(4.2.17)が示すように定数である．そして，式(4.2.17)に示される v_3 は z の終端拘束条件にかかる未定乗数であり，終端拘束が無い場合に $v_3=0$ が成立する． z に終端拘束条件が無ければ，他の状態変数は全て初期値と終端値が等しいので，最適解は初期状態が終端となった場合である．初期条件が終端と異なる場合は，式(4.2.21)が成立せず，特異入力が存在しないことになる．従って，特異入力の存在の可能性はあるが，特異入力の状態の維持はできないといえる．サイドスラスト推力も同様の結論が導かれ，本稿で扱う最短時間問題は，Bang-bang 入力が最適解といえる．

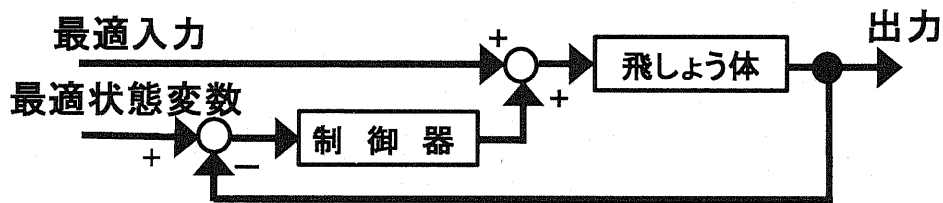


Fig.4.2.1 制御系の概要

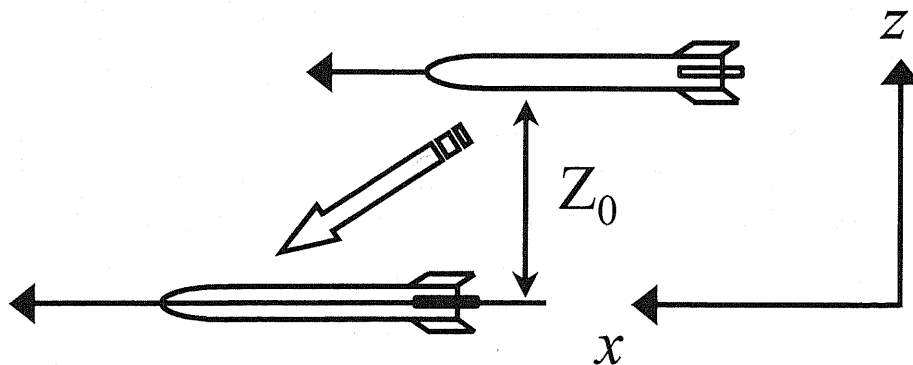


Fig.4.2.2 最短軌道変更問題の概要

4.3 シミュレーション結果

ここでは、前項で示した最短時間問題を数値的に解き、最適入力を求め特異入力の有無を確認する。本研究では、具体的には SCGRA^[63]を用いた。SCGRA を用いるための問題の定義等を以下順に説明する。

問題の定義として、運動方程式や拘束条件並びに評価関数を以下のように示す。

$$\frac{dx}{dt} = f(x, u, p), \quad x(0) = x_0, \quad [\psi(x, p)]_1 = 0 \quad (4.3.1)$$

$$S(x, u, p) = 0 \quad (0 \leq t \leq 1) \quad (4.3.2)$$

$$J = [\phi(x, p)]_1 + \int_0^1 L(x, u, p) dt \quad (4.3.3)$$

必要条件を求めるにあたり、ハミルトニアンを以下のようにする。

$$H = L + \lambda^T f + \rho^T S, \quad G = \phi + \nu^T \psi \quad (4.3.4)$$

この式より必要条件は以下のようになる。

$$\frac{\partial H}{\partial u} = 0, \quad \dot{\lambda}^T = \frac{d\lambda^T}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x}, \quad \left[\frac{\partial G}{\partial p} \right]_1 + \int_0^1 \frac{\partial H}{\partial p} dt = 0, \quad \lambda^T(1) = \left[\frac{\partial G}{\partial x} \right]_1 \quad (4.3.5)$$

計算精度は拘束条件と最適性の誤差で示す。拘束条件と最適性の誤差は式(4.3.6)と(4.3.7)のように表される。本項では誤差が 10^{-10} である。

$$P = \int_0^1 \left\| \dot{x} - \int_0^t f dt \right\| dt + \int_0^1 \|S\| dt + \|\psi\|_1 \quad (4.3.6)$$

$$Q = \int_0^1 \left\| \frac{\partial H}{\partial u} \right\| dt + \int_0^1 \left\| \lambda^T + \int_0^t \frac{\partial H}{\partial x} dt \right\| dt + \left\| \left[\frac{\partial G}{\partial p} \right]_1 + \int_0^1 \frac{\partial H}{\partial p} dt \right\| + \left\| \lambda^T - \left[\frac{\partial G}{\partial x} \right]_1 \right\| \quad (4.3.7)$$

また、この数値最適化アルゴリズムはある任意の関数や境界条件等を初期仮定解として与え、その仮定解の評価関数を運動方程式や保存則等の拘束条件下で停留させることにより得られる。

シミュレーション条件は、高度 10,000ft, マッハ数 2 で飛行する飛しょう体の初期 z 座標を 10m とした。全長 3m の飛しょう体の重心から 0.5m 前方にサイドスラストを配置し、ハードウエ

アの特性及び飛行特性を考慮した入力の最大値は，サイドスラストが $4g$ を発生できる推力，操舵翼舵角は 20deg とした．まず例として，初期値 Z_0 が 10m の場合のシミュレーション結果を Fig.4.3.1～Fig4.3.3 に示す．Fig.4.3.1 から入力はスラスト及び操舵翼舵角ともほぼ Bang-bang 入力になっていることがわかる．Fig.4.3.2 に最適解の z 座標を示す．飛しょう体特有の逆応答がほとんど無く，安定した良好な特性が得られた．その時の，状態変数を Fig.4.3.3 に示す．比較的変動も小さく良好な結果といえる．入力と切換関数の関係を Fig.4.3.4 と Fig.4.3.5 に示す．操舵翼舵角に関しては，入力が切換わる時と切換関数が零を切るタイミングは合致していることがわかる．スラスト推力についても，明確ではないものの，同様なことがいえる．ここで，Fig.4.3.6～Fig.4.3.8 に他の初期条件での入力特性を示す．この結果から入力は，Fig.4.3.6 では Bang-bang 入力になっている．Fig.4.3.7 及び Fig.4.3.8 は中間の入力が見られるが，これは計算誤差によるものである．これらの結果から特異入力は存在しないことが確認された．Fig.4.3.9 は異なる初期 z 座標から開始した最適解の z 座標である．最適解の z 座標は，初期にわずかに増加しており，単調減少ではないことが確認できる．Fig.4.3.10 に設計点毎の終端時間の関係を示す．

これらの結果から，本項の最適制御手法により，最適解の必要条件を満たす特異入力の維持が不可能であることが確認できた．それに伴い Bang-bang 入力が最適解であることが導かれた．

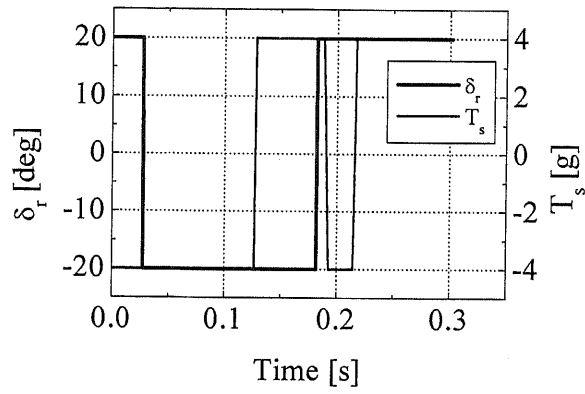


Fig. 4.3.1 入力特性 ($Z_0 = 10[\text{m}]$ の場合)

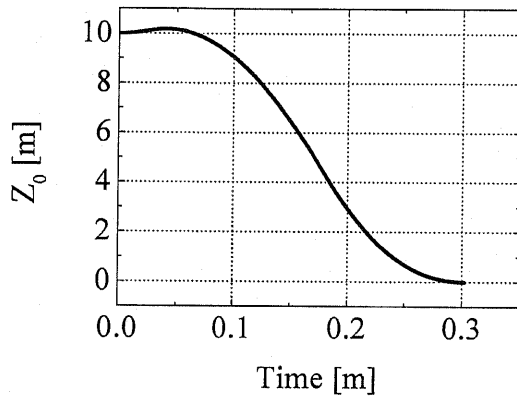


Fig.4.3.2 最適解の z 座標
($Z_0 = 10[\text{m}]$ の場合)

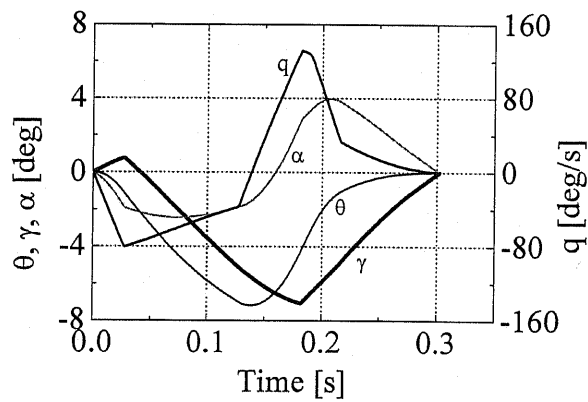


Fig.4.3.3 状態変数 ($Z_0 = 10[\text{m}]$ の場合)

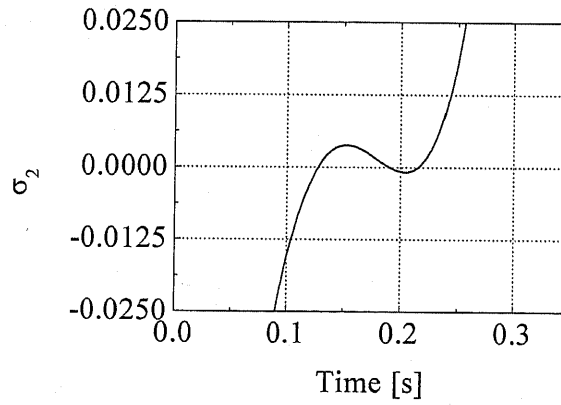
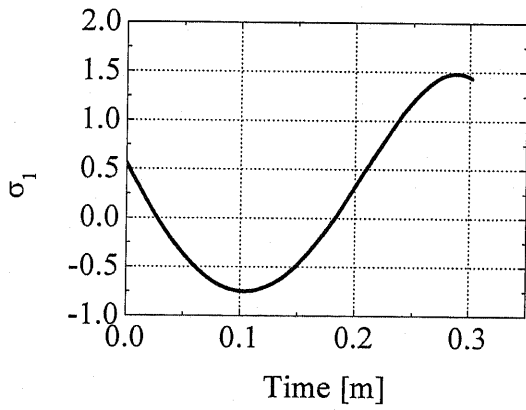
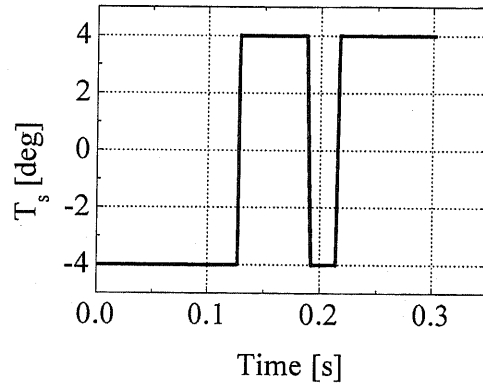
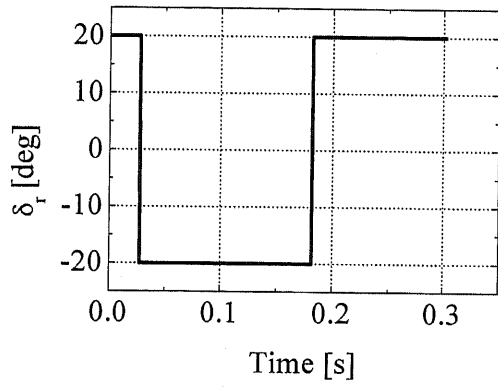


Fig.4.3.4 切換関数と入力
の関係（操舵翼舵角）
($Z_0 = 10$ [m]の場合)

Fig.4.3.5 切換関数と入力
の関係（スラスト推力）
($Z_0 = 10$ [m]の場合)

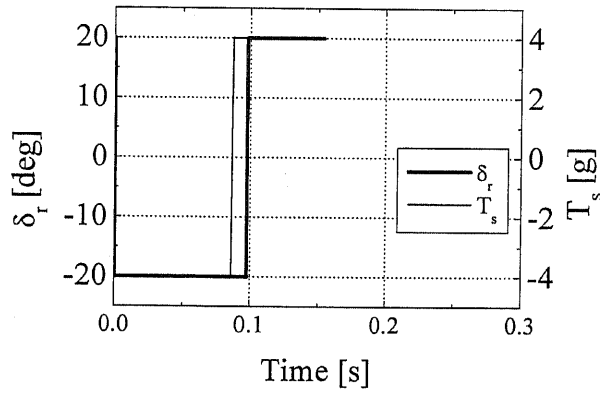


Fig.4.3.6 入力特性($Z_0 = 2.5[\text{m}]$ の場合)

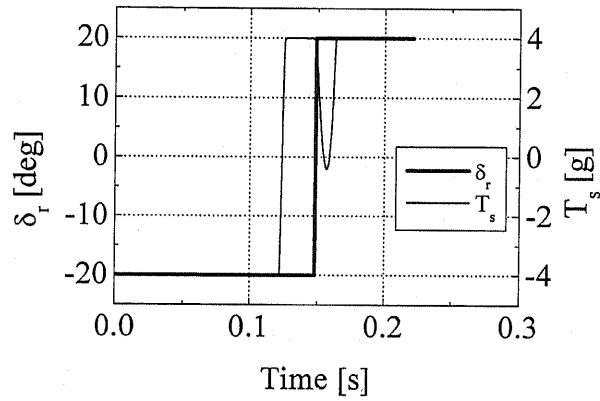


Fig.4.3.7 入力特性($Z_0 = 5[\text{m}]$ の場合)

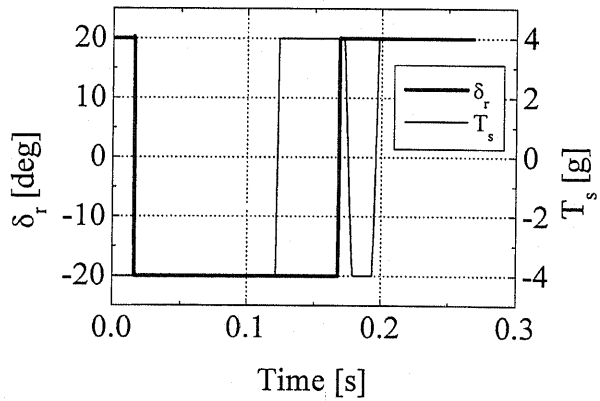


Fig.4.3.8 入力特性($Z_0 = 7.5[\text{m}]$ の場合)

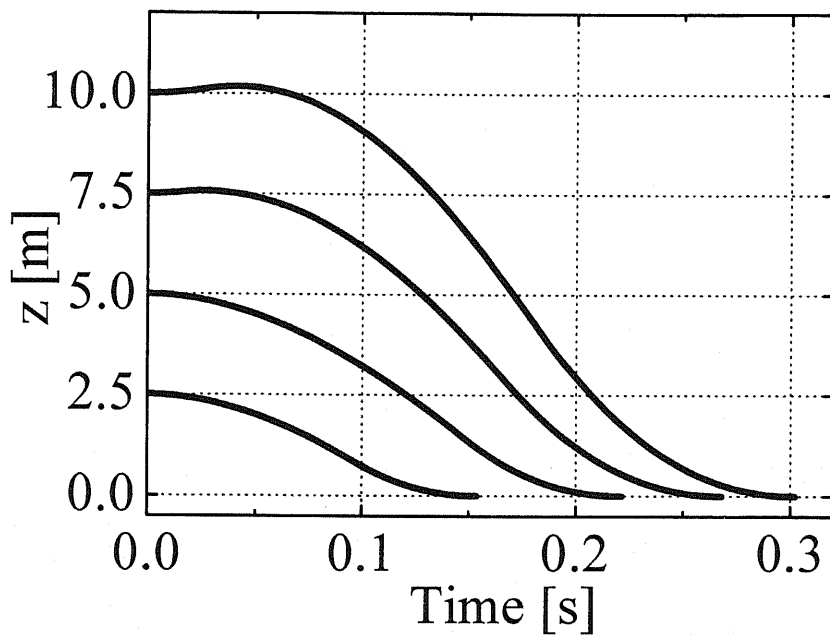


Fig.4.3.9 最適解の z 座標

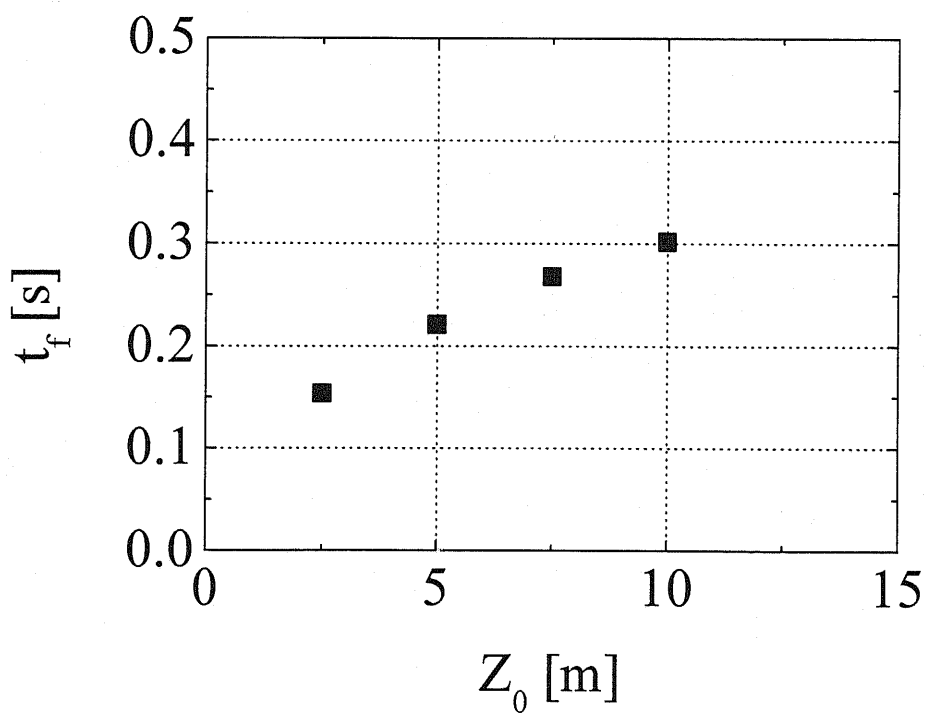


Fig.4.3.10 終端時間

第 5 章 多数設計点を用いた実時間最適誘導制御則

5. 1 多数設計点設計の概要

前章での最適解は，繰り返し計算を行い，時間の関数として最適入力を求めたものである．異なる境界条件には新しく計算が必要となり，実装に適していない．

本研究で想定している飛しょう体の最適制御系設計は，飛しょう体を想定したオンライン誘導制御系設計である．想定している実飛しょう体は，機動性の高い目標に対処するため短時間での広範囲のマヌーバが必要である．そのためには短時間での広範囲の最適計算が必要である．それ故に，前章までの繰り返し最適計算では対処できない．

そこで，本章では多数の境界条件を同時最適化する多数設計点による誘導則の設計手法を提案する．過去に上野^[64]は航空機の最短時間をフィードバック誘導則により解いている．それは，終端まで単調増加する状態変数が存在し，最適入力は滑らかに変化する系に対して誘導則が設計されている．しかし，本研究で扱う制御対象は単調増加する状態変数は存在せず，入力も Bang-bang 入力である点が異なる．

同時最適計算の概要は Fig.5.1.1 に示す．Fig.5.1.1 は縦軸については初期設計点，横軸は x 方向の距離を示している．これは初期設計点 Z_{01} または Z_{02} から，所望の地点に最短時間でマヌーバを行うというものである．例えば Z_{01} から x 軸へプロットしているラインが一つの設計モデルを最適計算した結果を表している．つまり，この一つ一つのラインが，前章で求めた最適計算結果である．

それに対して本章での設計手法は，Fig.5.1.1 に示すラインでの設計点を一つ一つ繰り返し最適計算するものでなく，複数の設計点を共通の誘導則を求めて同時に最適計算するものである．

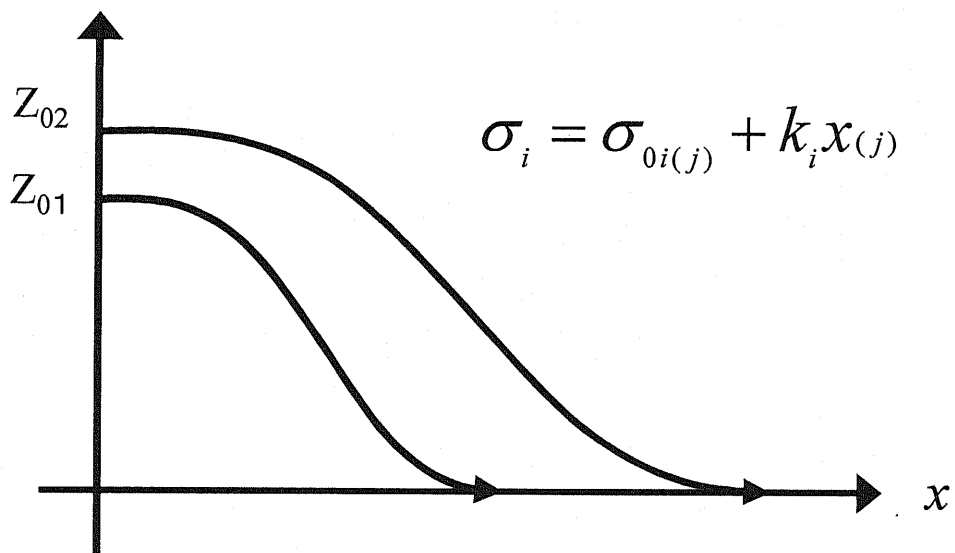


Fig.5.1.1 多数設計点最適設計の概要

5.2 最短時間問題への適用

提案する設計手法は、複数の設計点で最適計算をすることにより切換関数をフィードバックで生成することを特徴とする。これにより切換関数が初期条件に対して連続的に変化する傾向を利用し、Bang-bang 入力の切換回数の変化も柔軟に対応できる。Fig.5.2.1 に新しい手法による制御系の概要を示す。Fig.5.2.1 の制御系のうち、フィードフォワード項 σ_{oi} と状態変数のフィードバック項 k_i を複数の境界条件で同時に最適計算することにより求める。この求めた σ_{oi} と k_i により、一つの共通の切換関数を生成する。この切換関数を用いることにより、最適計算されていない設計点の計算が可能となる。以下に提案する誘導制御則の詳細を述べる。

切換関数 σ_i は、時間の関数で与えられるフィードフォワード項と状態変数のフィードバック項の和で与えらる。状態変数を x とすれば、誘導則を次式で与える。

$$\sigma_i = \sigma_{oi} + k_i x \quad (5.2.1)$$

σ_{oi} がフィードフォワード項であり、 k_i がフィードバックゲインである。添え字 i はサイドスラストと操舵翼舵角を区別している。ここで、 $i=1$ の時は、操舵翼舵角を示し、 $i=2$ の時は、サイドスラストを示す。また、境界条件により終端時間がことなるため、 σ_{oi} を時間の関数で記述するには無理がある。そのために、推定される終端時間で割った無時限時間の関数として次のように定義する。

$$\sigma_{oi} = \sigma_{oN} (t/t_f) = \sigma_{oN} (\tau) \quad (5.2.2)$$

推定終端時間は、次式の初期 z 座標の一次関数で与える。

$$(t_f)_j = a_f (Z_0)_j + b_f \quad (5.2.3)$$

ここで、 a_f 、 b_f は 1 次近似式の係数である。

添え字 j は設計点を区別している。これにより、提案する誘導則

の切換関数はオンラインで求めることができる。

ここで、求められた切換関数から、式(4.2.11)(4.2.12)のスイッチング関数を用いれば入力が求められる。複数の設計点を設定し、同時に最適化すれば、フィードバックゲイン等が数値的に求められる。ところが、スイッチング関数は切換関数の変化に対する感度が無い領域が存在する。そのために最適化計算が容易に実行できない欠点がある。本提案では、この問題点を解決するために \tan^{-1} 関数を使用する。すなわち、式(4.2.11)(4.2.12)を次式で近似することを行う。

$$\delta_r = \delta_{r\max} (2/\pi) \tan^{-1} \sigma_1 \quad (5.2.4)$$

$$T_s = T_{s\max} (2/\pi) \tan^{-1} \sigma_2 \quad (5.2.5)$$

ここで、この誘導則が成立つためのハードウェアとしてのサイドスラストは、第3章で述べられている非インパルス型である比例制御型サイドスラストでしか実現できない。この誘導則では極めて高精度な制御性能が要求されるためである。通常の液体式の On-Off 型では、制御精度が悪すぎで実現できない。このために本研究では、ハードウェアとしてのサイドスラストは比例制御型を使用することを想定している。

以上をまとめると、誘導則の設計には以下に示す最適制御問題を解くことになる。2モデルを使用した例として説明する。状態方程式は式(3.3.7)-(3.3.10)を2組に増やした次式の方程式になる。

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f(x_1, u_1) \\ f(x_2, u_2) \end{pmatrix} \quad (5.2.6)$$

各状態変数の初期条件は異なる。

$$x_1(0) = (\gamma_1(0), q_1(0), z_1(0), \theta_1(0))^T = (0, 0, Z_{01}, 0)^T \quad (5.2.7)$$

$$x_2(0) = (\gamma_2(0), q_2(0), z_2(0), \theta_2(0))^T = (0, 0, Z_{02}, 0)^T \quad (5.2.8)$$

それぞれの入力は式(5.2.1)-(5.2.5)を用いて計算される．終端条件は z 座標のみにあたえられる．

$$z_1\left(\left(t_f\right)_j\right)=0, \quad z_2\left(\left(t_f\right)_j\right)=0 \quad (5.2.9)$$

ここで，複数の境界条件に同一誘導則を適用すると，終端状態量を全て指定することに無理が生じ，終端時間が長くなることが予想される．従って，本研究では z 座標のみを指定し，他の状態変数はペナルティ関数として終端誤差の最小化を狙った．評価関数は，終端時間と状態変数の終端誤差で定義する．

$$J = \sum_{j=1}^2 \left(\left(t_f\right)_j + \rho \left[\left(\gamma_j/\gamma_0\right)^2 + \left(q_j/q_0\right)^2 + \left(\theta_j/\theta_0\right)^2 \right]_{\left(t_f\right)_j} \right) \quad (5.2.10)$$

ここで， $\rho=1$ とし， γ_0, q_0, θ_0 は基準値であり， γ_0, θ_0 は 1 [rad]とし， q_0 は 1 [rad/s]とした．

この評価関数を最小化するフィードバックゲイン k_i と終端時間推定式の係数 a_f と b_f ，及び，フィードフォワード関数 σ_{0i} を数値的に求めることで誘導則が設計できる．

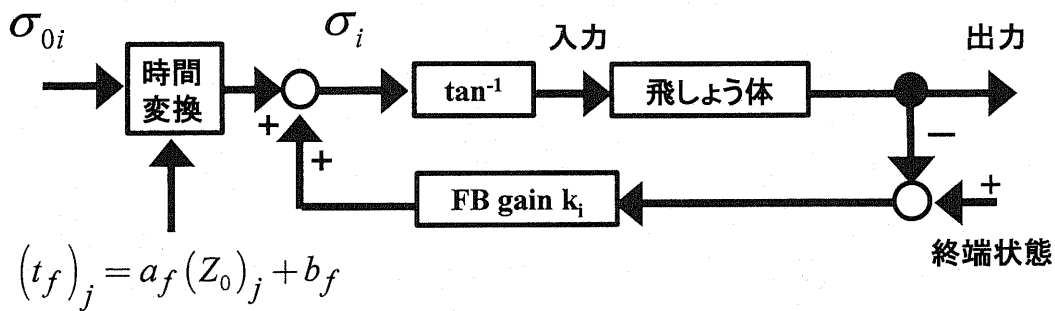


Fig.5.2.1 新しい手法による制御系の概要

5.3 設計例

本項では、新たに提案した手法をサイドスラスト搭載飛しょう体モデルに適用し、各種シミュレーションを行い、本手法の妥当性を検証する。設計された誘導則の性能をみるためにz座標の終端誤差と状態変数の終端誤差の2種類の誤差で評価した。その状態変数の終端誤差は次式で定義する。本項では、式(4.3.6)と(4.3.7)のように表される拘束条件と最適性の誤差は 10^{-7} である。

$$S_f = \sum_{j=1}^2 \left(\rho \left[\left(\gamma_j / \gamma_0 \right)^2 + \left(q_j / q_0 \right)^2 + \left(\theta_j / \theta_0 \right)^2 \right]_{(t_f)_j} \right) \quad (5.3.1)$$

ここで、 $\rho, \gamma_0, q_0, \theta_0$ は式(5.1.9)と同様に定義した。

例として設計点が5mと10mの場合で最適計算した結果をFig.5.3.1-Fig.5.3.10に示す。まずFig.5.3.1に示すとおり、操舵翼舵角は、Bang-bang入力に近い形で印加されていることがわかる。完全にBang-bang入力になっていないのは、入力を \tan^{-1} で近似したためである。また、Fig.5.3.2からスラスト推力も同様にBang-bang入力に近い形で印加されていることがわかる。完全にBang-bang入力になっていないのは、入力を \tan^{-1} で近似したためである。次に同時最適計算した共通のフィードフォワード項とフィードバックゲインをFig.5.3.3とTable 5.3.1に示す。このフィードフォワード項とフィードバックゲインにより切換関数が求められる。切換関数と入力特性の関係を見してみる。操舵翼舵角に関するものをFig.5.3.4に示し、スラスト推力に関するものをFig.5.3.5に示す。Fig.5.3.4は、上段に入力特性、下段に切換関数を示している。この図から切換関数が0を切る時刻と入力が0を切る時刻が一致していることがわかる。Fig.5.3.5も同様に上段に入力特性、下段に切換関数を示している。この図からも、切換関数が0を切る時刻と入力が0を切る時刻が一致していることがわかる。このことから、前項で示された切換関数の妥当性が確認できた。

Fig.5.3.6にz座標の変化を示す。この結果から、終端において

誤差がほとんど無いことがわかり良好な特性が得られた。Fig.5.3.7に設計点が5mの状態変数の変化を示す。状態変数の変化は、終端において経路角と迎角及び姿勢角にやや誤差が生じているものの、 $\pm 5^\circ$ 以内に収まっている。ピッチレートについては誤差が無いことから、よく制御されていることがわかる。次に、設計点が10mの状態変数の変化をFig.5.3.8に示す。設計点が5mの場合と比べると、マヌーバが大きくなっていることにより、変動がやや大きくなっている。終端における経路角と迎角の誤差は少し大きくなっているが、姿勢角はさらに誤差が少なくなっている。ピッチレートにおいては、5mの場合と同様に誤差が無く良好な結果であると言える。

次に複数の条件でのz座標の誤差と状態変数の終端誤差をFig.5.3.9とFig.5.3.10に示す。この結果から、z座標の終端誤差は、設計点の区間から離れるにつれて誤差が大きくなるものの、設計点区間では誤差が少なく、設計点はほぼ誤差が無いことがわかる。状態変数の終端誤差についても、設計点区間から離れると誤差が大きくなるが、設計点区間は誤差が極めて少ないことがわかる。これらの結果から、複数条件でのオンラインでの最適化が可能となることがわかった。このことから本手法の妥当性を有することが確認された。

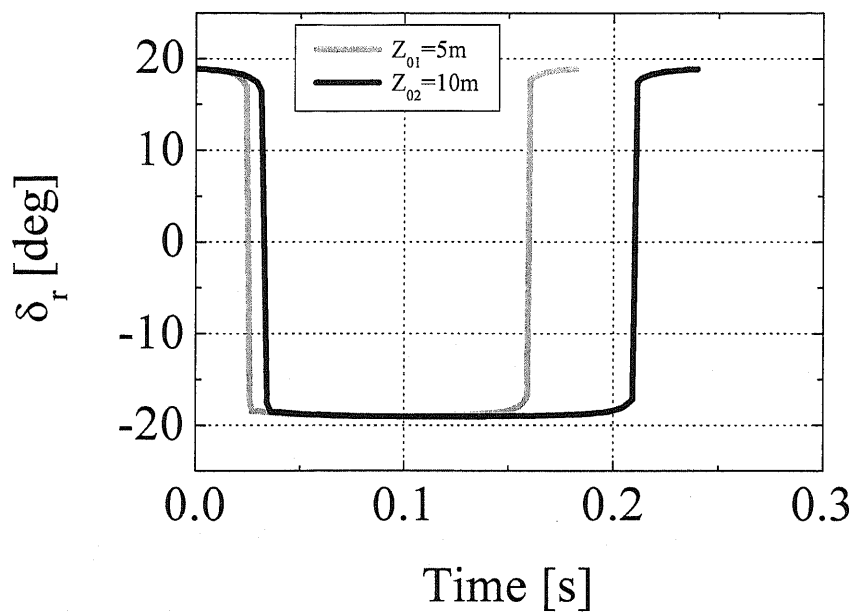


Fig.5.3.1 入力特性
(操舵翼舵角, 設計点 5m, 10m)

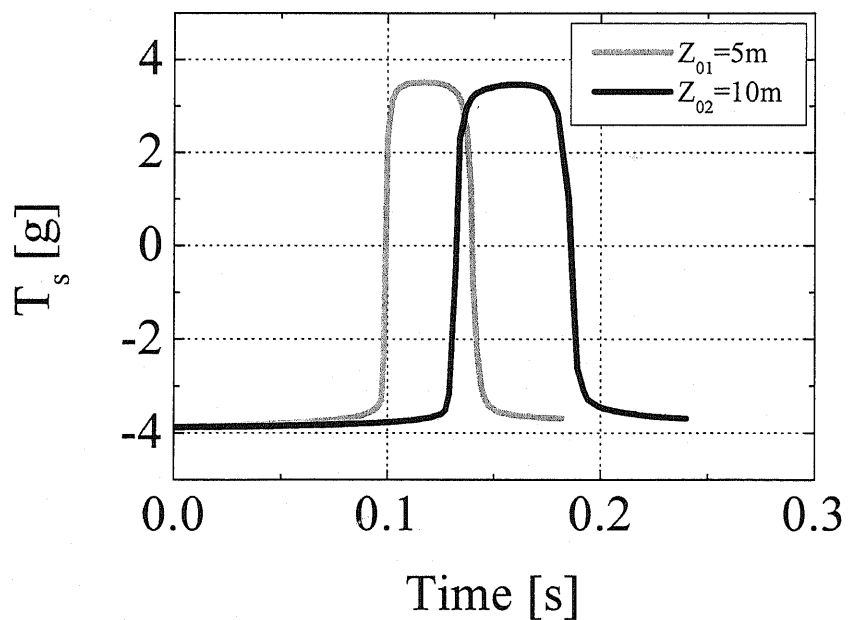


Fig.5.3.2 入力特性
(スラスト推力, 設計点 5m, 10m)

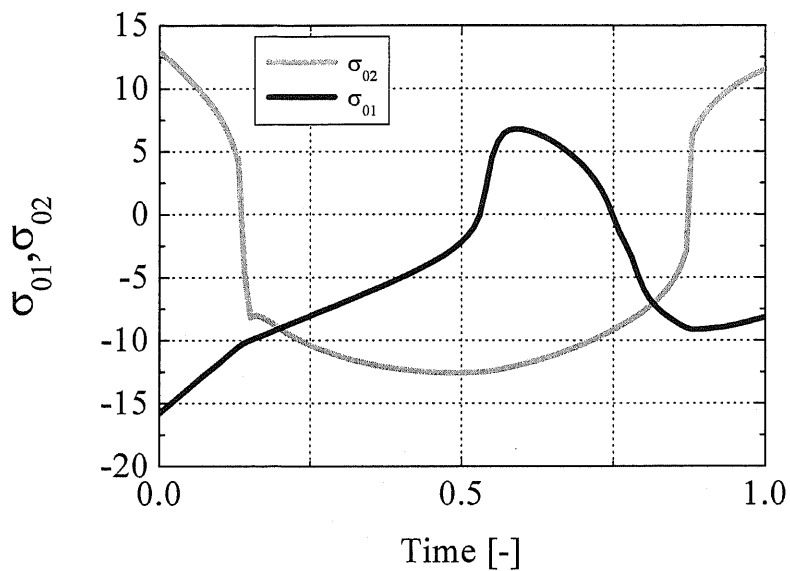


Fig.5.3.3 フィートフォワード項
(設計点 5m, 10m)

Table 5.3.1 フィードバックゲイン
(設計点 5m, 10m)

状態変数	操舵翼舵角の フィードバックゲイン	スラストの フィードバックゲイン
γ [rad]	1.32357	0.19462
q [rad/s]	-0.96303	1.90841
θ [rad]	0.98039	-0.20147
z [m]	-0.24622	-0.38451

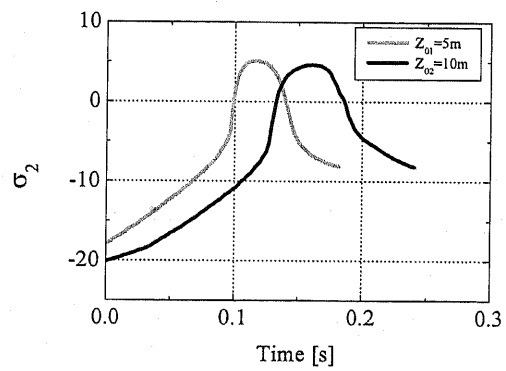
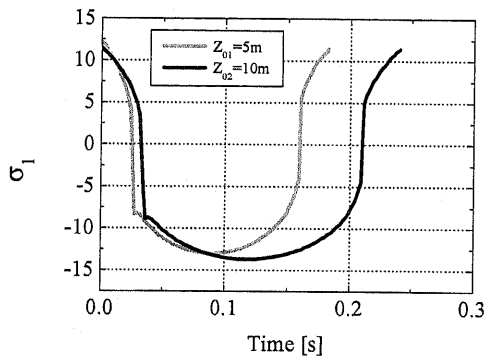
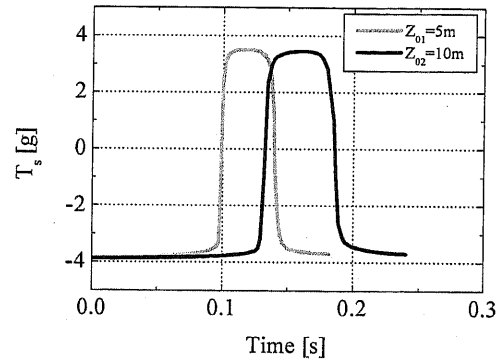
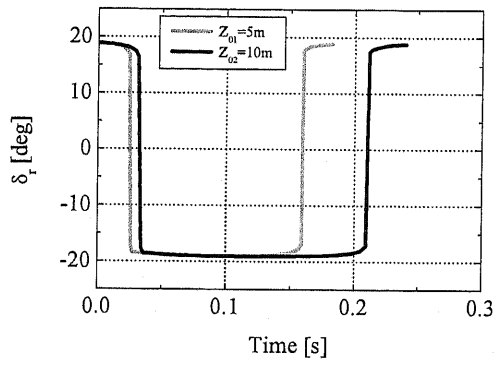


Fig.5.3.4 切換関数と入力
の関係
(操舵翼舵角)

Fig.5.3.5 切換関数と入力
の関係
(スラスト推力)

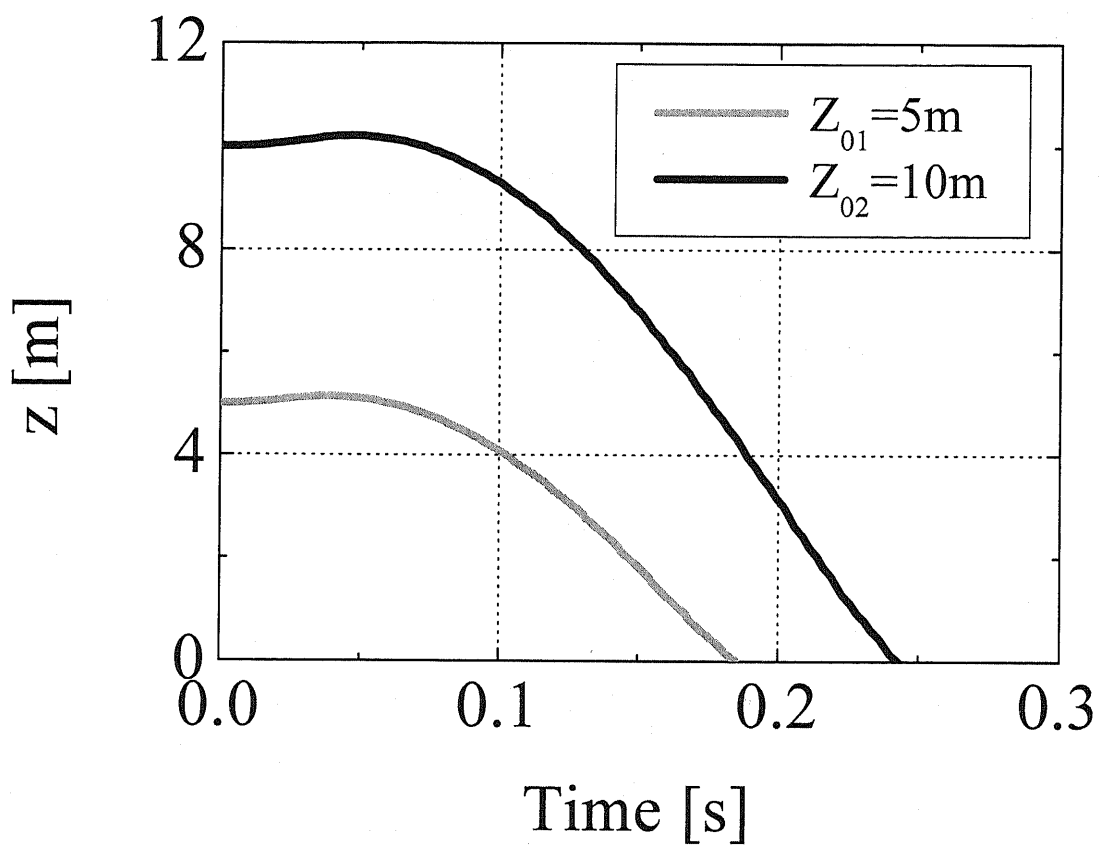


Fig.5.3.6 z 座標の変化 (設計点 5m, 10m)

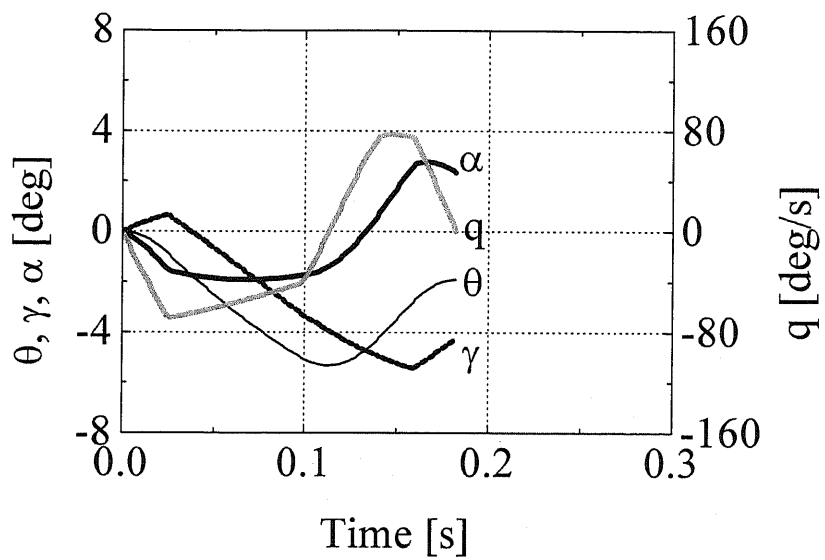


Fig.5.3.7 状態変数 (設計点 5m の場合)

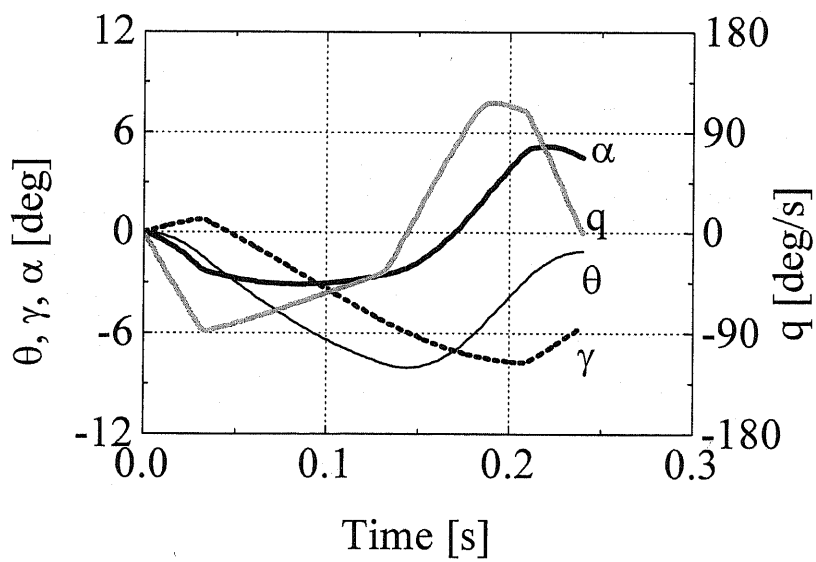


Fig.5.3.8 状態変数 (設計点 10m の場合)

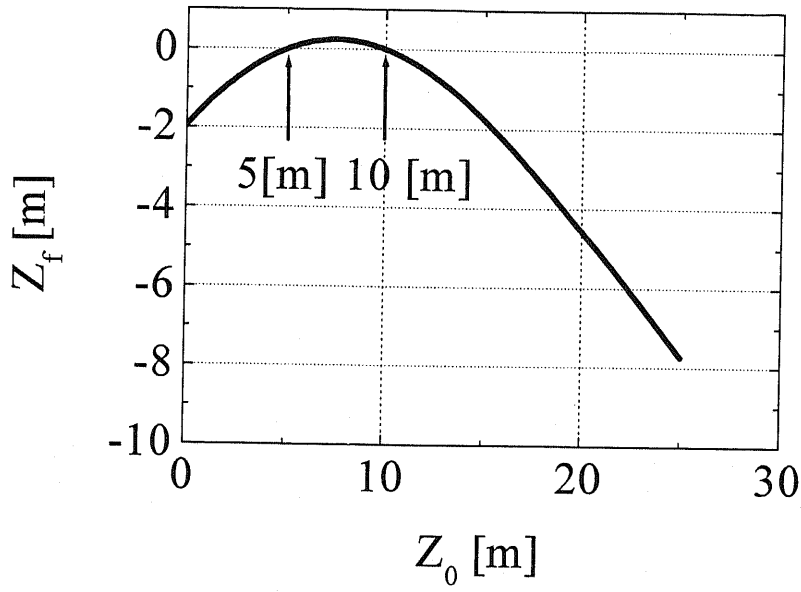


Fig.5.3.9 z 座標の終端誤差
(設計点 5m と 10m)

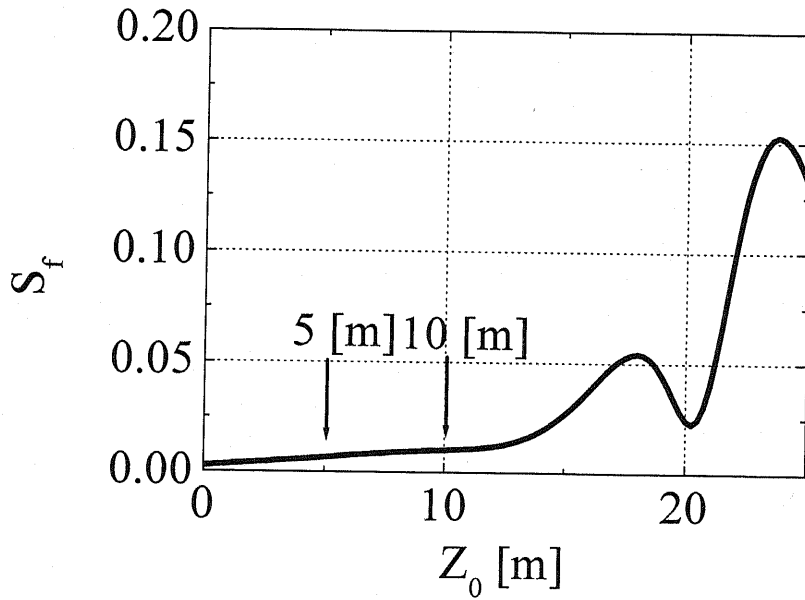


Fig.5.3.10 状態変数の終端誤差
(設計点 5m と 10m)

第6章 広域オンライン誘導制御系の提案

6.1 誘導則の概要

6.1.1 多数設計点による誘導則の改良

前章までの多数設計点を用いた誘導制御則により最適計算ができることが可能となり，広域オンライン誘導制御系設計の可能性があることがわかった．しかしながら，前章の誘導則は設計点近傍及び設計点区間内では良好な最適計算結果を得ることができた．しかし，その区間を離れると，誤差が大きくなり必ずしも広域オンライン化に適しているとは言えない．そこで，本章では，より広域オンライン化に適した誘導制御系の提案を行い，各種シミュレーションによりその妥当性を検証する．

前章の多数設計点を同時に最適化する手法の一部を改良することを考える．4章の手法で求められた単一モデルでの最適計算による終端時間と5章の手法による終端時間との関係は Fig. 6.1.1 のとおりである．この図より，終端時間を1次式で近似し広域領域の最適計算をすると，単一モデルでの最適計算から離れる傾向にある．このことが，誤差が大きくなり広域領域の誘導制御系設計に適さないことである推測される．それ故に，まず，この終端時間の推定を一次近似から変更する．本誘導則で計算した Fig.6.1.1 の結果から，一次式で近似するよりも平方根で近似した方が，単一モデル結果に近い値が得られると推測される．このことから終端時間の推定式（第5章の式(5.1.2)）を次のように改良する．

$$(t_f)_j = A_1(\sqrt{Z_0})_j + A_2 \quad (6.1.1)$$

この推定式を用いて誘導則を構築する．以降の計算は，この誘導則で行う．まず，設計点を5mと10mで最適計算を行う．その結果を Fig.6.1.2 から Fig.6.1.4 へ示す．Fig.6.1.2 より入力特性は前章の手法より，入力の形が崩れていることから Bang-Bang 入力と

は言いがたい特性になっていることがわかる。これは、計算精度の劣化による計算誤差によると推測される。しかしながら、Fig.6.1.3より、第4章の単一モデルによる最適計算結果 Fig4.3.2と比べると、ほとんど同じような結果になっていることがわかる。Fig.6.1.4より、終端誤差は第5章の Fig.5.3.8と比べると誤差が小さい領域が広がっており、最適計算が改善されていることがわかる。このことから、多数設計点の誘導則を一部修正したことにより、入力特性が歪になるものの、最適計算は自体は改善され良好な結果が得られた。これにより、より実飛しょう体に適用できる広域領域の最適化の可能性が得られた。

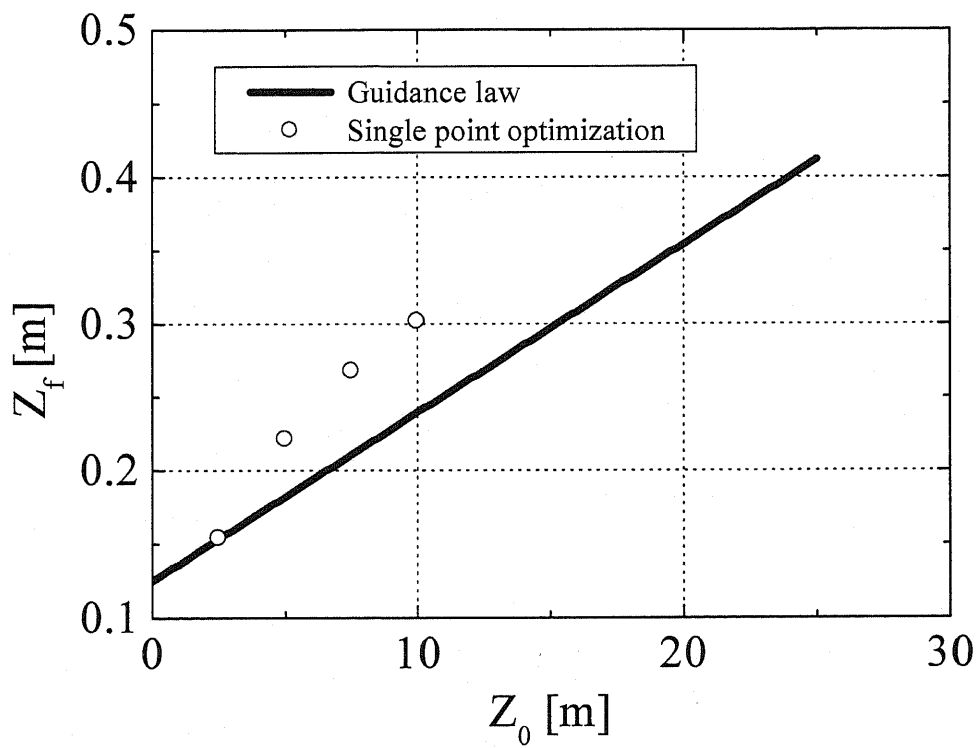


Fig.6.1.1 単一設計点と多数設計点最適化の関係
(設計点 5 m, 10 m)

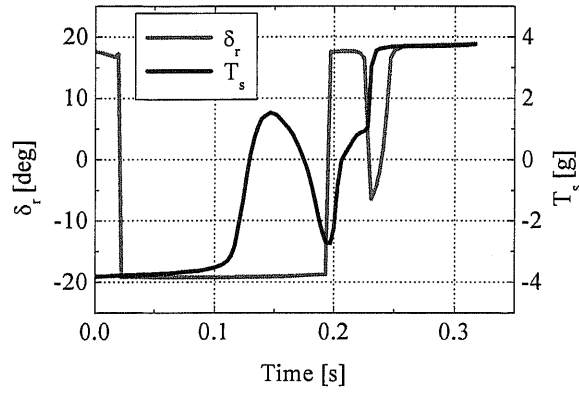


Fig.6.1.2 入力特性 ($Z_0=10\text{m}$)
(設計点 5m, 10m)

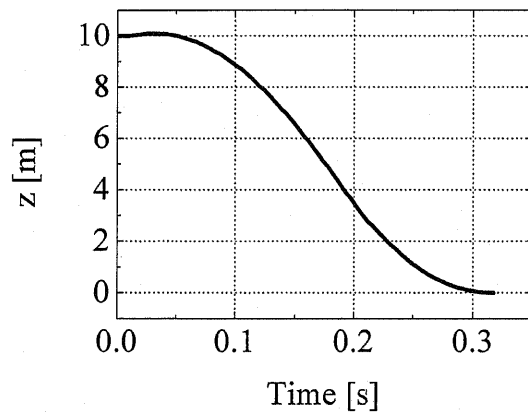


Fig.6.1.3 z 軸方向の変化
(設計点 5m, $Z_0=10\text{m}$)

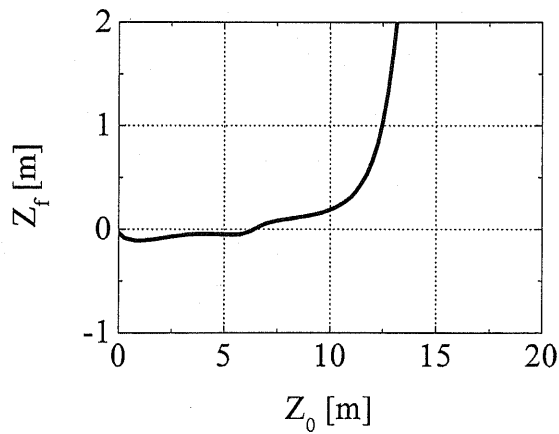


Fig.6.1.4 終端誤差
(設計点 5m, 10m)

6. 1. 2 本提案の手法の概要

前項での手法により良好な結果が得られたものの、実飛しょう体の誘導制御系広域オンライン化には次の点が必要である。それは、広域でより少ない終端誤差である同時最適化である。

本章では第5章までの手法を修正した誘導則を用いて実飛しょう体のための誘導則を提案する。これは、任意に設定した設計区間による誘導則を組み合わせるのである。具体的にその誘導則は次の二つの方法であり、以降この2つの方法により検証する。

- 1) 設計区間と接続区間を接続する連続係数変化による誘導則a
- 2) 連続接続区間による誘導則b

以降に、この二つの方法の詳細を説明する。

- 1) 設計区間と接続区間を接続する連続係数変化による誘導則a

本手法の概要をFig.6.1.5に示す。この手法は設計区間と接続区間を接続して一つの誘導則を作るというものである。

ここで、各種記号等は以下のとおりである。

d ; 設計点の間隔

設計区間 ; 二つの設計点の間

接続区間 ; 二つの設計区間の間

n ; は接続区間の番号

n_{\max} ; n の最大値

D_{\max} ; $= (n_{\max} + 1)d$

D_{\max} ; 設計点の最大値

D_{\max} は任意の値であり、以降のシミュレーションでは 20[m]である。最適計算は d [m] から D_{\max} [m]まで行う。

次から、 σ_{oi} と k_i の定義を詳細に説明する。

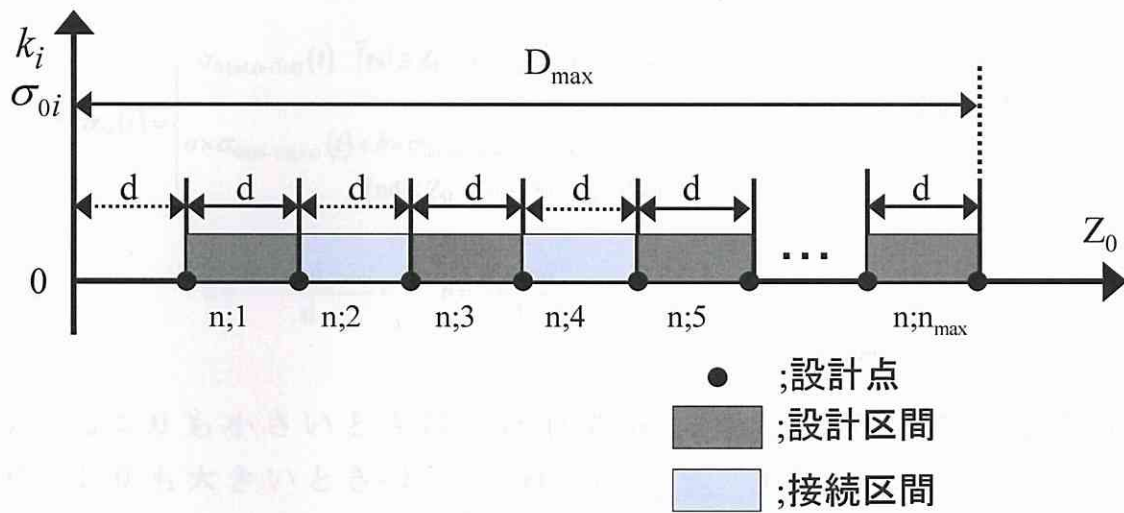


Fig.6.1.5 誘導則 a の概要

ここで、各々 d [m] 間隔で最適計算をするとき、式(5.1.1)で示される k_i は次のように定義される。

$$k_i = \begin{cases} k_{i(nd, (n+1)d)} & (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; \text{奇数}) \\ a \times k_{i((n-1)d, nd)} + b \times k_{i((n+1)d, (n+2)d)} & (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; \text{偶数}) \end{cases} \quad (6.1.2)$$

$$a = \frac{(n+1)d - Z_0}{d}, \quad b = \frac{Z_0 - nd}{d}$$

Z_0 が d よりも小さいときは、 k_i は $k_{i(d, 2d)}$ とする。そして Z_0 が D_{max} よりも大きいときは、 k_i は $k_{i(n_{max}d, D_{max})}$ とする。

次に， σ_{0i} は同様に以下のとおりに定義する．

$$\sigma_{0i}(t) = \begin{cases} \sigma_{0i(nd, (n+1)d)}(t) & (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; \text{奇数}) \\ a \times \sigma_{0i((n-1)d, nd)}(t) + b \times \sigma_{0i((n+1)d, (n+2)d)}(t) & (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; \text{偶数}) \end{cases} \quad (6.1.3)$$

$$a = \frac{(n+1)d - Z_0}{d}, \quad b = \frac{Z_0 - nd}{d}$$

Z_0 が d よりも小さいときは， $\sigma_{0i}(t)$ は $\sigma_{0i(d, 2d)}(t)$ とする．そして Z_0 が D_{\max} よりも大きいときは， $\sigma_{0i}(t)$ は $\sigma_{0i(n_{\max}d, D_{\max})}(t)$ とする．

ここで， t_f は次のように定義する．

$$t_f = \begin{cases} A_1 \sqrt{Z_0} & (Z_0 \leq d) \\ A_1 \sqrt{Z_0} + A_2 & (d < Z_0 \leq D_{\max}, Z_0 > D_{\max}) \end{cases} \quad (6.1.4)$$

$$A_i = \begin{cases} A_{i(nd, (n+1)d)} & (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; \text{奇数}) \\ a \times A_{i((n-1)d, nd)} + b \times A_{i((n+1)d, (n+2)d)} & (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; \text{偶数}) \end{cases}$$

$$a = \frac{(n+1)d - Z_0}{d}, \quad b = \frac{Z_0 - nd}{d}$$

Z_0 が d よりも小さいときは，初期誤差が 0 の時に終端時間も 0 であるために，式(6.1.1)に示される A_2 は使われない．そして A_1 は $A_{1(d, 2d)}$ である． Z_0 が D_{\max} よりも大きいときは， A_i は $A_{i(n_{\max}d, D_{\max})}$ である．

2) 連続接続区間による誘導則b

本手法は設計区間を連続して組みあせて一つの誘導則にするものである。その概要をFig.6.1.6に示す。縦軸は式(5.1.1)の σ_{0i} と k_i のを表し、横軸は初期値 Z_0 を示している。

ここで、各種記号等は以下のとおりである。

d ; 設計点の間隔

設計区間 ; 二つの設計点の間の区間

n ; は接続区間の番号

n_{\max} ; n の最大値

D_{\max} ; = $(n_{\max} + 1)d$

D_{\max} ; 設計点の最大値

D_{\max} は任意の値であり、以降のシミュレーションでは 20[m]である。最適計算は d [m] から D_{\max} [m]まで行う。

次から、 σ_{0i} と k_i の定義を詳細に説明する。

式(5.1.1)で示される k_i は次のように定義される。

$$k_i = k_{i(nd, (n+1)d)} \quad (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; 1 \leq n \leq n_{\max}) \quad (6.1.5)$$

Z_0 が d よりも小さいときは、 k_i は $k_{i(d, 2d)}$ とする。そして Z_0 が D_{\max} よりも大きいときは、 k_i は $k_{i(n_{\max}d, D_{\max})}$ とする。

次に、 σ_{0i} は同様に以下のとおりに定義する。

$$\sigma_{0i}(t) = \sigma_{0i(nd, (n+1)d)}(t) \quad (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; 1 \leq n \leq n_{\max}) \quad (6.1.6)$$

Z_0 が d よりも小さいときは、 $\sigma_{0i}(t)$ は $\sigma_{0i(d, 2d)}(t)$ とする。そして Z_0 が D_{\max} よりも大きいときは、 $\sigma_{0i}(t)$ は $\sigma_{0i(n_{\max}d, D_{\max})}(t)$ とする。

ここで、 t_f は次のように定義する.

$$t_f = \begin{cases} A_1 \sqrt{Z_0} & (Z_0 \leq d) \\ A_1 \sqrt{Z_0} + A_2 & (d < Z_0 < D_{\max}, Z_0 > D_{\max}) \end{cases} \quad (6.1.7)$$

$$A_i = \begin{cases} A_{i(n_d, (n+1)d)} & (nd \leq Z_0 \leq (n+1)d \quad n; 1 \leq n \leq n_{\max}) \end{cases}$$

Z_0 が d よりも小さいときは、初期誤差が0の時は終端時間も0であるために、式(6.1.1)に示される A_2 は使われない. そして A_1 は $A_{1(d, 2d)}$ である. Z_0 が D_{\max} よりも大きいときは、 A_i は $A_{i(n_{\max}d, D_{\max})}$ である.

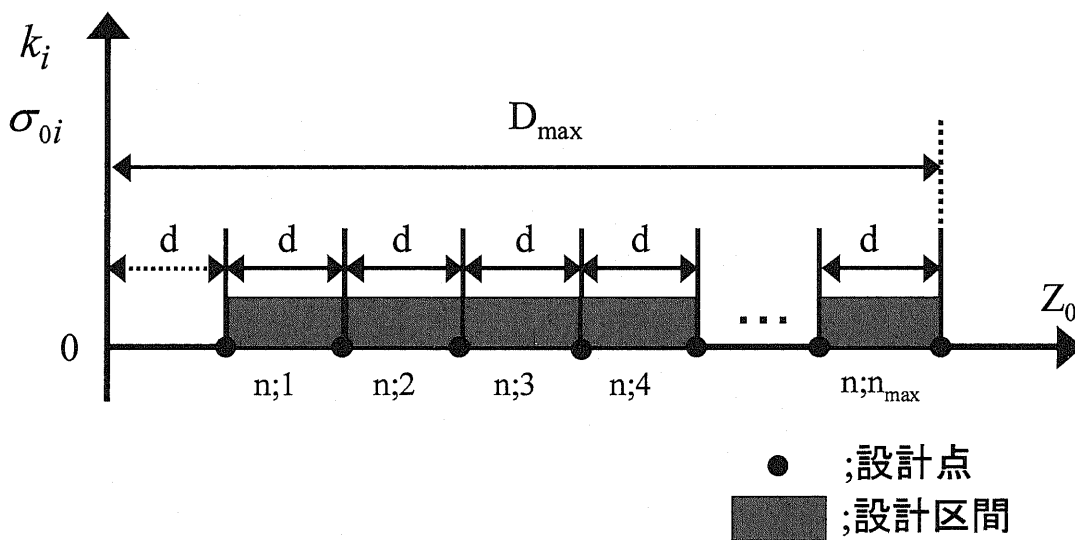


Fig.6.1.6 誘導則 b の概要

6.2 設計例

6.2.1 誘導則 a

ここでは、まず本提案の誘導則による設計例として、設計点の間隔を 2m で設計した結果を示す。初めに、スラスト推力による状態変数 z のフィードバックゲインを Fig6.2.1 に示す。Fig6.2.1 より、フィードバックゲインは連続的に変化していることがわかる。 z 方向の終端誤差を Fig.6.2.2 に示す。この結果から、広域領域の最適計算ができることがわかった。しかしながら、接続区間において、誤差が大きくなっていることがわかる。終端の状態変数のうち姿勢角 θ と経路角 γ を Fig.6.2.3 に示す。ここでも接続区間において、誤差が大きくなっていることがわかる。

これらのことより、広域オンラインの可能性はあるが、接続区間での誤差が大きく、まだ実飛しょう体への適用には不利であるといえる。

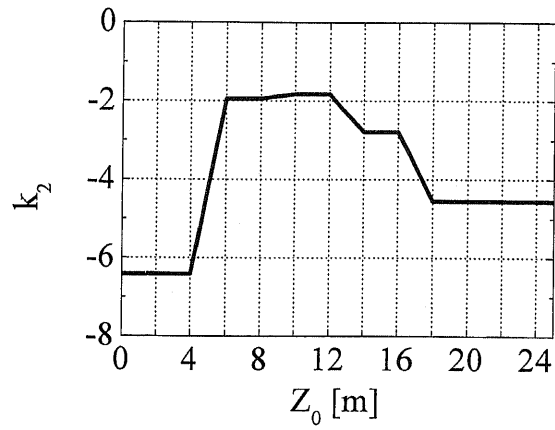


Fig.6.2.1 スラスタ推力による状態変数 z の

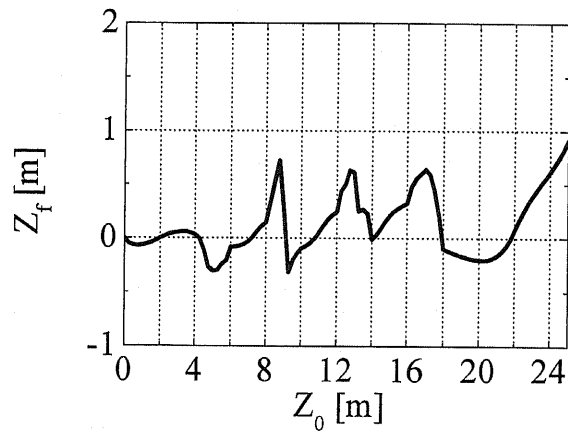


Fig.6.2.2 終端誤差 ($d=2$ [m])

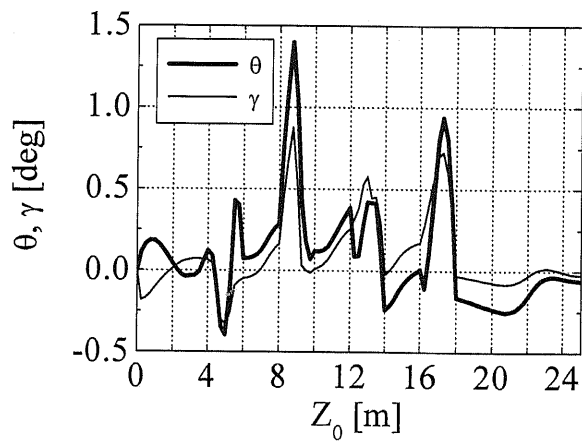


Fig.6.2.3 終端の状態変数 θ, γ
($d=2$ [m])

6. 2. 2 誘導則 b

ここでも、まず本提案の誘導則による設計例として、設計点の間隔を 2m で設計した結果を示す。初めに、スラスト推力による状態変数 z のフィードバックゲインを Fig6.2.4 に示す。Fig6.2.4 より、フィードバックゲインは階段上に変化して、連続的に変化していないことがわかる。 z 方向の終端誤差を Fig.6.2.5 に示す。この結果からも、広域領域の最適計算ができることがわかった。そして、すべての領域で誤差が小さくなっており、Fig.6.2.2 よりも誤差の変動幅が半分以下になっていることがわかる。終端の状態変数のうち姿勢角 θ と経路角 γ を Fig.6.2.6 に示す。ここでも Fig.6.2.3 と比べるとかなり誤差は小さくなっていることがわかる。

これらのことより、広域オンラインの可能性があり、誤差が小さく、実飛しょう体への適用には有利であるといえる。

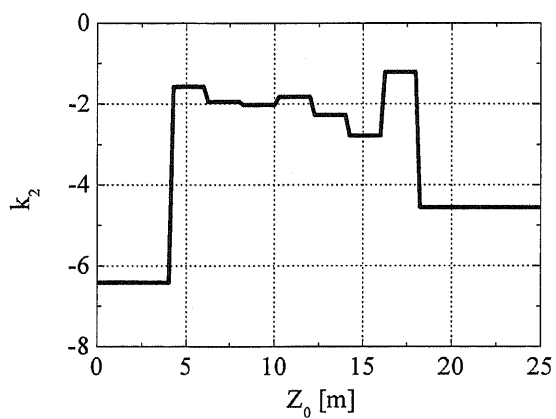


Fig.6.2.4 スラスタ推力による状態変数 z の
フィードバックゲイン ($d=2$ [m])

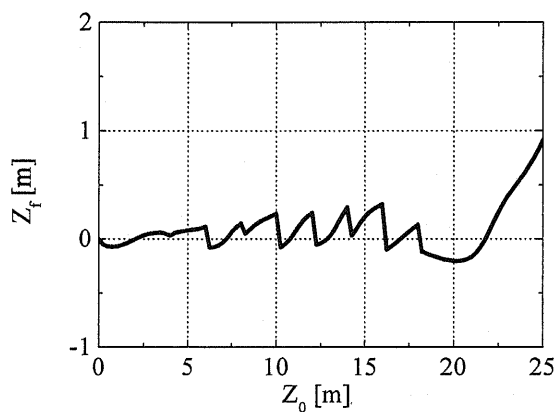


Fig.6.2.5 終端誤差 ($d=2$ [m])

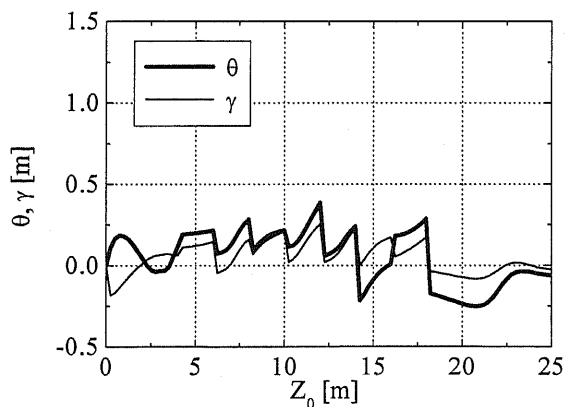


Fig.6.2.6 終端の状態変数 θ, γ
($d=2$ [m])

6.3 シミュレーション結果

前項までで、誘導則 b の方が、より実飛しょう体への誘導制御系設計への適用に有利であることが導かれた。ここでは、誘導則 b を用いて、設計点の間隔 d を 3[m], 5[m] と変化させた場合における特性をみることにより、設計点の間隔の影響を検証する。

d が 3[m] と 5[m] の場合の終端誤差と状態変数のうち姿勢角と経路角のシミュレーション結果を Fig.6.3.1- Fig.6.3.4 に示す。それらの結果から、終端誤差および状態変数共、設計点の間隔が大きくなると変動が大きくなる傾向が見られる。終端誤差について、 d が 2[m] と 3[m] および 5[m] の場合に関係を Fig.6.3.5 に示す。これらの結果から設計点の間隔は 2[m] の場合が誤差が少なく良好な特性であるといえる。

ここで、設計点の間隔は 2[m] の場合において、単一モデルでの最適計算による終端時間と本提案の手法による終端時間との関係を Fig.6.3.6 に示す。この結果から、本手法による最適計算による終端時間と単一モデルの終端時間はほとんど一致しているといえる。

これらのことから、本手法の妥当性が確認できた。そして、誤差が少なく実飛しょう体への適用可能な広域オンライン誘導制御系の設計ができるといえる。

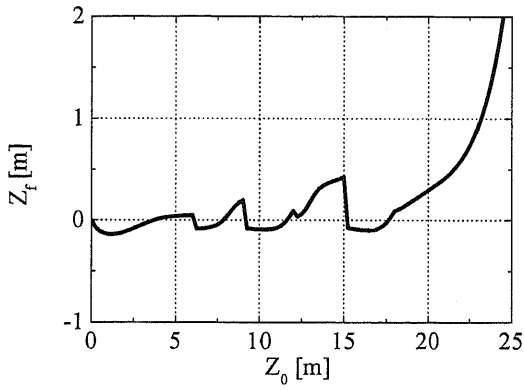


Fig.6.3.1 終端誤差
($d=3$ [m])

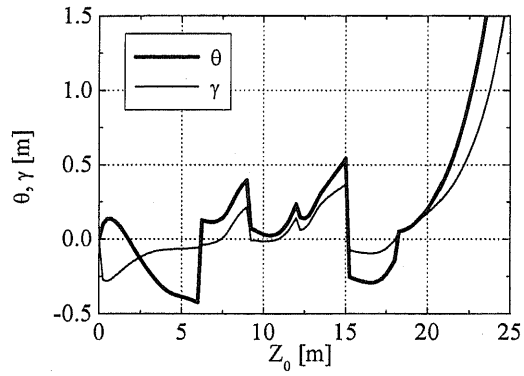


Fig.6.3.2 終端の状態変数 θ, γ
($d=3$ [m])

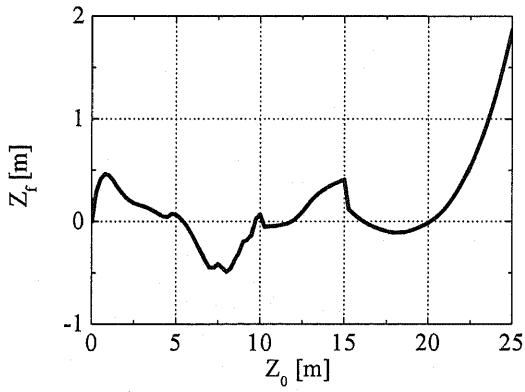


Fig.6.3.3 終端誤差
($d=5$ [m])

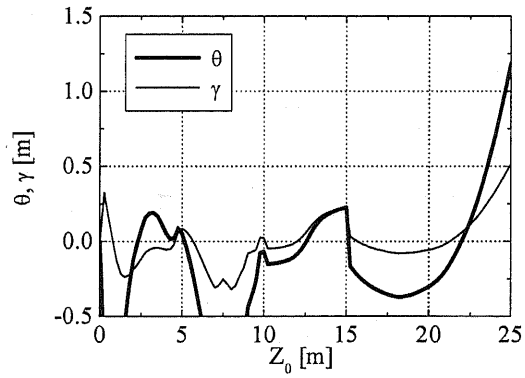


Fig.6.3.4 終端の状態変数 θ, γ
($d=5$ [m])

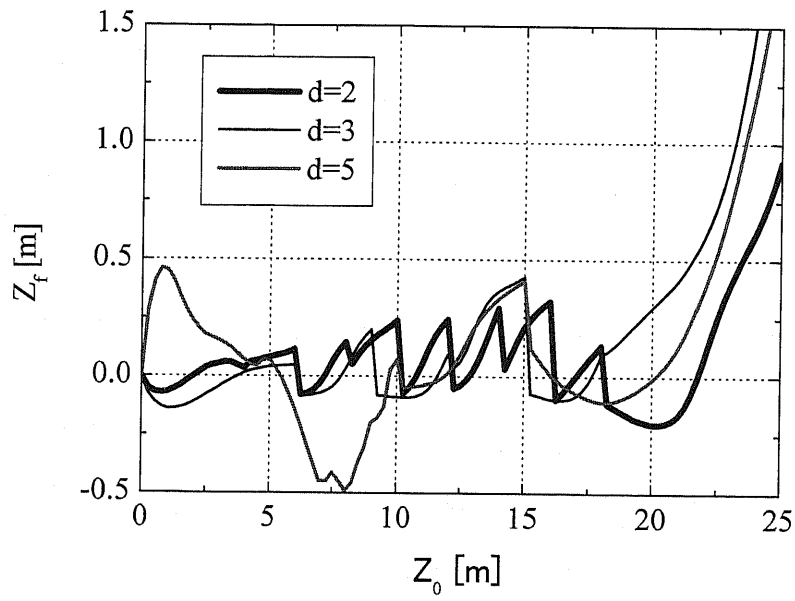


Fig.6.3.5 終端誤差
($d=2$ [m], $d=3$ [m], $d=5$ [m])

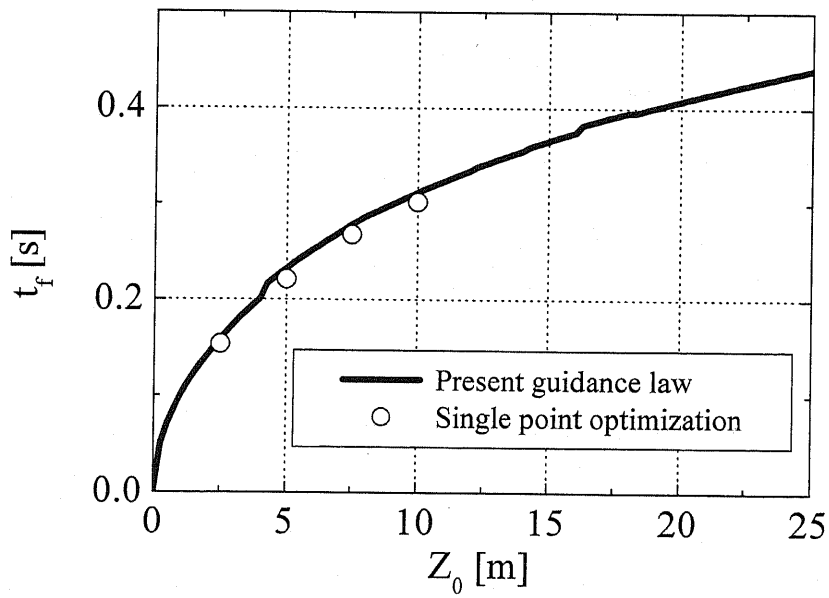


Fig.6.3.6 終端時間

第7章 結 論

従来の後翼を操舵する従来の空力操舵方式では，操舵から揚力発生までは一定の遅れが生じ応答性が悪い．また，制御する系の性質が非最小位相系であるためであり，固有不安定であり，ロバスト性の高い制御手法が適用できないという問題がある．このため将来に予想されている高機動・高応答な目標に対して，従来の方式では対処できないことがわかっている．この対処の考察としては，広範囲でのマヌーバを瞬時に行う必要があると思われる．しかし，過去から様々な形で飛しょう体に関する研究は行われているが，十分な議論がなされていない．このような背景に基づき，ハードウェアとして空力操舵に換わるものを検証した．そしてソフトウェアとして，実飛しょう体にも実装可能なロバスト性の高い実時間最適誘導制御手法を提案した．これらを組み合わせる新たな飛しょう体誘導制御系を構築し，数値計算により確認した．これらの結果を踏まえ，以下のような結論を得た．

(1) サイドスラスト方式の有効性

サイドスラスト方式は応答性や安全性等に優れていることが定性的に知られていた．このような背景により，本研究では，ハードウェアとして，従来型の空力操舵方式と比較検討した．それは，一般的な最適制御則である最適レギュレータを用いた．その結果，サイドスラスト方式の良好な応答特性並びに飛しょう安定性が良好であることを示した．

(2) 単一設計点での従来の最適制御理論による最適入力

本研究では，終末誘導における短時間の経路変更問題を対象としている．最適制御を行うにあたり，Bang-bang 入力か中間値を使用する特異入力によるのかを，検証した．まず，理論解析により特異入力の存在の可能性を示し，数値解析によりその可能性が困難であることを導いた．よって，本研究で用いる最適入力はBang-bang 入力であることを示した．

(3) 多数設計点を用いた実時間最適誘導制御則

本研究で想定している飛しょう体の最適制御系設計は、飛しょう体を想定したオンライン誘導制御系設計である。想定している実飛しょう体は、機動性の高い目標に対処するため短時間での広範囲のマヌーバが必要である。そのためには短時間での広範囲の最適計算が必要である。それ故に、従来の手法での最適解は、繰り返し計算を行い、時間の関数として最適入力を求めたものである。異なる境界条件には新しく計算が必要となり、適していない。

そこで、多数の境界条件を同時最適化する多数設計点による誘導則の設計手法を提案した。設計された誘導則の性能をみるために z 座標の終端誤差と状態変数の終端誤差の2種類の誤差で評価した。

例として設計点が5mと10mの場合で最適計算した結果を示した。入力は操舵翼舵角とスラスト入力共、完全にBang-bang入力になっていないものの、それに近い形で印加されていることを示した。また、切換関数の妥当性も数値解析により確認できた。

最適計算された z 座標の軌道の変化は、ややオーバーシュートはあるものの、終端において誤差がほとんど無いことがわかり良好な特性が得られた。状態変数においても、経路角と迎角及び姿勢角については誤差が少なく、ピッチレートについては誤差が無い良好な特性が得られた。

z 座標の誤差と状態変数の終端誤差を求めた結果、設計区間から離れると誤差が大きくなるが、設計区間では誤差が少なく良好な結果が得られた。これらの結果から、複数の設計点で最適計算した結果でも、単一の設計点で求めた計算と同等な結果が得られることを示した。これらのことよりオンラインでの最適化が可能であることを示した。

(4) 広域オンライン誘導制御系の提案

多数設計点を用いた誘導制御則を改良し、より広域オンライン化に適した誘導制御系の提案を行い、各種シミュレーションによりその妥当性を検証した。

多数設計点を同時に最適化する手法の中の終端時間を推定する近似式を1次式から平方根に改良した。この誘導則により最適計算した結果，入力特性が少し歪になるものの，最適計算は自体は改善され単一設計点の計算結果に近い結果が得られた。

この誘導則を用い，実飛しょう体のための誘導則を提案した。任意に設定した設計区間による誘導則を組み合わせた，次の二つの方法により検証した。

①設計区間と接続区間を接続する連続係数変化による誘導則 a

②連続接続区間による誘導則 b

その結果，誘導則 a では，広域オンラインの可能性はあるが，接続区間での誤差が大きく，まだ実飛しょう体の誘導制御系への適用には不利であることを示した。それに対して，誘導則 b の方が，広域オンラインの可能性があり，誤差が小さく実飛しょう体の誘導制御系に適した方法であることを示した。

これらの結果から本研究の提案した手法により，サイドスラストを用いた広域オンラインでの将来飛しょう体ための誘導制御系の設計が可能となることを導いた。

参 考 文 献

- [1] 中尾裕英, 有吉久比古 : 誘導武器概論, 防衛技術協会, 1981
pp.1-2
- [2] Stuart McIlwain and Mahmood Khalid : Computations of Square
and Elliptical Section Missiles using WIND, AIAA2004-5455,
22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit Providence,
Rhode Island, August 2004
- [3] Trevor J Birch : Aerodynamic Characteristics of a Square
Cross-Section Missile Configuration at Supersonic Speeds,
AIAA 2004-5197, 22nd Applied Aerodynamics Conference and
Exhibit, Providence Rhode Island, August 2004
- [4] Floyd J. Wilcox, Jr. : Force, Surface Pressure, and Flow field
Measurements on a Slender Missile Configuration with Square
Cross-Section at Supersonic Speeds, AIAA2004-5451, 22nd
Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, Providence
Rhode Island, August 2004
- [5] Trevor J Birch : Aerodynamic Characteristics of a Square
Cross-Section Missile Configuration at Supersonic Speeds,
AIAA 2004-5197, 22nd Applied Aerodynamics Conference and
Exhibit, Providence Rhode Island, August 2004
- [6] G. Avital, J. Pompan : Experimental and CFD Study of Rocket
Plume Effects on Missile Longitudinal Aerodynamic Stability,
AIAA 2004-5196, 22nd Applied Aerodynamics Conference and
Exhibit, Providence Rhode Island August 2004
- [7] Brian E. McGrath : Subsonic Aerodynamic Fin-Folding Moments
for the Tactical Tomahawk Missile Configuration, AIAA
2004-5193, 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit,
Providence Rhode Island, August 2004

- [8] A.E.H.J. Mayer, et al. : A Modular Ducted Rocket Missile Model for Threat and Performance Assessment
AIAA 2005-6013, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, San Francisco California, August 2005
- [9] 長谷川 裕晃, 北原 一起, 犬飼 保夫 : “小型・高推力エアーターボラムエンジン”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. **50**(2002), pp.272 .
- [10] 野波建蔵他 : MATLABによる制御理論, 東京電機大学出版局, 1998, p112
- [11] 梶田 貴則, 江口 弘文 : “飛翔体旋回加速度制御系設計に関する一考察”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. **54** (2006), pp.228-231 .
- [12] Curtis P. Mracek and D. Brett Ridgely : Missile Longitudinal Autopilots : Comparison of Multiple Three Loop Topologies, AIAA 2005-6380 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco California August 2005
- [13] Curtis P. Mracek and D. Brett Ridgely : Missile Longitudinal Autopilots : Connections Between Optimal Control and Classical Topologies, AIAA 2005-6381 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco California August 2005
- [14] E.Yehezky and M.Karpel : Nonlinear Flutter Analysis of Missiles with Pneumatic Fin Actuators, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.19, No.3, May-June 1996, pp.664-670
- [15] 菅原 正行, 升谷 保博, 宮崎 文夫 : “ターゲット衛星近傍を飛行する宇宙機の角度情報に基づく接近誘導制御”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. **54** (2006), pp.221-227 .
- [16] 付 天爽, 今度 史昭 : “DAS の最適軌道制御に関する一研究”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. **55** (2007), pp.89-97 .

- [17] Hyochoong Bang., et al., : Feedback Control for Slew Maneuver Using On-Off Thrusters, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vo22, No.6, May-June 1999, pp.816-822
- [18] Curtis P. Mrazek and D. Brett Ridgely : Missile Longitudinal Autopilots : Comparison of Multiple Three Loop Topologies, AIAA 2005-6380 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco California August 2005
- [19] Curtis P. Mrazek and D. Brett Ridgely : Missile Longitudinal Autopilots : Connections Between Optimal Control and Classical Topologies, AIAA 2005-6381 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco California August 2005
- [20] 藤野正隆他 : サイド・スラスターの効果に関する実験的研究 , 関西造船協会誌, (168), 1978, pp.35-44, 19780330, (ISSN 03899101) (社団法人日本船舶海洋工学会)
- [21] 山崎正三郎他 : スキュー分布の異なる可変ピッチ式サイドスラスターの性能 : 第1報 サイドスラスタ単独性能, 日本造船学会論文集, (187), 2000, pp.33-39
- [22] 大津皓平他 : 最短時間操船に関する研究 - I . - 外乱のない場合の着棧操船, 1993, 日本航海学会論文集, 第 90 号, pp.261-271.
- [23] 大津皓平他 : 最短時間操船に関する研究 - II . - 外乱のある場合の着棧操船, 1993, 日本航海学会論文集, 第 90 号, pp.21-29.
- [24] Min-Jea Tahk., et al., : Recursive Time-To-Go Estimation for Homing Guidance Missiles, IEEE transactions on aerospace and electronic systems, Vol.38, No.1, January 2002, pp.13-24
- [25] Steve Rogers : Missile Guidance Comparison, AIAA2004-4882, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Providence Rhode Island August 2004

- [26] Vincent C. Lam : AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2005-6459, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California August 2005
- [27] 熊谷 賢治, 越智 徳昌 : μ 設計を用いた比例航法のための補償器の設計, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.53 (2005), pp.116-122 .
- [28] 土肥 直人, 馬場 順昭, 高野 博行 : “速度変化する飛翔体の改良型比例航法の修正”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.52 (2004), pp.280-288 .
- [29] Tyan F : Unified approach to missile guidance laws : A 3D extension , IEEE TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS 41 (4) : 1178-1199 OCT 2005
- [30] S. E. Talole., et al. : Predictive Homing Guidance using Time Delay Control, AIAA2005-6159, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California August 2005
- [31] Rituraj Srivastava., et al. : Nonlinear Three Dimensional Composite Guidance Law Based on Feedback Linearization, AIAA 2004-4903, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Providence Rhode Island August 2004
- [32] Sachio Uehara., et al. : Minimum-Time Loop Maneuvers of Jet Aircraft, J.Aircraft, Vol.15, No.8, 1978, pp.449-455
- [33] P. K. A. Menon and M.M.Briggs : Near-Optimal Midcourse Guidance for Air-to-Air Missiles, J. Guidance, Vol.13, No.4 1987, pp.596-602
- [34] Garret L.Schneider and George W.Watt : Minimum-Time Trans Using Vectored Thrust, J.Guidance, Vol.12, No.6, Nov.-Dec. 1989, pp.777-782

- [35] Fumiaki Imado and Takeshi Kuroda : Optimal Thrust Control of a Missile with a pulse Motor, J.Guidance, Vol.14, No.2, March-April 1991, pp.377-382
- [36] Fumiaki Imado and Takeshi Kuroda : Optimal Midcourse Guidance for Midium-Range Air -to-Air Missiles, J.Guidance, Vol.13, No.4, July-August 1990, pp.603-608
- [37] Arkadi Lichtsinder., et al. : Minimum-Time Maneuvers of Thrust-Vectored Aircraft, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.21, No.2, March-April 1998, pp.244-250
- [38] P.A.Raju : Emipirical Virtual Sliding Target Guidance Law Design: An Aerodynamic Approach, IEEE TRANSACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS 39(4): OCT 2003, pp.1179-1181
- [39] 土肥 直人, 馬場 順昭, 高野 博行 : “ブースト中における飛翔体の飛行距離推定と誘導”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 53 (2005), pp.367-375 .
- [40] Kevin A.Wise : Bank-to-Turn Missile Autopilot Design Using Loop Transfer Recovery, J.Guidance, Vol.13, No.1, Jan.-Feb. 1990, pp.145-152
- [41] J.E.Cochran Jr., et al. : Dynamics and Control of Maneuverable Towed Flight Vehicles, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.15, No.5, September-October 1992, pp.1245-1252
- [42] A.A.Powly and M.Seetharama Bhat : Missile Autopilot Design Using Discrete-Time Variable Structure Controller with Sliding Sector, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.27, No.4, July-August 2004, pp.634-646
- [43] 越智 徳昌 : “双翼操舵飛翔体の垂直加速度及び迎角制御系の設計”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.51 (2003), pp.621-627.

- [44] John W.C. Robinson and Ulrik Nilsson : Design of a Nonlinear Autopilot for Velocity and Attitude Control using Block Backstepping, AIAA2005-6266, San Francisco, California AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit August 2005
- [45] Thierry Miquel., et al. : A simplified backstepping design for 3D time based aircraft relative guidance, AIAA 2004-4993, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Providence Rhode Island, August 2004
- [46] Fredrik Svahn and Johan Hamberg : Flight-Path Control of a Missile using the Passive Normal Form, AIAA 2005-6376, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco California, August 2005
- [47] C D C Jones., et al. : Dynamic state-feedback gain scheduled control of the ICE 101-TV, AIAA2004-4754, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Providence Rhode Island, August 2004
- [48] Ruben E. Perez¹, Hugh H. T. Liu² : Early Aircraft and Control Design Integration through Multidisciplinary Optimization and Surrogate Models, AIAA-2004-5356, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit Providence, Rhode Island, August 2004
- [49] 江口 弘文 : “飛翔体誘導制御性能評価の一方法”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 49 (2001), pp.162-165.
- [50] 防衛技術ジャーナル, 防衛技術協会, May 1994, pp 58-60
- [51] 防衛技術ジャーナル, 防衛技術協会, May 1995, pp 42-46
- [52] 富田信之他 : ロケット工学基礎講義, コロナ社, 2001, p.4
- [53] 防衛技術ジャーナル, 防衛技術協会, February 1995, pp 40-45
- [54] 防衛技術ジャーナル, 防衛技術協会, December 1994, pp 36-39
- [55] 防衛技術ジャーナル, 防衛技術協会, January 1995, pp 68-77
- [56] 江口弘文 : 誘導制御系の設計, 東京電機大学出版局, 2005, pp.153-161

- [57] 足立修一：MATLABによる制御工学，東京電機大学出版局，1999，p51-53
- [58] 野波建蔵他：MATLABによる制御系設計，東京電機大学出版局，1998，p49-51
- [59] 古茂田真幸：制御工学，朝倉書店，1993，p125-126
- [60] 山川宏他：最適設計ハンドブック，朝倉書店，2003，P3-10
- [61] A.E.Bryson, Jr.and Y.-C.Ho：Applied Optimal Control, John Wiley & Sons, 1975, pp.108-117
- [62] 加藤寛一郎：工学的最適制御，東京大学出版会，1993，p133-135
- [63] A.Miele., et al., : Sequential conjugate gradient-restoration algorithm for optimal control problems with nondifferential constrains, Part I , Int.J.Control, 1979, Vol.29, No.29, pp.189-211
- [64] 上野誠也：フィードバック誘導制御則による航空機の最短時間旋回，1997，日本航空宇宙学会誌，第45巻，第516号，pp.29-35.

謝 辞

本論文は、著者が将来飛しょう体のための誘導制御系設計の研究として、各種の研究成果を博士論文としてまとめたものである。著者の研究全般に渡り多大なる御指導・御支援を頂いた多くの方々へ感謝の意を表します。

本論文の主査である環境情報研究院教授の上野誠也先生には、本論文をまとめるにあたり、研究の方向づけから、詳細に至るまで熱心に指導して頂きました。著者が電気工学系出身であるため、航空工学に関する専門知識が欠けていたばかりに戸惑いを感じることも少なくなかったが、先生の根気良く暖かい指導のお蔭で、幅広い視点で研究をすることが出来ました。先生の御指導なしに本論文は完成し得ませんでした。深く御礼申し上げます。

また、本論文の副査である同研究院教授の森下信先生及び同研究院准教授の村井基彦先生並びに工学研究院教授の平山次清先生及び同研究院准教授の宮路幸二先生には、本論文の審査にあたり適切な御指摘・御指導を頂きまして深く感謝致します。

学際プロジェクト研究センター助教の樋口丈浩先生にはゼミ等で有益な御指摘・御指導を頂きまして大変感謝しております。

航空宇宙システム研究室の一同には、研究室で長くに渡りお世話になりました。ありがとうございました。

そして、著者の所属機関である防衛省技術研究本部の関係者の皆さんには、本研究を行う機会を与えてくださったことに対して深く感謝致します。また、口頭発表・論文発表等で多大なる御支援を頂まして深く感謝し、厚く御礼申し上げます。

最後に、本研究を陰ながら支えてくれた、妻の山岡千恵に深く感謝しております。度々、二人の息子、大桜と豊森を任せきりにしたこともありましたが、そのようなときにも、文句も言わずに、常に私を励まし、応援してくれました。子供達は小さいながらも良く理解し、支えてくれたと思います。妻の多大なる支援と子供達の理解に心から感謝致します。本当にありがとうございました。