

有翼ロケットの
デジタル適応飛行制御に関する研究

平成24年1月

下沢 智啓

目次

第1章	緒論	1
1.1	本研究の背景	1
1.2	本研究の目的	5
1.3	本研究の概要	8
第2章	非最小位相特性を考慮したモデル規範形適応制御	11
2.1	有翼ロケットの運動方程式	12
2.1.1	機体並進運動方程式	12
2.1.2	機体回転運動方程式	14
2.1.3	機体の位置・姿勢	15
2.2	運動方程式の線形化	17
2.2.1	擾乱方程式	17
2.2.2	線形化運動方程式	21
2.3	離散時間モデル	23
2.4	極配置と零点補償	25
2.4.1	極配置	26
2.4.2	零点補償	26
2.5	適応飛行制御系の構成	28
2.6	誘導制御シミュレーション	31
2.6.1	固定ゲイン誘導シミュレーション	32
2.6.2	リアルタイム誘導シミュレーション	33
2.7	まとめ	36
第3章	適応フィードバック線形化制御	39
3.1	特異摂動法による低次元化モデル	39
3.2	フィードバック線形化制御	42
3.3	適応フィードバック線形化制御	43
3.4	誘導制御シミュレーション	44

3.4.1	固定ゲイン誘導シミュレーション	44
3.4.2	リアルタイム誘導シミュレーション	45
3.5	まとめ	50
第4章	UKFを用いた適応フィードバック線形化制御	55
4.1	適応推定	55
4.1.1	Unscented Kalman Filter (UKF)	55
4.1.2	同時推定	57
4.2	誘導制御シミュレーション	59
4.2.1	固定ゲイン誘導シミュレーション	60
4.2.2	リアルタイム誘導シミュレーション	60
4.3	まとめ	62
第5章	結論	71
	謝辞	73
	参考文献	74
付録A	揚力係数, 抗力係数	79
付録B	飛行誘導	82
B.1	固定ゲイン誘導法	82
B.2	リアルタイム誘導法	83

第1章 緒論

1.1 本研究の背景

日本の宇宙開発は、1980年代までは人工衛星による通信、放送、地球観測などの活動が中心であった。その後国際宇宙ステーション ISS 計画に参画し、宇宙ステーションでの有人宇宙活動、宇宙環境を利用した実験などが新たな宇宙活動分野として加わっている [1]。これらの宇宙活動を支えるためには、宇宙と地球を結ぶ輸送手段であるロケットの開発が必要不可欠である。

ロケットの歴史は古く、最古のロケットは1200年代に推進薬に黒色火薬が詰められた中国の軍用ロケットであるといわれている [2]。近代ロケット技術は、第2次世界大戦末期のドイツが開発した、軍用液体燃料ロケット（弾道ミサイル）である V2 ロケットにより始まった [3]。その後、ドイツのロケット技術はアメリカ、旧ソ連に引き継がれ、核弾頭を搭載するミサイルとなったが、一方、その運搬能力と誘導技術を応用して、1957年旧ソ連が世界初の人工衛星「スプートニク1号」を R-7 型ロケットで打ち上げ、宇宙開発時代が始まった [4]。スプートニク1号打ち上げの翌年には、同2号に犬を搭載するなど、有人宇宙飛行の予備実験に入り、1961年、史上初の有人宇宙船「ヴォストーク1号」の打ち上げを A-1 型ロケットで成功させた。これは旧ソ連が早くから大型ロケットの開発を指向した成果である。A-1 型ロケットは、他に例を見ない液体ロケット束ねる多段式で、旧ソ連ではその後もこの方式が踏襲された。A-1 型以後 SL-4/A-2e 型「ソユーズ」、SL-12/D 型「プロトン」などが開発され、他国に比べて圧倒的多数の衛星を打ち上げるとともに月惑星探査機、サリュートやミール等の宇宙基地モジュールの打ち上げにも使用された。さらに、低軌道に100トンのペイロードを打ち上げる能力を有する大型ロケット「エネルギー」を開発し、1988年に宇宙往還機であるブランをこのエネルギーに乗せて打ち上げている。旧ソ連解体後、ロケット技術は主にロシア、ウクライナに引き継がれ、上述のソユーズ、プロトン以外にもコスモス、モルニア、サイクロン、ゼニットなどの使い捨て型ロケット（ELV: Expendable Launch Vehicle）が開発・運用されている。ウクライナのゼニットは、最新の ELV であり、ロシアのプロトンとともに

に低コストを武器に商業打ち上げ用ロケットとして国際市場参入を果たしている機種である。ロシアは2001年に新型のプロトンMの初打ち上げにも成功した。また、有人飛行には現在ソユーズロケットが使用されている [5]。

一方、旧ソ連に遅れをとったアメリカも旧ソ連と同様にレッドストーン、ジュピター等の中距離ミサイル (IRBM: Intermediate-Range Ballistic Missile) を改修し、人工衛星打ち上げロケットを開発、さらに大陸間弾道ミサイル (ICBM: InterContinental Ballistic Missile) を改修したアトラスロケットおよびタイタン ロケットでそれぞれマーキュリーおよびジェミニ計画を実施した。その後、有人飛行でも遅れをとったアメリカはケネディ大統領が提唱したアポロ計画に国家威信をかけて巨大プロジェクトに取り組むことになった。1958年設立の航空宇宙局 (NASA: National Aeronautics and Space Administration) を中心として膨大な開発資金を投じたアポロ計画により、サターンV型ロケットを開発して人類を月に運び、また宇宙実験室スカイラブを打ち上げた [6]。その後のアメリカのロケットは衛星打ち上げの商業化の推進のため、デルタ、アトラス、タイタンの各ロケットが、世界の商業市場に投入されたが、コストが高いことや1993年に相次いで失敗したこともあり、欧州宇宙機関 (ESA: European Space Agency) のアリアンロケットにその市場の大半を占有されることになった。このためアメリカでは官民の間で新型ロケットの開発や既存ロケットの改修に着手し、EELV (Evolved Expendable Launch Vehicle) の開発が進められ、2002年にアトラス5およびデルタ4の初打ち上げに成功し、今後の衛星打ち上げ用ロケットの主力となっている。

西欧諸国では、はじめは個々の国で独自に宇宙開発を行っていたが、それでは米ソの熾烈な競争から生まれる成果に対抗できないため、欧州共同の開発が計画された。1975年に設立されたESAは1979年にアリアン1型の初打ち上げに成功して以来、2型、3型、4型、5型と開発を進めてきた。旧式でコストの高いアメリカの打ち上げシステムに比べてアリアンはペイロードに応じて固体や液体の補助ロケットと組み合わる各種のファミリーを取り揃え、商業目的を徹底的に追及し、低コストでの衛星打ち上げ事業に成功して世界の衛星打ち上げ市場の過半数を占めるまでに至った。4型に続き大型化・低コスト化したアリアン5型ロケットは、1997年の初号機の打ち上げに失敗したものの、1997年と1998年の試験打ち上げに連続して成功、1999年には初の商業打ち上げにも成功し、以降順調に打ち上げ実績を築きつつあった。しかし、2002年、アリアン5プラスというプログラムの下で開発されたアリアン5増強型：アリアン5ESC-Aロケットの打ち上げに失敗した。この失敗により、ESAは今後のアリアン5型ロケットの能力増強化計画、すなわち、2006年に従

来型アリアン 5 の約 2 倍の打ち上げ能力を有するアリアン 5ESC-B ロケットの実用化計画は見直しを余儀なくされている。また、衛星打ち上げビジネスで世界の先頭を走り、衛星打ち上げ市場の 50 % 以上を獲得してきたアリアンスペース社は、一時厳しい試練に直面することとなったが、その後は徐々に挽回してきている。

日本のロケット開発は、1952 年の糸川英夫教授率いる東京大学生産技術研究所（東大生研）が発足し、ペンシルロケットの開発に着手したことから始まる。以来、宇宙科学研究所（ISAS: Institute of Space and Astronautical Science）が主体となり、観測ロケットと、これを発展させた衛星打ち上げ用全段固体ロケットを開発してきた。衛星打ち上げロケットとしてミュースシリーズが開発され、第 5 世代の M-V では火星探査機「のぞみ」、小惑星探査機「はやぶさ」を打ち上げた。一方、液体燃料ロケットとしては、1969 年の宇宙開発事業団（NASDA: National Space Development Agency of Japan）が発足と前後して、アメリカからの技術導入により、N-I ロケットが開発された。N-I ロケットは日本初の静止衛星「きく 2 号」を打ち上げ、その後開発された N-II、H-I ロケットも数多くの人工衛星の打ち上げに成功した。さらに、1994 年に H-II、2001 年には発展型の H-IIA と H-IIB が開発され、日本の基幹ロケットとなっている。

しかし、上述の ELV は使い捨てであるため、輸送コストが高いという欠点がある。NASA が 1994 年に行った Commercial Space Transportation Study (CSTS) によると、地上から低軌道への輸送コストが現状の 1/10 以下になるまでは、輸送コストの低下によっても需要は増えず、ほぼ現状のまま横ばい状態が続き、宇宙輸送ビジネスの総収入は減少する結果となり、極めて厳しいビジネスが強いられる。逆に、コストが現状の 1/10 になったとき、今までとは異なったユーザの参入によって宇宙活動が拡大、発展すると予測している。現在、世界の宇宙輸送は供給過剰の状態にあり、世界でも多くの顧客を抱えるアリアンスペース社においても赤字の状態に陥っている。輸送コストを目標まで低減するには、ELV では困難であり、高い信頼性を有する完全再使用型の宇宙輸送システム（RLV: Reusable Launch Vehicle）の導入が必要であることは世界的な共通認識になっている [7]。

再使用型ロケットの開発としては、NASA がアポロ計画の成功を確信した後、ポストアポロ計画として宇宙往還機となるスペースシャトル [8] の開発に力を入れ始めた。当初のスペースシャトルの案は、より完全再使用に近い形のものであったが、開発費用の問題などにより部分再使用型のスペースシャトルとなった。スペースシャトルはオービタ、外部推進薬タンクおよび 2 本の固体ロケットブースタからなるもので、外部推進薬タンクは使い捨て、固体ロケットブースタは海上から回収した後

数回再使用する。また、オービタは荷下ろしの後点検・再整備を受け、次のペイロードの積み込み、外部タンク及び固体ロケットの組付けを経て、再飛行へと向かう予定であった。しかし、飛翔後の主エンジンやタイルの一部はそのつど点検や取替えを余儀なくされ、完全再使用の実現には至らなかった。

米国がスペースシャトルの開発を行って以来、宇宙へ行って帰還する有翼式で再使用可能な宇宙往還機の開発 [9] が各国でも進められてきた。しかし、旧ソ連は 1988 年末に宇宙往還機「ブラン」を打ち上げたが一回の飛行に終り、ESA も「エルメス」という往還機の開発を立ち上げたが設計段階で凍結された。

さて、現在日本が行っている宇宙開発として、アメリカが提唱した国際宇宙ステーション (ISS: International Space Station) 計画における、宇宙ステーション取付実験モジュール「きぼう」の運用がある。この「きぼう」は日本で開発・製造され、2008 年と 2009 年に 2 度に分けて ISS に輸送され組み立てられたものである。また、人工衛星の開発や新たに宇宙活動基盤を開発整備するとともに有人宇宙活動を展開している。また、他国に頼らない独自の宇宙開発を行うための宇宙往復輸送システムの開発を目指して、宇宙航空研究開発機構 (JAXA: Japan Aerospace eXploration Agency) の前身である NASDA、航空宇宙技術研究所 (NAL: National Aerospace Laboratory of Japan)、ISAS が各々研究を行ってきた。

NASDA および NAL では、無人の再使用型有翼回収機「HOPE (H-II Orbiting PlanE)」, 宇宙往還技術試験機「HOPE-X (H-II Orbiting PlanE eXperiment)」の開発を担当していた。HOPE の特徴は、姿勢制御用と軌道離脱用の小型スラスタを備えてはいるが、推進用のメインエンジンは持っていない。H-II ロケットで垂直に打ち上げられて軌道上でのミッションを終了後、軌道離脱、大気圏再突入、滑空帰還、水平着陸を行う予定であった。HOPE-X 開発の技術実証機として、大気圏再突入時の空力加熱を研究する軌道再突入実験機 OREX (Orbital Reentry eXperiment) [10], Lifting Body の極超音速域での誘導制御技術等の飛行実証を目的とした HYFLEX (HYpersonic FLight eXperiment) [11] および自動着陸技術の実証を目的とした ALFLEX (Automatic Landing FLight eXperiment) [12], 高速飛行実証 HSFD (High Speed Flight Demonstration) [13] が実施された。

NAL では、水平離着陸型の一段式有人完全再使用型宇宙往復輸送システム「スペースプレーン」の研究を行っていた。軽量かつ耐熱性のある構造材料の開発、マッハ 25 まで加速可能なエアブリージングエンジンの開発が大きな技術課題とされていた。このエンジンは酸化剤として空気を用い、機体の水平離陸後に可能な限りの大推力および高比推力を、高い推力重量比において実現することが求められており、

実験機による飛行実験が必須となっていた。

ISAS では、無人で弾道飛行を行う単段式の有翼飛翔体であり、二段式の宇宙往復輸送システムの一段目に当たるフライバックブースタに発展可能な HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space Vehicle) [14] の研究を行っていた。HIMES は空間に対して静止可能で中・高層大気の観測などを行った後、大気圏に再突入し発射点近傍の滑走路に滑空帰還を行って水平に着陸する。また、弾道軌道から大気圏に再突入するため、大気圏再突入速度が小さく、本格的な耐熱システムは必要とされない設計であった。

NASDA, NAL および NAL の機関で行われていた研究は、概念設計を踏まえて各種飛行実験を実施するに至るまで進んだものの、いずれも実機の開発を待たずに計画は中止されてしまっている。しかし、開発のために行われたさまざまな実験により蓄積されたデータや各種技術は、将来の宇宙往還機の開発に有用であると考えられる。

現在、JAXA では鈍頭形状の「垂直離着陸型」観測ロケットの研究が行われている。これは、ロケットが垂直に打ち上げられ、再びその場所に帰還し垂直に着陸する往還機のことである。これに比べ、有翼式の往還機は、航空機のように翼による揚力を利用し帰還することができる。そのため、着陸に余分な燃料が不要であり、機体重量の低減、打ち上げのコストダウンにもつながる。翼を有しているので「垂直離着陸型」の往還機よりもダウンレンジやクロスレンジが大きくとれ、また、機体の制御・誘導も空力舵面を動かすことで効率的に行うことができる。このように、有翼式の往還機の方が優位性を持っていると考えられる。よって、有翼式の再使用型観測ロケットの実用化に向けた研究を行うことが必要である。

1.2 本研究の目的

宇宙往還機は広範囲を飛行するため、飛行環境の変化に起因するダイナミクス変動が存在する。そこで、従来のスペースシャトルに代表される有翼式の宇宙輸送システムはゲインスケジューリング制御法が用いられてきた [15]。

日本では NAL および NASDA が、HOPE の小型自動着陸実験機である ALFLEX を製作し、1994 年オーストラリアにおいて無人有翼機に必要な自動着陸の飛行実験を行い成功させた。ALFLEX は縦の静安定が負であるため、制御により安定性を確保しなければならず、また、横・方向においては、通常の迎え角において風見安定が負かつ強い上反角効果をもつ、不安定な航空機である [16]。このため、機体の安定

化はもちろん，自動着陸という目的からも優れた応答性が要求される．したがって，古典制御理論に基づいて設計されていたオートパイロットより高い性能の制御方式が要求され，適用する飛行制御則設計手法も重要な技術課題であった．ALFLEXではロバスト制御系設計法のひとつである多数遅れモデル/多数設計点法を用いて基本制御則が設計され，構造連成を抑えるためのフィルタを H_∞ EMM (Exact Model Matching) 法に基づいて設計して基本制御則を拡張している [17, 18]．また，この基本制御則では，飛行環境の変化に対応するために固定ゲインに動圧の逆数をかけて飛行条件による動圧の変化を補償するように姿勢制御則が構成されている．なお，制御と構造連成との干渉の抑制と応答性能の追求の妥協点を探ることが設計の難しい点であったと報告されている [17]．

また，宇宙往還機は大気圏突入からの高速飛行が要求される．そのための飛行実験がHYFLEX 実験機により行われた．実験機は1996年2月12日に種子島宇宙センターからJ-1 ロケットで打ち上げられ，高度107[km]，速度3.9[km/s]で分離された．分離後，迎角49[deg]で飛行し，その後30[deg]に下げてマッハ2に至るまで誘導制御を行った．マッハ2に達すると減速のため90[deg]近い高迎角飛行に入り，亜音速になった後にパラシュートを開いて着水した．機体の回収には失敗したが飛行中の航法誘導制御は計画どおりに実行された．HYFLEXの制御系は古典制御の手法を用いて設計されたが，フィードバックゲインは再突入してからは動圧の関数として，その後，着陸までは対地速度の関数としてスケジューリングされている [20]．その他，マッハ2以下の飛行速度における誘導制御実験を行う高速飛行実証機では，上記の多数遅れモデル/多数設計点法や新しい設計法としてモンテカルロ法を基礎とした統計的最適化法が用いられている [21]．

しかし，これらの機体で用いられた誘導制御法は，飛行条件が既知である必要がある．そのため，故障や緊急時の経路変更などで想定範囲外での飛行環境における姿勢追従性の悪化や最悪の場合制御不安定に陥る可能性がある．そのため，自動で制御系を修正して制御系を再構成可能な飛行制御系 (RFCS: Restructurable/Reconfigurable Flight Control System) あるいは自己修復型飛行制御系 (Self-Repairing Flight Control System) が航空機の分野で研究されている [22]．RFCSのひとつとして，切り替え制御が研究されている [23]．切り替え制御は，複数のコントローラを設計しておき，スーパーバイザが故障の検出情報に基づきコントローラを切り替える制御法である．コントローラ切り替え時のコントローラの選び方によっては，コントローラ切り替え後に制御入力が不連続になる場合や，コントローラ切り替え後の制御性能が低下してしまう場合があるため，切り替え時のコントローラ状態の選び方が問題

である [24–27] . コントローラ切り替え時の制御入力の不連続性を抑えるための方法としては , コントローラ切り替え時以前の制御量や観測量を記憶しておき , 最小二乗法を用いてコントローラ切り替え時のコントローラの状態を決定する方法 [25] や , 使用していないコントローラの内部状態を計算し続ける方法 [26] などが提案されているが , これらの方法ではコントローラ次数が大きい場合に , 計算量が膨大になってしまうことが問題である . また , 故障時に残っている使用可能な制御要素を用いて故障前と同じ制御力やモーメントを発生し , 正常時の閉ループ伝達特性を再生するコントロールミキサ法も研究されている [28] . しかし , 状態方程式における制御入力の係数行列の正確な情報が必要であることや , 使用可能な制御要素のバンド幅 , 使用量の制限を考慮していないなど , 実用には問題がある .

実機を用いた RFCS として無人宇宙往還機 X-37 の大気圏内試験機である X-40 がアメリカ空軍研究所およびボーイング社によって開発され , RFCS の研究がされている . X-40 は 1998 年にホロマン空軍基地において UH-60 ヘリコプターにより高度約 2,740[m] から投下され , 基地の滑走路に自動着陸し , 飛行試験は成功した . X-40 に対してはモデル追従制御とフィードバック線形化法を組み合わせた RFCS による飛行試験が行われた [29] . 試験の結果 , 空力舵面の損傷時にも着陸時の要求仕様を満たすことが確認された .

しかし , これらの提案されている RFCS では , 制御対象のモデルが必要であり , 飛行環境の変化や故障により制御対象のダイナミクスが変動すると制御性能が低下する問題がある . そこで , そのダイナミクス変動に対してはオンラインで制御対象のパラメータを推定しながら制御を行う , 適応制御手法が有効であると考えられる .

適応制御手法としては無人実験機 X-36 に対して RFCS の搭載が検討され , フィードバック線形化法と最小二乗法およびニューラルネットワークを組み合わせた RFCS が設計された . 舵固着の故障に対しては , 最小二乗法によるパラメータ推定を用い , フィードバック線形化とニューラルネットワークで補償できることがシミュレーションで示されている . さらに , この方法は Piloted Hardware-In-The-Loop Simulation および飛行試験で再構成能力が確認されている [30] .

また , 線形系に対する適応制御手法も研究されている [31–34] . しかしながら , 宇宙往還機に作用する流体力のモデルは不確かであり , また , 制御系設計では宇宙往還機の線形化運動方程式を用いるため , 制御対象の線形数式モデルの零点が不安定となる可能性がないとは断言できない . また , 宇宙往還機の連続時間数式モデルの分母分子の次数差は取り扱う変数によって変わるが , 実際にはアクチュエータにもダイナミクスが存在する . 制御性能向上のためには , アクチュエータダイナミクス

を考慮したモデルを取り扱う必要があるが、このアクチュエータダイナミクスを考慮した場合、元のモデルの分母分子の次数差によらず、必ず次数差が2以上になる。ここで、連続時間数式モデルで分母分子の次数差が2以上のときは、連続時間モデルの零点が安定であっても、その連続時間モデルに対応する離散時間モデルに不安定零点が生じる場合があることが知られている [35]。そのため、極零相殺する適応制御法の宇宙往還機への適用には問題があると考えられるが、筆者の知る限り、これまでこの問題を陽に取り扱った研究は見当たらない。

1.3 本研究の概要

著者らの研究開発グループでは、完全再使用型宇宙輸送システムの研究の一環として、2005年より有翼ロケットによる無人のサブオービタル飛行システムの研究を進めている。その実現に関わる要素技術として、航法誘導制御システムや、複合材構造設計技術等の個別研究を進める一方、それらの技術実証を目的として小型の有翼ロケット実験機を用いた飛行実験を行っている。また、将来宇宙輸送システムに必要であると考えられる、ゲインスケジューリングに頼らず飛行環境に適合して高い制御性能を確保する適応制御手法の研究も進めている。

本論文では、有翼式宇宙往還機の適応制御法の開発を目的としている。従来の宇宙往還機に対する適応制御手法では、主に有翼機の非線形運動方程式の線形近似数学モデルを用いた適応制御法と、運動方程式の非線形項の影響を状態フィードバックにより打ち消す適応フィードバック線形化法が提案されている。従来の線形系適応制御法は、伝達関数表現した往還機の線形近似数学モデルの零点は安定であると仮定している。しかし、アクチュエータダイナミクスまで考慮した連続時間モデルを離散化すると離散化零点が生じ、サンプリング周期の設定によっては離散化零点が不安定となる。そこで、本論文では不安定零点を考慮した適応飛行制御系を提案する。つぎに、適応フィードバック線形化法に対しては、運動方程式を特異摂動法に基づき二つのサブシステムに分割して制御系を構成する方法を提案する。この提案法は、低次元化された二つサブシステムごとに制御系を構成するので、従来法と比較して制御系の構造が簡単で制御系設計も容易という特徴をもつ。さらに、実環境ではピトー管などのセンサ信号には多くのノイズを含むため、良好な制御性能を確保するためには状態推定も必要である。近年、非線形系の状態推定法である Unscented Kalman Filter (UKF) が他の非線形フィルタに比べ推定精度が良いと注目されており、UKFにより状態推定するフィードバック線形化法が提案されている。そこで、

本論文ではUKFを用いてパラメータと状態量を同時推定する，特異摂動法に基づく適応フィードバック線形化法を提案する

本論文の概要を以下に述べる．

第2章では，極零相殺を行う従来の線形適応制御系では問題となる不安定零点すなわち非最小位相特性を考慮し，非最小位相系にも適用可能なモデル規範形適応制御系（MRACS: Model Reference Adaptive Control System）設計法を有翼ロケットの姿勢運動に適用し，誘導制御シミュレーションによりその有効性を示す．まず，本論文で取り扱う機体の運動方程式，および線形化した運動方程式を示す．つぎに，非最小位相特性を考慮したMRACSの設計法を示すとともに，離散化された機体のモデルに対する適応飛行制御系の構成を示す．さらに，本論文で取り扱う2つの誘導法，すなわち，あらかじめ定めた基準軌道に追従する固定ゲイン誘導法と飛行中にオンラインで軌道の予測計算を行うリアルタイム誘導法を用いた誘導制御シミュレーションにより，逐次変動する目標値に対しても良好な追従性能を有することを示す [37]．

第2章の制御法は線形系に対する制御系設計法であるため，制御性能は制御対象の非線形特性に依存する．特に，大きな故障が生じ，その結果機体が大きな運動を始めた場合，その運動は必ずしも線形のモデルで表されるとは限らない．したがって，線形制御則の有効性は保証されない．また，適応制御のようにパラメータの推定をオンラインで行う制御系では，非線形性によるモデル化誤差のためにパラメータ推定誤差が大きくなり，制御性能が低下する場合も十分考えられる．そこで第3章では，機体の非線形性を考慮し，特異摂動法により運動方程式を表現した有翼ロケットに対する，適応デジタルフィードバック線形化制御法を提案する．まず，特異摂動法を用いて見かけ上速い運動と遅い運動に分割した機体の非線形運動方程式を示す．つぎに，二つの運動方程式をそれぞれに対するフィードバック線形化コントローラの設計法を示すとともに適応飛行制御系の構成を示す．さらに，固定ゲインとリアルタイムの二つの誘導法を用いた誘導制御シミュレーションにより提案手法の有効性を示す [38]．特に，リアルタイム誘導法を用いたシミュレーションでは，予期しない推力カットオフとそれに伴う緊急時経路変更を想定したアボート飛行を設定し，第2章の線形制御法を適用したシミュレーションもあわせて行い，線形制御法では制御不能となる場合が存在することを明らかにするとともに，提案フィードバック線形化法はアボート飛行に対しても良好な制御性能を有しており，機体の非線形性を考慮した提案手法がより広範囲な飛行条件に対応可能であることを示す．

第3章での提案手法は外乱の影響下でも良好な制御性能を有しているが，実環境

では計測値に観測ノイズが含まれるがその点は考慮されていない。そこで第4章では、観測ノイズの影響を考慮した非線形カルマンフィルタの一種である Unscented Kalman Filter (UKF) を用いた適応デジタルフィードバック線形化制御法を提案する。まず、UKF による状態推定法を示し、次に UKF を用いたパラメータと状態の同時推定手法を示す。さらに、二つの誘導法を用いた誘導制御シミュレーションにより提案手法の有効性を示す [39, 40]。

最後に第5章では、本研究によって得られた成果をまとめる。

第2章 非最小位相特性を考慮したモデル規範形適応制御

宇宙往還機は広範囲を飛行するため，飛行環境の変化に起因するダイナミクス変動が存在する．そこで，従来のスペースシャトルに代表される有翼式の宇宙輸送システムはゲインスケジューリング制御法が用いられてきた [15]．しかしながら，ゲインスケジューリング制御法を用いてすべての飛行領域で一定以上の制御性能を保證するためには，設計点を増やさなければならず，制御系設計は非常に複雑なものとなってしまふ．また，事前情報を必要とするため緊急時の飛行経路変更などには対応できない．

一方，宇宙往還機のダイナミクス変動に対して線形適応制御手法 [31–34] が研究されているが，宇宙往還機に作用する流体力のモデルは不確かであり，また，制御系設計では宇宙往還機の線形化運動方程式を用いるため，制御対象の線形数式モデルの零点が不安定となる可能性がないとは断言できない．また，宇宙往還機の連続時間数式モデルの分母分子の次数差は取り扱う変数によって変わるが，実際にはアクチュエータにもダイナミクスが存在する．制御性能向上のためには，アクチュエータダイナミクスを考慮したモデルを取り扱う必要があるが，このアクチュエータダイナミクスを考慮した場合，元のモデルの分母分子の次数差によらず，必ず次数差が2以上になる．このように，連続時間数式モデルで分母分子の次数差が2以上のときは，連続時間モデルの零点が安定であっても，その連続時間モデルに対応する離散時間モデルに不安定零点が生じる場合があることが知られている [35]．そのため，極零相殺する適応制御法の宇宙往還機への適用には問題があると考えられるが，筆者の知る限り，これまでこの問題を陽に取り扱った研究は見当たらない．

不安定零点を有する系，すなわち非最小位相系に適用可能な離散時間系のモデル規範形適応制御法が提案されている [41]．そこで，宇宙往還機のひとつである有翼ロケットに対して，この制御法を適用した適応飛行制御系を構成し，シミュレーションによりその有効性を確認する．

本章では，まず，現在著者らが開発を進めている有翼ロケットを対象とし，その数学モデルを導出するとともに，非最小位相特性を考慮したモデル規範形適応制御

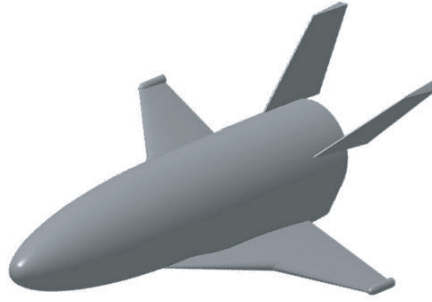


Fig. 2.1: Winged rocket

法を適用した制御系を構成する．つぎに，構成した制御系を用いて，固定ゲイン誘導法による誘導制御シミュレーションを行い，制御系の基本的な有効性を示す．さらに，リアルタイム誘導法を用いた誘導制御シミュレーションにより，広範囲に及ぶ飛行領域において，逐次生成される目標軌道に対して有翼ロケットが良好に追従できることを示す．

2.1 有翼ロケットの運動方程式

本論文では Fig. 2.1 に示す有翼ロケットを対象として取り扱う．この有翼ロケットの機体形状は，宇宙航空研究開発機構の宇宙科学研究本部が開発した HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle) [43] と同一であり，空力舵面として，V字翼にラダー，また，主翼にはエレベータとエルロンの役割を兼ね備えたエレポンを有する．

有翼ロケットのパラメータを，Table 2.1 に示す．また，シミュレーションに用いる有翼ロケットの空力特性は HIMES の風洞試験結果から得られた値を用いる．なお，参考のため，付録の Table A.1 および A.2 に揚力および抗力の特性 [43] を示す．

以下では制御系の設計に必要な有翼ロケットの 6 自由度運動方程式を，文献 [42] に基づいて導出する．

2.1.1 機体並進運動方程式

まず，Fig. 2.2 に，機体軸座標系 $\Sigma_B (O_B - x_B y_B z_B)$ と機体重心慣性速度ベクトル V_I ，慣性角速度ベクトル ω の関係を示す．このとき，機体の並進運動方程式は次式で表される．

Table 2.1: Winged rocket parameters

Body length	2.5 [m]
Mass	241[kg]
Wing area	1.05 [m ²]
Wing span	1.8 [m]
Moment of inertia (x axis)	9.70 [kgm ²]
Moment of inertia (y axis)	378 [kgm ²]
Moment of inertia (z axis)	378 [kgm ²]
Mean aerodynamic chord	0.67 [m]
Position of center of gravity	65 [%]

$$\mathbf{F} = m \frac{d\mathbf{V}_I}{dt} \quad (2.1)$$

ただし， \mathbf{F} は外力ベクトル， m は機体質量である．また，機体重心慣性速度ベクトル \mathbf{V}_I の機体軸成分 U, V, W および慣性角速度ベクトル $\boldsymbol{\omega}$ の機体軸成分 P, Q, R を用いると，式 (2.1) は次式のように表現される．

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = m \frac{d\mathbf{V}_I}{dt} = m \left\{ \left(\frac{d}{dt} \right)_B \mathbf{V}_I + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}_I \right\} = \begin{bmatrix} m(\dot{U} + QW - RV) \\ m(\dot{V} + RU - PW) \\ m(\dot{W} + PV - QU) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

ただし， X, Y, Z は \mathbf{F} の機体軸成分， $(d/dt)_B$ は機体軸上での時間微分を表している．なお，ベクトル演算に関しては，ベクトル積を“ \times ”で表している．

ここで，機体に働く空気力を $(X_a, Y_a, Z_a)^T$ とし，機体に働く重力を X, Y, Z 成分に分解したものを $(X_g, Y_g, Z_g)^T$ とすると，外力 \mathbf{F} は次式のように表せる．

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_g \\ Y_g \\ Z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_a - mg \sin \theta_e \\ Y_a + mg \cos \theta_e \sin \phi_e \\ Z_a + mg \cos \theta_e \cos \phi_e \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

ただし， g は重力加速度， θ_e はピッチ角， ϕ_e はロール角である．

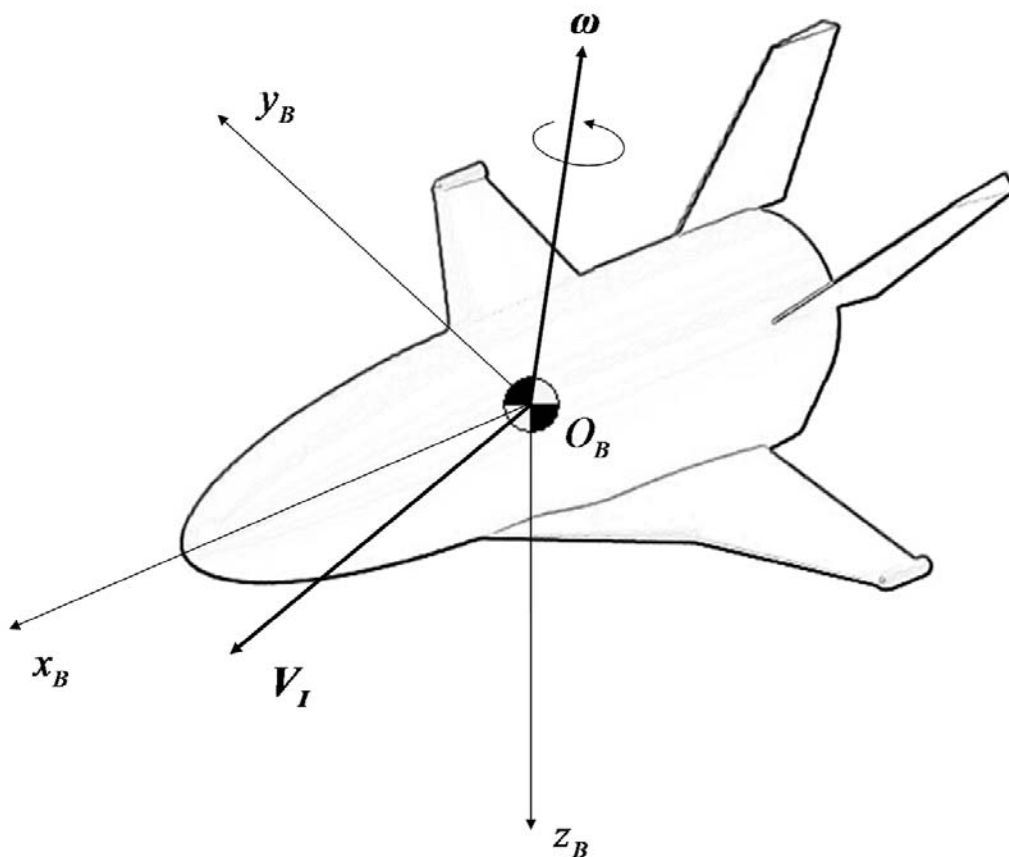


Fig. 2.2: Axis of airplane

したがって，式 (2.2) ，(2.3) より，機体の並進運動方程式は次式となる．

$$\begin{bmatrix} m(\dot{U} + QW - RV) \\ m(\dot{V} + RU - PW) \\ m(\dot{W} + PV - QU) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_a - mg \sin \theta_e \\ Y_a + mg \cos \theta_e \sin \phi_e \\ Z_a + mg \cos \theta_e \cos \phi_e \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

2.1.2 機体回転運動方程式

機体の角運動量 L は次式で定義される．

$$\mathbf{L} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

ただし, I は機体慣性テンソルであり, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} は機体軸慣性モーメント, I_{xy}, I_{xz}, I_{yz} は機体軸慣性乗積である. この角運動量 L を用いると回転運動方程式は次式で表される.

$$\begin{aligned} \mathbf{N} &= \frac{d\mathbf{L}}{dt} = \left(\frac{d}{dt} \right)_B \mathbf{L} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{L} \\ &= \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{P} - I_{xy}\dot{Q} - I_{xz}\dot{R} - I_{xz}PQ + (I_{zz} - I_{yy})QR + I_{xy}RP - I_{yz}Q^2 + I_{yz}R^2 \\ -I_{xy}\dot{P} + I_{yy}\dot{Q} - I_{yz}\dot{R} + I_{yz}PQ - I_{xy}QR + (I_{xx} - I_{zz})RP + I_{zx}P^2 - I_{xz}R^2 \\ -I_{xz}\dot{P} - I_{yz}\dot{Q} + I_{zz}\dot{R} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR - I_{yz}RP - I_{xy}P^2 + I_{xy}Q^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.6)$$

ここで, 航空機は通常左右対称に設計されているので

$$I_{xy} = I_{yz} = 0 \quad (2.7)$$

となる. また, 外力モーメント N は, 機体の重心が原点であるため重量が重心まわりにモーメントを発生させず, 空気力の寄与のみからなる, すなわち,

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

となる. したがって, 式 (2.6), (2.8) を考慮すると機体回転運動方程式は次式となる.

$$\begin{bmatrix} I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} + (I_{zz} - I_{yy})QR - I_{xz}PQ \\ I_{yy}\dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})RP + I_{xz}(P^2 - R^2) \\ I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

2.1.3 機体の位置・姿勢

機体の位置と姿勢角を定義するために, 地面固定座標系 $\Sigma_E(O_E - x_E y_E z_E)$ を定義する. $x_E y_E z_E$ 軸は直交右手系をなすものとし, z_E 軸は鉛直下向きを正とし, x_E 軸は東向きにとる.

機体の姿勢は座標系 Σ_E に対する座標系 Σ_B の向きとしてオイラー角 ϕ_e, θ_e, ψ_e を用いて定義する. 座標系 Σ_E と座標系 Σ_B 間の関係は次式のように表される.

$$\begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix} = \mathbf{E} \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

ただし, \mathbf{E} は回転変換行列であり,

$$\begin{aligned} \mathbf{E} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_{\phi_e} & S_{\phi_e} \\ 0 & -S_{\phi_e} & C_{\phi_e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{\theta_e} & 0 & -S_{\theta_e} \\ 0 & 1 & 0 \\ S_{\theta_e} & 0 & C_{\theta_e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{\psi_e} & S_{\psi_e} & 0 \\ -S_{\psi_e} & C_{\psi_e} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} C_{\psi_e} C_{\theta_e} & S_{\psi_e} C_{\theta_e} & -S_{\theta_e} \\ C_{\psi_e} S_{\theta_e} S_{\phi_e} - S_{\psi_e} C_{\phi_e} & S_{\psi_e} S_{\theta_e} S_{\phi_e} + C_{\psi_e} C_{\phi_e} & C_{\theta_e} S_{\phi_e} \\ C_{\psi_e} S_{\theta_e} C_{\phi_e} + S_{\psi_e} S_{\phi_e} & S_{\psi_e} S_{\theta_e} S_{\phi_e} - C_{\psi_e} S_{\phi_e} & C_{\theta_e} C_{\phi_e} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} l_1 & m_1 & n_1 \\ l_2 & m_2 & n_2 \\ l_3 & m_3 & n_3 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

である．また, $S_* = \sin *$, $C_* = \cos *$ であり, l_* , m_* , n_* は地面固定座標と機体軸間の方向余弦である．式 (2.10) より, オイラー角を用いると地面固定座標系における速度 U_E , V_E , W_E と機体軸における速度 U , V , W の関係は次式で表される．

$$\mathbf{V}_E = \begin{bmatrix} U_E \\ V_E \\ W_E \end{bmatrix} = \mathbf{E}^{-1} \mathbf{V}_I = \begin{bmatrix} l_1 & l_2 & l_3 \\ m_1 & m_2 & m_3 \\ n_1 & n_2 & n_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_1 U + l_2 V + l_3 W \\ m_1 U + m_2 V + m_3 W \\ n_1 U + n_2 V + n_3 W \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

また, オイラー角の時間変化と機体角速度には次の関係がある．

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_e \\ \dot{\theta}_e \\ \dot{\psi}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta_e \\ 0 & \cos \phi_e & \cos \theta_e \sin \phi_e \\ 0 & -\sin \phi_e & \cos \theta_e \cos \phi_e \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

式 (2.11) と (2.12) を用いることにより, 座標系 Σ_E に関する機体の重心位置と姿勢を求めることができる．

2.2 運動方程式の線形化

線形系に対する適応制御系を構成するために，本節では有翼ロケットの運動が釣合い飛行からの微小擾乱であると仮定して，制御系の設計のために運動方程式を線形化する．なお，基準となる釣合い状態としては，簡単化のため横滑りなしの直線定常飛行を考える．

2.2.1 擾乱方程式

定常釣合い状態および，定常値を添字 0 をつけて表し，また，機体が何らかの擾乱を受けることにより釣合い状態が乱されたときの運動変数の変化を添字のない小文字で表すこととする．このとき，運動量はそれぞれ次式で表される．

$$U = U_0 + u(t) \quad (2.13a)$$

$$V = v(t) \quad (2.13b)$$

$$W = W_0 + w(t) \quad (2.13c)$$

$$P = p(t) \quad (2.13d)$$

$$Q = q(t) \quad (2.13e)$$

$$R = r(t) \quad (2.13f)$$

$$\Phi = \phi_0 + \phi(t) \quad (2.13g)$$

$$\Theta = \theta_0 + \theta(t) \quad (2.13h)$$

$$\Psi = \psi(t) \quad (2.13i)$$

同様に，このような擾乱を引き起こす力とモーメントの変化分を記号 Δ をつけて表す．すなわち，

$$X_a = X_{a0} + \Delta X_a(t) \quad (2.14a)$$

$$Y_a = Y_{a0} + \Delta Y_a(t) \quad (2.14b)$$

$$Z_a = Z_{a0} + \Delta Z_a(t) \quad (2.14c)$$

$$L = \Delta L(t) \quad (2.14d)$$

$$M = \Delta M(t) \quad (2.14e)$$

$$N = \Delta N(t) \quad (2.14f)$$

である．

さらに，オイラー角 Φ, Θ, Ψ について， $\phi_0, \phi, \theta, \psi$ が微小であると考え，運動方程式中の姿勢に関する三角関数を次のように近似する．

$$\sin \Phi = \sin(\phi_0 + \phi) \cong \sin \phi_0 + \sin \phi \cong \sin \phi_0 + \phi \quad (2.15a)$$

$$\cos \Phi = \cos(\phi_0 + \phi) \cong 1 - \sin \phi_0 \sin \phi \cong 1 \quad (2.15b)$$

$$\sin \Theta = \sin(\theta_0 + \theta) \cong \sin \theta_0 + \theta \cos \theta_0 \quad (2.15c)$$

$$\cos \Theta = \cos(\theta_0 + \theta) \cong \cos \theta_0 - \theta \sin \theta_0 \quad (2.15d)$$

$$\sin \Psi = \psi \quad (2.15e)$$

$$\cos \Psi = 1 \quad (2.15f)$$

$$\tan \theta \cong 0 \quad (2.15g)$$

$$\tan \Theta = \tan(\theta_0 + \theta) = \frac{\tan \theta_0 + \tan \theta}{1 - \tan \theta_0 \tan \theta} \cong \tan \theta_0 \quad (2.15h)$$

$$\sec \Theta = \sec(\theta_0 + \theta) = \frac{1 + \theta \tan \theta_0}{\cos \theta_0} = \sec \theta_0 + \theta \frac{\sin \theta_0}{\cos^2 \theta_0} \quad (2.15i)$$

以上より，機体の並進運動方程式 (2.4) と回転運動方程式 (2.9) に式 (2.13)~(2.15) を代入して整理すると，まず，擾乱方程式は次式となる．

$$m(\dot{u} + qW_0) = -mg\theta \cos \theta_0 + \Delta X_a \quad (2.16a)$$

$$m(\dot{v} + rU_0 - pW_0) = \phi mg \cos \theta_0 + \Delta Y_a \quad (2.16b)$$

$$m(\dot{w} - qU_0) = -mg\theta \sin \theta_0 + \Delta Z_a \quad (2.16c)$$

$$I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} = \Delta L \quad (2.16d)$$

$$I_{yy}\dot{q} = \Delta M \quad (2.16e)$$

$$-I_{xz}\dot{p} + I_{zz}\dot{r} = \Delta N \quad (2.16f)$$

また，式 (2.12) に式 (2.13)~(2.15) を代入して整理すると，姿勢角に関する擾乱方程式は次式となる．

$$\dot{\phi} = p + r \tan \theta_0 \quad (2.17a)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (2.17b)$$

$$\dot{\psi} = r \sec \theta_0 \quad (2.17c)$$

さらに，式 (2.16) の擾乱方程式における空気力項を，釣合い位置からの微小変動 $u, v, w, p, q, r, \delta_a, \delta_e, \delta_r$ についてテイラー展開した第一項のみを用いて近似する

と，次のように線形化できる．ただし， X_a, Y_a, Z_a に関する微係数では，表現の簡略化のため，以下添字 a を省略する．

$$\Delta X_a = \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{\partial X}{\partial w}w \quad (2.18a)$$

$$\Delta Y_a = \frac{\partial Y}{\partial v}v + \frac{\partial Y}{\partial p}p + \frac{\partial Y}{\partial r}r + \frac{\partial Y}{\partial \delta_r}\delta_r \quad (2.18b)$$

$$\Delta Z_a = \frac{\partial Z}{\partial u}u + \frac{\partial Z}{\partial w}w + \frac{\partial Z}{\partial q}q + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e}\delta_e \quad (2.18c)$$

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial v}v + \frac{\partial L}{\partial p}p + \frac{\partial L}{\partial r}r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a}\delta_a + \frac{\partial L}{\partial \delta_r}\delta_r \quad (2.18d)$$

$$\Delta M = \frac{\partial M}{\partial u}u + \frac{\partial M}{\partial w}w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q}q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e}\delta_e \quad (2.18e)$$

$$\Delta N = \frac{\partial N}{\partial v}v + \frac{\partial N}{\partial p}p + \frac{\partial N}{\partial r}r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a}\delta_a + \frac{\partial N}{\partial \delta_r}\delta_r \quad (2.18f)$$

本論文では，制御量として式 (2.17) のバンク角 ϕ に加え，機体の翼弦線と気流とのなす角である迎角 α と，機体軸と進行方向とのずれを表す横滑り角 β を用いる．そこで，式 (2.16) から迎角 α ，横滑り角 β の線形化運動方程式を導出するため，微小擾乱速度 u, v, w と α, β の関係を導出する．まず， α, β と速度 U, V, W との関係式は次式で表される．

$$\tan \alpha = \frac{W}{U} \quad (2.19)$$

$$\sin \beta = \frac{V}{\sqrt{U^2 + V^2 + W^2}} \quad (2.20)$$

迎角 α ，横滑り角 β についても他の変数と同様に，以後定常値を α_0, β_0 ，擾乱量を α, β と表す．また，一般的に飛行時は横滑り角を抑えるため，横滑り角なし，すなわち，

$$\beta_0 = 0 \quad (2.21)$$

とすると，次の関係が得られる．

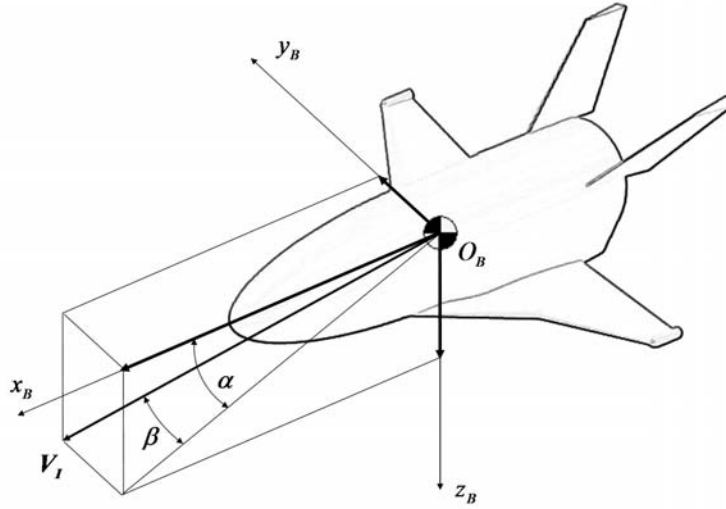


Fig. 2.3: Angle of attack and sideslip angle

$$\alpha_0 = \tan^{-1} \left(\frac{W_0}{U_0} \right) \quad (2.22a)$$

$$\alpha_0 + \alpha = \tan^{-1} \left(\frac{W_0 + w}{U_0 + u} \right) \quad (2.22b)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left\{ \frac{v}{\sqrt{(U_0 + u)^2 + v^2 + (W_0 + w)^2}} \right\} \quad (2.22c)$$

以下では， α_0 も微小であるとする．すなわち，次のように仮定する．

$$|W_0| \ll U_0 \quad (2.23)$$

このとき，次式のような関係式が成り立つ．

$$\alpha = \frac{w}{U_0}, \quad \beta = \frac{v}{U_0} \quad (2.24a)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{w}}{U_0}, \quad \dot{\beta} = \frac{\dot{v}}{U_0} \quad (2.24b)$$

2.2.2 線形化運動方程式

空気力の変化分である式 (2.18) を擾乱方程式 (2.16) に代入し, 式 (2.23)~(2.24) を考慮すると, 運動方程式は縦の運動に関するものと, 横の運動に関するものである式 (2.25) と式 (2.26) に分離できる.

$$\left(\frac{d}{dt} - \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} \right) u - \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial \alpha} \alpha + \left(W_0 \frac{d}{dt} + g \cos \theta_0 \right) \theta = 0 \quad (2.25a)$$

$$- \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial u} u + \left(U_0 \frac{d}{dt} - \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \alpha} \alpha \right) - \left\{ \left(U_0 + \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial q} \right) \frac{d}{dt} - g \sin \theta_0 \right\} \theta = \frac{1}{m} \frac{\partial Z}{\partial \delta_e} \delta_e \quad (2.25b)$$

$$- \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial u} u - \left(\frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \dot{\alpha}} \frac{d}{dt} + \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \alpha} \right) \alpha + \left(\frac{d^2}{dt^2} - \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial q} \frac{d}{dt} \right) \theta = \frac{1}{I_{yy}} \frac{\partial M}{\partial \delta_e} \delta_e \quad (2.25c)$$

$$\left(U_0 \frac{d}{dt} - \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial \beta} \right) \beta - \left(W_0 + \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial p} \right) p + \left(U_0 - \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial r} \right) r - g \phi \cos \theta_0 = \frac{1}{m} \frac{\partial Y}{\partial \delta_r} \delta_r \quad (2.26a)$$

$$- \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial \beta} \beta + \left(\frac{d}{dt} - \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial p} \right) p - \left(\frac{I_{xz}}{I_{xx}} \frac{d}{dt} + \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial r} \right) r = \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial \delta_a} \delta_a + \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial \delta_r} \delta_r \quad (2.26b)$$

$$- \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial \beta} \beta - \left(\frac{I_{xz}}{I_{zz}} \frac{d}{dt} + \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial p} \right) p + \left(\frac{d}{dt} - \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial r} \right) r = \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial \delta_a} \delta_a + \frac{1}{I_{zz}} \frac{\partial N}{\partial \delta_r} \delta_r \quad (2.26c)$$

$$\dot{\phi} = p + r \tan \theta_0 \quad (2.26d)$$

$$\dot{\psi} = r \sec \theta_0 \quad (2.26e)$$

ここで, $\partial M / I_{yy} \partial \dot{\alpha}$, $\partial Z / m \partial q$, $\partial Y / m \partial p$, $\partial Y / m \partial r$ は微小であるためすべて 0 と近似し, さらに

$$X_u = \frac{1}{m} \frac{\partial X}{\partial u} \quad (2.27)$$

$$L_p = \frac{1}{I_{xx}} \frac{\partial L}{\partial p} \quad (2.28)$$

$$L'_i = \frac{L_i + \left(\frac{I_{xz}}{I_{xx}}\right) N_i}{1 - \left(\frac{I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz}}\right)} \quad (2.29a)$$

$$N'_i = \frac{N_i + \left(\frac{I_{xz}}{I_{xx}}\right) L_i}{1 - \left(\frac{I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz}}\right)} \quad (2.29b)$$

$$(i = \beta, p, q, r, \delta_a, \delta_r)$$

とすると，式 (2.25)~(2.29) より，縦と横の線形化運動方程式は次式で表現できる．

$$\dot{\mathbf{x}}_{lon}(t) = \mathbf{A}_{lon}\mathbf{x}_{lon}(t) + \mathbf{b}_{lon}u_{lon}(t) \quad (2.30)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_{lat}(t) = \mathbf{A}_{lat}\mathbf{x}_{lat}(t) + \mathbf{b}_{lat}u_{lat}(t) \quad (2.31)$$

ただし，

$$\mathbf{x}_{lon} = \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix}, \quad u_{lon} = \delta_e, \quad \mathbf{A}_{lon} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & -W_0 & -g \cos \theta_0 \\ Z_u & Z_\alpha & 1 & -\frac{g \sin \theta_0}{U_0} \\ U_0 & U_0 & 1 & 0 \\ \tilde{M}_u & \tilde{M}_\alpha & \tilde{M}_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{b}_{lon} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{Z_{\delta_e}}{U_0} \\ M_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$X_u = \frac{\rho U_0 S}{2m} (C_{x_u} + 2 \cos \alpha_0 C_{x_0}),$$

$$X_q = \frac{\rho U_0 S \bar{c}}{4m} C_{x_q}$$

$$Z_u = \frac{\rho U_0 S}{2m} (C_{z_u} + 2 \cos \alpha_0 C_{z_0}),$$

$$Z_q = \frac{\rho U_0 S \bar{c}}{4m} C_{z_q}$$

$$M_u = \frac{\rho U_0 S \bar{c}}{2I_{yy}} C_{m_u},$$

$$M_q = \frac{\rho U_0 S \bar{c}^2}{4I_{yy}} C_{m_q}$$

$$X_\alpha = \frac{\rho U_0^2 S}{2m} (C_{x_\alpha} + \sin(2\alpha_0) C_{x_0}),$$

$$M_{\delta_e} = \frac{\rho U_0^2 S \bar{c}}{2I_{yy}} C_{m_{\delta_e}}$$

$$Z_\alpha = \frac{\rho U_0^2 S}{2m} (C_{z_\alpha} + \sin(2\alpha_0) C_{z_0}),$$

$$Z_{\delta_e} = \frac{\rho U_0^2 S \bar{c}}{2m} C_{z_{\delta_e}}$$

$$M_\alpha = \frac{\rho U_0^2 S \bar{c}}{2I_{yy}} C_{m_\alpha},$$

$$M_{\dot{\alpha}} = \frac{\rho U_0 S \bar{c}^2}{4I_{yy}} C_{m_{\dot{\alpha}}}$$

であり，また， ρ は大気密度， S は翼面積， \bar{c} は平均空力翼弦， C は無次元安定微係数，添字は偏微分を行う変数である．さらに，

$$\mathbf{x}_{lat} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_{lat} = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_{lat} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{U_0} & \frac{W_0}{U_0} & -1 & -\frac{g \cos \theta_0}{U_0} \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{b}_{lat} = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L'_{\delta_a} & L'_{\delta_r} \\ N'_{\delta_a} & N'_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} Y_\beta &= \frac{\rho U_0^2 S}{2m} C_{y_\beta}, & N_r &= \frac{\rho U_0 S b^2}{4I_{zz}} C_{n_r}, & L_\beta &= \frac{\rho U_0^2 S b}{2I_{xx}} C_{l_\beta} \\ Y_{\delta_a} &= \frac{\rho U_0^2 S}{2m} C_{y_{\delta_a}}, & N_\beta &= \frac{\rho U_0^2 S b}{2I_{zz}} C_{n_\beta}, & L_{\delta_a} &= \frac{\rho U_0^2 S b}{2I_{xx}} C_{l_{\delta_a}} \\ Y_p &= \frac{\rho U_0 S b}{4m} C_{y_p}, & N_{\delta_a} &= \frac{\rho U_0^2 S b}{2I_{zz}} C_{n_{\delta_a}}, & L_p &= \frac{\rho U_0 S b^2}{4I_{xx}} C_{l_p} \\ Y_{\delta_r} &= \frac{\rho U_0^2 S}{2m} C_{y_{\delta_r}}, & N_p &= \frac{\rho U_0 S b^2}{4I_{xx}} C_{n_p}, & L_{\delta_r} &= \frac{\rho U_0^2 S b}{2I_{xx}} C_{l_{\delta_r}} \\ Y_r &= \frac{\rho U_0 S b}{4m} C_{y_r}, & N_{\delta_r} &= \frac{\rho U_0^2 S b}{2I_{zz}} C_{n_{\delta_r}}, & L_r &= \frac{\rho U_0 S b^2}{4I_{xx}} C_{l_r} \end{aligned}$$

であり， b は翼幅である．

2.3 離散時間モデル

ここでは，制御系の設計に必要な線形化運動方程式の離散時間モデルを導出する．まず，縦運動は，制御量である迎角の変化がおもに関与する運動である短周期運動のモデルに注目した線形化モデルを導出する．短周期モードは，縦の運動のうち X 軸方向の速度変化 u が小さく，迎角とピッチ角の変化が主に関与する運動であるため，式 (2.30) の縦運動線形化運動方程式に対して $u = 0$ と近似，状態変数を α, q とし得られた短周期運動モデルに，アクチュエータの動特性を含めた線形化モデルは次のようになる．

$$\dot{\mathbf{x}}_{lon}(t) = \mathbf{A}_{lon} \mathbf{x}_{lon}(t) + \mathbf{B}_{lon} u_{lon}(t) \quad (2.32)$$

ただし，

$$\mathbf{x}_{lon} = \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \delta_e \\ \dot{\delta}_e \end{bmatrix}, \quad u_{lon} = \delta_{ec}, \quad \mathbf{A}_{lon} = \begin{bmatrix} \frac{Z_\alpha}{U_0} & 1 & Z_{\delta_e} & 0 \\ \tilde{M}_\alpha & \tilde{M}_q & \tilde{M}_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\omega_n^2 & -2\zeta\omega_n \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{lon} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_n^2 \end{bmatrix}$$

であり、また、 ζ と ω_n は、それぞれアクチュエータの減衰係数と固有振動数である。同様に、横・方向の線形化運動方程式はアクチュエータダイナミクスを考慮すると次のようになる。

$$\dot{\mathbf{x}}_{lat}(t) = \mathbf{A}_{lat}\mathbf{x}_{lat}(t) + \mathbf{b}_{lat}\mathbf{u}_{lat}(t) \quad (2.33)$$

ただし、

$$\mathbf{x}_{lat} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \delta_a \\ \dot{\delta}_a \\ \delta_r \\ \dot{\delta}_r \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_{lat} = \begin{bmatrix} \delta_{ac} \\ \delta_{rc} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{lat} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \omega_{na}^2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \omega_{nr}^2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_{lat} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{U_0} & \frac{W_0}{U_0} & -1 & \frac{g \cos \theta_0}{U_0} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \tilde{L}_\beta & \tilde{L}_p & \tilde{L}_r & 0 & \tilde{L}_{\delta_a} & 0 & \tilde{L}_{\delta_r} & 0 \\ \tilde{N}_\beta & \tilde{N}_p & \tilde{N}_r & 0 & \tilde{N}_{\delta_a} & 0 & \tilde{N}_{\delta_r} & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_{na}^2 & -2\zeta_a\omega_{na} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_{nr}^2 & -2\zeta_r\omega_{nr} \end{bmatrix}$$

である。

本論文では制御量として迎角 α ,バンク角 ϕ ,横滑り角 β を用いる .そこで ,式 (2.32) の縦の線形化運動方程式から迎角に関するパルス伝達関数を式 (2.33) の横・方向の線形化運動方程式からバンク角と横滑り角に関するパルス伝達関数を導出する .迎角は入力をエレベータ舵角コマンド δ_{ec} ,出力を迎角 α とし ,バンク角は入力をエルロン舵角コマンド δ_{ac} 出力をバンク角 ϕ ,横滑り角は入力をラダー舵角コマンド δ_{rc} ,出力を横滑り角 β としてそれぞれ離散化し ,パルス伝達関数を求めると次式となる .

$$\alpha(k) = z^{-1} \frac{B_{\alpha}(z^{-1})}{A_{lon}(z^{-1})} \delta_{ec} \quad (2.34)$$

$$\phi(k) = z^{-1} \frac{B_{\phi}(z^{-1})}{A_{lat}(z^{-1})} \delta_{ac} \quad (2.35)$$

$$\beta(k) = z^{-1} \frac{B_{\beta}(z^{-1})}{A_{lat}(z^{-1})} \delta_{rc} \quad (2.36)$$

ただし ,

$$A_{lon}(z^{-1}) = 1 + a_{lon1}z^{-1} + \dots + a_{lon4}z^{-4}$$

$$B_{\alpha}(z^{-1}) = b_{\alpha0} + b_{\alpha1}z^{-1} + \dots + b_{\alpha3}z^{-3}$$

$$A_{lat}(z^{-1}) = 1 + a_{lat1}z^{-1} + \dots + a_{lat6}z^{-6}$$

$$B_{\phi}(z^{-1}) = b_{\phi0} + b_{\phi1}z^{-1} + \dots + b_{\phi5}z^{-5}$$

$$B_{\beta}(z^{-1}) = b_{\beta0} + b_{\beta1}z^{-1} + \dots + b_{\beta5}z^{-5}$$

である .なお ,本章では亜音速領域までの飛行を考え ,バンク角 ,横滑り角の相互干渉の影響は小さいものと仮定する .

2.4 極配置と零点補償

ここでは ,非最小位相特性を考慮したモデル規範形適応制御系設計法について説明する [41] .本手法はまず ,極配置を行い ,零点配置は直列 ,並列に補償要素を付加するものである .

本節では ,次式で表される一般的なパルス伝達関数に対して制御系の構成法を示す .

$$A(z^{-1})y(k) = z^{-1}B(z^{-1})u(k) \quad (2.37)$$

ただし，

$$\begin{aligned} A(z^{-1}) &= 1 + a_1 z^{-1} + \cdots + a_n z^{-n} \\ B(z^{-1}) &= b_0 + b_1 z^{-1} + \cdots + b_m z^{-m} \end{aligned}$$

である．

2.4.1 極配置

制御対象のパラメータが既知とし，まず，次式の関係为满足する極配置 [44] を行う．

$$C(z^{-1})y(k) = z^{-1}B(z^{-1})u_F(k) \quad (2.38)$$

ただし，

$$C(z^{-1}) = 1 + c_1 z^{-1} + \cdots + c_{n_c} z^{-n_c} \quad (n_c \leq n + m)$$

は式 (2.38) の閉ループ系が望ましい極をもつように指定される安定多項式，また， $u_F(k)$ は有界な規範入力である．

ここで，

$$C(z^{-1}) = A(z^{-1})R(z^{-1}) + z^{-1}B(z^{-1})S(z^{-1}) \quad (2.39)$$

の関係を満足する

$$\begin{aligned} R(z^{-1}) &= 1 + r_1 z^{-1} + \cdots + r_{n_r} z^{-n_r} \quad (n_r = m) \\ S(z^{-1}) &= s_0 + s_1 z^{-1} + \cdots + s_{n_s} z^{-n_s} \quad (n_s = n - 1) \end{aligned}$$

を導入すると，式 (2.38)，(2.39) より，制御入力は次式となる．

$$u(k) = \frac{1}{R(z^{-1})} \{u_F(k) - S(z^{-1})y(k)\} \quad (2.40)$$

2.4.2 零点補償

つぎに，極配置系に対して Fig. 2.4 に示すように直列と並列に，それぞれ補償要素 $F(z^{-1})$ と $G_c(z^{-1})$ を付加した，入力 $u_a(k)$ ，出力 $y_a(k)$ の拡大系を構成する．ただし，

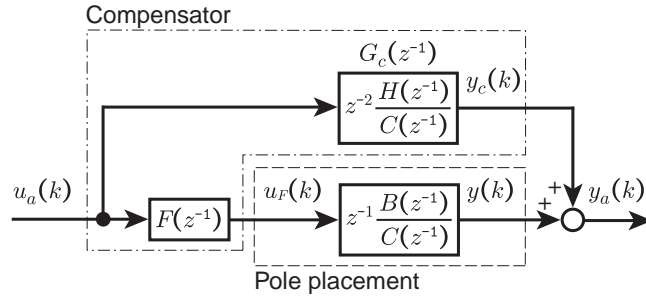


Fig. 2.4: Augmented system

$$y_a = y(k) + y_c(k) \quad (2.41)$$

$$G_c(z^{-1}) = \frac{y_c(k)}{u_a(k)} = z^{-1} \frac{H(z^{-1})}{C(z^{-1})} \quad (2.42)$$

$$F(z^{-1}) = 1 + f_1 z^{-1} + \cdots + f_{n_f} z^{-n_f} \quad (2.43)$$

$$H(z^{-1}) = h_0 + h_1 z^{-1} + \cdots + h_{n_h} z^{-n_h} \quad (2.44)$$

である．なお，次数 n_f と n_h は $G_c(z^{-1})$ の出力 $y_c(k)$ が漸近的に零に収束するように決定され，例えば， $u_a(k)$ がステップ状入力の場合は，

$$H(s) = (1 - z^{-1})(\bar{h}_0 + \bar{h}_1 z^{-1} + \cdots + \bar{h}_{n_{\bar{h}}} z^{-n_{\bar{h}}})$$

と設定し， $n_f = 1$ ， $n_h = m$ ($n_{\bar{h}} = m - 1$) となる．

式 (2.38) ~ 式 (2.44) より，拡大系 $G_a(z^{-1})$ は，

$$G_a(z^{-1}) = \frac{y_a(k)}{u_a(k)} = z^{-1} \frac{b_0 B_a(z^{-1})}{C(z^{-1})} \quad (2.45)$$

となる．ただし，

$$B_a(z^{-1}) = \frac{1}{b_0} \{F(z^{-1})B(z^{-1}) + z^{-1}H(z^{-1})\} \quad (2.46)$$

であり，任意の安定多項式 $B_a(z^{-1})$ に対して式 (2.46) を満足する $F(z^{-1})$ と $H(z^{-1})$ が存在するので，拡大系の零点配置を行うことができる．

さらに，規範モデル

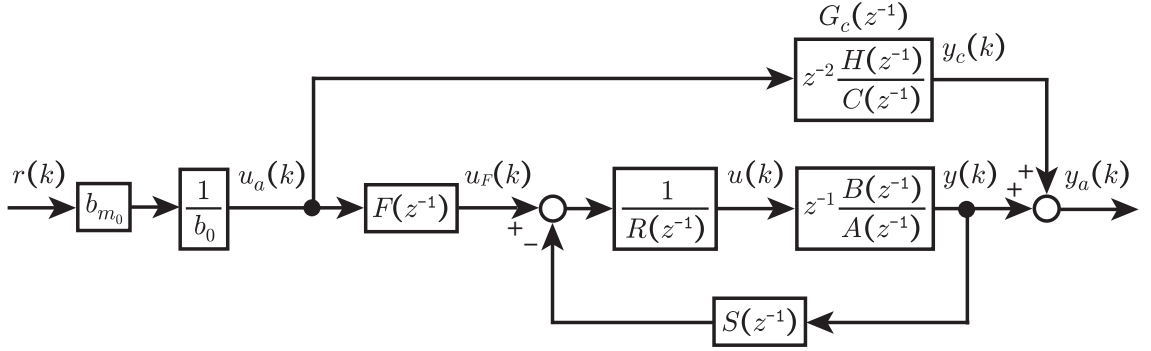


Fig. 2.5: Control system (known parameter case)

$$G_M(z^{-1}) = \frac{y_M(k)}{r(k)} = z^{-1} \frac{B_M(z^{-1})}{C(z^{-1})} \quad (2.47)$$

に対して，拡大系への入力を

$$u_a(k) = \frac{b_{m_0}}{b_0} r(k) \quad (2.48)$$

とすれば， $y_a(k) \rightarrow y_M(k)$ ($k \rightarrow \infty$) となり，さらに， $y_c(k) \rightarrow 0$ のとき， $y(k) \rightarrow y_M(k)$ となる．ただし，

$$B_M(z^{-1}) = b_{m_0} B_a(z^{-1})$$

であり， b_{m_0} は $B_M(z^{-1})$ の定数項である．以上の制御系の構成を Fig. 2.5 に示す．

2.5 適応飛行制御系の構成

さて，Fig. 2.5 の制御系を有翼ロケットに適用すると，縦運動制御系の構成は Fig. 2.6，横・方向制御系の構成は Fig. 2.7 となる．Fig. 2.6 において迎角 α を制御量とする迎角制御系と，Fig. 2.7 においてバンク角 ϕ を制御量とするバンク角制御系に対しては，極配置と零点補償を施す．また，Fig. 2.7 において横滑り角 β を制御量とする横滑り角制御系は横滑りの目標値が 0 で一定値であるため，極配置のみ行う．

制御対象のパラメータが未知の場合には， $A_*(z^{-1})$ ， $B_*(z^{-1})$ に対応して，パラメータ調整則 [45] により同定される可調整パラメータ $\hat{a}_{*i}(k)$ ， $\hat{b}_{*i}(k)$ からなる，多項式

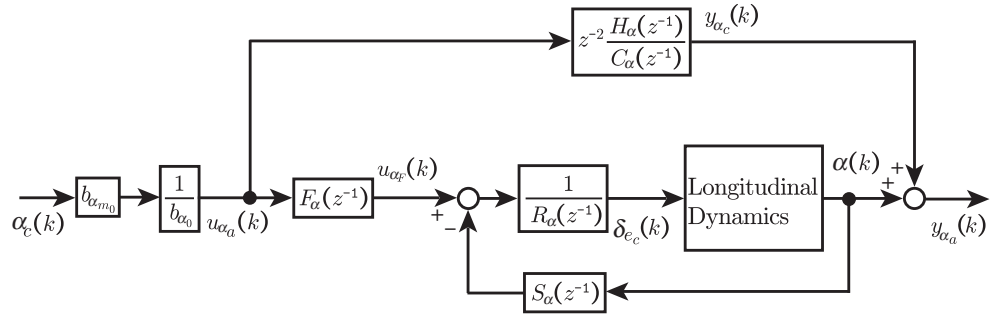


Fig. 2.6: Longitudinal control law

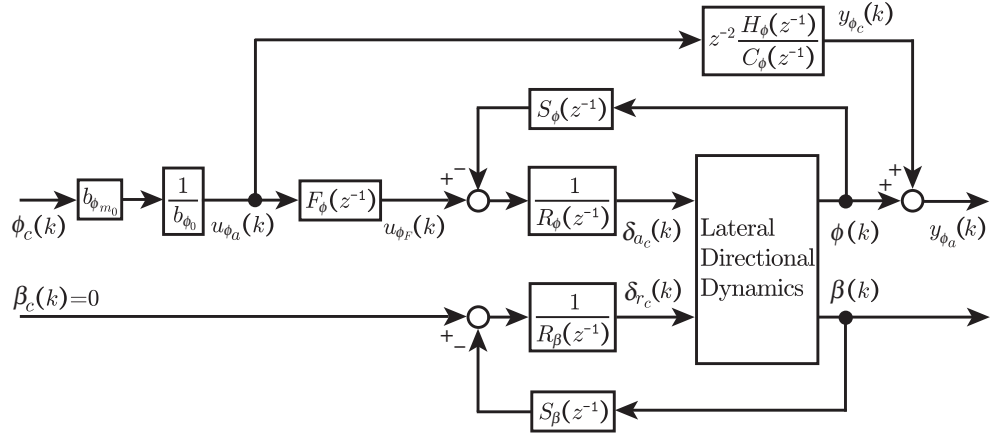


Fig. 2.7: Lateral control law

$\hat{A}_*(z^{-1})$, $\hat{B}_*(z^{-1})$ を導入する．このとき，極配置部のコントローラパラメータは式 (2.39) に対応して，それぞれ次式の関係が成り立つように決定される．

$$C_\alpha(z^{-1}) = \hat{A}_{lon}(z^{-1})\hat{R}_\alpha(z^{-1}) + z^{-1}\hat{B}_\alpha(z^{-1})\hat{S}_\alpha(z^{-1}) \quad (2.49)$$

$$C_\phi(z^{-1}) = \hat{A}_{lat}(z^{-1})\hat{R}_\phi(z^{-1}) + z^{-1}\hat{B}_\phi(z^{-1})\hat{S}_\phi(z^{-1}) \quad (2.50)$$

$$C_\beta(z^{-1}) = \hat{A}_{lat}(z^{-1})\hat{R}_\beta(z^{-1}) + z^{-1}\hat{B}_\beta(z^{-1})\hat{S}_\beta(z^{-1}) \quad (2.51)$$

ただし， $\hat{R}_*(z^{-1})$, $\hat{S}_*(z^{-1})$ は $\hat{A}_*(z^{-1})$, $\hat{B}_*(z^{-1})$ を用いた場合のコントローラの多項式である．また，制御入力は式 (2.40) に対応して，次式で合成される．

$$u_\alpha(k) = \frac{1}{\hat{R}_\alpha(z^{-1})} \{u_{\alpha F}(k) - \hat{S}_\alpha(z^{-1})y_\alpha(k)\} \quad (2.52)$$

$$u_\phi(k) = \frac{1}{\hat{R}_\phi(z^{-1})} \{u_{\phi F}(k) - \hat{S}_\phi(z^{-1})y_\phi(k)\} \quad (2.53)$$

$$u_\beta(k) = \frac{1}{\hat{R}_\beta(z^{-1})} \{u_{\beta F}(k) - \hat{S}_\beta(z^{-1})y_\beta(k)\} \quad (2.54)$$

ただし, $u_\alpha, u_\phi, u_\beta$ はそれぞれ $\delta_{ec}, \delta_{ac}, \delta_{rc}$, また, $y_\alpha, y_\phi, y_\beta$ は α, ϕ, β である. 可調整パラメータ $\hat{a}_{*i}(k), \hat{b}_{*i}(k)$ の同定は以下のように行う.

まず式 (2.40) を次式で表現する.

$$\begin{aligned} y_\alpha(k) &= -\sum_{i=1}^4 a_{loni} y_\alpha(k-i) + \sum_{i=0}^3 b_{\alpha i} u_\alpha(k-1-i) \\ &= \boldsymbol{\xi}_\alpha^T(k) \boldsymbol{\theta}_\alpha \end{aligned} \quad (2.55)$$

$$\begin{aligned} y_\phi(k) &= -\sum_{i=1}^6 a_{lati} y_\phi(k-i) + \sum_{i=0}^5 b_{\phi i} u_\phi(k-1-i) \\ &= \boldsymbol{\xi}_\phi^T(k) \boldsymbol{\theta}_\phi \end{aligned} \quad (2.56)$$

$$\begin{aligned} y_\beta(k) &= -\sum_{i=1}^6 a_{lati} y_\beta(k-i) + \sum_{i=0}^5 b_{\beta i} u_\beta(k-1-i) \\ &= \boldsymbol{\xi}_\beta^T(k) \boldsymbol{\theta}_\beta \end{aligned} \quad (2.57)$$

ただし,

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\xi}_\alpha(k) &= [y_\alpha(k-1), \dots, y_\alpha(k-4), u_\alpha(k-1), \dots, u_\alpha(k-4)]^T \\ \boldsymbol{\theta}_\alpha &= [-a_{lon1}, \dots, -a_{lon4}, b_{\alpha 0}, \dots, b_{\alpha 3}]^T \\ \boldsymbol{\xi}_\phi(k) &= [y_\phi(k-1), \dots, y_\phi(k-6), u_\phi(k-1), \dots, u_\phi(k-6)]^T \\ \boldsymbol{\theta}_\phi &= [-a_{lat1}, \dots, -a_{lat6}, b_{\phi 0}, \dots, b_{\phi 5}]^T \\ \boldsymbol{\xi}_\beta(k) &= [y_\beta(k-1), \dots, y_\beta(k-6), u_\beta(k-1), \dots, u_\beta(k-6)]^T \\ \boldsymbol{\theta}_\beta &= [-a_{lat1}, \dots, -a_{lat6}, b_{\beta 0}, \dots, b_{\beta 5}]^T \end{aligned}$$

である.

θ_* は未知パラメータベクトルであるので、この θ_* を同定するため式 (2.55) ~ (2.57) に対応して次式の同定モデルを考える。

$$\hat{y}_*(k) = \boldsymbol{\xi}_*^T(k) \hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k) \quad (2.58)$$

ただし $\hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k)$ は θ_* の推定パラメータである。式 (2.55)~(2.58) より、同定誤差は

$$\varepsilon_*(k) = \hat{y}_*(k) - y_*(k) = \boldsymbol{\xi}_*^T(k) \left\{ \hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k) - \boldsymbol{\theta}_* \right\} \quad (2.59)$$

となり、この $\varepsilon_*(k)$ と $\{\hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k) - \boldsymbol{\theta}_*\}$ が漸近的に原点へ収束するように、以下に示す不感帯幅 δ をもつ固定トレースアルゴリズム [45] によって可変パラメータを推定する。

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k) = \hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k-1) - \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1) \boldsymbol{\xi}_*(k) \varepsilon_*'(k) \quad (2.60a)$$

$$\varepsilon_*(k) = \frac{\boldsymbol{\xi}_*^T(k) \hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k-1) - y_*(k)}{1 + \boldsymbol{\xi}_*^T(k) \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1) \boldsymbol{\xi}_*(k)} \quad (2.60b)$$

$$\boldsymbol{\Gamma}_*(k) = \frac{1}{\lambda_*} \left\{ \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1) - \frac{\boldsymbol{\Gamma}_*(k-1) \boldsymbol{\xi}_*(k) \boldsymbol{\xi}_*^T(k) \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1)}{1 + \boldsymbol{\xi}_*^T(k) \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1) \boldsymbol{\xi}_*(k)} \right\} \quad (2.60c)$$

$$\lambda_*(k) = 1 - \frac{\| \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1) \boldsymbol{\xi}_*(k) \|^2}{1 + \boldsymbol{\xi}_*^T(k) \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1) \boldsymbol{\xi}_*(k)} \cdot \frac{1}{\text{tr} \boldsymbol{\Gamma}_*(0)} \quad (2.60d)$$

$$\varepsilon_*'(k) = \begin{cases} \varepsilon_*(k); & \text{if } \varepsilon_*(k) > \delta \\ 0; & \text{if } |\varepsilon_*(k)| \leq \delta \\ \varepsilon_*(k); & \text{if } \varepsilon_*(k) < -\delta \end{cases} \quad (2.60e)$$

次に補償要素のパラメータは、式 (2.46) に対応した

$$B_{*a}(z^{-1}) = \frac{1}{\hat{b}_{*0}} \{ \hat{F}_*(z^{-1}) \hat{B}_*(z^{-1}) + z^{-1} \hat{H}_*(z^{-1}) \} \quad (2.61)$$

で決定される。ただし、 $\hat{F}_*(z^{-1})$ 、 $\hat{H}_*(z^{-1})$ は $\hat{B}_*(z^{-1})$ を用いた場合の補償要素の多項式で、それぞれ $F_*(z^{-1})$ 、 $H_*(z^{-1})$ に対応するものである。

2.6 誘導制御シミュレーション

本節では、まず、付録 B.1 に示す固定ゲイン誘導法による誘導制御シミュレーションを行い、構成した制御系の基本的な有効性を示す。さらに、高速、高高度の条件下での付録 B.2 に示すリアルタイム誘導法を用いた誘導制御シミュレーションにより、広範囲に及ぶ飛行領域において、逐次生成される目標軌道に対して有翼口ケツ

トが良好に追従できることを示す．ただし，固定ゲイン誘導法およびリアルタイム誘導法のいずれも，コントローラに対しては，サンプリング周期を $T = 0.01[\text{s}]$ とし，規範モデル出力を次式とした．

$$\alpha_m = z^{-1} \frac{B_{\alpha M}(z^{-1})}{C_{\alpha}(z^{-1})} \alpha_c \quad (2.62)$$

$$\phi_m = z^{-1} \frac{B_{\phi M}(z^{-1})}{C_{\phi}(z^{-1})} \phi_c \quad (2.63)$$

ただし，拡大系の多項式は， $C_{\alpha}(z^{-1}) = (1 - 0.5z^{-1})^7$ ， $B_{\alpha M}(z^{-1}) = 1$ ， $C_{\phi}(z^{-1}) = (1 - 0.5z^{-1})^8$ ， $B_{\phi M}(z^{-1}) = 1$ および $C_{\beta}(z^{-1}) = (1 - 0.9z^{-1})^2$ とした．また，並列補償要素はステップ状入力に対してその出力が零となるよう設定し，パラメータ調整則はすべて $\delta = \pm 0.0001$ の不感帯幅をもつ固定トレース法とした．

2.6.1 固定ゲイン誘導シミュレーション

構成した制御系の有効性を確認するため，有翼ロケットモデルを用いて大気変動を考慮したシミュレーションを行った．シミュレーション条件は次の通りである．シミュレーションの初期条件は高度 6200[m]，ダウンレンジ距離，クロスレンジ距離ともに 0[m]，速度 93[m/s] であり，誘導則の周期は 1[s] である．このとき，風の変動として Dryden モデルによる擾乱を与えた [46]．そして，シミュレーションに用いたアクチュエータはいずれも減衰係数 $\zeta_* = 0.7[\text{Nms/deg}]$ ，固有振動数 $\omega_{n*} = 4100[\text{deg/s}]$ とした．

Fig. 2.8 ~ 2.11 にシミュレーション結果を示す．Fig. 2.8 と 2.9 は，それぞれ入力と出力の時間履歴である．また，Fig. 2.10 は迎角とバンク角の出力誤差の時間履歴である．Fig. 2.9 において破線 α_m ， ϕ_m は規範モデル出力を表している．Fig. 2.9，2.10 より迎角，バンク角ともに規範モデル出力によく追従しており，横滑り角も風の擾乱等の影響を抑えられている．さらに，Fig. 2.11 は飛行軌道を表している．破線は基準軌道であり，実線が実際の飛行軌道を表している．Fig. 2.11 より，飛行軌道が基準軌道に良好に追従していることがわかる．

以上の結果より，適用した制御法は風の擾乱がある場合でも良好な制御性能を有することが確認できる．

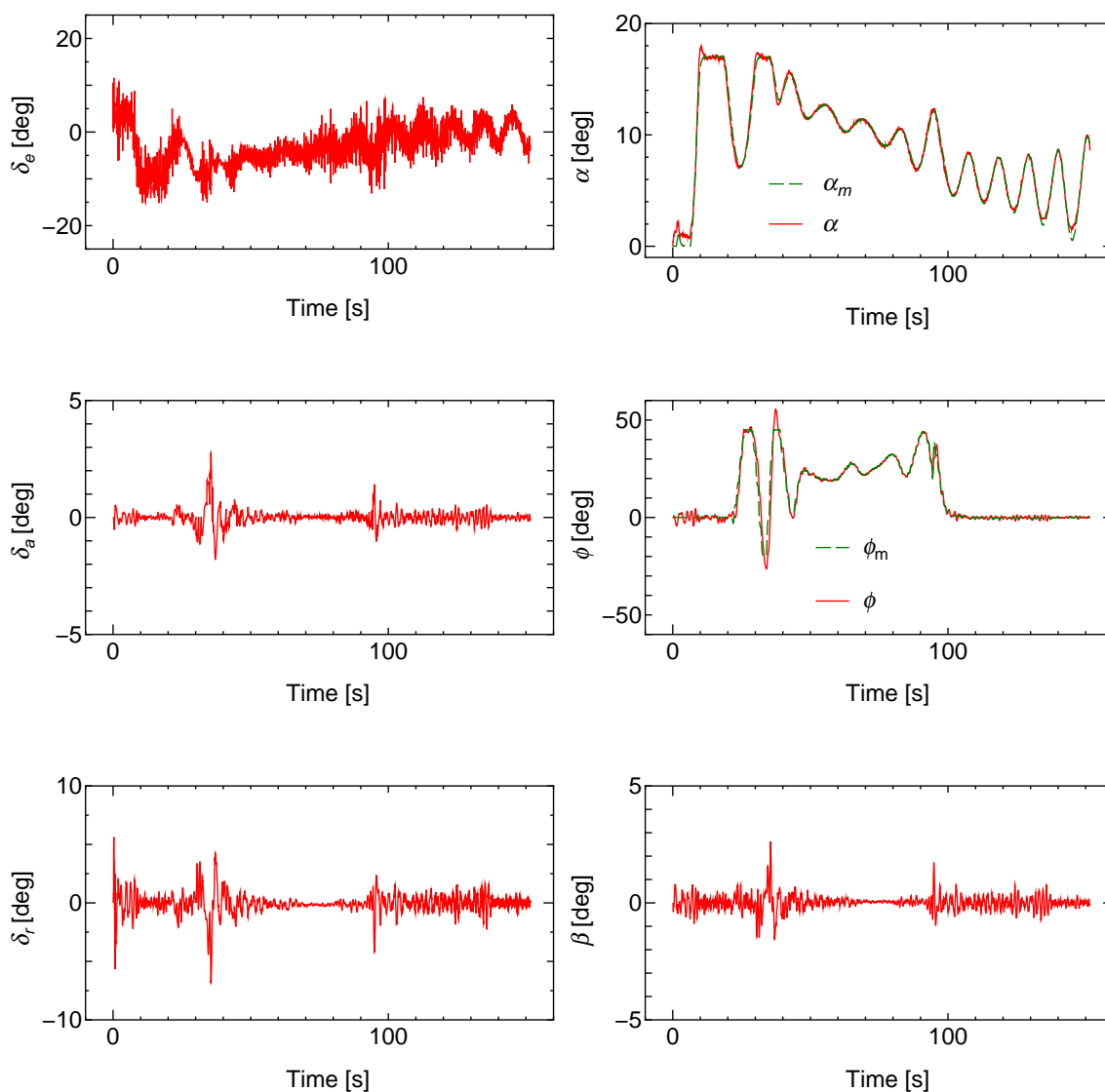


Fig. 2.8: Control input of implicit guidance simulation result

Fig. 2.9: Output of implicit guidance simulation result

2.6.2 リアルタイム誘導シミュレーション

次に、構成した適応制御系により有翼ロケットが逐次計算される誘導コマンドにも柔軟に追従できることを確認するため、リアルタイム誘導法を用いた誘導制御を行った。シミュレーション条件は次のとおりである。シミュレーションの初期条件は高度 18600[m]、ダウンレンジ距離は -26430[m]、クロスレンジ距離は 10000[m]、

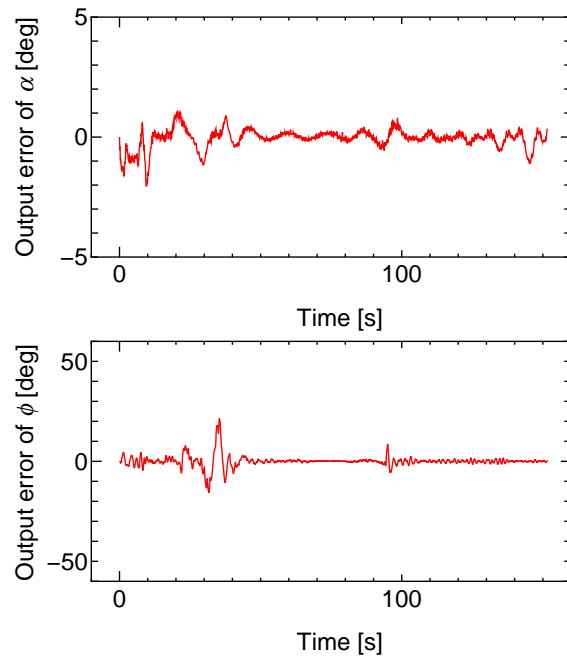


Fig. 2.10: Output error of implicit guidance simulation result

速度 $880[\text{m/s}]$ である．また，目標地点はダウンレンジ距離，クロスレンジ距離ともに $0[\text{m}]$ であり，高度は $8000[\text{m}]$ である．また，誘導則の周期は $20[\text{s}]$ とした．さらに，シミュレーションで用いたアクチュエータは減衰係数 $\zeta_* = 0.7[\text{Nms/deg}]$ ，固有振動数 $\omega_{n*} = 4100[\text{deg/s}]$ とした．

Fig. 2.12~2.15 にシミュレーション結果を示す．Fig. 2.12 と 2.13 は，それぞれ入力と出力の時間履歴である．なお，Fig. 2.13 において破線は規範モデル出力を表している．また，Fig. 2.14 は迎角とバンク角の出力誤差の時間履歴である．Fig. 2.13，Fig. 2.14 より迎角，バンク角ともに規範モデル出力によく追従しており，横滑り角も $1[\text{deg}]$ 以下に抑えられている．さらに，Fig. 2.15 は飛行軌道を表している．破線はリアルタイム誘導法で計算された軌道であり，実線が実際の飛行軌道を表している．リアルタイム誘導法で計算された軌道と飛行軌道に誤差があるが，これは誘導法が近似された運動方程式が用いられているためであると考えられる．しかし，最終的には目標値付近に到達していることがわかる．

以上の結果より，適用した制御法は広範囲に及ぶ飛行領域において逐次生成される目標値に対して有翼ロケットが良好に追従する制御性能を有することも確認できる．

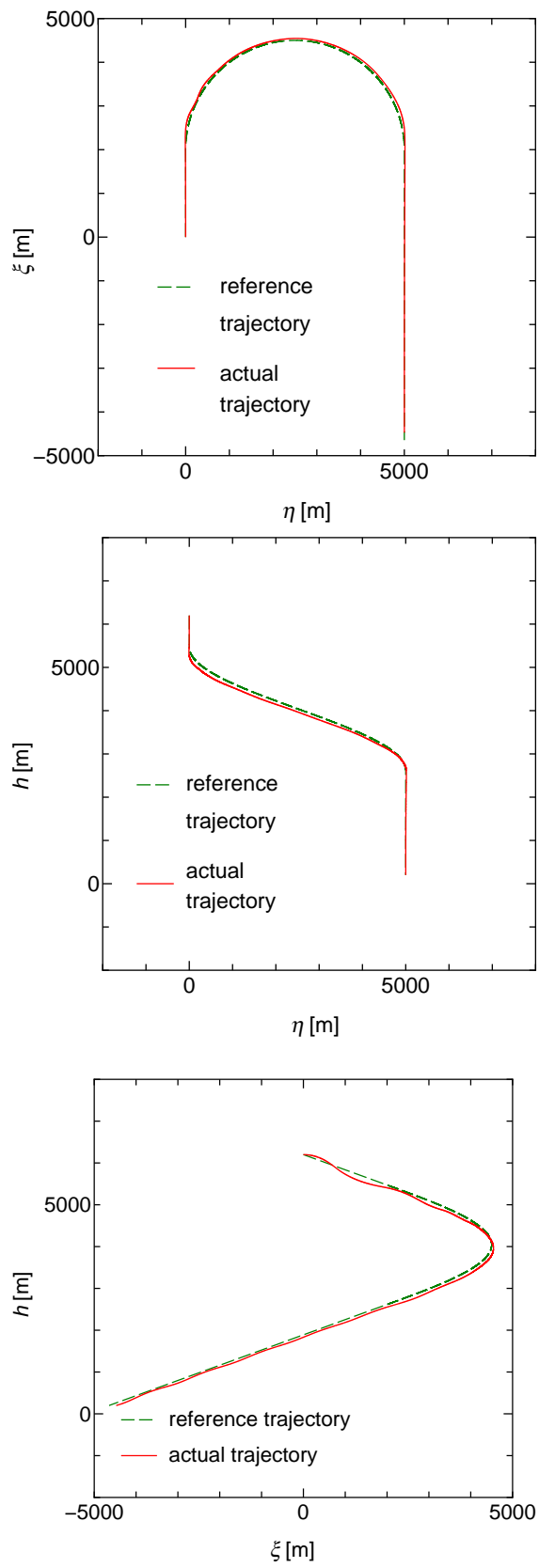


Fig. 2.11: Trajectory of implicit guidance simulation result

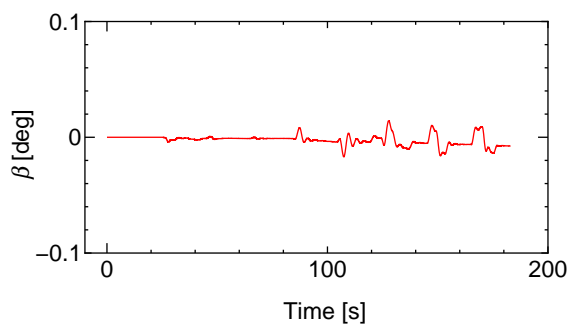
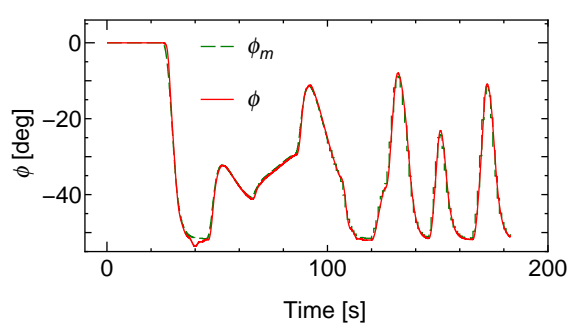
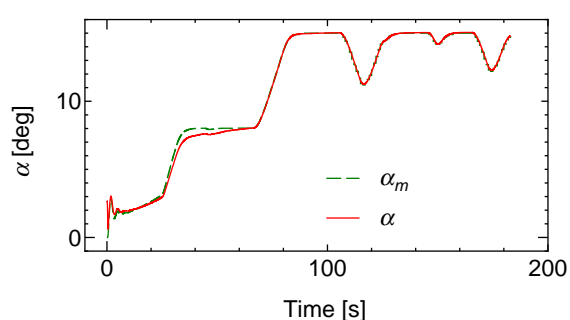
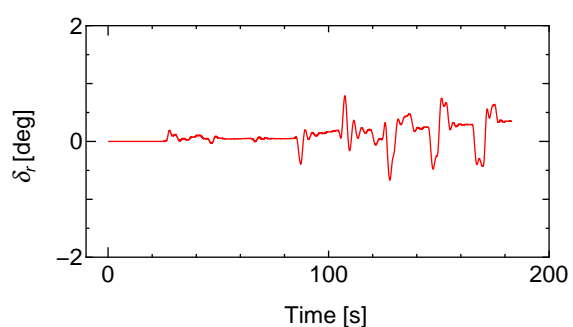
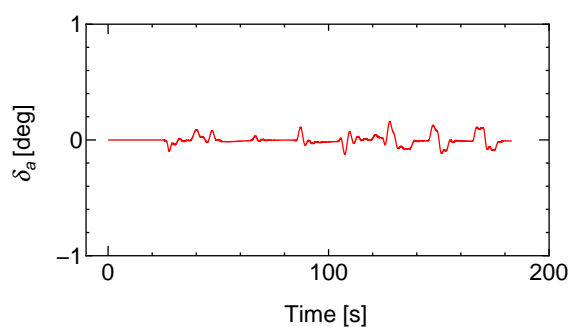
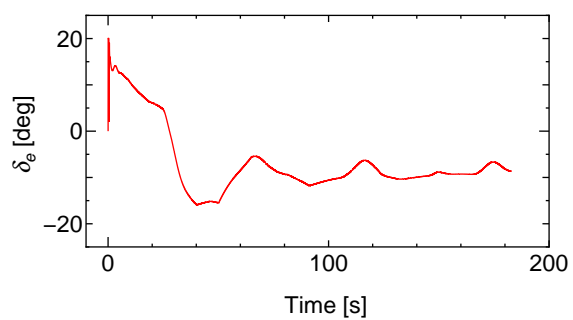


Fig. 2.12: Input of real time guidance simulation result

Fig. 2.13: Output of real time guidance simulation result

2.7 まとめ

本章では、従来の線形適応制御手法では考慮されていなかった非最小位相特性、特にアクチュエータダイナミクスを考慮することによって、離散時間モデルに不安定零点が生じる可能性がある問題に対して、極零相殺を行わず、極配置と零点補償を施す非最小位相系にも適用可能なMRACS設計法を有翼ロケットの姿勢運動に適用

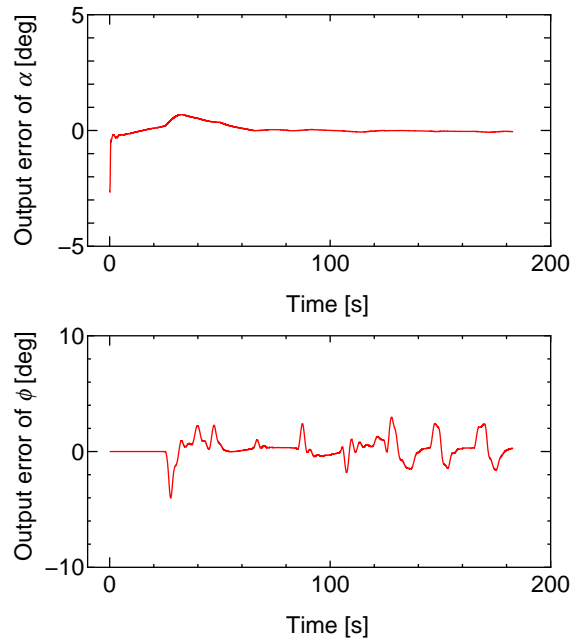


Fig. 2.14: Output error of real time guidance simulation result

した制御系を構成し，誘導制御シミュレーションによりその有効性を確認した．基本的な制御性能の確認のために行った固定ゲイン誘導法を用いた誘導制御シミュレーションでは，風の擾乱がある場合でも与えられた目標値に良好に追従可能であることを示した．また，高速，高高度の条件下でリアルタイム誘導法を用いて行った誘導制御シミュレーションにより，広範囲に及ぶ飛行領域において，逐次生成される目標値に対して有翼ロケットが良好に追従できることを示した．

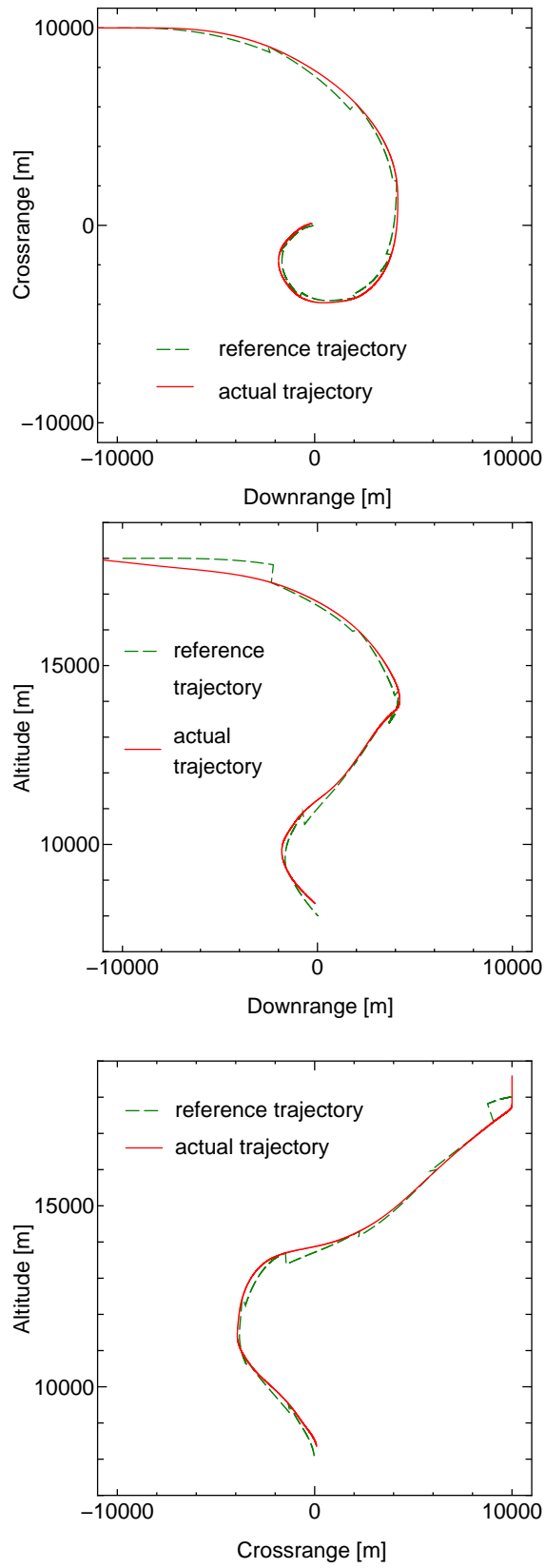


Fig. 2.15: Trajectory of real time guidance simulation result

第3章 適応フィードバック線形化制御

第2章において、非最小位相系に適用可能なモデル規範形適応制御系設計法を用いて有翼ロケットの運動制御系を構成するとともに、構成した制御系の有効性を誘導制御シミュレーションにより確認した。この制御法は線形系に対する制御系設計法であるため、制御性能は制御対象の非線形特性に依存する。特に、大きな故障が生じ、その結果機体が大きな運動を始めた場合、その運動は必ずしも線形のモデルで表されるとは限らない。したがって、このような場合線形制御法の有効性は保証されない。また、適応制御のようにパラメータ推定をオンラインで行う制御系では、非線形性によるモデル化誤差のためにパラメータ推定誤差が大きくなり、制御性能が低下する場合も十分考えられる。ここで、航空機の非線形性の問題に対して運動方程式の非線形項の影響を状態フィードバックにより打ち消す、フィードバック線形化法が研究されている [47]。また、次元低下により制御系設計が容易となるとともにロバスト性もあわせ持つ、運動方程式を特異摂動法の考え方に基づいて二つのタイムスケールに分割する方法も研究されている [48]。

そこで、本章では特異摂動法により運動方程式を表現した有翼ロケットに対する適応デジタルフィードバック線形化制御法を提案するとともに、有翼ロケットを対象とした誘導制御シミュレーションを行い、提案制御法の有効性を示す。

3.1 特異摂動法による低次元化モデル

システムに小さな時定数をもつ要素などの寄生的要素が混在している場合、このようなシステムを特異摂動システムという。このようなシステムを遅く変化する部分（スロータイムスケール）と速く変化する部分（ファストタイムスケール）に分割し、各々の部分に対して制御系を構成する手法を特異摂動法という。システムの分割を行うと、それぞれ分割されたシステム（サブシステム）は低次元システムとなり構造が簡単になるので、制御系設計が容易になる。ここでは特異摂動法に基づいて有翼ロケットの運動を見かけ上二つのタイムスケールに分割し、それぞれ離散化したモデルを示す。制御量としては迎角 α 、横滑り角 β 、バンク角 ϕ_e 、角速度

P, Q, R を用いる .

まず , それぞれの運動方程式は式 (2.4) , (2.9) , (2.12) , (2.19) と (2.20) より次式で表される .

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & Q - \tan \beta (P \cos \alpha + R \sin \alpha) - \frac{X_a \sin \alpha - Z_a \cos \alpha}{mV_c \cos \beta} \\ & + \frac{g}{V_c \cos \beta} (\cos \phi_e \cos \alpha \cos \theta_e + \sin \alpha \sin \theta_e) \end{aligned} \quad (3.1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & -(R \cos \alpha - P \sin \alpha) + \frac{Y_a}{mV_c} \\ & + \frac{g}{V_c} (\sin \theta_e \cos \alpha \sin \beta + \cos \theta_e \sin \phi_e \cos \beta - \cos \theta_e \cos \phi_e \sin \alpha \sin \beta) \end{aligned} \quad (3.2)$$

$$\dot{\phi}_e = P + Q \sin \phi_e \tan \theta_e + R \cos \phi_e \tan \theta_e \quad (3.3)$$

$$\dot{P} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ I_{xz} (I_z - I_y + I_x) P Q - (I_{xz}^2 + I_z^2 - I_y I_z) Q R + I_z L + I_{xz} N \} \quad (3.4)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{I_y} \{ -(I_x - I_z) R P - I_{xz} (P^2 - Q^2) + M \} \quad (3.5)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ -I_{xz} (I_z - I_y + I_x) Q R - (I_{xz}^2 + I_x^2 - I_x I_y) P Q + I_{xz} L + I_x N \} \quad (3.6)$$

ただし ,

$$L = L_P P + L_R R + L_\beta \beta + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_r} \delta_r$$

$$M = M_Q Q + M_\alpha \alpha + M_{\delta_e} \delta_e$$

$$N = N_P P + N_R R + N_\beta \beta + N_{\delta_a} \delta_a + N_{\delta_r} \delta_r$$

である .

次に , 式 (3.1) ~ (3.6) の変数中 , 制御入力で直接制御される変数 P, Q, R をファストタイムスケール変数 x , また , ファストタイムスケール変数によって制御される変数 α, β, ϕ_e をスロウタイムスケール変数 y として , 状態方程式を次式で表現する .

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(\mathbf{x})\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\mathbf{x})\mathbf{u}(t) + \mathbf{C}(\mathbf{x})\mathbf{w}(t) \quad (3.7)$$

$$\dot{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{D}(\mathbf{y})\mathbf{x}(t) + \mathbf{E}(\mathbf{y})\mathbf{h}(t) + \mathbf{g}(t) \quad (3.8)$$

ただし,

$$\mathbf{x}(t) = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}, \quad \mathbf{y}(t) = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \phi_e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}(t) = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w}(t) = \begin{bmatrix} PQ \\ QR \\ RP \\ R^2 - P^2 \\ \alpha \\ \beta \end{bmatrix}, \quad \mathbf{h}(t) = \begin{bmatrix} \frac{\sin \alpha}{V_c \cos \beta} \\ \frac{\cos \alpha}{V_c \cos \beta} \\ \frac{1}{V_c} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{g}(t) = \begin{bmatrix} \frac{g}{V_c \cos \beta} (\cos \phi_e \cos \alpha \cos \theta_e + \sin \alpha \sin \theta_e) \\ \frac{g}{V_c} (\sin \theta_e \cos \alpha \sin \beta + \cos \theta_e \sin \phi_e \cos \beta - \cos \theta_e \cos \phi_e \sin \alpha \sin \beta) \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}) = \mathbf{I}_d^{-1} \begin{bmatrix} L_P & 0 & L_R \\ 0 & M_Q & 0 \\ N_P & 0 & N_R \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}(\mathbf{x}) = \mathbf{I}_d^{-1} \begin{bmatrix} L_{\delta_a} & 0 & L_{\delta_r} \\ 0 & M_{\delta_e} & 0 \\ N_{\delta_a} & 0 & N_{\delta_r} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{x}) = \mathbf{I}_d^{-1} \begin{bmatrix} I_{xz} & I_{yy} - I_{zz} & 0 & 0 & 0 & L_\beta \\ 0 & 0 & I_{zz} - I_{xx} & -I_{xz} & M_\alpha & 0 \\ I_{xx} - I_{yy} & -I_{zz} & 0 & 0 & 0 & N_\beta \end{bmatrix}, \quad \mathbf{I}_d = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D}(\mathbf{y}) = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ 1 & \sin \phi_e \tan \theta_e & \cos \phi_e \tan \theta_e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} -\frac{X_a}{m} & \frac{Z_a}{m} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{Y_a}{m} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

である.

離散時間制御系を構成するため, 式 (3.7) と (3.8) をそれぞれ, サンプルング周期 T の前進差分近似を用いて離散化すると次式を得る.

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}_T(\mathbf{x})\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}_T(\mathbf{x})\mathbf{u}(k) + \mathbf{C}_T(\mathbf{x})\mathbf{w}(k) \quad (3.9)$$

$$\mathbf{y}(k+1) = \mathbf{y}(k) + \mathbf{D}_T(\mathbf{y})\mathbf{x}(k) + \mathbf{E}_T\mathbf{h}(k) + T\mathbf{g}(k) \quad (3.10)$$

ただし, $\mathbf{A}_T = \mathbf{I} + T\mathbf{A}$, $\mathbf{B}_T = T\mathbf{B}$, $\mathbf{C}_T = T\mathbf{C}$, $\mathbf{D}_T = T\mathbf{D}$, $\mathbf{E}_T = T\mathbf{E}$ であり, また, \mathbf{I} は単位行列である.

3.2 フィードバック線形化制御

フィードバック線形化制御は非線形のシステムに対して状態フィードバックによって非線形項を打ち消して線形化し，線形制御系を設計する手法である．提案する特異摂動法を用いたフィードバック線形化制御法は，出力 y が出力指令 y_c に追従するための入力 u を求めるために二つのタイムスケールで分割する．アウトーループでは，スロータイムスケールの差分方程式を用いて，インナーループへの制御入力である角速度指令 x_c を計算する．また，インナーループでは角速度指令に追従するためにファストタイムスケールの差分方程式から入力 u を求める．

まず，適切な誘導則から与えられる遅い状態量の指令値 $y_c = [\alpha_c \ \beta_c \ \phi_c]^T$ と式 (3.10) に基づいて，次式により速い状態量の指令値 $x_c = [P_c \ Q_c \ R_c]^T$ を決定する．

$$x_c(k) = D_T^{-1} \{ y_d(k+1) - y(k) - E_T(y)h(k) - Tg(k) - P[y_d(k) - y(k)] \} \quad (3.11)$$

ただし， $P = \text{diag}\{p_i\}$ ($i = \alpha, \beta, \phi$) はゲイン行列であり， y_d は y_c を急激な変動を抑えるためのローパスフィルタに通した後の信号である．式 (3.10) と (3.11) より，出力誤差 $e_y(k) = y_d(k) - y(k)$ は

$$e_y(k+1) = P e_y(k) \quad (3.12)$$

となるので，フィードバックゲイン p_i を $0 < p_i < 1$ とすれば， $e_y(k)$ は零に収束する．

次に，式 (3.11) で得られた速い状態量の指令値 x_c と式 (3.9) に基づいて，次式により制御入力 u を決定する．

$$u(k) = B_T^{-1} \{ x_d(k+1) - A_T(x)x(k) - C_T(x)w(k) - \Lambda[x_d(k) - x(k)] \} \quad (3.13)$$

ただし， $\Lambda = \text{diag}\{\lambda_i\}$ ($i = p, q, r$) はゲイン行列であり， x_d は x_c を急激な変動を抑えるためのローパスフィルタに通した後の信号である．式 (3.9) と (3.13) より，出力誤差 $e_x(k) = x_d(k) - x(k)$ は

$$e_x(k+1) = \Lambda e_x(k) \quad (3.14)$$

となるので，フィードバックゲイン λ_i を $0 < \lambda_i < 1$ とすれば， $e_x(k)$ は零に収束する．

3.3 適応フィードバック線形化制御

さて，制御対象のパラメータが未知の場合には，式 (3.9)，(3.10) の行列 A_T, B_T, C_T, D_T および E_T に対応して，パラメータ調整則によって推定された行列 $\hat{A}_T, \hat{B}_T, \hat{C}_T, \hat{D}_T$ および \hat{E}_T を導入する．このとき，アウターループとインナーループのコントローラの式 (3.11) と (3.13) はそれぞれ次式となる．

$$\mathbf{x}_c(k) = \hat{D}_T^{-1} \{ \mathbf{y}_d(k+1) - \mathbf{y}(k) - \hat{E}_T(\mathbf{y}) \mathbf{h}(k) - T \mathbf{g}(k) - \mathbf{P}[\mathbf{y}_d(k) - \mathbf{y}(k)] \} \quad (3.15)$$

$$\mathbf{u}(k) = \hat{B}_T^{-1} \{ \mathbf{x}_d(k+1) - \hat{A}_T(\mathbf{x}) \mathbf{x}(k) - \hat{C}_T(\mathbf{x}) \mathbf{w}(k) - \Lambda[\mathbf{x}_d(k) - \mathbf{x}(k)] \} \quad (3.16)$$

式 (3.15) と (3.16) の行列 $\hat{A}_T, \hat{B}_T, \hat{C}_T, \hat{D}_T$ および \hat{E}_T のパラメータ同定は以下のように行う．まず，同定のために式 (3.9)，(3.10) を次式で表現する．

$$\mathbf{y}(k) - \mathbf{y}(k-1) - T \mathbf{g}(k-1) = \begin{bmatrix} y_\alpha \\ y_\beta \\ y_\Phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_T & E_T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}(k-1) \\ \mathbf{h}(k-1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta_\alpha^T \\ \theta_\beta^T \\ \theta_\Phi^T \end{bmatrix} \boldsymbol{\xi}_s(k) \quad (3.17)$$

$$\mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} y_P \\ y_Q \\ y_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_T & B_T & C_T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}(k-1) \\ \mathbf{u}(k-1) \\ \mathbf{w}(k-1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta_P^T \\ \theta_Q^T \\ \theta_R^T \end{bmatrix} \boldsymbol{\xi}_f(k) \quad (3.18)$$

ただし，

$$\boldsymbol{\xi}_s(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{x}(k-1) \\ \mathbf{h}(k-1) \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\xi}_f(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{x}(k-1) \\ \mathbf{u}(k-1) \\ \mathbf{w}(k-1) \end{bmatrix}$$

であり， $\boldsymbol{\theta}_*$ は未知パラメータベクトルである．この $\boldsymbol{\theta}_*$ を同定するため次式の同定モデルを考える．

$$\hat{y}_*(k) = \hat{\boldsymbol{\theta}}_*^T(k) \boldsymbol{\xi}_*(k) \quad (3.19)$$

ただし， $\hat{\boldsymbol{\theta}}_*$ は $\boldsymbol{\theta}_*$ の推定パラメータである．式 (3.17)~(3.19) より，同定誤差は

$$\varepsilon_*(k) = \hat{y}_*(k) - y_*(k) = \{ \hat{\boldsymbol{\theta}}_*^T(k) - \boldsymbol{\theta}_*^T \} \boldsymbol{\xi}_*(k) \quad (3.20)$$

となり，この $\varepsilon_*(k)$ と $\hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k) - \boldsymbol{\theta}_*$ が漸近的に原点へ収束するように，以下に示す不感帯幅 δ をもつ固定トレースアルゴリズム [45] によって可変パラメータを推定する．

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k) = \hat{\boldsymbol{\theta}}_*(k-1) - \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1)\boldsymbol{\xi}_*(k)\varepsilon'_*(k) \quad (3.21a)$$

$$\varepsilon_*(k) = \frac{\hat{\boldsymbol{\theta}}_*^T(k)\boldsymbol{\xi}_*(k-1) - y_*(k)}{1 + \boldsymbol{\xi}_*^T(k)\boldsymbol{\Gamma}_*(k-1)\boldsymbol{\xi}_*(k)} \quad (3.21b)$$

$$\boldsymbol{\Gamma}_*(k) = \frac{1}{\lambda_*} \left\{ \boldsymbol{\Gamma}_*(k-1) - \frac{\boldsymbol{\Gamma}_*(k-1)\boldsymbol{\xi}_*(k)\boldsymbol{\xi}_*^T(k)\boldsymbol{\Gamma}_*(k-1)}{1 + \boldsymbol{\xi}_*^T(k)\boldsymbol{\Gamma}_*(k-1)\boldsymbol{\xi}_*(k)} \right\} \quad (3.21c)$$

$$\lambda_*(k) = 1 - \frac{\|\boldsymbol{\Gamma}_*(k-1)\boldsymbol{\xi}_*\|^2}{1 + \boldsymbol{\xi}_*^T(k)\boldsymbol{\Gamma}_*(k-1)\boldsymbol{\xi}_*(k)} \cdot \frac{1}{\text{tr}\boldsymbol{\Gamma}_*(0)} \quad (3.21d)$$

$$\varepsilon'_*(k) = \begin{cases} \varepsilon_*(k); & \text{if } \varepsilon_*(k) > \delta \\ 0; & \text{if } |\varepsilon_*(k)| \leq \delta \\ \varepsilon_*(k); & \text{if } \varepsilon_*(k) < -\delta \end{cases} \quad (3.21e)$$

3.4 誘導制御シミュレーション

本節では、まず、提案手法の基本的な制御性能の確認のために固定ゲイン誘導法を用いた誘導制御シミュレーションを第2章と同条件で行い、風の擾乱がある場合でも、第2章の線形制御法と同様に制御量が与えられた目標値に良好に追従可能であることを示す。次に、リアルタイム誘導法を用いたシミュレーションでは、予期しない推力カットオフとそれに伴う緊急時経路変更を想定したアボート飛行を設定し、第2章の線形制御法を適用したシミュレーションもあわせて行い、線形制御法では制御不能となる場合が存在することを明らかにするとともに、提案フィードバック線形化法はアボート飛行に対しても良好な制御性能を有しており、機体の非線形性を考慮した提案手法がより広範囲な飛行条件に対応可能であることを示す。

3.4.1 固定ゲイン誘導シミュレーション

構成した制御系の有効性を確認するため、有翼ロケットモデルを用いて第2章と同条件の大気変動を考慮したシミュレーションを行った。

シミュレーションの初期条件は高度6200[m]、ダウンレンジ0[m]、クロスレンジ0[m]、そして速度が93[m/s]である。そして、風の変動としてDrydenモデルによる擾乱を与えた。エレボン、ラダーのアクチュエータは減衰係数 $\zeta = 0.7$ [Nms/deg]、固有

振動数 $\omega_n = 4100[\text{deg/s}]$ とした。また、制御周期は $0.01[\text{s}]$ とし、ゲインは $\lambda_p = 0.94$, $\lambda_q = 0.92$, $\lambda_r = 0.94$, $p_\alpha = 0.95$, $p_\beta = 0.96$, $p_\phi = 0.97$ に設定した。また、誘導周期は $1[\text{s}]$ である。さらに、 $\mathbf{y}_d = [p_d, q_d, r_d]^T$ と $\mathbf{x}_d = [\alpha_d, \beta_d, \phi_d]^T$ に関するローパスフィルタの時定数は、目標値が零である横滑り角 β_d を除いて、それぞれ 0.2 , 0.3 , 0.5 , 0.5 および $0.5[\text{s}]$ とした。

シミュレーション結果の時間履歴を Fig. 3.1~3.3 に示す。Fig. 3.1 は入力であるエルロン、エレベータおよびラダー舵角を示している。また、Fig. 3.2 は状態量 \mathbf{y} と \mathbf{x} の目標値 (破線) と出力 (実線)、Fig. 3.3 は各状態量の出力誤差を示している。Fig. 3.2 と 3.3 より、遅い状態量 \mathbf{y} と速い状態量 \mathbf{x} は何れも目標値に良好に追従していることがわかる。さらに、Fig. 3.4 に飛行軌道を示す。図中の破線は追従すべき基準軌道を、また、実線は実際の飛行軌道を表している。Fig. 3.4 より飛行軌道が基準軌道に良好に追従していることがわかる。以上のシミュレーション結果より、構成した制御系は、第 2 章の線形制御法と同様に、風の擾乱がある場合でも良好な制御性能を有することが確認できる。

3.4.2 リアルタイム誘導シミュレーション

次に、構成した適応制御系により有翼ロケットが逐次計算される誘導コマンドにも柔軟に追従できることを確認するため、リアルタイム誘導法を用いた誘導制御を行った。特に、予期しない推力カットオフとそれに伴う緊急時経路変更を想定したアボート飛行を設定し、第 2 章の線形制御法を適用したシミュレーションもあわせて行い、線形系に対する適応制御手法では対応できない場合があることを示す。

シミュレーション条件は次のとおりである。有翼ロケットが上昇中、高度約 $4000[\text{m}]$ でトラブルが生じ、推力を $3000[\text{N}]$ から $0[\text{N}]$ に変更し軌道を変更するアボート飛行シミュレーションを行った。シミュレーションの初期条件は高度 $3200[\text{m}]$ 、ダウンレンジ距離は $3000[\text{m}]$ 、クロスレンジ距離は $0[\text{m}]$ 、速度は $80[\text{m/s}]$ でピッチ角は $70[\text{deg}]$ とした。また、目標地点はダウンレンジ距離、クロスレンジ距離ともに $0[\text{m}]$ とし、高度は $200[\text{m}]$ とし、制御周期は $0.01[\text{s}]$ とした。なお、シミュレーション開始 $20[\text{s}]$ 後にアボート飛行となる。

まず、第 2 章の線形制御法を用いた場合のシミュレーション結果の入力と出力の時間履歴を、それぞれ Fig. 3.5 と 3.6 に示す。また、Fig. 3.6 において破線は規範モデル出力を表している。Fig. 3.5 よりアボート飛行開始後数秒で入力に振動が始め、この入力振動に伴い出力にも振動が生じていることが Fig. 3.6 より分かる。これは、制御対象の非線形特性により、パラメータの推定が良好に行えていないため生じた

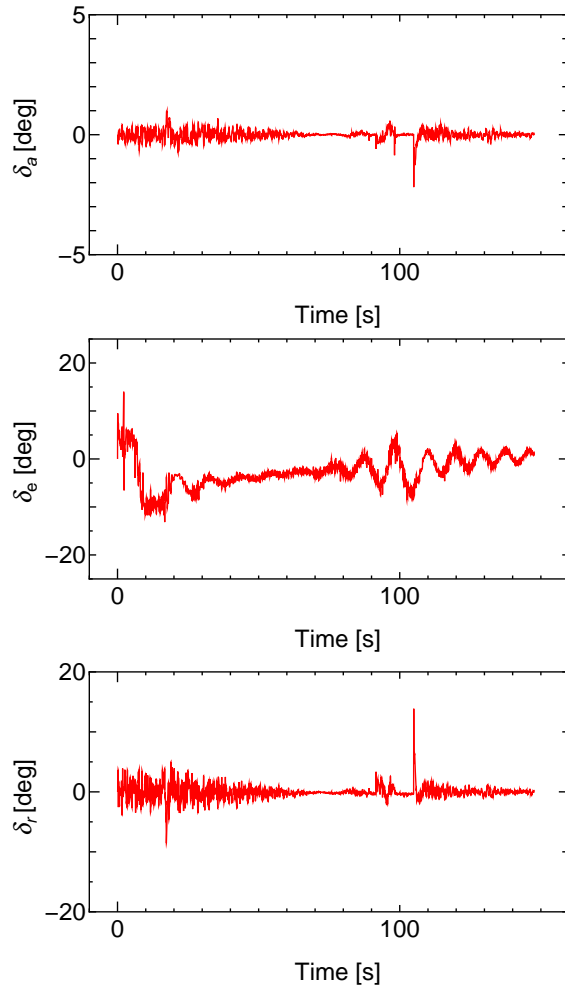


Fig. 3.1: Input of implicit guidance simulation result

ものであると考えられる．なお，シミュレーション開始後 47.55[s] にエルロン舵角コマンドが無限大となったため，この時点でシミュレーションを終了した．

次に，本章で提案しているフィードバック線形化制御法を用いた場合のシミュレーション結果を示す．なお，制御系の設計パラメータは，制御ゲインを $\lambda_p = 0.95$ ， $\lambda_q = 0.90$ ， $\lambda_r = 0.90$ ， $p_\alpha = 0.90$ ， $p_\beta = 0.92$ および $p_\phi = 0.95$ とし，また，誘導周期は 1[s] である．さらに， $\mathbf{y}_d = [p_d, q_d, r_d]^T$ と $\mathbf{x}_d = [\alpha_d, \beta_d, \phi_d]^T$ に関するローパスフィルタの時定数は，目標値が 0[deg] である横滑り角 β_d を除いて，それぞれ 0.2，0.3，0.5，0.5 および 0.5[s] とした．

Fig. 3.7~3.10 にシミュレーション結果を示す．Fig. 3.7 と 3.8 はそれぞれ入力と出力の時間履歴である．また，Fig. 3.9 は各状態量の出力誤差の時間履歴である．

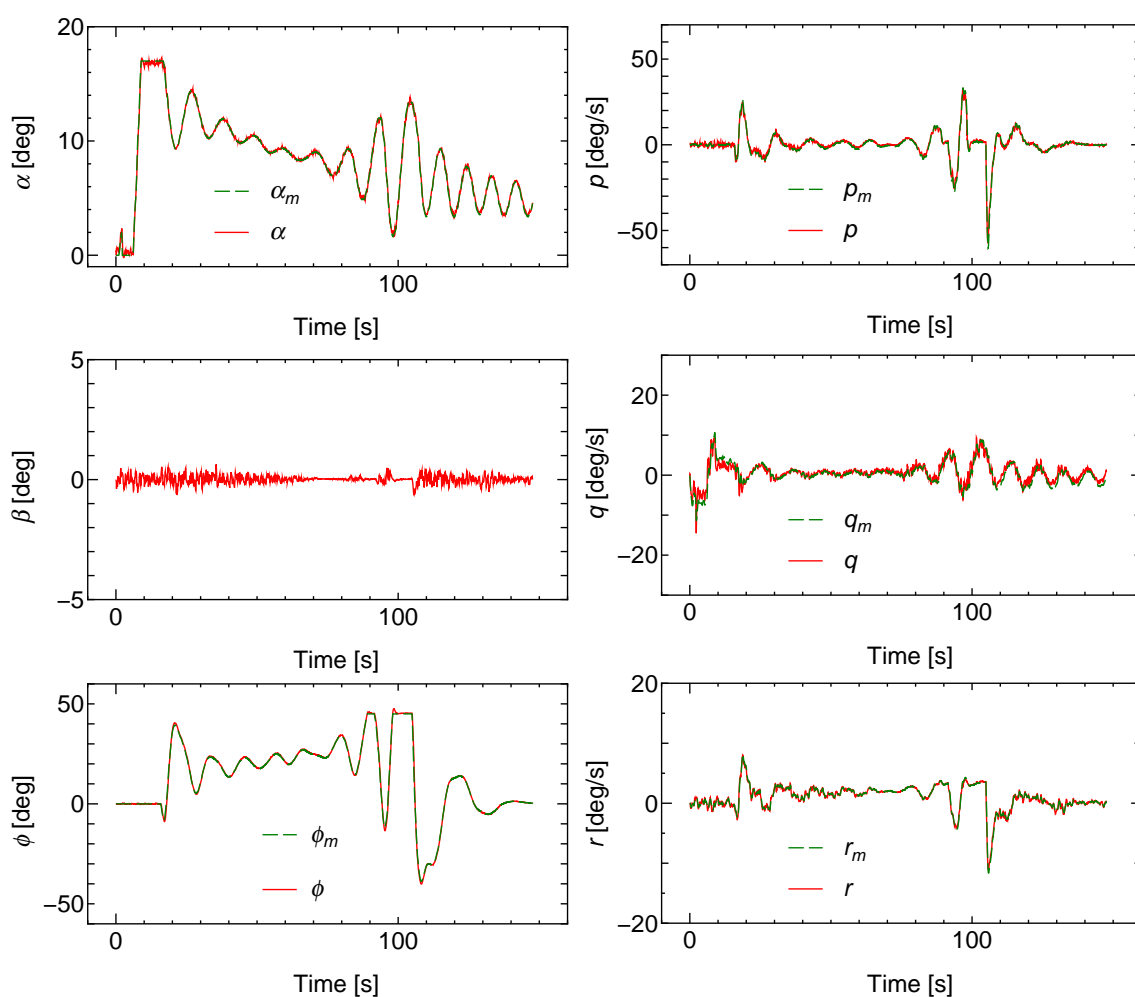


Fig. 3.2: Output of implicit guidance simulation result

Fig. 3.8 中で破線は目標値を表している．Fig. 3.7 より制御入力はなめらかであり，また，Fig. 3.8 と 3.9 より迎え角，バンク角，横滑り角，ロール，ピッチ，ヨーの角速度とも目標値に良好に追従していることがわかる．さらに，Fig. 3.10 に飛行軌道を示す．図中の破線は誘導則で計算された追従すべき軌道を，また，実線が実際の飛行軌道を表している．Fig. 3.10 より，有翼ロケットが目標地点付近に到達していることがわかる．

以上の結果より，本章で提案したフィードバック線形化制御法は線形制御法では対応できない緊急時の経路変更にも柔軟に対応可能であることが確認できる．

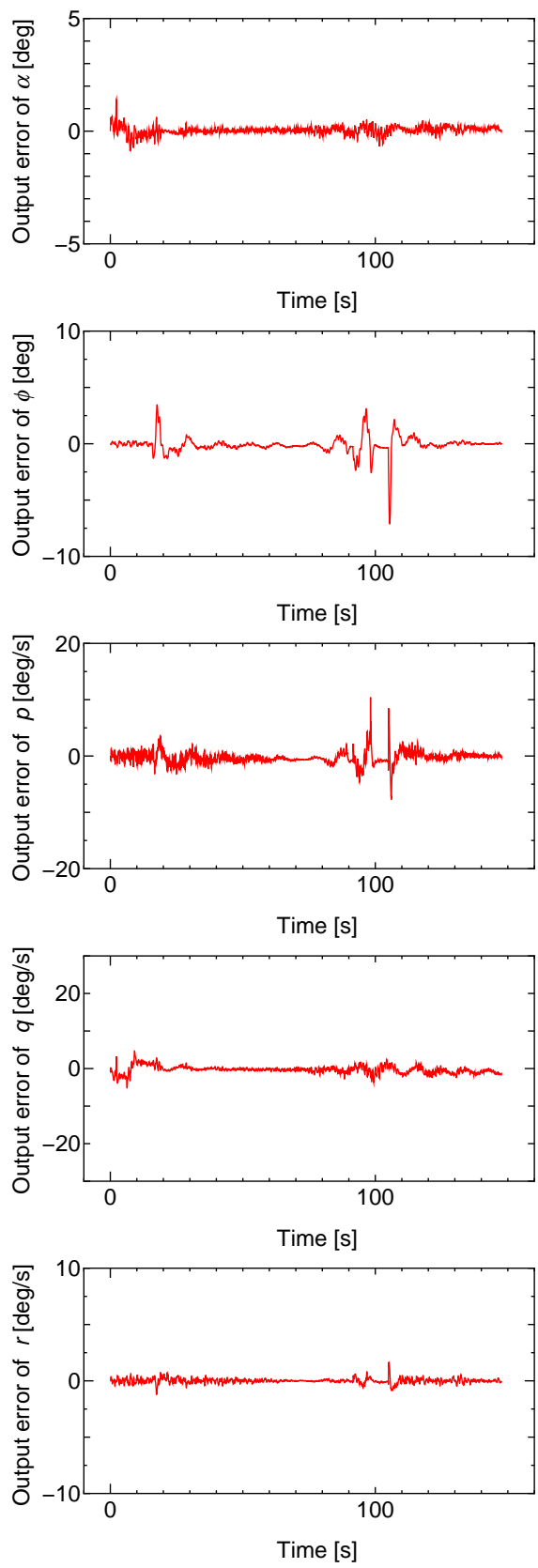


Fig. 3.3: Output error of implicit guidance simulation result

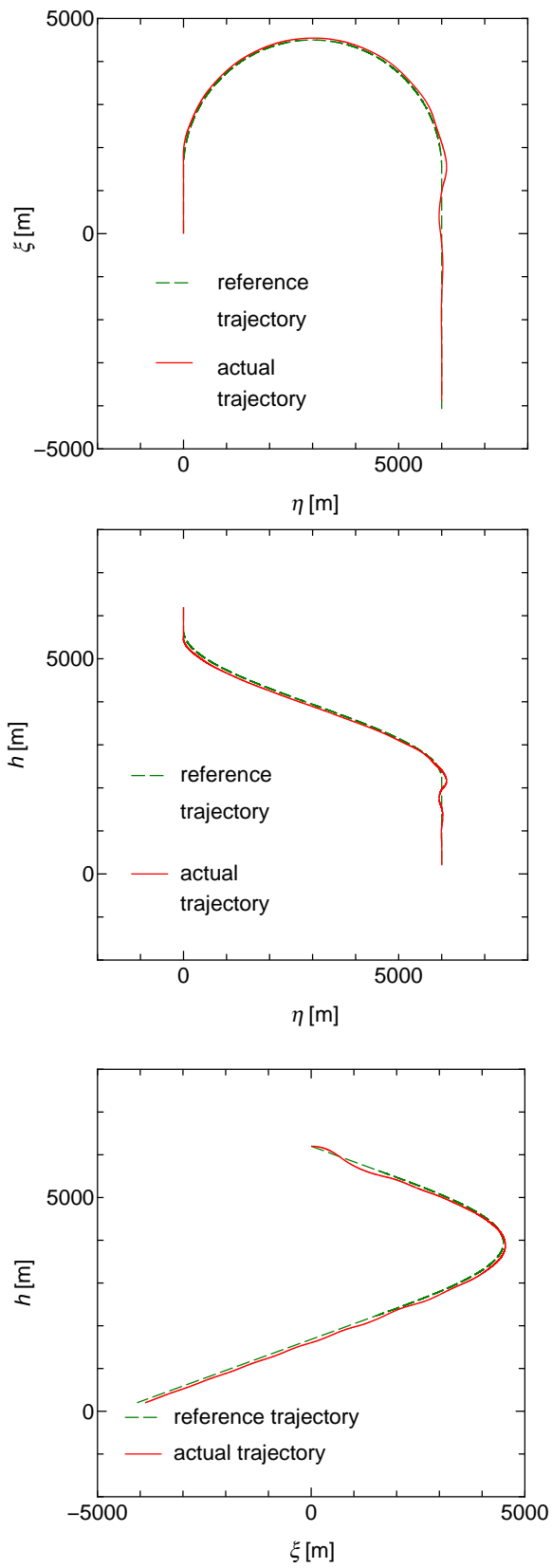


Fig. 3.4: Trajectory implicit guidance simulation result

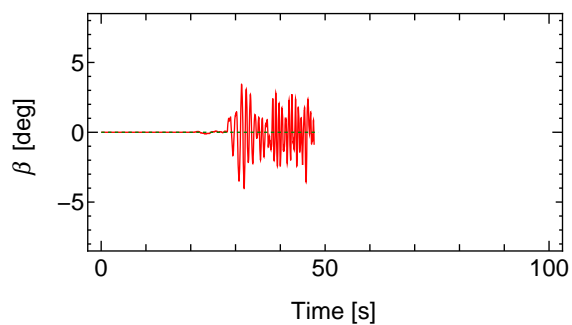
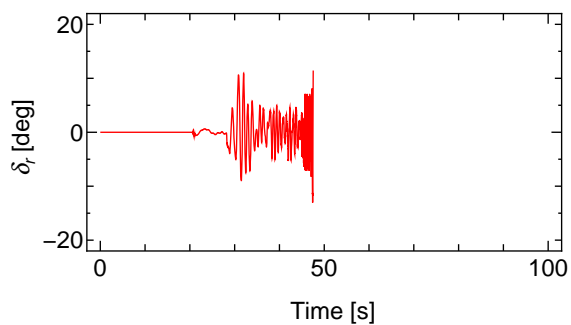
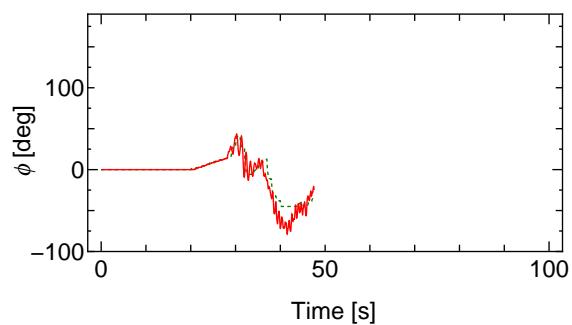
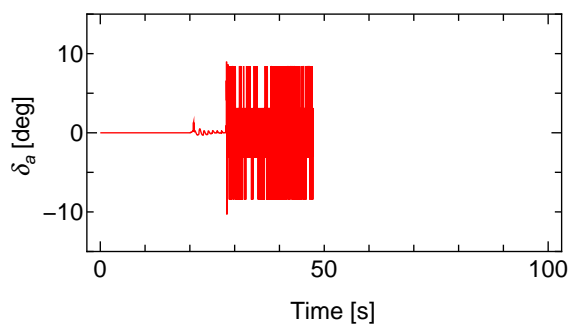
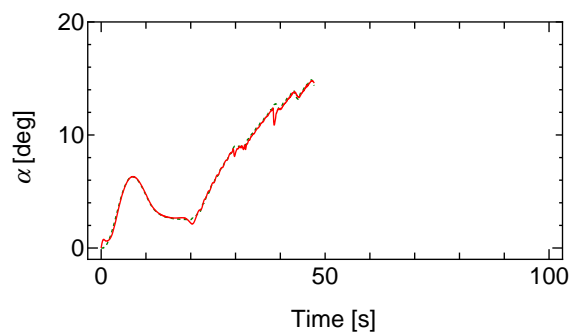
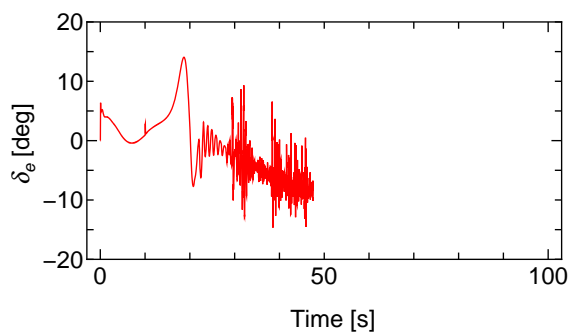


Fig. 3.5: Input of real time guidance simulation result using linear adaptive control method

Fig. 3.6: Output of real time guidance simulation result using linear adaptive control method

3.5 まとめ

本章では非線形性を打ち消すためのフィードバック線形化手法を用い、さらに、システムの低次元化による制御系の構成の簡単化や計算付加軽減のため、特異摂動法により運動方程式を表現した有翼ロケットに対する適応デジタルフィードバック

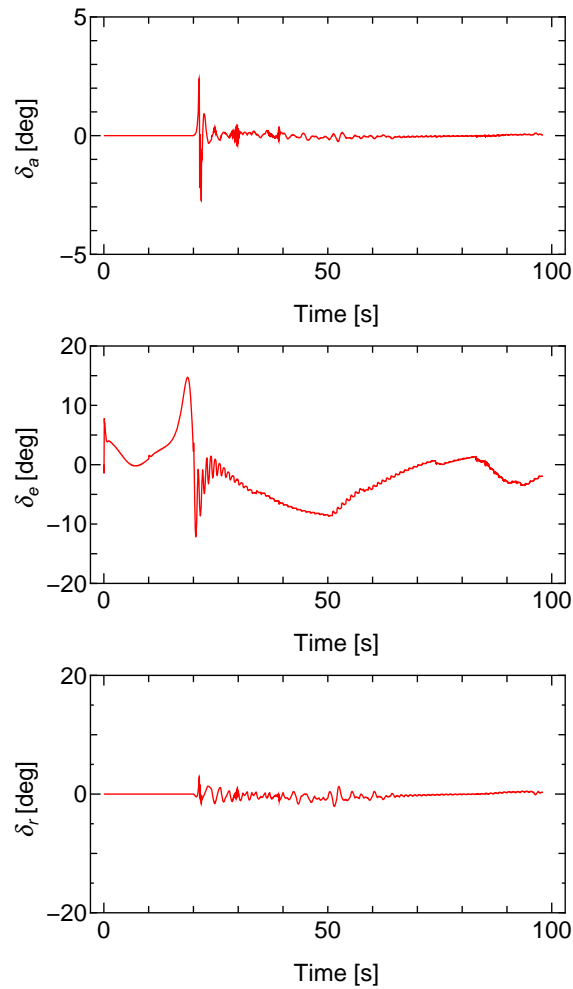


Fig. 3.7: Input of real time guidance simulation result

線形化制御法を提案するとともに，誘導制御シミュレーションにより提案手法の有効性を示した．基本的な制御性能の確認のために行った固定ゲイン誘導法を用いた誘導制御シミュレーションでは，第2章の線形化制御法と同様に，風の擾乱がある場合でも与えられた目標値に良好に追従可能であることを示した．また，リアルタイム誘導法を用いて行った緊急時の経路変更を想定したアボート飛行シミュレーションにより，第2章の線形適応制御系では対応できない飛行環境でも，提案手法は逐次生成される目標値に対して良好な制御性能が得られることを示した．

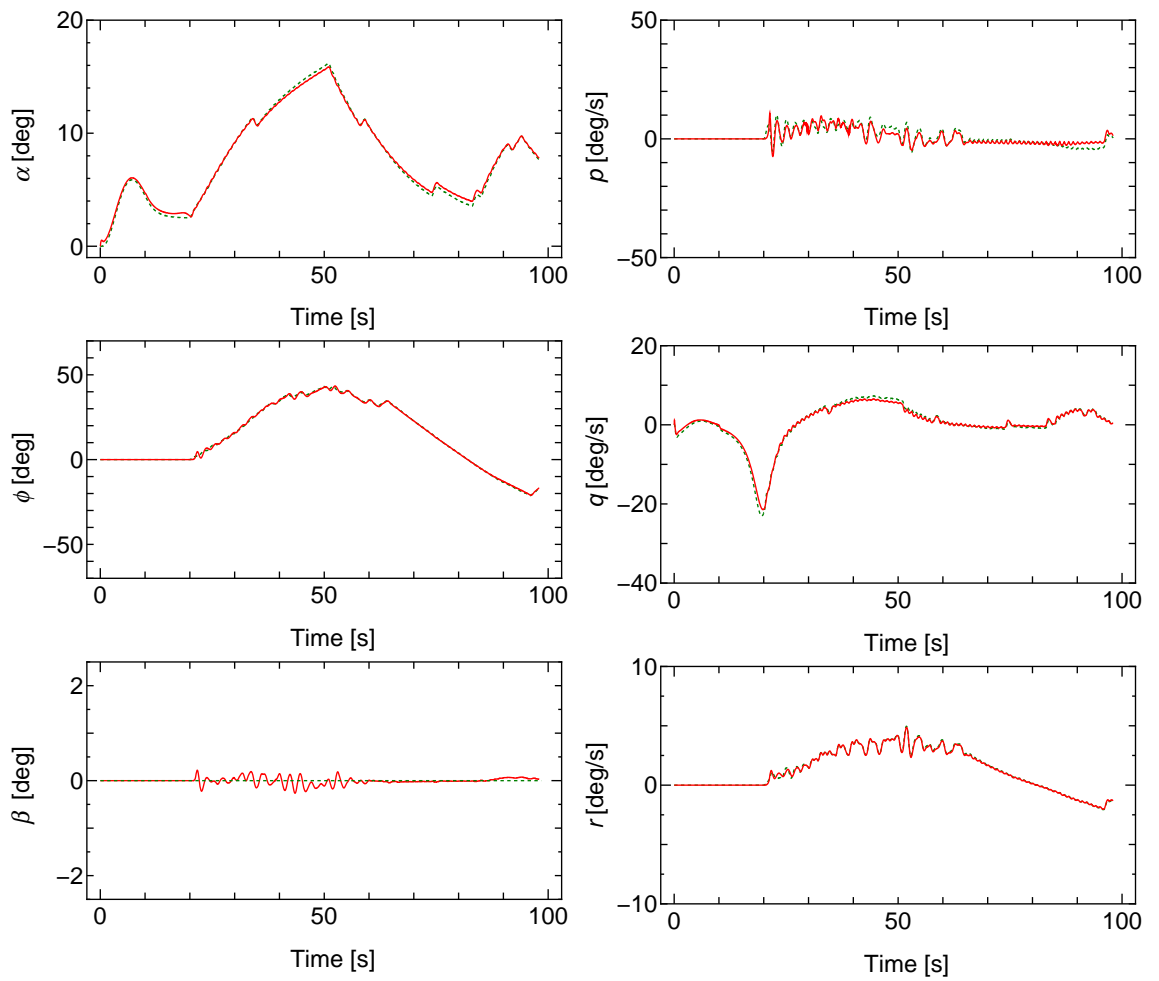


Fig. 3.8: Output of real time guidance simulation result

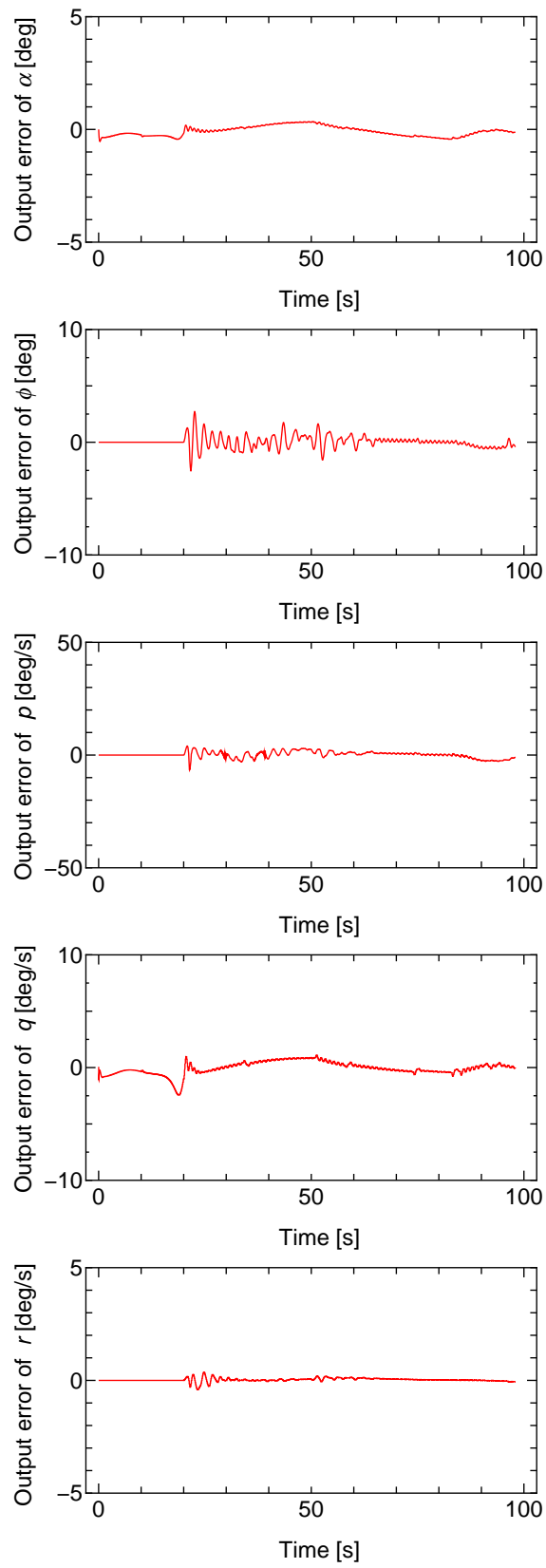


Fig. 3.9: Output error of real time guidance simulation result

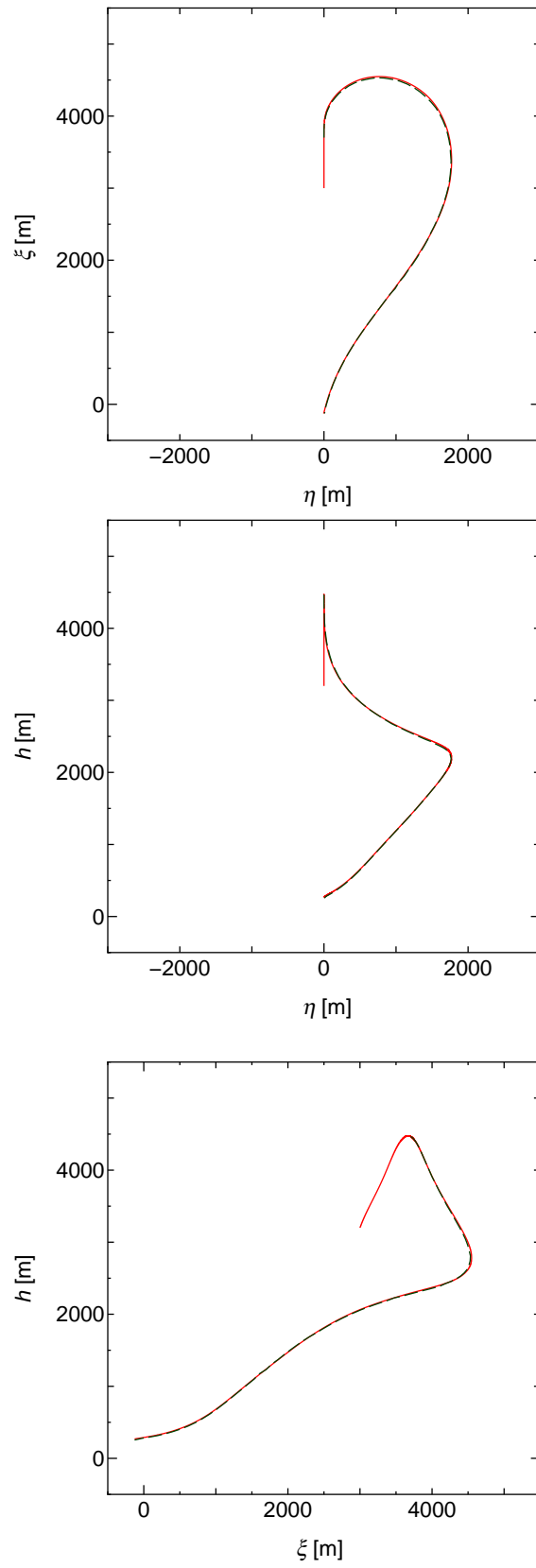


Fig. 3.10: Trajectory of real time guidance simulation result

第4章 UKFを用いた適応フィードバック線形化制御

第3章において、特異摂動法を用いた適応デジタルフィードバック線形化制御法を提案するとともに、シミュレーションにより風外乱の影響下でも良好な制御性能を有することを示した。さて、実環境では計測値に観測ノイズが含まれ、特に、ピトー管などから得られるエアデータはノイズを多く含むため、有翼ロケットの良好な制御性能を確保するためには、状態量の推定も必要であると考えられる。観測雑音の影響下での状態推定手法としてカルマンフィルタ (KF: Kalman Filter) が用いられている [36]。しかし、KF は線形システムに対してのみ適用でき、非線形システムには直接適用できない。そこで、逐次線形化することにより、非線形システムに対しても KF の考えを適用できるようにしたのが拡張カルマンフィルタ (EKF: Extended Kalman Filter) である。しかし、EKF は非線形モデルを線形近似する際に高次項を無視するため、その精度や真値追従性が高いとは必ずしも言えず、推定値が発散する場合があるといった問題点がある。また、Jacobian の導出など実装の簡便性に欠けるという問題もある。そこで、複数のサンプル点から統計量を近似して推定するため、一般的に EKF よりも推定精度が良いとされている、Unscented Kalman Filter (UKF) が注目されている [49, 50]。

ここでは、特異摂動法により運動方程式を表現した有翼ロケットに対する、UKF を用いた適応デジタルフィードバック線形化制御法を提案するとともに、有翼ロケット実験機を対象とした制御シミュレーションを行い、提案制御法の有効性を示す。

4.1 適応推定

4.1.1 Unscented Kalman Filter (UKF)

非線形システムの状態推定に対して、カルマンフィルタを適用できるようにするために、システムを逐次線形化する拡張カルマンフィルタ (EKF) が広く用いられてきた。しかしながら、EKF は不連続系に適用できない、線形化の際に高次項を切

り捨てるため推定精度が低い，などの問題点があった．これらの問題点に対して，Unscented 変換 (UT) に基づいた Unscented Kalman Filter (UKF) が提案されている [49]．UT とは平均と共分散で表される確率分布から，その代表点である有限個の重み付きサンプル点 (シグマポイント) を計算し，それをシステムの非線形関数で伝播することで平均値周りで線形化する手法である．

ここで，次式に示す非線形離散時間システムの状態推定を考える．

$$\mathbf{x}_u(k+1) = f(\mathbf{x}_u(k), \mathbf{u}_u(k)) + \mathbf{w}(k) \quad (4.1)$$

$$\mathbf{y}_u(k) = h(\mathbf{x}_u(k), \mathbf{u}_u(k)) + \mathbf{v}(k) \quad (4.2)$$

ただし， $\mathbf{x}_u(k)$ は n_x 次の状態ベクトルであり， $\mathbf{y}_u(k)$ は n_y 次の観測ベクトルである．また， $\mathbf{w}(k)$ ，および $\mathbf{v}(k)$ は，それぞれ平均 0，共分散行列 Q_u のプロセスノイズ，および平均 0，共分散行列 R_u の観測ノイズである．そして， $f(\mathbf{x}_u(k), \mathbf{u}_u(k))$ ， $h(\mathbf{x}_u(k), \mathbf{u}_u(k))$ は状態の動的モデルと観測モデルである．次に，UT のため， $2n+1$ 個のシグマポイントを計算する．

$$\boldsymbol{\chi}_0(k) = \hat{\mathbf{x}}_u(k) \quad (4.3)$$

$$\boldsymbol{\chi}_i(k) = \hat{\mathbf{x}}_u(k) + \left\{ \sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}_x(k)} \right\}_i \quad (4.4)$$

$$\boldsymbol{\chi}_{i+n}(k) = \hat{\mathbf{x}}_u(k) - \left\{ \sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}_x(k)} \right\}_i \quad (4.5)$$

ただし， $\hat{\mathbf{x}}_u(k)$ は時刻 k における状態の事後推定値であり， \mathbf{P}_x は状態量の共分散行列であり， $\left\{ \sqrt{(n+\lambda)\mathbf{P}_x(k)} \right\}_i$ は行列 $(n+\lambda)\mathbf{P}_x$ の行列平方根の第 i 列目 ($i = 1, \dots, n$) である．また， λ は $\hat{\mathbf{x}}$ まわりのシグマポイントの広がりを決めるスケーリングパラメータである．また，シグマポイントに対する重みは次式で与えられる．

$$W_0 = \frac{\lambda}{n+\lambda} \quad (4.6)$$

$$W_i = \frac{1}{2(n+\lambda)} \quad (i = 1, 2, \dots, 2n) \quad (4.7)$$

このとき，非線形離散時間システム (4.1)，(4.2) の状態推定を行う UKF アルゴリズムを以下に示す．

$$\boldsymbol{\chi}_i(k+1) = f(\boldsymbol{\chi}_i(k), \mathbf{u}_u(k)) \quad (4.8)$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_u^-(k+1) = \sum_{i=0}^{2n} W_i \boldsymbol{\chi}_i(k+1) \quad (4.9)$$

$$\mathbf{P}_x^-(k+1) = \sum_{i=0}^{2n} W_i (\boldsymbol{\chi}_i(k+1) - \hat{\boldsymbol{x}}_u^-(k+1)) (\boldsymbol{\chi}_i(k+1) - \hat{\boldsymbol{x}}_u^-(k+1))^T + \mathbf{Q}_u \quad (4.10)$$

$$\boldsymbol{\gamma}_i(k+1) = h(\boldsymbol{\chi}_i(k+1), \mathbf{u}_u(k)) \quad (4.11)$$

$$\hat{\boldsymbol{y}}_u(k+1) = \sum_{i=0}^{2n} W_i \boldsymbol{\gamma}_i(k+1) \quad (4.12)$$

$$\mathbf{P}_y(k+1) = \sum_{i=0}^{2n} W_i (\boldsymbol{\gamma}_i(k+1) - \hat{\boldsymbol{y}}_u(k+1)) (\boldsymbol{\gamma}_i(k+1) - \hat{\boldsymbol{y}}_u(k+1))^T + \mathbf{R}_u \quad (4.13)$$

$$\mathbf{P}_{xy}(k+1) = \sum_{i=0}^{2n} W_i (\boldsymbol{\chi}_i(k+1) - \hat{\boldsymbol{x}}_u(k+1)) (\boldsymbol{\gamma}_i(k+1) - \hat{\boldsymbol{y}}_u(k+1))^T \quad (4.14)$$

$$\mathbf{K}(k+1) = \mathbf{P}_{xy}(k+1) \mathbf{P}_y^{-1}(k+1) \quad (4.15)$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_u^+(k+1) = \hat{\boldsymbol{x}}_u^-(k+1) + \mathbf{K}(k+1) (\mathbf{y}(k+1) - \hat{\boldsymbol{y}}_u(k+1)) \quad (4.16)$$

$$\mathbf{P}_x^+(k+1) = \mathbf{P}_x^-(k+1) - \mathbf{K}(k+1) \mathbf{P}_y(k+1) \mathbf{K}^T(k+1) \quad (4.17)$$

ただし, $\hat{\boldsymbol{x}}_u^-(k)$ は状態量の予測平均, $\hat{\boldsymbol{x}}_u^+(k)$ は推定値, $\mathbf{P}_x^-(k)$ は予測共分散, $\mathbf{P}_x^+(k)$ は推定共分散を表し, $\hat{\boldsymbol{y}}_u(k)$ は観測量の予測平均, $\mathbf{P}_y(k)$ は予測共分散を表している. また, $\mathbf{P}_{xy}(k)$ は状態量と観測量の相互共分散行列である.

4.1.2 同時推定

カルマンフィルタはシステムの状態推定だけではなくパラメータも同時に推定可能である. そこで, 前項の UKF を用いて状態とパラメータの同時推定を行う [51]. 前章で提案した特異摂動法を用いた適応デジタルフィードバック線形化制御法は, 制御対象を二つのタイムスケールで分割した離散時間モデルである式 (3.9) と (3.10) に対して, コントローラを構成する方法である. この方法のシステム表現に対応する非線形関数 f と h を以下に示す.

まず，式 (3.9) と (3.10) 中の推定すべき係数行列 $A_T(x)$, $B_T(x)$, $C_T(x)$, $D_T(x)$ および $E_T(y)$ のパラメータからなるベクトル

$$\Theta(k) = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{yy} & I_{zz} & I_{xz} & L_p & L_r & M_q & N_p & N_r & L_{\delta_a} & L_{\delta_r} & M_{\delta_e} & N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ L_\beta & M_\alpha & N_\beta & \frac{X_a}{m} & \frac{Y_a}{m} & \frac{Z_a}{m} \end{bmatrix}^T \quad (4.18)$$

を導入する．次に，状態として y と x を取り扱う．また，式 (3.10) の右辺には θ_e と V_c の二つの信号が用いられており，この二つの信号も状態として取り扱う．これらの信号からなる観測ベクトル $\bar{y}(k)$ を次式とする．

$$\bar{y}(k) = [P \ Q \ R \ \alpha \ \beta \ \phi_e \ \theta_e \ V_c]^T \quad (4.19)$$

ただし， $\bar{y}(k)$ の要素はすべて計測可能であるとするが，計測値には観測ノイズが含まれるため推定を行う． $\Theta(k)$ と $\bar{y}(k)$ の両方を推定するため，次式の状態量ベクトル \bar{x} を導入する．

$$\bar{x}(k) = \begin{bmatrix} \bar{y}(k) \\ \Theta(k) \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

ここで，非線形関数 f を定めるためには観測ベクトル $\bar{y}(k)$ の差分方程式が必要となる． $\bar{y}(k)$ のうち P , Q , R , α , β および ϕ_e の差分方程式は式 (3.9) と (3.10) であるので，残りの θ_e と V_c の差分方程式を求める．まず， θ_e の運動方程式は式 (2.12) より次式となる．

$$\dot{\theta}_e = Q \cos \phi_e - R \sin \phi_e \quad (4.21)$$

また， V_c の運動方程式は， $V_c = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2}$ と式 (2.4) より次式となる．

$$\dot{V}_c = \frac{1}{m} \{ X_a \cos \alpha \cos \beta + Y_a \sin \beta + Z_a \sin \alpha \cos \beta - V_g \} \quad (4.22)$$

ただし，

$$V_g = g(\cos \alpha \cos \beta \sin \theta_e - \sin \beta \sin \phi_e \cos \theta_e - \cos \theta_e \cos \phi_e \sin \alpha \cos \beta)$$

である．次に，式 (4.21) と (4.22) をそれぞれ，サンプリング周期 T の前進差分近似を用いて離散化すると，次式の差分方程式が得られる．

$$\theta_e(k+1) = \theta_e(k) + TQ \cos \phi_e - TR \sin \phi_e \quad (4.23)$$

$$V_c(k+1) = V_c(k) + \frac{T}{m} \{ X_a \cos \alpha \cos \beta + Y_a \sin \beta + Z_a \sin \alpha \cos \beta - V_g \} \quad (4.24)$$

以上より，式 (4.1) に対応した \bar{x} の状態方程式は，式 (3.9)，(3.10) と (4.24) より次式となる．

$$\bar{x}(k+1) = f(\bar{x}(k), \mathbf{u}(k)) + \mathbf{w}(k) \quad (4.25)$$

ただし，

$$f(\bar{x}(k), \mathbf{u}(k)) = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_T(\mathbf{x})\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}_T(\mathbf{x})\mathbf{u}(k) + \mathbf{C}_T(\mathbf{x})\mathbf{w}(k) \\ \mathbf{y}(k) + \mathbf{D}_T(\mathbf{y})\mathbf{x}(k) + \mathbf{E}_T\mathbf{h}(k) + T\mathbf{g}(k) \\ \theta_e(k) + TQ \cos \phi_e - TR \sin \phi_e \\ V_c(k) + \frac{T}{m} \{ X_a \cos \alpha \cos \beta + Y_a \sin \beta + Z_a \sin \alpha \cos \beta - V_g \} \\ \Theta(k) \end{bmatrix}$$

である．また，式 (4.2) に対応する観測方程式は，観測ベクトル $\bar{y}(k)$ の要素が直接状態量ベクトル $\bar{x}(k)$ の中にあるので，次式で表すことができる．

$$\bar{y}(k+1) = h(\bar{x}(k)) + \mathbf{v}(k) \quad (4.26)$$

ただし，

$$h(\bar{x}(k)) = [1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 0] \bar{x}(k)$$

である．

有翼ロケットに対する同時推定は，式 (4.25) と (4.26) で表される拡大システムに対して UKF を適用する．なお，関数 f と h のパラメータは未知であるため， $\bar{x}(k)$ の推定値と関数中の係数行列 $\mathbf{A}_T(\mathbf{x})$ ， $\mathbf{B}_T(\mathbf{x})$ ， $\mathbf{C}_T(\mathbf{x})$ ， $\mathbf{D}_T(\mathbf{x})$ および $\mathbf{E}_T(\mathbf{y})$ の推定値を用いる．

4.2 誘導制御シミュレーション

本節では，まず，提案手法の基本的な制御性能の確認のために固定ゲイン誘導法を用いた誘導制御シミュレーションを行い，風の擾乱がある場合でも，制御量が与えられた目標値に良好に追従可能であることを示す．次に，飛行シミュレーションをリアルタイム誘導法を用いて行い，風速の変動がある場合でも，制御量が逐次生成される目標値に対して良好に追従することを示す．どちらの場合も，制御周期は $0.01[\text{s}]$ とし，ゲインは $\lambda_p = 0.94$ ， $\lambda_q = 0.92$ ， $\lambda_r = 0.94$ ， $p_\alpha = 0.95$ ， $p_\beta = 0.96$ ， $p_\phi = 0.97$ に設定した．さらに， $\mathbf{y}_d = [p_d, q_d, r_d]^T$ と $\mathbf{x}_d = [\alpha_d, \beta_d, \phi_d]^T$ に関するローパスフィルタの時定数は，目標値が $0[\text{deg}]$ である横滑り角 β_d を除いて，それぞれ 0.2 ， 0.3 ， 0.5 ， 0.5 および $0.5[\text{s}]$ とした．

4.2.1 固定ゲイン誘導シミュレーション

構成した制御系の有効性を確認するため，有翼ロケットモデルを用いて大気変動を考慮したシミュレーションを行った．シミュレーション条件は次の通りである．有翼ロケットが水平飛行中，高度 6200[m] で誘導を開始した．誘導周期は 1[s] である．そして，風の変動として Dryden モデルによる擾乱と風速が高度 3200[m] で風速が -10 [m/s] から 10 [m/s] に急激に変動するウィンドシアを与えた．

シミュレーションの初期条件は高度 6200[m]，ダウンレンジ 0[m]，クロスレンジ 0[m]，そして速度が 93 [m/s] である．エレボン，ラダーのアクチュエータは減衰係数 $\zeta = 0.7$ [Nms/deg]，固有振動数 $\omega_n = 4100$ [deg/s] とした．

シミュレーション結果の時間履歴を Fig. 4.1 ~ 4.5 に示す．Fig. 4.1 は各機体軸に影響する風速の変動であり，Fig. 4.2 は入力であるエルロン，エレベータおよびラダー舵角を示している．また，Fig. 4.3 と 4.4 には状態量 y と x を，それぞれの要素ごとに，左側に目標値 (破線) と出力 (実線)，右側に出力の推定誤差 ($e_* = * - \hat{*}$) を示している．また，Fig. 4.5 は各状態量の出力誤差である．Fig. 4.3 ~ 4.5 より，UKF による推定が良好に行なわれており，遅い状態量 y と速い状態量 x は何れも目標値に良好に追従していることがわかる．さらに，Fig. 4.6 は飛行軌道を示しており，破線は追従すべき基準軌道を，また，実線は実際の飛行軌道を表している．Fig. 4.6 より飛行軌道が基準軌道に良好に追従していることがわかる．

以上のシミュレーション結果より，構成した制御系が風の擾乱やセンサノイズがある場合でも良好な制御性能を有することが確認できる．

4.2.2 リアルタイム誘導シミュレーション

次に，構成した適応制御系により有翼ロケットが逐次計算される誘導コマンドにも柔軟に追従できることを確認するため，リアルタイム誘導法を用いた誘導制御を行った．

シミュレーション条件は次の通りである．有翼ロケットが速度が 93 [m/s] で水平飛行中，高度 6200[m]，ダウンレンジ 9000[m]，クロスレンジ 0[m]，で誘導を開始した．誘導周期は 1[s] である．そして，風の変動として Dryden モデルによる擾乱と風速が高度 2500[m] で風速がダウンレンジ方向に -10 [m/s] から 10 [m/s] に急激に変動するウィンドシアを与えた．エレボン，ラダーのアクチュエータは減衰係数 $\zeta = 0.7$ [Nms/deg]，固有振動数 $\omega_n = 4100$ [deg/s] とした．

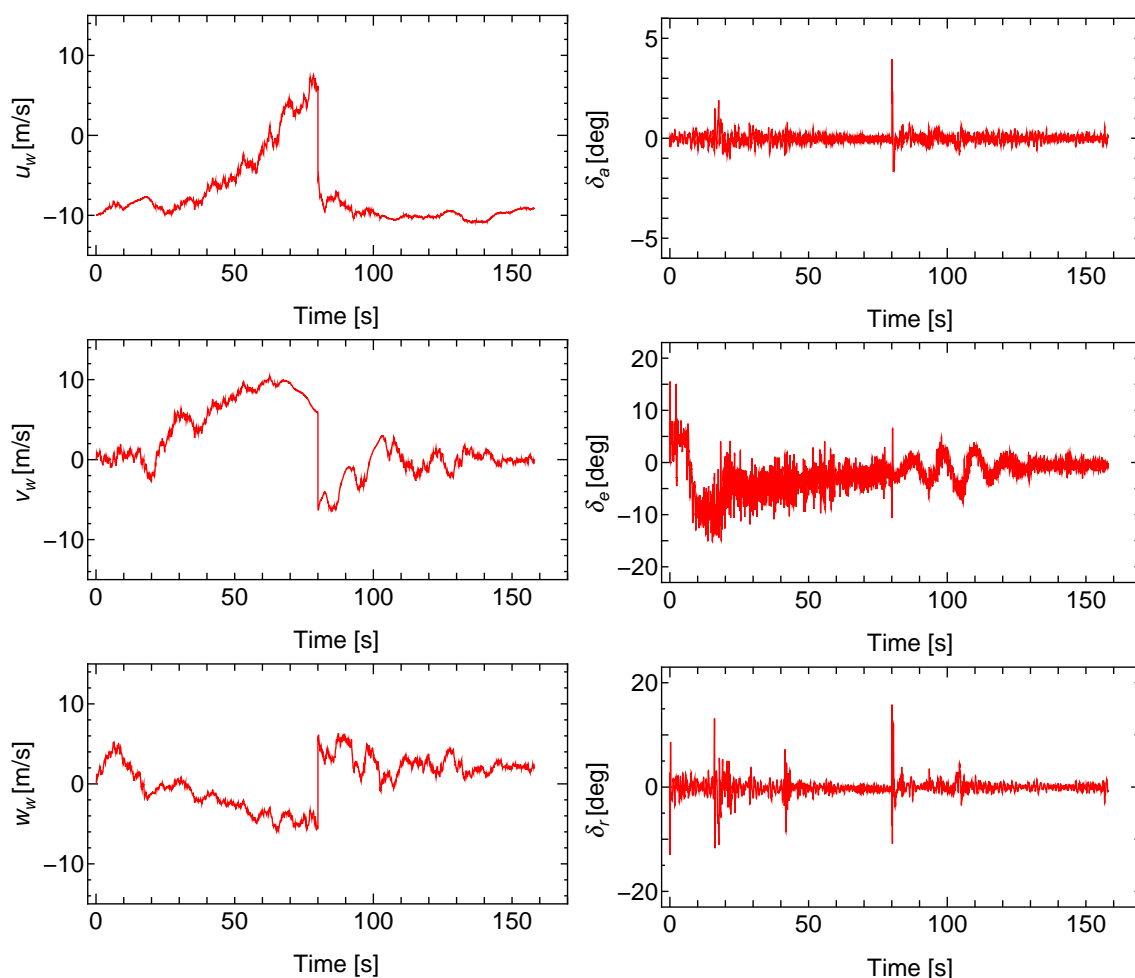


Fig. 4.1: Wind velocity of implicit guidance simulation result

Fig. 4.2: Input of implicit guidance simulation result

シミュレーション結果の時間履歴を Fig. 4.7 ~ 4.11 に示す。Fig. 4.7 は各機体軸に影響する風速の変動であり、Fig. 4.8 は入力であるエルロン、エレベータおよびラダー舵角を示している。また、Fig. 4.9 と 4.10 は状態量 y と x および出力の推定誤差 ($e_* = * - \hat{*}$)、Fig. 4.11 は各状態量の出力誤差である。風の擾乱により、入力に小さい振幅の振動が生じているが、Fig. 4.9 ~ 4.11 より UKF による状態推定は良好に行われており、状態量 y と x も目標値に良好に追従していることがわかる。さらに、Fig. 4.12 は飛行軌道を示しており、破線は追従すべき基準軌道を、また、実線は実際の飛行軌道を表している。Fig. 4.12 より飛行軌道が基準軌道に良好に追従していることがわかる。

以上のシミュレーション結果より、構成した制御系は逐次生成される目標値に対

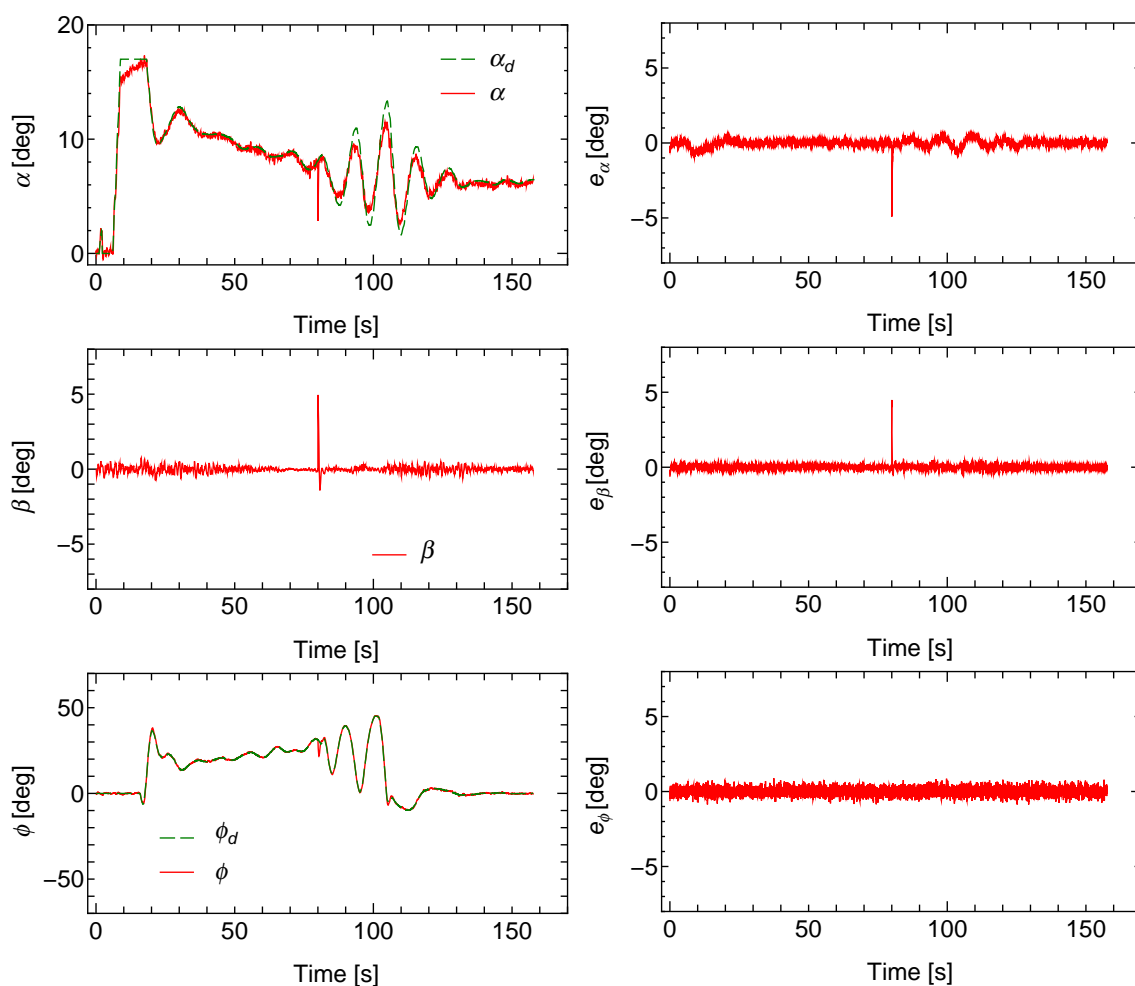


Fig. 4.3: Slow state and estimated error of implicit guidance simulation result

しても良好な制御性能を有することが確認できる。

4.3 まとめ

本章では実環境で考慮すべき観測ノイズに対して、状態量の推定を行うために、これまで研究されてきた EKF よりも推定精度や安定性が良いとされる UKF を用いてパラメータと状態量の同時推定を行う適応デジタルフィードバック線形化制御法を提案するとともに、誘導制御シミュレーションにより提案手法の有効性を示し

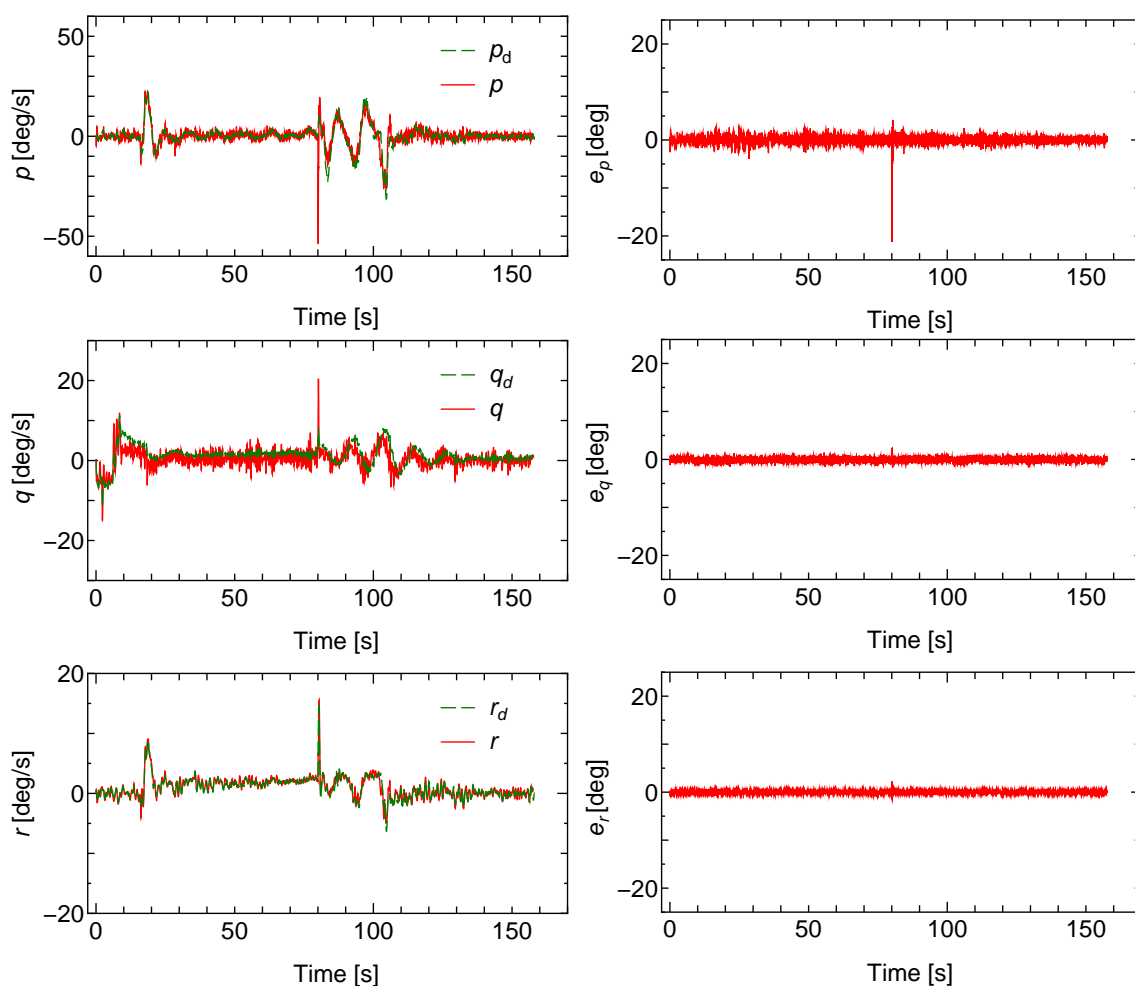


Fig. 4.4: Fast state and estimated error of implicit guidance simulation result

た．基本的な制御性能の確認のために行った固定ゲイン誘導法を用いた誘導制御シミュレーションでは，風の擾乱やセンサノイズがある場合でも与えられた目標値に良好に追従可能であることを示した．次に，リアルタイム誘導法を用いて行ったシミュレーションにより，逐次生成される目標値に対して良好な制御性能が得られることを示した．

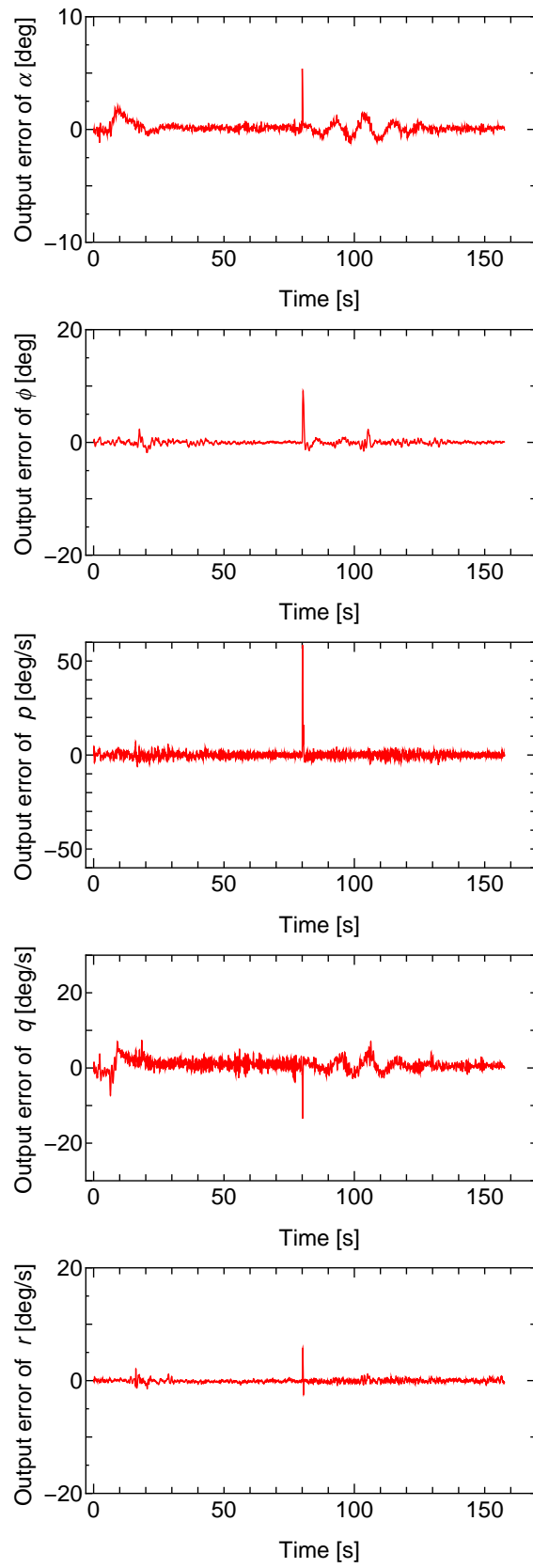


Fig. 4.5: Output error of implicit guidance simulation result

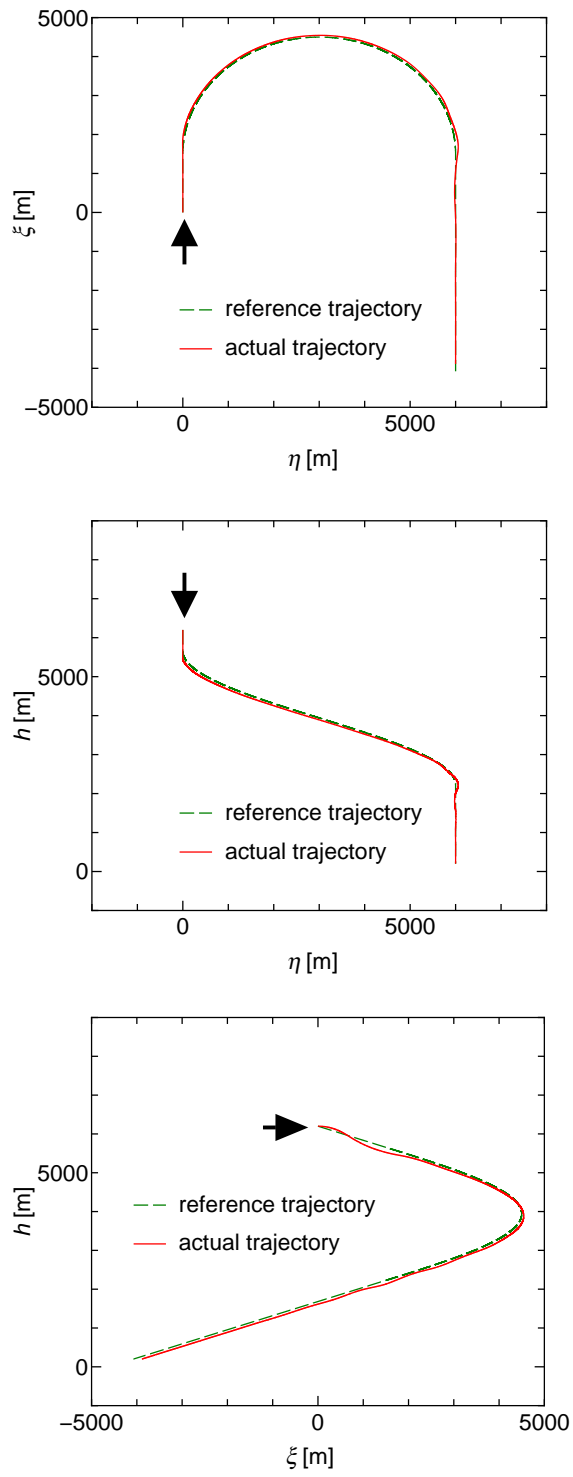


Fig. 4.6: Trajectory of implicit guidance simulation result

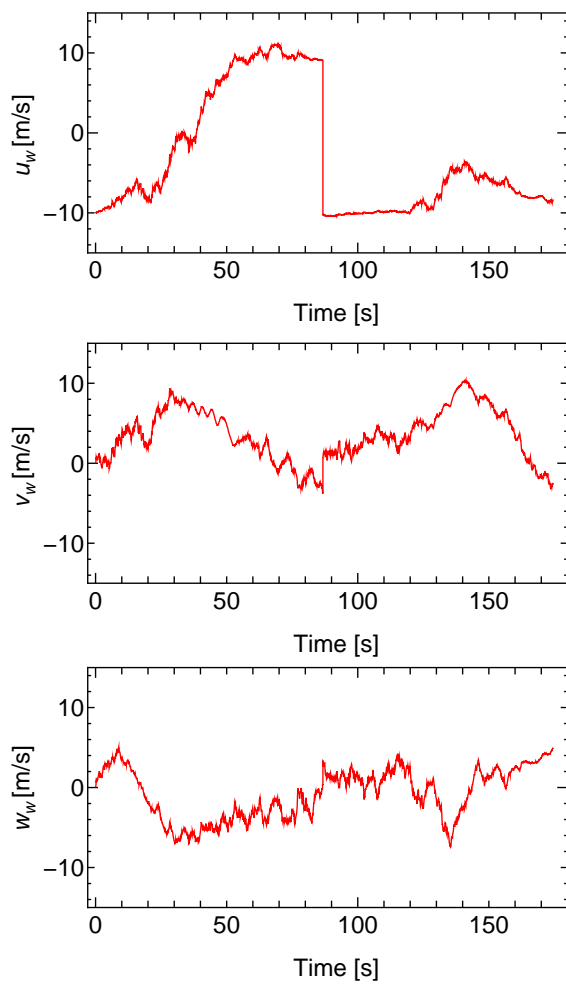


Fig. 4.7: Wind velocity of real time guidance simulation result

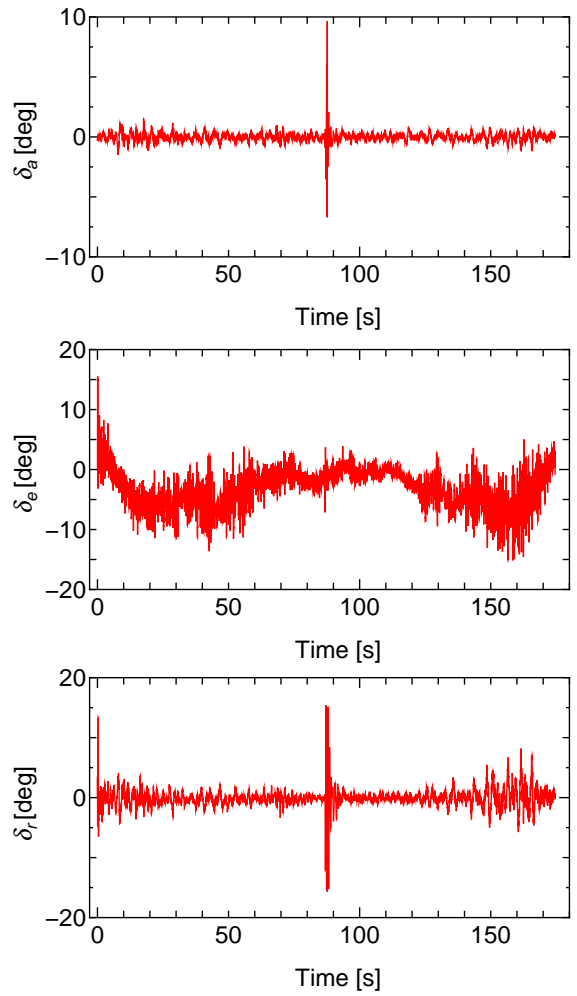


Fig. 4.8: Input of real time guidance simulation result

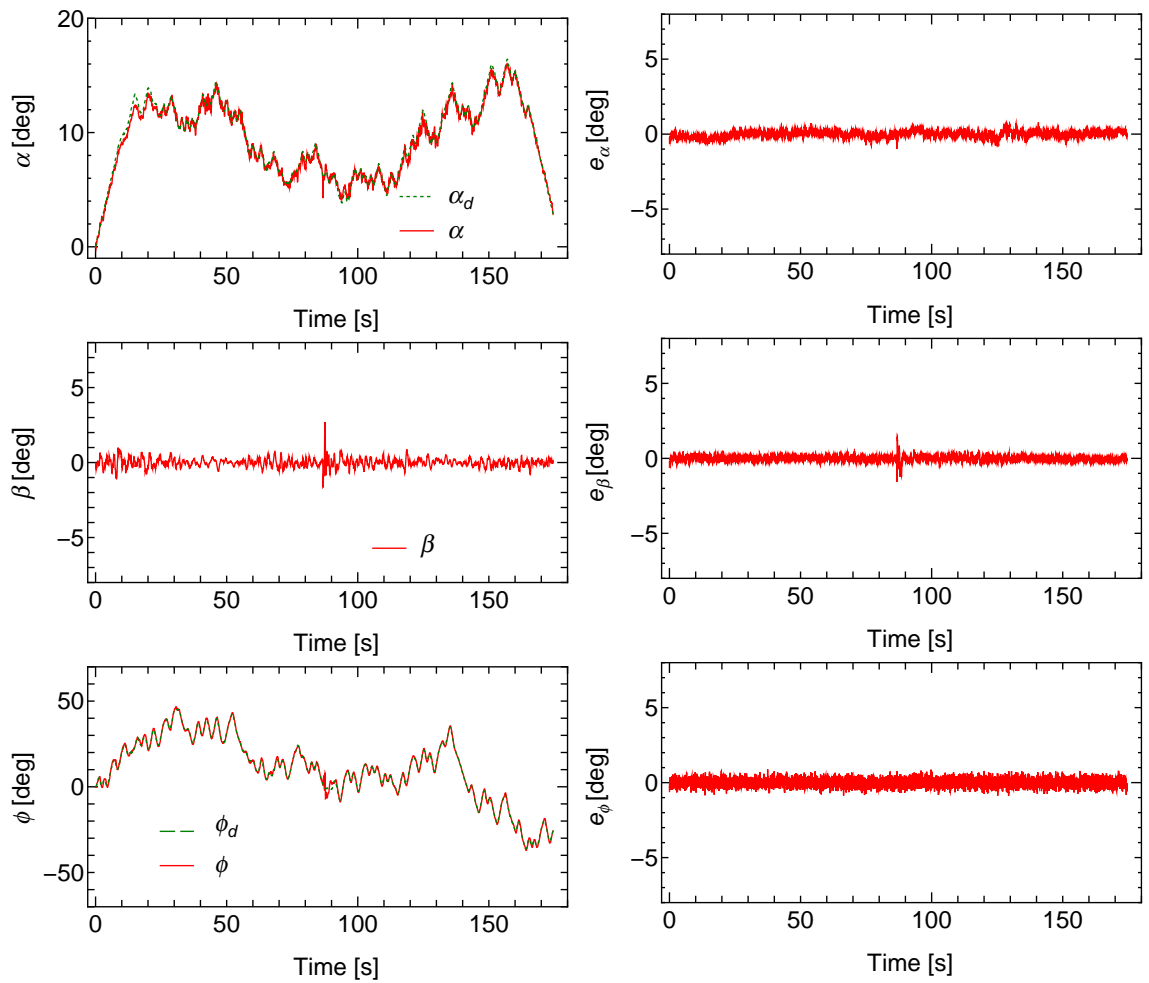


Fig. 4.9: Slow state and estimated error of real time guidance simulation result

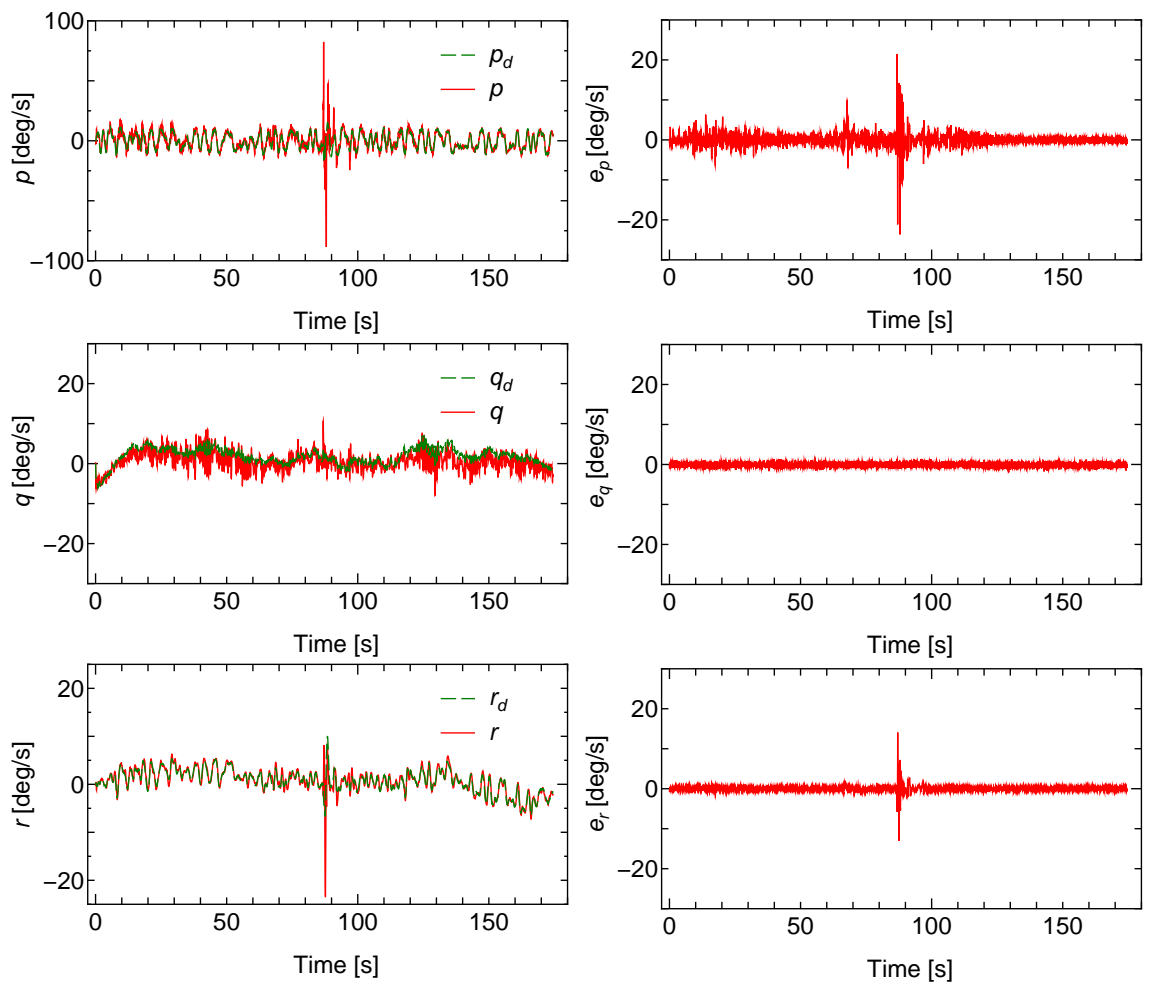


Fig. 4.10: Fast state and estimated error of real time guidance simulation result

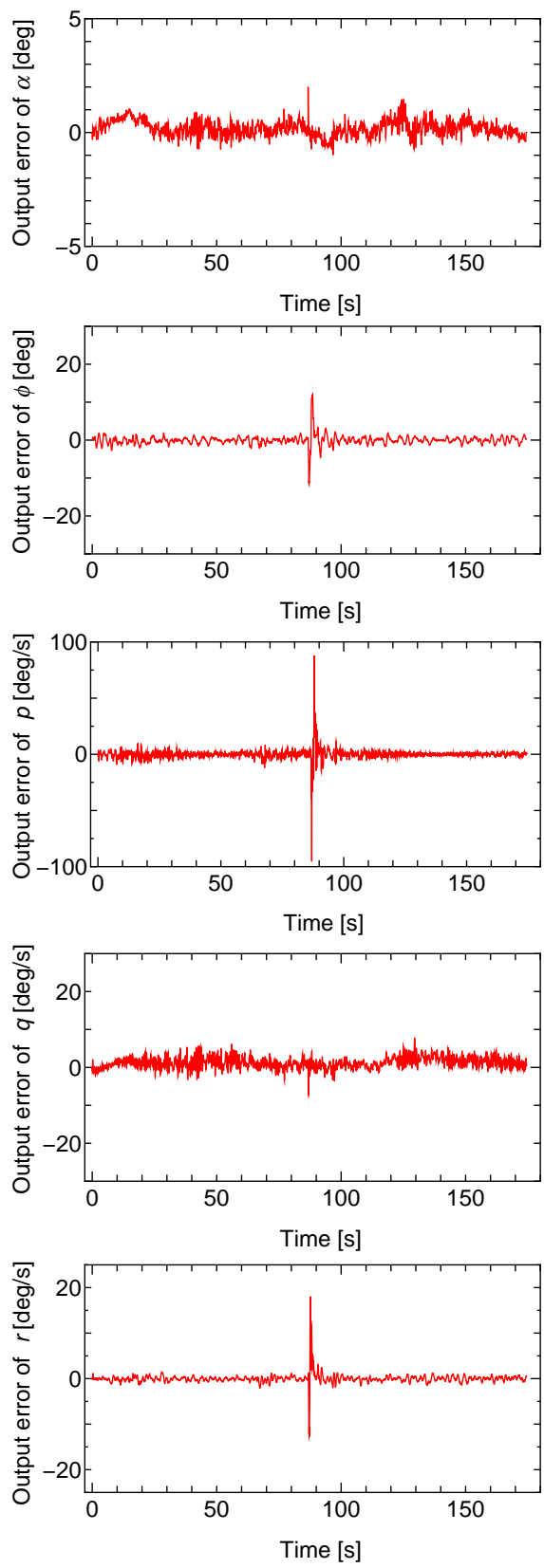


Fig. 4.11: Output error of real time guidance simulation result

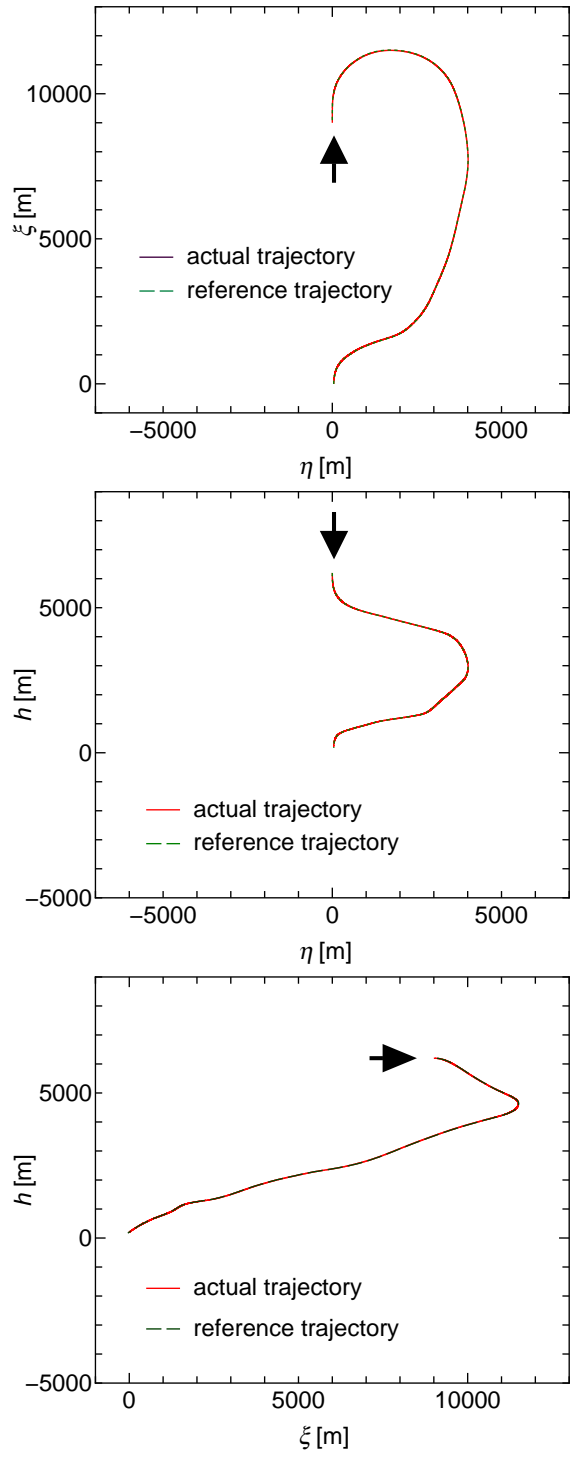


Fig. 4.12: Trajectory of real time guidance simulation result

第5章 結論

本研究では著者らが開発している有翼ロケットに対して、非最小位相特性を考慮したモデル規範形適応制御法ならびに、さらに良好な制御性能を得るための適応フィードバック線形化制御、センサノイズの影響を考慮したUKFを用いた同時推定による適応フィードバック線形化制御をそれぞれ提案し、シミュレーションにより提案制御法の有効性の確認を行った。以下では、本論文で得られた成果を要約して結論とする。

第2章では、従来の線形適応制御手法では考慮されていなかった非最小位相特性、特にアクチュエータダイナミクスを考慮することによって、離散時間モデルに不安定零点が生じる可能性がある問題に対して、極零相殺を行わず、極配置と零点補償を施す非最小位相系にも適用可能なMRACS設計法を有翼ロケットの姿勢運動に適用した制御系を構成し、誘導制御シミュレーションによりその有効性を確認した。基本的な制御性能の確認のために行った固定ゲイン誘導法を用いた誘導制御シミュレーションでは、風の擾乱がある場合でも与えられた目標値に良好に追従可能であることを示した。また、高速、高高度の条件下でリアルタイム誘導法を用いて行った誘導制御シミュレーションにより、広範囲に及ぶ飛行領域において、逐次生成される目標値に対して有翼ロケットが良好に追従できることを示した。

第2章の制御法は線形系に対する制御系設計法であるため、制御性能は制御対象の非線形特性に依存する。そのため、機体の大きな運動や、故障時には制御性能が低下することが考えられる。そこで、第3章では、非線形性を打ち消すためのフィードバック線形化手法を用い、さらに、システムの低次元化による制御系の構成の簡単化や計算付加軽減のため、特異摂動法により運動方程式を表現した有翼ロケットに対する適応デジタルフィードバック線形化制御法を提案するとともに、誘導制御シミュレーションにより提案手法の有効性を示した。基本的な制御性能の確認のために行った固定ゲイン誘導法を用いた誘導制御シミュレーションでは、第2章の線形化制御法と同様に、風の擾乱がある場合でも与えられた目標値に良好に追従可能であることを示した。また、リアルタイム誘導法を用いたシミュレーションでは、予期しない推力カットオフとそれに伴う緊急時経路変更を想定したアポート飛行を

設定し、第2章の線形制御法を適用したシミュレーションもあわせて行い、線形制御法では制御不能となる場合が存在することを明らかにするとともに、提案フィードバック線形化法はアポート飛行に対しても良好な制御性能を有しており、機体の非線形性を考慮した提案手法がより広範囲な飛行条件に対応可能であることを示した。

第4章では、実環境で考慮すべき観測ノイズに対して、状態量の推定を行うために、これまで研究されてきたEKFよりも推定精度や安定性が良いとされるUKFを用いてパラメータと状態量の同時推定を行う適応デジタルフィードバック線形化制御法を提案するとともに、誘導制御シミュレーションにより提案手法の有効性を示した。基本的な制御性能の確認のために行った固定ゲイン誘導法を用いた誘導制御シミュレーションでは、風の擾乱やセンサノイズがある場合でも与えられた目標値に良好に追従可能であることを示した。次に、リアルタイム誘導法を用いて行ったシミュレーションにより、逐次生成される目標値に対して良好な制御性能が得られることを示した。

以上より、有翼ロケットに対して本論文で提案したデジタル適応制御手法は、広範囲な飛行領域に対して適用可能な制御法であることを確認した。

謝辞

本論文をまとめるにあたり，有益なご助言，熱心なご討論をいただいた九州工業大学田川善彦教授，前田博教授，米本浩一教授に甚大なる謝意を表します．

本研究の遂行にあたり，適切にご指導をいただきました九州工業大学相良慎一准教授に心よりの深謝をいたします．

最後に，輪講等においてご討論いただいた相良研究室の先輩方，同輩後輩，さらに宇宙システム研究室の皆様にご心よりお礼申し上げます．

平成 24 年 1 月

下沢 智啓

参考文献

- [1] 松浦陽恵：“宇宙船への道：ロケットと宇宙船の歴史”，日本機械学会誌，Vol. 88，pp. 1205–1210，1985．
- [2] 木村逸朗：“ロケット工学”，養賢堂，p. 7，1993.
- [3] Purser. P. E.：“Manned Spacecraft Engineering Design and Operation”，Fairchild Publ, 1964.
- [4] 岸田純之助：“宇宙開発 20 年の歩み”，電子情報通信学会誌，Vol. 93，pp. 1020–1026，2010．
- [5] 前田惟裕，佐藤直樹，長谷川義幸：“有人宇宙システムの現状と将来”，科学朝日，Vol. 37，pp. 39–42，1977．
- [6] 佐藤靖：“NASA とアポロ計画”，科学史研究，Vol. 49，pp. 22–25，2010．
- [7] 棚次真弘：“宇宙往還機実現へのアプローチ”，日本機械学会 2005 年度年次大会講演資料集，Vol. 8，pp. 248–249，2005．
- [8] 高畑文雄，森英彦，池内了，輿石肇，戸田勸，新田慶治：“宇宙技術入門”，東京大学出版会，pp. 17–20，1994.
- [9] 高橋憲夫：“21 世紀の宇宙開発 最先端技術をもたらす宇宙利用の幕開け”，科学技術振興会，p. 30，2001.
- [10] 山本昌孝，秋元敏男，山脇功次，稲葉基之，下田孝幸，井上安敏：“軌道再突入実験 (OREX) 概要”，航空宇宙技術研究所特別資料，Vol. 24，pp. 61–76，1994．
- [11] 白水正男，山本昌孝，河内山治朗：“宇宙往還機開発計画と HYFLEX”，日本航空宇宙学会誌，Vol. 45，pp. 622–627，1997．
- [12] 永安正彦，中安英彦，田中敬司，小野孝次，谷内朗：“HOPE 小型実験機による自動着陸飛行実験 (ALFLEX) について”，日本航空宇宙学会誌，Vol. 46，pp. 2–11，1998．

- [13] 長谷川卓也, 匂坂雅一, 小林悌宇, 更江渉, 米田洋, 高橋耕司, 和田治: “高速飛行実証の実験システム開発”, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 52, pp. 320–326, 2004.
- [14] 稲谷芳文: “有翼飛翔体計画–HIMES”, 計測と制御, Vol. 26, pp. 499–502, 1987.
- [15] Larry B. McWhorter, Milt Reed, Gordon C. Kafer, Mark Hammerschmidt, Wes Dafler, Dr. Daigoro Ito, Dan Nelson, Brian Bihari: “Space Shuttle Entry Digital Autopilot”, NASA Johnson Space Center, SP–2010–3408, 2010.
- [16] NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム ALFLEX サブグループ: “小型自動着陸実験 (ALFLEX)”, 航空宇宙技術研究所報告, TR–1369, p. 51, 1998.
- [17] Y. Miyazawa: “Design with Multiple-Delay-Model and Multiple-Design-Point Approach”, AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 18, No. 3, pp. 508–515, 1995.
- [18] Y. Miyazawa, K. Ishikawa, K. Fujii: “Guidance and Control Law for Automatic Landing Flight Experiment of Reentry Space Vehicle”, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, pp. 1057–1066, 1993.
- [19] 宮沢与和, 石川和敏, 泉達司, 匂坂雅一: “ALFLEX 航法誘導制御系”, ALFLEX/HOPE シンポジウム講演前刷集, pp. 37–52, 1996.
- [20] S. Ishimoto, M. Takizawa, H. Suzuki, T. Morito: “Flight Control System of Hypersonic Flight Experiment Vehicle”, AIAA–96–3403, 1996.
- [21] 塚本太郎, 鈴木広一: “高速飛行実証機 (その2) の誘導制御系設計”, 第17回誘導制御シンポジウム資料, pp. 137–142, 2000.
- [22] S. Eterno, J. Weiss, D. Looze, A. Willsky: “Design Issues for Fault Tolerant Restructurable Aircraft Control”, NASA TP–225, 1985.
- [23] H. Komatsu, T. Suzuki, S. Okuma: “Design of Controller Switching Scenario for Reusable Launch Vehicle with Elevon Jamming Failure”, Proceedings of the 8th IEEE International Workshop on Advanced Motion Control, pp. 595–600, 2004.
- [24] A. B. Arehart, W. A. Wolovich: “Bumpless Switching in Hybrid Systems”, Hybrid Systems, pp. 1–17, 1996.

- [25] S. F. Graebe, A. Ahlen : “Bumpless Transfer”, The Control Handbook, W. S. Levine, pp. 381–388, 1995.
- [26] M. C. Turner, D. J. Walker : “Linear Quadric Bumpless Transfer”, Automatica, Vol. 36, pp. 1089–1101, 2000.
- [27] 小松逸人, 残間忠直, 鈴木達也, 大熊繁 : “拘束条件の存在する制御系における H_∞ 制御器のスイッチングとスイッチング時の制御器の状態決定法”, 電気学会論文誌 C, Vol. 121, No. 12, pp. 1897–1904, 2001 .
- [28] R. R. Huber : “Self Repairing Flight Control System”, SAE-841552, 1984.
- [29] J. D. Schierman, D. G. Ward, J. R. Hull, N. Gandhi : “Integrated Adaptive Guidance and Control for Re-Entry Vehicles with Flight-Test Results”, AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 27, No. 6, pp. 975–988, 2004 .
- [30] J. Brinker, K. Wise : “Flight Testing of Reconfigurable Control Law on the X-36 Tailless Aircraft”, AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 24, No. 5, pp. 903–909, 2001.
- [31] J. Brinker. and K. Wise: “Reconfigurable Flight Control for a Tailless Advanced Fighter Aircraft”, Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, pp. 75–87, 1998.
- [32] Eric N. Johnson, Anthony J. Calise : “Pseudo-Control Hedging: A New Method for Adaptive Control”, Advances in Navigation Guidance and Control Technology Workshop, November, 1-2, 2000.
- [33] Eric N. Johnson, Anthony J. Calise : “Limited Authority Adaptive Flight Control for Reusable Launch Vehicles”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 26, No. 6, pp. 906–913, 2003.
- [34] M. Morimoto, K. Uchiyama, Y. Shimada, A. Abe : “Adaptive Attitude Control with Reduced Number of Estimated Parameters for Automatic Landing System”, Proceedings of the International Conference on Control, Automation and Systems 2007, pp. 2865–2870, 2007.
- [35] K. J. Åström, P. Hangander, J. Sternbyb : “Zeros of Sampled System”, Automatica, Vol. 20, No. 1, pp. 31–38, 1984.

- [36] 片山徹：“応用カルマンフィルタ”，朝倉書店，pp. 6–9，2000。
- [37] T. Shimosawa, S. Sagara：“Digital Adaptive Control of a Winged Rocket in Wide Range Flight Conditions”，Proceedings of the 2010 International Conference on Modelling, Identification and Control, pp. 197–202, 2010.
- [38] T. Shimosawa, S. Sagara：“Digital Adaptive Control of a Winged Rocket Applicable to Abort Flight”，Journal of Artificial Life and Robotics, Vol. 16, pp. 348–351, 2011.
- [39] T. Shimosawa, T. Narumi, S. Sagara, K. Yonemoto：“Digital Adaptive Control of Winged Rocket Using Unscented Kalman Filter”，Innovative Computing, Information and Control Express Letters, Vol. 6, No. 5 (掲載決定), 2012.
- [40] T. Shimosawa, S. Sagara, T. Narumi, K. Yonemoto：“Flight Guidance and Control of a Winged Rocket”，Proceedings of the 17th International Symposium on Artificial Life and Robotics, pp. 65–68, 2012.
- [41] 相良慎一，大川不二夫：“非最小位相系に対する離散時間MRACSの一設計法と水中振子への応用”，日本機械学会論文集 (C編)，Vol. 60，pp. 90–95, 1994.
- [42] 加藤寛一郎，大屋昭男，柄沢研治：“航空機力学入門”，東京大学出版会，pp. 1–22, 1982.
- [43] HIMES 飛翔体研究会：“HIMES 飛翔体 (有翼ロケット実験機) 概念設計”，文部省宇宙科学研究所，1987.
- [44] 鈴木隆，新中新二，田中幹也：“適応極配置系の一構成法”，計測自動制御学会論文集，Vol. 19，No. 1，pp. 28–35. 1983.
- [45] 計測自動制御学会編：“自動制御ハンドブック (基礎編)”，オーム社，p. 719. 1983.
- [46] 文献 [42]，pp. 222–228.
- [47] E. N. Johnson, A. J. Calise：“A Six Degree of Freedom Adaptive Flight Control Architecture for Trajectory Following”，Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA–2002–4776, 2002.

- [48] P. K. Menon, V. R. Iragavarapu, E. J. Ohlmeyer : “Nonlinear Missile Autopilot Design Using Time-Scale Separation”, AIAA paper, 97-3765-CP, pp. 1791-1803, 1997.
- [49] E. A. Wan, R. Van Der Merwe : “The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation”, Proceedings of the IEEE 2000 Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control Symposium, pp. 153-158, 2000.
- [50] E. A. Wan, R. Van Der Merwe : “Comparison of EKF and UKF for Spacecraft Localization via Angle Measurements”, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 47, No. 1, pp. 75-84, 2011.
- [51] B. Kaewkham-ai, R. F. Harrison : “Dst Index Prediction Using Joint and Dual Unscented Kalman Filter”, Proceedings of the 18th IASTED International Conference on Applied Simulation and Modelling (ASM 2009), pp. 30-36, 2009.
- [52] 田中俊輔, 池田茂 : “回収体の軌道と誘導について”, 日本航空宇宙学会誌, pp. 677-687. 1982.
- [53] K. Yonemoto, T. Shidooka, K. Okuda : “Development and Flight Test of Winged Rocket”, The 27th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2009-g-16, 2009.
- [54] 大林茂 : “航空機の多目的最適設計”, 人工知能学会誌, Vol. 18, No. 5, 2003 .
- [55] 日本航空宇宙学会 : “航空宇宙工学便覧”, 丸善株式会社, pp. 172-174, 1983 .
- [56] 近藤次郎 : “最適化法”, コロナ社, pp. 17-20, 1984 .

付 録 A 揚力係数 , 抗力係数

ここでは , シミュレーションに用いる有翼ロケットの空力特性として , 揚力および抗力の特性 [43] を示す .

Table A.1: 揚力係数

α [deg]	Lift Coefficient C_L															
	1.00E-01	7.00E-01	8.00E-01	9.00E-01	1.00E+00	1.10E+00	1.20E+00	1.30E+00	1.60E+00	2.00E+00	2.50E+00	3.00E+00	3.50E+00	5.00E+00		
0	-7.89E-02	-7.39E-02	-7.69E-02	-8.90E-02	-8.03E-02	-6.80E-02	-6.53E-02	-5.15E-02	-2.85E-02	-1.21E-02	-2.46E-02	-2.08E-02	-2.64E-02	2.60E-03		
2	2.91E-02	5.91E-02	5.98E-02	4.46E-02	7.98E-02	8.18E-02	7.15E-02	7.39E-02	7.18E-02	6.88E-02	4.75E-02	3.66E-02	2.71E-02	4.24E-02		
4	1.40E-01	1.85E-01	1.92E-01	1.71E-01	2.32E-01	2.26E-01	2.05E-01	1.97E-01	1.72E-01	1.51E-01	1.19E-01	9.57E-02	8.17E-02	8.19E-02		
6	2.56E-01	3.10E-01	3.18E-01	2.98E-01	3.81E-01	3.70E-01	3.39E-01	3.19E-01	2.72E-01	2.33E-01	1.90E-01	1.56E-01	1.38E-01	1.22E-01		
8	3.72E-01	4.29E-01	4.35E-01	4.22E-01	5.25E-01	5.04E-01	4.66E-01	4.36E-01	3.71E-01	3.14E-01	2.62E-01	2.17E-01	1.96E-01	1.64E-01		
10	4.82E-01	5.41E-01	5.45E-01	5.36E-01	6.61E-01	6.32E-01	5.89E-01	5.50E-01	4.70E-01	3.95E-01	3.33E-01	2.79E-01	2.56E-01	2.09E-01		
12	5.93E-01	6.46E-01	6.46E-01	6.47E-01	7.89E-01	7.52E-01	7.08E-01	6.61E-01	5.67E-01	4.74E-01	4.06E-01	3.40E-01	3.17E-01	2.57E-01		
14	7.02E-01	7.43E-01	7.38E-01	7.52E-01	9.10E-01	8.62E-01	8.17E-01	7.67E-01	6.62E-01	5.54E-01	4.79E-01	4.02E-01	3.80E-01	3.08E-01		
16	8.03E-01	8.29E-01	8.20E-01	8.51E-01	1.02E+00	9.63E-01	9.22E-01	8.68E-01	7.54E-01	6.34E-01	5.51E-01	4.64E-01	4.43E-01	3.62E-01		
18	9.06E-01	9.16E-01	9.01E-01	9.51E-01	1.14E+00	1.06E+00	1.03E+00	9.70E-01	8.45E-01	7.14E-01	6.23E-01	5.27E-01	5.09E-01	4.19E-01		
20	1.02E+00	1.00E+00	9.83E-01	1.05E+00	1.25E+00	1.16E+00	1.13E+00	1.07E+00	9.34E-01	7.93E-01	6.92E-01	5.91E-01	5.75E-01	4.78E-01		
22	1.09E+00	1.09E+00	1.06E+00	1.15E+00	1.37E+00	1.26E+00	1.23E+00	1.17E+00	1.02E+00	8.69E-01	7.61E-01	6.56E-01	6.42E-01	5.38E-01		
24	1.10E+00	1.18E+00	1.15E+00	1.25E+00	1.48E+00	1.36E+00	1.34E+00	1.28E+00	1.10E+00	9.42E-01	8.28E-01	7.21E-01	7.07E-01	6.00E-01		
26	1.08E+00	1.26E+00	1.23E+00	1.35E+00	1.60E+00	1.46E+00	1.44E+00	1.38E+00	1.18E+00	1.01E+00	8.95E-01	7.86E-01	7.70E-01	6.63E-01		
28	9.11E-01	1.35E+00	1.31E+00	1.45E+00	1.71E+00	1.57E+00	1.55E+00	1.48E+00	1.26E+00	1.08E+00	9.60E-01	8.49E-01	8.31E-01	7.23E-01		
30	1.17E+00	1.44E+00	1.39E+00	1.55E+00	1.83E+00	1.67E+00	1.65E+00	1.58E+00	1.32E+00	1.14E+00	1.02E+00	9.12E-01	8.89E-01	7.82E-01		
32	1.44E+00	1.52E+00	1.47E+00	1.64E+00	1.94E+00	1.77E+00	1.76E+00	1.68E+00	1.39E+00	1.21E+00	1.09E+00	9.74E-01	9.47E-01	8.37E-01		
34	1.70E+00	1.61E+00	1.55E+00	1.74E+00	2.06E+00	1.87E+00	1.86E+00	1.79E+00	1.46E+00	1.28E+00	1.16E+00	1.04E+00	1.01E+00	8.89E-01		
36	1.96E+00	1.70E+00	1.63E+00	1.84E+00	2.17E+00	1.97E+00	1.96E+00	1.89E+00	1.53E+00	1.34E+00	1.22E+00	1.10E+00	1.06E+00	9.35E-01		
38	2.23E+00	1.78E+00	1.72E+00	1.94E+00	2.29E+00	2.07E+00	2.07E+00	1.99E+00	1.59E+00	1.41E+00	1.29E+00	1.16E+00	1.12E+00	9.79E-01		
40	2.49E+00	1.87E+00	1.80E+00	2.04E+00	2.40E+00	2.17E+00	2.17E+00	2.09E+00	1.66E+00	1.47E+00	1.35E+00	1.22E+00	1.18E+00	1.02E+00		

Table A.2: 抗力係数

α [deg]	Drag Coefficient CD																							
	1.00E-01	7.00E-01	8.00E-01	9.00E-01	1.00E+00	1.10E+00	1.20E+00	1.30E+00	1.40E+00	1.50E+00	1.60E+00	1.70E+00	1.80E+00	1.90E+00	2.00E+00	2.20E+00	2.40E+00	2.60E+00	2.80E+00	3.00E+00	3.50E+00	4.00E+00	5.00E+00	
0	7.93E-02	7.92E-02	8.10E-02	9.24E-02	1.68E-01	1.74E-01	1.78E-01	1.70E-01	1.70E-01	1.70E-01	1.70E-01	1.70E-01	1.70E-01	1.70E-01	1.46E-01	1.30E-01	1.30E-01	1.10E-01	1.10E-01	1.01E-01	1.01E-01	1.01E-01	8.98E-02	8.98E-02
2	7.95E-02	7.83E-02	8.19E-02	9.36E-02	1.66E-01	1.72E-01	1.78E-01	1.71E-01	1.71E-01	1.71E-01	1.71E-01	1.71E-01	1.71E-01	1.71E-01	1.51E-01	1.34E-01	1.34E-01	1.13E-01	1.13E-01	1.04E-01	1.04E-01	1.04E-01	9.18E-02	9.18E-02
4	8.35E-02	8.57E-02	9.20E-02	1.03E-01	1.77E-01	1.81E-01	1.88E-01	1.80E-01	1.80E-01	1.80E-01	1.80E-01	1.80E-01	1.80E-01	1.80E-01	1.61E-01	1.42E-01	1.42E-01	1.21E-01	1.21E-01	1.11E-01	1.11E-01	1.11E-01	9.65E-02	9.65E-02
6	9.11E-02	1.02E-01	1.11E-01	1.23E-01	1.98E-01	2.02E-01	2.04E-01	1.96E-01	1.96E-01	1.96E-01	1.96E-01	1.96E-01	1.96E-01	1.96E-01	1.75E-01	1.54E-01	1.54E-01	1.32E-01	1.32E-01	1.22E-01	1.22E-01	1.22E-01	1.05E-01	1.05E-01
8	1.03E-01	1.27E-01	1.37E-01	1.51E-01	2.30E-01	2.32E-01	2.31E-01	2.22E-01	2.22E-01	2.22E-01	2.22E-01	2.22E-01	2.22E-01	2.22E-01	1.94E-01	1.72E-01	1.72E-01	1.49E-01	1.49E-01	1.37E-01	1.37E-01	1.37E-01	1.17E-01	1.17E-01
10	1.19E-01	1.58E-01	1.70E-01	1.86E-01	2.72E-01	2.72E-01	2.67E-01	2.55E-01	2.55E-01	2.55E-01	2.55E-01	2.55E-01	2.55E-01	2.55E-01	2.19E-01	1.95E-01	1.95E-01	1.69E-01	1.69E-01	1.57E-01	1.57E-01	1.57E-01	1.33E-01	1.33E-01
12	1.47E-01	1.97E-01	2.10E-01	2.30E-01	3.24E-01	3.21E-01	3.11E-01	2.97E-01	2.97E-01	2.97E-01	2.97E-01	2.97E-01	2.97E-01	2.97E-01	2.50E-01	2.23E-01	2.23E-01	1.94E-01	1.94E-01	1.82E-01	1.82E-01	1.82E-01	1.54E-01	1.54E-01
14	1.90E-01	2.44E-01	2.57E-01	2.82E-01	3.86E-01	3.79E-01	3.64E-01	3.47E-01	3.47E-01	3.47E-01	3.47E-01	3.47E-01	3.47E-01	3.47E-01	2.86E-01	2.57E-01	2.57E-01	2.24E-01	2.24E-01	2.11E-01	2.11E-01	2.11E-01	1.79E-01	1.79E-01
16	2.45E-01	2.97E-01	3.10E-01	3.41E-01	4.58E-01	4.43E-01	4.28E-01	4.06E-01	4.06E-01	4.06E-01	4.06E-01	4.06E-01	4.06E-01	4.06E-01	3.29E-01	2.96E-01	2.96E-01	2.58E-01	2.58E-01	2.46E-01	2.46E-01	2.46E-01	2.09E-01	2.09E-01
18	3.08E-01	3.50E-01	3.62E-01	4.00E-01	5.29E-01	5.08E-01	4.88E-01	4.65E-01	4.65E-01	4.65E-01	4.65E-01	4.65E-01	4.65E-01	4.65E-01	3.77E-01	3.40E-01	3.40E-01	2.98E-01	2.98E-01	2.86E-01	2.86E-01	2.86E-01	2.45E-01	2.45E-01
20	3.71E-01	4.03E-01	4.14E-01	4.59E-01	6.01E-01	5.73E-01	5.50E-01	5.24E-01	5.24E-01	5.24E-01	5.24E-01	5.24E-01	5.24E-01	5.24E-01	4.33E-01	3.91E-01	3.91E-01	3.43E-01	3.43E-01	3.33E-01	3.33E-01	3.33E-01	2.86E-01	2.86E-01
22	4.42E-01	4.56E-01	4.67E-01	5.18E-01	6.72E-01	6.37E-01	6.12E-01	5.83E-01	5.83E-01	5.83E-01	5.83E-01	5.83E-01	5.83E-01	5.83E-01	4.96E-01	4.47E-01	4.47E-01	3.95E-01	3.95E-01	3.86E-01	3.86E-01	3.86E-01	3.34E-01	3.34E-01
24	5.00E-01	5.08E-01	5.19E-01	5.77E-01	7.44E-01	7.02E-01	6.74E-01	6.42E-01	6.42E-01	6.42E-01	6.42E-01	6.42E-01	6.42E-01	6.42E-01	5.63E-01	5.10E-01	5.10E-01	4.53E-01	4.53E-01	4.45E-01	4.45E-01	4.45E-01	3.88E-01	3.88E-01
26	5.38E-01	5.61E-01	5.71E-01	6.36E-01	8.15E-01	7.66E-01	7.36E-01	7.01E-01	7.01E-01	7.01E-01	7.01E-01	7.01E-01	7.01E-01	7.01E-01	6.36E-01	5.79E-01	5.79E-01	5.18E-01	5.18E-01	5.09E-01	5.09E-01	5.09E-01	4.49E-01	4.49E-01
28	5.52E-01	6.14E-01	6.24E-01	6.96E-01	8.87E-01	8.31E-01	7.98E-01	7.60E-01	7.60E-01	7.60E-01	7.60E-01	7.60E-01	7.60E-01	7.60E-01	7.16E-01	6.55E-01	6.55E-01	5.91E-01	5.91E-01	5.78E-01	5.78E-01	5.78E-01	5.15E-01	5.15E-01
30	6.98E-01	6.67E-01	6.76E-01	7.55E-01	9.58E-01	8.96E-01	8.61E-01	8.19E-01	8.19E-01	8.19E-01	8.19E-01	8.19E-01	8.19E-01	8.19E-01	8.01E-01	7.35E-01	7.35E-01	6.69E-01	6.69E-01	6.51E-01	6.51E-01	6.51E-01	5.86E-01	5.86E-01
32	8.45E-01	7.20E-01	7.28E-01	8.14E-01	1.03E+00	9.60E-01	9.23E-01	8.78E-01	8.78E-01	8.78E-01	8.78E-01	8.78E-01	8.78E-01	8.78E-01	8.86E-01	8.16E-01	8.16E-01	7.47E-01	7.47E-01	7.23E-01	7.23E-01	7.23E-01	6.63E-01	6.63E-01
34	9.92E-01	7.72E-01	7.81E-01	8.73E-01	1.10E+00	1.02E+00	9.85E-01	9.37E-01	9.37E-01	9.37E-01	9.37E-01	9.37E-01	9.37E-01	9.37E-01	9.71E-01	8.97E-01	8.97E-01	8.25E-01	8.25E-01	7.96E-01	7.96E-01	7.96E-01	7.45E-01	7.45E-01
36	1.14E+00	8.25E-01	8.33E-01	9.32E-01	1.17E+00	1.09E+00	1.05E+00	9.96E-01	9.96E-01	9.96E-01	9.96E-01	9.96E-01	9.96E-01	9.96E-01	1.06E+00	9.77E-01	9.77E-01	9.02E-01	9.02E-01	8.69E-01	8.69E-01	8.69E-01	8.29E-01	8.29E-01
38	1.28E+00	8.78E-01	8.85E-01	9.91E-01	1.24E+00	1.15E+00	1.11E+00	1.05E+00	1.05E+00	1.05E+00	1.05E+00	1.05E+00	1.05E+00	1.05E+00	1.14E+00	1.06E+00	1.06E+00	9.80E-01	9.80E-01	9.41E-01	9.41E-01	9.41E-01	9.15E-01	9.15E-01
40	1.43E+00	9.31E-01	9.37E-01	1.05E+00	1.32E+00	1.22E+00	1.17E+00	1.11E+00	1.11E+00	1.11E+00	1.11E+00	1.11E+00	1.11E+00	1.11E+00	1.23E+00	1.14E+00	1.14E+00	1.06E+00	1.06E+00	1.01E+00	1.01E+00	1.01E+00	1.00E+00	1.00E+00

付録B 飛行誘導

航空機が飛行するには軌道に適切に追従させるための法則，すなわち誘導則が必要となる．誘導則は軌道に追従するために必要な制御量の目標値を導出するものである．本論文では基準軌道に追従するための固定ゲイン誘導法と，リアルタイムで軌道を生成して必要な制御コマンドを計算するリアルタイム誘導法の，2つの誘導法を取り扱う．本節ではそれらの誘導法を示す．

B.1 固定ゲイン誘導法

固定ゲイン誘導法とは，あらかじめ決めてある基準軌道の軌道パラメータと飛行時の軌道パラメータとの差に一定のゲインをかけて誘導コマンドを計算するものである [52]．この誘導法は飛行中の誘導計算がきわめて簡単で搭載計算機の付加が軽減できるという利点と，基準軌道の変更が行えず，緊急時の対応が困難といった欠点を有する．本研究で取り扱う固定ゲイン誘導法を以下に示す．

縦の誘導は高度とその変化率を迎え角コマンドにフィードバックする．

$$\alpha_c = K_h \Delta h + K_{\dot{h}} \Delta \dot{h} \quad (\text{B.1})$$

ただし， Δh は基準軌道の高度と実飛行軌道の高度の差である．また，横の誘導は旋回時には軌道半径方向の誤差とその変化率，直線飛行時は横方向の誤差とその変化率からバンク角コマンドを計算する．

$$\Phi_c = K_r \Delta r_g + K_{\dot{r}} \Delta \dot{r}_g \quad (\text{旋回飛行時}) \quad (\text{B.2})$$

$$\Phi_c = K_y \Delta y_g + K_{\dot{y}} \Delta \dot{y}_g \quad (\text{直線飛行時}) \quad (\text{B.3})$$

ただし， Δr_g は基準軌道のと旋回半径の誤差， Δy_g は基準軌道との横方向の誤差である．

なお，本論文では，初期の飛行条件から固定ゲイン誘導法のゲインを $K_h = 0.022$ ， $K_{\dot{h}} = 0.006$ ， $K_r = 0.009$ ， $K_{\dot{r}} = 0.05$ ， $K_y = -0.0014$ ， $K_{\dot{y}} = 0.0245$ とした．

B.2 リアルタイム誘導法

リアルタイム誘導法は、飛行中にオンラインで軌道の予測計算を行うものであり [53]、飛行中のパラメータと予測軌道のパラメータにより誘導コマンドを計算する。この誘導法では飛行状態に応じて最適な誘導ができ、経路変更などの対応も可能である。しかし、搭載計算機に対する演算性能の要求が非常に高くなるといった問題点を有する。本論文で取り扱うリアルタイム誘導法である遺伝的アルゴリズム (GA: Genetic Algorithm) を用いた最適軌道生成法を以下に示す。

滑空体のダイナミクス

有翼式ロケットを質点系モデルとして扱おうと運動方程式、経路の式は次のようになる。

$$m \frac{dV_c}{dt} = -\frac{1}{2} \rho V_c^2 S_w C_D - mg \sin \gamma \quad (\text{B.4})$$

$$m V_c \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S_w C_L \cos \phi - mg \cos \gamma \quad (\text{B.5})$$

$$m V_c \cos \gamma \frac{d\Psi}{dt} = \frac{1}{2} \rho V_c^2 S_w C_L \sin \Phi \quad (\text{B.6})$$

$$\frac{dh}{dt} = V_c \sin \gamma \quad (\text{B.7})$$

$$\frac{d\xi}{dt} = V_c \cos \gamma \cos \Psi \quad (\text{B.8})$$

$$\frac{d\eta}{dt} = V_c \cos \gamma \sin \Psi \quad (\text{B.9})$$

ただし、 V_c は機体の速度、 S_w は主翼基準面積、 C_L は揚力係数、 C_D は抗力係数、 γ は経路角である。

遺伝的アルゴリズムを用いた最適化計算

遺伝的アルゴリズム (GA) は、生命の進化を参考にし、突然変異や自然淘汰などの現象を工学的にモデル化したアルゴリズムである。GA は、厳密に確立されたアルゴリズムではなく、かなりの柔軟性を持っているため、航空機の多目的最適設計 [55] や巡回セールスマン問題など非常に多くの問題に適用することができる。GA

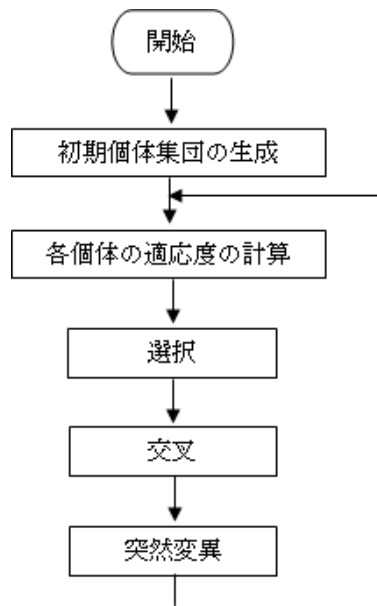


Fig. B.1: Flowchart of GA

では，解の候補を個体と呼び，各個体の最適化変数を遺伝子と呼ぶ．Fig. B.1 に GA のフローを示す．まず GA では，個体と呼ばれる解の候補を複数用意し，交叉・突然変異などの遺伝的操作を行う．この選択や突然変異の計算モデルを世代交代モデルという．この操作を繰り返し，課題に対する評価値が高いものを優先的に選択し，解集団の評価値を全体的に高くしていく．最終的に，解を一つに収束させ，最適解（通常はそれに近い解）を求める [56]．

飛行軌道の最適化計算では誘導コマンド（迎角，スピードブレーキ角，バンク角）を最適化する．各制御入力是最適化変数を減らすため，フーリエ級数を用いて表現する．

$$\alpha(t) = \frac{a_{0\alpha}}{2} + \sum_{n=1}^N \{a_{n\alpha} \cos(n\omega_{0\alpha}t) + b_{n\alpha} \sin(n\omega_{0\alpha}t)\} \quad (\text{B.10})$$

$$\delta(t) = \frac{a_{0\delta}}{2} + \sum_{n=1}^N \{a_{n\delta} \cos(n\omega_{0\delta}t) + b_{n\delta} \sin(n\omega_{0\delta}t)\} \quad (\text{B.11})$$

$$\Phi(t) = \frac{a_{0\Phi}}{2} + \sum_{n=1}^N \{a_{n\Phi} \cos(n\omega_{0\Phi}t) + b_{n\Phi} \sin(n\omega_{0\Phi}t)\} \quad (\text{B.12})$$

それぞれの初期個体の生成において，定常滑空近似を用いることで初期個体生成範囲を効率よく縮小し，最適化に必要な個体数および世代数の削減を行う．手順を以下に示す．

- 定常滑空近似によって制御入力概算
- フーリエ級数に変換する
- フーリエ級数の係数をある幅で分散させたものを初期個体とする

そして、生成された各個体は式 (B.4) ~ (B.9) に代入され、それぞれの飛行軌道が計算される。軌道計算後、適応度を計算する評価関数は次式となる。

$$z = \frac{1}{\omega_t t_f + \omega_\xi |\xi_T - \xi_f| + \omega_\eta |\eta_T - \eta_f| + \omega_h |h_T - h_f| + |\omega_\Psi (\Psi_T - \Psi_f)|^2} \quad (\text{B.13})$$

ただし、

$$\omega_t = 1, \omega_\xi = 1, \omega_\eta = 1, \omega_h = 1, \omega_\Psi = 100$$

であり、 t_f は終端時間、 ξ_T と ξ_f はダウンレンジ方向距離の目標値と終端値、 η_T と η_f はクロスレンジ方向距離の目標値と終端値、 h_T と h_f は高度の目標値と終端値、 Ψ_T と Ψ_f は方位角の目標値と終端値である。

本論文で用いるリアルタイム誘導法での GA の計算条件を Table B.1 に示す。なお、子個体を生成する交叉方法としてブレンド交叉 (BLX)、世代交代モデルは Simple GA (SGA) を採用している。

Table B.1: Parameters of GA

個体数 N	800
世代数	100
選択方法	ルーレット選択
交叉方法	ブレンド交叉
交叉率	97 %
突然変異率	0 %
エリート個体数	3
積分法	ルンゲ・クッタ法
積分刻み幅	1[s]
制御入力	3 次のフーリエ級数