

# 宇宙往還機形状の空力特性推定のための飛行試験法に関する研究

平成18年10月

柳原正明



## 概要

有翼宇宙往還機の基本形状、すなわちベース面を持つ特殊な形状に対しては、風洞試験あるいはCFD(Computational Fluid Dynamics, 数値流体力学)による空力特性推定結果は誤差が大きいことが知られている。これは、剥離状態となったベース面の流れについて、風洞試験では模型支持装置の影響を受けて流れが大きく変化すること、CFD では剥離状態の流れを再現することが困難であることが主な原因である。また、遷音速領域では小さな要因により衝撃波が移動する等、機体周りの流れが大きく変動するため、風洞試験では支持装置や風洞壁の、CFD ではメッシュの切り方等の微妙な差が推定特性の大きな差として影響し、推定結果の不確実性が他の速度域に比べて一層大きくなる。このような誤差要因を含まない空力特性推定として、飛行試験による推定が考えられるが、宇宙往還機は通常の航空機とは飛行パターンが大きく異なるため、航空機の空力特性推定と同じ飛行試験手法はとることができず、新たな飛行試験方式を開発する必要があった。仮にこうした飛行試験による空力特性推定が実現すれば、将来の宇宙往還機開発に直接的に有益であるばかりでなく、風洞試験及び CFD 解析の高精度化に向けた技術研究のための参照データとしても大きな価値がある。本論文では、低速飛行領域及び遷音速飛行領域の2種類の速度域における新たな空力特性推定飛行試験手法を提案し、飛行試験によって実際にデータを取得し、風洞試験及び CFD 解析結果と比較することによって、その有効性を確認した結果を示す。

本論文の前半では、低速飛行領域の空力特性推定飛行試験の新たな手法を提案し、地上試験による評価と、実証飛行試験を行った結果をまとめる。宇宙往還機は、帰還軌道では滑空飛行となるが、一般に低揚抗比形状であるため、低速飛行領域での釣り合い飛行では飛行経路角が $-20^{\circ} \sim -30^{\circ}$ と、通常の航空機に比べて極めて深い角度で、かつ速度も高速となり、高度沈下率が大きい。そのため、この飛行フェーズの飛行試験を行うことを考えた場合、十分なデータ取得時間の確保と、着陸のための誘導あるいはパラシュート等による回収に必要な高度余裕を考慮すると、飛行開始高度はかなり高くする必要があり、飛行試験の規模が大きくなる。これは、試験コスト及びリスクの増大を意味する。こうした課題の解決方法として、母機ヘリコプターを用いた懸吊飛行試験による空力特性推定手法を提案した。懸吊飛行では、特性推定の対象となる実験機は、設計重心位置に設置された2自由度ジンバルを介して母機ヘリコプターから1本のケーブルで懸吊され、無推力飛行を行う。考案した手法は、まず、既に技術確立していたケーブル支持動的風洞試験技術を応用した懸吊風洞試験により、その有効性確認及び問題点の把握を行い、その結果を踏まえてNAL(National Aerospace Laboratory of Japan, 航空宇宙技術研究所)/NASDA(National Space Development Agency of Japan, 宇宙開発事業団) HOPE-X(H-II

Orbiting Plane-Experimental)プロジェクトの一環である ALFLEX(Automatic Landing Flight Experiment, 小型自動着陸実験)に適用した. ALFLEX 懸吊飛行試験では, エレベータ, エルロン, あるいはラダー操舵による動的試験と迎角, 横滑り角スイープによる準静的試験を実施し, 空力 6 分力係数の推定を行った. 推定された 6 分力を, 設計空力モデル及びその他の各種風洞, 各種風洞模型を用いた風洞試験結果と比較した結果, 抗力係数及び横力係数の推定値がフライトごとにばらついたことを除いて, 舵効き, 動特性も含めて, 通常の飛行試験による推定結果に比べて良好な推定が行われたことが示された. 抗力, 横力係数のばらつきの原因は, ジンバル角の計測誤差であり, この計測誤差は, 懸吊中の母機からの電力供給, 電源内外切り替え/分離コマンド伝達等のために懸吊ケーブルと並行して設置されているアンビリカル・ケーブルの影響によるものと推定された. 内部電源の使用, コマンドの無線伝送等によってアンビリカル・ケーブルを廃止することによって, この問題は解決されと考えられる. 一方, 母機ヘリコプターのダウンウォッシュについては, 懸吊状態で実験機は母機の約 24m 下方に位置し, かつ 50m/s 程度の速度で水平飛行しているため, 当初影響はないと考えていたところ, 飛行データの解析により, 影響を受けていた可能性が示された. 本解析では, この結果を ADS(Air Data System)の校正には反映したが, さらに詳細な検討として, 懸吊ケーブルの長さの最適化を含め, CFD, 飛行試験計測等による詳細なダウンウォッシュの影響解析が必要である.

本論文の後半では, 遷音速空力特性を推定するための飛行試験手法を提案し, シミュレーションによる評価と, 実証飛行試験を行った結果についてまとめる. 宇宙往還機は, その帰還軌道の遷音速飛行フェーズでは, 急激に減速し, それに伴って空力特性も急速に変化する. したがって, 通常の飛行パターンを用いる限り, 風洞試験のような, 一定マッハ数で迎角をパラメトリックに変化させたデータの取得等は不可能である. この課題を克服するため, 高空からの(制御された)落下滑空による飛行試験法を提案した. この飛行試験では, 落下中の高度変化に伴う空気密度の変化を利用することにより, マッハ数一定での準静的迎角スイープが可能となる. 考案した手法は, 数学シミュレーションにより成立性と有効性を確認するとともに飛行試験計画を立案し, その結果を反映して NAL/NASDA HOPE-X プロジェクトの一環である高速飛行実証フェーズ II に適用することにより, 実飛行による手法の実証を行った. 平成 15 年に NAL/NASDA に CNES (Centre National d'Etudes Spatiales of France, フランス国立宇宙研究センター)を加えた 3 機関共同で実施された飛行実験では, マッハ 0.8/1.05/1.2 での 3 回の飛行が計画され, その第 1 回飛行においてマッハ数 0.8 における準静的迎角スイープが実現した. 実験の結果として, 縦 3 分力空力係数と, ベース面及びボディ・フラップ上面圧力及び舵面ヒンジ・モーメントが取得された. この結果を, 飛行前風洞試験に基づいて設定された設計空力モデルと比較した結果, 全ての

飛行試験結果が風洞試験の推定誤差範囲内に入り、飛行試験推定値に大きな問題がないことと、風洞試験誤差の設定が正しかったことが示された。ただし、ピッチング・モーメントに関しては、推定誤差範囲内ではあるが、比較的大きな誤差が見られた。この原因は、風洞試験におけるエレボンの舵効きに誤差があった可能性が示された。また、飛行試験後、JAXA/CNES 共同研究に基づいて、舵角、マッハ数等を第1回飛行試験での飛行状態に合わせた風洞試験及びCFD解析が日仏両国で実施されが、この結果からも、飛行試験により、有益なデータが取得されたことが確認された。飛行試験は、本手法とは直接関係しない回収系の不具合により1回で中断されたが、試験方式自体はマッハ数1以上の飛行に関しても同じように適用可能と判断され、その有効性が実証された。

本論文では、宇宙往還機形状の空力特性を飛行試験によって取得するため、低速飛行領域での懸吊飛行試験方式と、遷音速飛行領域での落下滑空飛行試験方式による空力特性推定手法を新たに提案し、それぞれ実証飛行試験によって有効性を確認した。取得した空力特性は、今後の宇宙往還機開発に役立つことはいうまでも無く、風洞試験及びCFD解析による推定精度の向上に向けた技術検討のための基盤となる比較対象データとして活用されることが期待される。

## Abstract

Contributing to the research and development (R&D) of reusable space transportation systems, this thesis discusses two flight test methods for the precise estimation of the aerodynamic characteristics of a winged re-entry vehicle. The estimation of aerodynamic characteristics of a configuration with a base plane, which is a general configuration for winged re-entry vehicles, by wind tunnel tests or computational fluid dynamics (CFD) is subject to large errors, and improving the accuracy of estimation is a major issue for the development of reusable space transportation systems. If a new flight test method for estimating precisely aerodynamic characteristics can be established, it will be useful not only for R&D on space transportation systems, but could also generate reference data that could be used to improve wind tunnel test and CFD estimates to reduce their uncertainties. In this thesis, flight test methods to estimate aerodynamic characteristics for the low speed and transonic speed regions are proposed and validated.

To estimate low speed aerodynamic characteristics, a “hanging flight test”, which is an application of the cable-mounted dynamic wind tunnel test method, is investigated. The test vehicle is suspended from a mother helicopter by a single cable which passes through two-axis gimbals located at its design C.G. (Center of Gravity), and flies without thrust. The feasibility of this method was first explored by a hanging wind tunnel test, and it was then applied to the ALFLEX project, part of the NAL/NASDA HOPE-X development program. In ALFLEX, six aerodynamic coefficients were identified by dynamic flight tests using excitation by elevators, ailerons and rudders, and quasi-steady flight tests such as angle of attack and sideslip angle sweep tests, and the flight test data were compared with the design aerodynamic model and various wind tunnel test results. It was found that the obtained aerodynamic coefficients, including control surface effectiveness and dynamic characteristics, compared well with wind tunnel predictions except for a scatter of the drag and side force coefficients between flight trials. The cause of the scatter seems to be measurement error of the gimbal angles due to the umbilical cable, which is fixed to the suspension cable and used to supply electrical power and to send command signals to the vehicle during hanging flight. In spite of this, the results show that the hanging test method will be useful if this problem is solved by means such as using an internal battery instead of umbilical power. Before the trials, it was thought that rotor downwash from the mother helicopter would have little effect on the estimation as the test vehicle was suspended about 24m below the helicopter and flew at an

airspeed of about 50m/s, but the flight test results showed that downwash effects are not negligible. This was addressed by applying a correction to the air data, but further investigation was not conducted. In the future, CFD simulation or flight test measurements to investigate further the effects of downwash should be carried out, and if they are confirmed to be non-negligible, measures such as increasing the length of the suspension cable will be necessary.

Next, a free-fall drop test from high altitude is proposed to estimate transonic aerodynamic characteristics. In this method, angle of attack sweep flight at a constant Mach number is realized making use of the change in air density during free-fall. The method was evaluated by mathematical simulation before being applied to another HOPE-X flight test project, the High Speed Flight Demonstration Phase II (HSFD II), carried out jointly by NAL/NASDA with CNES of France. Three flights were planned to obtain aerodynamic data at constant Mach numbers of 0.8, 1.05 and 1.2. The first flight, conducted in 2003, was an angle of attack sweep at Mach 0.8, and three longitudinal aerodynamic coefficients, the pressure distributions over the base plane and the upper surface of the body flap, and control surface hinge moment data were obtained. These results were compared with an aerodynamic database derived from wind tunnel tests carried out before the flight, and it was found that all the flight estimates were within the predicted error of the wind tunnel tests, and that the wind tunnel error prediction was correct. Despite the flight measurements being within the wind tunnel error predications, however, relatively large discrepancies between the flight and wind tunnel test results were observed for the pitching moment coefficient, and this was determined to be due to measurement error of elevon effectiveness in the wind tunnel tests. After the first drop test, wind tunnel tests and CFD analyses with the same flight conditions of the first flight, such as control surface deflections and Mach number, were performed in Japan and France within the framework of the JAXA/CNES cooperative research on HSFD II. Comparing these results with the flight test data, while the lift and drag coefficients were in good agreement, there were pitching moment coefficient discrepancies which appear to be caused by a wind tunnel wall effect. Detailed analyses to improve wind tunnel test and CFD technologies are now being carried out using these data. Although the first drop test proved the flight test method, the test campaign was interrupted by an anomaly with the vehicle's recovery system, which was unrelated to the flight test method itself. It is expected to resume flight tests to obtain data at Mach 1.05 and 1.2, and to apply the method to other flight test projects.

The precise aerodynamic characteristics estimated by the two flight test methods described in this thesis will be useful for improving the efficiency of the R&D of space transportation systems, and are also expected to be utilized as reference data to improve the accuracy of wind tunnel tests and CFD predictions.



## 目次

第1章 緒論 .....	1
1.1 本研究の背景と研究の概要 .....	3
1.2 従来手法 .....	6
1.3 本手法の特徴 .....	8
1.4 本論文の構成 .....	11
1.5 記号及び略語 .....	12
第2章 従来手法による有翼宇宙往還機の空力特性推定 .....	17
2.1 従来手法による空力特性推定の概要 .....	20
2.1.1 動的飛行試験による空力モデル同定 .....	20
2.1.2 準静的飛行試験による釣り合い空力特性推定 .....	24
2.2 小型自動着陸実験 (ALFLEX) データへの適用 .....	29
2.2.1 ALFLEX の概要 .....	29
2.2.2 飛行試験における空力特性推定データ取得 .....	36
2.2.3 動的飛行試験による空力モデル同定 .....	37
2.2.4 準静的飛行試験による釣り合い空力特性推定 .....	42
2.2.5 問題点 .....	44
2.3 まとめ .....	45
第3章 懸吊飛行による低速空力特性推定 .....	47
3.1 懸吊飛行の概要 .....	50
3.2 懸吊飛行による空力特性推定手法 .....	52
3.2.1 動的飛行試験による空力モデル同定 .....	52
3.2.2 準静的飛行試験による釣り合い空力特性推定 .....	53
3.3 懸吊風洞試験による手法の確認 .....	59
3.3.1 懸吊風洞試験の概要 .....	59
3.3.2 懸吊風洞試験における空力特性推定データ取得 .....	64
3.3.3 動的試験による空力モデル同定 .....	68
3.3.4 準静的試験による釣り合い空力特性推定 .....	75

3.3.5	まとめ	83
3.4	ALFLEX 懸吊飛行試験による手法の実証	84
3.4.1	ALFLEX 懸吊飛行試験の概要	84
3.4.2	懸吊飛行試験における空力特性推定データ取得	84
3.4.3	動的飛行試験による空力モデル同定	84
3.4.4	準静的飛行試験による釣り合い空力特性推定	91
3.4.5	懸吊飛行試験により得られた空力特性	96
3.5	総合比較評価	98
3.5.1	ALFLEX 風洞試験	98
3.5.2	データの比較と評価	99
3.5.3	懸吊飛行による空力特性推定における誤差要因	104
3.6	まとめ	106
第4章	高空からの落下滑空による遷音速空力特性推定	107
4.1	背景	110
4.2	高空からの落下滑空による空力特性推定手法	111
4.3	数学シミュレーションによる手法の確認	113
4.3.1	シミュレーション解析の手順	113
4.3.2	シミュレーション解析の結果	114
4.3.3	まとめ	126
4.4	高速飛行実証フェーズⅡ (HSFDⅡ)による手法の実証	127
4.4.1	HSFDⅡの概要	127
4.4.2	飛行実験結果概要	132
4.4.3	空力特性推定結果	136
4.4.4	まとめ	138
4.5	適用範囲の拡張	139
4.6	まとめ	140
第5章	提案した飛行試験手法の総合評価	141
第6章	結論	145

謝辞 .....	151
参考文献 .....	155
付録 .....	165
付録1 飛行運動再生(FPR) .....	167
付録2 ALFLEX の ADS 位置誤差補正 .....	175
付録3 高速飛行実証フェーズⅡ誘導系設計 .....	186
付録4 高速飛行実証フェーズⅡ空力特性評価結果 .....	195



# 第1章

## 緒論

- 1.1 本研究の背景と研究の概要
- 1.2 従来の手法
- 1.3 本手法の特徴
- 1.4 本論文の構成
- 1.5 記号及び略語



## 第1章 緒論

### 1.1 本研究の背景と研究の概要

航空機の開発において、その設計に使用される空力モデルは、通常は風洞試験あるいは数値流体力学(CFD)により推定される空力特性に基づいて作成される。しかし、その設計空力モデルが実特性を正確に表していなかった場合、設計が正しく行われず、最悪の場合、飛行が破綻する危険性がある。このため、開発飛行試験は初飛行から段階的に飛行範囲を広げながら慎重に行われ、並行して飛行データを用いた空力特性の推定が実施されて設計空力モデルの確認と高精度化が図られる。このように、飛行試験による空力特性の推定は、航空機設計において重要な意味を持つとともに、耐空性の証明、運用に使用する性能チャートの作成、飛行シミュレーション用数学モデルの精度向上、さらには制御性能向上のための解析等の面で極めて重要である。このような必要性から、飛行試験による航空機の空力特性推定技術については古くから多くの手法が提案、実施され、技術蓄積が行われてきた。

一方、現在研究開発が進められている宇宙往還機の場合、航空機のように飛行試験を段階的に進めていくことは不可能であるため、実飛行に先立って可能な限り精度の高い空力特性を推定し、設計に用いると共に、設計結果の十分な確認を行ってから飛行試験に移ることが必須である。しかしながら一般に有翼宇宙往還機は通常の航空機とは異なり、ベース面を持った特殊な形状をしているため、風洞試験や CFD による空力特性推定は、通常の航空機形状に比べて大きな誤差を持つ。例えば、抵抗係数については、この種の機体ではベース抵抗が全抵抗の 50%程度を占めるが、ベース抵抗の推定は、風洞試験では模型支持装置の影響のため、CFD ではベース面の剥離流の再現の困難さのため、いずれも正確な推定は困難を伴う。また、遷音速領域では、小さな要因により衝撃波が移動する等、機体周りの流れが大きく変動するため、風洞試験では支持装置や風洞壁の、CFD ではメッシュの切り方等の微妙な差が推定特性の大きな差として影響し、特に抗力係数やピッチング・モーメント係数において、他の速度域に比べて誤差が大きくなる傾向がある。世界で唯一実用化されている宇宙往還機である米国スペースシャトルでは、風洞試験データのみにより設計がなされたが、これは、米国では1960年代から行われた数多くの形状の宇宙往還機飛行試験データに基づいて風洞試験の精度向上が図られていたことにより、初めて可能となったものである。ただし、これらの飛行試験は、有人の実験機を、母機となる大型航空機から搭載ロケットにより空中発進させて滑空、着陸させる試験や、大型ロケットにより実験機を軌道高度まで打ち上げて再突入させる試験等であり、国家的レベルの長期ビジョンに沿って莫大な資金を投入することによって初めて実現可能となる規模のものである。そのため、その後、この規模の飛行試験は世界的にも実施の実績はなく、今後の実施計

画もない。米国に比べてこのような飛行試験のデータベースが少なく、空力特性推定技術の蓄積が十分でない我が国や欧州諸国では、風洞試験や CFD のみで宇宙往還機を設計するためには、大きな設計余裕を持たせる必要がある。実際、航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)が行った HOPE-X(宇宙往還技術試験機)の設計は風洞試験データを用いて行われたが、その誤差としてはスペースシャトルの設計に用いられたものを参考に、同程度の値が設定された。しかしながら開発段階において、複数の風洞及び模型を用いて得られた風洞試験結果が、設定した誤差範囲より大きく、誤差を拡大して再設計を行うという問題が発生している。これは、風洞試験技術あるいは補正技術が米国に比べて十分に確立されていないことを意味する。

以上のように、宇宙往還機を対象とした風洞試験の課題解決には、磁力支持等の新たな支持手法や、あるいは支持装置、風洞壁の影響の補正技術の確立が必要である。一方、CFD は、未だ風洞試験を上回る信頼性を持つまでの技術確立がなされていない状況であり、風洞試験に匹敵する精度を保証できるようになるためには多くの技術課題が残されている。これらの技術確立が近い将来に解決する目処は立っておらず、また、それらの技術向上に向けた試験研究を行うには、答のわかった比較対象データがあることが望ましい。しかしながら、このような宇宙往還機の設計に直接用いるとともに、風洞試験及び CFD の技術向上のための参照データとなり得るデータを、通常の飛行試験によって取得するためには、米国で実施されたような、莫大なりリソースを投入した大規模な試験が必要となり、容易には実現できない。また、たとえ飛行試験が実施できたとしても、宇宙往還機の場合、低速飛行領域及び遷音速飛行領域では、通常の飛行パターンを用いる限り、設計用空力モデルや、風洞試験及び CFD の参照データとして要求されるパラメトリックな形のデータベースを効率的に取得することは困難である。これは、低速飛行領域では通常の航空機に比べて高速かつ急経路滑空となるため、釣り合い飛行時間が極めて短く、飛行状態を変化させたデータを取得しようとしても、釣り合い点近傍の数点が限界となること、遷音速飛行領域では、急激な速度変化を伴うため、取得されるデータは、飛行軌道上での刻々変化する飛行状態に沿ったデータのみとなることが理由である。このような状況下で、スケールモデル等を用いた比較的簡単な飛行試験により有翼宇宙往還機形状の空力特性をパラメトリックに高精度で推定する手法が確立されれば、その研究開発の効率化に直接役立つと共に、ベース面を持った宇宙往還機形状の風洞試験及び CFD 解析による推定精度の向上に向けた技術検討の基盤となる比較対象データを取得することができる。本論文は、将来の宇宙往還機の研究開発に資することを目的とし、再使用有翼宇宙往還機形状の低速及び遷音速域での新たな空力特性推定のための飛行試験手法の確立に向けて実施した、以下の一連の技術研究の結果をまとめたものである。



筆者は、従来から飛行試験による空力特性推定の重要性を感じていたため、まず一般的な航空機の飛行試験による空力特性推定のための解析プログラムを開発し<sup>1)</sup>、NAL が実施した短距離離着陸 (STOL) 実験機「飛鳥」プロジェクトの飛行試験データに適用して、有効性と問題点を確認した<sup>2), 3)</sup>。続いて、解析プログラムの信頼性向上と、効率的な入力設計の検討を行うこととしたが、そのためにはシミュレーションデータではなく実際の飛行データを用いた検討が必要と考え、比較的簡単に飛行データが得られる手法として、ケーブル支持方式による動的風洞試験技術を開発し、試験により得られた動的な飛行データを用いて空力特性推定技術の向上を行った<sup>4)-6)</sup>。

ここまでの研究により、飛行試験による空力特性推定技術は実用化の段階に達したと考え、実際の飛行試験への適用を目的に、HOPE-X 計画の一環として実施される小型自動着陸実験 (ALFLEX) プロジェクトへ、空力特性推定担当として参画することとした。しかし、事前解析により、自動着陸飛行実験では、宇宙往還機形状特有の飛行パターンのため、空力特性推定のための十分なデータの取得が困難であることが判明したため、飛行試験の一環として予定されていた懸吊飛行試験を、以前に実施したケーブル支持方式動的風洞試験技術を応用して空力特性推定に利用することを考え、そのための解析手法を考案した。考案した手法を実際の懸吊飛行に適用するのに先立ち、その有効性を確認するため、動的風洞試験技術を応用し、風洞の中で懸吊飛行を模擬する懸吊風洞試験を実施して事前検証を行った<sup>7)</sup>。これによって懸吊飛行による空力特性の有効性が確認されたため、実際の懸吊飛行試験において空力特性推定のための飛行を行い、ALFLEX 実験機の空力特性推定を行った。その結果、考案した手法の有効性が実証されるとともに、改善すべき問題点が明らかになり、今後の宇宙往還機形状の低速空力特性の推定のためのステップとなった<sup>8)-11)</sup>。

続いて、風洞試験、CFD による推定結果の誤差が他の速度域に比べて特に大きい遷音速領域での空力特性推定飛行試験手法の検討を行った。要求条件として、風洞試験と同等のデータを取得する意味から、無推力滑空飛行、一定マッハ数保持、迎角スイープという3つの条件を設定した。これらを満足する飛行試験手法として、高度 20~30km からの落下滑空飛行により、落下中の空気密度の変化を利用して一定マッハ数を保持しつつ、準静的に迎角をスイープさせる手法を考案した。続いて、シミュレーション解析により、その飛行の実現性と、取得データが要求精度を満たすことを確認した<sup>12), 13)</sup>。この結果に基づき、実飛行による実証として高速飛行実証フェーズ II (HSFD II) プロジェクトに適用し<sup>14), 15)</sup>、世界で初めて、滑空飛行により一定マッハ数 (M0.8) を維持しての準静的迎角スイープが実現した。取得データにより、マッハ数 0.8 における実証機の空力特性が推定され、提案した飛行試験手法の有効性が実証されると共に、風洞試験及び CFD 解析による空力特性推定技術の向上に向けた貴重なデータが取得され、当該分野の発展に資することとなった<sup>16)-20)</sup>。

## 1.2 従来の手法

通常の航空機の飛行試験による空力特性推定では、古くから静的飛行試験としてトリムショット法、ディスクリート法等と呼ばれる、正確な釣り合い飛行を一定時間行いつつデータを取得し、続いて釣り合い飛行状態を変えて再度データを取得するというパターンを繰り返す方法が行われてきた。このようにして得られたデータからは、釣り合い飛行状態における空力6分力係数が推定される。

しかしこの手法では、試験に多大な時間と労力を要し、極めて非効率的であるため、迎角スイープ等の準静的試験が考案された。これは、動的な影響が現れない程度のゆっくりとした変化率で準定常的に迎角等の変数を変化させ、連続的にデータを取得するものである。これにより、空力特性推定のための飛行試験の効率化が実現した<sup>21, 22)</sup>。

これらの静的、準静的試験では、得られるのは釣り合い飛行に必要な舵角を取った状態での全機特性(釣り合い空力特性)のみであり、全ての舵角を中立位置としたクリーン形態の特性と、そこからの舵角変動による差分を分離して取得することが出来ない。そのため、クリーン形態の特性を知るためには風洞試験等により得られた舵効き特性を正として釣り合い舵角による特性差分を求め、それを釣り合い状態特性から差し引くことにより求める、等の手法が取られた。

これに対して、クリーン形態特性、舵効き特性に加えて動的な影響も直接飛行試験から求めることができる手法として、動的飛行試験により解析的な空力モデルを同定する手法が考案された。この動的飛行試験として最も初期から行われてきたのは、釣り合い飛行状態において、舵面にパルスやステップ入力を行って運動を励起し、その後の運動データから機体固有の短周期モード、ダッチロール・モード等の固有振動数及び減衰率を求め、そこから線形解析により線形空力モデル・パラメータ(線形微係数)を求める手法である<sup>23)</sup>。また、空力モデルに基づいて導かれる運動時歴と、飛行試験時歴データが最も良く一致するように空力モデルのパラメータを試行錯誤的に求める、いわゆるアナログマッチング法も古典的な手法の一つである<sup>24)</sup>。

これらはいずれも一点の釣り合い飛行状態でのみ有効な線形空力モデルを推定するものであるが、これに対して近年の数値解析手法の発達に伴い、舵面にM系列(疑似ランダム矩形波信号)等の多彩な入力を行って得られた莫大な動的データに対して空力モデル構造を当てはめ、最小二乗法等により、そのモデル・パラメータの最適推定値を求める手法が行われるようになった。この手法では線形近似の範囲を超える運動データに対しても非線形空力モデルを当てはめることにより、広範囲で有効な空力特性を推定することも可能である。これには方程式誤差法、出力誤差法、最尤法等の手法が用いられる<sup>25) - 57)</sup>。この手法は、風洞試験において、模型をケーブル支持し、飛行試験と同様に舵面加振により動的な運動を発生させ、空力特性を推定するという手法にも応用されている<sup>58)</sup>。

63). また, その際の入力最適化に関する研究も多数行われている<sup>64)</sup>. なお, 米国スペースシャトルでは, 設計に使用した風洞試験による空力データの誤差を把握し, 飛行に反映させるために実飛行において特別なマヌーバを行い, 空力微係数の推定を行っている<sup>65)</sup>.

これらの動的飛行試験による空力モデル同定手法では, 静的, 準静的手法に比べてクリーン形態特性と舵効き特性を分離して直接求めることができるだけでなく, 動微係数も併せて求めることができるという利点がある一方, 用いたモデル構造が機体の特性を十分にモデル化できていない場合には, 求められた特性が機体の真の特性とかけ離れたものになる危険性がある. この可能性を排除するためには, 解析的モデル構造を必要としない迎角スイープ等の静的あるいは準静的飛行試験を併せて行い, 動的試験により得られた空力モデルに基づいて推定される釣り合い特性と比較することが好ましい<sup>66)</sup>. また, 非線形空力モデルの同定を行う場合には, 1つの釣り合い状態における動的飛行データだけではモデルの独立変数, すなわち運動を表す状態変数及び制御入力の変動範囲が小さく, 広い範囲で有効となるモデルを得ることが困難であるため, 異なる釣り合い状態でのデータを一括処理するか, あるいは迎角スイープ等の準静的試験の途中で動的試験を行う等の工夫が必要である.

### 1.3 本手法の特徴

以上のように、通常の航空機については飛行試験による空力特性推定手法が種々検討され、技術確立がなされてきたが、有翼宇宙往還機については、ベース面を持つ特殊な形状に伴う空力特性推定の困難さから、推定技術向上の必要性が認識されているにもかかわらず、飛行試験による空力特性推定については技術確立がなされていない。これは、有翼宇宙往還機形状では、前節に記したような、広い範囲の独立変数域で有効となるパラメトリックな空力モデルの同定、あるいは釣り合い特性の推定が可能なデータを取得できる飛行試験の実施が困難なためである。すなわち、現在想定されている宇宙往還機は無推力滑空機であること、大気圏再突入を行う際の熱問題のため機体の空力形状は低揚抗比形状であることから、実際の帰還時の飛行パターンでは、再突入フェーズからエネルギー調整(TAEM)フェーズまでは定常飛行状態はとらず、急激な減速状態となるため、静的、あるいは準静的な飛行や、そのような状態での舵面加振試験等は実施できない。特に、遷音速飛行領域では、これに加えて、飛行中、マッハ数の変化に伴い空力特性が急激に変化するため、取得データからの高精度な特性推定自体も困難である。一方、TAEM に続く低速飛行領域にあたる進入・着陸フェーズでは定常釣り合い飛行が行われるものの、低い揚抗比に伴い、通常の航空機に比べて飛行経路角が極端に深くなるため、定常飛行の継続時間は短く、やはり準静的なスイープ試験や、十分な加振時間あるいは振幅を確保した舵面加振試験は困難である。すなわち、これらの両飛行速度域において空力特性推定のための飛行試験を行うためには、何らかの新たな試験手法、飛行パターンを考案する必要がある。そこで筆者は、宇宙往還機形状の低速飛行領域及び遷音速飛行領域におけるパラメトリックな空力特性を、比較的簡易な飛行試験で推定する手法を考案した。

まず、低速飛行領域では、宇宙往還機形状は一般に低揚抗比形状となるため、釣り合い飛行での飛行経路角は $-20^{\circ}$ ～ $-30^{\circ}$ と、通常の航空機に比べて極めて深い角度となる。そのため、ある程度のスケールの機体を用いて準定常飛行状態において迎角スイープ等の飛行を行おうとすると、その間の高度沈下が大きく、さらに着陸のための誘導あるいはパラシュート等による回収に必要な高度余裕を考慮すると、飛行開始高度はかなり高くする必要があり、飛行試験の規模が大きくなる。平成8年にNALとNASDAがHOPE-X開発研究の一環として、自動着陸技術の実証を目的として実施したALFLEXでは、高度1,500mにおいて実験機が母機ヘリコプターから分離され、飛行経路角 $-30^{\circ}$ の経路に沿って釣り合い平衡滑空飛行を行い、フレアを経て滑走路に着陸するという飛行パターンが取られた。この飛行において、HOPE-X設計用データベースとしての低速空力特性データの推定を検討したが、上記のような飛行パターンであるため、実験機が飛行する釣り合い飛行状態はわずか1点であり、その継続時間も十数秒であった。そのため、その状態での舵面加振による動的飛行は実

施することとしたものの、迎角スイープ等の準静的試験による広い独立変数範囲でのデータ取得は不可能であった。この問題を解決するため、自動着陸飛行実験に先立って計画されていた懸吊飛行試験を活用して空力特性を取得することを考案した。懸吊飛行試験は、本来は自動着陸飛行のための制御系の機能確認を目的として実施されたものであり、ヘリコプターから実験機をその設計重心位置に据え付けられた2自由度ジンバルを介して1本のケーブルで懸吊して飛行する。この時、実験機は回転3自由度と並進2自由度(前後・左右)の計5自由度を持つため、自動着陸飛行とほぼ同じ制御系を作動させつつ飛行させることができ、制御系の機能確認が可能となる。また、自動着陸飛行の際にも、実験機はこの懸吊飛行状態を経て分離されるため、完全に拘束された状態からの分離に比べて状態の変化が緩和され、スムーズな分離が実現する。この懸吊飛行状態は、複数のケーブルにより支持されるケーブル支持動的風洞試験に対して、ケーブルの本数が異なるものの、全く同じ状態と考えると良く、1本吊りのケーブル張力を計測すれば、既に動的風試において実績のある解析手法を用いて空力特性の推定が可能であると考えた。すなわち、懸吊飛行試験は、「飛行風洞試験」と言うことができる。ここでの機体の運動は基本的に母機ヘリコプターの運動によるため、水平飛行を行う限り飛行時間は無限と言って良く、また母機に大きな影響を与えない範囲で、自由飛行に比べてはるかに制約の少ない運動、すなわち、広い範囲の独立変数の変動や、準静的試験が実現し、空力特性推定のための十分なデータの取得が可能である。

一方、遷音速領域では小さな要因により衝撃波が移動する等、機体周りの流れが大きく変動するため、風洞試験では支持装置や風洞壁等の、CFD ではメッシュの切り方等の微妙な差が推定空力特性の差として大きく現れ、推定結果の不確定性は他の速度域に比べて一層大きくなる。米国スペースシャトルの設計に用いられた空力データベースにおいても、遷音速領域の空力特性不確定性は他の領域より広く設定されており、その誤差を考慮した設計余裕が設定された。しかしながらこの不確定性は、60年代から米国において国家プロジェクトとして大規模に実施された宇宙往還機形状機の多くの飛行試験と風洞試験のデータを比較検討し、その結果に基づいて風洞試験結果の補正技術等を確立した上で改善されてきたものである。そのようなデータベースと経験のない我が国ではHOPE-Xの複数の遷音速風洞試験結果に設定誤差以上のばらつきが見られ、その結果、HOPE-Xの設計に使用する空力データベースの遷音速域の不確定性は、スペースシャトルのものに比べて2倍程度大きな値とする必要が生じた。この結果、誘導制御系に大きな設計余裕が要求され、それがHOPE-Xの設計を困難にする要因の一つとなっていた。これは、宇宙往還機の研究開発における一般的な問題であり、その解決は将来に向けた基盤技術の蓄積として大きな価値がある。そこで、遷音速空力特性推定のための飛行試験手法を検討したが、先に述べたように、想定される有翼宇宙往還

機の遷音速飛行フェーズでは急激な減速を行っており、釣り合い飛行状態は取らない。一方で、風洞試験と同等のデータを取得するためには、一定マッハ数における広い迎角範囲での特性の取得が必要である。そこで筆者は、高空からの高速落下滑空と、高度沈下に伴う大気密度の変化に着目し、それを利用してマッハ数を一定に保ちつつ、準静的迎角スイープを行う飛行パターンを考案した。また、その実現方法として、比較的シンプルな試験システムにより実施が可能であり、以前にドイツにおいて実施された実績がある高層気球からの分離・落下・滑空による飛行試験手法の利用を考えた。なお、ドイツで実施された飛行試験は、当時欧州において開発研究が進んでいた有翼宇宙往還機 HELMES の研究の一環として、米国スペースシャトルのスケール模型を用いて行われたものであるが、その飛行計画では特に明確なデータ取得基準は設けられておらず、データ取得中、機体は無制御(計測速度域ではスペースシャトル形状は固有性安定性を持つ)と設定されていた。また、実際に飛行試験が行われた際には気球からの分離の不具合が原因で飛行中機体は一切制御されず、所期の飛行が達成されないまま、結局 1 回のみ飛行で計画は終了している。したがって、本論文で示した筆者らの「制御された」落下飛行試験によるデータ取得は、世界初の試みとなる。

本論文では、これらの新たな空力特性推定飛行試験手法、すなわち低速飛行領域を対象とした懸吊飛行試験及び遷音速飛行領域を対象とした高空からの(制御された)落下滑空方式による飛行試験手法の提案と、実飛行による実証結果について述べる。

## 1.4 本論文の構成

本論文は6章で構成され、第2章以降の概要は次のとおりである。

第2章では従来から行われている飛行試験による空力特性推定手法について述べ、続いて従来手法を有翼宇宙往還機の空力特性推定に用いた場合の例としてALFLEXの自動着陸飛行実験データに適用した結果を述べるとともに、その限界について記述する。

第3章では懸吊飛行による空力特性推定について、その内容、ALFLEX懸吊風洞試験により手法の有効性を確認した結果と、実際のALFLEX懸吊飛行試験において空力特性推定のためのマナーを行い、特性推定を行った結果を示す。続いて、それらと静的風洞試験の結果及び第2章に示したALFLEX自動着陸飛行データに従来手法を適用した結果との比較を行い、手法の有効性と、明らかになった問題点、その改善手法についてまとめる。

第4章では遷音速空力特性推定のための飛行試験法として、高層気球を用いた高空からの落下滑空中に、高度変化に伴う大気密度変化を利用することにより、一定マッハ数を保持しつつ迎角スウィープを行うことが可能となる飛行手法を提案し、その原理、数学シミュレーションによる実現性及び有効性の検討結果について述べる。続いて、当該手法を用いた高速飛行実証フェーズIIの概要と、平成15年に行われた同飛行実験により、提案した手法を実証した結果について記述する。

第5章は総合評価であり、第3章及び第4章において新たに提案した飛行試験手法の長所及び問題点を総合的に記述する。

第6章は結論であり、これまでの研究を総括すると共に、今後の課題について述べる。

最後に、本文に関連する事項として、付録を添付した。

## 1.5 記号及び略語

### 記号

$\mathbf{a}$	: 空力モデル・パラメータ・ベクトル
$a_x, a_y, a_z$	: 重力以外の外力による加速度の機体軸成分(加速度計出力)
$b$	: 機体横基準長(主翼翼幅)
$\bar{c}$	: 機体縦基準長(平均空力翼弦長)
$C_c$	: ケーブル力係数
$C_D$	: 抗力係数
$C_{he}$	: エレボン・ヒンジ・モーメント係数
$C_L$	: 揚力係数
$C_{L_0}, C_{L\alpha}, \dots$	: 空力モデル・パラメータ
$C_l, C_m, C_n$	: ローリング, ピッチング, ヨーイング・モーメント係数 (機体基準点(空力基準点)周り)
$C_x, C_y, C_z$	: 軸力, 横力, 垂直力係数
$C_x', C_y', C_z'$	: 軸力, 横力, 垂直力係数(空気力+ケーブル張力)
$C_w$	: 機体重量 / (動圧・機体基準面積)
$g$	: 重力加速度
$H$	: 機体高度
$I_x, I_y, I_z$	: 機体軸系慣性モーメント
$I_{yz}, I_{zx}, I_{xy}$	: 機体軸系慣性乗積( $I_{yz}$ 及び $I_{xy}$ は0)
$LB$	: 機体全長
$M$	: マッハ数
$m$	: 機体質量
$L/D$	: 揚抗比
$M$	: マッハ数
$n_z$	: 垂直荷重倍数
$P, Q, R$ ( $p, q, r$ )	: ローリング, ピッチ, ヨー角速度機体軸成分
$q_\infty$	: 動圧
$R$	: 目標までの距離
$Re$	: レイノルズ数



S	:機体基準面積(翼面積)
$T_c$	:懸吊ケーブル張力
t	:時間
V	:速度
$V_{EAS}$	:等価対気速度
$V_{TAS}$	:真対気速度
x, y, z	:慣性空間固定基準座標系
$x_{CG}, y_{CG}, z_{CG}$	:機体基準座標系(機体基準点(空力基準点)原点)での重心位置 (それぞれ後方, 上方, 左方が正)
$\mathbf{x}$	:独立変数ベクトル
$\mathbf{X}$	:独立変数行列
y	:従属変数
$\mathbf{y}$	:従属変数ベクトル
$\alpha$	:迎角
$\beta$	:横滑り角
$\delta a$	:エルロン舵角, $(\delta e_R - \delta e_L) / 2$
$\delta b_f$	:ボディ・フラップ舵角
$\delta e$	:エレベータ舵角, $(\delta e_R + \delta e_L) / 2$
$\delta e_L, \delta e_R$	:左/右エレボン舵角
$\delta r$	:ラダー舵角, $(\delta r_R + \delta r_L) / 2$
$\delta r_L, \delta r_R$	:左/右ラダー舵角
$\delta s$ ( $\delta s_b$ )	:スピード・ブレーキ舵角, $(\delta s_R + \delta s_L) / 2$
$\delta s_L, \delta s_R$	:左/右スピード・ブレーキ舵角
$\varepsilon$	:モデル誤差
$\boldsymbol{\varepsilon}$	:モデル誤差ベクトル
$\gamma$	:飛行経路角
$\Phi, \Theta, \Psi$	:ロール, ピッチ及びヨー姿勢角
$\Phi_G, \Theta_G$	:懸吊ケーブル用ジンバル角(機体基準座標系と懸吊ケーブルとの角度)
$\sigma$	:標準偏差あるいはバンク角

添え字

0	:初期状態量
ADS	:ADS計測値
c	:指令値
I	:慣性値
m	:計測値
max	:最大値
ref	:基準軌道値
trim	:釣合値
^	:無次元化量

略語

ADS	:Air Data System (エア・データ・システム)
ALFLEX	:Automatic Landing Flight Experiment(小型自動着陸実験)
CDGPS	:Carrier Phase DGPS (搬送波位相 DGPS)
CFD	:Computational Fluid Dynamics (数値流体力学)
CNES	:Centre National d'Etudes Spatiales of France (フランス国立宇宙研究センター)
DGPS	:Differential GPS (差動 GPS)
EAS	:Equivalent Air Speed (等価対気速度)
ELT	:Esrange Local Time (エスレンジ現地時刻)
Esrange	:European Space Range (エスレンジ)
FCC	:Flight Control Computer (飛行制御計算機)
FHI	:Fuji Heavy Industries Co. Ltd. (富士重工業株式会社)
FPR	:Flight Path Reconstruction (飛行運動再生)
FRP	:Fiber Reinforced Plastic (繊維強化プラスチック)
GPS	:Global Positioning System (全地球測位システム)
HAC	:Heading Alignment Cylinder (飛行方位調整円筒)
HOPE-X	:H-II Orbiting Plane-Experimental (宇宙往還技術試験機)
HSFD	:High Speed Flight Demonstration (高速飛行実証)
IMU	:Inertial Measurement Unit (慣性計測装置)

INS	: Inertial Navigation System (慣性航法システム)
JAXA	: Japan Aerospace Exploration Agency (宇宙航空研究開発機構)
MLS	: Microwave Landing System (マイクロ波着陸システム)
NAL	: National Aerospace Laboratory of Japan (航空宇宙技術研究所)
NASDA	: National Space Development Agency of Japan (宇宙開発事業団)
ONERA	: Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (フランス国立航空宇宙研究所)
PSDB	: Power Sequence Distribution Box (電力信号分配器)
RSS	: Root Sum Square (二乗和平方根)
SSC	: Swedish Space Corporation (スウェーデン宇宙公社)
STOL	: Short Take-Off and Landing (短距離離着陸)
TAEM	: Terminal Area Energy Management (終端エネルギー調整)
WOW	: Worst on Worst



## 第2章

### 従来手法による有翼宇宙往還機の空力特性推定

- 2.1 従来手法による空力特性推定の概要
- 2.2 小型自動着陸実験(ALFLEX)データへの適用
- 2.3 まとめ



## 第2章 従来手法による有翼宇宙往還機の空力特性推定

飛行試験データに基づき空力特性を推定する手法は、機体完成後に空力特性を確認する目的で、従来から実施されている。本章では、こうした従来から行われている空力モデル同定手法を、有翼宇宙往還機が通常の飛行パターンを取った場合のデータの例として ALFLEX 飛行データに適用した結果を示し、従来手法の問題点を明確にする。

まず、2.1 節において、今回適用した動的飛行試験による空力モデル同定手法の概要を説明し、続いて2.2 節で ALFLEX 飛行データへ適用した結果と、その問題点を述べ、最後に2.3 節にて結果をまとめる。

## 2.1 従来手法による空力特性推定の概要

ここでは、従来手法として、飛行試験において、舵面加振により動的な運動を励起し、そのデータから解析的な空力モデルを同定する手法と、準静的飛行試験である $\alpha$ スウィープ試験及び $\beta$ スウィープ試験から釣り合い空力特性を求める手法を示す。ここで、動的飛行試験による空力特性推定では、設定された解析的モデル構造が実機特性を正しく表現できている場合には良好な結果が得られるが、そうでない場合には実機とは異なった特性が導出される危険性がある。例えば、極端な例として、抗力係数のモデルを迎角の1次式として、広い迎角範囲のデータに当てはめると、実際とはかけ離れたモデルが同定される。一方、準静的飛行試験は動的試験のようにモデル構造を設定する必要がなく、計測データを直接用いて特性評価を行う手法であるが、得られるのは静的な釣り合い特性（機体に作用するモーメントをキャンセルするように舵面を変位させ、定常釣り合い飛行を行っている状態での特性）のみであり、動的飛行試験のように動的特性、舵効き、あるいは舵中立の空力特性は求めることはできない。このように動的試験と準静的試験はそれぞれに長所、短所がある。そこで、ここでは、準静的試験結果を、動的試験の解析に使用した空力モデル構造の妥当性の評価に用いることとする。すなわち動的試験により得られた同定モデルに基づいて釣り合い特性を計算し、それを準静的試験結果と比較して、その一致度を見ることにより同定モデルの信頼性を評価するものである。

### 2.1.1 動的飛行試験による空力モデル同定

#### (1) 飛行試験データによる空力モデル同定

動的飛行試験による空力特性推定は、航空機が定常飛行を行っている状態で、舵面加振により動的な運動を励起し、取得されたデータに対して適切な解析的空力モデル構造を当てはめることにより、その空力モデル・パラメータを推定するものである。その手法として、方程式誤差法、出力誤差法、最尤推定法等が行われているが、ここでは方程式誤差法による推定法を用いる。方程式誤差法を用いた空力モデル同定では、まず計測データの誤差を可能な限り除去するための飛行運動再生(FPR)を行い、続いてモデル同定を行う2ステップとなる。

FPR では、計測データの誤差を除去する目的で、カルマンフィルタ・スモージを用いて計測されたデータを総合的に最も良く説明できる運動を確率論的手法により求める。この詳細については付録1及び参考文献(67), (68)を参照のこと。

空力モデル同定は、モデル構造の設定と、そのモデル構造をFPRを経た飛行試験データに最小二乗法を用いて当てはめることによるモデル・パラメータの推定の2段階で構成される。



モデル構造の例として、以下のような形が設定される。

縦3分力係数

$$C_L = C_{L_0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L_{\delta e}} \delta e + C_{L_{\delta s}} \delta s \quad (2.1.1-1)$$

$$C_D = C_{D_0} + C_{D\alpha^2} \alpha^2 + C_{D\alpha} \alpha + C_{D_{\delta e}} \delta e + C_{D_{\delta s}} \delta s \quad (2.1.1-2)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m\alpha^2} \alpha^2 + C_{m\alpha} \alpha + C_{m_q} \hat{q} + C_{m_{\delta e}} \delta e + C_{m_{\delta s}} \delta s \quad (2.1.1-3)$$

横・方向3分力係数

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y\beta} \beta + C_{Y_{\delta a}} \delta a + C_{Y_{\delta r}} \delta r \quad (2.1.1-4)$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l\beta} \beta + C_{l_p} \hat{p} + C_{l_r} \hat{r} + C_{l_{\delta a}} \delta a + C_{l_{\delta r}} \delta r \quad (2.1.1-5)$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n\beta} \beta + C_{n_p} \hat{p} + C_{n_r} \hat{r} + C_{n_{\delta a}} \delta a + C_{n_{\delta r}} \delta r \quad (2.1.1-6)$$

ここで、 $\hat{p}$ ,  $\hat{q}$ ,  $\hat{r}$  は、機体角速度  $p$ ,  $q$ ,  $r$  を無次元化したものであり、下記で定義される。

$$\hat{p} = p \cdot b / 2V_{TAS} \quad (2.1.1-7)$$

$$\hat{q} = q \cdot \bar{c} / 2V_{TAS} \quad (2.1.1-8)$$

$$\hat{r} = r \cdot b / 2V_{TAS} \quad (2.1.1-9)$$

(2.1.1-1)～(2.1.1-6)式の中で  $C_{L_0}$ ,  $C_{L\alpha}$  等が推定すべき空力モデル・パラメータである。このモデルでは迎角に関して広範囲で有効となるよう、抗力係数とピッチング・モーメント係数については迎角の2次項が設けられている。

これらのモデルを一般化した形で表すと、下式のように表現することができる。

$$y = \mathbf{x}^T \mathbf{a} \quad (2.1.1-10)$$

ここで、 $y$  が従属変数、 $\mathbf{x}$  が独立変数ベクトル、 $\mathbf{a}$  が空力モデル・パラメータ・ベクトルであり、ピッチング・モーメント係数モデルの場合、以下の通りである。

$$y = C_m \quad (2.1.1-11)$$

$$\mathbf{x} = [1, \alpha^2, \alpha, \hat{q}, \delta e, \delta s]^T \quad (2.1.1-12)$$

$$\mathbf{a} = [C_{m_0}, C_{m\alpha^2}, C_{m\alpha}, C_{m_q}, C_{m_{\delta e}}, C_{m_{\delta s}}]^T \quad (2.1.1-13)$$

独立変数ベクトルの各要素は、FPR 結果から直接得られる。一方、従属変数である6分力空力係

数は、FPR 結果及び機体慣性パラメータを用いて以下のように計算することができる。

$$C_X = m \cdot a_x / (q_\infty \cdot S) \quad (2.1.1-14)$$

$$C_Y = m \cdot a_y / (q_\infty \cdot S) \quad (2.1.1-15)$$

$$C_Z = m \cdot a_z / (q_\infty \cdot S) \quad (2.1.1-16)$$

$$C_L = C_X \cdot \sin \alpha - C_Z \cdot \cos \alpha \quad (2.1.1-17)$$

$$C_D = -C_X \cdot \cos \alpha - C_Z \cdot \sin \alpha \quad (2.1.1-18)$$

$$C_m = \{I_y \cdot \dot{q} - r \cdot p \cdot (I_z - I_x) - r^2 \cdot I_{zx} + p^2 \cdot I_{zx}\} / (q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}) + (-C_X \cdot z_{CG} + C_Z \cdot x_{CG}) / \bar{c} \quad (2.1.1-19)$$

$$C_l = \{I_x \cdot \dot{p} - I_{zx} \cdot \dot{r} - q \cdot r \cdot (I_y - I_z) - p \cdot q \cdot I_{zx}\} / (q_\infty \cdot S \cdot b) + (-C_Z \cdot y_{CG} + C_Y \cdot z_{CG}) / b \quad (2.1.1-20)$$

$$C_n = \{I_z \cdot \dot{r} - I_{zx} \cdot \dot{p} - p \cdot q \cdot (I_x - I_y) + q \cdot r \cdot I_{zx}\} / (q_\infty \cdot S \cdot b) + (-C_Y \cdot x_{CG} - C_X \cdot y_{CG}) / b \quad (2.1.1-21)$$

ここで  $\dot{p}$ ,  $\dot{q}$  及び  $\dot{r}$  は、それぞれ  $p$ ,  $q$  及び  $r$  を数値微分することにより得る。

これらの従属変数と独立変数について飛行試験から  $n$  個のサンプルが得られたとすると、次のように表現することができる。

$$\mathbf{y} = \mathbf{X} \mathbf{a} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (2.1.1-22)$$

ここで、 $\mathbf{y}$  が従属変数ベクトル、 $\mathbf{X}$  が独立変数行列であり、ピッチング・モーメント係数の場合は以下のように表される。

$$\mathbf{y} = [C_m(1), C_m(2), \dots, C_m(n)]^T \quad (2.1.1-23)$$

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} 1, \alpha(1)^2, \alpha(1), \hat{q}(1), \delta e(1), \delta s(1) \\ 1, \alpha(2)^2, \alpha(2), \hat{q}(2), \delta e(2), \delta s(2) \\ \vdots \quad \vdots \quad \vdots \quad \vdots \quad \vdots \quad \vdots \\ 1, \alpha(n)^2, \alpha(n), \hat{q}(n), \delta e(n), \delta s(n) \end{bmatrix} \quad (2.1.1-24)$$

ここで、 $\boldsymbol{\varepsilon}$  はモデル誤差ベクトルであり、

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon(1), \varepsilon(1), \dots, \varepsilon(n)]^T \quad (2.1.1-25)$$

と表される。

この関係式から、求めるべきパラメータ・ベクトル  $\mathbf{a}$  の最適解として最小二乗解、すなわち

$$\|\mathbf{X} \mathbf{a} - \mathbf{y}\|^2 = \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\varepsilon} = \varepsilon(1)^2 + \varepsilon(1)^2 + \dots + \varepsilon(n)^2 \quad (2.1.1-26)$$

を最小とする解をとる。

## (2) 設計空力モデルによる空力モデルの予測

このようにして飛行試験から同定された空力モデル(以下, 同定モデル)の妥当性を評価するため, 設計空力モデル(風洞試験, CFD 等により, 機体完成前に得られるパラメトリックなモデルであり, 誘導制御系の設計や, シミュレーション解析に使用される空力モデル)との比較を行う。しかし, 設計空力モデルは解析的モデルではないため, 直接モデル・パラメータの比較を行うことはできない。そこで, 同定モデルと同じモデル構造(例えば(2.1.1-1)~(2.1.1-6))を設計空力モデルに当てはめることにより, 設計モデルを最も良く模擬する解析的モデル(以下, 予測モデル)を求め, そのパラメータと同定モデルのパラメータを比較する。

予測モデルは次のように計算される。

設計空力モデルでは, 一般に空力 6 分力係数は迎角  $\alpha$ , 横滑り角  $\beta$ , マッハ数  $M$  (空気の圧縮性の影響), 空力舵面の舵角, 高度(地面効果の影響), 3 軸まわりの機体角速度(動的影響)の関数として表されるが, 空気の圧縮性の影響の無視できる低速域, 地面効果の無視できる高度, エレベータ, エルロン及びラダー以外の舵面は固定とすれば各空力係数は以下の形のパラメトリック・モデルとして記述できる。

$$C_L = C_L(\alpha, \beta, q, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (2.1.1-27)$$

$$C_D = C_D(\alpha, \beta, q, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (2.1.1-28)$$

$$C_m = C_m(\alpha, \beta, q, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (2.1.1-29)$$

$$C_Y = C_Y(\alpha, \beta, p, r, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (2.1.1-30)$$

$$C_l = C_l(\alpha, \beta, p, r, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (2.1.1-31)$$

$$C_n = C_n(\alpha, \beta, p, r, \delta_e, \delta_a, \delta_r) \quad (2.1.1-32)$$

なお, これらの特性の内, 動的影響 ( $p$ ,  $q$  及び  $r$  の影響)を風洞試験により求めるためには, 加振風洞試験(風洞内で模型を強制的に振動させ, その時の支持トルクより動的影響を推定する手法)等を行って推定する必要がある。

通常, 動的試験は一旦釣り合い飛行状態に入った状態で舵面加振を行うことにより実施される。そこで, 縦空力モデル同定のための動的試験データでは, 横・方向パラメータは釣り合い値を保っているものと近似すれば, (2.1.1-27)~(2.1.1-29)に, これらの釣り合い横・方向パラメータを代入することにより, 縦 3 分力は  $\alpha$ ,  $q$  及び  $\delta_e$  のみの関数として表される。

$$C_L = C_L(\alpha, \beta_0, q, \delta e, \delta a_0, \delta r_0) = C_L(\alpha, q, \delta e) \quad (2.1.1-33)$$

$$C_D = C_D(\alpha, \beta_0, q, \delta e, \delta a_0, \delta r_0) = C_D(\alpha, q, \delta e) \quad (2.1.1-34)$$

$$C_m = C_m(\alpha, \beta_0, q, \delta e, \delta a_0, \delta r_0) = C_m(\alpha, q, \delta e) \quad (2.1.1-35)$$

ここで、添え字 0 は縦動的運動データが実施された釣り合い状態における値を示す。これらの釣り合い値  $\beta_0$ 、 $\delta a_0$  及び  $\delta r_0$  は、動的データが取得される直前の釣り合い飛行状態での値の平均値を取る等の方法で得る（通常は動的飛行試験は対称飛行状態で実施されるため、これら横・方向パラメータは 0 と近似することが多い）。これらの、 $\alpha$ 、 $q$  及び  $\delta e$  のパラメトリック関数として表された(2.1.1-33)～(2.1.1-35)に、飛行試験データによるモデル同定に用いたと同じモデル構造（例えば(2.1.1-1)～(2.1.1-3))をそれぞれ最小二乗法により当てはめれば、飛行試験データに基づく推定モデルに対応する予測モデルが得られる。なお、当てはめる際の  $\alpha$ 、 $q$  及び  $\delta e$  の範囲は、空力モデル同定に用いた動的飛行試験データにおいて変動している範囲とする。

同様に、横・方向動的試験データでは、縦パラメータが釣り合い値を保っているものとし、横・方向3分力を、 $\beta$ 、 $p$ 、 $r$ 、 $\delta a$  及び  $\delta r$  のみの関数として

$$C_Y = C_Y(\alpha_0, \beta, p, r, \delta e_0, \delta a, \delta r) = C_Y(\beta, p, r, \delta a, \delta r) \quad (2.1.1-36)$$

$$C_l = C_l(\alpha_0, \beta, p, r, \delta e_0, \delta a, \delta r) = C_l(\beta, p, r, \delta a, \delta r) \quad (2.1.1-37)$$

$$C_n = C_n(\alpha_0, \beta, p, r, \delta e_0, \delta a, \delta r) = C_n(\beta, p, r, \delta a, \delta r) \quad (2.1.1-38)$$

と表し、これに横・方向空力モデル構造（例えば(2.1.1.4)～(2.1.1-6))を当てはめることにより、横・方向予測モデルが得られる。

## 2.1.2 準静的飛行試験による釣り合い空力特性推定

### (1) 飛行試験データによる釣り合い舵角及び釣り合い空力係数の推定

準静的試験としては、一般に縦釣り合い特性推定のための  $\alpha$  スウィープ試験と、横・方向釣り合い特性推定のための  $\beta$  スウィープ試験が行われる。スウィープ試験では飛行中に迎角  $\alpha$  あるいは横滑り角  $\beta$  のコマンドをゆっくりとランプ状に変化させることにより機体の対気姿勢を準静的に変える。その変化率を十分小さく抑えれば、機体はほぼ釣り合い状態を保ちつつ、すなわち 3 軸方向の力が釣り合い、かつ重心周りの 3 軸空力モーメントが 0 の状態で、姿勢変動を行っていると考えて良い。したがって  $\alpha$  スウィープ試験で計測されたエレベータ舵角  $\delta e$  及び  $\beta$  スウィープ試験で計測されたエルロン舵角  $\delta a$  とラダー舵角  $\delta r$  が釣り合い舵角を示し、それぞれ迎角  $\alpha$  あるいは横滑り角  $\beta$  のみの関数として得られる。

$$\delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0} = \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha) \quad (2.1.2-1)$$

$$\delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0} = \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta) \quad (2.1.2-2)$$

$$\delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0} = \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta) \quad (2.1.2-3)$$

ここで、 $\beta_0$  及び  $\alpha_0$  は、それぞれ  $\alpha$  スウィープ試験及び  $\beta$  スウィープ試験が実施された初期釣り合い飛行時の横滑り角及び迎角であり、 $\alpha$  スウィープ試験では  $\beta_0$  を、 $\beta$  スウィープ試験では  $\alpha_0$  を保ちつつ準静的運動を行う(通常  $\beta_0 = 0$ )。

一方、加速度計出力は機体に作用する重力以外の外力、すなわち空気力に基づく加速度を表すので、スウィープ試験中の加速度計出力に機体質量をかけ、これを無次元化すれば、釣り合い空力係数(空力舵面が釣り合い舵角をとったときの空力係数)が、縦係数については迎角  $\alpha$ 、横・方向係数については横滑り角  $\beta$  のみの関数として得られる。

$$C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = (m \cdot a_x) / (q_{\infty} \cdot S) = C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (2.1.2-4)$$

$$C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = (m \cdot a_y) / (q_{\infty} \cdot S) = C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (2.1.2-5)$$

$$C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = (m \cdot a_z) / (q_{\infty} \cdot S) = C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (2.1.2-6)$$

$C_x$  及び  $C_z$  を、(2.1.1-17)及び(2.1.1-18)式と同様に安定軸系に変換すれば釣り合い揚力係数  $C_{L_{\text{trim}}}$  及び釣り合い抗力係数  $C_{D_{\text{trim}}}$  が、それぞれ迎角  $\alpha$  のみの関数として得られる。

$$C_{L_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \sin \alpha - C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \cos \alpha = C_{L_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (2.1.2-7)$$

$$C_{D_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = -C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \cos \alpha - C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \sin \alpha = C_{D_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (2.1.2-8)$$

また、釣り合い状態では重心周りの3軸空力モーメントが0であることから、下式が得られる。

$$C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \bar{c} - C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot x_{CG} + C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot z_{CG} = 0 \quad (2.1.2-9)$$

$$C_{l_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} \cdot b - C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} \cdot z_{CG} + C_{Z_0} \cdot y_{CG} = 0 \quad (2.1.2-10)$$

$$C_{n_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} \cdot b - C_{X_0} \cdot y_{CG} + C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} \cdot x_{CG} = 0 \quad (2.1.2-11)$$

ここで、 $C_{X_0}$  及び  $C_{Z_0}$  は初期釣り合い飛行時の  $C_x$  及び  $C_z$  であり、初期釣り合い状態の  $a_x$ 、 $a_z$  及び  $q_{\infty}$  を(2.1.2-4)及び(2.1.2-6)に代入することにより求める。これらの式に(2.1.2-4)～(2.1.2-6)を代入することにより釣り合いモーメント係数(機体基準点周り)が次のように、縦係数については迎角  $\alpha$ 、横・方向係数については横滑り角  $\beta$  のみの関数として推定される。

$$C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = \{ C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \cdot x_{CG} - C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \cdot z_{CG} \} / \bar{c} = C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (2.1.2-12)$$

$$C_{l_{trim \alpha=\alpha_0}} = \{ C_{Y_{trim \alpha=\alpha_0}}(\beta) \cdot z_{CG} - C_{Z_0} \cdot y_{CG} \} / b = C_{l_{trim \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (2.1.2-13)$$

$$C_{n_{trim \alpha=\alpha_0}} = \{ C_{X_0} \cdot y_{CG} - C_{Y_{trim \alpha=\alpha_0}}(\beta) \cdot x_{CG} \} / b = C_{n_{trim \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (2.1.2-14)$$

(2.1.2-7), (2.1.2-8), (2.1.2-12), (2.1.2-5), (2.1.2-13)及び(2.1.2-14)により, 釣り合い 6 分力係数が推定された。(以下, 釣り合い舵角も含めて, これらの準静的飛行試験より得られる釣り合い特性を, 推定釣り合い特性と呼ぶ)

## (2) 設計空力モデルによる釣り合い舵角及び釣り合い空力係数の予測

このようにして準静的飛行試験から得られた推定釣り合い特性は, 設計空力モデルに基づいて計算される釣り合い特性(以下, 予測釣り合い特性)と比較, 評価を行う。

予測釣り合い特性は次のように計算される。

釣り合い飛行状態では, 重心回りのモーメントの釣り合いより, 以下の関係式が得られる。

$$C_m - C_z \cdot x_{CG} + C_x \cdot z_{CG} = C_m + (C_L \cdot \cos \alpha + C_D \cdot \sin \alpha) \cdot x_{CG} + (C_L \cdot \sin \alpha - C_D \cdot \cos \alpha) \cdot z_{CG} = 0 \quad (2.1.2-15)$$

$$C_l - C_Y \cdot z_{CG} + C_z \cdot y_{CG} = C_l - C_Y \cdot z_{CG} - (C_L \cdot \cos \alpha + C_D \cdot \sin \alpha) \cdot y_{CG} = 0 \quad (2.1.2-16)$$

$$C_n - C_X \cdot y_{CG} + C_Y \cdot x_{CG} = C_n - (C_L \cdot \sin \alpha - C_D \cdot \cos \alpha) \cdot y_{CG} + C_Y \cdot x_{CG} = 0 \quad (2.1.2-17)$$

釣り合い状態であることから, 設計空力モデル(2.1.1-27)~(2.1.1-32)において 3 軸回り角速度  $p$ ,  $q$  及び  $r$  を 0 とし, (2.1.2-15)~(2.1.2-17)に代入すると, これらの 3 式は  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\delta e$ ,  $\delta a$  及び  $\delta r$  のみの連立方程式となるので, これから  $\delta e$ ,  $\delta a$  及び  $\delta r$  を解くことにより, 釣り合い舵角が  $\alpha$  及び  $\beta$  のパラメトリックな関数として得られる。

$$\delta e_{trim} = \delta e_{trim}(\alpha, \beta) \quad (2.1.2-18)$$

$$\delta a_{trim} = \delta a_{trim}(\alpha, \beta) \quad (2.1.2-19)$$

$$\delta r_{trim} = \delta r_{trim}(\alpha, \beta) \quad (2.1.2-20)$$

ここで, 縦舵面(エレベータ)の引数である横滑り角及び横・方向舵面(エルロン及びラダー)の引数である迎角に, それぞれ準静的飛行試験における値である  $\beta_0$  及び  $\alpha_0$  を代入することにより, (2.1.2-1)~(2.1.2-3)に対応する予測釣り合い舵角が, 縦舵面については迎角  $\alpha$ , 横・方向舵面については横滑り角  $\beta$  のみの関数として得られる。

$$\delta e_{trim \beta=\beta_0} = \delta e_{trim}(\alpha, \beta_0) = \delta e_{trim \beta=\beta_0}(\alpha) \quad (2.1.2-21)$$

$$\delta a_{trim \alpha=\alpha_0} = \delta a_{trim}(\alpha_0, \beta) = \delta a_{trim \alpha=\alpha_0}(\beta) \quad (2.1.2-22)$$

$$\delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0} = \delta r_{\text{trim}}(\alpha_0, \beta) = \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta) \quad (2.1.2-23)$$

一方、予測釣り合い空力係数については、上で求めた予測釣り合い舵角を設計空力モデル(2.1.1-27)～(2.1.1-32)に代入することにより得ることができるが、推定釣り合い空力係数との間には、予測／推定の両釣り合い舵角の差の影響が含まれるため、空力係数の比較としては好ましくない。そこで、設計空力モデルの観点からは釣り合い空力係数とは言えないが、推定釣り合い空力係数の比較対象として、飛行試験における独立変数値、すなわち、縦空力係数については、 $\beta_0$ ,  $\delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha)$  ((2.1.2-1)で与えられる $\alpha$ スイープ中の計測値),  $\delta a_0$ 及び $\delta r_0$ を、横・方向空力係数については、 $\alpha_0$ ,  $\delta e_0$ ,  $\delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)$  ((2.1.2-2)で与えられる $\beta$ スイープ中の計測値)及び $\delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)$  ((2.1.2-3)で与えられる $\beta$ スイープ中の計測値)を、設計空力モデルに代入したものを使用する。これにより、準静的試験による推定釣り合い特性(2.1.2-7), (2.1.2-8), (2.1.2-12), (2.1.2-5), (2.1.2-13)及び(2.1.2-14)に対応して、設計空力モデルによる予測釣り合い特性が、縦釣り合い空力係数については迎角  $\alpha$ , 横・方向釣り合い空力係数については横滑り角  $\beta$  のみの関数として、次のように得られる。

$$C_{L_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = C_L(\alpha, \beta_0, \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha), \delta a_0, \delta r_0) = C_{L_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (2.1.2-24)$$

$$C_{D_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = C_D(\alpha, \beta_0, \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha), \delta a_0, \delta r_0) = C_{D_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (2.1.2-25)$$

$$C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = C_m(\alpha, \beta_0, \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha), \delta a_0, \delta r_0) = C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (2.1.2-26)$$

$$C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = C_Y(\alpha_0, \beta, \delta e_0, \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta), \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)) = C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (2.1.2-27)$$

$$C_{l_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = C_l(\alpha_0, \beta, \delta e_0, \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta), \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)) = C_{l_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (2.1.2-28)$$

$$C_{n_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = C_n(\alpha_0, \beta, \delta e_0, \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta), \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)) = C_{n_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (2.1.2-29)$$

### (3) 同定空力モデルによる釣り合い舵角及び釣り合い空力係数の計算

こうして得られた準静的飛行試験による推定釣り合い特性、設計モデルによる予測釣り合い特性に加え、動的飛行試験により得られた同定モデルの評価を行うため、同定モデルによる釣り合い特性(以下、同定釣り合い特性)を求め、上記の準静的飛行試験による推定釣り合い特性、設計モデルによる予測釣り合い特性と比較する。

同定釣り合い特性の計算は以下のとおりである。

空力モデル同定により一旦空力モデル・パラメータが決定すれば、同定モデル(例えば(2.1.1-1)～(2.1.1-6))は以下の形で表現することができる。

$$C_L = C_L(\alpha, q, \delta e) \quad (2.1.2-30)$$

$$C_D = C_D(\alpha, q, \delta e) \quad (2.1.2-31)$$

$$C_m = C_m(\beta, p, r, \delta a, \delta r) \quad (2.1.2-32)$$

$$C_Y = C_Y(\beta, p, r, \delta a, \delta r) \quad (2.1.2-33)$$

$$C_l = C_l(\beta, p, r, \delta a, \delta r) \quad (2.1.2-34)$$

$$C_n = C_n(\beta, p, r, \delta a, \delta r) \quad (2.1.2-35)$$

これは、設計空力モデル(2.1.1-27)～(2.1.1-32)を、縦と横・方向のカップリングをなくし、単純化した形と見ることができる。したがって、この同定モデルに対して前項(2.1.2(2)項)と全く同様の手法を取ることにより、同定釣り合い舵角及び同定釣り合い空力係数を求めることができる。



## 2.2 小型自動着陸実験(ALFLEX)データへの適用

本節では、有翼宇宙往還機の低速領域飛行データの典型的な例である小型自動着陸実験(ALFLEX)の飛行データに対して、2.1 節で示した従来の空力モデル同定手法を適用した結果を述べる。

### 2.2.1 ALFLEX の概要

ALFLEXはHOPE-Xの自動着陸のための基盤技術の確立を図ることを目的とし、HOPE-X想定実機のスケール実験機を用いて行われた<sup>69) - 72)</sup>。具体的技術課題として以下の3項目を設定し、飛行実験は平成8年7月から8月にかけてオーストラリア連邦南オーストラリア州のウーメラ飛行場において実施された。

- (1) 将来の無人有翼宇宙往還機のための自動着陸航法・誘導・制御技術の実証・評価
- (2) 有翼宇宙往還機に特有な形状をした機体の飛行試験による低速空力特性の推定
- (3) 小型実験機による飛行実験技術の評価

図2.2.1-1～図2.2.1-4にALFLEX実験システムの構成図、実験機の三面図、搭載機器図及び写真を示す。実験機はHOPE-X想定実機(04C-HOPEと呼ばれる平成4年度設計のチップフィン形態)の37%スケールモデルであるが、実機との相違点はエア・データ・システム(ADS)用ピトー・ブームが付加されていること、脚が固定式であること及び3章において述べる1本吊り懸吊飛行試験のための胴上開口部が設けられていることである。実験機は空力舵面として各左右2面のエレボン(エレベータ及びエルロンとして機能)、ラダー及び胴上スピード・ブレーキを持つ。ADSはNALで開発した5孔ピトー方式<sup>73) - 75)</sup>を用いた。このADSの校正データは懸吊飛行を利用して取得した。その詳細を付録2に示す。自動着陸における航法には、マイクロ波着陸システム(MLS)、電波高度計及び慣性計測装置(IMU)を用いたが、飛行後の航法誘導制御の評価のための基準位置データを提供するため、MLSより精度の高いレーザ・トラッカが用いられた。このためのレーザ・リフレクタ(反射器)が実験機の機首中央部に取り付けられている。このレーザ・トラッカによる位置データは、飛行後の空力特性推定のためのFPRにも用いられた。なお、GPS衛星航法システムは、懸吊状態における航法精度を確保するとともに、自動着陸における航法系としての使用可能性を評価する目的で、評価対象として搭載された。

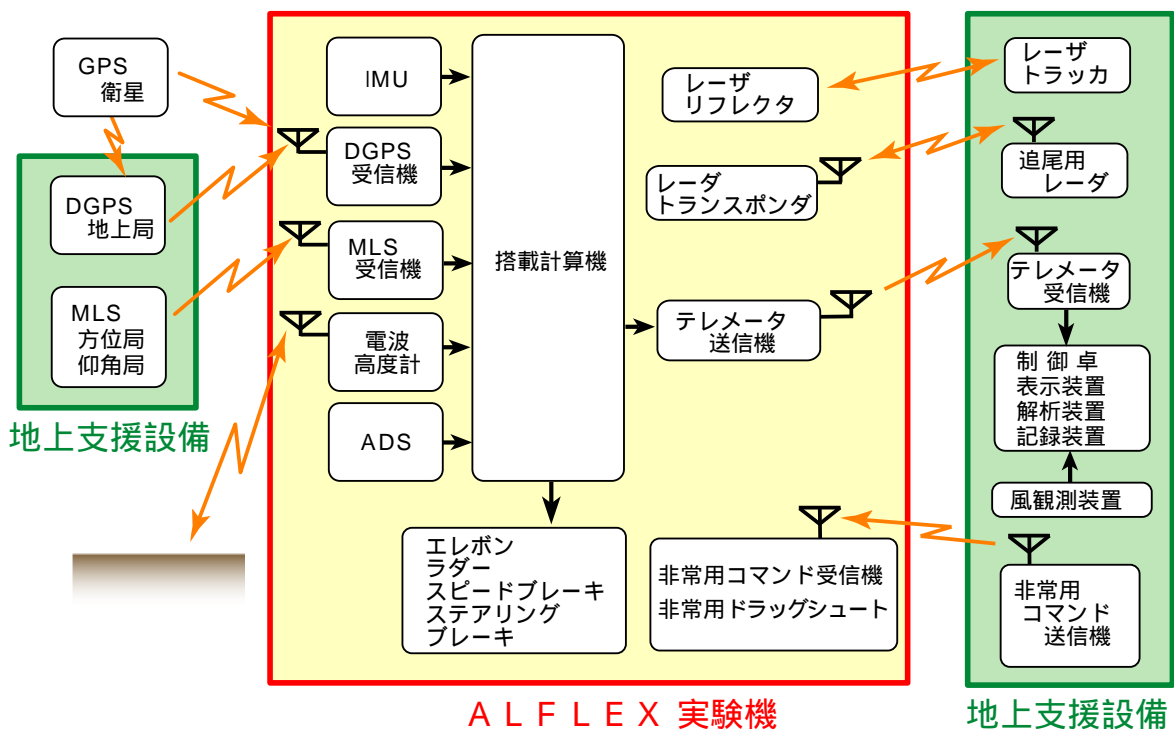


図 2.2.1-1 ALFLEX 実験システム構成図

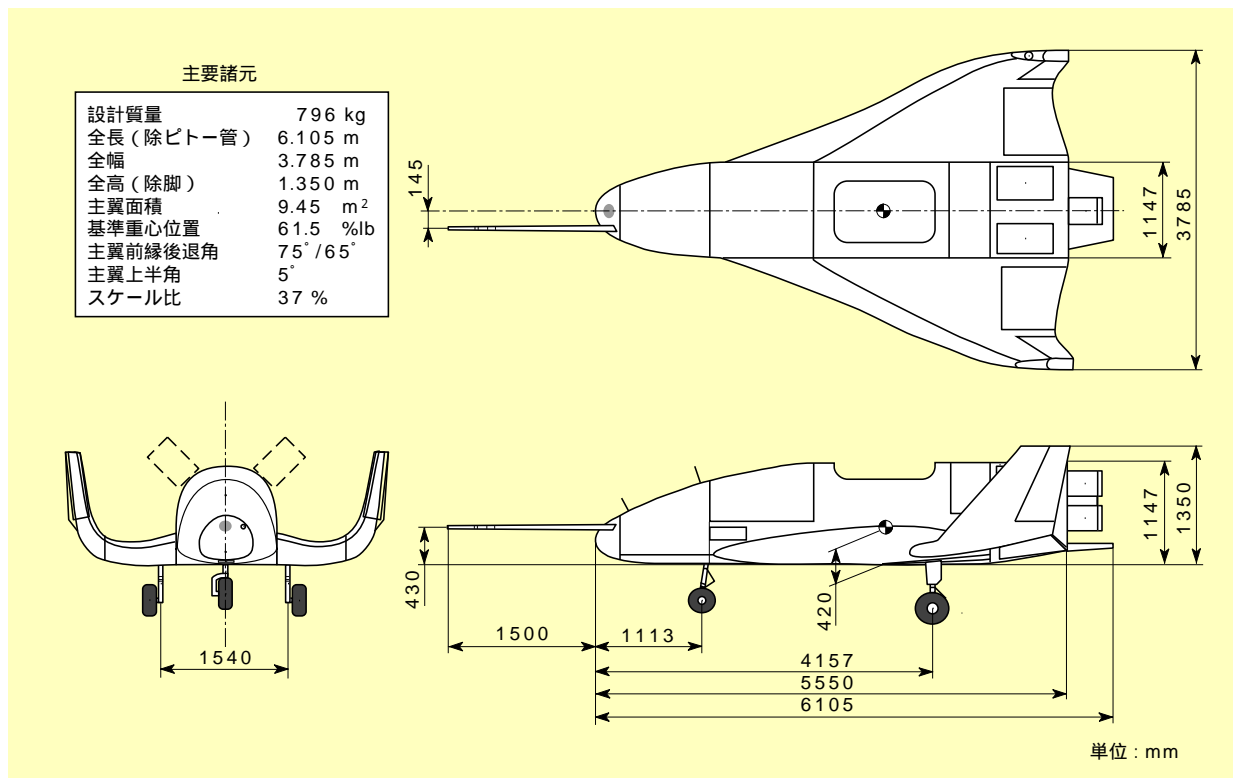


図 2.2.1-2 ALFLEX 実験機三面図

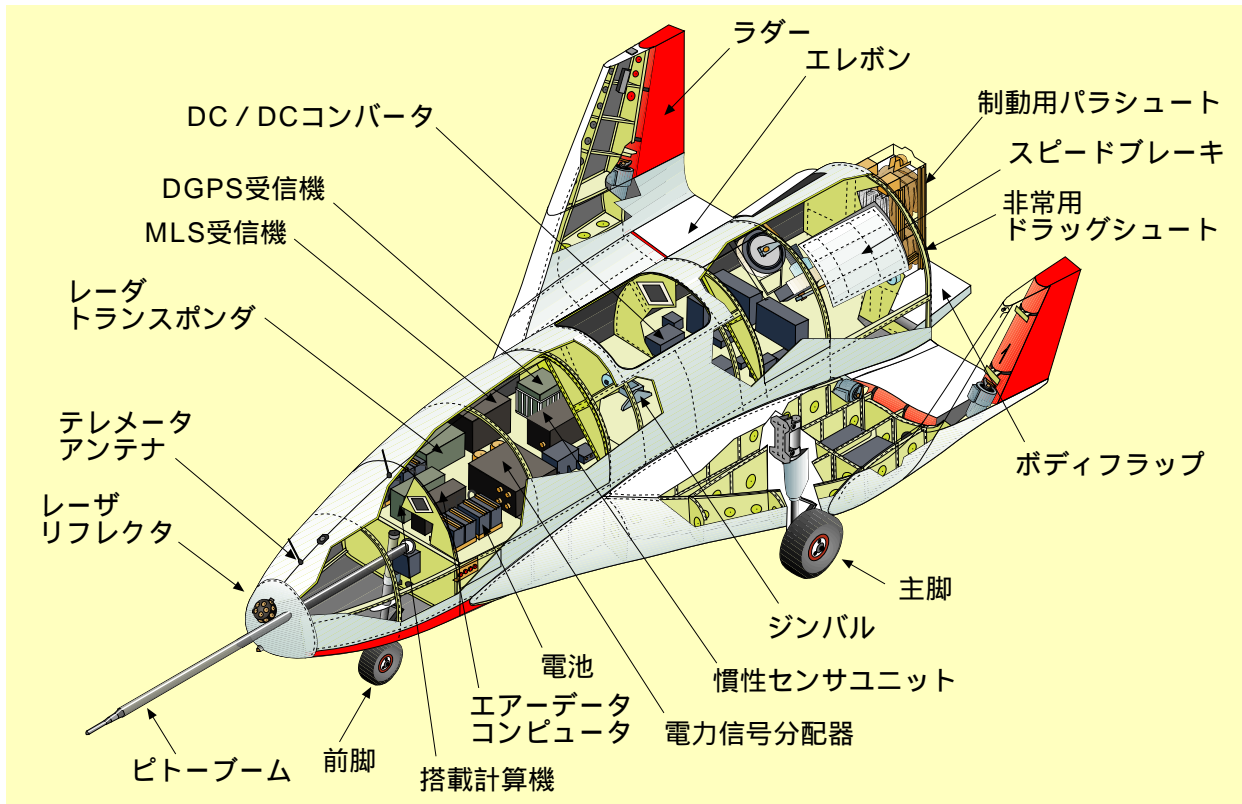


図 2.2.1-3 ALFLEX 実験機搭載機器図



図 2.2.1-4 ALFLEX 実験機写真

図 2.2.1-5 に ALFLEX の飛行パターンを示す. 実験機は懸吊装置に固定された状態(合体形態)で母機ヘリコプターに懸吊され, 離陸する. 高度 1,500m まで上昇した後, 速度を上げて実験機の姿勢制御系を作動させ, 5 自由度懸吊飛行状態に移る. 図 2.2.1-6 に懸吊飛行の概念図を示す. 続いて滑走路に向かって速度約 46m/s で飛行し, 滑走路手前約 2,700m の地点で実験機は母機から分離される. 分離された実験機は, 搭載計算機による航法・誘導・制御に従い, あらかじめ設定された基準軌道を補足し, 平衡滑空, プリフレア, 緩傾斜滑空, ファイナルフレアの各フェーズを経て滑走路に進入・着陸する. 接地後は, 前脚のステアリングにより走行を制御し, 主脚のブレーキシステム及び制御パラシュートによって減速停止する. 分離から停止まで, 飛行は全て搭載コンピュータによる自律方式であり, 飛行時間は約 40 秒である. 図 2.2.1-7 に自動着陸飛行のノミナル飛行経路を示す. 図 2.2.1-8 は ALFLEX 制御則の概要である. 誘導系から制御系には, 縦系では垂直加速度  $a_z$  のコマンドが, 横・方向系にはロール姿勢角  $\Phi$  及び横滑り角  $\beta$  のコマンドが入力され, これを実現するよう, 左右エレボン及びラダーの計 4 舵のコマンドが出力される. あと一つの制御舵面であるスピード・ブレーキは, 誘導系における速度制御に用いられる. なお, 5 自由度懸吊飛行状態では, 縦系誘導コマンドが垂直加速度から迎角コマンドに変わることを除いて自由飛行と同一の制御系が用いられる.

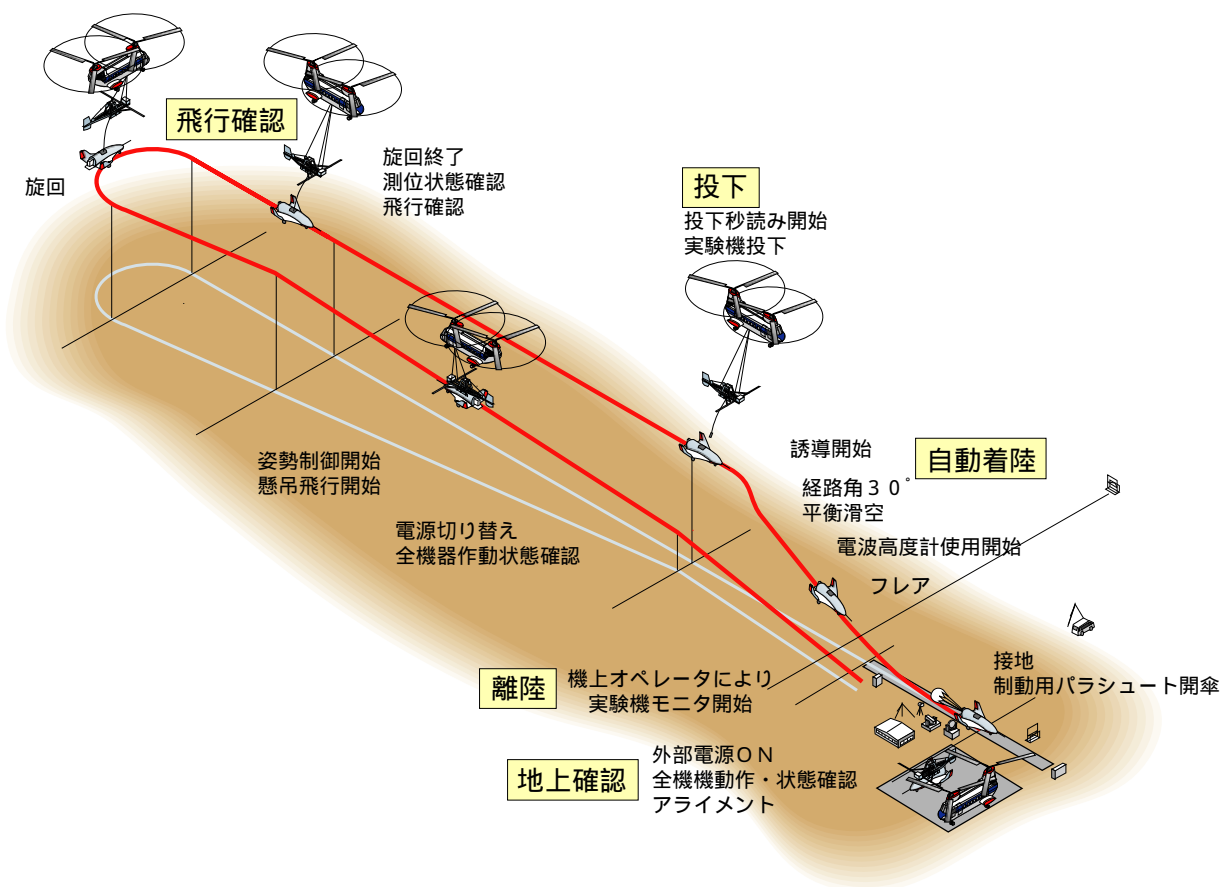


図 2.2.1-5 ALFLEX 飛行パターン

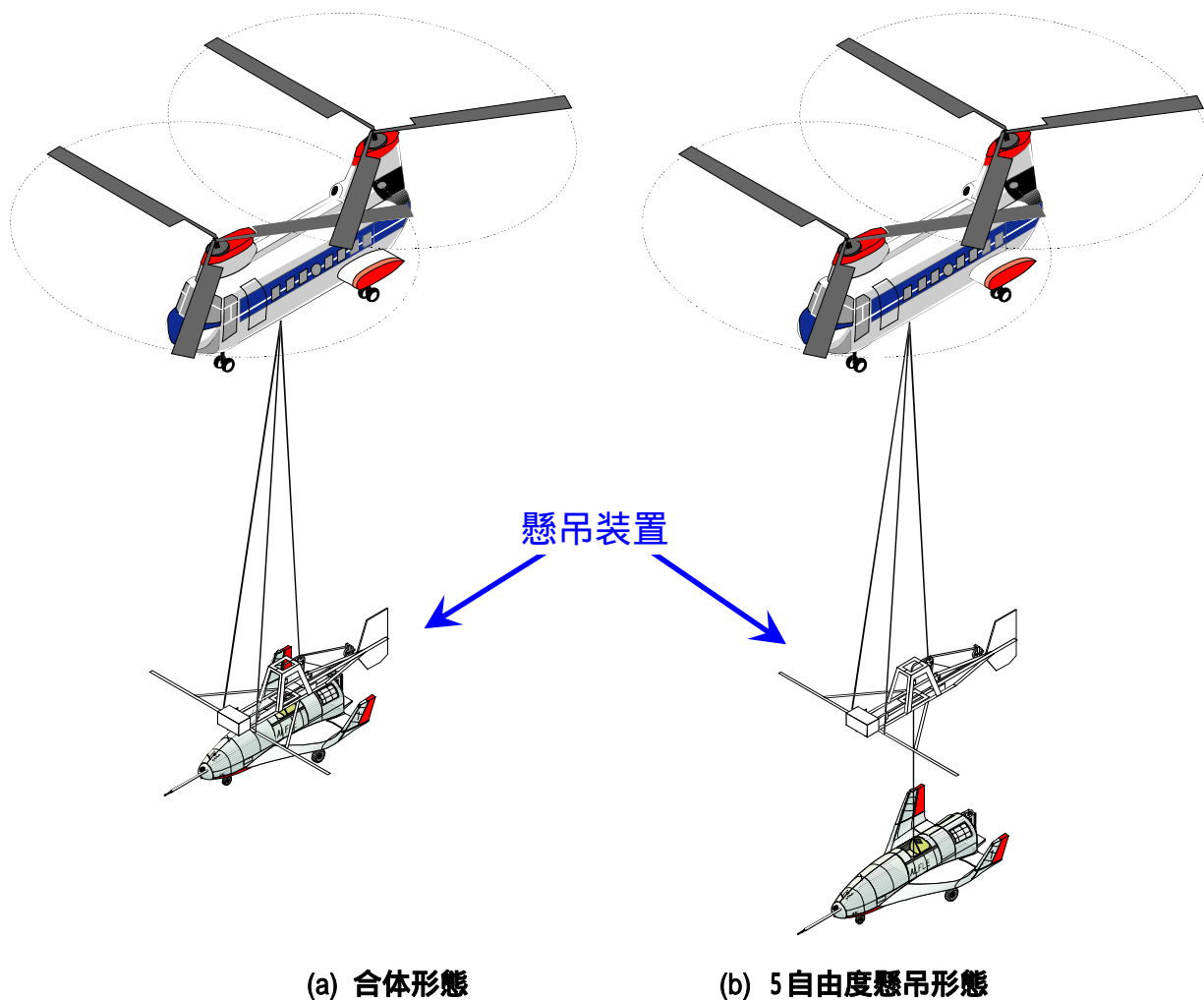


図 2.2.1-6 懸吊飛行

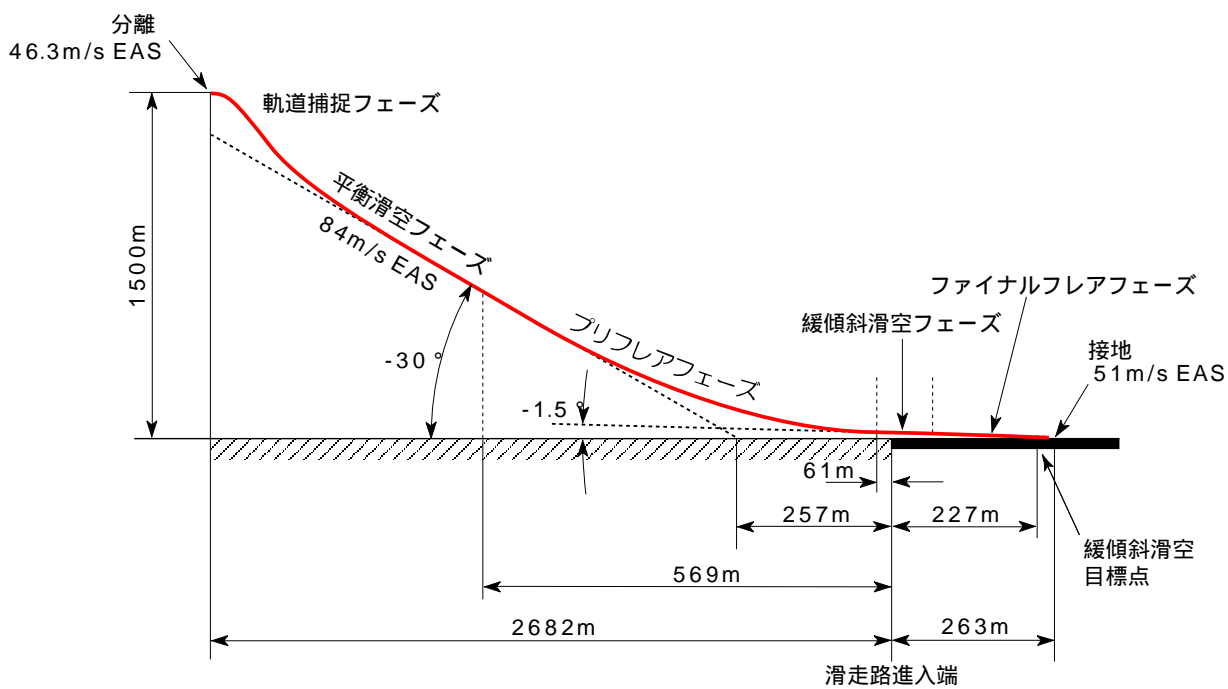


図 2.2.1-7 ALFLEX ノミナル飛行経路

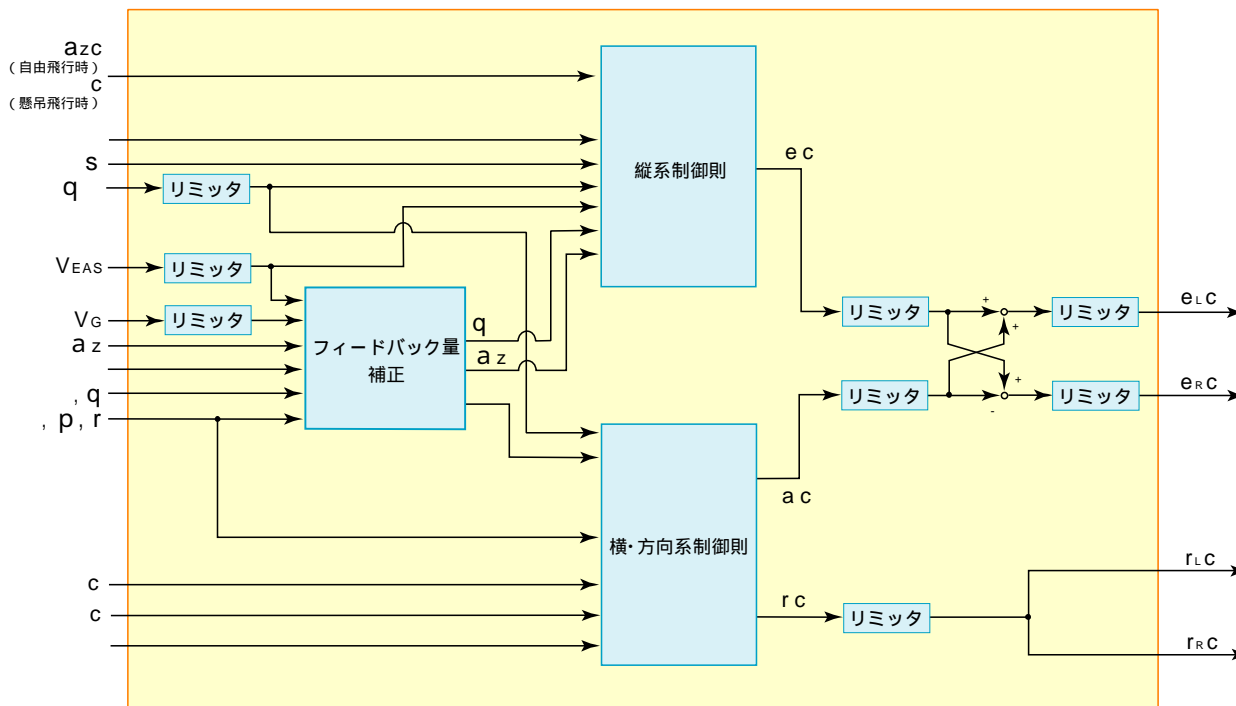


図 2.2.1-8 ALFLEX の飛行制御則

自動着陸飛行は種々の条件を変えて合計 13 回実施され、全て成功裏に完了した。表 2.2.1-1 に全 13 回の飛行の概要、図 2.2.1-9 に第1回の飛行データ<sup>76)</sup>、図 2.2.1-10 に飛行試験の写真をそれぞれ示す。

表 2.2.1-1 ALFLEX 自動着陸飛行実験の概要

	目的	飛行パターン	空力特性推定試験	実施日
第 1 回	・設計性能確認	ノミナル (風制限 60%)	-	'96/07/06
第 2 回	・設計性能確認	ノミナル (風制限 60%)	-	'96/07/14
第 3 回	誘導制御性能確認	オフセット分離 (80m 左)	-	'96/07/24
第 4 回	・空力特性推定	ノミナル	・ $\delta_e$ 加振 (M 系列, 振幅 $\pm 1.5^\circ$ )	'96/07/27
第 5 回	・空力特性推定	ノミナル	・ $\delta_r$ 加振 (M 系列, 振幅 $\pm 3.0^\circ$ )	'96/07/28
第 6 回	・空力特性推定	ノミナル	・ $\delta_e$ 加振 (M 系列, 振幅 $\pm 2.0^\circ$ )	'96/07/30
第 7 回	・空力特性推定	ノミナル	・ $\delta_a$ 加振 (M 系列, 振幅 $\pm 1.0^\circ$ )	'96/08/05
第 8 回	・空力特性推定 ・誘導制御性能確認	オフセット分離 (100m 後)	・ $\delta_r$ 加振 (M 系列, 振幅 $\pm 3.0^\circ$ )	'96/08/07
第 9 回	・誘導制御性能確認	オフセット分離 (100m 左, 50m 下)	-	'96/08/08
第 10 回	・誘導制御性能確認	オフセット分離 (200m 左)	-	'96/08/09
第 11 回	・空力特性推定 ・誘導制御性能確認	オフセット分離 (100m 後)	・ $\delta_a$ 加振 (M 系列, 振幅 $\pm 1.0^\circ$ )	'96/08/10
第 12 回	・空力特性推定 ・誘導制御性能確認	オフセット分離 (50m 上)	・ $\delta_e$ 加振 (M 系列, 振幅 $\pm 2.0^\circ$ )	'96/08/14
第 13 回	・空力特性推定	オフセット分離 (100m 後)	・ $\delta_e$ 加振 (M 系列, 振幅 $\pm 2.0^\circ$ )	'96/08/15



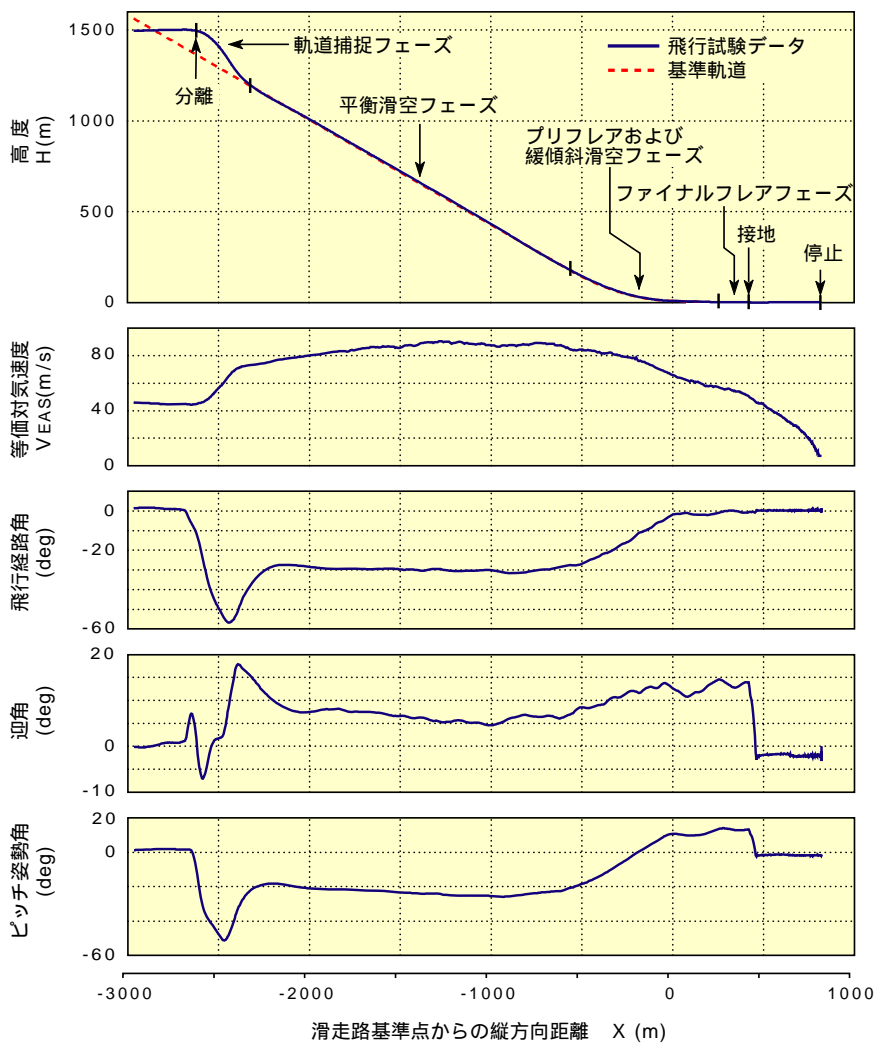


図 2.2.1-9 第1回飛行データ



図 2.2.1-10 ALFLEX 飛行実験の写真

### 2.2.2 飛行試験における空力特性推定データ取得

ALFLEX の技術課題の一つである空力特性の推定は、飛行試験によって実験機の空力特性を推定し、それを事前に実施された風洞試験の結果(設計空力モデル)と比較評価することにより、将来の宇宙往還機の空力設計のための技術データを供給することが目的である。空力モデル同定に使用する動的飛行データを取得するため、複数の自動着陸飛行実験において、エレベータ、エルロンあるいはラダーの制御系出力コマンドに加振信号を重畳入力し、動的運動を励起する舵面加振試験を行った。入力する信号はM系列信号とした。自動着陸飛行実験では飛行途中の約 15~20 秒間の平衡滑空フェーズにおいて実験機はほぼ定常釣り合い飛行を行っており、また正確な制御が要求される着陸までも時間的余裕があるため、このフェーズの中の約 10 秒間を用いて舵面加振を行った。舵面加振試験の例として図 2.2.2-1 に第 12 回飛行において行われたエレベータ加振試験での記

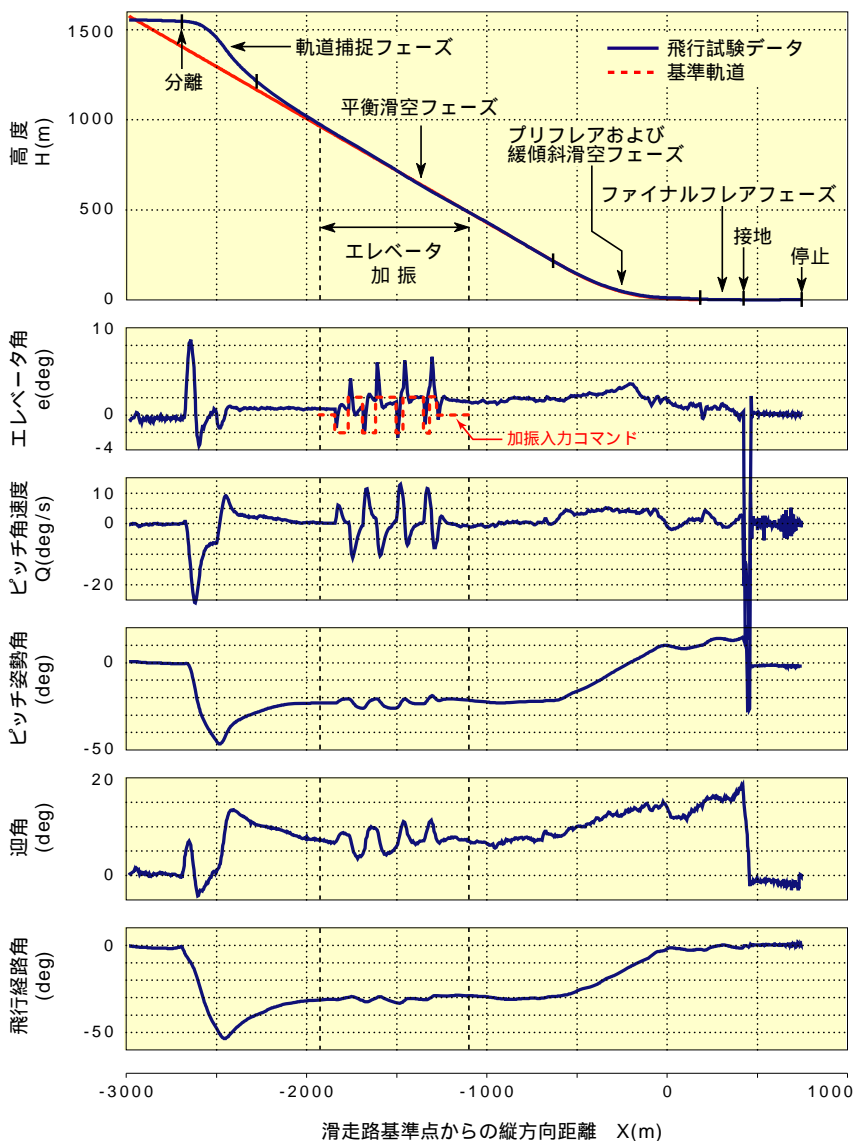


図 2.2.2-1 エレベータ加振試験(第 12 回飛行)



録データを示す。飛行中、実験機はその安定性を確保するために制御系を作動させており、舵面コマンドに矩形波信号が重畳入力されると、それにより励起される運動を抑えるために制御系は矩形波入力と逆方向のコマンドを出力するため、結果的に舵面はパルス入力が行われたかのような動きを示しているが、入力に対応して機体はピッチ運動を行っている様子がわかる。飛行経路はその後の誘導制御によりノミナル軌道に戻り、良好な着陸が行われている。自動着陸飛行実験では合計 13 回の飛行の中の 8 回で舵面加振試験を実施したが、その内訳は縦空力特性推定のためのエレベータ加振試験が計 4 回、横・方向空力特性推定のためのエルロン及びラダー加振試験が各々 2 回であった。その詳細内容を表 2.2.1-1 の「空力特性推定試験」欄に示す。

### 2.2.3 動的飛行試験による空力モデル同定

ここでは ALFLEX の自動着陸飛行実験データに対して 2.1 節において述べた従来手法を適用し、空力モデル同定を行った結果を述べる。

#### (1) 縦空力モデル同定結果

表 2.2.3-1 は自動着陸飛行実験によって取得された動的試験データから実験機の縦の空力モデル同定を行うために設定したモデル構造と、推定されたモデル・パラメータ値を示す。表には 2.1.1(1)項に示した手法により、飛行試験データから同定されたモデル(以下、自動着陸同定モデル)のパラメータと同時に、参考比較対象として 2.1.1(2)項に示した手法により、設計空力モデルに対して同じモデル構造を当てはめることにより得られた解析的モデル(以下、予測モデル)のパラメータを示している。なお、ALFLEX の設計空力モデルは、後に示す表 3.5.1-1 の確認風試に基づいて構築されたものである。

揚力係数のモデル構造は線形モデルとしているが、抗力係数とピッチング・モーメント係数は迎角に対する非線形性を表すため、 $\alpha$  の 2 次式としている。同定モデルの構造が  $(\alpha-8^\circ)$  で展開されているのは、自動着陸飛行実験において舵面加振試験が実施された平衡滑空フェーズでは実験機は  $\alpha=8^\circ$  付近で飛行しているため、パラメータ値の評価はこの点で行うことが適当であると考えたためである。また動的効果を表す項として  $Cm_q$  をピッチング・モーメント係数モデルに含めている。入力データは、4 ケースのエレベータ加振試験データを一括入力したが、これらのデータでの迎角の変動範囲は  $4^\circ \sim 12^\circ$  程度と狭いものであったため(図 2.2.2-1 参照)、分離前から軌道捕捉フェーズまでのデータも併せて使用することにより、入力データにおける迎角変動域を  $0^\circ \sim 20^\circ$  程度まで拡大することができた。これに併せて、予測モデルを求める際の設計空力モデルへの空力モデル構造の当てはめは、 $\alpha=0^\circ \sim 20^\circ$  の範囲で行った。予測モデル・パラメータの下段の( )表示の値は、設計空力モデルの基とな

っている風洞試験データと実機特性の間の差の予測最大値(以下, バリエーション)であり, スペースシャトルの風洞試験/飛行試験データより予測された値<sup>7)</sup>を参考に設定されたものである. 表中の薄赤網掛け部分は自動着陸同定モデルのパラメータと予測モデルのパラメータとの差がバリエーションを越えているものである. なお, バリエーション欄が空欄となっているパラメータは風洞試験時にバリエーションが定義されていないものである. また同定モデル・パラメータの下段の( )表示の値は飛行試験データから最小二乗推定値として求めた各パラメータの標準偏差の3倍( $3\sigma$ )である. この標準偏差は数学的な意味での最小二乗推定値の特性を示すものであり, 対応する独立変数の変動の大きさ, 他の独立変数との相関の大きさ等によるパラメータ推定の難易度を示す指標であるが, サンプル数が大きくなると小さくなるという特性もあり, 直感的な意味でのパラメータの信頼度とは一致しない. むしろ後の図 2.2.3-1 に示す飛行試験データのばらつきの方が直感的な意味では理解がしやすい.

自動着陸同定モデル・パラメータと予測モデル・パラメータを比較すると, 揚力係数のエレベータ影響項  $CL_{\delta e}$  が予測モデル・パラメータに対してバリエーションから出ており, その差はバリエーションの170%に達しているものの, その他のパラメータではバリエーション内に十分収まっており, 良い一致を見ている. ピッチ・ダンピング  $Cm_q$  は同定モデル・パラメータが予測モデル・パラメータの97%であり, 差はそれほど大きなものではない. エレベータの効き  $Cm_{\delta e}$  も91%とかなり近い値が得られている. 抗力係数も予測モデルとかなり良く一致しており, スピード・ブレイキの効き  $CD_{\delta s}$  も予測モデル・パラメータの95%程度とほぼ等しい値が得られている. エレベータ微係数に関して, ピッチング・モーメント係数では同定パラメータが予測パラメータときわめて良く一致しているのに対し, 揚力係数では大きく異なる結果が得られた原因として, 揚力に対するエレベータの影響はピッチング・モーメントに対する影響に比べて小さいことに加えて, 図 2.2.2-1 に示すように, 同定時の入力データとして使用した軌道補足フェーズのデータにおいて, 分離時に大きなエレベータ変動あはあるものの, 前後の区間ではエレベータは比較的静定しているため, 独立変数の変動が小さいことの影響で推定が困難になった可能性が考えられる.

図 2.2.3-1 は表 2.2.3-1 の自動着陸同定モデルの定数項及び迎角の影響項のみを, 設計空力モデル(解析的構造をあてはめた予測モデルではなく, その基となったパラメトリック・モデル)と共に図示したものであり, 赤破線により自動着陸同定モデルを, 青実線により設計空力モデルを示している. 自動着陸同定モデルまわりの薄赤網掛け部は飛行試験データのばらつきの標準偏差である. 揚力係数及び抗力係数については自動着陸同定モデルと設計空力モデルが良く一致しているが, ピッチング・モーメント係数については, 各パラメータは予測モデルと比べてバリエーションの範囲内ではあ

表 2.2.3-1 縦空力モデル構造と自動着陸同定モデル

$$\begin{aligned}
 C_L &= C_{L0} + C_{L\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) + C_{L\delta e} \cdot \delta e + C_{L\delta s} \cdot \delta s \\
 C_D &= C_{D0} + C_{D\alpha^2} \cdot (\alpha - \alpha_0)^2 + C_{D\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) + C_{D\delta e} \cdot \delta e + C_{D\delta s} \cdot \delta s \\
 C_m &= C_{m0} + C_{m\alpha^2} \cdot (\alpha - \alpha_0)^2 + C_{m\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0) + C_{m\dot{q}} \cdot \dot{q} + C_{m\delta e} \cdot \delta e + C_{m\delta s} \cdot \delta s
 \end{aligned}$$

ただし,  $\alpha_0 = 8 \cdot /180$  (rad)

	$C_{L0}$	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta e}$	$C_{L\delta s}$		
予測モデル (バリエーション)	0.208 ( $\pm 0.022$ )	2.206 ( $\pm 0.401$ )	0.723 ( $\pm 0.180$ )	- 0.074		
自動着陸同定モデル (3)	0.211 (0.002)	2.320 (0.012)	0.411 (0.032)	- 0.020 (0.004)		
	$C_{D0}$	$C_{D\alpha^2}$	$C_{D\alpha}$	$C_{D\delta e}$	$C_{D\delta s}$	
予測モデル (バリエーション)	0.075 ( $\pm 0.007$ )	1.157	0.200	0.105	0.054	
自動着陸同定モデル (3)	0.075 (0.000)	1.292 (0.014)	0.186 (0.004)	- 0.025 (0.005)	0.052 (0.001)	
	$C_{m0}$	$C_{m\alpha^2}$	$C_{m\alpha}$	$C_{m\dot{q}}$	$C_{m\delta e}$	$C_{m\delta s}$
予測モデル (バリエーション)	0.008 ( $\pm 0.010$ )	- 0.277	0.034 ( $\pm 0.121$ )	- 0.794	- 0.244 ( $\pm 0.060$ )	0.017
自動着陸同定モデル (3)	0.003 (0.000)	- 0.196 (0.003)	0.015 (0.001)	- 0.768 (0.028)	- 0.224 (0.002)	0.011 (0.000)

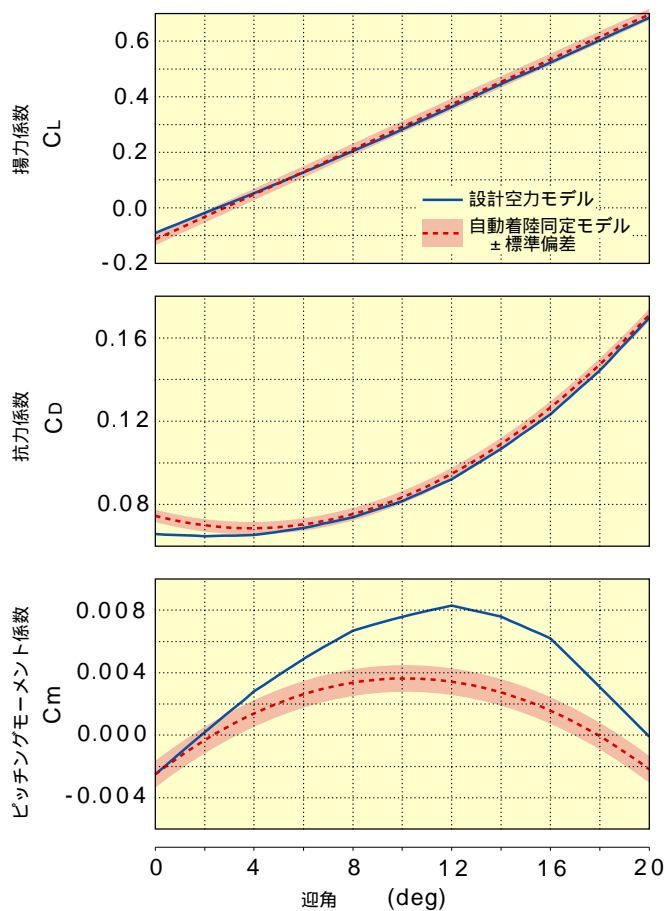


図 2.2.3-1 縦自動着陸同定モデル

るものの、設計空力モデルとは差があるように見える。ただしこの機体では縦静安定性がほぼ中立に近いため、通常のピッチング・モーメントのグラフに比べて上下に大きく拡大されていることも差が大きく見える原因となっている。

## (2) 横・方向空力モデル同定結果

ALFLEX 実験機の横・方向空力特性同定は、エルロン加振試験 2 ケース、ラダー加振試験 2 ケースのデータを一括入力して行った。表 2.2.3-2 は、これらの飛行試験データを用いて特性同定を行う際に用いたモデルの構造及び、推定された自動着陸同定モデルのパラメータを、設計空力モデルに基づいて求めた予測モデルのパラメータとともに示したものである。

縦モデルにおいて  $q$  の揚力・抗力係数への影響を無視したと同様の理由により、 $p$  及び  $r$  の横力係数への影響は含めていない。実験機の横・方向特性は迎角  $\alpha$  の変化にともなって大きく変化するが、自動着陸飛行において動的試験が実施された平衡滑空フェーズでは迎角は約  $+8^\circ$  であるため、比較対象の予測モデルは  $\alpha = +8^\circ$  における設計空力モデルに基づいて求めた。なお自動着陸同定モデルの動微係数については推定時にロールとヨーの分離が困難であったため、クロス項、すなわち  $C_{l_r}$  及び  $C_{n_p}$  は予測モデルの値に固定し、 $C_{l_p}$  及び  $C_{n_r}$  のみを推定対象としている。これら、予測モデルに固定したパラメータは、表中では [ ] により示している。その他、表中の ( ) 表示の値及び薄赤網掛け部分の意味は、表 2.2.3-1 と同様である。

自動着陸同定モデルと予測モデルのパラメータを比較すると、各係数の  $\beta$  微係数の差は全てバリエーションを越えている。この原因として、自動着陸飛行実験の横・方向動的試験では入力データ中の  $\beta$  の変動域が  $\pm 2^\circ$  程度と狭いため、その影響項の推定が困難になったことによる推定誤差の可能性がある。ただし、ここで自動着陸同定モデルの比較対象とした予測モデルは、迎角  $8^\circ$  における設計空力モデルに基づくものであるが、動的試験が行われた平衡滑空飛行中の迎角は正確に  $8^\circ$  ではなく、また迎角の計測誤差も考えられる。横・方向特性は迎角  $\alpha$  の影響を大きく受けるため、これらの影響により誤差が拡大された可能性も考えられる。ロール・ダンピング ( $C_{l_p}$ ) は予測値の 70% 程度、エルロンの効き ( $C_{l_{\delta a}}$ ) は 94%、ラダーの影響項 ( $C_{l_{\delta r}}$ ) は 86% となっており、近い値が得られている。ヨー・ダンピング ( $C_{n_r}$ ) は予測値の 74% と比較的小さな値が推定されたが、エルロンの影響項 ( $C_{n_{\delta a}}$ ) は 86%、ラダーの効き ( $C_{n_{\delta r}}$ ) は 96% となっており、いずれも近い値が得られている。

図 2.2.3-2 は、自動着陸同定モデルの定数項及び横滑り角の影響項のみを設計空力モデルと共に図示したものである。図 2.2.3-1 と同様、赤破線により自動着陸同定モデルを、青実線により設計空力モデルを、自動着陸同定モデルまわりの薄赤網掛け部により飛行試験データのばらつき標準偏

表 2.2.3-2 横・方向空力モデル構造と自動着陸同定モデル

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_{\delta a}} \delta a + C_{Y_{\delta r}} \delta r$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \hat{p} + C_{l_r} \hat{r} + C_{l_{\delta a}} \delta a + C_{l_{\delta r}} \delta r$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \hat{p} + C_{n_r} \hat{r} + C_{n_{\delta a}} \delta a + C_{n_{\delta r}} \delta r$$

	$C_{Y_0}$	$C_{Y_\beta}$		$C_{Y_{\delta a}}$	$C_{Y_{\delta r}}$	
予測モデル (バリエーション)	0.001 (± 0.006)	- 0.654 (± 0.111)		- 0.043 (± 0.010)	0.191 (± 0.063)	
自動着陸同定モデル (3)	0.001 (0.000)	- 0.883 (0.027)		- 0.173 (0.020)	0.227 (0.010)	
	$C_{l_0}$	$C_{l_\beta}$	$C_{l_p}$	$C_{l_r}$	$C_{l_{\delta a}}$	$C_{l_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	- 0.000 (± 0.004)	- 0.181 (± 0.034)	- 0.269	0.074	- 0.142 (± 0.022)	0.064 (± 0.017)
自動着陸同定モデル (3)	0.000 (0.000)	- 0.115 (0.004)	- 0.190 (0.014)	[ 0.074]	- 0.133 (0.003)	0.055 (0.001)
	$C_{n_0}$	$C_{n_\beta}$	$C_{n_p}$	$C_{n_r}$	$C_{n_{\delta a}}$	$C_{n_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	- 0.001 (± 0.001)	- 0.048 (± 0.023)	0.121	- 0.436	0.044 (± 0.014)	- 0.108 (± 0.024)
自動着陸同定モデル (3)	- 0.001 (0.000)	- 0.020 (0.005)	[ 0.121]	- 0.226 (0.050)	0.038 (0.003)	- 0.106 (0.002)

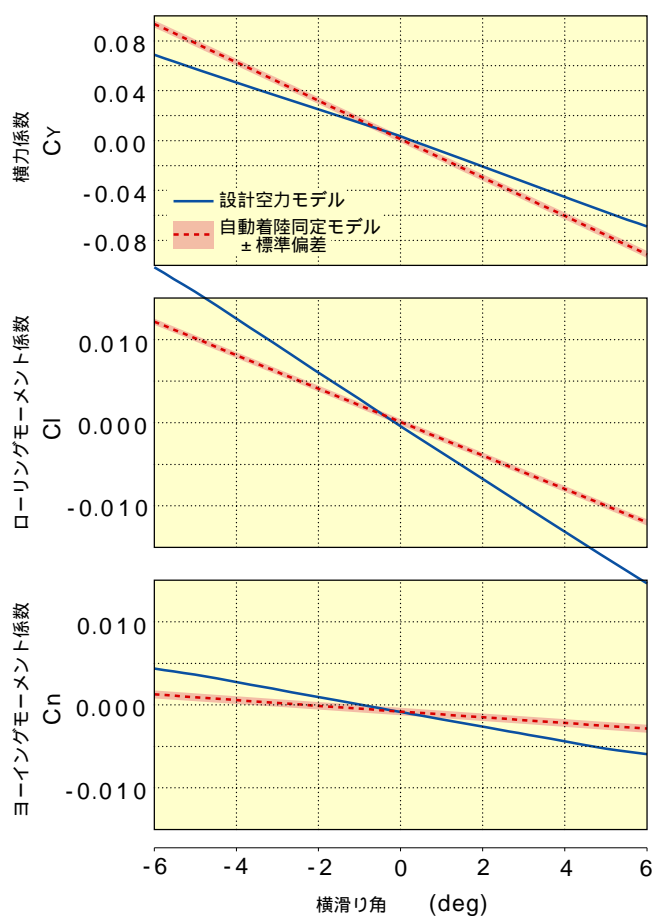


図 2.2.3-2 横・方向自動着陸同定モデル( = 8')

差を、それぞれ示している。パラメータ比較において見られた  $\beta$  微係数の差が目立つが、非対称性については、両モデルで近い特性が得られている。

### 2.2.4 準静的飛行試験による釣り合い空力特性推定

ALFLEX の自動着陸飛行実験は飛行時間が 40 秒程度と短い上に、機体を所定の滑走路に着陸させる必要があるため、長時間を要し、また迎角、横滑り角を広い範囲で変動させるスイープ試験を行うことは不可能である。しかしながら、全 13 フライトの内、動的試験を実施しなかった 5 フライトの平衡滑空フェーズでは釣り合い飛行が行われているため、これら 5 フライトの平衡滑空データを解析することにより、わずか1点ではあるが釣り合い特性の評価を行うこととした。

#### (1) 縦釣り合い空力特性推定結果

図 2.2.4-1 は縦釣り合い特性について、2.1.2(1)項に示した手法に従って平衡滑空フェーズの飛行データから得られた推定釣り合い特性を緑ドットにより、2.1.2(3)項に示した手法に従って自動着陸同定モデル(表 2.2.3-1 あるいは図 2.2.3-1 に示したもの)から得られた同定釣り合い特性を赤破線によ

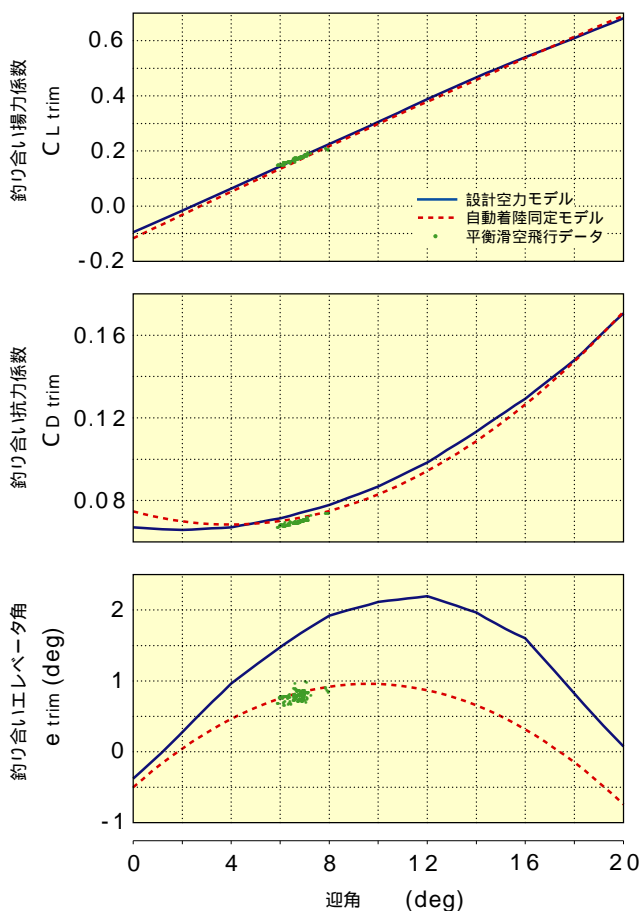


図 2.2.4-1 縦自動着陸釣り合い特性

り、重ね書きしたものである。また参考比較のため、2.1.2(2)項に示した手法に従って設計空力モデルから得られた予測釣り合い特性を青実線で示す。

この図から自動着陸同定モデルによる同定釣り合い特性と平衡滑空データによる推定釣り合い特性の一致度を評価すると、両結果(赤破線と緑ドット)は良く一致しており、釣り合いエレベータ角以外の結果では設計空力モデルによる予測釣り合い特性(青実線)とも良く一致している。釣り合いエレベータ角については飛行試験結果(同定釣り合い特性及び推定釣り合い特性)と風洞試験結果(設計空力モデルによる予測釣り合い特性)との間には差が見られ、どちらかが誤差を持つことを示している。

## (2) 横・方向釣り合い空力特性推定結果

図 2.2.4-2 は、横・方向釣り合い特性について、平衡滑空飛行データから得られた推定釣り合い特性(緑ドット)を、自動着陸同定モデル及び設計空力モデルからそれぞれ得られた同定釣り合い特性(赤破線)及び予測釣り合い特性(青実線)と重ね書きしたものである。

平衡滑空飛行は対称飛行であるため、空力非対称性の確認に限られるが、この範囲で3者に不整

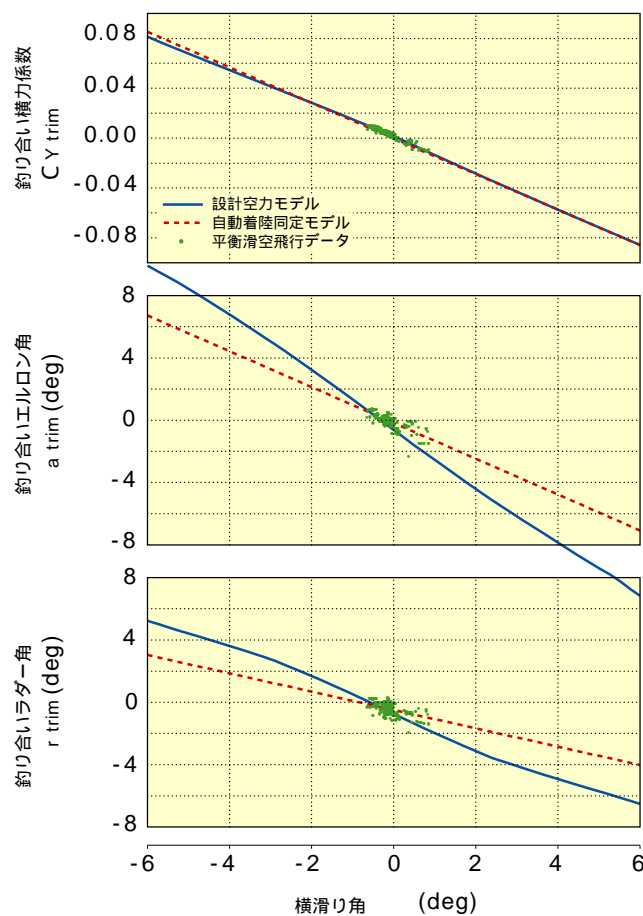


図 2.2.4-2 横・方向自動着陸釣り合い特性(  $\alpha = 8^\circ$  )

合は見られない。なお、釣り合いエルロン舵角及びラダー舵角における同定釣り合い特性と予測釣り合い特性の差は、図 2.2.3-2 に示した自動着陸同定モデルと設計空力モデルの差によるものである。一方、図 2.2.3-2 の横力係数(舵角 0 のクリーン形態)には両モデルに差が見られるにもかかわらず、図 2.2.4-2 の釣り合い横力係数(舵角は釣り合い舵角)には差がほとんど見られないのは、両モデルの釣り合い舵角の差により、クリーン形態の差が相殺されたためである。

### 2.2.5 問題点

縦の空力モデル同定では、平衡滑空中のエレベータ加振データだけではなく、分離直後の軌道捕捉フェーズのデータも使用することにより、 $\alpha$  の変動幅は確保できた結果、 $\alpha$  微係数は設計空力モデルと大差なく、信頼できるデータが得られたと考えられるが、軌道補足フェーズのデータではエレベータの変動が十分ではなく、これを使用することによりエレベータ微係数の信頼性が劣化した可能性がある。

一方、横・方向の空力モデル同定では、設計空力モデルとの間で  $\beta$  微係数にはかなりの差が見られた。これは飛行試験において十分な  $\beta$  の変動幅をとることができなかったために  $\beta$  微係数の推定に誤差が生じたことが原因と考えられる。また、横・方向特性は、迎角  $\alpha$  の影響を大きく受けるため、迎角を変化させた複数の釣り合い状態での動的データを取得し、モデル同定を行うべきであるが、ALFLEX では飛行の制約によりかなわなかった。

準静的試験に関しては、ALFLEX では飛行の制約により実施できず、取得できたのは平衡滑空飛行状態のわずか 1 点のデータのみであった。このため、同定モデルの確認としては不十分であった。

このように、宇宙往還機に特有の低揚抗比形状では、低速飛行領域の飛行において通常の飛行パターンを取っている限り、十分な飛行時間が確保できず、運動に厳しい制約が加わるため、空力特性の推定に必要なデータが十分に取得できないことが明らかになった。



### 2.3 まとめ

本章では従来手法による空力モデル同定法と、それを ALFLEX 飛行試験に適用した結果について述べた。ALFLEX 空力モデル同定では、特性同定用に取得したデータに加えて軌道補足時のデータを用いる等、モデルの独立変数の変動範囲を大きくする工夫を行ったが、それでもエレベータ、横滑り角等の変動が十分ではなく、対応する微係数の推定結果の信頼性に疑問が残った。このように、飛行時間が短く、飛行中に大きな姿勢変動を伴う運動を起こすことが困難な機体の空力特性推定では従来からの手法では限界があり、新たな飛行パターンを実現する手法の考案が必要と考えられる。



## 第3章

### 懸吊飛行による低速空力特性推定

- 3.1 懸吊飛行の概要
- 3.2 懸吊飛行による空力特性推定手法
- 3.3 懸吊風洞試験による手法の確認
- 3.4 ALFLEX 懸吊飛行試験による手法の実証
- 3.5 総合比較評価
- 3.6 まとめ



## 第3章 懸吊飛行による低速空力特性推定

前章に示したように、限定された飛行を行う宇宙往還機形状の低速飛行領域では、従来から行われている飛行に基づく空力特性推定手法を用いると、モデルの独立変数(運動に関する状態変数及び制御入力)の変動範囲を十分に大きくとることができず、有効な空力特性推定が困難である。そこで、このような機体に対しても有効な空力特性推定が可能となる飛行データを取得するための新たな飛行試験手法を提案し、飛行試験による検証を行った。提案する手法は、懸吊飛行試験、すなわち、実験機を、その重心位置に設置された2自由度ジンバルを介し、母機ヘリコプターから1本のケーブルで支持して飛行する試験法を用いるものである。この懸吊飛行試験に対して、既に確立されていたケーブル支持方式動的風洞試験による空力特性推定技術を応用し、特性推定を行うことを考案した。懸吊飛行形態では、機体の運動は基本的に母機ヘリコプターの運動によるため、母機に大きな影響を与えない範囲で、自由飛行に比べて制約の少ない運動、すなわち、広い範囲の独立変数の変動や、準静的試験が実現し、特性推定精度の向上が可能になると考えた。提案した手法は、まず、風洞の中で懸吊飛行を行う懸吊風洞試験によって懸吊飛行試験による空力特性推定のシミュレーションを行い、その妥当性を確認した後、ALFLEXの懸吊飛行試験に適用した。ALFLEXでは、自動着陸飛行実験に先立って、制御系の機能確認を主目的として懸吊飛行が予定されていたため、これを活用して空力特性を推定することは、自動着陸飛行実験に向けた確認の意味でも合理的であった。

本章では、まず3.1節において懸吊飛行の概要を、続いて3.2節で懸吊飛行による空力特性推定手法について、3.3節で懸吊風洞試験の概要及びそれによる手法の確認結果を、3.4節では実際のALFLEX懸吊飛行試験による手法の実証結果を、それぞれ述べ、3.5節において風洞試験及び懸吊飛行試験の結果を総合的に示し、最後に3.6節にて結果をまとめる。

### 3.1 懸吊飛行の概要

懸吊飛行試験は、実験機の胴体上部に開口部を設け、設計重心位置(機体基準点)に設置された2自由度(ピッチ, ロール)ジンバルを介して実験機を母機ヘリコプターから1本のケーブルで支持して飛行するものであり、実験機は3軸まわりの回転と、前後/左右の並進運動の合計5自由度を有する。この懸吊飛行試験により、ALFLEX 実験機の空力特性の推定を行うものであるが、ALFLEXでは、本来、自動着陸飛行実験に先だつシステムの最終機能確認、特に制御系の機能確認を目的として、懸吊飛行試験が計画されていた。懸吊飛行では実験機は3自由度の回転の自由度を持つため、飛行制御系については図 2.2.1-8 に示したように、誘導系からの入力コマンドが、自由飛行時の垂直加速度コマンドから迎角コマンドに変わるのみで自由飛行とほぼ同一の制御系を用いることが可能であり、その機能確認を行うことができる。また、自動着陸飛行実験では、懸吊飛行状態を経て実験機を分離することにより、実験機の姿勢制御が確立された状態から大きな状態変化のないスムーズな分離が可能となる<sup>78), 79)</sup>。

ALFLEX 実験機は固有不安定(非制御時には不安定)であるため、基地から飛行試験空域まで輸送する際には機体を安定化させるための懸吊装置が用いられる。実験機は懸吊装置と合体した形態で3本のケーブルにより母機のヘリコプターに懸吊されて試験空域まで輸送された後(図 2.2.1-6(a)参照)、姿勢制御系を作動させると同時に懸吊装置に装備されたウィンチから実験機を懸吊するケーブルを徐々に展張し、5自由度懸吊飛行に移る(図 2.2.1-6(b)参照)。図 3.1-1 に5自由度懸吊飛行の概念図を示す。5自由度懸吊飛行状態では、実験機の電力は母機ヘリコプターから、懸吊ケーブルに沿って設置されたアンビリカル・ケーブルを介して供給される。また、分離前の電源内外切り替え(母機電源→実験機内部電池)コマンド及び分離コマンドも、母機からアンビリカル・ケーブルを介して実験機に伝送される。懸吊飛行試験ではこの5自由度懸吊状態で各種試験を行い、必要なデータを取得した後は再度ウィンチによりケーブルを巻き戻し、合体形態に戻って基地に帰投する。なお、自動着陸飛行実験の場合は、5自由度懸吊状態から図 3.1-1 に示した分離装置の部分で実験機を分離し、母機ヘリコプターは懸吊装置単体を吊した状態で基地に帰投する。

この5自由度懸吊飛行を、空力特性の推定に活用するものであるが、このように機体を重心位置において1本のケーブルで懸吊して飛行する試験は世界初であり、当然その形態を利用して空力特性推定を行うことも、世界初である。

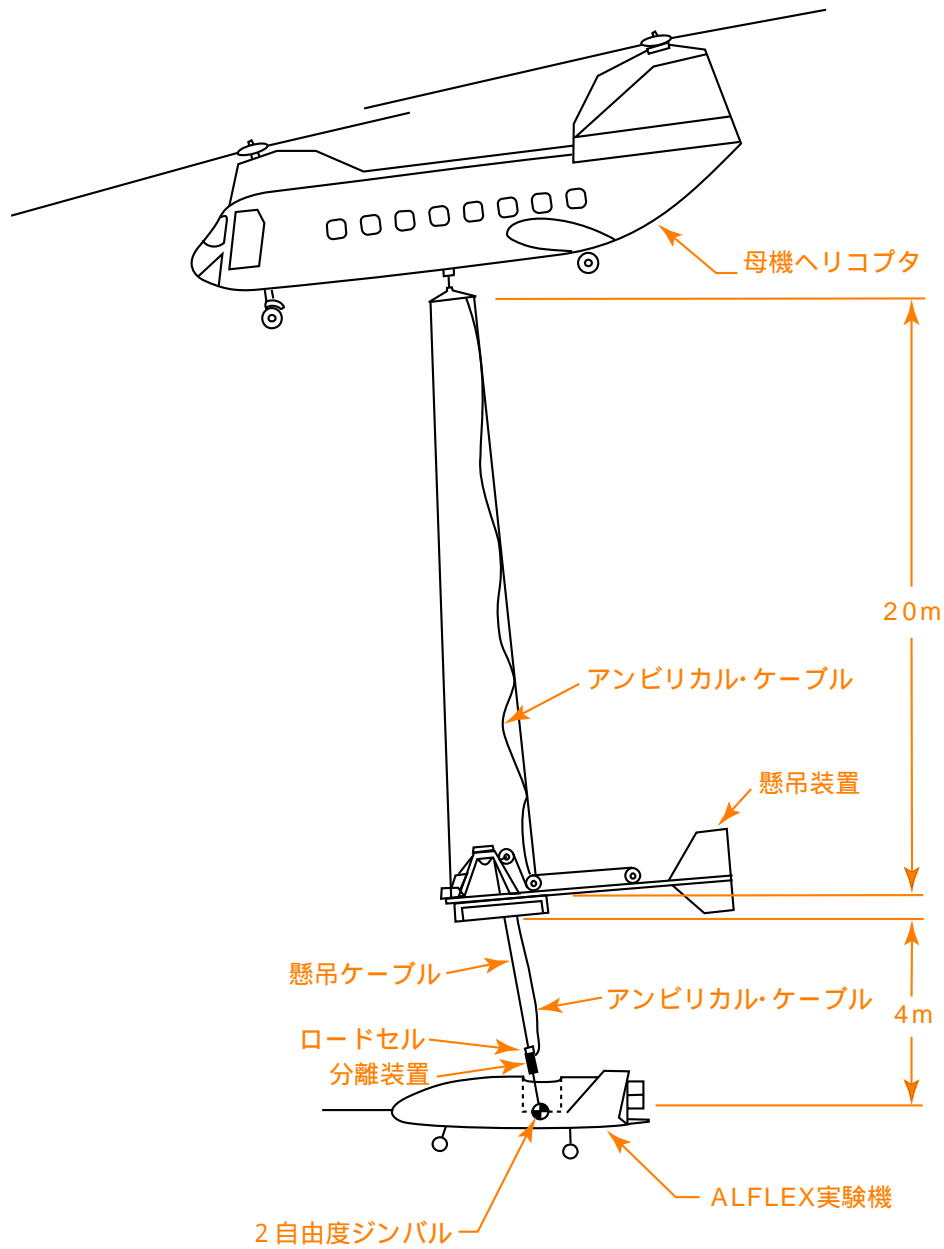


図 3.1-1 5自由度懸吊飛行

## 3.2 懸吊飛行による空力特性推定手法

本節では、懸吊飛行による空力特性推定の手法について述べる。

### 3.2.1 動的飛行試験による空力モデル同定

#### (1) 飛行試験データによる空力モデル同定

懸吊飛行試験では自動着陸飛行においても行われたエレベータ、エルロンあるいはラダーの制御系出力コマンドに M 系列信号等を重畳入力する舵面加振試験(その間、 $\alpha$ 、 $\beta$  及び  $\Phi$  コマンドは一定値保持)に加えて、制御系への入力コマンドである  $\alpha$ 、 $\beta$  あるいは  $\Phi$  コマンドにステップコマンドを入力するコマンドステップ入力試験(その間、ステップを入力しないコマンドは一定値を保持)等が実施可能である。また、懸吊飛行では、複数の異なる釣り合い状態(例えば異なる釣り合い迎角)において動的試験が実施可能であり、それにより得られた複数ケースの動的データを一括処理することにより入力データにおける独立変数の変動幅を広げることも可能である。

懸吊飛行での動的飛行試験データによる空力モデル同定は、2.1.1(1)項に示した自由飛行による従来手法と同じく、6 自由度 FPR と、空力モデル同定の 2 ステップから構成される。

FPR は、機体がどのような力及びモーメントで運動しているかにはよらないため、自由飛行時と全く同様である(付録 1 参照)。

空力モデル同定では、自由飛行時には機体に作用する外力は空気力のみであったのに対し、懸吊飛行では外力は空気力とケーブル力の和となる。このため、空気力を得るために、機体に作用する全外力からケーブル力を減ずる作業が必要となる。すなわち、(2.1.1-14)～(2.1.1-16)を、下式で置き換える。

$$C_x = (m \cdot a_x - T_c \cdot \cos \Phi_G \cdot \sin \Theta_G) / (q_\infty \cdot S) \quad (3.2.1-1)$$

$$C_y = (m \cdot a_y + T_c \cdot \sin \Phi_G) / (q_\infty \cdot S) \quad (3.2.1-2)$$

$$C_z = (m \cdot a_z + T_c \cdot \cos \Phi_G \cdot \cos \Theta_G) / (q_\infty \cdot S) \quad (3.2.1-3)$$

ここで、 $T_c$  は懸吊ケーブルの張力、 $\Phi_G$  及び  $\Theta_G$  は懸吊ケーブルが機体となす角度(ジンバル角)であり、図 3.2.1-1 のように定義される。この角度は試験ではジンバルに取り付けられたポテンショメータにより直接計測される。 $C_x$  及び  $C_z$  を、(2.1.1-17)及び(2.1.1-18)式により安定軸系に変換すれば  $C_L$  及び  $C_D$  が得られる。

$$C_L = C_x \cdot \sin \alpha - C_z \cdot \cos \alpha \quad (2.1.1-17)$$

$$C_D = - C_x \cdot \cos \alpha - C_z \cdot \sin \alpha \quad (2.1.1-18)$$



一方、モーメント係数については、ケーブルは、機体基準点(空力基準点)で機体に取り付けられているため、機体基準点回りのモーメントは発生しない。したがって、(2.1.1-19)~(2.1.1-21)を、そのまま用いることができる。

$$C_m = \{I_y \cdot \dot{q} - r \cdot p \cdot (I_z - I_x) - r^2 \cdot I_{zx} + p^2 \cdot I_{zx}\} / (q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}) + (-C_x \cdot z_{CG} + C_z \cdot x_{CG}) / \bar{c} \quad (2.1.1-19)$$

$$C_l = \{I_x \cdot \dot{p} - I_{zx} \cdot \dot{r} - q \cdot r \cdot (I_y - I_z) - p \cdot q \cdot I_{zx}\} / (q_\infty \cdot S \cdot b) + (-C_z \cdot y_{CG} + C_y \cdot z_{CG}) / b \quad (2.1.1-20)$$

$$C_n = \{I_z \cdot \dot{r} - I_{zx} \cdot \dot{p} - p \cdot q \cdot (I_x - I_y) + q \cdot r \cdot I_{zx}\} / (q_\infty \cdot S \cdot b) + (-C_y \cdot x_{CG} - C_x \cdot y_{CG}) / b \quad (2.1.1-21)$$

これ以外については、2.2.2(1)項と全く同様の方法により、空力モデル同定を行う。

## (2) 設計空力モデルによる空力モデルの予測

懸吊飛行試験による同定モデルの比較対象とする予測モデルについても、2.1.1(2)項と全く同様であり、設計モデルに対して、空力モデル同定に使用した懸吊飛行での動的運動データにおける独立変数変動範囲で、同じモデル構造を当てはめることにより求める。

### 3.2.2 準静的飛行試験による釣り合い空力特性推定

懸吊飛行試験では、ALFLEX の自動着陸飛行では実施できない縦釣り合い特性推定のための  $\alpha$  スウィープ試験(横滑り角  $\beta$  コマンド及びロール角  $\Phi$  コマンドは 0 保持)と、横・方向釣り合い特性推定のための  $\beta$  スウィープ試験(迎角  $\alpha$  コマンドは初期釣り合い値保持, ロール角  $\Phi$  コマンドは 0 保持)を行う。

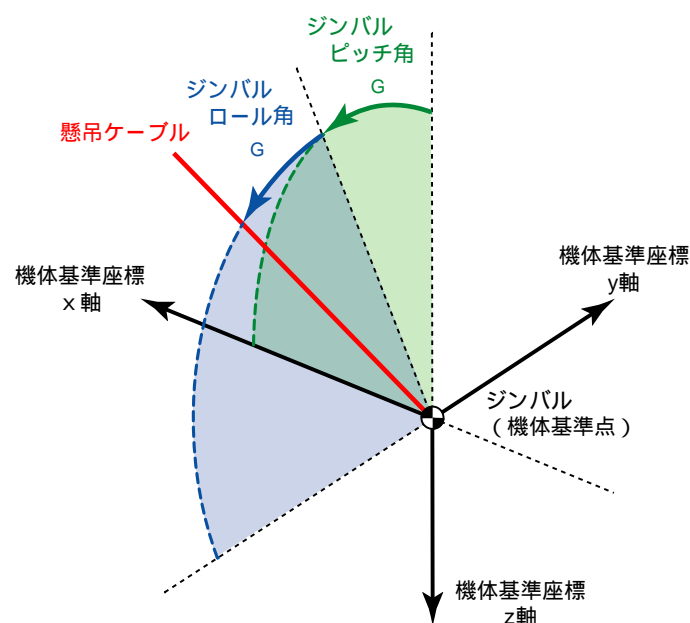


図 3.2.1-1 ジンバル角の定義

(1) 釣り合い精度の確認

$\alpha$  スウィープ試験,  $\beta$  スウィープ試験では機体が極端な加速度運動, 回転運動を行わずに準静的に姿勢変化を行っていることが要求される. ここでは, この釣り合い精度の確認を行う手法を示す.

機体が要求どおり釣り合い状態にあるときには, 加速度計出力値と重力加速度の 3 軸方向の成分の合計は 0 となる.

$$a_x - g \cdot \sin\Theta = 0 \quad (3.2.2-1)$$

$$a_y + g \cdot \cos\Theta \cdot \sin\Phi = 0 \quad (3.2.2-2)$$

$$a_z + g \cdot \cos\Theta \cdot \cos\Phi = 0 \quad (3.2.2-3)$$

なぜなら重力加速度は機体に作用する重力を, 加速度計出力値は機体に作用する重力以外の外力(この場合は空気力とケーブル張力の合力)を各々機体質量で除したものを表し, 機体が加速度運動をしていなければ力の釣り合い条件から(3.2.2-1)~(3.2.2-3)式が成立する. したがって機体が釣り合い状態にあれば( $a_x : g \cdot \sin\Theta$ ), ( $a_y : -g \cdot \cos\Theta \cdot \sin\Phi$ ), ( $a_z : -g \cdot \cos\Theta \cdot \cos\Phi$ )をクロスプロットすると原点を通る右上がり 45°の直線に乗ることになり, このばらつきを見ることによって試験における釣り合い精度の確認ができる.

(2) 飛行試験データによる釣り合い舵角及び釣り合い空力係数の推定

懸吊飛行における準静的飛行においても, 自由飛行時と同じく釣り合い状態が保たれていると考えて良いが, この際, 機体には自由飛行時に機体に作用する重力, 空気力に加えてケーブル力が作用している. ケーブルは機体基準点において機体に結合されているため, 仮に機体重心が機体基準点(設計重心位置)に一致していればケーブル力は機体重心回りにモーメントを発生せず, 釣り合い舵角は自由飛行時と一致する. しかしながら一般には重心位置と機体基準点は一致しないため, ケーブル力による重心回りのモーメントが発生し, 釣り合い舵角は自由飛行時と異なる. このため, 懸吊飛行により自由飛行状態での釣り合い状態を直接評価することはできず, あくまでも同定モデルの検証のためのデータとなる.

このような制約の下ではあるが, 懸吊飛行における釣り合い舵角が,  $\alpha$  スウィープ試験からはエレベータ舵角  $\delta e$  が迎角  $\alpha$  のみの関数として,  $\beta$  スウィープ試験からはエルロン舵角  $\delta a$  及びラダー舵角  $\delta r$  が横滑り角  $\beta$  のみの関数として得られる.

$$\delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0} = \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha) \quad (3.2.2-4)$$

$$\delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0} = \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta) \quad (3.2.2-5)$$

$$\delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0} = \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta) \quad (3.2.2-6)$$

ここで、 $\beta_0$  及び  $\alpha_0$  は、それぞれ  $\alpha$  スウィープ試験及び  $\beta$  スウィープ試験が実施された初期釣り合い飛行時の横滑り角及び迎角であり、 $\alpha$  スウィープ試験では  $\beta_0$  を、 $\beta$  スウィープ試験では  $\alpha_0$  を保ちつつ準静的運動を行う(通常  $\beta_0 = 0$ )。

一方、懸吊釣り合い状態における空気力係数は、自由飛行時の対応する計算式(2.1.2-4)～(2.1.2-6)式からケーブル力を減じることで、縦については迎角  $\alpha$ 、横・方向については横滑り角  $\beta$  のみの関数として得られる。

$$C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = (m \cdot a_x - T_c \cdot \cos \Phi_G \cdot \sin \Theta_G) / (q_\infty \cdot S) = C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (3.2.2-7)$$

$$C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = (m \cdot a_y + T_c \cdot \sin \Phi_G) / (q_\infty \cdot S) = C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (3.2.2-8)$$

$$C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = (m \cdot a_z + T_c \cdot \cos \Phi_G \cdot \cos \Theta_G) / (q_\infty \cdot S) = C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (3.2.2-9)$$

$C_x$  及び  $C_z$  を、(2.1.2-7)及び(2.1.2-8)式と同様に安定軸系に変換すれば  $C_{L_{\text{trim}}}$  及び  $C_{D_{\text{trim}}}$  が、それぞれ迎角  $\alpha$  のみの関数として得られる。

$$C_{L_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \sin \alpha - C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \cos \alpha = C_{L_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (3.2.2-10)$$

$$C_{D_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = -C_{X_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \cos \alpha - C_{Z_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \sin \alpha = C_{D_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (3.2.2-11)$$

また、重心周りの3軸空力モーメントが0であることから、下式が得られる。

$$C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}} \cdot \bar{c} - m \cdot a_z / (q_\infty \cdot S) \cdot x_{CG} + m \cdot a_x / (q_\infty \cdot S) \cdot z_{CG} = 0 \quad (3.2.2-12)$$

$$C_{l_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} \cdot b - m \cdot a_y / (q_\infty \cdot S) \cdot z_{CG} + C_{z_0} \cdot y_{CG} = 0 \quad (3.2.2-13)$$

$$C_{n_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} \cdot b - C_{x_0} \cdot y_{CG} + m \cdot a_y / (q_\infty \cdot S) \cdot x_{CG} = 0 \quad (3.2.2-14)$$

ここで、 $m \cdot a_x$ 、 $m \cdot a_y$ 、 $m \cdot a_z$  は、機体に作用する重力以外の外力、すなわち空気力とケーブル力の合力の機体軸  $x$ 、 $y$ 、 $z$  軸方向成分を表す。重心位置に働く  $C_{x_0}$  及び  $C_{z_0}$  は初期釣り合い飛行時の  $C_x$  及び  $C_z$  であり、初期釣り合い状態の  $a_x$ 、 $a_z$ 、 $q_\infty$  及び  $T_c$ 、 $\Phi_G$ 、 $\Theta_G$  を(3.2.2-7)及び(3.2.2-9)に代入することにより求める。こうして釣り合いモーメント係数が、縦については迎角  $\alpha$ 、横・方向については横滑り角  $\beta$  のみの関数として、次のように推定される。

$$C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = \{ m \cdot a_z / (q_\infty \cdot S) \cdot x_{CG} - m \cdot a_x / (q_\infty \cdot S) \cdot z_{CG} \} / \bar{c} = C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (3.2.2-15)$$

$$C_{l_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = \{ m \cdot a_y / (q_\infty \cdot S) \cdot z_{CG} - C_{z_0} \cdot y_{CG} \} / b = C_{l_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (3.2.2-16)$$

$$C_{n_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = \{ C_{x_0} \cdot y_{CG} - m \cdot a_y / (q_\infty \cdot S) \cdot x_{CG} \} / b = C_{n_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (3.2.2-17)$$

(3.2.2-10), (3.2.2-11), (3.2.2-15)及び(3.2.2-8), (3.2.2-16), (3.2.2-17)により, 釣り合い 6 分力係数が推定された。(以下, 推定釣り合い特性)

### (3) 設計空力モデルによる釣り合い舵角及び釣り合い空力係数の予測

このようにして懸吊飛行試験から得られた推定釣り合い空力特性は, 設計空力モデルに基づいて推定される釣り合い特性(以下, 予測釣り合い特性)と比較, 評価を行う。

予測釣り合い特性の計算手法は次のとおりである。

懸吊釣り合い飛行状態では, 力の釣り合いと, 重心回りのモーメントの釣り合いより, 以下の関係式が得られる。

$$C_{X'} = C_w \cdot \sin\alpha \quad (3.2.2-18)$$

$$C_{Y'} = 0 \quad (3.2.2-19)$$

$$C_{Z'} = -C_w \cdot \cos\alpha \quad (3.2.2-20)$$

$$C_m - C_{Z'} \cdot x_{CG} + C_{X'} \cdot z_{CG} = 0 \quad (3.2.2-21)$$

$$C_l - C_{Y'} \cdot z_{CG} + C_{Z'} \cdot y_{CG} = 0 \quad (3.2.2-22)$$

$$C_n - C_{X'} \cdot y_{CG} + C_{Y'} \cdot x_{CG} = 0 \quad (3.2.2-23)$$

ただし, 懸吊飛行は飛行経路角  $\gamma = 0$ , ロール角  $\Phi = 0$  で実施されるとしている。また,  $C_{X'}$ ,  $C_{Y'}$ ,  $C_{Z'}$  は, 空気力とケーブル力の合力の機体軸  $x$ ,  $y$ ,  $z$  成分,  $C_w$  は機体重量を動圧と基準面積で除することにより無次元化したものであり, それぞれ次のように表される。

$$C_{X'} \overset{\Delta}{=} C_X + T_c \cdot \cos\Phi_G \cdot \sin\Theta_G / (q_{\infty} \cdot S) \quad (3.2.2-24)$$

$$C_{Y'} \overset{\Delta}{=} C_Y - T_c \cdot \sin\Phi_G / (q_{\infty} \cdot S) \quad (3.2.2-25)$$

$$C_{Z'} \overset{\Delta}{=} C_Z - T_c \cdot \cos\Phi_G \cdot \cos\Theta_G / (q_{\infty} \cdot S) \quad (3.2.2-26)$$

$$C_w \overset{\Delta}{=} m \cdot g / (q_{\infty} \cdot S) \quad (3.2.2-27)$$

(3.2.2-18)～(3.2.2-23)と(3.2.2-27)から  $C_{X'}$ ,  $C_{Y'}$ ,  $C_{Z'}$  及び  $C_w$  を消去すると, 以下の3式が得られる。

$$C_m + m \cdot g / (q_{\infty} \cdot S) \cdot (\cos\alpha \cdot x_{CG} + \sin\alpha \cdot z_{CG}) = 0 \quad (3.2.2-28)$$

$$C_l - m \cdot g / (q_{\infty} \cdot S) \cdot \cos\alpha \cdot y_{CG} = 0 \quad (3.2.2-29)$$

$$C_n - m \cdot g / (q_{\infty} \cdot S) \cdot \sin\alpha \cdot y_{CG} = 0 \quad (3.2.2-30)$$

懸吊飛行は一定速度で実施されるとして, その動圧を  $q_{\infty 0}$  とし, また, 釣り合い状態であることから, 設

計空力モデルのモーメント係数(2.1.1-29), (2.1.1-31), (2.1.1-32)において3軸回り角速度  $p$ ,  $q$  及び  $r$  を0として(3.2.2-28)~(3.2.2-30)に代入すると, これらの3式は  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\delta e$ ,  $\delta a$ 及び  $\delta r$ のみの連立方程式となるので, これから  $\delta e$ ,  $\delta a$ 及び  $\delta r$ を解くことにより, 釣り合い舵角が  $\alpha$  及び  $\beta$  のパラメトリックな関数として得られる.

$$\delta e_{\text{trim}} = \delta e_{\text{trim}}(\alpha, \beta) \quad (3.2.2-31)$$

$$\delta a_{\text{trim}} = \delta a_{\text{trim}}(\alpha, \beta) \quad (3.2.2-32)$$

$$\delta r_{\text{trim}} = \delta r_{\text{trim}}(\alpha, \beta) \quad (3.2.2-33)$$

ここで, 迎角及び横滑り角に準静的飛行試験における値を代入することにより, (3.2.2-4)~(3.2.2-6)に対応する予測釣り合い舵角が, エレベータについては迎角  $\alpha$ , エルロン及びラダーについては横滑り角  $\beta$  のみの関数として得られる.

$$\delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0} = \delta e_{\text{trim}}(\alpha, \beta_0) = \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha) \quad (3.2.2-34)$$

$$\delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0} = \delta a_{\text{trim}}(\alpha_0, \beta) = \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta) \quad (3.2.2-35)$$

$$\delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0} = \delta r_{\text{trim}}(\alpha_0, \beta) = \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta) \quad (3.2.2-36)$$

釣り合い空力係数については, 自由飛行時の(2.1.2-24)~(2.1.2-29)と同様に, 飛行試験における独立変数値を設計空力モデル(2.1.1-27)~(2.1.1-32)に代入したものを使用することとすると, 縦については迎角  $\alpha$ , 横・方向については横滑り角  $\beta$  のみの関数として求まる.

$$C_{L_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = C_L(\alpha, \beta_0, \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha), \delta a_0, \delta r_0) = C_{L_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (3.2.2-37)$$

$$C_{D_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = C_D(\alpha, \beta_0, \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha), \delta a_0, \delta r_0) = C_{D_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (3.2.2-38)$$

$$C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}} = C_m(\alpha, \beta_0, \delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha), \delta a_0, \delta r_0) = C_{m_{\text{trim } \beta=\beta_0}}(\alpha) \quad (3.2.2-39)$$

$$C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = C_Y(\alpha_0, \beta, \delta e_0, \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta), \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)) = C_{Y_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (3.2.2-40)$$

$$C_{l_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = C_l(\alpha_0, \beta, \delta e_0, \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta), \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)) = C_{l_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (3.2.2-41)$$

$$C_{n_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}} = C_n(\alpha_0, \beta, \delta e_0, \delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta), \delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)) = C_{n_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}}(\beta) \quad (3.2.2-42)$$

ここで,  $\beta_0$ ,  $\delta a_0$ ,  $\delta r_0$  は,  $\alpha$  スウィープ試験が実施された初期釣り合い飛行時の横滑り角, エルロン舵角及びラダー舵角であり,  $\alpha_0$ ,  $\delta e_0$  は  $\beta$  スウィープ試験が実施された初期釣り合い飛行時の迎角及びエレベータ舵角である. また,  $\delta e_{\text{trim } \beta=\beta_0}(\alpha)$ ,  $\delta a_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)$ 及び  $\delta r_{\text{trim } \alpha=\alpha_0}(\beta)$ は(3.2.2-4)~(3.2.2-6)で与えられた  $\alpha$  スウィープ試験及び  $\beta$  スウィープ試験において計測された舵角である. 以上で(3.2.2-10), (3.2.2-11), (3.2.2-15)及び(3.2.2-8), (3.2.2-16), (3.2.2-17)に対応する予測釣り合い空力係数が得ら

れた。

最後に釣り合いケーブル力係数とジンバル角を求める。(3.2.2-18)~(3.2.2-20)に(3.2.2-24)~(3.2.2-26)を代入し、さらに(2.1.1-17)及び(2.1.1-18)を用いて  $C_x$ ,  $C_z$  を  $C_L$ ,  $C_D$  に変換すると、以下の3式が得られる。

$$C_c \cdot \cos\Phi_G \cdot \cos(\Theta_G - \alpha) = C_w - C_L \quad (3.2.2-43)$$

$$C_c \cdot \cos\Phi_G \cdot \sin(\Theta_G - \alpha) = C_D \quad (3.2.2-44)$$

$$C_c \cdot \sin\Phi_G = C_Y \quad (3.2.2-45)$$

ここで、 $C_c$  はケーブル力係数であり、ケーブル張力  $T_c$  を空力係数と同様に(動圧×基準面積)で除したものである。

$$C_c = \frac{\Delta}{T_c} / (q_\infty \cdot S) \quad (3.2.2-46)$$

(3.2.2-43)~(3.2.2-45)に(3.2.2-27)の  $C_w$  を代入し、 $C_c$ ,  $\Theta_G$  及び  $\Phi_G$  について解くと以下のとおりとなる。

$$C_{c \text{ trim}} = \sqrt{ \{ m \cdot g / (q_\infty \cdot S) - C_{L \text{ trim}} \}^2 + C_{D \text{ trim}}^2 + C_{Y \text{ trim}}^2 } \quad (3.2.2-47)$$

$$\Theta_{G \text{ trim}} = \tan^{-1} [ C_{D \text{ trim}} / \{ m \cdot g / (q_\infty \cdot S) - C_{L \text{ trim}} \} ] + \alpha \quad (3.2.2-48)$$

$$\Phi_{G \text{ trim}} = \sin^{-1} (C_{Y \text{ trim}} / C_{c \text{ trim}}) \quad (3.2.2-49)$$

ただし釣り合い状態と言うことで、添え字 trim をつけている。 $C_{L \text{ trim}}$ ,  $C_{D \text{ trim}}$ ,  $C_{Y \text{ trim}}$  は(3.2.2-37), (3.2.2-38)及び(3.2.2-40)で示され、迎角  $\alpha$  もしくは横滑り角  $\beta$  の関数である。これらを  $\alpha$  スウィープ試験,  $\beta$  スウィープ試験の結果と重ね書きすれば、懸吊飛行試験による推定釣り合い特性と設計空力モデルによる予測釣り合い特性の比較が可能となる。

#### (4) 同定空力モデルによる釣り合い舵角及び釣り合い空力係数の計算

自由飛行の場合と同様に、準静的飛行試験による推定釣り合い空力特性、設計モデルによる予測釣り合い特性に加え、動的飛行試験による同定モデルの評価を行うため、同定モデルによる釣り合い特性(同定釣り合い特性)を求め、上記の準静的飛行試験による  $\alpha$  スウィープによる特性、設計モデルによる特性と比較することにより、同定モデルの評価を行う。

手法は自由飛行時と同じく、同定モデルを用いて上記 3.2.2(3)項の手順を行うことにより、同定釣り合い特性を求めることができる。

### 3.3 懸吊風洞試験による手法の確認

ALFLEX の懸吊飛行試験による空力特性の実施に先立ち、その妥当性を確認するため、風洞の中で懸吊飛行状態を模擬する懸吊風洞試験を実施して空力特性推定手法の試行を行った。本節では懸吊風洞試験による空力特性推定結果と、それを従来の静的風洞試験により得られた結果(設計空力モデル)と比較することにより、懸吊飛行による空力特性推定手法の確認を行った結果について述べる。

#### 3.3.1 懸吊風洞試験の概要

懸吊風洞試験は ALFLEX 実験機の 40%縮尺模型を用いて実験機の懸吊飛行状態を風洞の中で模擬する。

図 3.3.1-1 に懸吊風洞試験の概念図を示す。風洞は航空宇宙技術研究所(現 宇宙航空研究開発機構 航空宇宙技術研究センター)大型低速風洞を用いており、測定部は断面縦 6.5m、横 5.5m、長さ 9.25m である。供試模型は ALFLEX 実験機及び懸吊装置の 40%縮尺模型であり、主材料は実験機模型が FRP、懸吊装置模型がアルミニウムである。

図 3.3.1-2 は、用いた風洞模型の三面図、表 3.3.1-1 は模型諸元である。表 3.3.1-1 に示した慣性特性は風洞試験に先立って実施した慣性特性推定試験<sup>80) - 82)</sup>により計測したものである。風洞模型は形状だけでなく慣性特性も実機に動的相似になるように製作した。表 3.3.1-1 には ALFLEX 実験機実機と、それを 40%の縮尺比で動的にスケール・ダウンした場合の慣性特性も同時に示しており、良好な模擬精度を満足していることがわかる。

図 3.3.1-3 は制御・計測システムの構成図である。実験機模型は空力操舵面として左右のエレボン、ラダー、スピード・ブレーキと、ボディ・フラップを装備しているが、実機では固定となっているボディ・フラップと、加えて左右スピード・ブレーキも今回の風洞試験では固定とし、他の 4 舵をサーボモータにより制御して姿勢制御を行った。エレボンは左右独立して動き、その対称成分がエレベータ、非対称成分がエルロンとして機能する。ラダーは左右同一舵角で制御される。搭載計測機器としては、3 軸方向の加速度と 3 軸回りの角速度を計測する慣性センサ・パッケージ、ピッチ/ロール姿勢角を計測する鉛直ジャイロ、迎角、横滑り角及び対気速度を計測する ADS、舵角計測用のポテンショ・メータ(4 舵各々)、ピッチ/ロール方向のジンバル角計測用のポテンショ・メータとケーブル張力計測用のロードセルが装備されており、ADS は実機搭載と同様の 5 孔ピトー方式 ADS を用いた。懸吊装置模型にも慣性センサと鉛直ジャイロを搭載し、その運動を計測した。実機では制御計測用の計算機は実験機上に搭載されるが、風洞試験模型では動的相似則を満足するという制約上これらを機上に搭

載することができなかつたため風洞外に設置することとしたが、信号伝達には光ファイバーケーブルを用いて高速の信号伝達を図るとともに系への空力的／慣性的影響を最小限に抑えた。ADS 演算処理器についても同様の理由により風洞上に設置した。制御計測用計算機では光ファイバーケーブル及びLANケーブルを介してダウンリンクされた計測信号に基づいて舵角制御コマンドを計算し、模型側ではアップリンクされた制御信号に従って舵面を動かして機体の姿勢を制御する。制御則は実機搭載ソフトウェアと同一のロジックとしたが、そのパラメータ値は模型縮尺比に合わせて動的にスケール変換したものをを用いた。また、ALFLEX 実機では、実験機の位置はレーザ・トラッカにより計測されるが、本風洞試験では、光学式 3 次元位置計測装置(ビデオ・トラッカ)を用いた。これは、2 台の TV カメラを用いて、3 次元測量の原理でターゲットとなる LED ランプの 3 次元位置を求めるものである。そのための 2 台の TV カメラが風洞側面のガラス窓を隔てて据え付けられており、また模型の右側面の前後 2 点に LED ターゲットランプを設置した。これらを用いて得られた模型上の 2 点のター

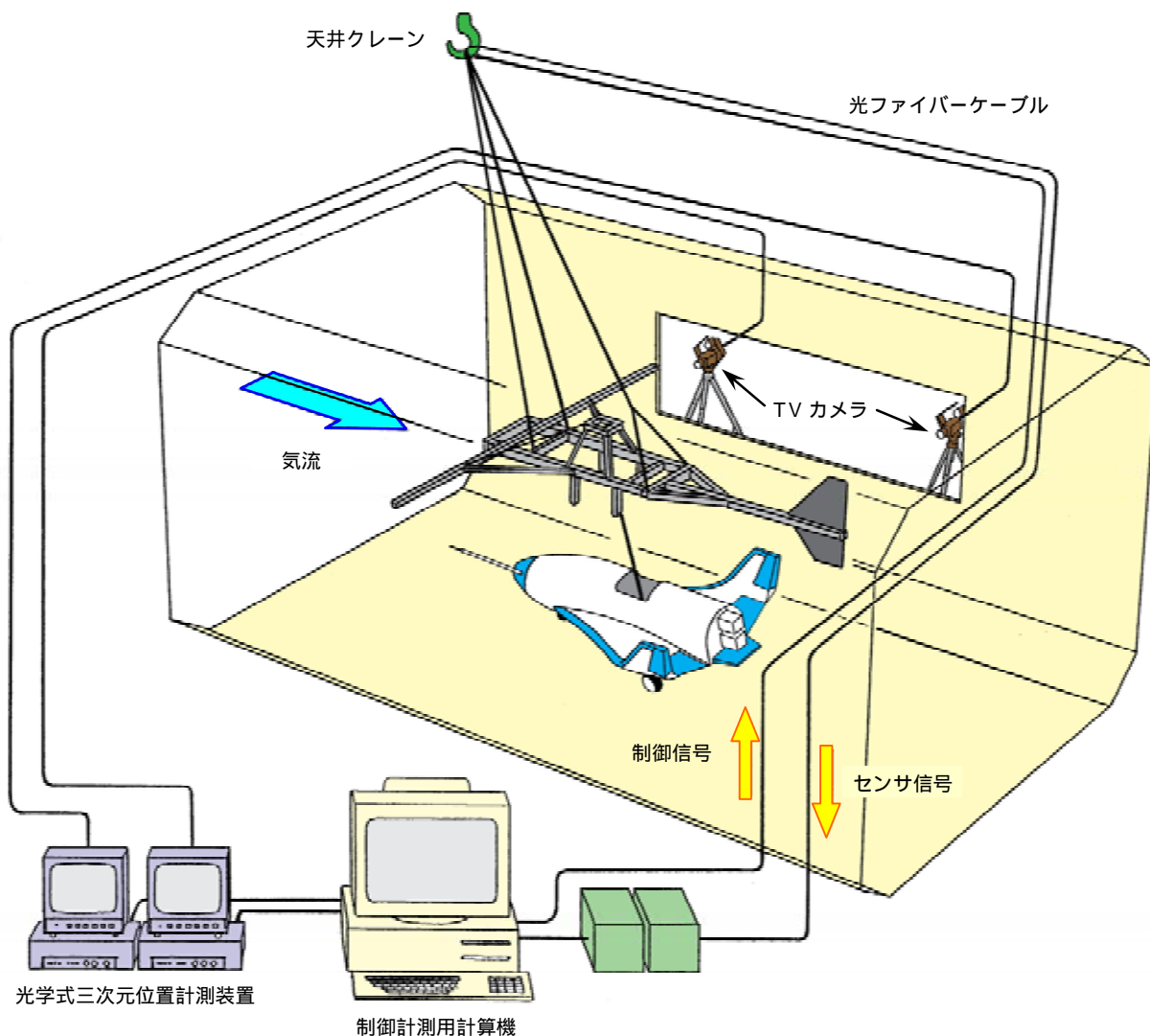


図 3.3.1-1 懸吊風洞試験概念図



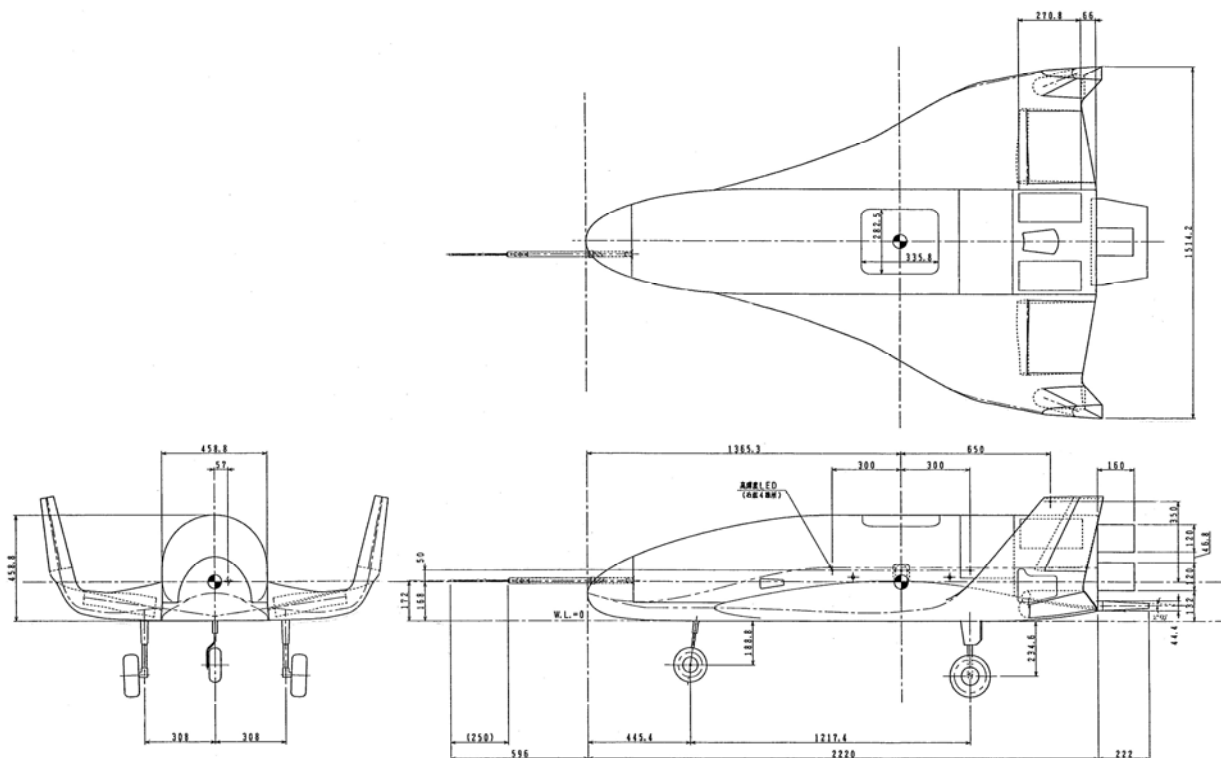


図 3.3.1-2 風洞模型三面図

表 3.3.1-1 風洞模型諸元

		ALFLEX 実機	実機 40%縮尺	風洞模型
全長	LB (m)	5.55	2.22	2.22
基準面積 (主翼面積)	S (m <sup>2</sup> )	9.45	1.512	1.512
縦基準長 (S / b)	$\bar{c}$ (m)	3.154	1.262	1.262
横基準長 (翼幅)	b (m)	3.295	1.318	1.318
質量	m (kg)	760.0	48.64	44.19
重心位置	xCG (mFS)	3.413	1.365	1.365
	yCG (mBP)	0.0	0.0	0.0
	zCG (mWP)	0.420	0.168	0.116
慣性モーメント	Ix (kg・m <sup>2</sup> )	500.0	5.12	4.78
	Iy (kg・m <sup>2</sup> )	1800.0	18.43	18.70
	Iz (kg・m <sup>2</sup> )	2000.0	20.48	21.15
慣性乗積	Izx (kg・m <sup>2</sup> )	50.0	0.51	0.30

ゲットの3次元位置と、鉛直ジャイロ出力のピッチ／ロール姿勢角情報により、模型重心等、模型上の任意の点の3次元位置が計算される。これらの結果を用いて6自由度FPRを行った。

図3.3.1-4に風洞内で5自由度懸吊飛行中の実験機模型の写真を示す。

なお、実際の懸吊飛行では、実験機は懸吊装置との合体状態で十分な速度まで加速し、その後懸吊装置に装備されたウィンチからケーブルを伸ばすことにより1本吊り懸吊飛行状態に移行するが、風洞試験ではウィンチを装備することができなかったため、最初から1本吊り懸吊状態で風洞風速を0から試験風速まで上げていく方法とした。懸吊飛行形態は固有不安定であるため、制御系を作動させた状態でなければ飛行不可能であるが、制御系は巡航速度における機体運動モデルを用いて設計されているため、低速領域では機体の安定性が確保されない。すなわち風洞試験では風速加速中に何らかの別の手段により低速状態での機体安定化を図る必要が生じた。そこで実験機模型に数本の補助安全索を取り付け、風洞壁の穴を経て風洞外の人間が索を保持し、その張力を調節することにより安定化させることとした。安全索の概念図を図3.3.1-5に示す。安全索は模型から風洞中央下壁の穴を経て風洞外へ出る索をピッチ制御用に2本、ロール制御用に2本、ヨー及び前後運動制御用として模型前部側面から風洞前方側壁に至る索を左右各1本と模型後部下面から風洞後方下壁へ至る索を1本の計7本を取り付けた。試験開始時には、索の張力を高くして模型の運動の自由度を制限した状態で低速領域を通過させ、試験風速に達した時点で制御系を作動させた後に張力を

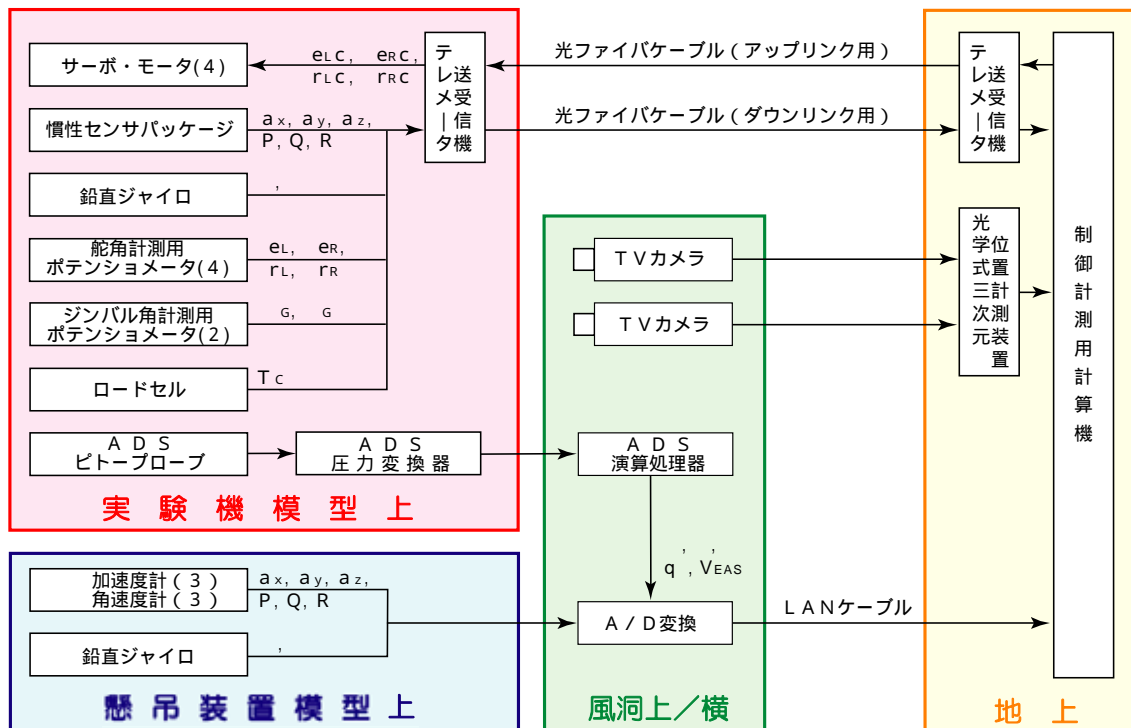


図 3.3.1-3 懸吊試験の計測・制御システム構成図

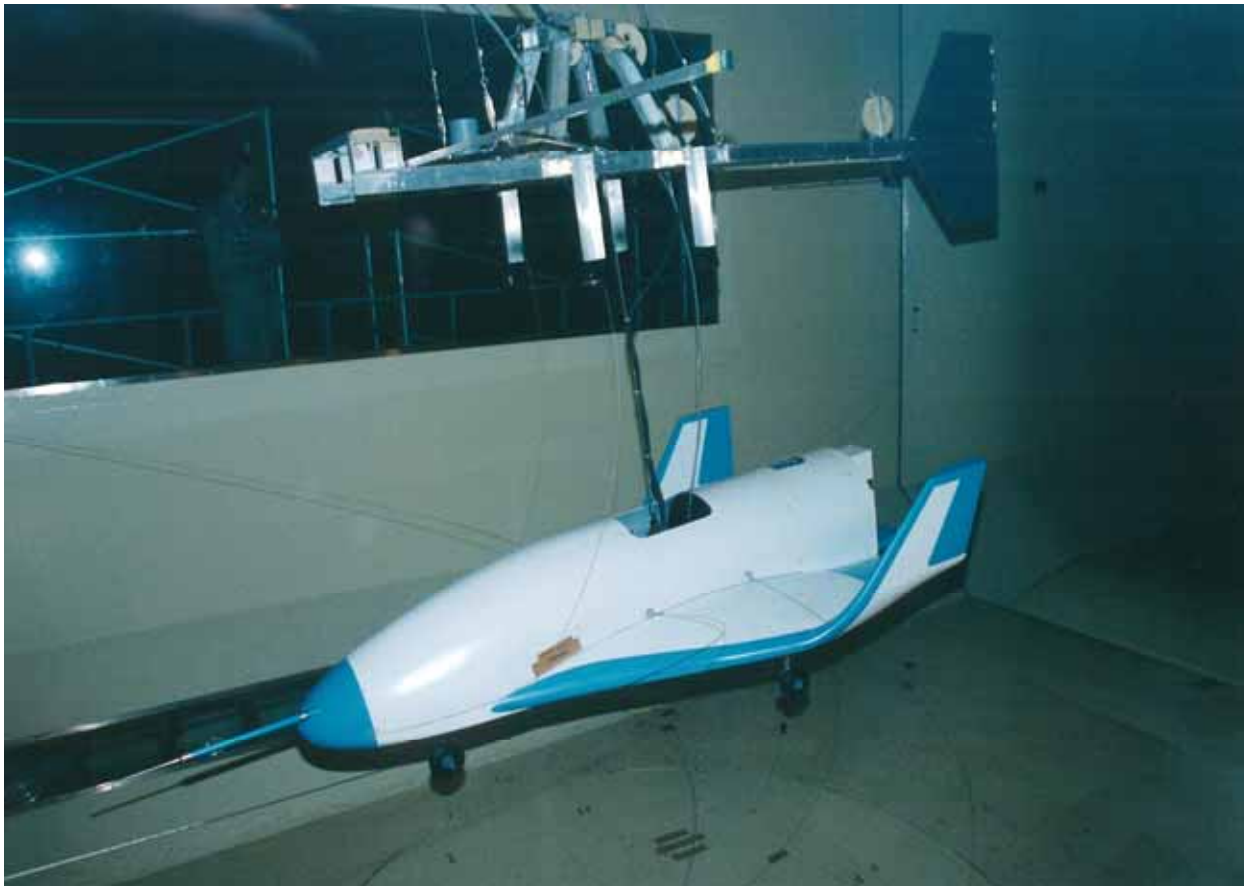


図 3.3.1-4 風洞内で5自由度懸吊飛行中の ALFLEX 実験機模型

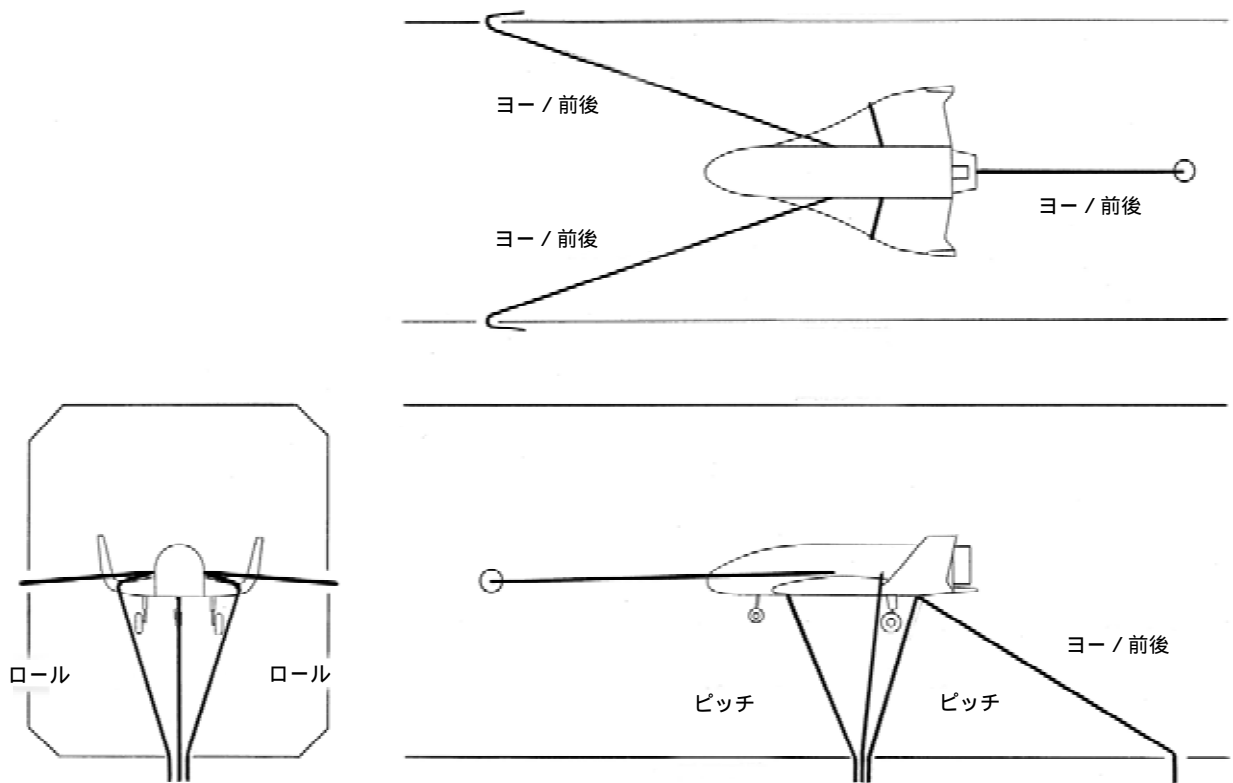


図 3.3.1-5 安全索概念図

弱めて 5 自由度状態として試験を実施，試験終了時はその逆の手順をとることとした．この安全索には直径 1.5mm のスチール製ワイヤを用いた．5 自由度懸吊状態においても模型はこの安全索の受ける空気力，慣性力の影響を受けることになるが，同じ索は過去にスペースプレーン動的風洞試験<sup>83)</sup>、<sup>84)</sup>、HOPE動的風洞試験でも使用しており，その際の解析結果より試験の目的に影響する程大きなものではないと判断した．なお，図 3.3.1-5 はわかり易くするために懸吊装置を省略しており，またスケールも実際とは異なる．

### 3.3.2 懸吊風洞試験における空力特性推定データ取得

懸吊風洞試験では，動的試験として，縦空力モデル同定のためのエレベータ加振試験，横・方向モデル同定のためのエルロン及びラダー加振試験を実施した．舵面加振動的試験では，模型が定常飛行している状態から，制御系出力であるエレベータ，エルロンあるいはラダーのコマンド信号に M 系列加振信号を重畳することにより模型の動的な運動を励起する．初期釣り合い状態は，飛行能力範囲で自由に設定可能であるため，初期状態を変えて複数回の試験を行うことにより，迎角，横滑り角等が広い範囲で変動したデータを取得することが可能である．今回は，初期釣り合い迎角として  $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$  の 3 種類の釣り合い状態を設定して試験を行った．実施したエレベータ加振試験のケースと，エルロン・ラダー加振試験のケースを表 3.3.2-1 に示す．この中の  $\alpha = -1^\circ$ ，入力基本周期 0.3 秒，振幅  $1^\circ$  のエレベータ加振試験(ケース番号 4)， $\alpha = -1^\circ$ ，入力基本周期 0.3 秒，振幅  $1^\circ$  のエルロン加振試験(ケース番号 8)と，同じく  $\alpha = -1^\circ$ ，基本周期 0.3 秒，振幅  $1.5^\circ$  のラダー加振試験(ケース番号 11)の時歴を図 3.3.2-1 に示す．このとき，自由飛行時と同様に，模型は固有不安定であるため，制御系は常時作動状態としている．そのため，重畳された加振舵面信号により励起された運動は制御系により補償され，結果として舵面はパルス状の入力が繰り返されたような動きを行う．

一方，準定常試験としては，縦特性推定のための  $\alpha$  スウィープ試験，横・方向特性推定のための  $\beta$  スウィープ試験を，データに冗長性を持たせるために同じ試行を時間の許す限り繰り返して行い，多数のデータを取得した．変動範囲は迎角，横滑り角とも  $\pm 5^\circ$  とした． $\beta$  スウィープ試験については，舵面加振試験と同様， $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$  の 3 種類の釣り合い状態において実施した．

なお，これらの試験では，上述したように 5 孔ピトー方式 ADS により迎角  $\alpha$  及び横滑り角  $\beta$  の計測・制御を行ったが，試験に先立ってその機能確認を行ったところ， $\alpha, \beta$  にパルス状，矩形状のノイズが発生する現象や，絶対値が約  $1^\circ$  未満の時に  $0^\circ$  に“吸い付く”現象が発生した． $\beta$  のノイズは，横・方向制御則のゲインが高いこともあって機体運動発散の原因となることもあった． $\alpha$  スウィープ試験の途中に  $\alpha$  の出力が  $0^\circ$  に吸い付いた様に変動した時の時歴例を図 3.3.2-2 に示す．原因調査により判明し

た演算処理ソフトウェアの誤りの修正，計算式の変更による精度の向上等の対策を実施した結果，パルス発生現象は解消されたが  $0^\circ$  に停留する現象の解決はできなかった．この現象の原因もソフトウェアの問題と考えられたが，試験結果に大きな影響はないと判断し，そのまま試験を実施した．また，これとは別に ADS 出力にバイアス誤差のある可能性が確認された．図 3.3.2-3 に  $\alpha$  スウィープ試験， $\beta$  スウィープ試験での  $\alpha$ ， $\beta$  コマンド(赤破線)と ADS 計測値(青実線)に加え，3次元位置計測装置データを基に推定した迎角及び横滑り角(緑一点鎖線，3次元位置計測装置による位置データを用いた FPR によって得られた模型の慣性速度ベクトルと，風洞設定による風速ベクトル(風向は風洞軸に平行と仮定)を用いて推定)を重ね書きしている．これによると，ADS 出力と慣性速度に基づく推定値を比較すると， $\alpha$  に  $1^\circ$ ， $\beta$  に  $1.5^\circ$  程度のバイアスが見られる．ただし 3次元位置計測装置による LED ターゲットの位置は TV カメラの設置位置の関係上，x(風洞軸方向)及び z(風洞軸に直行，上下方向)座標は高精度に得られていると考えているが，y(風洞軸に直交，水平方向，TV カメラからは奥行き方向)座標については  $0.1\text{m}$  程度の誤差を持つと考えている．これは，本来 2 台の TV カメラの視線方向が  $90^\circ$  の角度をなしていれば，x 方向と y 方向の位置推定精度は同程度となるが，風洞壁の窓の横幅の関係から  $90^\circ$  を確保できなかったためである．この結果は  $\beta$  の推定に影響し，その推定誤差は  $3^\circ$  程度と考えられたため，図 3.3.2-3(b)の  $\beta$  のバイアスは，ADS 誤差によるものとは断定できない．一方， $\alpha$  については FPR による推定精度は高いため，ADS 出力との約  $1^\circ$  の差は ADS 出力のバイアス誤差と考えられる．この原因は，ADS ソフトウェア設計時に用いた位置誤差データの誤差などが考えられる．この結果を反映し，ここで実施した懸吊風洞試験のデータ解析では，ADS 出力の迎角  $\alpha$  データについては， $1^\circ$  のバイアス誤差補正を行って使用した．表 3.3.2-1 に示したように，舵面加振試験は  $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$  の 3 ケースで行っているが，これは設定値  $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, +5^\circ$  として実施したものであり，これに対して， $1^\circ$  の ADS バイアス補正を行った結果である．

表 3.3.2-1 懸吊風洞試験での動的試験ケース

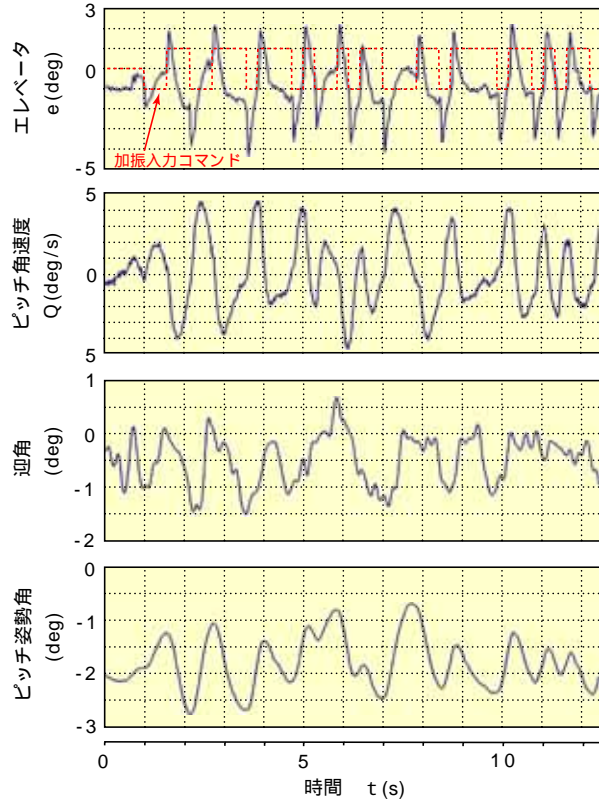
(a) エレベータ加振ケース

ケース番号	1	2	3	4	5	6
釣り合い迎角(deg)	-6.0		-1.0		+4.0	
基本周期(s)	0.3	1.0	0.3		0.3	
振幅(deg)	1.2		0.5	1.0	1.2	0.5

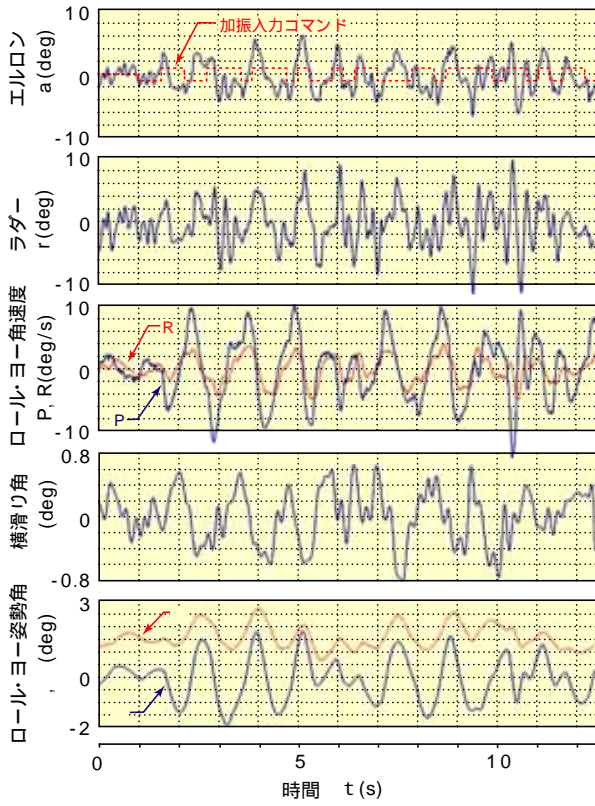
(b) エルロン・ラダー加振試験ケース

ケース番号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15		
釣り合い迎角(deg)	-6.0						-1.0			+4.0							
加振舵面	エルロン			ラダー			エルロン			ラダー			エルロン			ラダー	
基本周期(s)	0.3	1.0		0.3	1.0		0.3		0.3		0.3		0.3		0.3		
振幅(deg)	1.0	1.2	1.2	1.5		0.5	1.0	0.5	1.0	1.5	0.5	1.0	1.0	1.0	1.5		

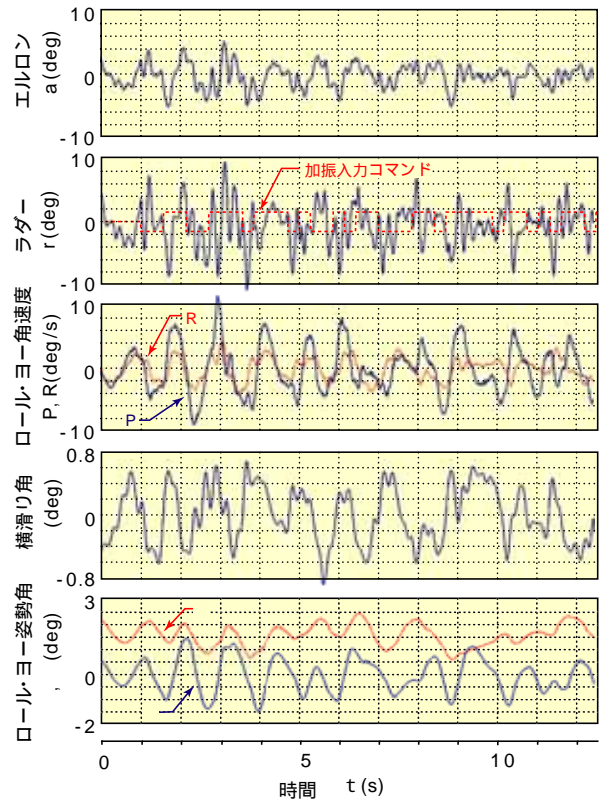




(a) エレベータ加振試験



(b) エイルロン加振試験



(c) ラダー加振試験

図 3.3.2-1 懸吊風洞試験データ例 (動的試験)

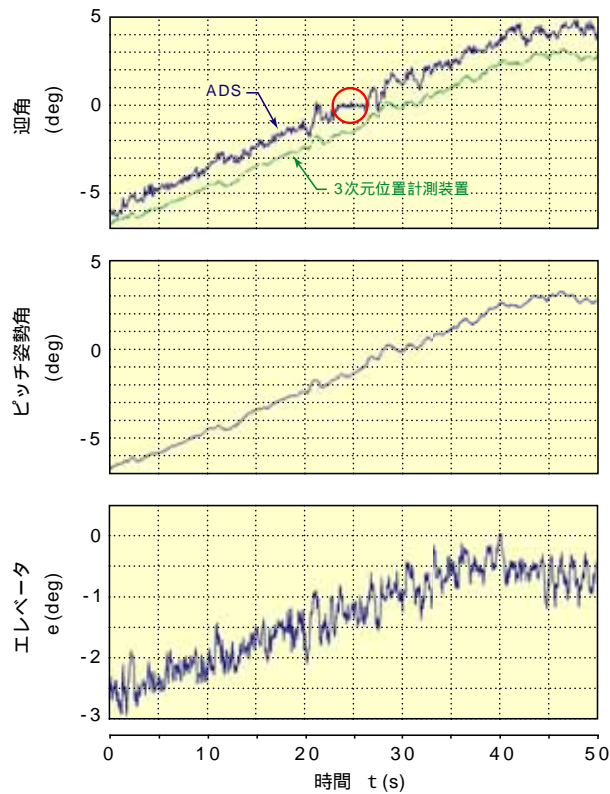
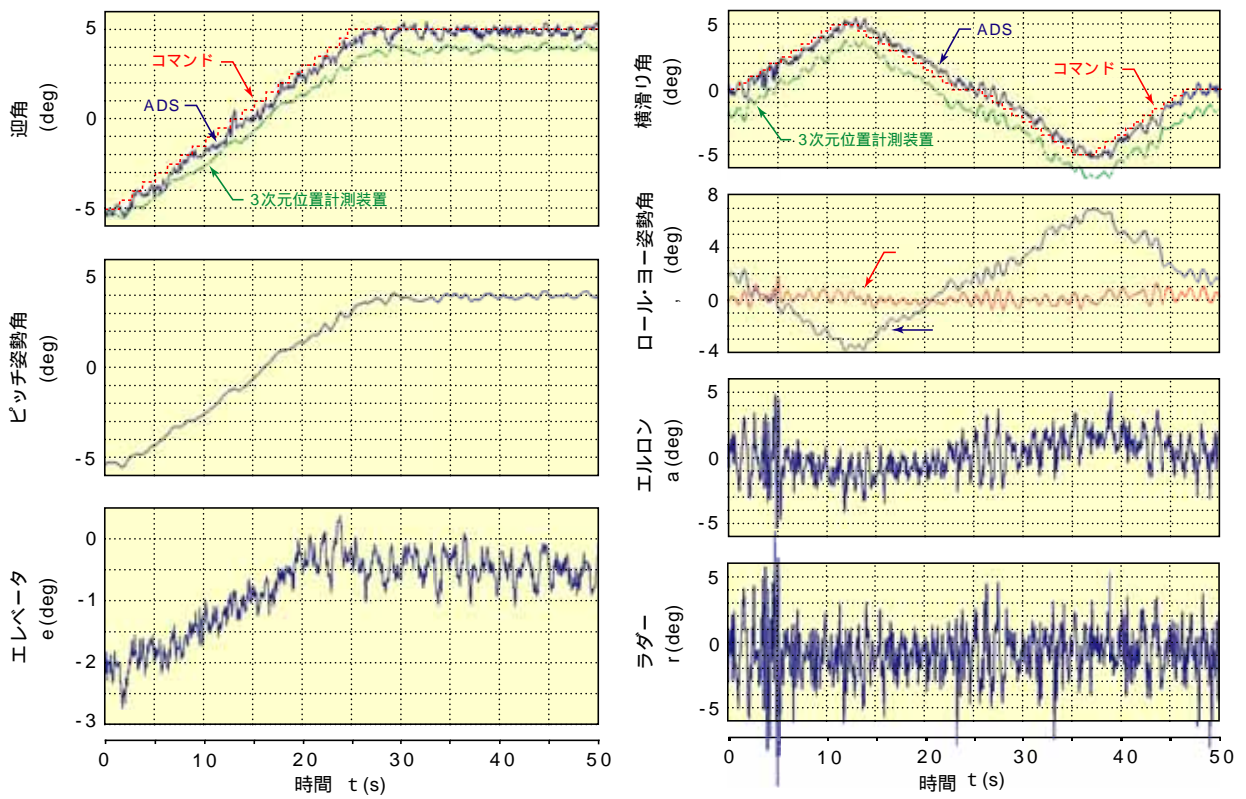


図 3.3.2-2 出力異常例



(a) スウィープ試験

(b) スウィープ試験

図 3.3.2-3 懸吊風洞試験データ例 (準静的試験データ)

### 3.3.3 動的試験による空力モデル同定

上記取得動的データに対し、3.2.1項で述べた手法を適用することにより、動的影響項も含む空力モデル・パラメータを推定した。

#### (1) 縦空力モデル同定結果

設定した縦空力モデル構造は、表 2.2.3-1 に示した自動着陸飛行時の設定モデル構造と基本的に同一であるが、上述のように懸吊風洞試験ではスピード・ブレーキは固定としたため、対応する項はモデルから除外した。また、懸吊飛行状態では初期釣り合い状態で迎角は自由に設定できるため、自由飛行において設定した釣り合い迎角  $\alpha_0$  は設定していない。モデル・パラメータを推定するためのエレベータ加振試験は、表 3.3.2-1(a) に示すとおり、 $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$  の 3 種類の釣合状態において、加振信号の基本周期もしくは振幅を変化させて各々 2 ケースの試行を行ったが、これら合計 6 ケースの試験データを一括処理することによりデータ中の  $\alpha$  の変動範囲を大きくすることができた ( $-7^\circ \sim +5^\circ$ )。これらのデータを用いて推定された空力モデルのパラメータ値を、モデル構造と併せて表 3.3.3-1 に示す。表のフォーマットは表 2.2.3-1 と同一であり、同定モデル(懸吊風試同定モデル)・パラメータとともに、予測モデル・パラメータとして設計空力モデルに同じモデル構造を直接当てはめることにより求めたパラメータを同時に示している。予測モデルを得るためのあてはめの迎角範囲は、同定モデルを求める際の入力データの迎角範囲である  $-7^\circ \sim +5^\circ$  とした。

また、懸吊風試同定空力モデルと設計空力モデルの定数項及び迎角の影響項のみを図示したものが図 3.3.3-1 であり、凡例は図 2.2.3-1 と同じである。

以下、係数ごとに比較結果を示す。

#### 揚力係数 $C_L$

全パラメータが設計空力モデルのバリエーション誤差範囲内であるが、懸吊風試同定モデルの  $\alpha$  の変動に対する傾斜が設計空力モデルに比べて大きい。

#### 抗力係数 $C_D$

図 3.3.3-1 を見ると、同定結果は明らかに上方にシフトしており、定数項  $C_{D0}$  の予測値との差はバリエーションの 114% である。この理由は 3.3.4 項の準静的試験の結果解析の部分で述べる。このバイアスを除けば、同定モデルの構造が、エレベータ舵角の線形モデルとした範囲では  $\alpha$  に対する変動の傾向は設計モデルと良く一致している。



表 3.3.3-1 縦空力モデル構造と懸吊風試同定モデル

$$\begin{aligned}
 C_L &= C_{L_0} && + C_{L\alpha} \cdot \alpha && + C_{L\delta e} \cdot \delta e \\
 C_D &= C_{D_0} + C_{D\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{D\alpha} \cdot \alpha && && + C_{D\delta e} \cdot \delta e \\
 C_m &= C_{m_0} && + C_{m\alpha} \cdot \alpha && + C_{mq} \cdot \dot{q} && + C_{m\delta e} \cdot \delta e
 \end{aligned}$$

	$C_{L_0}$	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta e}$	
予測モデル (バリエーション)	- 0.088 (± 0.022)	1.980 (± 0.401)	0.686 (± 0.180)	
懸吊風試同定モデル (3)	- 0.073 ( 0.001)	2.178 ( 0.016)	0.572 ( 0.048)	
	$C_{D_0}$	$C_{D\alpha^2}$	$C_{D\alpha}$	$C_{D\delta e}$
予測モデル (バリエーション)	0.068 (± 0.007)	1.050	- 0.080	- 0.019
懸吊風試同定モデル (3)	0.076 ( 0.001)	1.019 ( 0.138)	- 0.078 ( 0.008)	- 0.029 ( 0.013)
	$C_{m_0}$	$C_{m\alpha}$	$C_{mq}$	$C_{m\delta e}$
予測モデル (バリエーション)	- 0.002 (± 0.010)	0.092 (± 0.121)	- 0.749	- 0.229 (± 0.060)
懸吊風試同定モデル (3)	0.001 ( 0.000)	0.088 ( 0.001)	- 0.838 ( 0.115)	- 0.224 ( 0.005)

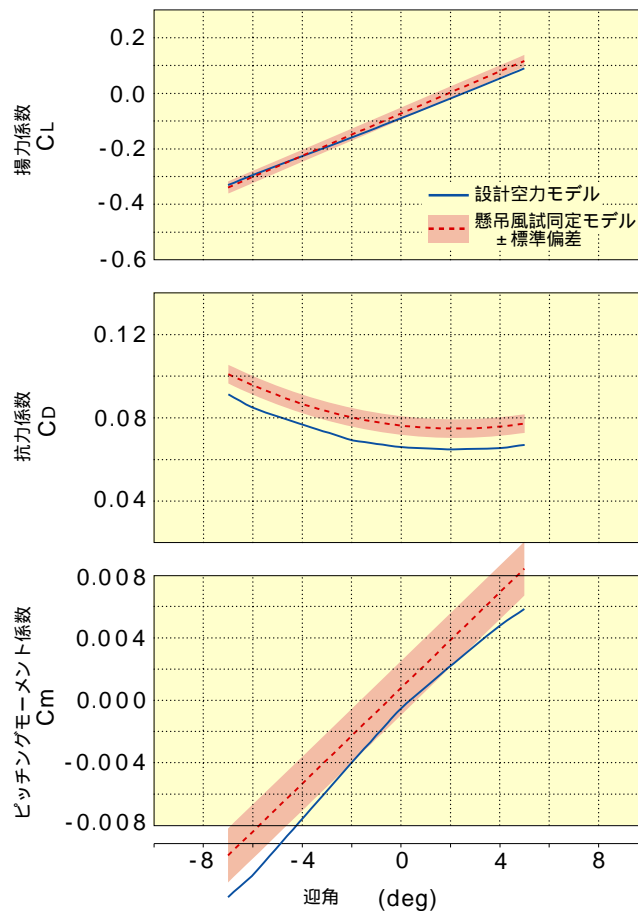


図 3.3.3-1 縦懸吊風試同定モデル

### ピッチング・モーメント係数 $C_m$

設計空力モデルでは迎角に対する非線形性が見られ、同定モデルの構造に迎角の非線形項を加えることにより、一致度を上げることができる可能性がある。また、図 3.3.3-1 では両モデルにバイアスが見られるが、この差はエレベータ舵角に換算すると  $0.5^\circ$  程度であり、また両モデルの  $C_{m_0}$  の差もバリエーション内である。すなわち、図 2.2.3-1 の場合と同様に、図が縦軸方向に拡大されていることが差が大きく見えている理由である。ピッチ・ダンピング  $C_{m_q}$  は設計モデルに近い値が得られている。

以上の結果、縦同定モデルは、揚力傾斜、効力係数のバイアスを除いて予測モデルと比較的良く一致していると結論できる。

### (2) 横・方向空力モデル同定結果

設定した横・方向空力モデル構造は、表 2.2.3-2 に示した自動着陸飛行時の設定モデル構造と全く同じである。懸吊飛行では自由に釣り合い迎角を変化させて特性取得が可能であるため、表 3.3.2-1(b)に示すとおり、 $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$  の3種類の釣合状態においてエルロン、ラダー加振試験を実施した。これに伴い、横・方向特性の迎角依存性もモデルに含めることが可能であるが、今回はモデルには  $\alpha$  を含めず、釣り合い迎角ごとに、それぞれモデル・パラメータを求めることとした。推定された空力モデルのパラメータ値を表 3.3.3-2(a)~(c)に、モデル構造と共に示す。表の懸吊風試同定モデルと示した行の最上段が推定されたパラメータであり、縦モデルと同様に設計空力モデルより得た予測パラメータも同時に示している。( )表示の値及び薄赤網掛け部分の意味は、表 2.2.3-2 と同じである。

これらの結果を見ると、懸吊風試同定空力モデルは  $\beta$  微係数が設計空力モデルと大きく異なっていることがわかる。これは各ケースとも  $\beta = 0^\circ$  の釣り合い状態を中心として運動を励起しているためにデータ中における  $\beta$  の変動範囲が狭く(図 3.3.2-1(b)及び(c)に見られるように、横・方向動的試験での  $\beta$  の変動幅は  $\pm 1^\circ$  に満たない)、 $\beta$  微係数の推定が困難となったためと考えられる。この問題の解消には、単純に舵面加振の振幅を大きくする方法と、それが安全上困難な場合には、縦の  $\alpha$  スウィープにおいて行ったと同様に、例えば  $\beta = \pm 5^\circ$  の定常横滑り状態を釣り合い状態とし、そのまわりで動的運動を励起してそれらのデータを一括処理する方法が考えられる。

今回の試験では時間の関係で、そのようなデータ取得を行う余裕がなかったため、ここでは舵面加振試験データに加えて代表的な  $\beta$  スウィープ試験データを1ケース含めて一括処理することにより  $\beta$  の変動範囲を広げる工夫を行った。 $\beta$  スウィープ試験では動的な運動はほとんど生じていないため、動微係数の推定には逆に不利となるが、全データ数に占める割合は低いため、大きな問題は生じな

いと考えた。この手法により得られたパラメータを表 3.3.3-2 の懸吊風試同定モデルの第 2 行に示す。 $\alpha = -6^\circ$  の  $C_{l\beta}$  を除いて、各係数とも第 1 行の旧同定モデルに比べて  $\beta$  微係数が設計空力モデルに大幅に近くなり、 $\beta$  スウィープ試験データを含めたことの影響が現れている。

次に、横安定性に大きな影響を持つロール・ダンピング ( $C_{l_p}$ ) を見ると、懸吊風試同定モデルでは予測モデルと逆符号もしくは、ほとんど 0 となっており、かなりダンピングが悪い値が推定されている。しかしヨー角速度  $r$  のローリング・モーメントへの影響 ( $C_{l_r}$ ) は非常に大きな値が推定されており、パラメータ推定の際にロール運動とヨー運動の分離が良好に行えていない可能性がある。図 3.3.2-1(b) 及び(c)を見ると、確かにロール角速度  $p$  とヨー角速度  $r$  の変動の位相はほぼ一致しており、非常によく似た変動を示していることがわかる。そこで飛行特性に大きな影響を持たない  $C_{l_r}$  のみを設計モデルによる予測値に固定し、他のパラメータのみの推定を行った。結果を表 3.3.3-2 懸吊風試同定モデルの  $C_l$  項の第 3 行に示す。第 2 行と比べると各迎角ケースとも静パラメータはほとんど変化しておらず、 $C_{l_p}$  のみが大きく変化して設計モデルによる予測値に大幅に近づいている。そこで、ヨー・ダンピング ( $C_{n_r}$ ) についても同様に、 $C_{n_p}$  のみを設計モデルによる予測値に固定し、他のパラメータのみの推定を行った。結果は表 3.3.3-2 懸吊風試同定モデルの  $C_n$  項の第 3 行であるが、元々  $C_{n_p}$  は予測値と比較的近い値が推定されていたため、大きな変化はない。なお、懸吊風試同定モデルにおいて予測モデルに固定したパラメータは、表中では[ ]により示している。

この最下段の同定モデルと設計空力モデルの定数項及び横滑り角の影響項のみを図示したものが図 3.3.3-2(a)~(c)であり、凡例は図 2.2.3-2 と同じである。

以下、係数ごとに結果を検討する。

### 横力係数 $C_Y$

$\beta$  に対する傾斜が  $\alpha$  の増加にともなって緩くなっていく特性は設計モデルと同じであるが、その程度は設計モデルより大きい。ただしこの差は飛行性に影響を与えるほど大きなものではない。エル

**表 3.3.3-2 横・方向空力モデル構造と懸吊風試同定モデル**

$$\begin{aligned}
 C_Y &= C_{Y_0} + C_{Y\beta} \cdot \beta && + C_{Y_{\delta a}} \cdot \delta a + C_{Y_{\delta r}} \cdot \delta r \\
 C_l &= C_{l_0} + C_{l\beta} \cdot \beta + C_{l_p} \cdot \overset{\wedge}{p} + C_{l_r} \cdot \overset{\wedge}{r} && + C_{l_{\delta a}} \cdot \delta a + C_{l_{\delta r}} \cdot \delta r \\
 C_n &= C_{n_0} + C_{n\beta} \cdot \beta + C_{n_p} \cdot \overset{\wedge}{p} + C_{n_r} \cdot \overset{\wedge}{r} && + C_{n_{\delta a}} \cdot \delta a + C_{n_{\delta r}} \cdot \delta r
 \end{aligned}$$

注) 以下の(a)~(c)表における懸吊同定モデルの各行の意味は以下のとおり

最上段 : 舵面加振試験データのみから推定を行った結果,

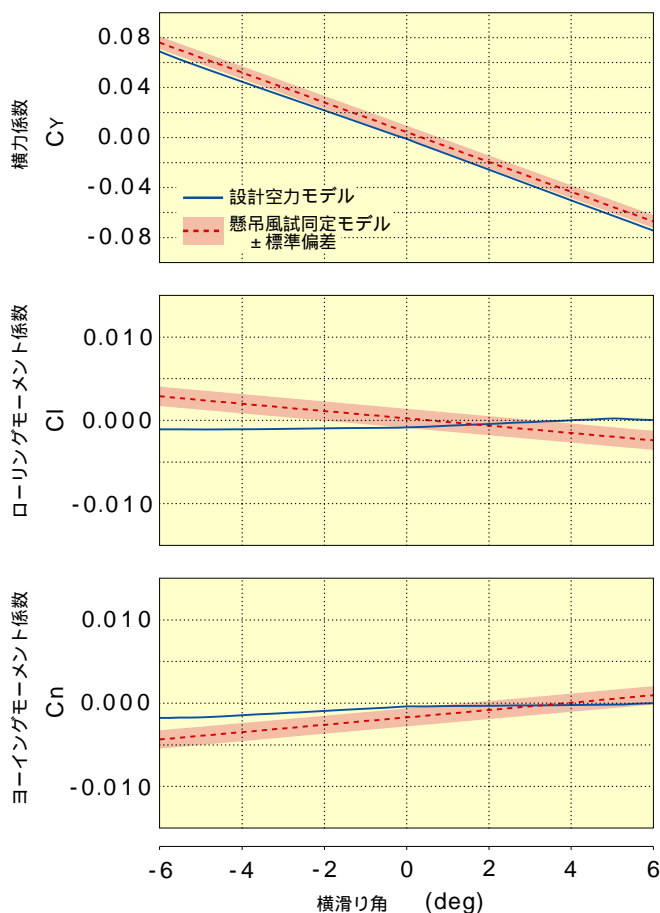
中 段 : 舵面加振試験に加えて  $\beta$  スウィープ試験データも含めて推定した結果,

最下段 : さらに  $C_{l_r}$  及び  $C_{n_p}$  を予測パラメータに固定して推定した結果(  $C_l$  及び  $C_n$  モデルのみ)

表 3.3.3-2 横・方向空力モデル構造と懸吊風試同定モデル(続き)

(a)  $\delta = -6^\circ$

	$C_{Y_0}$	$C_{Y_\beta}$		$C_{Y_{\delta a}}$	$C_{Y_{\delta r}}$	
予測モデル (バリエーション)	-0.002 ( $\pm 0.006$ )	-0.679 ( $\pm 0.111$ )		-0.083 ( $\pm 0.010$ )	0.210 ( $\pm 0.063$ )	
懸吊風試同定モデル (3)	0.005 0.004 (0.000)	-0.447 -0.682 (0.008)		0.057 0.041 (0.018)	0.174 0.159 (0.011)	
	$C_{l_0}$	$C_{l_\beta}$	$C_{l_p}$	$C_{l_r}$	$C_{l_{\delta a}}$	$C_{l_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 ( $\pm 0.004$ )	0.011 ( $\pm 0.034$ )	-0.263	0.018	-0.152 ( $\pm 0.022$ )	0.084 ( $\pm 0.017$ )
懸吊風試同定モデル (3)	0.000 0.000 (0.000)	0.007 -0.021 -0.025 (0.002)	0.345 0.261 -0.330 (0.040)	-1.540 -1.330 [0.018]	-0.096 -0.097 -0.100 (0.004)	0.051 0.049 0.050 (0.003)
	$C_{n_0}$	$C_{n_\beta}$	$C_{n_p}$	$C_{n_r}$	$C_{n_{\delta a}}$	$C_{n_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 ( $\pm 0.001$ )	0.011 ( $\pm 0.023$ )	0.136	-0.455	0.022 ( $\pm 0.014$ )	-0.104 ( $\pm 0.024$ )
懸吊風試同定モデル (3)	-0.002 -0.002 (0.000)	0.034 0.025 0.025 (0.002)	0.259 0.225 [0.136]	-0.745 -0.669 -0.579 (0.057)	-0.006 -0.009 -0.010 (0.004)	-0.092 -0.091 -0.090 (0.002)



(a)  $\delta = -6^\circ$

図 3.3.3-2 横・方向懸吊風試同定モデル

表 3.3.3-2 横・方向空力モデル構造と懸吊風試同定モデル(続き)

(b)  $\delta = -1^\circ$

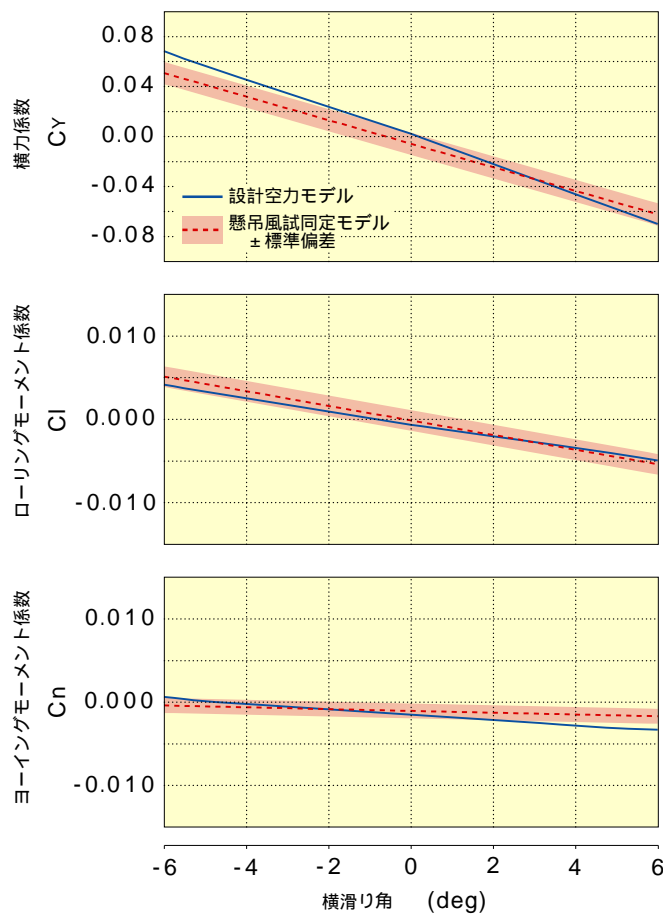
	$C_{Y_0}$	$C_{Y_\beta}$		$C_{Y_{\delta a}}$	$C_{Y_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	0.000 ( $\pm 0.006$ )	-0.661 ( $\pm 0.111$ )		-0.059 ( $\pm 0.010$ )	0.207 ( $\pm 0.063$ )
懸吊風試同定モデル (3)	-0.007 -0.006 (0.000)	-0.170 -0.540 (0.018)		0.139 0.172 (0.024)	0.128 0.085 (0.015)

	$C_{l_0}$	$C_{l_\beta}$	$C_{l_p}$	$C_{l_r}$	$C_{l_{\delta a}}$	$C_{l_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	0.000 ( $\pm 0.004$ )	-0.042 ( $\pm 0.034$ )	-0.251	-0.022	-0.145 ( $\pm 0.022$ )	0.075 ( $\pm 0.017$ )
懸吊風試同定モデル (3)	0.000 0.000 -0.000 (0.000)	0.020 -0.048 -0.050 (0.002)	0.025 -0.006 -0.232 (0.038)	-0.801 -0.572 [-0.022]	-0.107 -0.102 -0.106 (0.003)	0.051 0.044 0.044 (0.002)

	$C_{n_0}$	$C_{n_\beta}$	$C_{n_p}$	$C_{n_r}$	$C_{n_{\delta a}}$	$C_{n_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	-0.001 ( $\pm 0.001$ )	-0.014 ( $\pm 0.023$ )	0.159	-0.455	0.024 ( $\pm 0.014$ )	-0.110 ( $\pm 0.024$ )
懸吊風試同定モデル (3)	-0.001 -0.001 -0.001 (0.000)	0.063 -0.006 -0.006 (0.002)	0.253 0.174 [0.159]	-0.688 -0.368 -0.349 (0.048)	0.008 -0.001 -0.002 (0.003)	-0.089 -0.088 -0.088 (0.001)



(b)  $\delta = -1^\circ$

図 3.3.3-2 横・方向懸吊風試同定モデル(続き)

表 3.3.3-2 横・方向空力モデル構造と懸吊風試同定モデル(続き)

(c)  $\delta = +4^\circ$

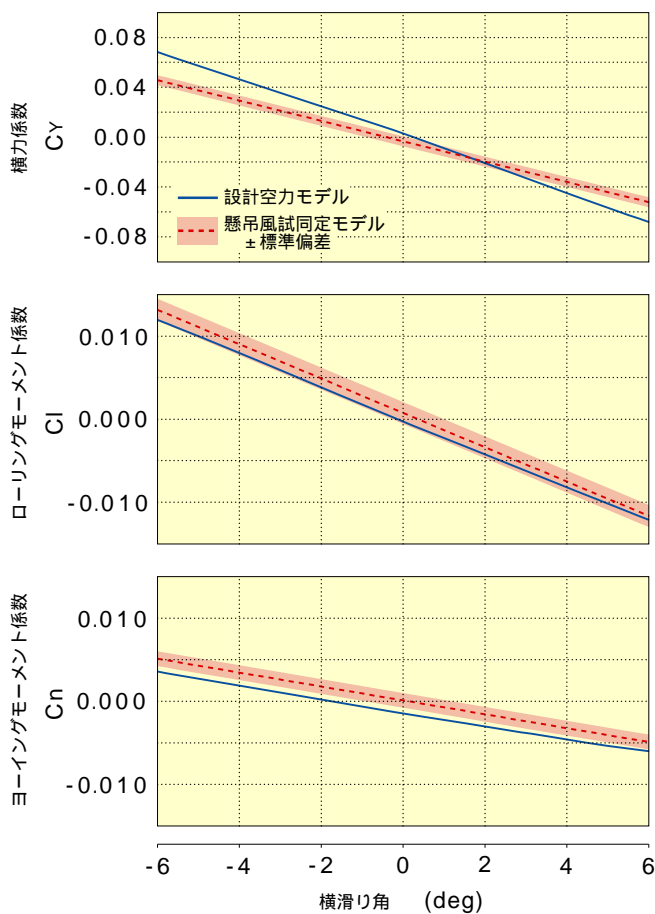
	$C_{Y_0}$	$C_{Y_\beta}$		$C_{Y_{\delta a}}$	$C_{Y_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	0.001 ( $\pm 0.006$ )	- 0.635 ( $\pm 0.111$ )		- 0.046 ( $\pm 0.010$ )	0.195 ( $\pm 0.063$ )
懸吊風試同定モデル (3)	- 0.004 - 0.003 (0.000)	- 0.189 - 0.468 (0.012)		0.068 0.054 (0.013)	0.155 0.145 (0.009)

	$C_{l_0}$	$C_{l_\beta}$	$C_{l_p}$	$C_{l_r}$	$C_{l_{\delta a}}$	$C_{l_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	0.000 ( $\pm 0.004$ )	- 0.114 ( $\pm 0.034$ )	- 0.256	- 0.021	- 0.142 ( $\pm 0.022$ )	0.067 ( $\pm 0.017$ )
懸吊風試同定モデル (3)	0.001 0.001 (0.000)	- 0.100 - 0.113 (0.004)	0.129 0.093 (0.037)	- 1.140 - 0.874 [- 0.021]	- 0.104 - 0.101 (0.004)	0.001 0.043 0.045 (0.003)

	$C_{n_0}$	$C_{n_\beta}$	$C_{n_p}$	$C_{n_r}$	$C_{n_{\delta a}}$	$C_{n_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	- 0.001 ( $\pm 0.001$ )	- 0.044 ( $\pm 0.023$ )	0.141	- 0.441	0.036 ( $\pm 0.014$ )	- 0.110 ( $\pm 0.024$ )
懸吊風試同定モデル (3)	0.000 0.000 (0.000)	- 0.012 - 0.049 (0.003)	0.127 0.105 [ 0.141]	- 0.279 - 0.103 - 0.163 (0.064)	0.012 0.010 0.011 (0.003)	- 0.090 - 0.091 - 0.091 (0.002)



(c)  $\delta = +4^\circ$

図 3.3.3-2 横・方向懸吊風試同定モデル(続き)

ロン微係数は設計モデルと符号が反転しているが絶対値は小さく、問題とはならない。ラダー微係数は設計モデルに、ほぼ近い値が推定されている。

#### ローリング・モーメント係数 $C_l$

上半角効果が $\alpha$ の増加とともに増していく特性は両モデルに共通であるが、迎角が負の領域での安定性は懸吊風試同定モデルの方が強い。ロール・ダンピング  $C_{lp}$  についても同定結果では $\alpha$ の増加に伴う劣化が見られ、これは予測結果には見られない特性である。エルロンの効きは予測モデルに比べて30~40%低い値が推定されているが、各迎角ケースともほぼ等しい値が得られている。ラダー微係数及びロール・ダンピングについても、 $\alpha = -6^\circ$ における  $C_{l\delta r}$ を除いて予測モデルより(絶対値が)小さい側に推定されている。

#### ヨーイング・モーメント係数 $C_n$

上半角効果とは逆に方向安定は迎角増加とともに劣化していき、その特性は予測モデルと懸吊風試同定モデルで一致している。やはり迎角負の領域では同定モデルの方が安定度が良い。ヨー・ダンピングは予測モデルと同程度の値が推定されている。ロール・ダンピングと同様に、懸吊風試同定モデルでは $\alpha$ の増加にともなうヨー・ダンピングの劣化が見られる。ラダーの効きは予測モデルとほぼ等しい。またエルロン微係数は予測モデルより小さく、ほぼ0となっている。

以上の結果、横力特性については予測モデルと懸吊風試同定モデルがほぼ近い結果となった。ローリング・モーメントとヨーイング・モーメントの差についてもほぼ中立安定というべき範囲内での差であり、大きなものではないと言える。動特性ではロール・ダンピング、ヨー・ダンピングとも設計モデルによる予測値と近い結果が得られたが、ロール・ダンピングの推定ではロール運動とヨー運動との分離が困難となっており、今後の試験では入力設計が課題と考えられる。

### 3.3.4 準静的試験による釣り合い空力特性推定

#### (1) 釣り合い精度の確認

懸吊風洞試験において実施した $\alpha$ スイープ試験に対して、3.2.2(1)項に示した釣り合い精度の確認のため、x、z軸方向の加速度をプロットした一例を図3.3.4-1に示す。(a)図のx軸方向はほぼ斜め $45^\circ$ の直線(赤実線)に乗っていることがわかる。z軸方向の加速度は模型のピッチ姿勢角の余弦として変化するためあまり大きな変動はないが、(a)図と同じスケールで描いた(b)図を見るとx軸方向と同程度のばらつきで釣り合いが保たれていることがわかる。

(2) 縦釣り合い空力特性推定結果

$\alpha$  スウィープ試験は、 $\beta = 0^\circ$  の対称飛行状態において、迎角を $-6^\circ$ から $+4^\circ$  (設定 $-5^\circ \sim +5^\circ$ に対し、 $1^\circ$ の ADS バイアス補正)の範囲で準静的に変動させる試験とし、データに冗長性を持たせるために同じ試行を時間の許す限り繰り返して実施し、多数のデータを取得した。図 3.3.4-2 はその代表的な 1 ケースの結果であり、緑ドットにより  $\alpha$  スウィープ試験データに対して 3.2.2(2)項の方法を適用して得られた推定釣り合い特性を、青実線により設計空力モデルに対して 3.2.2(3)項に示した方法を適用して求めた予測釣り合い特性を、赤破線により表 3.3.3-1 の懸吊風試同定モデルに対して 3.2.2(4)項に示した方法で求めた同定釣り合い特性を各々示している。このケース以外の  $\alpha$  スウィープデータの解析でも図 3.3.4-2 とほぼ同じ結果が導かれたが、中には他と異なる結果を示すデータがいくつか存在した。これは特に  $C_{D_{trim}}$  について顕著であり、その極端な例を図 3.3.4-3 に示す。これは  $\alpha$  コマンドを $-6^\circ$ から $+4^\circ$  (設定 $-5^\circ$ から $+5^\circ$ )まで往復変化させるという試験を 150 秒かけて実施したものであり、時間的には図中の矢印の方向に変動させているが、往路と復路で  $C_{D_{trim}}$  のみ全く異なった結果を示している。この現象の理由として考えられるのは風洞風速加減速時に模型の安定性を確保するために取り付けた安全索(図 3.3.1-5)の影響であると考えられる。詳細は以下、係数ごとに述べる。

釣り合い揚力係数  $C_{L_{trim}}$

図 3.3.4-2 では  $\alpha$  スウィープ試験による特性と設計空力モデルによる特性は、迎角 $+2^\circ$ 程度以上で  $\alpha$  スウィープ試験による特性が若干高くなっており、迎角に対する非線形性が設計空力モデルによる特性より大きい。懸吊風試同定モデルによる特性も、 $\alpha$  スウィープ試験による特性と同様に高迎角域

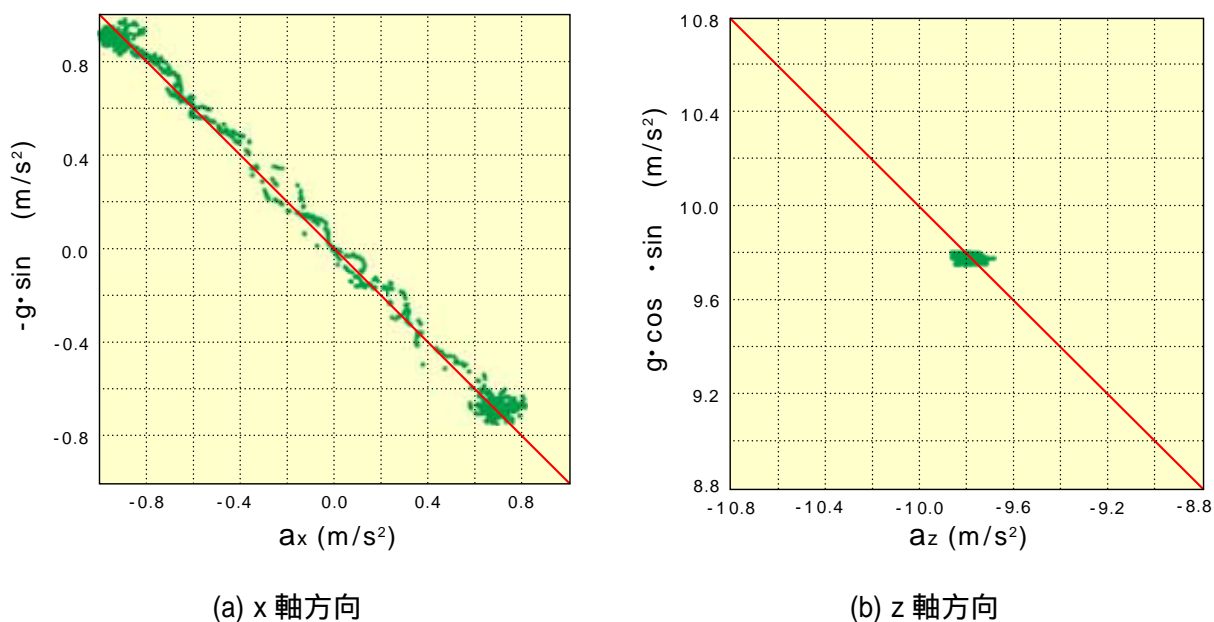


図 3.3.4-1 スウィープ試験における釣り合い精度



で設計空力モデルによる特性より高くなっているが、モデル構造を迎角に対して線形としていることを考慮しても懸吊風試同定モデルによる特性は  $\alpha$  スウィープ試験による特性より若干揚力が高い側にバイアスしているように見える。一方、図 3.3.4-3 では  $\alpha$  スウィープ試験による特性が図 3.3.4-2 に比べて 0.02 程度高く現れているため、懸吊風試同定モデルによる特性とは非常に良く一致している。このように、揚力特性ではケースによって 0.02 程度の範囲内でバイアスが生じた。仮にこれを安全索の影響であると仮定すれば、安全索は鉛直方向の力としては模型に対して下向きに作用するものばかりであり、これは揚力係数の推定結果を小さい側にバイアスさせる効果を持つ。したがって大きい側に推定されており、かつ懸吊風試同定モデルによる特性とも一致する図 3.3.4-3 が、より正しい結果を示していると考えられる。

釣り合い抗力係数  $C_{D_{trim}}$

図 3.3.4-2 では設計空力モデルによる特性、懸吊風試同定モデルによる特性、 $\alpha$  スウィープによる特性とも、迎角  $\alpha$  に対する変動については良く一致しており、いずれも誘導抵抗が最小となる  $C_{L_{trim}} = 0$  の付近、すなわち  $\alpha = 2^\circ$  付近で抗力係数最小となっている。しかし3者にはバイアスが存在し、各々

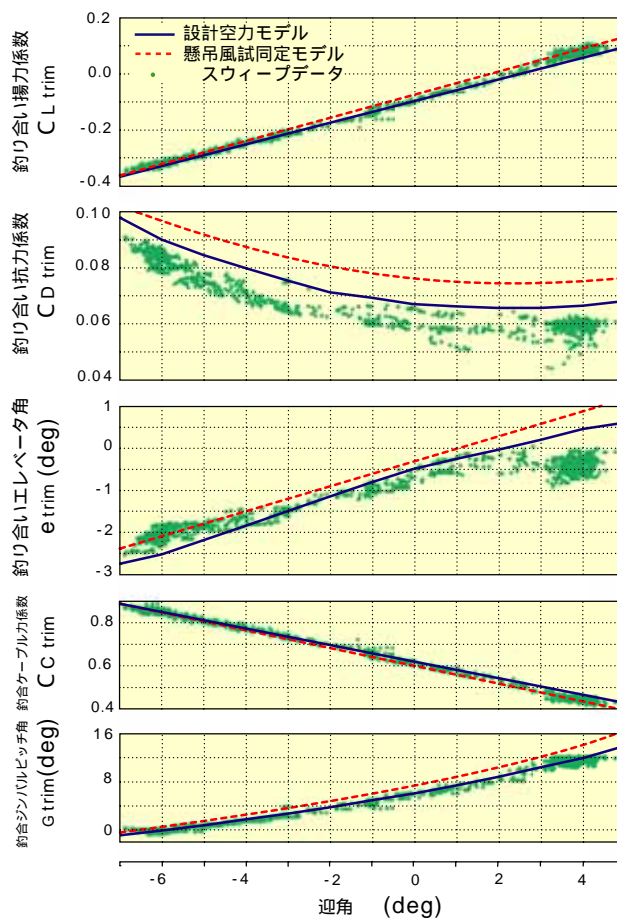


図 3.3.4-2 スウィープ試験解析結果

0.01 程度の差で懸吊風試同定モデルによる同定特性, 設計空力モデルによる予測特性,  $\alpha$  スウィープによる推定特性の順で低くなっている. 図 3.3.4-3 の  $\alpha$  スウィープ結果では往路と復路で  $C_{Dtrim}$  は 0.015 程度異なり, 往路と図 3.3.4-2 の  $\alpha$  スウィープ結果とでは 0.03 近くの差が見られる. 懸吊風試同定モデルによる特性は  $\alpha$  スウィープによる特性の往路と復路の間の値を示している. 他の  $\alpha$  スウィープの結果にも, これと同様に大きな  $C_{Dtrim}$  を示すデータが何ケースかあったが,  $\alpha$  が増加中であるか減少中であるか(往路か復路か)との相関は見られなかった. この原因は安全索の内, 模型後部下面に取り付けられ, 風洞後方下面より風洞外に出る1本(図 3.3.1-5 の「ヨー/前後③」)の影響と考えられる. 風洞風速が試験風速に達し, データ取得を行っている間は模型運動に影響を与えないように安全索は十分に緩めるようにしたが, この1本については模型の前後運動の関係で完全に張力を弱めきれない状態で試験を実施したケースがあった. この力の作用する向きはほぼ後ろ向きであり, かつ重心とのアームも短いことから  $C_L$  及び  $C_m$  の推定には大きな影響を与えないと考えられるが,  $C_D$  の推定には直接影響し, その方向は推定値を大きくする側である. このことから図 3.3.4-3 のケースではこの安全索の張力を弱めきれない状態で試験を開始し, スウィープ途中に安全索の保持者が若干張力

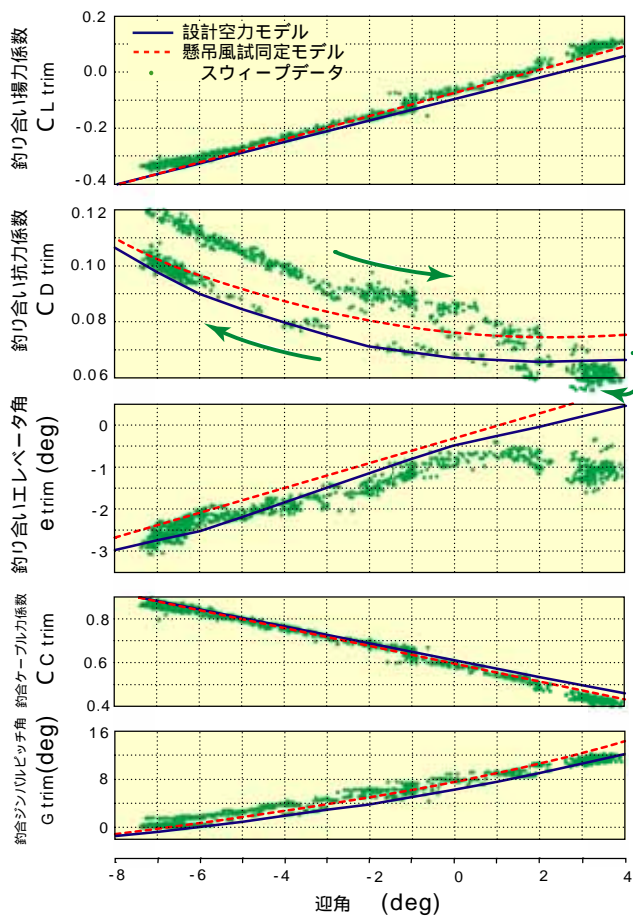


図 3.3.4-3 スウィープ試験解析結果(安全索の影響)

を弱めた可能性が考えられる。その張力変動の大きさは係数の変動幅 0.015 を風速 30m/s において有次元化した値である 12N (1.3kgf) 程度と想定され、これは現実起こりうる大きさと考えられる。したがって  $C_{D_{trim}}$  は低い側に推定されている図 3.3.4-2 が真値に近いものと考えられる。その場合、設計空力モデルの抗力係数が、真値より大きく推定されていることになるが、これは大きなベース面を持った宇宙往還機形状の静的風洞試験において、支持干渉等の影響により、抗力係数やピッチング・モーメント係数の誤差が大きくなる特徴から、考え得る結果である。なお、前方、下方安全索については試験中は後方になびくまで緩められているが、これらの空力抵抗も  $C_{D_{trim}}$  推定値を大きくする方向に作用すると考えられるため、真の  $C_{D_{trim}}$  値は図 3.3.4-2 より、さらに低い側に存在する可能性がある。この定量的な評価には安全索に用いたケーブルの空力抵抗を推定する必要がある。

#### 釣り合いエレベータ舵角 $\delta e_{trim}$

図 3.3.4-2 と図 3.3.4-3 の釣り合いエレベータ角の  $\alpha$  スウィープによる特性はほぼ一致しており、他の  $\alpha$  スウィープ結果でも大きな差は見られなかった。釣り合い揚力係数、釣り合い抗力係数に見られたケースごとのばらつきが見られなかった理由は、安全索の取り付け点が模型重心に近く、ピッチング・モーメントには大きな影響を及ぼさなかったことが考えられる。3 者の特性を比べると、 $\alpha = 0^\circ$  付近では  $\alpha$  スウィープによる特性と設計空力モデルによる特性がほぼ一致しているが、 $\alpha$  に対する傾斜は  $\alpha$  スウィープによる特性のみ明らかに異なっており、懸吊風洞同定モデルによる同定特性、設計空力モデルによる予測特性に比べて  $\alpha$  スウィープによる推定特性が緩やかである。また、迎角に対する非線形性は、明らかに  $\alpha$  スウィープによる特性が最も大きく現れており、 $\alpha = 2^\circ$  近辺で頭打ちとなる特性を示している。これは、同定モデルによる特性に比べて  $\alpha$  スウィープによる特性の縦静不安定性が弱い、あるいはエレベータの舵効きが大きいことを示している。同じ懸吊風洞試験による  $\alpha$  スウィープによる特性と同定モデルによる特性に差が現れた原因として考えられるのは、安全索の慣性力である。準静的試験では大きな運動は生じないため、安全索の慣性力は無視しても問題ないと考えられるが、動的試験では影響を持つ可能性がある。この影響により、動的試験において安全索がない場合に比べて運動が押さえられた可能性があり、そのため、運動を励起したエレベータの効きが同定モデルでは実際より小さく推定された可能性がある。その場合、設計空力モデルのエレベータ舵効きは同定モデルと同程度であることから、これも実際より小さく推定されていることになるが、抗力係数の項で述べたように、設計空力モデルを得た静的風洞試験における誤差である可能性は否定できない。また、 $\alpha$  スウィープによる特性は、図 2.2.4-1 に示した自動着陸飛行による釣り合いエレベータ角推定結果と比較的良く一致していることから、この結果が最も正しい特性を表している可能性が高い。

### 釣り合いケーブル力係数 $C_{c_{trim}}$

釣り合いケーブル力と上記釣り合い揚力の和はほぼ重力と釣り合うことになる。したがって、釣り合いケーブル力係数は釣り合い揚力係数と同様の傾向を示している。

### 釣り合いジンバル・ピッチ角 $\Theta_{G_{trim}}$

釣り合いジンバル・ピッチ角は(3.2.2-48)式より考えて、釣り合い抗力係数の差に対応する差が現れると考えられる。図 3.3.4-2 の釣り合い抗力係数では、設計空力モデルによる予測特性、懸吊風試同定モデルによる同定特性、 $\alpha$  スウィープによる推定特性の間に 0.01 程度のバイアスがあるが、これに対応するジンバル・ピッチ角の差は、(3.2.2-48)式によると、 $\alpha = -6^\circ$  で 0.6 程度、 $\alpha = +4^\circ$  で 1.2° 程度、懸吊風試同定モデルによる特性、設計空力モデルによる特性、 $\alpha$  スウィープによる特性の順で小さくなると予想される。図 3.3.4-2 では推定値のばらつきのために明確には差は読み取れないが、定性的には  $\alpha$  の増加とともに差が大きくなっており、定量的にも上記の予想値と大きな差は見られない。図 3.3.4-3 の  $\alpha$  スウィープによる特性では、スウィープの往路と復路で釣り合いジンバル・ピッチ角が異なっているが、これは釣り合い抗力係数の推定誤差に対応するものであり、安全索の影響が現れたものと考えられる。このように、釣り合いジンバル・ピッチ角は釣り合い抗力係数に対応した特性が表れており、データ間の不整合は見られない。

以上の解析の結果、縦釣り合い特性について、抗力係数の結果がばらつく等、安全索の影響と思われる差を除いて、懸吊風洞試験による同定モデルによる特性と  $\alpha$  スウィープによる特性には大きな差は見られなかったが、ピッチング・モーメントについては、同定モデルの構造として迎角の非線形項を含めた方が、より真に近いモデルが同定された可能性が示された。また、懸吊風洞試験結果と設計空力モデルによる特性との間には、次の 2 点の差が見られた。

- ・ 釣り合い抗力係数について、懸吊試験結果には安全索の影響と思われる原因により、試験によってばらつきが見られたが、その中で最も真に近いと思われる結果は、設計空力モデルによる特性より 0.01 程度低い。
- ・ 釣り合いエレベータ角に対する迎角の影響(傾斜, 非線形性)について、 $\alpha$  スウィープ試験による特性と、懸吊風試同定モデルによる特性及び設計空力モデルによる特性との間に差が見られたが、懸吊風試同定モデルによる特性は安全索の慣性力、設計空力モデルによる特性は静的風洞試験における支持干渉等の影響で誤差を持って推定されている可能性が考えられる。

このように、設計空力モデルによる特性の基となっている静的風洞試験では支持干渉等による計測誤差、懸吊風洞試験では安全索の影響による推定誤差が考えられ、懸吊風洞試験の精度を

向上させるためには、索の空力特性も含めた定量的解析が必要である。

### (3) 横・方向釣り合い空力特性推定結果

図 3.3.4-4(a)～(c)は各々 $\alpha = -6^\circ, -1^\circ, +4^\circ$  (設定値 $-5^\circ, 0^\circ, +5^\circ$  に対し、 $1^\circ$  の ADS のバイアス補正)における $\beta$  スウィープ試験の結果であり、縦特性の場合と同様、緑ドットによって $\beta$  スウィープ試験による推定特性、赤破線により懸吊風試同定モデルによる同定特性、青実線により設計空力モデルによる予測特性を示している。各々 $\beta$  の変動幅は $\pm 5^\circ$  である。上述したように、ADS 出力 $\beta$  の補正は行わず、出力値を直接使用している。

#### 釣り合い横力特性 $C_{Y_{trim}}$

各迎角とも、 $\beta$  スウィープによる特性、懸吊風試同定モデルによる特性、設計空力モデルによる特性の 3 者に微妙な差はあるものの、良く一致していると言える。

#### 釣り合いエルロン舵角 $\delta a_{trim}$

3 種類の結果を比べると、 $\beta$  スウィープによる特性は設計空力モデルによる特性とかなり良い一致を見ているが、懸吊風試同定モデルによる特性とは差が見られる。懸吊風試同定モデルのローリング・モーメントでは、表 3.3.3-2 に示したように、 $\alpha = -6^\circ$  における $\beta$  微係数と、全迎角でのエルロン及びラダー舵効きにおいて設計空力モデルと差が見られた。この影響により、釣り合いエルロン舵角の $\beta$  に対する傾斜が設計空力モデルによる特性に比べて急になるなどの差が現れている。しかし、 $\beta$  スウィープ試験による特性が設計空力モデルによる特性に近いことから、この懸吊風試同定モデルの特性に疑問が生じる。懸吊風試同定モデルでは、舵効き及びロール・ダンピング  $C_{lp}$  の全てが絶対値が小さい側に推定されていたが、このように動的試験結果と準静的試験結果に差が見られた原因は、同定モデルのモデル構造の問題とは考え難い。むしろ、縦のピッチング・モーメントの項でも問題となった安全索の慣性力の影響が動的試験のみに発生し、舵面加振による模型の運動が押さえられた結果、舵効きが小さく推定された可能性が考えられる。特にロール運動では模型の慣性モーメントが小さく、索の影響を大きく受けた可能性が考えられる。

#### 釣り合いラダー舵角 $\delta r_{trim}$

釣り合いラダー舵角については、釣り合いエルロン舵角の場合とは異なり、懸吊風洞試験に基づく $\beta$  スウィープによる特性と同定モデルによる特性が良く一致しており、信頼度は高いと思われる。設計空力モデルによる特性とは、 $\alpha = -1^\circ$  での $\beta$  に対する傾斜に若干の差が見られるが、 $\alpha$  の計測誤差等も考慮すると、問題になる程の差ではないと言える。

第3章 懸吊飛行による低速空力特性推定

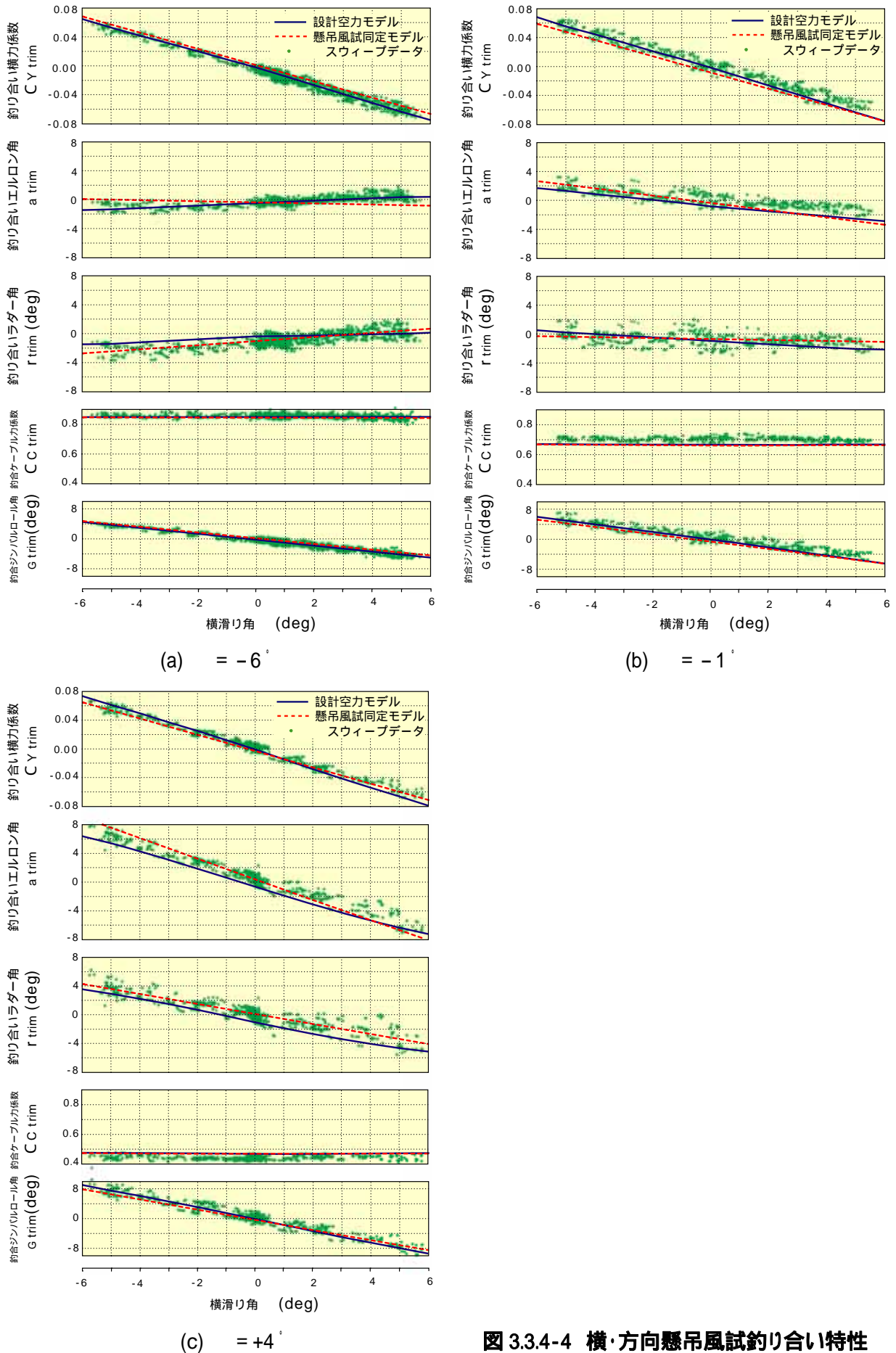


図 3.3.4-4 横・方向懸吊風試釣り合い特性

釣り合いケーブル力係数  $C_{c_{trim}}$ 

釣り合いケーブル力係数は縦特性の影響を大きく受け、 $\beta$  変動に対する変化は  $\alpha$  の変動に伴うものに比べて極端に小さいためもあり、3 種類の結果に大きな差は見られない。

釣り合いジンバル・ロール角  $\Phi_{G_{trim}}$ 

ジンバル・ロール角の特性は横力特性によりほぼ決定するため、3 種類の結果はほぼ一致している。

以上の解析の結果、横・方向釣り合い特性において、懸吊風洞試験での  $\beta$  スウィープによる特性と同定モデルによる特性は、釣り合いエルロン舵角の差を除いて良く一致した。釣り合いエルロン舵角の差の原因として、準静的試験では現れなかった安全索の慣性力の影響が考えられ、その影響を受けておらず、かつ設計空力モデルによる特性とも一致する  $\beta$  スウィープによる特性の方が真の特性を示している可能性が高い。これ以外の特性について、懸吊風洞試験結果と設計空力モデルによる特性の間には問題となるような差は認められず、信頼性の高い結果と考えられる。

**3.3.5 まとめ**

懸吊風洞試験により、懸吊方式による空力特性推定の妥当性を確認することができた、ただし、懸吊風洞試験特有の問題であり、実際の懸吊飛行試験には影響ないが、安全索が、推定にかなりの影響を及ぼしている可能性が明らかになった。これを考慮した上で、良好に取得されたと考えられる懸吊風洞試験の結果から、ALFLEX 空力特性に関して以下のことが明らかになった。

## 1. 静特性

- ・ 抗力係数は設計空力モデルより 0.01 程度低い可能性がある。
- ・ ピッチング・モーメントのエレベータ舵効きは、設計モデルより大きい可能性がある。
- ・ 横・方向特性は、設計空力モデルに大きな推定誤差はないと考えられる。

## 2. 動特性

- ・ ピッチ、ロール及びヨー・ダンピングは設計空力モデルに大きな推定誤差はないと考えられる。

なお、風洞試験手法としての懸吊風洞試験についても、通常のスラットやスティング支持の風洞試験に比べて、動的な影響の推定が可能、支持装置の影響が小さい等の特長があり、有効と考えられるが、直接、力が計測できないこと、胴上開口部の影響による精度劣化等が検討課題である。加えて、安全索の影響を定量的に検討し、解析に取り入れるか、あるいは安全索を用いない試験方式を考案することが信頼性を向上させるために必要である。



### 3.4 ALFLEX 懸吊飛行試験による手法の実証

懸吊風洞試験により、懸吊飛行による空力特性推定手法の妥当性が確認されたため、ALFLEX 実機での懸吊飛行試験に本手法を適用し、手法の実証を行った。本節では、その結果を述べる。

#### 3.4.1 ALFLEX 懸吊飛行試験の概要

自動着陸飛行実験に先立ち、ウーメラ実験場において懸吊飛行試験が合計8回実施された。その概要を表3.4.1-1に示す。また、図3.4.1-1に懸吊飛行試験の写真を示す。

#### 3.4.2 懸吊飛行試験における空力特性推定データ取得

表3.4.1-1に示すとおり、8回の懸吊飛行中、3回の飛行で空力特性推定のためのデータ取得を行った。自動着陸飛行では不可能な準静的試験( $\alpha$ ,  $\beta$  スweep)、異なる迎角での複数の動的試験、コマンドステップ試験( $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\Phi$  ステップ)も実施された。懸吊風洞試験では、舵面加振による動的データにおいて特に横滑り角  $\beta$  の変動範囲が狭く、横・方向空力パラメータ推定が困難となったため、懸吊飛行試験では事前のシミュレーションにより十分に安全性を確認した後、舵面加振の振幅を懸吊風洞試験に比べて大幅に大きくしている。エレベータ加振試験、ラダー加振試験(以上、第6回飛行)、 $\alpha$  スweep試験、 $\beta$  スweep試験(以上、第4回飛行)の時歴例を各々図3.4.2-1(a)~(d)に示す。(a)図のエレベータ加振試験及び(b)図のラダー加振試験ではエレベータ及びラダーコマンドにM系列矩形波を重畳しているが、自動着陸飛行における動的試験と同様、制御系が作動しているため、舵面はパルス入力が行われたかのような動きを示している。(c)図の $\alpha$  スweep試験の時歴では迎角コマンドが $0^\circ$ から $+5^\circ$ 、 $-5^\circ$ を経て $0^\circ$ に戻っているが、その変化率は $0.5^\circ/s$ と、非常に緩やかであり、ピッチ角速度はほぼ $0^\circ/s$ に保たれていることがわかる。(d)図の $\beta$  スweep試験では、縦に比べて釣り合い状態が十分ではないが、ロール及びヨー角速度は $\pm 2^\circ/s$ の範囲に抑えられている。

#### 3.4.3 動的飛行試験による空力モデル同定

上記取得動的データに対し、3.2.1(1)項で述べた手法を適用することにより、動的影響項も含む空力モデル・パラメータを推定した。

##### (1) 縦空力モデル同定結果

懸吊飛行試験における縦動的試験としては、表3.4.1-1に示すとおり、第6回飛行においてエレベータ加振試験を迎角 $0^\circ$ 及び $+5^\circ$ において各々1回、 $\alpha$ コマンドステップ入力試験を第2回飛行において1回、第6回飛行において2回実施している、縦空力モデル同定では、これらのデータを一括入力処理した。



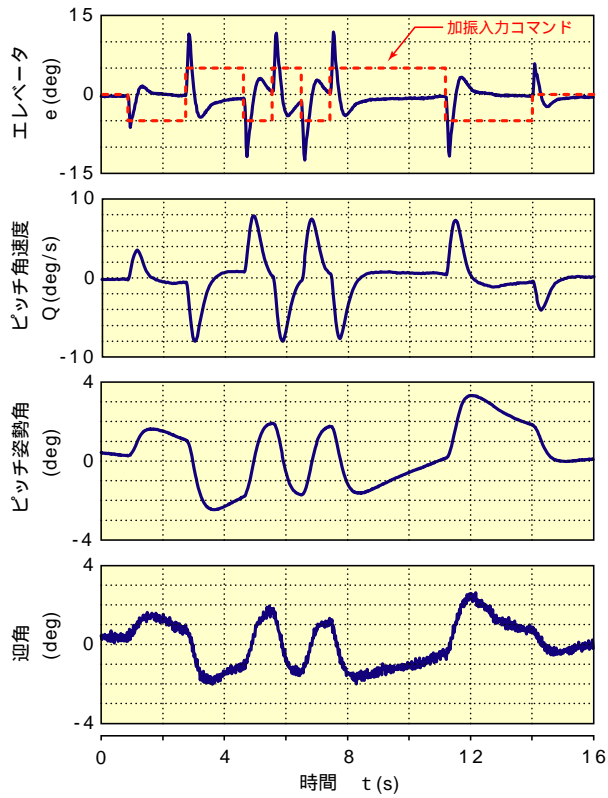
表 3.4.1-1 ALFLEX 懸吊飛行試験の概要

注) 特記なき場合は $\alpha=0^\circ$ ,  $\delta_{SB}=0^\circ$

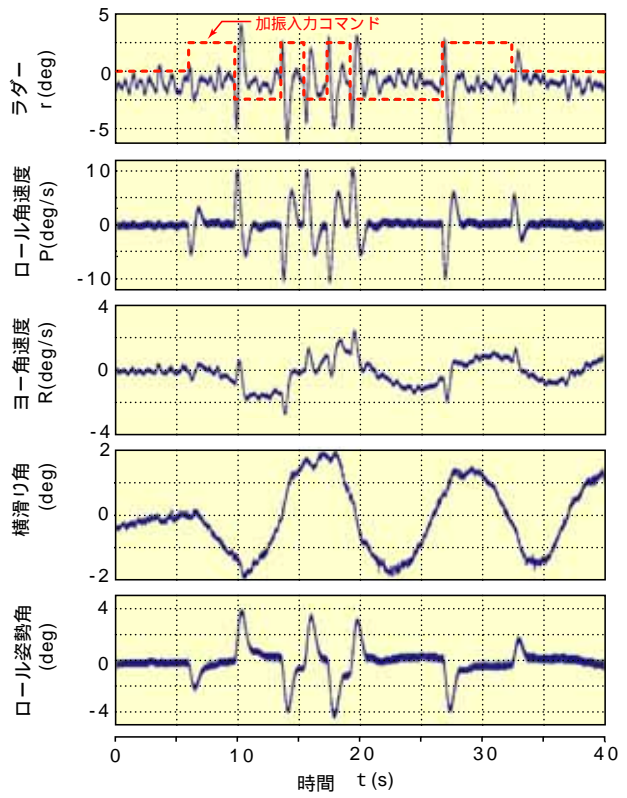
	目的	飛行形態	空力特性推定試験	実施日
第1回	・基本性能確認	合体形態	-	'96/05/21
第2回	・制御性能確認 ・空力特性推定	懸吊形態	<ul style="list-style-type: none"> <li>・<math>\alpha</math>ステップ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft -5^\circ \curvearrowright 0^\circ</math>)</li> <li>・<math>\beta</math>ステップ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft 0^\circ</math>)</li> <li>・<math>\beta</math>ステップ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft -5^\circ \curvearrowright 0^\circ</math>)</li> <li>・<math>\Phi</math>ステップ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft 0^\circ \curvearrowleft -5^\circ \curvearrowright 0^\circ</math>)</li> <li>・<math>\Phi</math>ステップ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft -5^\circ \curvearrowright 0^\circ</math>)</li> </ul>	'96/05/24
第3回	・自動着陸飛行手順確認	懸吊形態	-	'96/05/28
第4回	・スピード・ブレーキ効き確認 ・空力特性推定	懸吊形態	<ul style="list-style-type: none"> <li>・<math>\alpha</math>スウィープ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft -5^\circ \curvearrowright 0^\circ</math>) × 2回</li> <li>・<math>\alpha</math>スウィープ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft -5^\circ \curvearrowright 0^\circ</math> @<math>\delta_{SB}=30^\circ</math>)</li> <li>・<math>\beta</math>スウィープ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft -5^\circ \curvearrowright 0^\circ</math>) × 2回</li> <li>・<math>\beta</math>スウィープ (<math>0^\circ \curvearrowright +5^\circ \curvearrowleft -5^\circ \curvearrowright 0^\circ</math> @<math>\delta_{SB}=30^\circ</math>)</li> </ul>	'96/05/31
第5回	・自動着陸飛行手順確認	懸吊形態	-	'96/06/05
第6回	・空力特性推定	懸吊形態	<ul style="list-style-type: none"> <li>・<math>\alpha</math>スウィープ (<math>0^\circ \curvearrowright +12^\circ</math>) × 2回</li> <li>・<math>\alpha</math>ステップ (<math>+12^\circ \curvearrowleft 0^\circ</math>) × 2回</li> <li>・<math>\delta_e</math>加振 (M系列, 振幅<math>\pm 5.0^\circ</math>)</li> <li>・<math>\delta_e</math>加振 (M系列, 振幅<math>\pm 5.0^\circ</math> @<math>\alpha=+5^\circ</math>)</li> <li>・<math>\delta_a</math>加振 (M系列, 振幅<math>\pm 2.5^\circ</math>) × 2回</li> <li>・<math>\delta_r</math>加振 (M系列, 振幅<math>\pm 2.5^\circ</math>) × 2回</li> </ul>	'96/06/11
第7回	・DGPS 及び ADS 性能確認	懸吊形態	-	'96/06/20
第8回	・自動着陸飛行手順確認	懸吊形態	-	'96/06/25



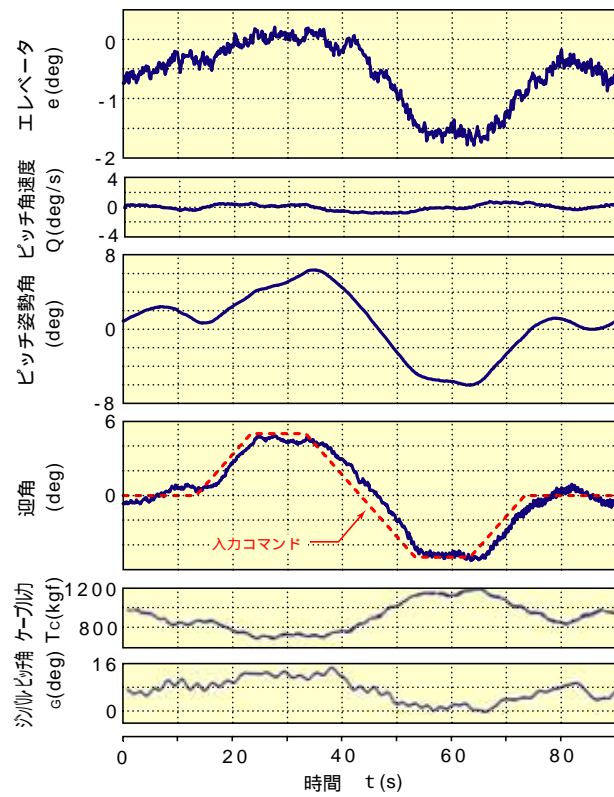
図 3.4.1-1 ALFLEX 懸吊飛行試験の写真



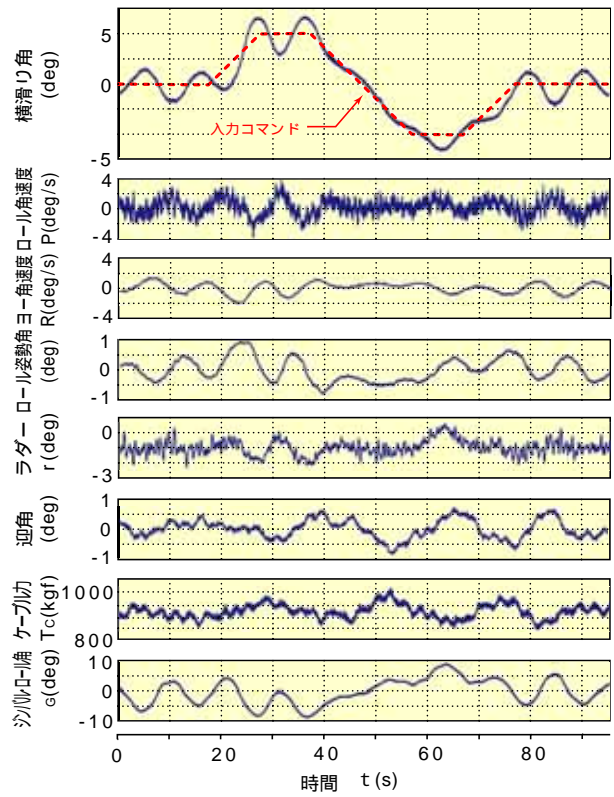
(a) エレベータ加振試験(第6回飛行)



(b) ラダー加振試験(第6回飛行)



(c) スウィープ試験(第4回飛行)



(d) スウィープ試験(第4回飛行)

図 3.4.2-1 懸吊飛行試験データ例

表 3.4.3-1 に、懸吊飛行試験により取得された動的試験データを用いて実験機の縦の空力モデル同定を行う際に設定したモデル構造と、推定されたパラメータ値を示す。モデル構造は、表 2.2.3-1 に示した自動着陸飛行実験において使用したモデル構造と基本的に同じであるが、自動着陸飛行での加振試験は  $\alpha=8^\circ$  付近で行われたため、モデル構造は  $(\alpha-8^\circ)$  で展開されているのに対し、懸吊飛行試験における同定に入力として使用したデータは  $\alpha=0^\circ$  を含むため、 $\alpha=0^\circ$  を基準に展開している。また、懸吊状態での動的飛行は全てスピード・ブレーキ角一定( $0^\circ$ )で実施されたため、スピード・ブレーキの影響はモデルに含めていない。表には同定されたモデル(以下、懸吊飛行同定モデル)と同時に、参考比較対象として設計空力モデルに対して同じモデル構造を当てはめることにより得られた解析的モデル(以下、予測モデル)のパラメータを示している。予測モデルを求めるための空力モデル構造の設計空力モデルへのあてはめは、懸吊飛行での縦動的試験(エレベータ加振試験及び  $\alpha$  コマンドステップ入力試験)における運動範囲にあわせて迎角  $\alpha = -6^\circ \sim 14^\circ$  の範囲で行った。表のその他の値の意味は表 2.2.3-1 と同じであり、予測モデル・パラメータの下段はバリエーション、すなわち風試データと実機特性の間の差の予測最大値、薄赤網掛け部分は同定モデル・パラメータと予測モデル・パラメータとの差がバリエーションを越えているもの、同定モデル・パラメータの下段は飛行試験データから最小二乗推定値として求めた各パラメータの標準偏差の3倍( $3\sigma$ )である。

懸吊飛行同定モデル・パラメータと予測モデル・パラメータを比較すると、揚力係数及びピッチング・モーメント係数については表 2.2.3-1 の自動着陸同定モデル・パラメータと同じく、揚力係数に対するエレベータの影響項( $CL_{\delta e}$ )が予測モデル・パラメータに対してバリエーションから出ているものの、その他のパラメータではバリエーション内に十分収まっており、良い一致を見ている。 $CL_{\delta e}$ の予測モデル・パラメータとの差についても、自動着陸同定モデルではバリエーションの170%に達していたのに対し、懸吊飛行同定モデルでは100%とバリエーション程度まで減少しており、また推定標準偏差も小さくなっている。ピッチ・ダンピング( $Cm_q$ )は懸吊飛行同定モデル・パラメータが予測モデル・パラメータの118%(自動着陸同定モデルでは97%)であり、差はそれほど大きなものではない。エレベータの効き( $Cm_{\delta e}$ )も81%(自動着陸同定モデルでは91%)とかなり近い値が得られている。しかし自動着陸同定モデルと異なり、抗力係数の定数項( $CD_0$ )に大きな差(バリエーションの約170%)が見られる。

図 3.4.3-1 は表 3.4.3-1 の懸吊飛行同定モデルの定数項及び迎角の影響項のみを、設計空力モデルと共に図示したものであり、凡例は図 2.2.3-1 と同じである。すなわち、赤破線により懸吊飛行同定モデルを、青実線により設計空力モデルを示しており、また、同定モデルまわりの薄赤網掛け部は飛行試験データのばらつきの標準偏差である。

以下、係数ごとに比較結果を示す。

表 3.4.3-1 縦空力モデル構造と懸吊飛行同定モデル

$$\begin{aligned}
 C_L &= C_{L_0} && + C_{L\alpha} \cdot \alpha && + C_{L\delta_e} \cdot \delta_e \\
 C_D &= C_{D_0} + C_{D\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{D\alpha} \cdot \alpha && && + C_{D\delta_e} \cdot \delta_e \\
 C_m &= C_{m_0} + C_{m\alpha^2} \cdot \alpha^2 + C_{m\alpha} \cdot \alpha && + C_{m_q} \cdot \dot{q} && + C_{m\delta_e} \cdot \delta_e
 \end{aligned}$$

	$C_{L_0}$	$C_{L\alpha}$	$C_{L\delta_e}$		
予測モデル (バリエーション)	-0.086 (± 0.022)	2.093 (± 0.401)	0.697 (± 0.180)		
懸吊飛行同定モデル (3)	-0.082 (0.001)	2.028 (0.008)	0.515 (0.018)		
	$C_{D_0}$	$C_{D\alpha^2}$	$C_{D\alpha}$	$C_{D\delta_e}$	
予測モデル (バリエーション)	0.068 (± 0.007)	0.997	-0.083	0.036	
懸吊飛行同定モデル (3)	0.056 (0.000)	1.318 (0.031)	-0.164 (0.006)	-0.031 (0.007)	
	$C_{m_0}$	$C_{m\alpha^2}$	$C_{m\alpha}$	$C_{m_q}$	$C_{m\delta_e}$
予測モデル (バリエーション)	-0.002 (± 0.010)	-0.181	0.089 (± 0.121)	-0.761	-0.233 (± 0.060)
懸吊飛行同定モデル (3)	-0.001 (0.000)	-0.099 (0.006)	0.038 (0.001)	-0.895 (0.032)	-0.189 (0.001)

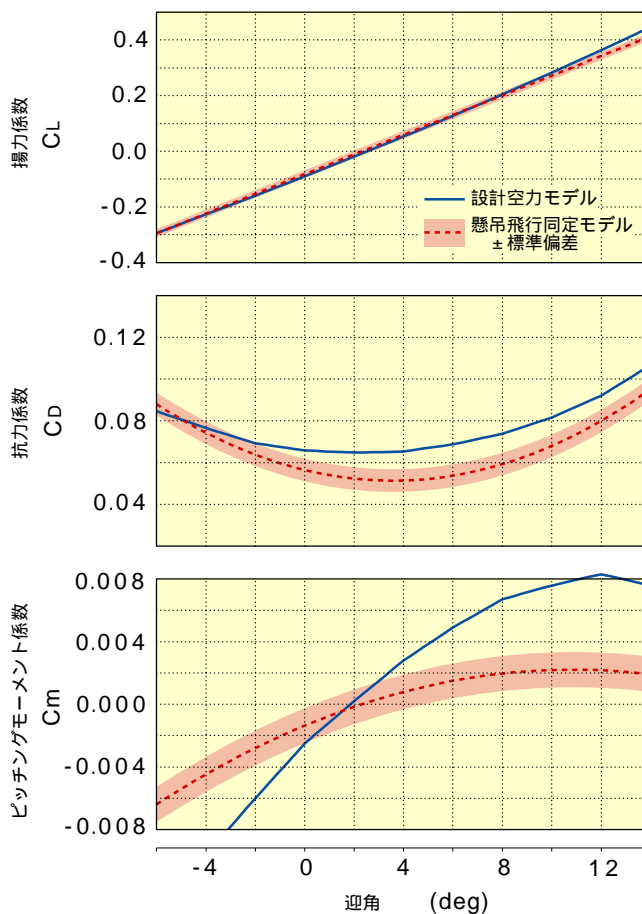


図 3.4.3-1 縦懸吊飛行同定モデル

揚力係数  $C_L$ 

揚力係数はパラメータによる評価でも確認されたように、同定モデルと設計空力モデルが良く一致している。

抗力係数  $C_D$ 

抗力係数ではパラメータによる評価において大きな差が見られた定数項のみでなく、 $\alpha$ の2次項, 1次項にも差が見られ, 図 2.2.3-1 に示した自動着陸同定モデルと比べて設計空力モデルとの差が拡大している。また, 入力データのばらつきの標準偏差も自動着陸の場合に比べて大きい。この原因については 3.4.4 項の準静的試験の結果解析の部分で述べる。

ピッチング・モーメント係数  $C_m$ 

ピッチング・モーメント係数はパラメータ評価では全パラメータとも予測モデルに対してバリエーション内に入っていたが, この図で見ると大きな差があるように思われる。しかし, 図 2.2.3-1 の自動着陸同定モデルとは非常によく似たモデルが同定されており, 入力データのばらつきも同程度である。

**(2) 横・方向空力モデル同定結果**

懸吊飛行試験における横・方向動的試験としては, 表 3.4.1-1 に示すとおり, 第 6 回飛行においてエルロン, ラダー加振試験を各 2 回, 第 2 回飛行において  $\beta$ ,  $\Phi$  コマンドステップ入力試験を各々 2 回実施した。これらの結果を一括入力して行った横・方向空力モデル同定の結果を示す。

表 3.4.3-2 は横・方向空力特性に関する懸吊飛行同定モデルのモデル構造及びモデル・パラメータを設計空力モデルに基づく予測モデルのパラメータとともに示したものである。表の( )内の値の意味などは表 2.2.3-2 と同じである。懸吊飛行試験における横・方向動的試験は  $\alpha=0^\circ$  を保持するように縦制御系を機能させた状態で実施されたため, 比較対象の予測モデルは  $\alpha=0^\circ$  における設計空力モデルに横・方向モデル構造をあてはめることにより求めた。一方, 2.2.3(2)項にて結果を示した自動着陸飛行での動的試験は, 迎角は約  $+8^\circ$  の平衡滑空フェーズで実施されたため, 比較対象の予測モデルは  $\alpha=+8^\circ$  における確認風試データに基づいて求めたものである。横・方向特性は迎角  $\alpha$  の変化にともなって大きく変化するため, 表 2.2.3-2 と表 3.4.3-2 の両予測モデル・パラメータの値は異なる。なお, 自動着陸飛行の場合と同様に, 同定モデルの動微係数については推定時にロールとヨーの分離が困難であったため, クロス項, すなわち  $C_{L_r}$  及び  $C_{n_p}$  は予測モデルの値に固定し,  $C_{L_p}$  及び  $C_{n_r}$  のみを推定対象としている。これらの予測モデルに固定したパラメータは, 表中では[ ]により示している。

表 3.4.3-2 横・方向空力モデル構造と懸吊飛行同定モデル

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \cdot \beta + C_{Y_{\delta a}} \cdot \delta a + C_{Y_{\delta r}} \cdot \delta r$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta} \cdot \beta + C_{l_p} \cdot \hat{p} + C_{l_r} \cdot \hat{r} + C_{l_{\delta a}} \cdot \delta a + C_{l_{\delta r}} \cdot \delta r$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta} \cdot \beta + C_{n_p} \cdot \hat{p} + C_{n_r} \cdot \hat{r} + C_{n_{\delta a}} \cdot \delta a + C_{n_{\delta r}} \cdot \delta r$$

	$C_{Y_0}$	$C_{Y_\beta}$		$C_{Y_{\delta a}}$	$C_{Y_{\delta r}}$	
予測モデル (バリエーション)	0.001 (± 0.006)	- 0.661 (± 0.111)		- 0.052 (± 0.010)	0.205 (± 0.063)	
懸吊飛行同定モデル (3)	0.013 (0.000)	- 0.795 (0.007)		- 0.184 (0.018)	0.155 (0.013)	
	$C_{l_0}$	$C_{l_\beta}$	$C_{l_p}$	$C_{l_r}$	$C_{l_{\delta a}}$	$C_{l_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	-0.000 (±0.004)	-0.055 (±0.034)	-0.248	- 0.030	- 0.144 (± 0.022)	0.073 (± 0.017)
懸吊飛行同定モデル (3)	0.001 (0.000)	-0.039 (0.000)	-0.186 (0.011)	[- 0.030]	- 0.123 (0.001)	0.061 (0.001)
	$C_{n_0}$	$C_{n_\beta}$	$C_{n_p}$	$C_{n_r}$	$C_{n_{\delta a}}$	$C_{n_{\delta r}}$
予測モデル (バリエーション)	- 0.001 (± 0.001)	- 0.019 (± 0.023)	0.163	- 0.455	0.024 (± 0.014)	- 0.110 (± 0.024)
懸吊飛行同定モデル (3)	- 0.001 (0.000)	0.002 (0.001)	[ 0.163]	- 0.335 (0.027)	0.025 (0.002)	- 0.095 (0.001)

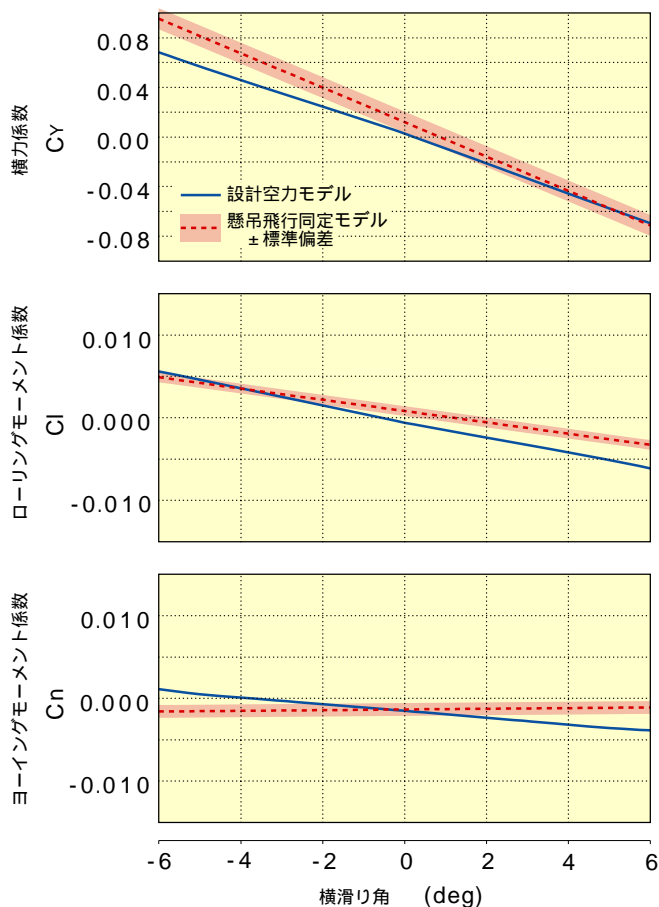


図 3.4.3-2 横・方向懸吊飛行同定モデル( = 0°)

同定モデル・パラメータと予測モデル・パラメータを比較すると、横力係数パラメータではラダーの影響項( $C_{Y_{\delta r}}$ )を除いてすべての懸吊飛行同定モデル・パラメータと予測モデル・パラメータとの差がバリエーションを越えている。特に定数項( $C_{Y_0}$ )のパラメータの両モデル間の差はバリエーションの200%に達する。横力傾斜( $C_{Y_{\beta}}$ )の差はバリエーションの120%程度であって極端に大きなものではなく、表 2.2.3-2 の自動着陸飛行の場合(差がバリエーションの約210%)と比べて明らかに設計空力モデルに近づいているとともに、推定標準偏差も0.027から0.007へと1/4程度に減少している。エルロンの影響項( $C_{Y_{\delta a}}$ )は予測パラメータとの差は大きいですが、機体の運動特性に大きな影響を与えるパラメータではない。ローリング・モーメント、ヨーイング・モーメントについては、自動着陸飛行の場合にはバリエーションを超える差が見られた $\beta$ 微係数を含めて、全ての懸吊飛行同定モデル・パラメータと予測モデル・パラメータとの差がバリエーション内に入っている。横力傾斜が設計空力モデルに近づいたことも含め、これは懸吊飛行による動的データでは自動着陸飛行に比べて横滑り角 $\beta$ の変動範囲を拡大できたことの成果であると考えられる。ロール・ダンピング( $C_{l_p}$ )とヨー・ダンピング( $C_{n_r}$ )はともに同定モデル・パラメータが予測モデル・パラメータの75%程度となっており、やはり自動着陸同定モデルよりも設計空力モデルに近づいている。これらの動微係数についても、懸吊飛行において横運動が拡大された結果、推定精度が向上した可能性が考えられる。

図 3.4.3-2 は懸吊飛行同定モデルを設計空力モデルと共に図示したものである。両データ間の横力係数( $C_Y$ )のバイアスが顕著である。これはパラメータ値による評価でも見られたものであるが、薄赤網掛けで示した入力データのばらつきが図 2.2.3-2 の自動着陸同定モデルに比べて大きく、入力データの誤差により飛行試験結果に推定誤差が生じた可能性が考えられる。これは自動着陸の場合に比べて計測項目として増加したケーブル力の計測結果のばらつきが影響している可能性があるが、原因解析は次項で述べる。方向安定性( $C_{n_{\beta}}$ )についても設計空力モデルとの間にかかなりの差があるように見えるが、これは図 2.2.3-1 や図 3.4.3-1 の $C_m$ と同様に安定性がほぼ中立であるため、図の上下スケールが拡大されたことが原因であり、差の絶対値は大きなものではない。

#### 3.4.4 準静的飛行試験による釣り合い空力特性推定

##### (1) 縦釣り合い空力特性推定結果

懸吊飛行試験における縦の準静的試験としては、表 3.4.1-1 に示したように、 $\alpha$  スウィープ試験を第4回飛行においてスピード・ブレイキ角 $0^\circ$ で2回、 $30^\circ$ で1回、第6回飛行においてスピード・ブレイキ角 $0^\circ$ で1回、各々実施した。

図 3.4.4-1 はスピード・ブレイキ角 $0^\circ$ での $\alpha$  スウィープ試験により得られた釣り合い特性を、前項で



求めた懸吊飛行同定モデルに基づき計算された釣り合い特性結果と重ね書きしたものである。図では赤破線により懸吊飛行同定モデル(表 3.4.3-1 あるいは図 3.4.3-1 に示したもの)に基づいて計算した釣り合い特性結果を、緑ドットにより $\alpha$ スウィープ試験結果を、設計空力モデルに基づいて計算した釣り合い特性を青実線で示している。

この図から動的／準静的試験結果の一致度を評価すると、抗力係数を除いて懸吊飛行同定モデルによる特性と $\alpha$ スウィープによる特性(赤破線と緑ドット)は極めて良く一致している。揚力係数の $\alpha$ スウィープによる特性は懸吊飛行同定モデルによる特性に比べて迎角に対する非線形性が大きいが、懸吊飛行同定モデルが迎角の線型モデルとなっていることを考慮すると両者は良く一致していると言える。

一方、抗力係数では $\alpha$ スウィープによる特性と同定モデルによる特性に差があるばかりでなく、 $\alpha$ スウィープによる特性自体が大きく2群に分かれている。懸吊飛行試験においてスピード・ブレーキ角 $0^\circ$ での $\alpha$ スウィープ試験は計3回実施されたが、この図ではそのうちの2回の結果を重ね書き表示し

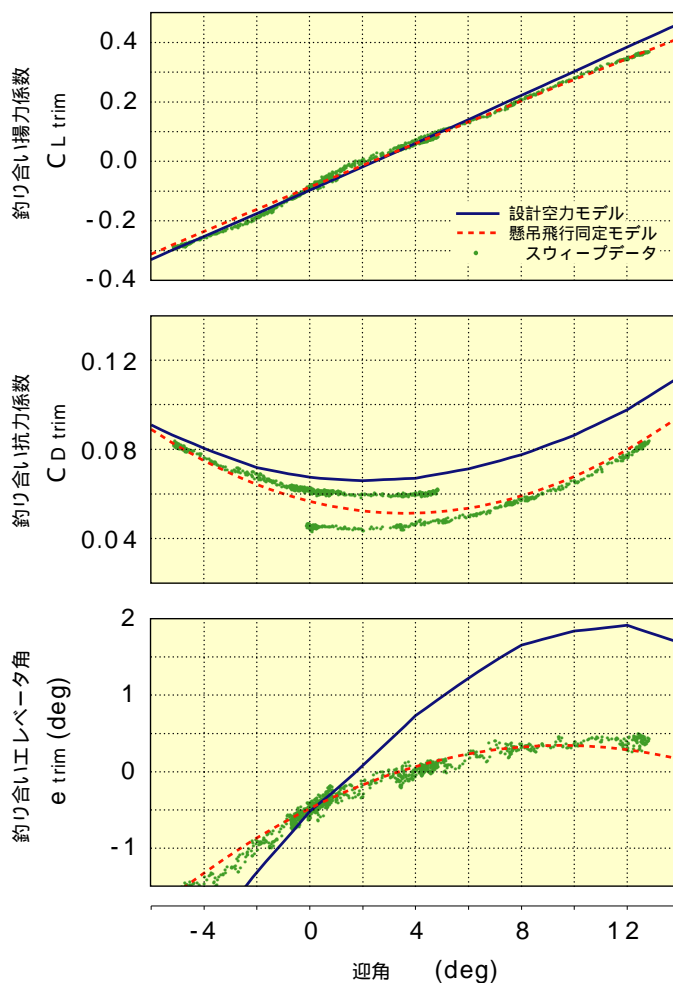


図 3.4.4-1 縦懸吊飛行釣り合い特性



ており、それぞれ  $\alpha=0^\circ \rightarrow +5^\circ \rightarrow -5^\circ \rightarrow 0^\circ$  のスウィープ (図 3.4.2-1(c) に示したもの) 及び  $\alpha=0^\circ \rightarrow 12^\circ$  のスウィープである。この現象は、図 3.3.4-3 の懸吊風洞試験に見られたものと類似しているが、懸吊風洞試験において同現象の原因と考えられた安全索はもちろん懸吊飛行試験では存在しないため、原因は別のところにある。

釣り合い揚力係数及び釣り合いエレベータ舵角では懸吊飛行同定モデルによる特性と  $\alpha$  スウィープによる特性の間に大きな不整合は見られないこと、自動着陸飛行実験での釣り合い解析結果では同様のばらつきは見られず、再現性があったことから、この原因は、懸吊飛行のみに使用したデータの計測誤差の中で、抗力係数推定結果のバイアスのみに大きな影響を持つものであると考え、各計測値の感度解析を行った。懸吊飛行解析では機体に作用する空気力は加速度計出力から求まる外力 (自動着陸飛行ではこれが空気力に一致) からケーブル力を減じることで求められているため、懸吊飛行解析のみで使用するケーブル力計算用のロードセル出力値と 2 軸ジンバル・ポテンショ・メータ (ピッチ方向、ロール方向) 出力値の計測誤差が抗力係数バイアスの原因である可能性が高い。ケーブル力計測機器の配置を図 3.4.4-2 に示す。ジンバル角の定義は図 3.2.1-1 に示すとおりであり、懸吊風洞試験と同様である。感度解析の結果、予想どおりピッチ方向ジンバル角のバイアス計測誤差が抗力係数推定誤差に与える影響が最も大きいことが判明したため、全懸吊フライトにおける 90kt 懸吊釣り合い飛行時のジンバル・ピッチ角を調べたところ、振り子運動のために振動はしているものの、その平均値を見るとフライトごとに  $3.5^\circ \sim 5.0^\circ$  程度の範囲で異なった値をとっていることが確認された。このジンバル・ピッチ角における  $1.5^\circ$  の差を抗力係数推定値の誤差に換算すると約 0.02 に相当し、まさに図 3.4.4-1 の抗力係数  $\alpha$  スウィープ試験バイアスと一致する。一方揚力係数推定誤差に対してはこのジンバル角計測誤差は 0.0002 程度にしか影響せず、またジンバルはほぼ機体重心位置に

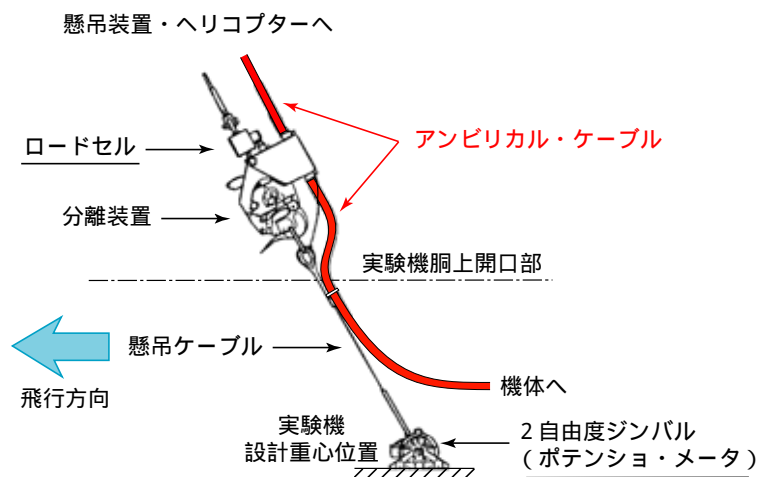


図 3.4.4-2 懸吊システム

設置されているため、ピッチング・モーメント特性(釣り合いエレベータ舵角)の推定に対してもほとんど影響しない。このことから懸吊飛行試験の $\alpha$ スイープ試験結果における釣り合い抗力係数推定値の不整合の原因はジンバル・ピッチ角の計測誤差である可能性が高い。また、同じくジンバル・ピッチ角誤差を含む計測データより推定された懸吊飛行同定モデルについても同様の誤差要因が内在していると考えられる。図 2.2.3-1 の自動着陸同定モデルの抗力係数モデルは設計空力モデルにほぼ一致しているのに対し、図 3.4.3-1 の懸吊飛行同定モデルの抗力係数モデルが設計空力モデルと大きく異なった原因は、これである可能性がある。なお、自動着陸飛行に比べて懸吊飛行での計測誤差が大きいことは図 3.4.3-1 の抗力係数同定モデルのまわりの入力データのばらつきが図 2.2.3-1 に比べてかなり大きくなっていることからわかる。揚力係数及びピッチング・モーメント係数ではこの差は顕著ではなく、抗力係数のみの計測誤差が大きくなっている。

ジンバル・ピッチ角にフライトごとに差が生じる原因として考えられるものはアンビリカル・ケーブル(図 3.1-1 及び図 3.4.1-1 参照)である。図 3.4.4-2 に示すように、アンビリカル・ケーブルは、懸吊ケーブルとは別に機体に接続されており、機体はここから計測外の力を受ける。また、機体接続部と懸吊ケーブルとの固定部との間でアンビリカル・ケーブルの形状には自由度があるため、この形状がフライトごとに変化したことにより、機体がアンビリカル・ケーブルから受ける力と、懸吊ケーブルの方向(ジンバル角)が変化した可能性が考えられる。なお、懸吊風洞試験では、同様の抗力係数推定のばらつき原因として安全索の影響をあげたが、懸吊飛行試験と同じくジンバル・ピッチ角の計測誤差も考えられる。懸吊風洞試験では信号伝送は軽量の光ファイバーケーブルにより行われたため、ジンバル角への大きな影響はなかったと思われるが、その代わりに ADS 信号伝送ケーブルが存在したため、懸吊飛行試験時のアンビリカル・ケーブルと同様に、この影響によるジンバル角計測誤差が発生していた可能性がある。この信号伝送ケーブルは ADS 演算処理器として実機搭載品を用いたため、その大きさ及び重量の関係からこれを機上に搭載することができず、風洞外に設置した関係上その間の信号伝送に必要なものである(図 3.3.1-3 参照)。

また、感度解析の結果、ロール方向ジンバル角の測定誤差は横力係数推定結果のバイアスとして、ロードセルによるケーブル張力の測定誤差は揚力係数推定結果のバイアスとして大きな影響を持つことが判明した。3.4.3(2)項に示した横力モデル同定において設計空力モデルとのバイアスが顕著であり、また入力データのばらつきも自動着陸飛行に比べて大きくなった原因として、このジンバルのロール角誤差の影響が考えられる。揚力係数推定結果について、特に今回の懸吊試験が実施された $\alpha=0^\circ$ 付近では 0 揚力に近く、したがって揚力推定の面からは非常に大きな加速度計出力から非常に大きなケーブル力を差し引くことによってほぼ 0 に近い揚力値を推定していることになり、一層ケー

ブル張力計測誤差の影響を大きく受けることになる。しかし今回の揚力係数解析結果を見ると、図 3.4.3-1 及び図 2.2.3-1 に見られるように、懸吊飛行と自動着陸飛行による推定結果が比較的良く一致しており、このことからロードセルの計測誤差は比較的小さかったものと考えられる。

ピッチング・モーメント係数の結果では懸吊飛行の同定/ $\alpha$  スウィープ特性が極めて良く一致しているのに加え、図 2.2.4-1 の自動着陸飛行での結果とも極めて良く似た特性を示しているが、設計空力モデルによる特性との間には差が見られ、飛行試験結果(自動着陸飛行及び懸吊飛行)が設計空力モデルの基となった風洞試験結果のどちらかが誤差を持つことを示している。(ただし、この差は、2.2.3(1)項及び 3.4.3(1)項の結果によると、バリエーションの範囲内である。)風洞試験の誤差要因については次節で検討することとし、仮に飛行試験による推定の側に誤差があると仮定して原因を考えれば、最も可能性の高いものとして重心位置の推定誤差があげられる。重心位置の推定誤差は機体の縦静安定性の解析結果に大きな影響を持つため、正確に推定する必要があった。そこでウーメラ実験場において最終形態の実験機を用いてその重心位置計測を行ったが<sup>85)</sup>、この推定重心位置が実際より不安定側(後方)に推定されていれば、それを用いて推定した静安定性は安定側に誤差を持つことになる。しかしながら今回導かれた縦静安定性の差を前後重心位置に換算すると約 30mm となり、重心位置にこれだけの推定誤差があるとは考え難いこと、懸吊飛行試験と同様のシステムを用いて行った懸吊風洞試験の結果(3.3 節)は今回の飛行試験結果とほぼ一致しており、同風洞試験でも今回と同じ重心位置推定誤差があったとは考えられないことから、風洞試験側に誤差があった可能性が高いと考えられる。

## (2) 横・方向釣り合い空力特性推定結果

懸吊飛行試験における横・方向の準静的試験としては、表 3.4.1-1 に示したように、第 4 回飛行において  $\beta$  スウィープ試験をスピード・ブレイキ角  $0^\circ$  において 2 回、 $30^\circ$  において 1 回、各々実施した。

図 3.4.4-3 はスピード・ブレイキ角  $0^\circ$  における  $\beta$  スウィープ試験により得られた釣り合い特性を、懸吊飛行同定モデル及び設計空力モデルに基づいて計算した釣り合い特性と重ね書きしたものである。釣り合いエルロン舵角( $\delta a_{trim}$ )と釣り合いラダー舵角( $\delta r_{trim}$ )では  $\beta$  スウィープによる特性と同定モデルによる特性がほぼ一致しており、信頼性は高いと思われる。釣り合い横力係数( $C_{Y_{Trim}}$ )では  $\beta$  に対する傾斜については  $\beta$  スウィープによる特性と懸吊飛行同定モデルによる特性がほぼ一致し、信頼性は高いと思われるが、両者に大きなバイアスが見られ、この意味で  $\beta$  スウィープによる特性はむしろ設計空力モデルによる特性に近い特性を示している。これは縦の抗力係数推定におけるジンバル・ピッチ角と同様に、アンビカル・ケーブルの影響によるジンバル・ロール角のバイアス誤差が、動

的試験実施時と  $\beta$  スウィープ試験実施時とで変化したために生じた可能性がある。この両者では、非対称性が小さく、また設計空力モデルともほぼ一致している  $\beta$  スウィープ試験結果の方が懸吊飛行同定モデルよりも実機特性をよく表しているものと考えられる。なお、横・方向特性は迎角の違いにより大きく変化するが、懸吊飛行試験での特性推定は  $\alpha=0^\circ$  において実施されたのに対し、自動着陸飛行実験において空力特性推定が行われた平衡滑空飛行での迎角は約  $+8^\circ$  であったため両者の横・方向特性は異なり、縦特性の様に両者の一致度による信頼性の評価はできない。

### 3.4.5 懸吊飛行試験により得られた空力特性

ここでは懸吊飛行試験により得られた空力特性についてまとめる。

#### (1) 揚力係数

定数項 ( $CL_0$ ) 及び揚力傾斜 ( $CL_\alpha$ ) は、懸吊飛行試験による 2 種類 (同定 /  $\alpha$  スウィープ) の結果がほぼ一致し、また設計空力モデルにも近く、信頼性は高い。エレベータの影響 ( $CL_{\delta e}$ ) についても、自

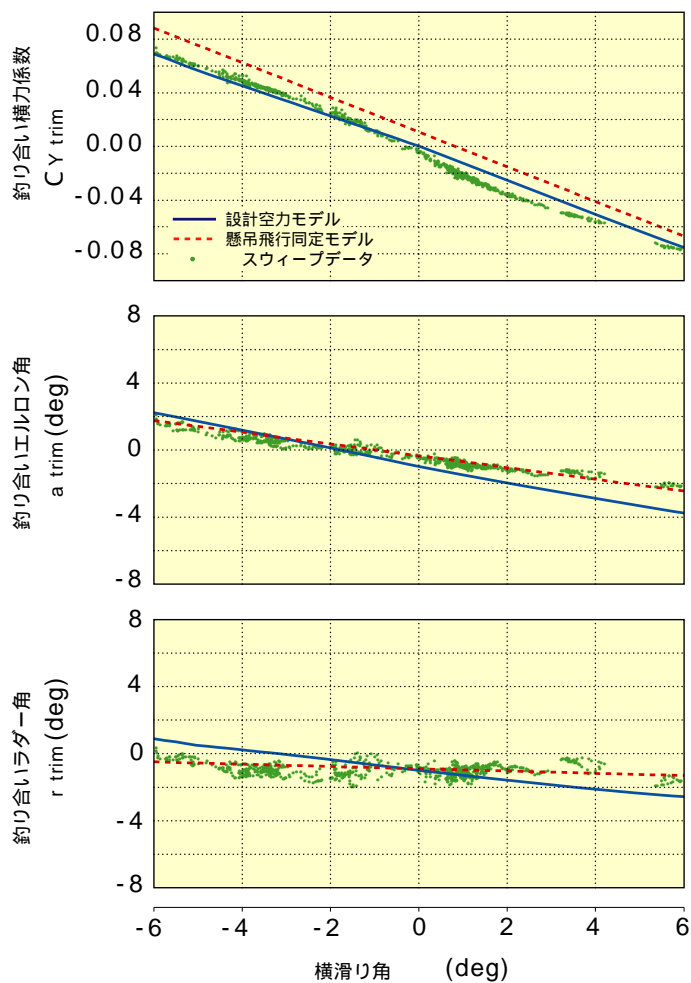


図 3.4.4-3 横・方向懸吊飛行釣り合い特性 ( $\alpha = 0^\circ$ )

動着陸時に比べて入力中のエレベータ変動を大きくとることができたため、設計空力モデルに近い値が得られた。

## (2) 抗力係数

懸吊飛行推定結果はフライトごとの推定結果にジンバル・ピッチ角測定誤差が原因と考えられるバイアスが見られ、信頼性の低い推定結果となった。

## (3) ピッチング・モーメント係数

迎角に対する特性では動的／準静的試験結果は、ほぼ等しい特性を示し、自動着陸飛行の結果とも良く一致したことから信頼性は高いと考えられるが、設計空力モデルとの間には差異が見られた。これは設計空力モデルの基となっている風洞試験側の誤差によるものと考えられるが、その差はバリエーション内であり、風洞試験に問題があるということにはならない。ピッチ・ダンピング ( $C_{m_q}$ ) とエレベータの効き ( $C_{m_{\delta_e}}$ ) については設計空力モデルと大差ない値が得られた。

## (4) 横力係数

動的試験結果と準静的試験結果の間にジンバル・ロール角誤差が原因と考えられるバイアスが見られたが、横力の傾斜 ( $C_{Y_\beta}$ ) については両者はほぼ一致し、自動着陸飛行よりも設計空力モデルに近い値が得られた。これは懸吊飛行での取得データの  $\beta$  の変動範囲が大きくとれたことの成果と考えられる。ラダーの影響項 ( $C_{Y_{\delta_r}}$ ) は設計空力モデルに対してバリエーション内の値が得られたが、エルロン影響項 ( $C_{Y_{\delta_a}}$ ) は設計空力モデルの 3~4 倍程度と、予測値とは大きな差がみられた。ただしこの項が運動に与える影響は小さいため、飛行試験による推定値の精度は低いと思われる。

## (5) ローリング・モーメント係数

すべての推定値が設計空力モデルの予測誤差範囲内の値となった。 $\beta$  微係数は横力係数と同様、自動着陸飛行より設計空力モデルに近づいた。

## (6) ヨーイング・モーメント係数

ローリング・モーメント係数と同様である。

### 3.5 総合比較評価

ここでは、懸吊風洞試験及び懸吊飛行試験により推定された空力特性と、第2章で得られた自動着陸飛行による結果について、数種類の風洞試験結果と比較し、懸吊方式による空力特性推定手法の有効性と、問題点を整理する<sup>86)</sup>。

#### 3.5.1 ALFLEX 風洞試験

ALFLEX の制御系設計に用いる基本データとして実験機単体はもちろんのこと、懸吊装置単体、実験機／懸吊装置合体形態及び懸吊飛行状態における実験機／懸吊装置干渉効果等、多くの空力特性データが必要とされ、そのための風洞試験が平成4年度から数回にわたって実施された。その一覧を表3.5.1-1に示す。本論文では以下、第1次低速風試、第2次低速風試、懸吊予備風試、地面効果風試を、各々突風1次風試、突風2次風試、大低1次風試、大低2次風試と称する。これらの風洞試験の間には使用風洞、模型支持方法、模型スケールの違いに加えて、剛／軽量模型、胴上開口部の有無、脚形状等の違いがあるが、突風1次と2次、大低1次、2次と懸吊風試は各々同じ模型、同じ風洞を用いた試験であるため、結果の差は支持方法の差のみである。なお、表3.5.1-1に示すRe数の基準長は模型平均空力翼弦長である。

表 3.5.1-1 ALFLEX 風洞試験

試験名 (本論文での略称)	風洞	模型	風速 (m/s)	Re 数 ( $\times 10^6$ )	支持方法	試験項目	実施時期
第1次低速風試 (突風1次)	NAL突風	8.9% 胴上開口部, ピトー・ブーム なし	40m/s	0.769	後方スティング (簡易スティング)	・基礎設計用空力特性 ・ヒンジ・モーメント ・圧力分布 ・流れ場計測	1993/3 ~ 4
第2次低速風試 (突風2次)	"	"	40m/s	0.769	後方スティング (ロボットアーム)	・基本空力特性 ・静的/動的な地面効果特性	1993/6 ~ 7
確認風試	FHI低速	14.9% 及び 10.8% 胴上開口部 なし	40m/s ~ 60m/s	1.29 ~ 1.93	後方スティング 一部 胴上スティング	・最終形態空力特性 ・地面効果特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性 ・懸吊装置 / 機体干渉効果 ・ADS位置誤差特性 ・パラシュート空力特性 ・実験機動安定空力特性	1993/12 ~ 1994/2
懸吊予備風試 (大低1次)	NAL 大型低速	40% 軽量模型	50m/s	4.32	ストラット 一部 簡易スティング	・実験機空力特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性	1994/6 ~ 7
懸吊風試	"	"	30m/s	2.59	ケーブル1点吊り (懸吊飛行模擬)	・実験機空力特性 ・懸吊装置空力特性 ・合体形態空力特性 ・飛行制御系機能確認	1994/9 ~ 11
地面効果風試 (大低2次)	"	"	40m/s	3.46	後方スティング	・実験機空力特性 ・静的 / 動的な地面効果特性	1995/10

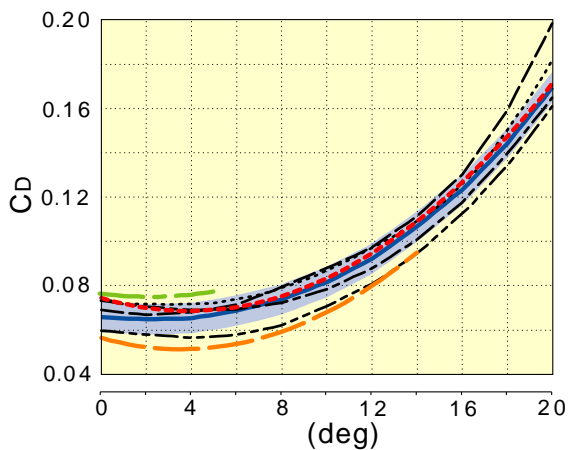
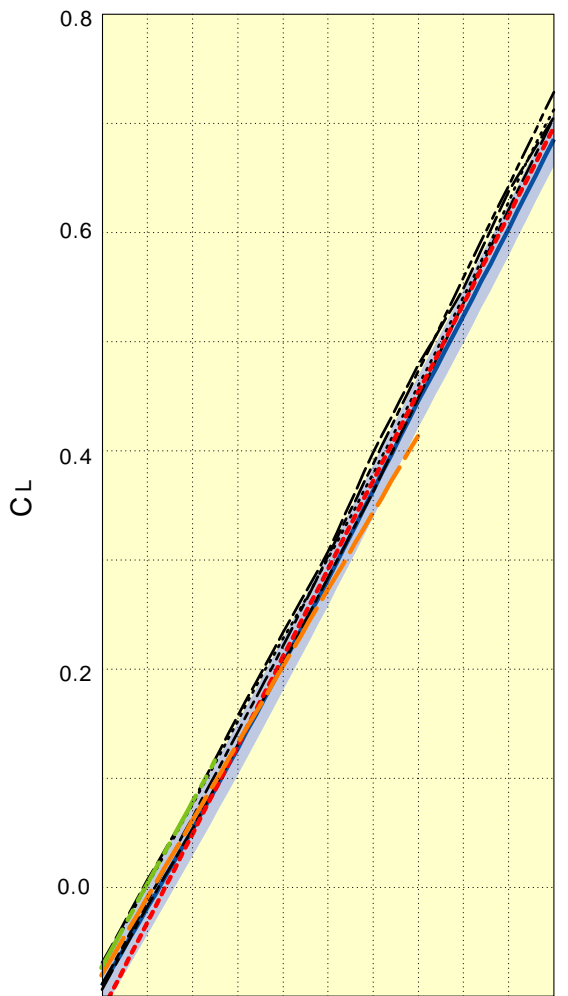
飛行試験でのRe数は、懸吊飛行試験:  $8.87 \times 10^6$ , 自動着陸飛行実験:  $1.72 \times 10^7$

突風1次風試は簡易ステイング方式により実施されたが、これはストラットの先端にステイングを取り付け、6分力は内挿天秤により計測する方法である<sup>87)</sup>。突風2次風試は通常の後方ステイング支持方式であるが、動的地面効果試験を実施するためロボット模型支持装置が用いられた<sup>88)</sup>。確認風試は設計空力モデルの基となった試験であり、ALFLEX 基準空力データとして実験機の設計に使用された。ここまでの3回の風洞試験が、ALFLEX の設計の進捗に合わせて、順次精度を向上させて行われた開発風洞試験である。続く大低1次風試は、次の懸吊風試のシミュレーション解析に用いる空力データベースを構築するために実施されたものであり、懸吊風試用に製作された40%模型を用いてストラット支持により実施された。懸吊風試については3.3節に述べた。大低2次風試は、同じ40%懸吊風試用模型を用いて後方ステイング支持により実施されたが、これは大低1次のストラット支持の結果と比較評価する目的で行われたものである。なお、大低1次風試では予備的に突風1次と同様の簡易ステイング支持による試験も実施されたが、この結果は通常の後方ステイング支持により行われた大低2次データと大きな差はなかった。これらの風洞試験の内、後方ステイング支持によって行われた試験では、ベース面のステイング周りの圧力を計測し、その値を用いてステイング部分の補正を行っているが、確認風試の抗力係数については、より精度の高い補正として、胴上ステイングを用いた同様の試験によってベース面全体の圧力計測を行い、それを用いてベース抵抗補正を行っている。これ以外の試験では本格的な補正は行っていない。レイノルズ数の差による誤差も存在するが、ベース面の影響による誤差の方が大きいと考え、これについても特に補正は行っていない。

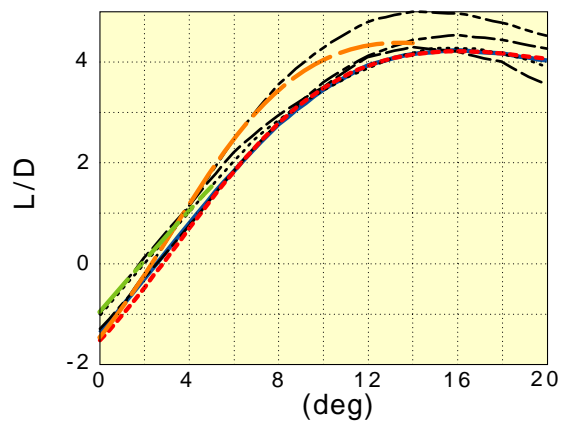
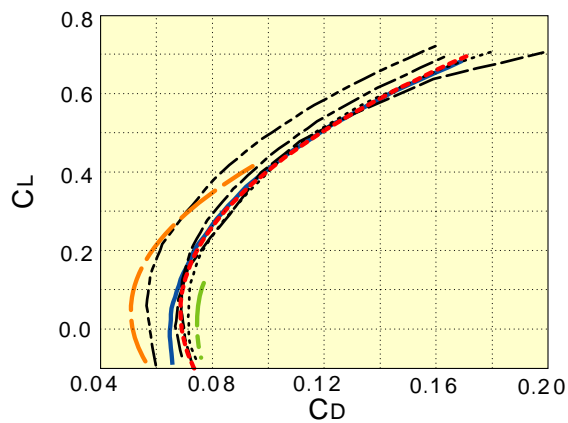
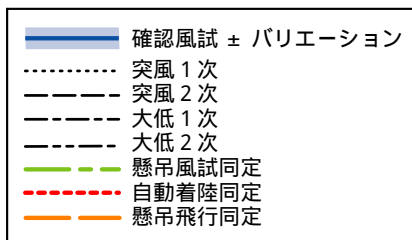
### 3.5.2 データの比較と評価

懸吊風洞試験及び懸吊飛行試験による同定モデルと、自動着陸飛行による同定モデルを、上記各種風洞試験結果と比較した結果を、図3.5.2-1から図3.5.2-3に示す。図中、確認風試結果(青実線)まわりのバリエーションとして示した薄青網掛け部分は、 $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$ については、それぞれ定数項  $C_{L_0}$ 、 $C_{D_0}$ 、 $C_{m_0}$  のバリエーションを、 $C_{m\alpha}$ 、 $\beta$  微係数及び舵効き特性については、それぞれの空力係数のバリエーションを示している。なお、これらの比較図での同定モデル(自動着陸、懸吊風試、懸吊飛行)の表示範囲は、各モデルを求める際に用いた入力データの迎角変動範囲としている。

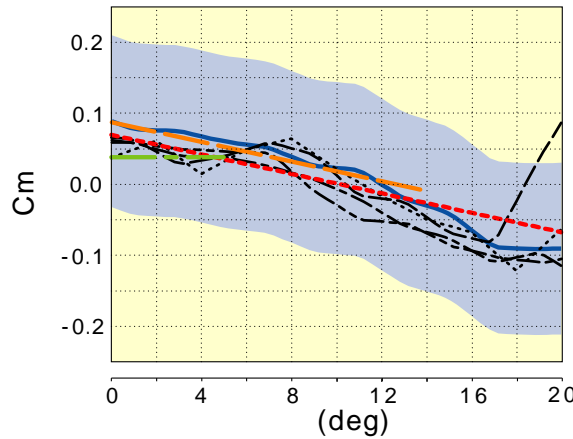
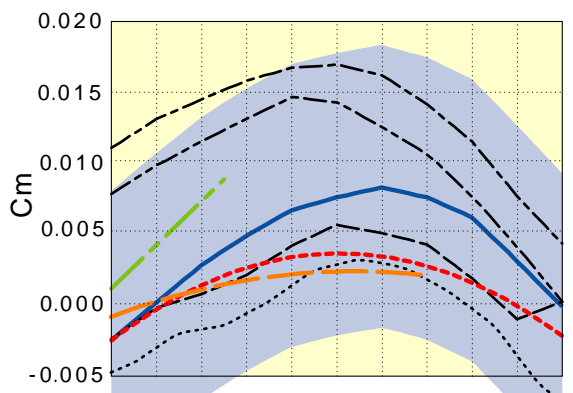
まず図3.5.2-1(a)の揚力特性では、懸吊風試同定モデルが他の結果に比べて高い側に出ているが、各風洞試験のばらつきの範囲には入っており、特異な結果ではない。一方、懸吊飛行同定モデルは高迎角域で他のモデルより低い側に出ているが、これは図3.4.3-1でも分かるように、同定に使用したデータの迎角範囲 $-6^\circ \sim +14^\circ$ では非線形性が強く、この範囲に限定すれば、設計空力モデルあるいは自動着陸同定モデルとの差はそれほど目立つものではない。



(a) 揚力, 抗力特性



(b) 揚抗極線及び揚抗比



(c) ピッチング・モーメント特性

図 3.5.2-1 縦特性比較



続いて抗力係数については、懸吊風試同定モデルは風洞試験結果のばらつきを越えて大きい側に、逆に懸吊飛行同定モデルは小さい側に出ており、他の結果に比べて明らかに特異な特性を示している。これは既に述べたように、懸吊風洞試験では安全索、懸吊飛行ではアンビリカル・ケーブルの影響が現れたものと考えられ、懸吊方式による空力特性推定における今後の改善課題である。

なお、大低2次データの揚力傾斜は他に比べて大きく、大低1次と確認風試は自動着陸同定モデルとほぼ等しい特性を示している。抗力特性では自動着陸同定モデルと確認風試結果は低迎角域を除いてほぼ等しいが、突風1次/2次データはこれらに比べて大きく、逆に大低1次/2次データは小さい。突風1次/2次及び大低1次/2次はそれぞれ同じ模型、同じ風洞を用いて計測されているため、ここに見られる差は支持方法の差と考えられる。大低1次データではストラットの補正は行われているがストラットと模型との干渉までは考慮されていない。干渉効果も考慮した補正法が最近提案されており、これにより修正を行えば抗力が減少する方向に変化すると考えられている。一方2次データはスティングの影響を補正していないため、ベース抵抗の補正を行うと抗力は増加する。したがって、これらの補正により両データは互いに近づく方向に変化することになる。確認風試データはベース抵抗補正済みであるが、突風2次データは未補正であるため、これを行えば両者の差はさらに広がる。これらの支持方法の補正を行った後の各データの差の原因として考えられるものは各模型間の脚形状の差、胴上開口部の有無が考えられる。

(b)図の揚抗極線では、懸吊方式による結果は、抗力係数推定値の誤差のため、風洞試験結果のばらつきより大きなばらつきを示している。

一方、揚抗比ではいずれも風洞試験のばらつき範囲内に入っているが、これは懸吊風洞試験による結果では揚力、抗力がともに高い側に、懸吊飛行試験による結果ではともに低い側に推定されたため、揚抗比としては他の結果と大差ない値になったためである。

なお、揚抗極線、揚抗比特性では大低2次試験のみ大きく他のデータと離れているが、これは抗力係数が他に比べて小さいためであり、ベース抵抗補正により他と近づく方向に変化する。確認風試結果と自動着陸同定モデルは極めて近い特性を示している。

(c)図のピッチング・モーメント特性では  $C_m$ 、 $C_{m\alpha}$  のどちらについても、懸吊風試同定モデル、懸吊飛行試験同定モデルは風洞試験ばらつきの範囲内に入っている。また懸吊飛行同定モデルは自動着陸同定モデルに極めて近い特性を示しており、信頼性は高いと考えられる。

なお、 $C_{m\alpha}$  については、各データは非常に近い値を示しており、確認風試に対して全データがバリエーションの中に入っている。このことから  $C_{m\alpha}$  については支持方法の影響は小さいものと思われる。しかし各データ間の  $C_m$  のバイアスは大きく、2種類の突風風試結果と自動着陸/懸吊飛行同定モデ

ルは比較的近いものの、確認風試、2種類の大低風試結果の順に高くなっている。特に大低1次及び2次データは極端に高い値を示しているが、これらの大低風試に用いた40%模型は懸吊風試用に製作された模型であり、実機との動的相似を満足させるために懸吊時の模型全備質量を40kg程度に押さえて作る必要があった。そのため、模型本体の質量は30kg以下と極めて軽量に作られている。模型製作はこの軽量化に重点が置かれたため、通常の静風試用剛模型に比べて、1) 形状の面の精度が不十分、2) 試験中の空気力による変形、3) 所望の舵角での舵面の固定が不完全、の3つの問題が考えられ、これが原因となってピッチング・モーメントが大きく現れた可能性がある。実際にALFLEXと似た形状(HOPE-07形状)を対象として、全く同じ形状、スケールで剛模型と軽量模型を製作し、同じNAL大型低速風洞で静風試を実施した例では両者の $C_m$ の結果にバイアスが見られ、軽量模型の方が0.005程度高いという結果が得られた。この現象はALFLEXの場合にも定性的に一致しており、上記3つの可能性のいずれか、もしくは複数の原因によりこのような差が現れたものと思われる。前述のとおり、大低1次、2次と同じ模型、同じ風洞を用いて行われた懸吊風試によるピッチング・モーメント推定結果は自動着陸同定モデルとほぼ一致しており、大低1次、2次データとは異なっている。そこで上記3つの可能性について懸吊風試と静風試とを比較すると、1) の模型工作精度の条件は同一であるため、これが静風試においてピッチング・モーメントが大きく現れた原因である可能性は少ない。2) の模型変形の影響は模型運動に自由度のある懸吊風試の方が少ないと思われるため、これが原因である可能性は否定できない。3) の舵角精度については、懸吊風試では舵角は制御系により制御され、解析にはポテンショ・メータにより計測された舵角が用いられているため、この問題は懸吊風試には当てはまらない。しかし、静風試ではアクチュエータへのコマンド値を舵角としたため、この大低静風試のピッチング・モーメントバイアスの原因としては3) の舵角精度が不十分であったことの可能性が最も高いと思われる。また後方スティングのピッチング・モーメントへの影響については、確認風試時にベース抵抗補正用を実施した胴上スティング支持によるピッチング・モーメントは後方スティング支持に比べて低いという結果が得られており、スティングによるベース面への干渉が少なくなるとピッチング・モーメントが低くなると考えられる。このため、実機特性は確認風試の結果より低い値になると予想されたが、飛行試験結果はその予想と一致している。

図3.5.2-2の横・方向特性では、自動着陸同定モデルの全てのパラメータと、懸吊風試同定モデルの $\alpha=+4^\circ$ における $C_{Y\beta}$ を除いて、風洞試験のばらつき、あるいはバリエーションの範囲に入っている。自動着陸同定モデルが特異な結果を示しているのは、2.2.5項に示したように、試験中の $\beta$ の変動範囲が小さかったためと思われる。懸吊風試同定モデルの $C_{Y\beta}$ が、迎角が大きくなるにつれて他の結果より大きい側にシフトしているが、 $C_{l\beta}$ 及び $C_{n\beta}$ ではそのような傾向はなく、この理由は不明である。今

後の試験における検討課題とする。

なお、大低1次の結果に他との相違が見られるが、これはストラットの干渉による可能性が高い。方向安定性へのステイングの影響についてはピッチング・モーメントと同様に確認風試時の後方／胴上支持の比較を行った結果、ベース面へのステイング干渉の少ない胴上支持の方が  $C_{n\beta}$  (の絶対値) が大きい側(安定側)にシフトすると言う結果が得られている。懸吊風試、飛行試験の結果はいずれも確認風試より安定側になっており、この結果と定性的に一致する。なお図 3.5.2-2 には突風2次のデータが表示されていないが、これは計測系不良のためデータが得られなかったことによるものである。

図 3.5.2-3 の舵効き特性は懸吊風試同定モデルの  $Cl_{\delta a}$  を除いて、懸吊風試同定モデル、懸吊飛行同定モデルのいずれも風洞試験のばらつき範囲あるいはバリエーション範囲に入っている。懸吊風試において  $Cl_{\delta a}$  (の絶対値) が小さく推定された理由として考えられるのは、3.3.4(3)項の釣り合いエルロン舵角のところで述べたように、安全索の影響と考えられる。

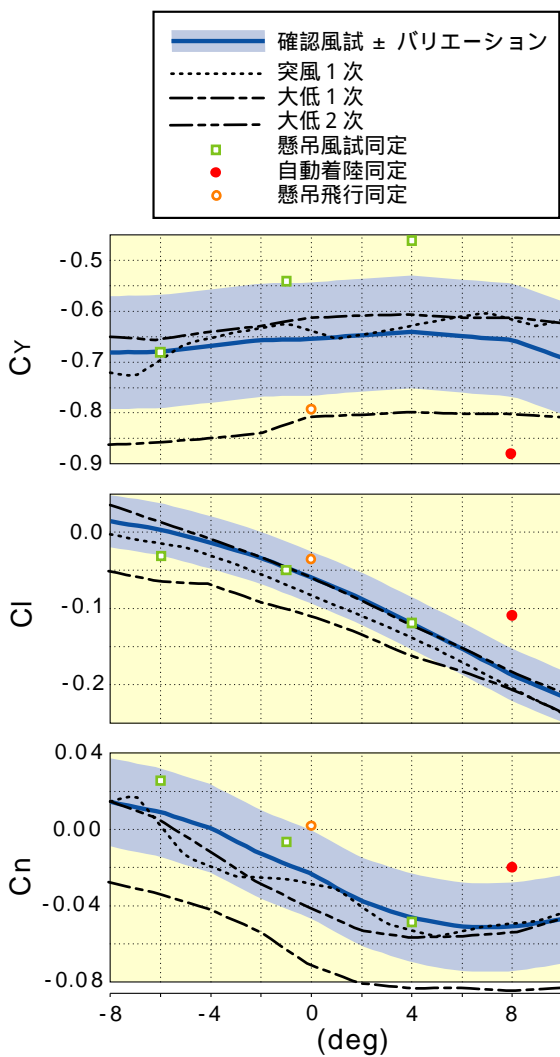


図 3.5.2-2 横・方向特性比較

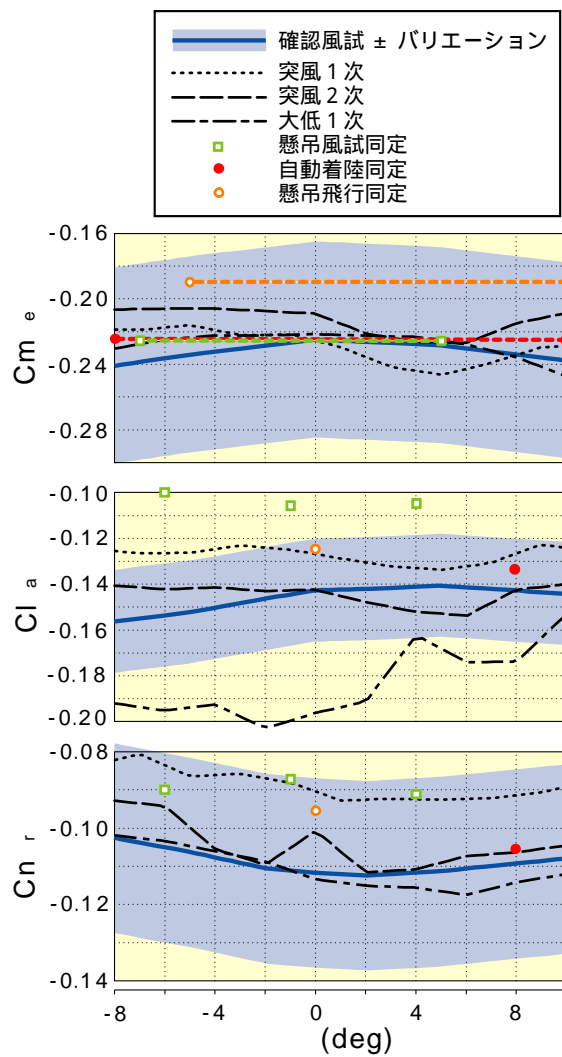


図 3.5.2-3 舵効き特性比較

なお、大低 1 次の  $Cl_{\delta a}$  が、他の風試結果に比べて特異な結果となっているが、これもストラットにより生じた非対称な流れの影響による可能性が考えられる。

以上のように、懸吊風洞試験、懸吊飛行試験及び自動着陸飛行による同定結果は、一部を除いて各種風洞試験による推定結果のばらつき範囲内に入っていることが確認され、また範囲外となったものについても、その原因として考えられる要因が示された。これらを改良することにより、懸吊方式は空力特性推定手法として使用可能であることが明らかになった。

#### 3.5.3 懸吊飛行による空力特性推定における誤差要因

本来、新たな飛行試験手法を考案した際には、得られるであろうデータの精度予測を行い、それが試験目的から要求される精度を満足しているかどうかの評価を行う。仮にそれを満足していなかった場合には、精度向上のための試験方法の改善等の対処を行い、要求を満足することを確認した上で試験に着手することが必要である。しかし、ALFLEX の飛行では、飛行試験の一環として懸吊飛行を行うことが既に決定していたため、それを空力特性推定に活用することを考案した際、懸吊飛行特有の誤差要因の整理と影響評価を行わなかった。ところが、ここまで示した解析の過程で判明したように、いくつかの誤差要因が懸吊飛行による空力特性推定における今後の課題として明らかになった。ここではそれを整理すると共に解決策をまとめる。

まず、計測誤差に注目すると、自由飛行による空力特性推定に比べ、懸吊飛行において新たに加わる計測量として、懸吊ケーブル張力及びジンバルのピッチ／ロール角がある。これらの計測誤差が空力 6 分力の推定誤差に与える影響の感度解析を行った結果、3.4.4(1)項でも述べたように、ケーブル張力の計測誤差は揚力係数に、ジンバル・ピッチ角の計測誤差は抗力係数に、そしてジンバル・ロール角の計測誤差は横力係数に大きな影響があることが明らかになった。一方、これらの計測誤差がモーメント係数に与える影響については、ケーブルの支点(ジンバル位置)は設計重心位置であり、これは実際の機体重心に極めて近いため、無視できる程度と考えて良い。

次に、ここまでの解析では考慮していなかったが、計測誤差以外の誤差要因として、母機ヘリコプターのダウンウォッシュがあげられる。空力特性推定が行われる懸吊飛行状態で、実験機は母機の約 24m 下方に位置し、かつ 50m/s 程度の速度で水平飛行しているため、当初は母機のダウンウォッシュの影響はないものと考えていたが、付録 2 に示した ADS 校正の過程で、ADS プローブの付近において 1m/s 程度のダウンウォッシュがある可能性が示された。実験機全体が一様なダウンウォッシュに曝されている場合は一様な定常風が吹いている場合に相当し、空力特性推定上、問題はない。しかし、付録 2 によると、迎角スイープに伴う実験機の 2~3m 程度の前後位置変化により ADS プロー

ブ位置でのダウンウォッシュが変化した可能性が示されている。このことは全長 6m を越える実験機の機体上の前後位置によりダウンウォッシュが異なることを意味しており、空力特性推定の精度の観点から、今後の詳細な検討が必要である。

これらの誤差要因の一覧と、各空力係数に対する誤差感度解析結果を表 3.5.3-1 に示す。今後、懸吊飛行試験による空力特性推定を実施する際には、これら計測機器の精度及び母機ダウンウォッシュの詳細検討が必要である。

表 3.5.3-1 誤差要因と空力係数への誤差感度

	懸吊ケーブル張力	ジンバル・ピッチ角	ジンバル・ロール角	母機ダウンウォッシュ
CL	0.00091 (/kgf)	0.001 (/deg)	-	影響があると考えられ、 今後の詳細な検討が必要
CD	0.00007 (/kgf)	0.014 (/deg)	-	
Cm	-	-	-	
CY	-	-	0.014 (/deg)	
Cl	-	-	-	
Cn	-	-	-	

### 3.6 まとめ

本章では、宇宙往還機形状の低速領域の空力特性推定飛行試験手法として、ヘリコプターから実験機を1本のケーブルで懸吊して飛行する懸吊飛行により空力特性を推定する方法を提案した。そして、提案した手法を用いて、ALFLEX 実験機の空力特性を実際に推算し、他の風洞試験データとの比較などにより、その手法の有効性を検証した。

考案した手法を実際の飛行試験に適用するのに先立ち、既に技術確立していた動的風洞試験技術を応用した懸吊風洞試験を行い、その妥当性を確認した。また、風洞試験手法としても、懸吊風洞試験は、通常の風洞試験に比べて、動的影響が推定できること、支持装置の影響が少ないこと等の利点を確認されたが、試験風速まで風洞風速を加速する間の模型の安定を保つために用いた安全索の影響により、特性推定結果に誤差が現れた。風洞試験手法としての懸吊風洞試験の信頼性を上げるためには、今後この対策が必要であるが、安全索は懸吊風洞試験特有のものであり、実際の懸吊飛行試験では問題とならない。

この結果を受けて、ALFLEX 飛行試験において実施された懸吊飛行に当該手法を適用し、空力6分力係数の推定を行った。得られた空力係数を、ALFLEX 設計空力モデル及びその他の各種風洞試験による推定特性と比較評価した結果、懸吊飛行データでは、懸吊中の母機からの電力供給、電源内外切り替え／分離コマンド伝達等のために懸吊ケーブルと並行して設置されているアンビカル・ケーブルの影響と考えられるジンバル角計測誤差のため、抗力係数及び横力係数の推定結果がフライトごとにはばらつくという結果となったが、それを除いて、自動着陸飛行による推定では運動の制約により十分な推定ができなかった舵効きや、 $\beta$  微係数についても良好に推定されたことが示された。これにより、懸吊飛行試験は空力特性推定のための有効な手法であると確認された。アンビカル・ケーブルの影響については、内部電源の使用、コマンドの無線伝送等によって同ケーブルを排除することを検討する必要がある。一方、母機ヘリコプターのダウンウォッシュについては、当初影響はないと考えていたところ、飛行データの解析により、その影響を受けていた可能性が示された。この結果は ADS の校正には反映したが、それ以上の詳細な検討は行わなかった、今後の実施においては飛行試験計測、CFD 解析等によるダウンウォッシュの詳細な影響解析を行うべきであり、影響が明らかになった場合には、懸吊ケーブルの長さを延長するなどの対策が必要となる。

以上のように、通常の飛行試験では十分な運動範囲の確保や準静的試験の実施が困難な宇宙往還機形状においても、提案した懸吊飛行方式による空力特性推定手法を用いれば、これらのデータ取得と、良好な特性推定の実現が実証されたことから、懸吊飛行試験は、空力特性推定手法として有効であると結論できる。

## 第4章

# 高空からの落下滑空による遷音速空力特性推定

- 4.1 背景
- 4.2 高空からの落下滑空による空力特性推定手法
- 4.3 数学シミュレーションによる手法の確認
- 4.4 高速飛行実証フェーズ (HSFD )による手法の実証
- 4.5 適用範囲の拡張
- 4.6 まとめ





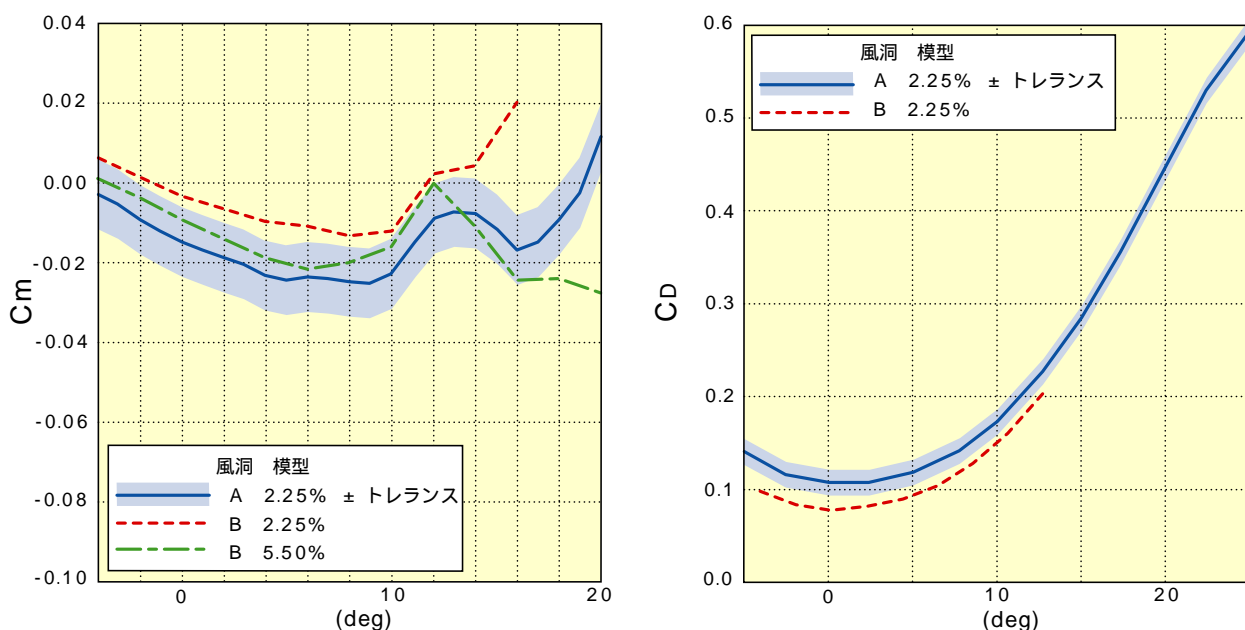
## 第4章 高空からの落下滑空による遷音速空力特性推定

前章において、宇宙往還機形状の低速空力特性を推定するための飛行試験手法として、懸吊飛行試験を用いる方法の妥当性と、今後の課題を明確にした。これに続いて、本章では他の速度域に比べて風洞試験、CFD 解析による推定誤差が大きい遷音速領域の空力特性推定を行う飛行試験手法を提案し、その実証を行った結果を示す。宇宙往還機は帰還時には推力を持たない滑空飛行を行うこと、空力特性推定のための飛行試験において推力飛行を行うと、推力の正確な見積もりが必要になるが、これは技術的に困難であることの 2 点から、ここでは高空から実験機を滑空飛行させて空力特性推定のためのデータを取得する方法を採用することとした。ただし、単純な滑空飛行では取得できるデータの範囲は限定されるため、マッハ数を一定に保ちつつ、準静的迎角スイープを行う手法を新たに考案した。

本章では、4.1 節及び 4.2 節において、この飛行試験手法を考案するに至った経緯と、提案した手法の概要をそれぞれ述べ、続いて 4.3 節において、提案した手法を実際の飛行試験により実証するための事前検討として行った数学シミュレーションによる確認結果を、4.4 節において、実際に当該手法を採用して実施された高速飛行実証フェーズⅡの概要及び同飛行実験による手法の実証結果を、4.5 節で本飛行試験手法の適用範囲の拡大の可能性について、それぞれ述べ、最後に 4.6 節にて結果をまとめる。

### 4.1 背景

一般に航空宇宙機の遷音速領域では、種々のパラメータの機体空力特性変化に対する感度が高く、また、同速度域の風洞試験では、支持干渉、風洞壁干渉等の影響を他の速度域に比べて大きく受けるため、特性の推定が極めて困難である。特に、有翼宇宙往還機に特有のベース面を持った機体形状では、ベース抵抗が全抵抗の50%程度を占めるところに、風洞試験では支持装置、CFD解析ではベース面の流れの再現性の困難さから、ベース抵抗の推定誤差が大きい。また、ピッチング・モーメントについても風洞壁干渉の影響等により、大きな誤差を持つ。一例として、図4.1-1に、HOPE-X研究開発の過程において得られた遷音速風洞試験結果の一部を示す。抗力係数、ピッチング・モーメント係数等について複数の風洞、複数のモデルによる推定結果の差が、想定していた風洞試験ばらつき(トレランス)の2倍程度に達したため、設計の際に考慮する風洞試験不確定性(バリエーション)も拡大させる必要が生じた。これは、我が国にはベース面を持った形状の遷音速領域での実飛行データが皆無であり、風洞試験、CFDにより推定された空力特性の評価が行われなかったため、その高精度化が実現していなかったことが一つの原因である。筆者は、この課題は宇宙往還機の研究開発における共通かつ重大な問題であり、その解決が、今後の宇宙往還機の研究開発に必須であると考え、宇宙往還機形状の遷音速空力特性を比較的簡単な飛行試験により取得することを目的に、その飛行試験手法の検討を行った。



(a) ピッチング・モーメント係数 ( $M = 0.9$ )

(b) 抗力係数 ( $M = 1.1$ )

図 4.1-1 HOPE-X 遷音速風洞試験結果の一例

## 4.2 高空からの落下滑空による空力特性推定手法

まず、飛行試験手法を考案する上で条件とした項目を述べる。第 1 に、前項に例として示した HOPE-X の遷音速風洞試験において想定外のばらつきが生じたのは抗力係数及びピッチング・モーメント係数であったため、飛行試験の簡略化と取得データの集中化の観点から、取得データは縦特性に限定することとした。その際の、取得データの変動パラメータは、遷音速での縦空力特性に最も大きな影響があるマッハ数と迎角とした。さらに、その変動パターンは風洞試験データとの比較検討を行う観点から風洞試験に合わせ、一定マッハ数での迎角スイープとし、保持するマッハ数を変えて複数回の飛行を実施することとした。これは、ALFLEX における準静的試験に相当するものであり、迎角スイープの際には動的な影響が無視できる範囲の準静的な迎角変動を要求した。次に、第 2 の要求として、所望の縦遷音速データ取得中、実証機には無推力滑空飛行を行わせることとした。一般的に航空機の空力特性推定の際には、実験機に作用する空気力あるいは空力モーメントを直接計測することはできず、機体に作用する全外力あるいは全外力モーメントを慣性計測系により求め、そこから別途求めた空気力以外の外力あるいは外力モーメントを減ずることにより求めることになる。第 3 章に述べた懸吊飛行試験の場合は、空気力以外の外力は懸吊ケーブルによるものであり、その計測精度の向上が課題として残った。同様にエンジンによる推力を持った場合は、このエンジン推力の推定精度が空気力の推定精度に直接現れることになるが、現状ではその正確な推定は困難であるため、無推力飛行を条件とした。

これらの飛行条件を考えると、速度変動が空力特性に大きく影響しない低速領域での迎角スイープ試験に比べて一定マッハ数と言う条件が加わっているため、滑空飛行において(縦の主制御舵面である)エレベータを用いて単純に迎角を準静的に変化させるだけでは、所望の飛行は実現しない。縦制御舵面としてエレベータに加えてスピード・ブレーキ等の舵面を持つ機体では、それを利用することによりマッハ数と迎角の両方を制御することも可能と考えられるが、飛行試験データと風洞試験データとの間に差が見られた場合、変動しているパラメータが多いと、その差の原因の究明が困難となるため、また飛行試験システムの簡略化のため、稼働させる舵面はエレベータだけとすることが望まれた。

このような条件下で所望の飛行を実現する方法の一つとして、前章に述べた懸吊飛行が考えられる。この場合、母機航空機が所望の遷音速一定マッハ数で飛行し、ケーブルにより懸吊される実験機がエレベータにより迎角スイープを行うことになるが、このような飛行には多大なリスクと困難が予想される。また、たとえこのような懸吊飛行が実現したとしても、遷音速領域では懸吊のための実験機の胴上開口部の影響が大きく、有効なデータが取得できないと考えられる。このような理由から、懸吊飛

行は本目的では検討の対象外とした。

そこで、次の飛行試験手法の候補として、高空からの落下滑空による飛行試験を想定し、落下中の大気密度の変化を利用することを考えた。落下中のある一点における釣り合い飛行状態において迎角を一定値に保持した場合、大気密度増加に伴い動圧が増加し、抗力も増加するため、速度は減少することになる。そのため、一定速度(一定マッハ数)を維持する場合には迎角を減少させて抗力係数を減少させ、動圧の増加を相殺する必要がある。したがって、滑空落下飛行中にマッハ数を保持する制御を行えば自動的に迎角スweep(高迎角から低迎角へ)を行うことになる。この際の迎角変化範囲が目的のデータとして使用に足る範囲であり、かつ迎角変化率が動的な影響を無視できる程度の大きさであること、レイノルズ数の変化が空力特性に影響を与えない程度であること、という条件を満足すれば、試験方式として成立することになる。

### 4.3 数学シミュレーションによる手法の確認

前節で筆者が提案した飛行試験手法について、最終的には実際の飛行試験により実証することを目標としたが、それに先立って、シミュレーション解析により成立性と有効性を十分に確認することが必要である。シミュレーション解析により確認すべき内容は、当該手法によりマッハ数一定での準静的迎角スイープ飛行が成立することと、その結果として推定される空力特性が、風洞試験及びCFDの評価基準となり得る精度を有していることである。本節では、これらの確認を行うために設定したシミュレーション解析の手順と、具体的な機体形状を想定して実施したシミュレーション解析結果を示す。

#### 4.3.1 シミュレーション解析の手順

上記確認を段階的に行うため、シミュレーション解析のステップとして、以下の手順を設定した。

- (1) 遷音速領域では、一般に宇宙往還機は、特定の帰還軌道(マッハ数と迎角が1対1に対応した軌道)の周りでの飛行が成立するように設計されるため、ある一定のマッハ数において、広い迎角範囲での(釣り合い)飛行が成立する保証がない。そのため、マッハ数と迎角をパラメトリックに変動させ、所望の範囲で静的な釣り合い飛行が可能であることを確認することが必要である。
- (2) 次に対象とする一定マッハ数を保持した準静的迎角スイープの実現可能性と、その際の迎角変動範囲及び迎角変化率が所望の条件を満足することを確認する。これには動的な運動を含めたシミュレーションが必要であるが、初期解析であるため簡易シミュレーションとし、制御系を含まず、誘導系のみを考慮した3次元3自由度シミュレーションを行うこととした。なお、ここでは、空力特性等、不確定要素を含む実験条件についても考慮したシミュレーションを行い、誤差耐性についても確認する。
- (3) 飛行が成立したとしても、取得データが所望の役割を果たすだけの精度を持たなければ飛行試験の意味はない。そこで、次に、目的に照らした計測データの有効性の確認を行う。飛行試験の結果として得られる空力特性は、各種センサ系の出力データに基づいて計算されるため、それらの計測精度によって推定誤差が決定する。そこで、感度解析により、センサ精度と空力特性推定結果の誤差の関係を明確にし、風洞試験及びCFDの比較対象として使用に足る精度を持った空力特性の推定が可能であること、すなわち実験機に搭載可能で、かつ適切な精度を持つセンサが存在することを確認する。
- (4) 以上の初期シミュレーションにより、飛行試験の成立性と、有用性が確認された場合は、飛行実証の価値があると判断し、詳細解析として制御系を含む3次元6自由度シミュレーションにより、飛行計画を策定するとともに、飛行試験手法の最終的な成立性及び有効性の判断を行う。

### 4.3.2 シミュレーション解析の結果

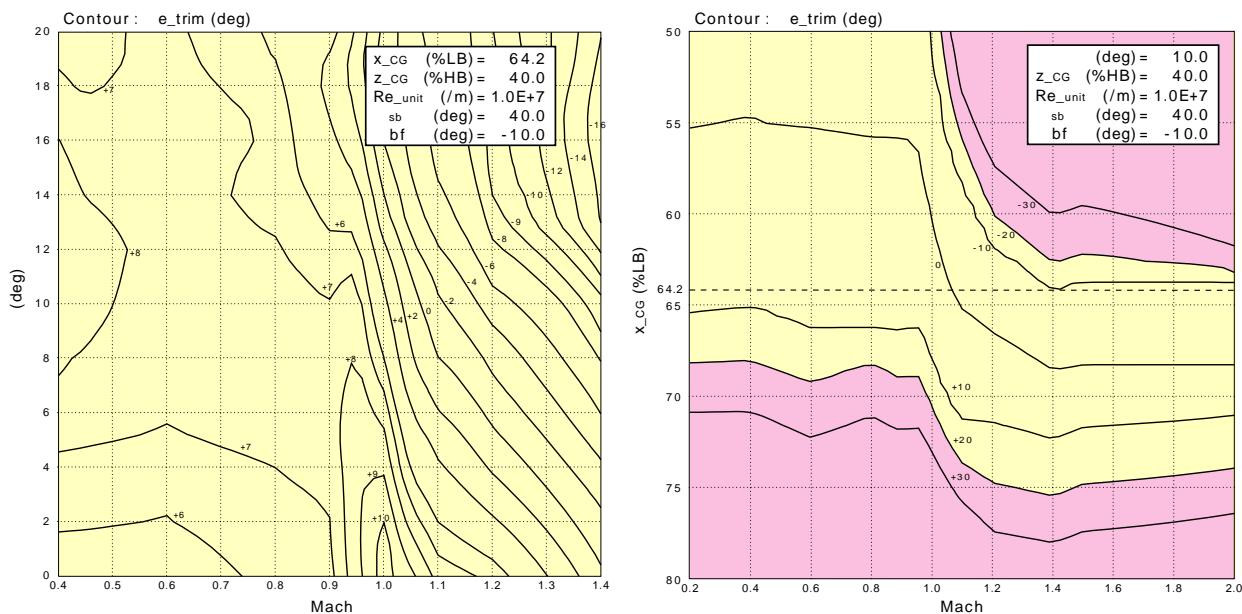
ここでは、前項で設定したシミュレーション解析の手順を、具体的な機体形状を設定して実施した結果を示す。解析の対象とする機体形状は HOPE-X 形状とした。これは、宇宙往還機形状として、HOPE-X 形態は最も豊富な風洞試験及び CFD データが存在しており、飛行試験データが取得されれば、内容の濃い比較検討が実施できること、実際に飛行試験が実施された場合、得られる空力特性を直接 HOPE-X の設計開発に用いることができることの2点が理由である。

#### (1) 釣り合い解析

成立性の検討を行うに当たり、まず一定の遷音速マッハ数において、データとして有効となる程度の迎角範囲で釣り合い飛行が可能であることを確認するための釣り合い解析を行った。ここで、実験機の構成をシンプルにするとともに、風洞試験結果との比較の観点から変動パラメータを少なくする目的で、機体の縦制御舵面としてはエレベータのみを考え、HOPE-X 実機では可動であるスピードブレーキ(スプリット・ラダー形態)及びボディ・フラップは固定とした。これら固定舵面の舵角及び前後重心位置は、HOPE-X の帰還フェーズでの遷音速付近での値として、 $40^\circ / -10^\circ$  及び 64.2% LB と設定した。これらの舵角設定は、遷音速風洞試験データにおいても用いられており、これらのデータの比較対象としての観点からも適切である(HOPE-X の形態は後の図 4.4.1-4 及び図 4.4.1-5 参照)。また、レイノルズ数は、飛行試験高度を大気静穏な成層圏下層の高度 20km~11km と設定し、その間でのマッハ数 0.8~1.2 に対応するレイノルズ数の変動範囲は  $2 \sim 8 \times 10^6 / (m)$  であることから、 $1.0 \times 10^7 / (m)$  と設定した。なお、このレイノルズ数変動範囲では、実証機の空力特性に大きな変化がないことを風洞試験結果から確認している。解析結果を図 4.3.2-1 に示す。(a)図は、迎角とマッハ数をパラメトリックに変動させて釣り合い計算を行い、得られた釣り合いエレベータ舵角の等高線を描いたものである。これによると、対象とした HOPE-X 形態は、遷音速から低速まで、広い迎角範囲で釣り合い能力を有していることがわかる。また、超音速側では縦性安定を有しているが、亜音速から低速では縦安定性は中立から若干の不安定側であり、またマッハ数の変動により釣り合い特性はあまり大きく変化しないこともわかる。さらに、釣り合いエレベータ角が上げ舵側(-舵角側)の限界に近づくのは超音速の高迎角域であり、逆に下げ舵側(+舵角側)の限界は、亜音速の迎角  $10^\circ$  付近であることがわかる。迎角スイープでの迎角変動範囲の最大値として  $10^\circ$  を確保することを考えると、この迎角  $10^\circ$  付近が釣り合い確保の観点からは最も厳しいことになる。そこで、設定した前後重心位置(64.2% LB)の正当性を確認するため、迎角を  $10^\circ$  に固定して前後重心位置とマッハ数をパラメータとして釣り合い計算を行った。結果を図 4.3.2-1(b)に示す。ここで、エレベータの可動幅は、想定するアクチュエー

タの性能から 40° と設定し、上げ舵側と下げ舵側にほぼ均等に余裕がでるよう、-20° ~ +20° とした。その結果、超音速での上げ舵余裕と低速での下げ舵余裕とも、10° 以上が確保されており、良好であることが確認出来た。

次に、釣り合い能力に大きく影響するピッチング・モーメントの誤差を考慮した場合の釣り合い余裕を検討した。結果を図 4.3.2-2(a)に示す。これは、図 4.3.2-1(b)と同じ計算であるが、エレベータが上げ舵側制限に近づく領域では、余裕が減少する方向の負の誤差をピッチング・モーメントに加えて計算を、逆に下げ舵側制限に近づく領域では正の誤差を加えて計算を行った。ここで用いたピッチング・モーメント誤差は、類似形状の宇宙往還機である米国スペースシャトルの空力データブック<sup>7)</sup>に基づいて推定した 3σ 値である。同データブックには、スペースシャトルの風洞試験結果と、実飛行の結果を比較した結果から推定した、風洞試験結果が持つと考えられる誤差が示されている。結果を見ると、超音速側の飛行としてマッハ数 1.2 以下のみを考えると、ピッチング・モーメント誤差を考慮しても、釣り合い余裕があることがわかる。さらに、スピード・ブレーキ/ボディ・フラップの設定角度の正当性についても検討するため、これらを 0° / -20° の組み合わせとして同様の解析を行った。この設定角度は、スピード・ブレーキは閉状態、すなわち 0° の方が風洞試験との比較の観点から好ましいと考えたが、それによって頭上げモーメントが不足すると考えられるため、ボディ・フラップをノミナル値より 10° 上げ側に設定したものである。結果を図 4.3.2-2(b)に示す。(a)図と(b)図を比較すると、亜音速でのエレベータ下げ舵側の釣り合い特性はあまり差が見られないが、超音速の上げ舵側では 0° / -20°



(a) マッハ数:迎角(前後重心位置 64.2%LB) (b) マッハ数:前後重心位置(迎角 10°)

図 4.3.2-1 釣り合い特性( sb = 40°, bf = -10° )

のケースの方が余裕が少ない。これは、ボディ・フラップがノミナルの $-10^\circ$ より上げ側では、胴体の後流の影響で頭上げモーメントへの影響が小さく、 $-20^\circ$ まで上げてスピード・ブレーキを閉じたことによる頭上げモーメントの減少分を補うことができなかつたためと考えられる。参考として、同じ計算を迎角 $5^\circ$ で行った結果を図4.3.2-2(c)及び(d)に示す。両ケースとも迎角 $10^\circ$ のケースに比べて上げ舵側、下げ舵側とも余裕が増大しているが、やはり(d)図の超音速上げ舵側余裕が(c)図に比べて小さく、スピード・ブレーキ/ボディ・フラップの角度はノミナルの $40^\circ / -10^\circ$ の方が適切であることがわかる。

以上から、重心位置、スピードブレーキ及びボディ・フラップの設定は妥当であり、これによって余裕を持って釣り合い飛行が実現できることが確認された。

(2) 3次元3自由度シミュレーション解析

釣り合い解析により、所望の釣り合い飛行が可能であることが明らかになったため、次に高空からの滑空により遷音速に到達し、一定マッハ数を保持しつつ迎角スイープを行うことが可能であること

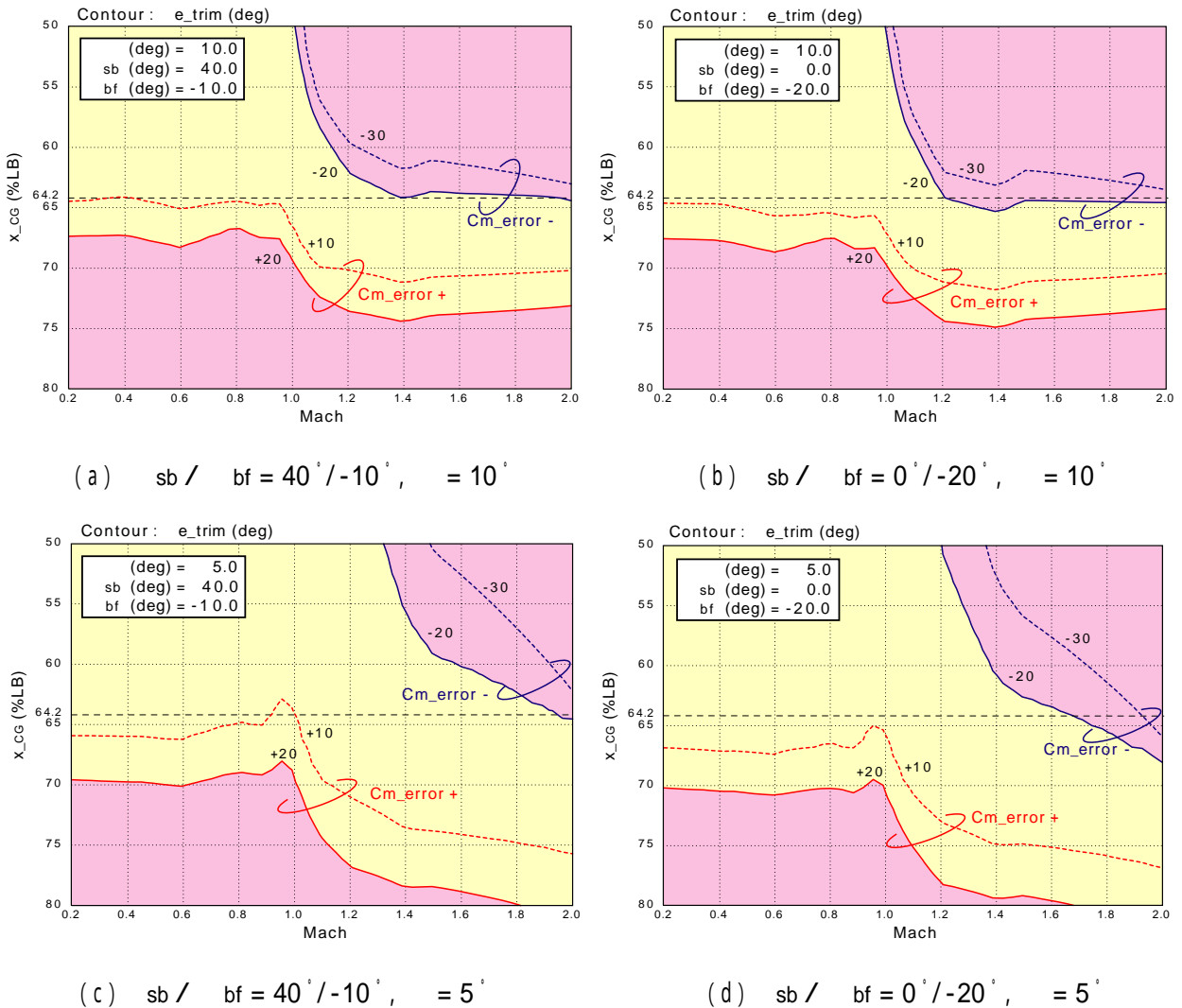


図 4.3.2-2 ピッチング・モーメント誤差を考慮した釣り合い特性



を確認するためのシミュレーション解析を行った。

検討を行う際に、まず高空からの落下滑空を実現する試験システムの選定が必要である。この候補として、図 4.3.2-3 に示す 3 種類の方式を考えた。

方式 1) 機体内蔵大型ロケットモータにより地上から発進、ロケット燃焼終了後に滑空飛行

方式 2) 母機航空機から空中発進、内蔵小型ロケットモータにより上昇後、燃焼終了後に滑空飛行

方式 3) 高層気球により機体を高空まで上昇、分離後に滑空飛行

いずれの手法も、回収は最も単純と考えられるパラシュート+エアバッグによる方法を想定した。この内、大型ロケットによる地上からの発進手法は、機体が大型化することと、適切なロケットエンジンの入手が簡単ではなく、また取り扱いも困難と考えられることから除外し、第 2 案と第 3 案をシミュレーションにより検討した。その結果、第 2 案として想定していた母機航空機と内蔵ロケットモータでは音速を超える飛行が困難であることが判明した一方で、第 3 案の高層気球方式では、実績のある気球により、所望のミッションが十分達成できることがわかった。また、ロケットエンジン内蔵の機体では、エンジン燃焼停止後も推力が残留している可能性があり、空力特性推定に対する影響が懸念されること、ベース面にエンジンノズルが装備されるため、重要なデータとして計測が望まれるベース面の圧力分布の計測が困難になること、等からシステム構成としてもシンプルとなる高層気球方式の方が好ましいと

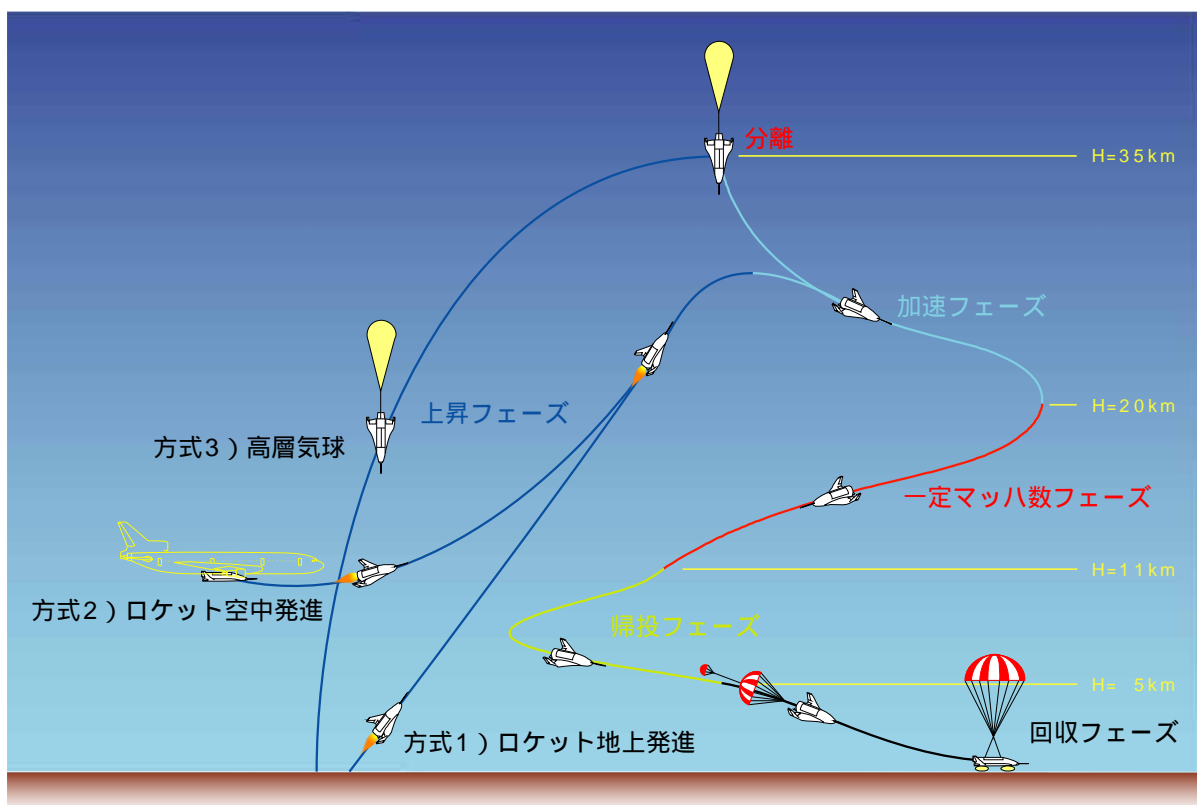


図 4.3.2-3 3種類の実験方式

考えたため、同方式を選定した<sup>89)</sup>。なお、高層気球投下方式は、欧州の HERMES 計画の一環として 1990 年にドイツ、フランスの共同で実施された FALKE 飛行試験<sup>90)-94)</sup>において採用された実績があるが、FALKE では分離後、実験機は無制御滑空飛行を行っており、本手法で目標とする一定マッハ数での迎角スウィープ等を行われていない。

以下、高層気球方式のシミュレーション解析結果を示す。この解析は初期解析であるため、シミュレーションは誘導系のみを含む 3 次元 3 自由度とした。すなわちセンサ系と航法系は模擬せずに誘導系には真値を入力し、その誘導系の出力コマンドが制御系によって完全に達成されると仮定している。また風擾乱も考慮していない。シミュレーションは気球からの分離時点から開始し、回収系が作動する高度 3km に達した時点で終了する。誘導則は以下の条件で設計した。

- ・ 誘導則の出力は迎角、横滑り角及びバンク角(速度ベクトル周り)の各コマンドとする。横滑り角コマンドは常時 0° を出力、迎角コマンドとバンク角コマンドの範囲は各々 0° ~ 15°, ±60° の間とする。
- ・ 誘導は、加速フェーズ、一定マッハ数フェーズ、帰投フェーズの 3 フェーズから構成する。
- ・ 一定マッハ数フェーズにおいて保持する目標マッハ数は、1.2, 1.0 及び 0.8 の 3 種類とし、最低限 3 回の飛行を実施する。
- ・ 加速フェーズでは、当初迎角 0° を保持して加速し、目標マッハ数に近づいた時点で最大迎角 15° までピッチアップし、一定マッハ数フェーズに入る。
- ・ 一定マッハ数フェーズではマッハ数を目標値 ± M0.03 の範囲で保持する。
- ・ 迎角が 0° に達するか、動圧が 12kPa に達するか、あるいは高度が 11km に達した時点で一定マッハ数フェーズを終了し、帰投フェーズを開始する。
- ・ バンク角コマンドは、気球からの分離から一定マッハ数フェーズ終了まで、0° とし、対称飛行を行う。
- ・ 帰投フェーズでは、回収目標点上空高度 3km の点まで誘導する。本シミュレーション実施時点では回収目標点の位置は未定であるため、分離点直下を仮の回収目標点と設定して解析を行う。
- ・ 飛行中の垂直荷重倍数及び動圧は 2.5G 及び 16kPa を制限値とする。

これらの条件を満足することを目標として誘導系を設計し、シミュレーションを行った。結果を以下に示す。

#### ア) ノミナルケース

ノミナルケースのシミュレーション結果を図 4.3.2-4 に示す。赤実線、青破線及び緑一点鎖線がそれぞれ目標マッハ数 0.8, 1.0 及び 1.2 のケースを示す。分離高度はそれぞれ 31 km, 26 km 及び 20 km としている。全てのケースで満足すべき結果が得られている。

イ) 分離高度の評価

気球からの分離高度には不確実性が含まれると考えられるため、その余裕を検討する目的で、分離高度をパラメトリックに変化させたシミュレーションを実施した。結果を図 4.3.2-5 に示す。分離高度は、目標マッハ数 1.2 のケースでは 36km~26km の範囲で、目標マッハ数 1.0 のケースでは 31km~21km の範囲で、目標マッハ数 0.8 のケースでは 25km~15km の範囲で、それぞれ 1km 間隔で変化させてシミュレーションを行った。図中、 $H$ ,  $t$ ,  $\alpha$ ,  $R$  及び  $M$  は各々高度、分離後時間、迎角、目標回収点までの水平距離及びマッハ数であり、添え字 1, 2 及び 3 は、それぞれ一定マッハ数開始時、終了時及び帰投フェーズ終了時(回収系作動時)の値を示す。また、 $\dot{\alpha}$  は、一定マッハ数フェーズ中の迎角変化率の平均値、 $n_{z_{max}}$  及び  $q_{co_{max}}$  は、垂直荷重倍数及び動圧の、分離から帰投フェーズ終了までの全飛行期間中の最大値である。

結果の評価基準として、一定マッハ数フェーズにおいて以下の要求条件を設定した。

- ・ 継続時間 ( $t_2 - t_1$ ) は 10 秒以上
- ・ フェーズ開始時の初期迎角  $\alpha_1$  は  $10^\circ$  以上
- ・ 迎角変化率の平均値  $\dot{\alpha}$  は  $\pm 2^\circ/s$  以内

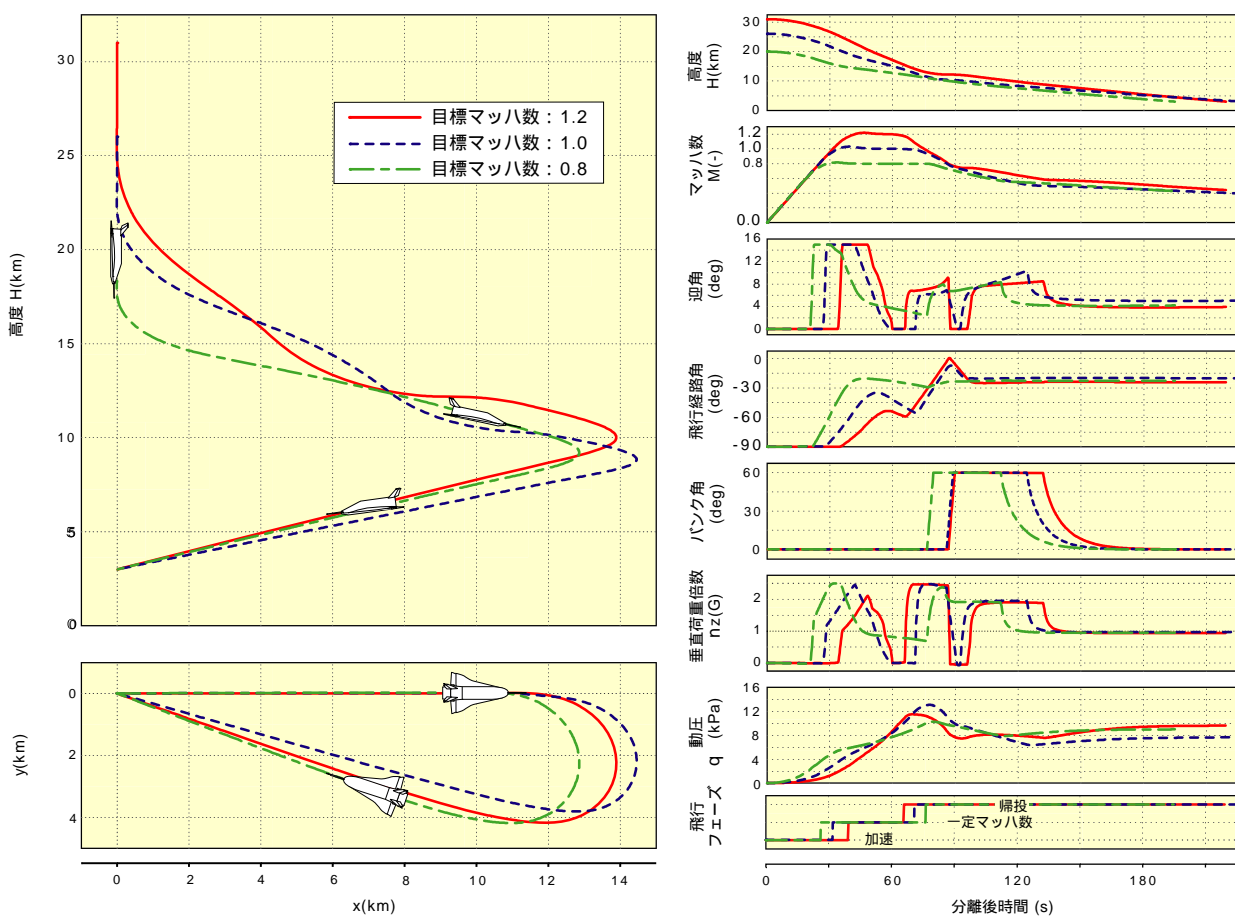


図 4.3.2-4 ノミナル飛行パターン

これらに加えて、垂直荷重倍数及び動圧には、全飛行を通じて先に述べた制限が課される。図中の濃黄色のエリアはこれらの制約を逸脱した領域である。この図から判断して、分離高度ウィンドウは、目標マッハ数 1.2 では 32km~28km, 目標マッハ数 1.0 では 29km~22km, 目標マッハ数 0.8 では 23km~18km(ただし 19km 及び 18km では  $n_{Z_{max}}$  が若干制限を超過)となり、気球の高度制御の精度から考えても十分なウィンドウが確保されていることが確認できる。このウィンドウ内で分離されれば、帰投フェーズ終了時の目標回収点までの距離( $R_3$ )及びマッハ数( $M_3$ )は、40m 及び 0.48 以下となり、良好である。

ウ) 空力誤差の影響評価

最終確認として、空力誤差の影響を調べるシミュレーションを行った。ここでは縦運動に最も影響を与える揚力係数及び抗力係数の誤差を考えた。誤差は正規分布するものとし、その  $3\sigma$  値  $\Delta C_{L_{3\sigma}}$  及び  $\Delta C_{D_{3\sigma}}$  と、相関係数  $\rho_{C_L, C_D}$  は図 4.3.2-6 に示す値を設定した。これらの値は、(1)項でのピッチング・モーメント誤差と同じく、米国スペースシャトルの空力データブック<sup>77)</sup>に基づいて推定されたものである。この空力誤差モデルを用いてモンテカルロ・シミュレーションを行った結果を図 4.3.2-7 に示す。このシミュレーションでは、各目標マッハ数に対して分離高度を図 4.3.2-5 で求めた分離高度ウィンドウの範囲内で 1km 刻みで変化させ、各分離高度で 100 ケースの試行を行っている。いくつかのケースでの一

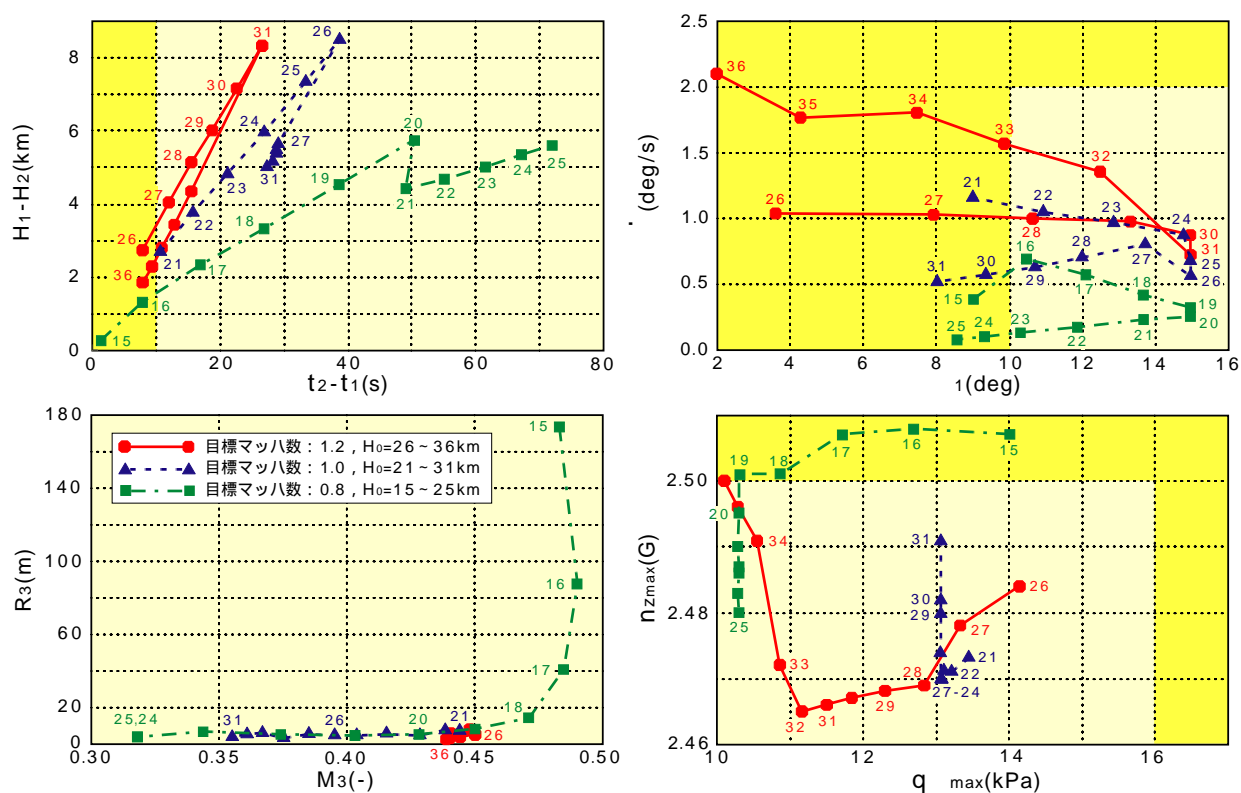


図 4.3.2-5 分離高度の影響

定マッハ数フェーズ開始時の迎角  $\alpha_1$  と、ノミナルでも若干の超過が見られた目標マッハ数 0.8 の高度 19km 及び 18km での最大垂直荷重倍数  $n_{z\max}$  については、要求条件を満足していないものが見られるが、分離高度がウィンドウ内であれば、空力誤差の影響を考慮しても、ほぼ飛行が成立し、データが取得できることが確認できた。

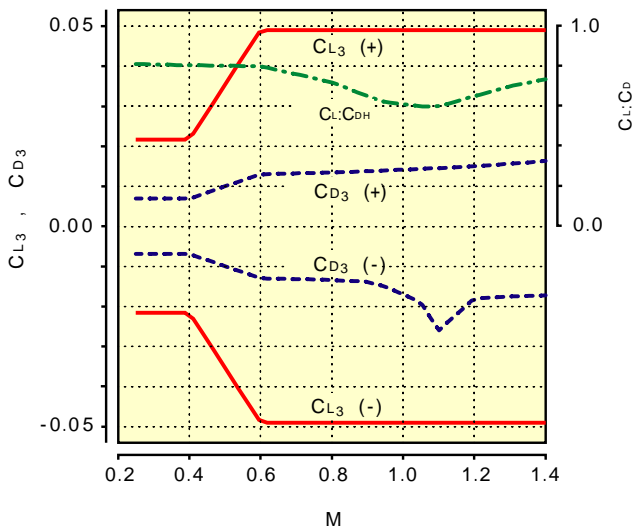
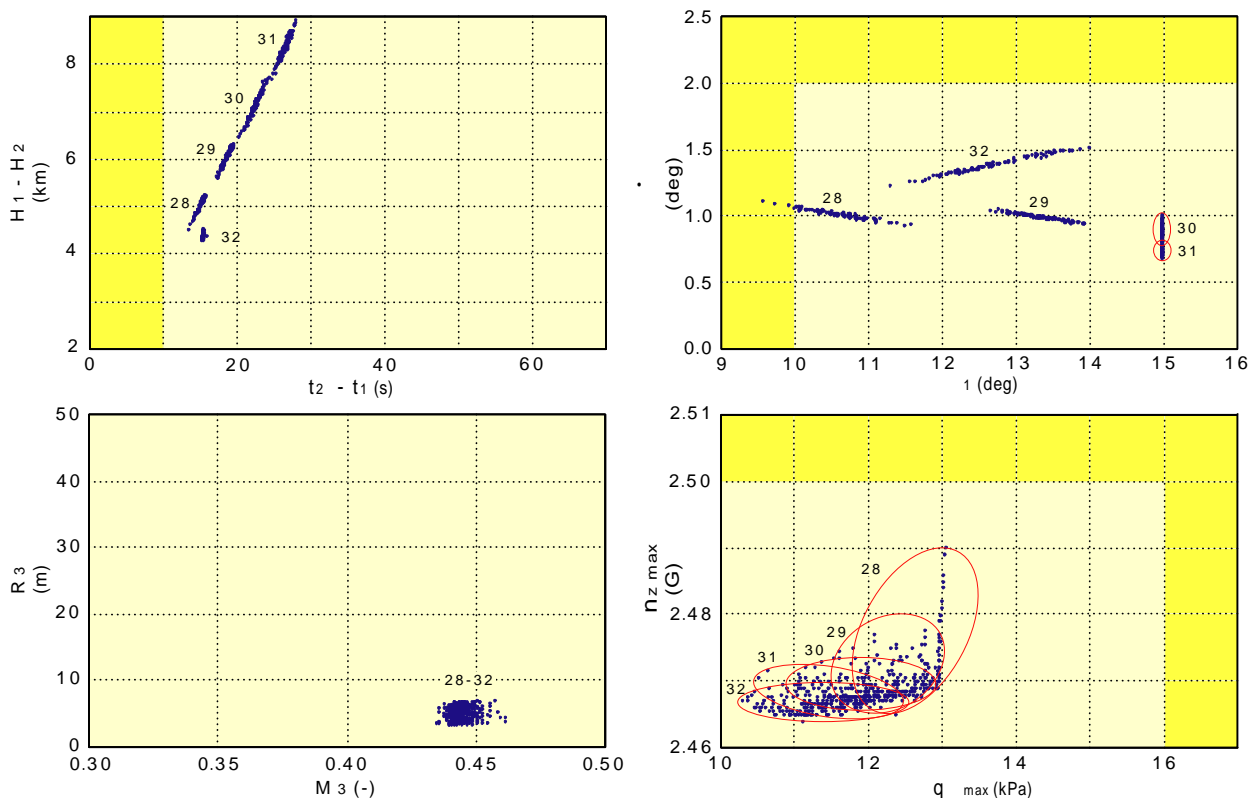
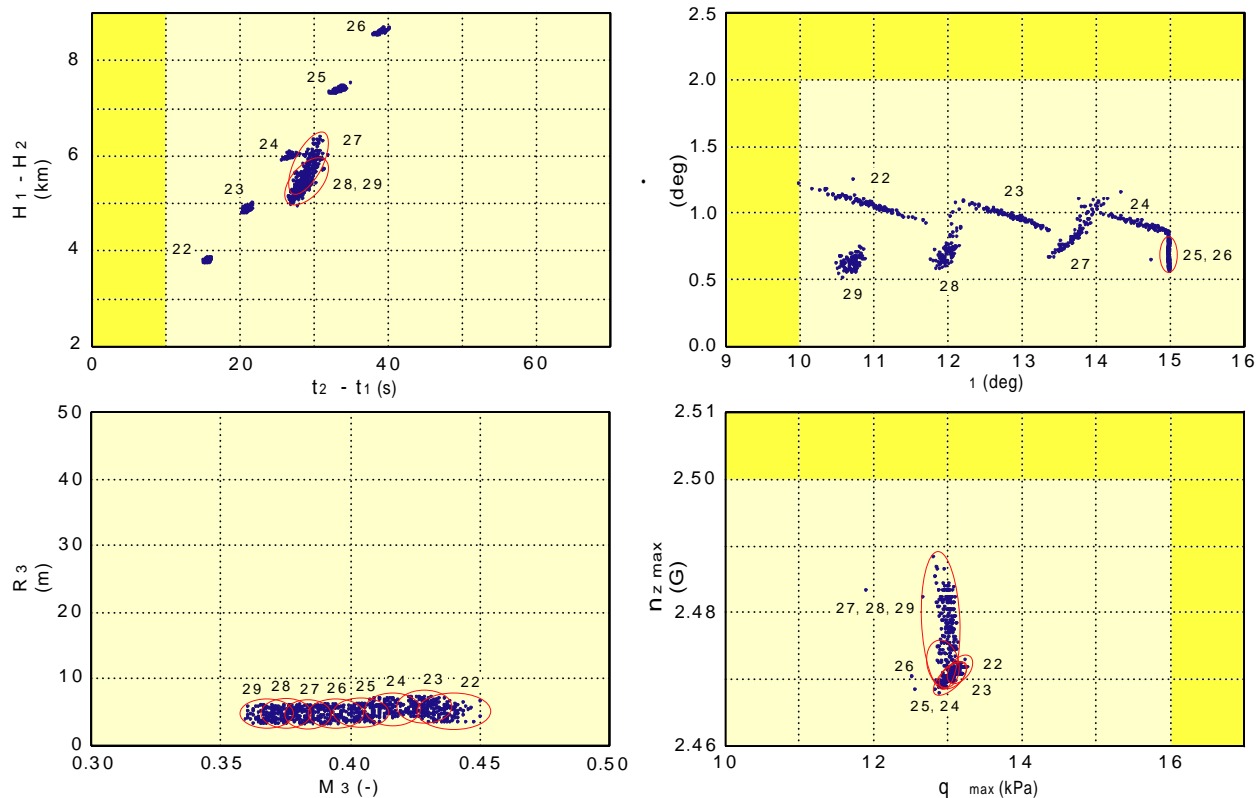


図 4.3.2-6 揚力係数及び抗力係数の空力誤差

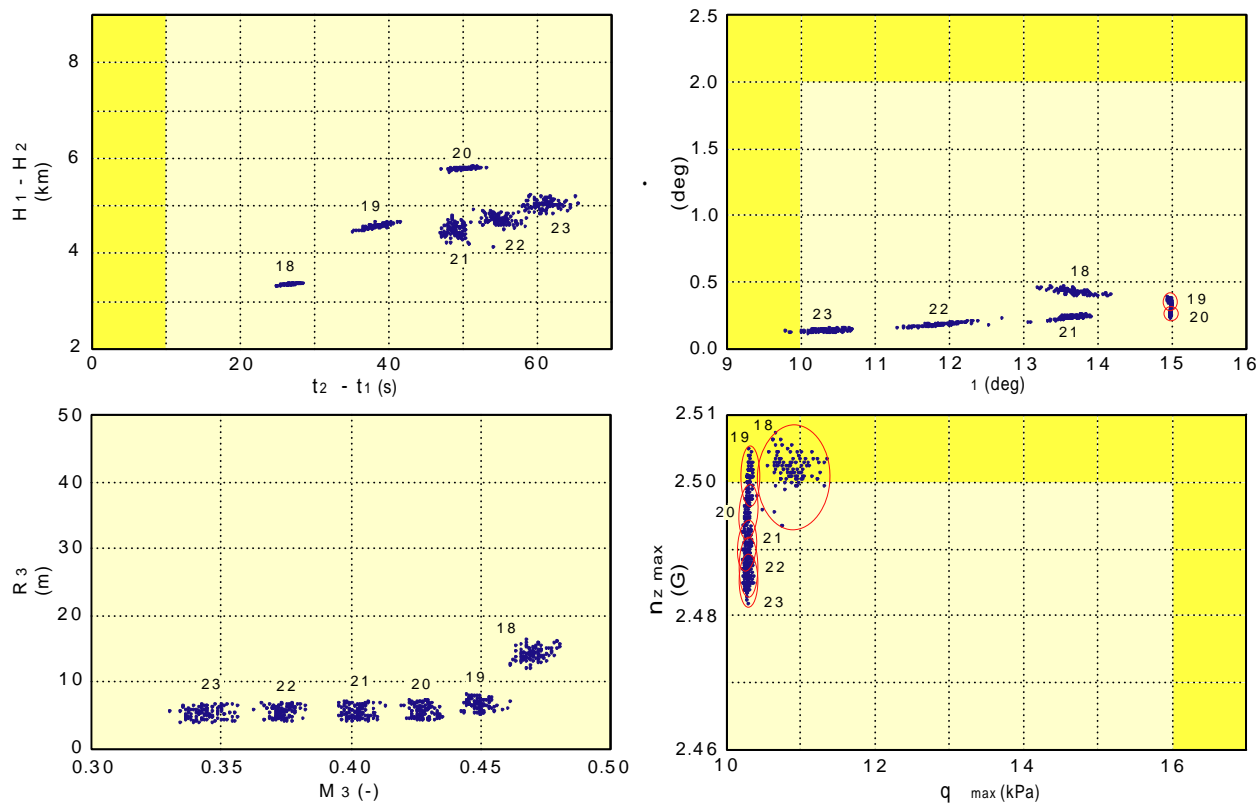


(a) 目標マッハ数 1.2, 分離高度 32km ~ 28km

図 4.3.2-7 空力誤差の影響



(b) 目標マッハ数 1.0, 分離高度 29km ~ 22km



(c) 目標マッハ数 0.8, 分離高度 23km ~ 18km

図 4.3.2-7 空力誤差の影響(続き)

以上のように、3次元3自由度数学シミュレーションにより、筆者が提案した飛行試験手法により所望の飛行が実現できる見通しが得られた。

### (3) 計測誤差評価

初期解析の最終段階として、計測誤差の評価、すなわち、一定マッハ数での迎角スイープにおいて取得される縦空力特性データが、風洞試験あるいはCFD結果を評価するに足る精度を有していることの確認を行った。評価基準として、縦空力係数の推定誤差が風洞試験不確定性(バリエーション)の1/3以下という条件を設定した。

縦3分力係数は、(2.1.1-17)～(2.1.1-19)式により計算されるため、これらの右辺に現れる計測値の持つ誤差を用いれば、推定空力特性の誤差を見積もることができる。ただし、ピッチング・モーメント係数については、角速度の数値微分が含まれるため、ここでは評価しないが、準定常の迎角スイープを行っている限り、重心回りのモーメントは0と近似しても大きな差はないと考えられることと、釣り合い特性について釣り合いエレベータ角による評価も可能である。したがって、ここでは揚力係数及び抗力係数の推定誤差を評価する。

(2.1.1-14), (2.1.1-16)～(2.1.1-18)から、揚力係数及び抗力係数は、次式で表される。

$$C_L = C_X \cdot \sin \alpha - C_Z \cdot \cos \alpha \quad (4.3.2-1)$$

$$C_D = -C_X \cdot \cos \alpha - C_Z \cdot \sin \alpha \quad (4.3.2-2)$$

ただし、

$$C_X = a_X \cdot \{m / (q_\infty \cdot S)\} \quad (4.3.2-3)$$

$$C_Z = a_Z \cdot \{m / (q_\infty \cdot S)\} \quad (4.3.2-4)$$

これらの右辺に現れる加速度  $a_X$ ,  $a_Z$ , 動圧  $q_\infty$  及び迎角  $\alpha$  は加速度計及びADSにより計測されるため、計測誤差を持つ。また質量  $m$  についても計測誤差が避けられない。そこでこれらの計測値が持つ誤差を  $e_{a_X}$ ,  $e_{a_Z}$ ,  $e_\alpha$ ,  $e_{q_\infty}$  及び  $e_m$  と表すと、この影響で揚力・抗力係数の推定値に現れる誤差  $e_{C_L}$  及び  $e_{C_D}$  は各計測誤差の線形和として次式で近似される。

$$e_{C_L} = C_L \frac{e_m}{m} + C_X \cdot \sin \alpha \frac{e_{a_X}}{a_X} - C_Z \cdot \cos \alpha \frac{e_{a_Z}}{a_Z} - C_L \frac{e_{q_\infty}}{q_\infty} - C_D \cdot e_\alpha \quad (4.3.2-5)$$

$$e_{C_D} = C_D \frac{e_m}{m} - C_X \cdot \cos \alpha \frac{e_{a_X}}{a_X} - C_Z \cdot \sin \alpha \frac{e_{a_Z}}{a_Z} - C_D \frac{e_{q_\infty}}{q_\infty} + C_L \cdot e_\alpha \quad (4.3.2-6)$$

ここで各計測誤差を次の形でモデル化する.

$$e_m = \lambda_m \quad (4.3.2-7)$$

$$e_{ax} = \lambda_{ax} + s_{ax} \cdot a_x + w_{ax} \quad (4.3.2-8)$$

$$e_{az} = \lambda_{az} + s_{az} \cdot a_z + w_{az} \quad (4.3.2-9)$$

$$e_\alpha = \lambda_\alpha + w_\alpha \quad (4.3.2-10)$$

$$e_{q_\infty} = \lambda_{q_\infty} + w_{q_\infty} \quad (4.3.2-11)$$

ただし  $\lambda_*$  はバイアス誤差,  $s_*$  はスケールファクタ誤差,  $w_*$  はランダム誤差である. この内, 加速度計のバイアス誤差は DGPS (差動 GPS) による位置情報を用いた FPR によって, またランダム誤差はフィルターによって, それぞれ除去できるものとする. 残る誤差の  $3\sigma$  値として ALFLEX におけるセンサ誤差に準じて以下の値を設定した.

$$e_m = \lambda_m = 3.0 \text{ (kg)} \quad (4.3.2-12)$$

$$e_{ax} = s_{ax} \cdot a_x = 0.000241 \cdot a_x \quad (4.3.2-13)$$

$$e_{az} = s_{az} \cdot a_z = 0.000241 \cdot a_z \quad (4.3.2-14)$$

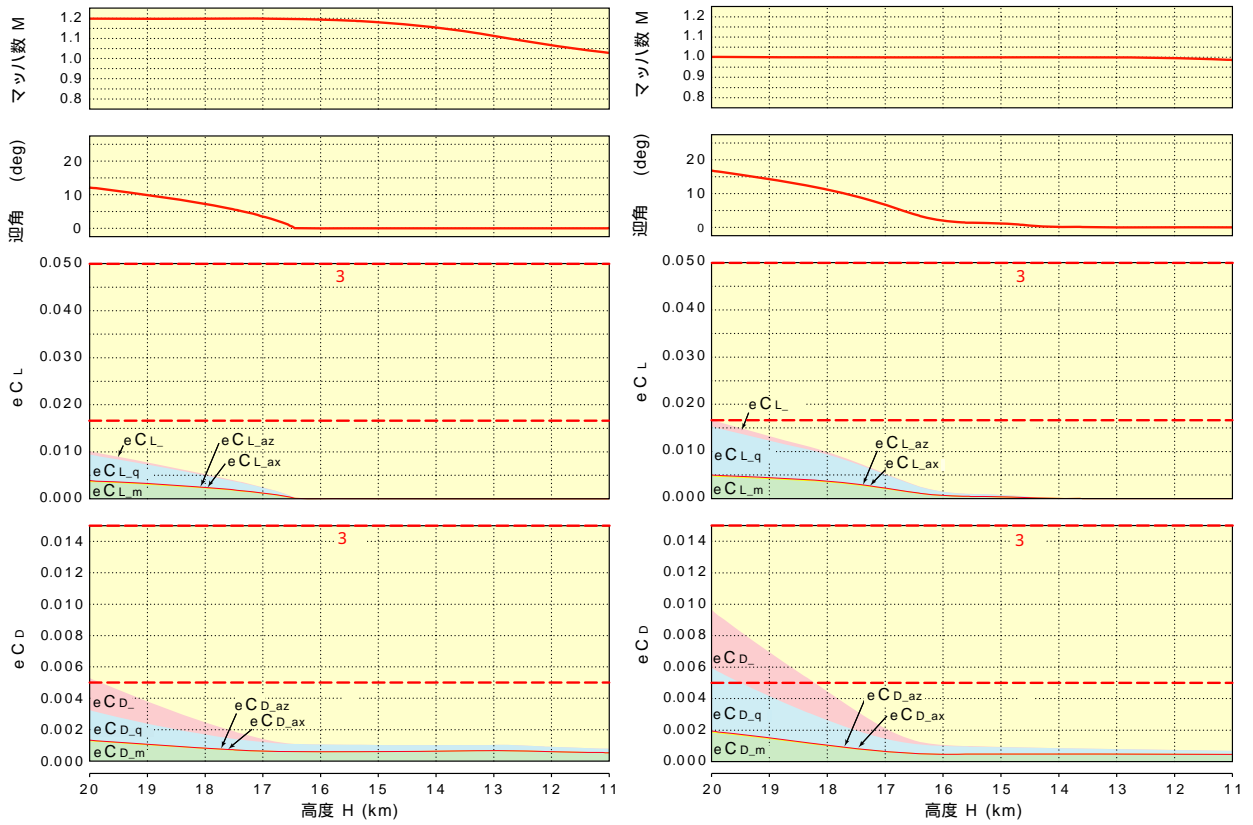
$$e_\alpha = \lambda_\alpha = 0.9 \text{ (deg)} \quad (4.3.2-15)$$

$$e_{q_\infty} = \lambda_{q_\infty} = 50 \text{ (Pa)} \quad (4.3.2-16)$$

これを用いると, 3 自由度シミュレーションにより推定誤差の時歴データが推定できる.

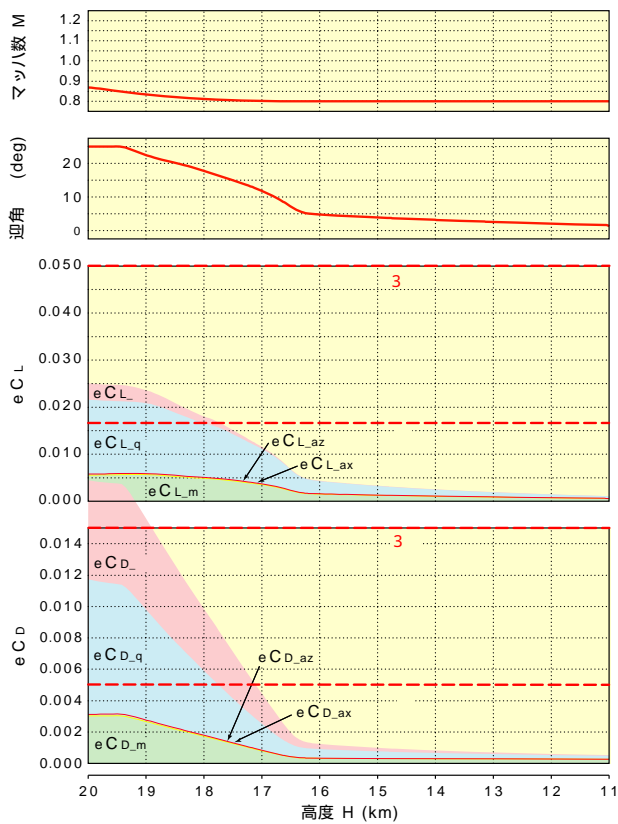
マッハ数 0.8, 1.0 及び 1.2 を保持するケースでのデータ計測領域(高度 20km~11km)における誤差推定結果を図 4.3.2-8 に示す. 誤差の推定では上記 5 種類の計測誤差の RSS(二乗和平方根)をとることが通常であるが, ここでは各誤差の影響を明確にするため, WOW(Worst on Worst), すなわち全ての誤差が  $3\sigma$  値をとった場合の各誤差による影響項を積み上げて推定誤差を示している. 例えば, 図中の  $e_{CL_\alpha}$  は, 迎角  $\alpha$  の計測誤差が  $3\sigma$  値をとった場合に発生する揚力係数誤差を示す. 図の揚力係数誤差( $e_{CL}$ )及び抗力係数誤差( $e_{CD}$ )のフルスケールは遷音速付近での風洞試験データのバリエーション( $3\sigma$ と表示)を示す. これによると迎角 20deg を越える高迎角領域で揚力係数誤差がバリエーションの 1/2 程度, 抗力係数ではバリエーションを越えており, 条件のバリエーションの 1/3( $\sigma$ と表示)は満足しない. しかし遷音速領域での飛行に関する限り, このような高迎角域データは重要度が低いため, 例えば迎角 12deg 程度以下のデータのみ限定すれば, 各マッハ数ケースともバリエーションの 1/3 以下という条件を満足し, 試験として成立することになる. また, 誤差の構成を見ると, 全誤差に占める ADS 誤差, すなわち迎角及び動圧の誤差の割合が大きく, この計測精度を向上





(a) 目標マッハ数 1.2

(b) 目標マッハ数 1.0



(c) 目標マッハ数 0.8

図 4.3.2-8 誤差解析

させることにより、推定精度を大幅に向上させることができることがわかる。逆に、ここで想定した ADS 計測誤差は ALFLEX における低速飛行時の精度に基づいており、遷音速飛行時に同程度の精度を確保することは容易ではないことが予想されるため、飛行試験を行う際には、ADS に関する詳細な検討が必要である。

#### (4) 3次元6自由度シミュレーション解析

初期シミュレーションにより、気球投下方式による試験の実現性が確認されたため、引き続き3次元6自由度シミュレーションによる詳細検討を行った。

最初に、4.3.2(2)において初期設計を行った誘導系について付録3に示すように詳細設計を行い<sup>95)</sup>、3次元3自由度シミュレーションにより評価を行った後、制御系を設計し<sup>96)~98)</sup>、引き続き3次元6自由度シミュレーションによる評価<sup>99)</sup>を行って、搭載誘導制御系の設計を完了した。この最終の3次元6自由度シミュレーションでは、数学モデルの持つ誤差として、初期解析で考慮した揚力係数及び抗力係数の誤差に加えて、機体慣性特性、分離条件等、可能な限り誤差を考慮した詳細シミュレーションを行っている。その結果、数学モデル誤差を考慮しても飛行試験の成立性が確認されたため、これに基づいて詳細な飛行計画を策定した。

#### 4.3.3 まとめ

本節では、提案した飛行試験手法を、実際の飛行試験により実証するための事前検討として実施したシミュレーション解析の結果について述べた。結果は良好であり、筆者が提案した高空からの滑空飛行により、有益なデータが取得できることが確認された。また、ADSの精度が空力特性推定結果に大きな影響を持つことも明らかになり、飛行試験を実施する際には、その選定及び必要に応じた技術開発が必要である。

## 4.4 高速飛行実証フェーズ (HSFD )による手法の実証

前節に示したシミュレーション解析により、高層気球を用いた高空からの落下滑空方式による空力特性推定試験法の実現性と有効性が確認されたため、本手法を採用した飛行実験が、HOPE-X 研究開発計画の一環として実施されることとなった。本節では、その飛行実験、すなわち高速飛行実証フェーズⅡ (HSFDⅡ)の概要と、同飛行実験による提案手法の実証結果として、飛行実験の結果及び空力特性推定結果を示す。

### 4.4.1 HSFD の概要

高速飛行実証フェーズⅡの主目的は、筆者が提案した飛行試験手法を用いて HOPE-X 形態の遷音速空力特性データを取得することであり、得られた結果は HOPE-X の設計に直接使用されるとともに、遷音速領域では他の速度領域に比べて推定誤差の大きい風洞試験及び CFD 解析の比較対照データとして利用することにより、遷音速領域での風洞試験及び CFD の推定精度向上に使用される。また、そのように空力特性に推定誤差の大きい遷音速領域における誘導制御系の設計技術の蓄積も目的の一つとして設定された<sup>100)</sup>。

図 4.4.1-1 に HSFDⅡのミッションプロファイル概念図を示す。試験では HOPE-X 相似形状の小型無人の実証機を高層気球により高度 20km から 30km 程度まで上昇させた後に分離し、落下滑空によって遷音速領域まで加速、続く一定マッハ数フェーズではマッハ数を一定に保持しつつ迎角を準静的にスweepさせ、縦空力特性データを取得する。一定マッハ数フェーズ終了後、実証機は回収目標地点まで滑空誘導され、パラシュート及びエアバッグを用いて回収される。回収された実験機は整備の後、次の飛行に備える。気球からの分離後の実証機の飛行は完全自律であり、非常時の緊急回収あるいは実証機投棄を除いて地上からのコマンドは一切発信しない。このような、高層気球と無人自律実験機による遷・超音速飛行試験技術は今後とも有用と考えられ、その技術確立も重要な目的の一つであった。飛行試験場は、気球放球設備が整い、広大な無人の飛行試験エリアを持つスウェーデンのエスレンジ実験場(Esrange)である(図 4.4.1-2 参照)。エスレンジ実験場はスウェーデン宇宙公社(SSC)が管理運営しており、気球関連設備以外にも、サウンディング・ロケットの打ち上げ設備や、人工衛星のデータ収集設備等、豊富な宇宙関連設備が整った実験場である。実証機の飛行エリアは、基本的には Zone B と呼ばれるサウンディング・ロケットのインパクト・エリアとして準備された区域であり、実験時には一般人の立ち入りは禁止される。ただし、エスレンジの安全主任の許可を得た場合には、人家の多い部分を除いて、Zone B の東側まで飛行エリアを拡大することが許された。回収にはパラシュートとエアバッグを用いるため、回収地点の地表面はできるだけ平坦で、大きな障害

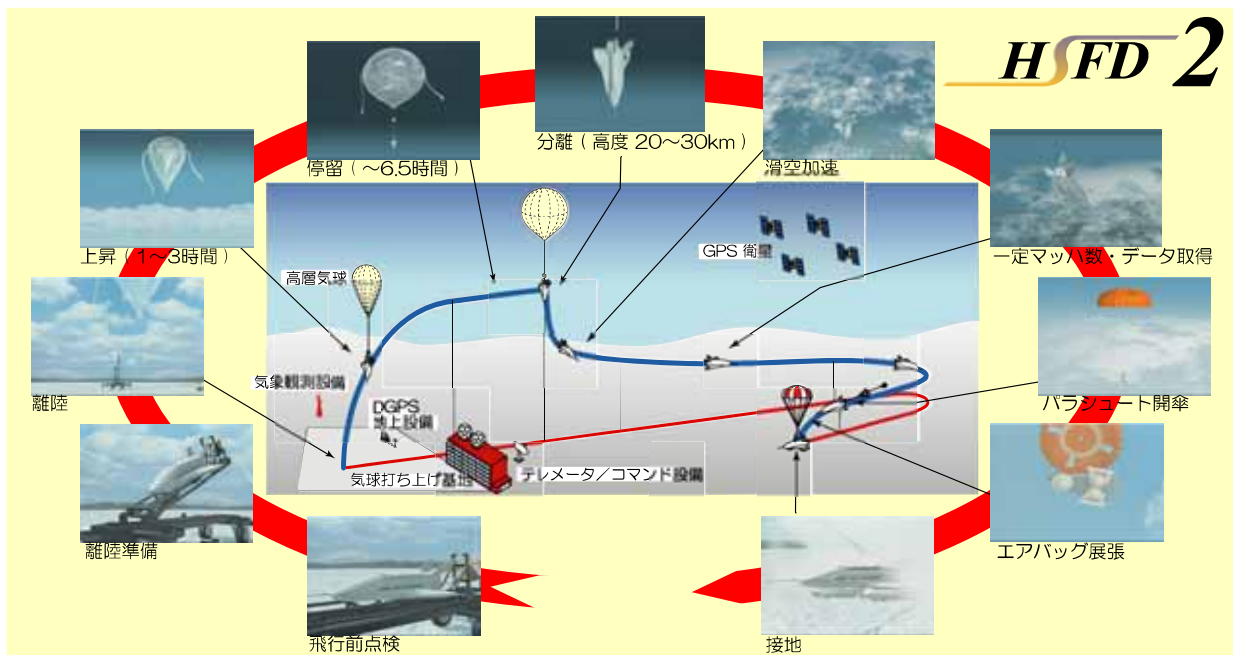


図 4.4.1-1 HSF2 のミッションプロファイル

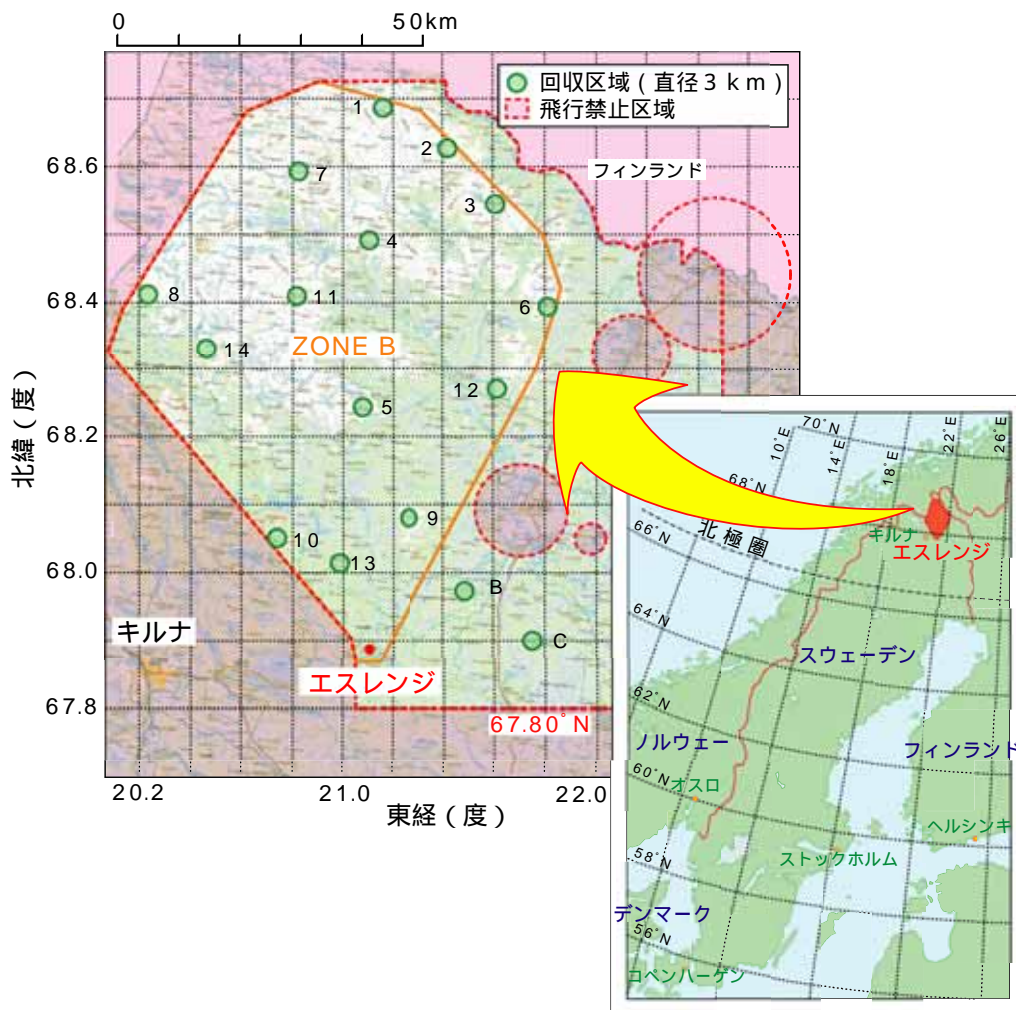


図 4.4.1-2 エスレンジ実験場

物が無いことが要求されるが、気球の上昇軌道は風により変動するため、実証機の気球からの分離点は不確定である。そのため、飛行エリア内に複数の回収区域を用意しておき、実証機は分離後に自らのダウンレンジ能力範囲内に位置する回収区域を一点、自律的に選定し、そこに向かって飛行する。図 4.4.1-2 には、設定した 14 カ所の回収区域を示している。各回収区域は直径 3km の円として設定した。各回収区域に付けられた 1 から 14 までの番号は選択時の優先順位であり、平坦で障害物が少ないという評価基準に沿って順位付けを行ったものである。実証機は自らのダウンレンジ能力範囲内で、最も優先順位の高い(最も番号の若い)回収区域を自律選択し、そこに向かって飛行する。なお、本実証は、大型気球を用いた試験に豊富な実績を持つフランス国立宇宙研究センター(CNES)との共同研究として実施し、CNES は気球系の開発、運用と、実証機接地後の回収を担当した。

図 4.4.1-3～図 4.4.1-6 に HSF D II 飛行実証システムの構成図、実証機の三面図、搭載機器図及び写真を示す。飛行実証システムは実証機、地上設備、実験場施設及び気球系から構成される。実験場施設及び地上設備の一部は、エスレンジあるいは CNES の所有物を用いた。HSFD II の主目的は HOPE-X 形状の遷音速空力特性推定であるため、実証機は HOPE-X (11-HOPE と呼ばれる平成 11 年度設計の双垂尾形態)の 25%完全相似形状とした。ただし、ピトー・ブームとテレメトリ送信／コマンド受信／GPS 受信の各アンテナのみは実証機特有である。アンテナ類は、可能な限り空力的な影響を少なくするよう、ブレード・タイプとしている。制御舵面は左右エレボンと(オール・ムービング)ラダーであり、実機では可動式のスピード・ブレーキ(ラダー後端部が開閉するスプリット・ラダー方式)及びボディ・フラップは HOPE-X 実機の帰還フェーズ遷音速領域飛行時の舵角である  $40^{\circ} / -10^{\circ}$  に固定される。機体回収系としてはパラシュートとエアバッグを有する。搭載機器は、開発期間及びコストの削減のため、航法用統合慣性センサを除いて、可能な限り既存品を用いた。統合慣性センサは、新規開発の先進的な CDGPS(搬送波位相 DGPS)／INS(慣性航法システム)複合航法を採用しているが、滑走路への着陸は行わないため、オンラインでは高精度の航法は必要なく、ALFLEX のようにリアルタイム DGPS 用のアップリンク系は搭載していない。しかし、オフライン航法を行うことにより、飛行後解析においては 3 軸方向とも 1m 以下の位置精度が実現する。ADS は、ALFLEX と同様の 5 孔ピトー方式 ADS を用いたが、前節に示したシミュレーションの結果に基づき、遷音速領域においても ALFLEX での低速域と同程度以上の精度を確保するため、静圧孔を追加するとともに、搭載ソフトウェアに改修を加えた上で使用した<sup>101)</sup>。

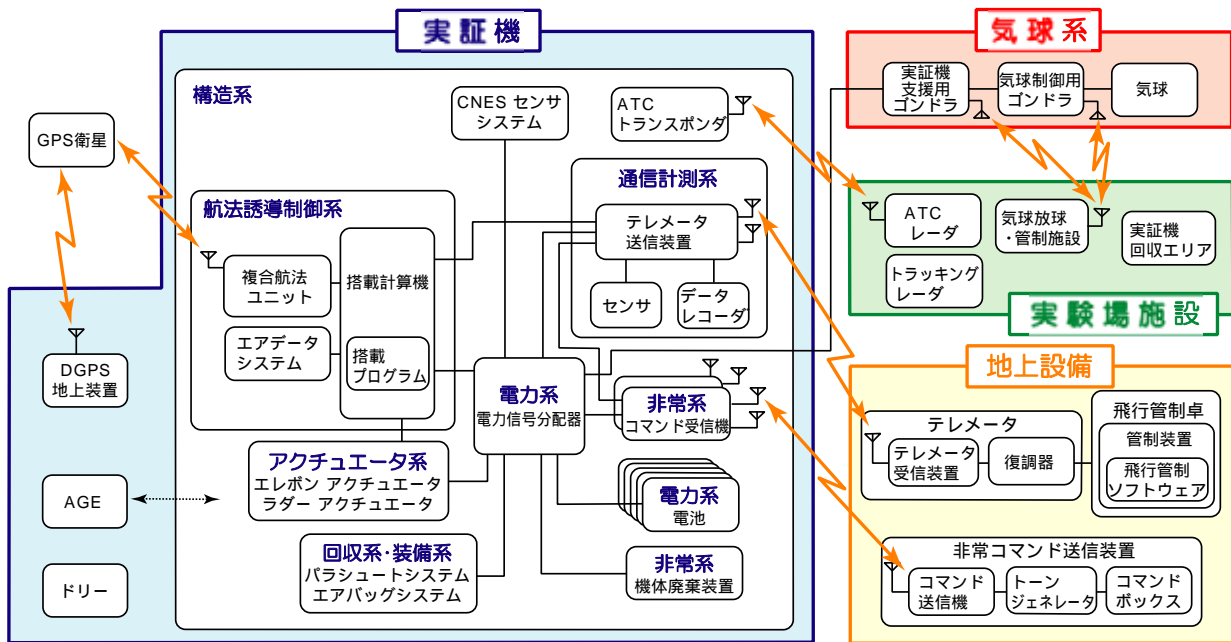


図 4.4.1-3 HSF D 飛行実証システム構成図

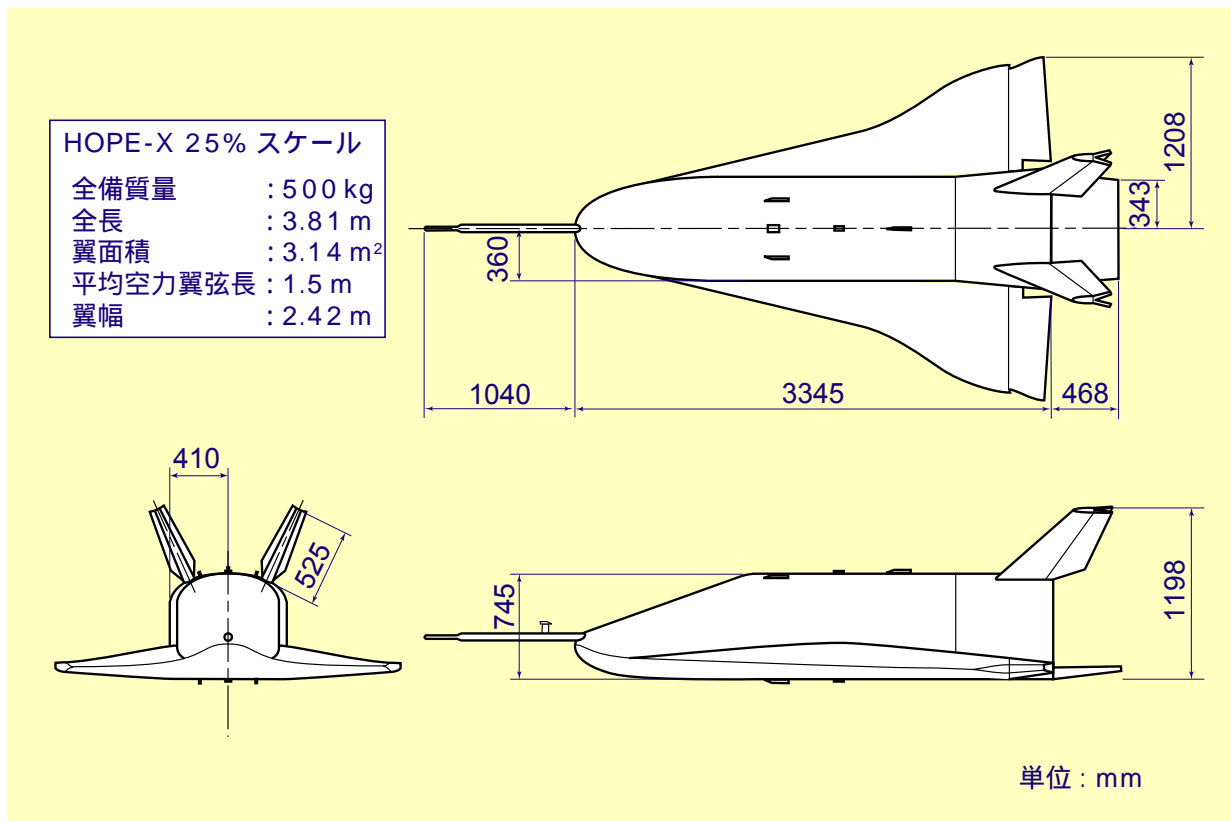


図 4.4.1-4 HSF D 実証機三面図



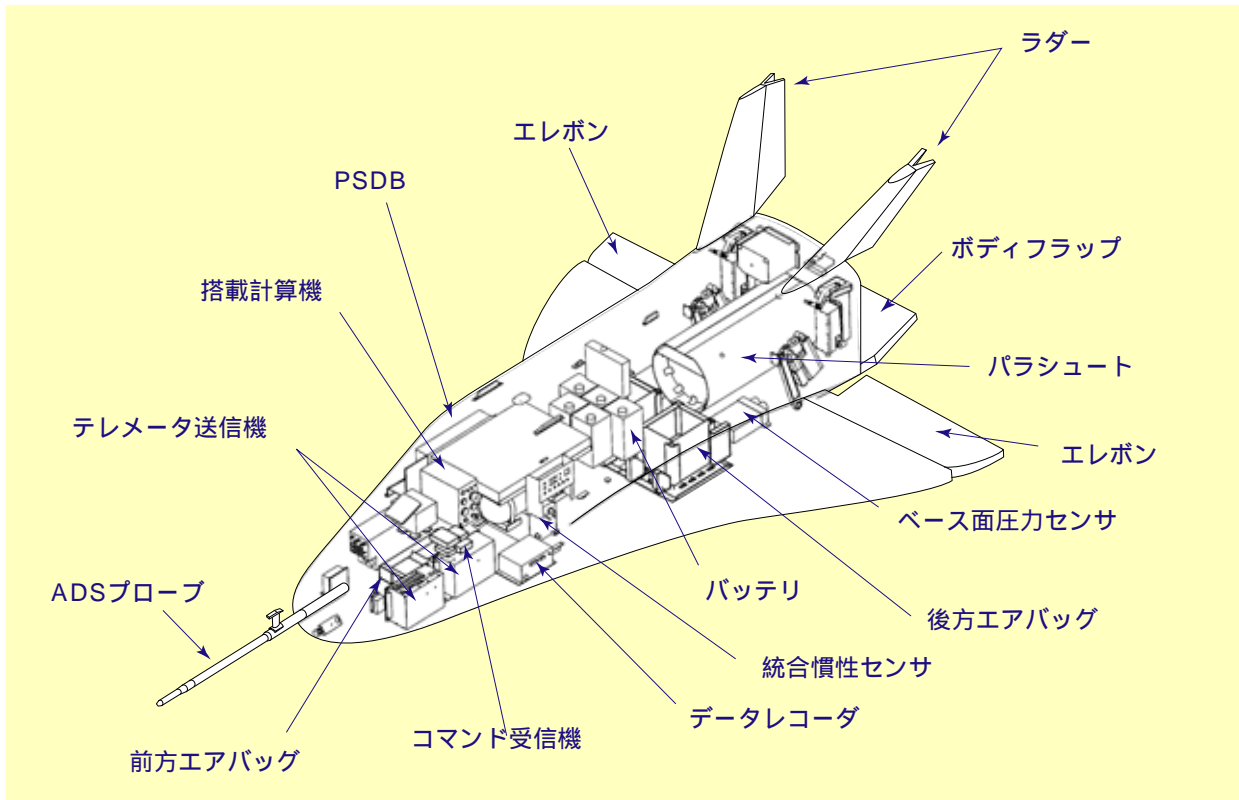


図 4.4.1-5 HSFD 実証機搭載機器図



図 4.4.1-6 HSFD 実証機写真

#### 4.4.2 飛行実験結果概要

高速飛行実証フェーズⅡは平成11年度より研究開発が開始され、平成15年に飛行試験が実施された。本項では、提案した飛行の成立性に関する飛行実証結果として、その飛行実験結果の概要を述べる。

実験隊は平成15年4月からエスレンジに入り、準備を続けた結果、6月2日には準備が完了し、翌日から実験に適した気象条件を待った。しかし、同年のエスレンジでは、異常気象のため従来の春～夏期に吹く平均的な風とは全く異なる風が連日吹き、飛行エリア(Zone B)内において実証機を分離高度に到達させる状況が発生しなかった。ようやく7月1日、飛行許可エリアの西方にわずかに逸脱した地点で目標マッハ数0.8に対応する分離高度21kmに到達する風が予測されたため、エスレンジ安全主任の了解の下、第1回飛行試験が目標マッハ数を0.8と設定して実施された。

実証機を懸吊した高層気球は午前6時3分(ELT:エスレンジ現地時刻)に放球された。図4.4.2-1に飛行試験の写真を示す。(a)は、倒立状態で補助気球の取り付け作業中の実証機、(b)及び(c)は、放球準備中と、放球後上昇中の写真である。実証機は放球時の衝撃を緩和するため一旦2個の補助気球に懸吊され、上空で主気球に荷重が移った時点で補助気球が切り離されて、主気球に懸吊された状態で上昇する。放球約1時間後に実証機は分離高度である21kmに到達し、午前7時14分(ELT)に気球から分離された。(d)は分離直後の写真である。

表4.4.2-1に分離から接地に至るまでのイベント表、図4.4.2-2に実証機飛行中の時系列データを、図4.4.2-3には実証機の軌道を示す。分離位置は、飛行前に予想されたとおり、飛行エリア(図4.4.2-3(a)のオレンジ色の線内)をわずかに逸脱しているが、その後実証機は飛行エリア内に向けて飛行し、逸脱区間はわずかである。実証機の飛行は4.3.2(2)項の初期解析項に述べた3フェーズ(加速/一定マッハ数/帰投)から本飛行時点では5フェーズ(加速/釣り合い投入/一定マッハ数/減速/帰投、パラシュート開傘後の回収フェーズ除く)に変更されている。この最終版の誘導則については付録3に述べている。

目標であった一定マッハ数飛行は分離後29秒から40秒間以上に亘って実現し、その間の迎角スウィープも良好に行われていることがわかる。続いて減速フェーズを経て帰投フェーズに入った時点で、自らのダウンレンジ能力の範囲内で最も条件の良い回収区域(最も番号の若い#5回収区域)を選定し、その中心に向かうため、HAC(Heading Alignment Cylinder)と呼ばれる仮想円筒を設定し、その表面に沿って旋回飛行を行った(詳細は付録3参照)。図4.4.2-3(c)は、マッハ数対高度のグラフであるが、事前のシミュレーションに基づくノミナル軌道を黒実線で、モンテカルロ・シミュレーションによるばらつき予測を灰色領域で示している。分離高度がノミナル条件より若干高かったが、一定マ



マッハ数フェーズ以降は、ほぼノミナルに沿った飛行となっており、これによっても順調な飛行が行われたことがわかる。また、全飛行区間をとおしてモンテカルロ・シミュレーションによるばらつき予想区間に入っており、事前のモンテカルロ・シミュレーションも良好に行われていたことが確認された。

このように、分離後の実証機の飛行は順調に行われ、続いて#5 回収区域上空に達した時点で搭載飛行制御計算機(FCC)は予定どおり回収系作動コマンドを発信したが、回収系パラシュートに作動不良が発生したため実証機は飛行を続け、接地時に破損した。接地後の実証機の写真を図4.4.2-4に示す。この結果、飛行試験はマッハ数0.8の準静的飛行1回で中断され、当初予定していたマッハ数1.2と1.05の飛行は今のところ行われていないが、第1回の結果から、飛行試験手法自体は、他の速度でも有効であると判断している。<sup>102)</sup>

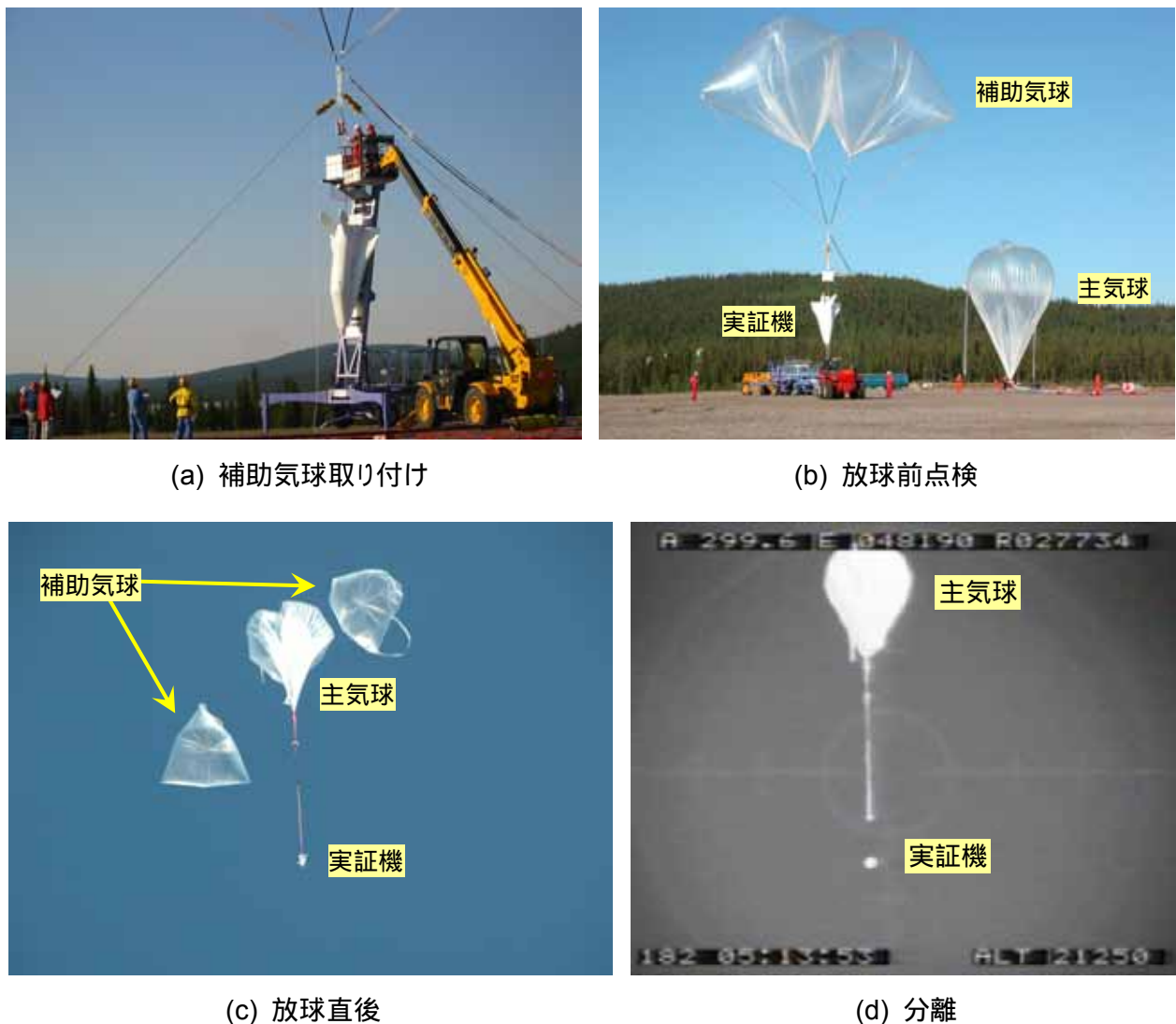


図 4.4.2-1 第1回飛行試験の写真

表 4.4.2-1 第1回飛行試験のイベント表

イベント	分離後時間 (s)
分離 (高度 21.3km)	0
一定マッハ数フェーズ開始 (M0.8)	29
減速フェーズ開始	75
帰投フェーズ開始	82
HAC 捕捉	127
最終進入	148
回収フェーズ開始	256
接地	318

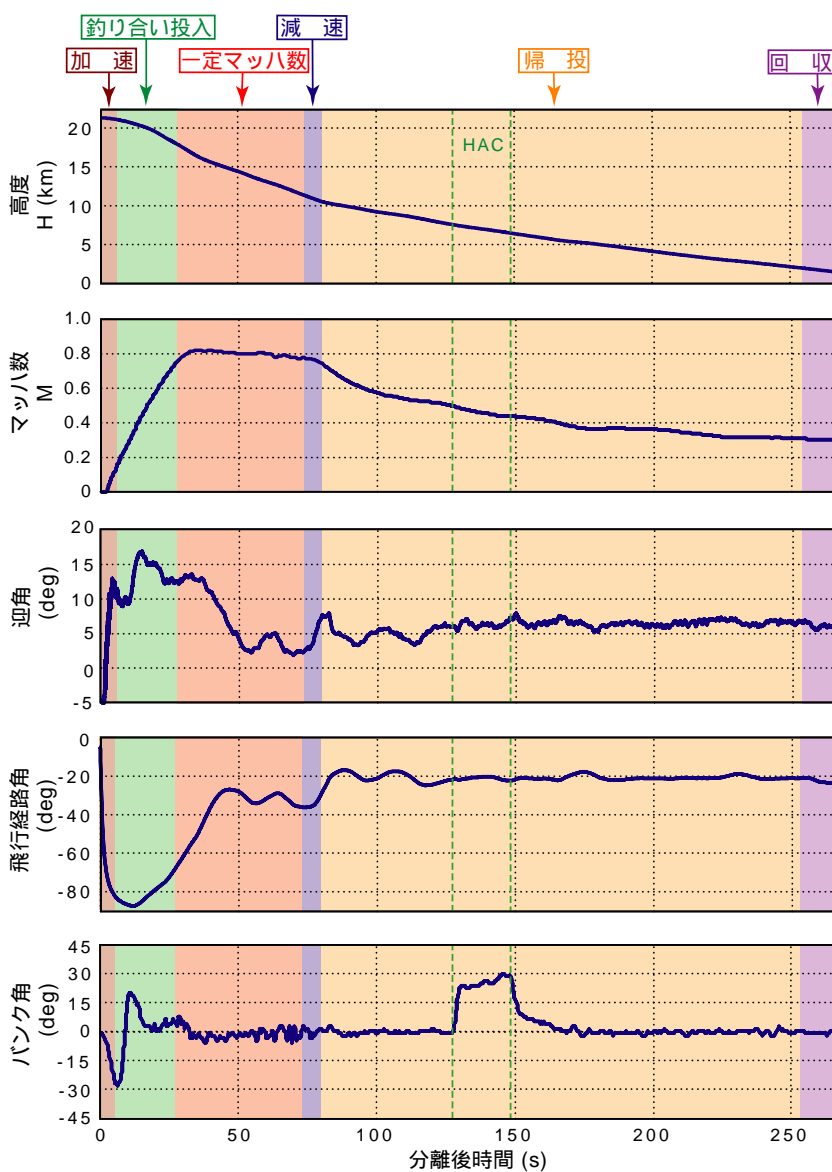
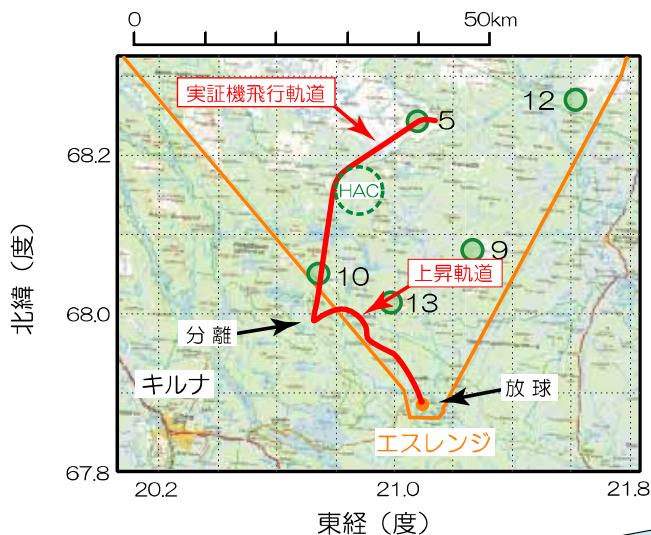
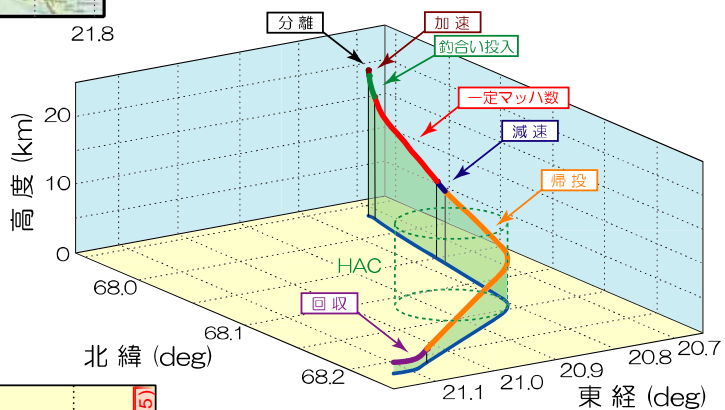


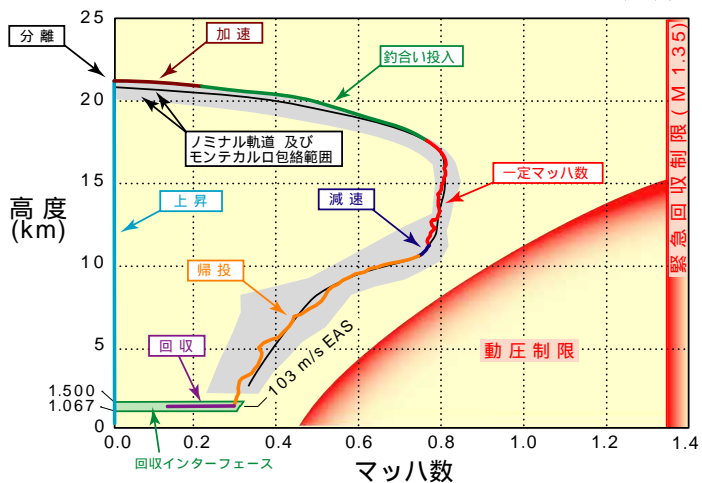
図 4.4.2-2 第1回飛行試験の時系列データ



(a) 放球～接地 (平面図)



(b) 分離～接地 (3次元)



(c) 高度 - マッハ数

図 4.4.2-3 第1回飛行試験の軌道



図 4.4.2-4 接地後の実証機

### 4.4.3 空力特性推定結果

本項では、提案した手法の有効性に関する実証結果として、第1回飛行試験の一定マッハ数フェーズにおいて取得されたデータと、それを用いて推定された実証機の空力特性について述べる。

#### (1) 取得データ

一定マッハ数フェーズの飛行状態量を図4.4.3-1に示す。一定マッハ数フェーズでは、空力特性推定のために十分となる質の高いデータを取得するため、以下の5つの条件を設定した。1) 大気静穏な高度11km以上で行われること、2) マッハ数は目標マッハ数 $\pm 0.03$ の範囲で保持すること、3) 迎角は、 $10^\circ \sim 2.5^\circ$ より広い範囲をスweepすること、4) 迎角スweepの変化率は、動的な影響が現れないよう、 $\pm 2.0^\circ/\text{s}$ 以内とすること、5) 横滑り角は $\pm 2^\circ$ の範囲内とすること。図4.4.3-1より、第1回飛行では、選択された目標マッハ数0.8に対し、要求されたマッハ数精度内で迎え角 $13.6^\circ$ から $1.88^\circ$ までの $\alpha$ スweepを、40秒間以上実施していることが分かる。またこの間の迎え角変化率の条件も満足しており、例えば分離後41秒(迎え角 $10^\circ$ )から同53秒(同 $2.5^\circ$ )までの平均の迎え角変化率は $-0.63^\circ/\text{s}$ であり、準静的な $\alpha$ スweepが実現できたものと考えている。さらに目標とした横滑り角制限も達成することが出来ている。なおマッハ数保持フェーズは、飛行中の動圧及び荷重倍数が過大となることを防ぐため、静圧と動圧にそれぞれ22.7kPa、13.0kPa以下で実施するよう制限を加えている。今回の飛行では、この内静圧の制限に達したためにマッハ数保持フェーズを終了している。このように、一定マッハ

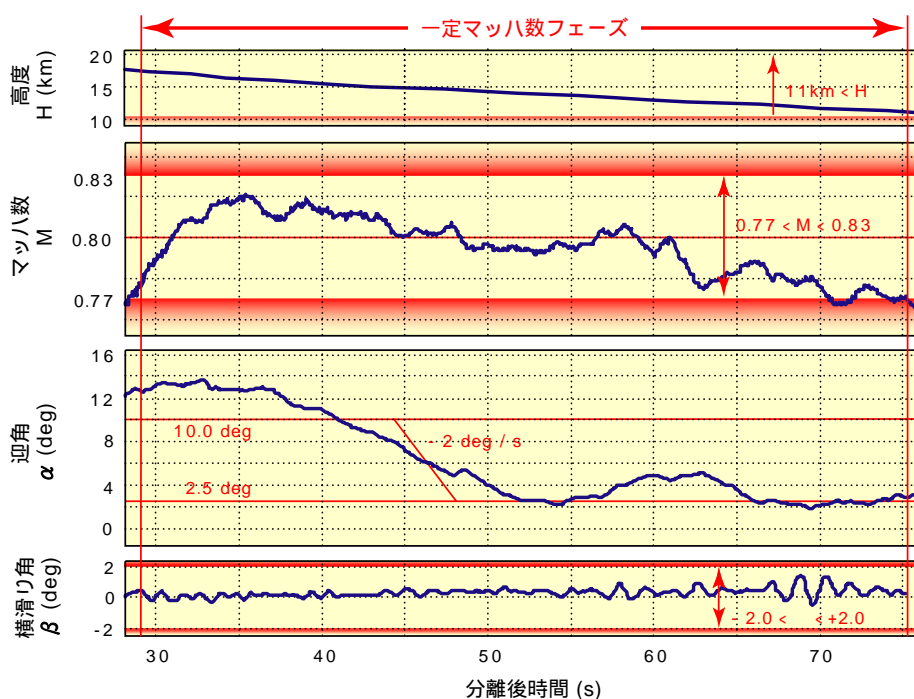


図4.4.3-1 一定マッハ数フェーズのデータ

数フェーズに対する航法誘導制御系への設計条件はすべて満足されており、良好なデータが取得されたことがわかる。

(2) 縦三分力特性

一定マッハ数フェーズにおいて取得されたデータを用いて、釣り合い状態、すなわち、エレベータが釣り合い舵角を取った状態での実証機の縦三分力空力係数を推定した。図4.4.3-2に結果を示す。図中、青+印が飛行試験推定結果、赤実線が設計空力モデルによる予測値を示し、設計空力モデル周りの薄赤網掛け領域が想定空力モデル誤差(バリエーション)を表している。ピッチング・モーメントは空力基準点(63.5%LB)まわりのものである。飛行試験推定結果の内、揚力係数及び抗力係数は、加速度データを元に、ピッチング・モーメント係数は、ピッチ角速度を数値微分することにより得られるピッチ角加速度(飛行が準静的であることから、ほぼ0)を元に推定されるモーメントに、揚力及び抗力

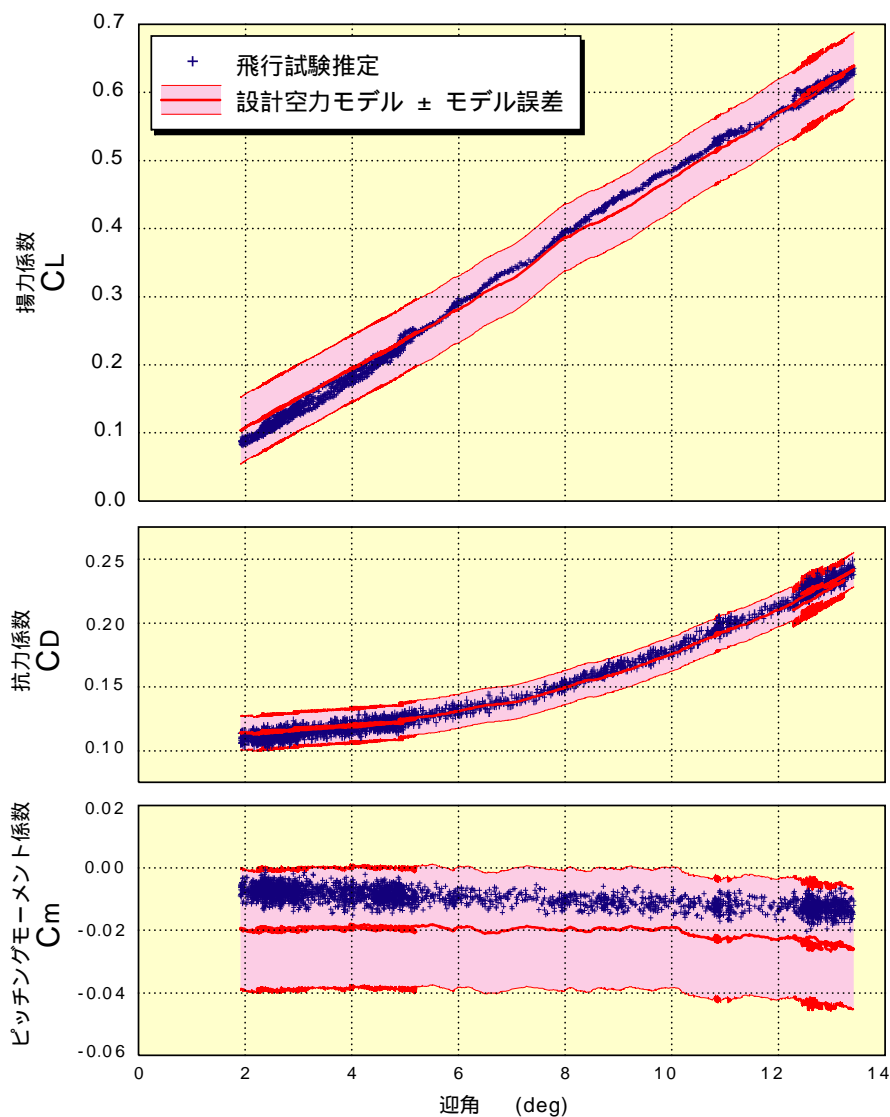


図 4.4.3-2 縦三分力係数推定結果

により発生する空力基準点まわりのモーメントを加えることにより算出している。なお、設計空力モデルによる空力係数は、飛行データの迎角、舵角、マッハ数に対応する値であり、空力モデルから算出された釣り合い舵角での値ではない。

飛行試験推定結果と設計空力モデルは、モデル誤差の範囲内で一致しているが、ピッチング・モーメント特性では、飛行試験推定の方が、設計空力モデルに比べて頭上げ方向にオフセットしていることが目立つ。この原因は、詳細解析の結果、設計空力モデルの基となった風洞試験におけるエレベータ舵効き特性の誤差である可能性が示された<sup>103)–105)</sup>。

また、高速飛行実証フェーズⅡの飛行試験を共同実施した CNES とは、プロジェクトの目的である空力及び誘導制御の分野で共同研究を実施した(NAL/NASDA/CNES 共同研究として開始し、平成15年のNAL/NASDA 統合後はJAXA(宇宙航空研究開発機構)/CNES 共同研究)。空力分野では、日仏両国各々において風洞試験及びCFD解析が実施された。図4.4.3-2に示した設計空力モデルと第1回飛行により推定された空力特性に加え、これらの共同研究の成果として得られた空力特性結果が比較検討された。その比較結果によると、これらの推定結果にはいくつかの差異が見られるが、飛行試験結果に関しては、低迎角域における横滑り角の振動(図4.4.3-1の65秒～75秒)の影響と思われる誤差を除いて大きな問題は見られず、風洞試験及びCFDの評価及び推定精度向上に向けた技術検討にとって貴重な比較対象データであることが示された<sup>106)–108)</sup>。

これらの解析内容は付録4に詳細に示すが、提案した飛行試験手法により、風洞試験及びCFD解析の推定技術向上に資するデータが取得可能であることが実証された。なお、飛行実験では、縦3分力特性のみではなく、舵面ヒンジ・モーメント及びベース面、ボディ・フラップ上面圧力分布の計測も行われ、風洞試験データとの比較が行われた。この結果についても付録4に示す。

#### 4.4.4 まとめ

筆者が提案した、「高空からの落下滑空による遷音速空力特性推定」手法を採用した高速飛行実証フェーズⅡは、平成15年7月1日に第1回飛行試験が実施され、飛行計画通り、マッハ数0.8における準定常迎角スイープが実現した。その結果、風洞試験におけるエレベータ舵効き特性推定に誤差がある可能性が示され、今後の風洞試験技術の向上に向けた貴重なデータが得られた。こうして、筆者が提案した空力特性推定手法の有効性が実証された。

なお、第1回飛行において発生した回収系パラシュートの不具合により、飛行試験はマッハ数0.8の飛行1回のみで中断しているが、速度の差は試験方式自体の成立性に大きな影響はないと考えられるため、マッハ数0.8以上の遷音速領域、超音速領域においても適用可能と判断される。



## 4.5 適用範囲の拡張

ここまで述べてきた高空からの落下滑空飛行試験は、目的を準静的迎角スイープ飛行による縦釣り合い空力特性推定に限定し、飛行実証を行ったものであり、その範囲では良好な推定結果を得ることができた。ここでは、これを横・方向釣り合い特性取得、さらには動的運動による空力モデル同定まで、適用先を拡張する可能性を検討する。

まず、横・方向釣り合い特性取得を目的とした横滑り角スイープに拡張することを考えた場合、本飛行試験法では、マッハ数保持のためには迎角スイープが必要であるため、迎角と横滑り角の同時スイープとせざるを得ない。したがって、通常の風洞試験データの取得パターンであるマッハ数と迎角を一定に保った上で、横滑り角をパラメトリックに変化させたデータと、直接比較するデータを得ることはできない。しかし、風洞試験あるいはCFDの全体結果として得られる、迎角と横滑り角のマトリクス上での特性データの、いくつかのサンプル点データの比較対象にはなり得ることから、十分実施する価値はあると考える。

次に、縦の空力モデル同定に拡張することを考えると、マッハ数保持のための迎角スイープ中にエレベータ加振により、縦運動を励起し、モデル同定を行うことは十分可能である。ただし、懸吊飛行試験では実施が可能な、複数の釣り合い迎角においてそれぞれ動的運動を行い、それら複数の飛行データを一括処理する手法に比べて、データ量が減少することが問題となる可能性がある。舵面入力のパターンを変えて複数回の飛行を行い、それらを一括処理する等の対処が必要になる可能性がある。また、迎角スイープ中の舵面加振により、マッハ数保持精度が劣化する可能性もあり、詳細なシミュレーション検討が必要である。

最後に横・方向の空力モデル同定であるが、これも迎角スイープ中でのエルロンあるいはラダー加振となる。したがって、一定迎角でのモデル同定のためのデータ取得は不可能であり、同定する横・方向空力モデル構造に迎角を含めることが必要になる。これは推定パラメータの数を増加させることになり、どの程度精度の高い推定が可能であるか、今後の検討が必要である。また、この場合も縦の動的運動と同様に、マッハ数の保持精度も問題となる。なお、本飛行試験手法では、一定マッハ数保持という飛行パターンを変更し、逆に迎角を一定に保ってマッハ数の変動を許容する飛行も可能であり、その中での横・方向運動の励起も考えられる。その場合には、同定モデル構造に迎角ではなく、マッハ数を組み込む必要があり、モデル構造の複雑化によるパラメータ推定精度の劣化の問題は変わらない。

以上のように、本飛行試験手法は、いくつかの課題はあるものの、縦の釣り合い特性推定以外の特性推定にも拡張できる可能性を持った試験手法であり、今後の発展が期待できる。

## 4.6 まとめ

本章では、宇宙往還機形態の遷音速空力特性を推定するための飛行試験手法として、高度変化に伴う空気密度の変化を利用した高空からの落下滑空によるマッハ数一定準静的迎角スイープ飛行試験法について述べた。

考案した手法について、まず数学シミュレーションにより、その成立性と有効性を確認した後、NAL/NASDA HOPE-X プロジェクトの一環である高速飛行実証フェーズⅡに適用することにより、実飛行による実証を行った。平成15年に実施された飛行実験では、マッハ数0.8における準静的迎角スイープが実現し、実験の結果として、縦3分力空力推定値と、舵面ヒンジ・モーメント及びベース面、ボディ・フラップ上面圧力分布が得られた。この結果を、飛行前風洞試験に基づいて設定された設計空力モデル及び飛行試験後にJAXA/CNES共同研究として行われた風洞試験及びCFD結果と比較したところ、風洞試験においてエレボン・ヒンジ・モーメント計測に誤差があり、その結果ピッチング・モーメント係数に誤差が生じた可能性が示された。これにより、本手法の有効性と、取得データが風洞試験及びCFD解析の比較基準となり得るデータであることが確認された。現在、このデータを活用して風洞試験及びCFD解析の向上に向けた技術検討が行われている。

また、本飛行試験手法は、今回の検討の目的であった縦の釣り合い特性取得に限らず、横・方向釣り合い特性推定、さらには動的運動による空力モデル同定に応用することの可能性も示された。

飛行試験は、本飛行試験手法とは直接関係しない回収系の不具合により1回で中断されたが、試験手法自体は、さらに広いマッハ数範囲に対しても適用可能と判断でき、その有効性が実証された。



## 第5章

### 提案した飛行試験手法の総合評価



## 第5章 提案した飛行試験手法の総合評価

ここでは、第3章及び第4章において提案・実証した2種類の空力特性推定飛行試験手法を、風洞試験あるいはCFD、従来の飛行試験手法(自由飛行による低速特性推定)と比較することにより総合的に評価し、提案した手法が、どのような特性の推定に最も力を発揮するかを示す。

比較評価結果を表5-1に示す。

ベース面を持つ宇宙往還機形状の空力特性推定において、風洞試験では、模型支持装置や風洞壁の影響のため、抗力係数、ピッチング・モーメント係数の推定誤差が大きい。さらには、ある程度以下の小さなスケールの模型を用いる場合には、舵効き及び舵面ヒンジ・モーメントの計測も困難になる。一方、CFDでは、ベース面の流れの模擬の困難さから、同じく抗力係数の誤差が大きい。

懸吊飛行試験は、自動着陸飛行等の自由飛行に比べて、運動範囲を大きく取ることが可能であり、いくつかの面で自由飛行より改善された結果が得られた。特に、自由飛行に比べて、舵角及び横滑り角の変動幅の拡大が実現し、対応する微係数の推定結果の信頼性の向上が確認できた。その他の特性についても、抗力係数と横力係数を除いて自由飛行と同程度か、それを上回る信頼性を持つ結果が得られたと考えられ、飛行試験手法として有効と判断できる。また、抗力係数及びピッチング・モーメント係数の推定では、風洞試験及びCFDでは上述のように大きな誤差が想定されるのに対し、懸吊飛行試験での実験機の支持は1本のケーブルのみであって、空力特性推定への影響は小さいと考えられ、風洞試験やCFDより精度の高い推定が実現する可能性が考えられる。今後詳細な検討を行う価値があると判断される。ただし、今回実施した懸吊飛行試験では、抗力係数及び横力係数の推定において、アンビリカル・ケーブルの影響による推定誤差が見られた。アンビリカル・ケーブルを用いない試験法の確立が必要である。

高空からの落下滑空飛行試験は、今回は目的を遷音速での縦釣り合い空力特性推定に限定し、準静的迎角スイープ飛行を実施対象としたが、この範囲で良好な推定結果を得ることができた。特に、複数の風洞試験結果やCFD結果との比較によると、低速域と同じく、風洞試験における推定精度不足が指摘される宇宙往還機形状のピッチング・モーメントの推定では、風洞試験より信頼性の高い結果が得られたと判断され、有効な試験手法であることが確認された。また、提案した手法は、いくつかの追加検討課題はあるものの、横・方向釣り合い特性取得、さらには動的飛行による空力モデル同定への適用の可能性も示され、今後の発展が期待される。

表 5-1 考案した空力特性推定飛行試験法の総合比較評価

		風洞試験 / CFD (低速 / 遷音速特性)	懸吊飛行試験 (低速特性)	高空からの 落下滑空飛行試験 (遷音速特性)	
釣り合い空力特性推定	縦	$C_{L_{trim}}$	良好.	良好.	
		$C_{D_{trim}}$	自動着陸飛行では推定不可能 アンビリカル・ケーブルの影響と思われるジンバル・ピッチ角誤差が原因となってばらつきが発生. アンビリカル・ケーブルを廃止することにより解消されると考えられる.		
		$\delta e_{trim}$	良好.		
	横方向	$C_{Y_{trim}}$	釣り合い状態を直接計測あるいは推定することは通常簡単ではなく, 実施しない.	自動着陸飛行では推定不可能 アンビリカル・ケーブルの影響と思われるジンバル・ロール角誤差が原因となってばらつきが発生. アンビリカル・ケーブルを廃止することにより解消されると考えられる.	実績なし. 迎角と横滑り角の同時スウィープとなるが, 風洞試験, CFD の参照データとはなり得る.
		$\delta a_{trim}$		良好.	
$\delta r_{trim}$			良好.		
空力モデル同定	縦	$C_{L_0}$	問題なし.	良好. 自動着陸飛行と同程度.	実績なし. 迎角スウィープ途中にエレベータ加振等による動的運動を起こすことにより, 同定可能. その際のマッハ数の保持精度を確認する必要あり.
		$C_{L_\alpha}$			
		$C_{L_{\delta e}}$	風試では, 風洞壁等の影響による誤差あり.	風試と若干の差がみられるものの, 自動着陸飛行に比べて差は縮小.	
		$C_{D_0}$	ベース抵抗が全抵抗の50%程度を占めるところに, 風試では模型支持装置の影響, CFD ではベース面流れの模擬困難性により, 推定誤差大.	$C_{D_{trim}}$ に同じ.	
		$C_{D_{\alpha 2}}$			
		$C_{D_\alpha}$			
		$C_{D_{\delta e}}$	$C_{L_{\delta e}}$ に同じ.	良好. 自動着陸飛行に比べて改善.	
		$C_{m_0}$			
		$C_{m_{\alpha 2}}$	$C_{L_{\delta e}}$ に同じ.	良好. 自動着陸飛行と同程度.	
	$C_{m_\alpha}$				
	$C_{m_q}$	計測技術未確立.	良好. 自動着陸飛行と同程度.		
	$C_{m_{\delta e}}$	$C_{L_{\delta e}}$ に同じ.	良好. 自動着陸飛行に比べて改善.		
	横方向	$C_{Y_0}$	風試では模型支持装置の影響により非対称な流れが発生する可能性あり.	$C_{Y_{trim}}$ に同じ.	実績なし. 飛行中に固定できるのは迎角かマッハ数のどちらかになるため, 両者を固定した空力モデルの同定は不可能. 空力モデル構造に迎角もしくはマッハ数を含めれば, 同定可能. その場合, 推定パラメータが増えるため, 相互の干渉に問題が発生する可能性あり.
		$C_{l_0}$		良好. 自動着陸飛行と同程度.	
		$C_{n_0}$		良好. 自動着陸飛行に比べて大きく改善. 複数の釣り合い $\beta$ での舵面加振データの一括処理等による変動幅拡大を実施すれば, より信頼性の高い結果が期待できる.	
$C_{*\beta}$		問題なし.	自動着陸飛行に比べて, 改善された可能性あり. $p$ 微係数と $r$ 微係数の干渉を除去する入力設計が課題.		
$C_{*p}$		計測技術未確立.			
$C_{*r}$					
$C_{*\delta a}$			$C_{L_{\delta e}}$ に同じ.	運動にほとんど影響しない $C_{Y_{\delta a}}$ を除いて良好.	
$C_{*\delta r}$					

注)  $C_*$ は  $C_Y, C_l$ , もしくは  $C_n$  を示す.

## 第6章

### 結論



## 第6章 結論

本論文では、ベース面を持つ特殊な形状を有した有翼宇宙往還機について、スケールモデル等を用いた比較的簡単な飛行試験によって、その空力特性を高精度で推定する手法を提案し、その検証を行った結果をまとめた。ベース面を持つ特殊な形状を有した有翼宇宙往還機では、風洞試験やCFD解析の精度向上のための技術研究を実施するためには、比較基準となる正確なデータが必要であるが、従来の、通常の航空機を対象にした飛行試験による空力データ取得法を有翼宇宙往還機形状に適用するには様々な問題点があった。今回、新たに提案した飛行試験手法は、低速空力特性推定のための懸吊飛行試験、遷音速空力特性推定のための高空からの落下滑空によるマッハ数保持迎角スイープ試験の2種類であり、動的風洞試験、あるいは数学シミュレーションによってその有効性を確認した後、実際の飛行試験を行って実証した。本研究によって得た主な結論は以下のとおりである。

まず第2章では、従来手法による空力特性推定手法と、それをALFLEX自動着陸飛行実験に適用した結果について述べた。ALFLEX空力モデル同定では、特性同定用に取得したデータに加えて軌道補足時のデータを用いる等、モデルの独立変数の変動範囲を大きくする工夫を行ったが、それでもエレベータ、横滑り角等の変動が十分ではなく、対応する微係数の推定結果に疑問が残った。このように、飛行時間が短く、飛行中に大きな姿勢変動を伴う運動を起こすことが困難な機体の空力モデル同定では、新たな手法の考案が必要であるとの結論を得た。

第3章では、低速領域の空力特性推定飛行試験手法としてヘリコプターから実験機を設計重心位置で1本のケーブルで懸吊して飛行する懸吊飛行試験による特性推定手法について述べた。考案した手法は、まず、既に技術確立していた動的風洞試験技術を応用した懸吊風洞試験により、その有効性確認及び問題点の確認を行い、引き続いてNAL/NASDA HOPE-Xプロジェクトの一環であるALFLEX飛行試験における懸吊飛行に応用した。ALFLEX懸吊飛行試験では、エレベータ、エルロン、あるいはラダー操舵による動的試験と迎角、横滑り角スイープによる準静的試験を実施し、空力6分力係数の推定を行った。推定された6分力を、設計空力モデル及びその他の各種風洞、風洞模型を用いた風洞試験結果と比較検討した結果、抗力係数及び横力係数の推定結果がフライトごとにばらついたことを除いて、舵効き、動特性も含めて良好な推定が行われたことが示された。抗力係数及び横力係数のばらつきは、懸吊中の母機からの電力供給、電源内外切り替え／分離コマンド伝達等のために懸吊ケーブルと並行して設置されているアンビリカル・ケーブルの影響に起因するジンバル角計測誤差のためと結論された。内部電源の使用、コマンドの無線伝送等によってアンビリカル・

ケーブルを廃止することによって、より信頼性の高い推定が可能になると考えられ、懸吊飛行試験は空力特性推定のための有効な手法であると実証された。一方、母機ヘリコプターのダウンウォッシュについては、懸吊状態で実験機は母機の約 24m 下方に位置し、かつ 50m/s 程度の速度で水平飛行しているため、当初実験機への影響はないと考えていたところ、飛行データの解析により、影響を受けていた可能性が示された。この結果は ADS の校正には反映したが、それ以上の詳細な検討は行わなかった、今後の実施においては飛行試験計測あるいは CFD 等による詳細なダウンウォッシュの影響解析を行うべきであり、影響が明らかになった場合には、懸吊ケーブルの長さを延長するなどの対策が必要となることが明らかになった。

第4章では、遷音速空力特性を推定するための飛行試験手法として、高度変化に伴う空気密度の変化を利用した高空からの落下滑空によるマッハ数一定準静的迎角スイープ飛行試験法について述べた。考案した手法は、数学シミュレーションにより、その成立性と有効性が確認されたため、当該手法を適用した飛行試験である高速飛行実証フェーズⅡを、NAL/NASDA HOPE-X プロジェクトの一環として実施し、手法の実証を行った。平成15年にNAL/NASDAにCNESを加えた3機関共同で実施された飛行実験では、マッハ 0.8/1.05/1.2 での迎角スイープの実施が計画され、その第1回飛行においてマッハ数 0.8 における準静的迎角スイープが実現した。実験の結果として、縦3分力空力推定値と、舵面ヒンジ・モーメント及びベース面、ボディ・フラップ上面圧力が取得された。この結果を、飛行前風洞試験に基づいて設定された設計空力モデルに加えて、JAXA/CNES 共同研究に基づき第1回飛行実験での飛行状態に合わせて飛行実験後に実施された風洞試験及び CFD 解析の結果と比較した結果、全ての飛行実験結果が風洞試験の推定誤差範囲内に入り、風洞誤差の設定が正しかったことが示されたが、ピッチング・モーメントに関しては、比較的大きな誤差が見られた。この原因として、風洞試験においてエレボン・ヒンジ・モーメント計測に誤差があり、その結果ピッチング・モーメント係数に誤差が生じた可能性が示された。現在、このデータを活用して風洞試験及び CFD 解析の向上に向けた技術検討が行われている。このように、提案した飛行試験法は、縦の釣り合い空力特性推定手法として有効であることが実証され、さらに、横・方向の釣り合い特性、縦及び横・方向の空力モデル同定への適用の可能性も示された。今回実施した飛行実験自体は、本手法とは直接関係しない回収系の不具合により1回で中断され、当初予定していたマッハ 1.05 及び 1.2 での飛行は実施されていないが、提案した手法は、これらの速度域でも有効と考えられる。

第5章では、今回、新たに提案した2種類の空力特性推定飛行試験法について、従来の飛行試験法及び CFD/風洞試験との総合的な比較結果をまとめ、提案した手法が、どのような特性の推定



に最も力を発揮するかを示した。

新たに提案した2種類の飛行試験手法に関しては、基本的にその有効性が検証できたが、その使用法を拡大するために今後、次のような検討がさらに必要と考える。

(1) 懸吊飛行試験は有翼宇宙往還機の低速空力特性推定手法として有効であり、特に抗力係数やピッチング・モーメント係数の推定では、風洞試験や CFD より精度の高い推定が実現する可能性が示され、今後の発展が期待できる。ただし、今後、同手法を適用した飛行試験を行う際には、ALFLEX において行った試験手法に対して、以下の追加検討・改善が必要である。

ア) 実験機に電源を搭載する等により、アンビリカル・ケーブルの影響を排除する。

イ) 母機ヘリコプターのダウンウォッシュの影響を、何らかの方法で計測、あるいは可能ならば CFD により評価し、その影響を排除するため、必要に応じて懸吊ケーブルを延長する等の対策を取る。

ウ) データ解析に使用するセンサの、空力特性推定結果に対する詳細な感度解析を行い、要求される推定精度を達成するために必要なセンサ精度を明確にする。

(2) 高空からの落下滑空によるマッハ数一定準静的迎角スウィープ飛行試験法は、有翼宇宙往還機の縦の釣り合い空力特性推定手法として、マッハ 0.8 までの範囲で有効であることが実証された。特にピッチング・モーメントに関しては、風洞試験より精度の高い結果が得られたと判断された。また、適用可能な速度域については、実証されたマッハ 0.8 より高速の超音速域においても有効であると考えられる。さらに、横・方向の釣り合い特性推定や、動的飛行による空力モデル同定への適用の可能性も考えられ、検討を進める価値がある。

有翼宇宙往還機に関する豊富な研究開発経験及び飛行データを有する米国に比べ、我が国では、それらをほとんど持たない。NAL/NASDA が共同で行った HOPE-X の研究開発では、このような経緯から発生したいくつかの問題点のため、実機開発の凍結という結果を招いた。その大きな原因の一つが風洞試験及び CFD によって得られた設計空力モデルの不確定性の大きさであった。本研究において提案、実証された飛行試験により、今後の宇宙往還機の研究開発における設計モデルの直接的な精度向上が期待されるとともに、風洞試験及び CFD の比較対象となる参照データが取得されることにより、それらの精度向上研究が大きく発展するものと考ええる。



## 謝辭



## 謝辞

本論文は、筆者が科学技術庁 航空宇宙技術研究所(～2001年3月)、独立法人 航空宇宙技術研究所(2001年4月～2003年9月)及び独立行政法人 宇宙航空研究開発機構(2003年10月～)において行った研究をまとめたものである。

本論文の執筆にあたっては、東京大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻 鈴木真二教授、より丁寧なる御指導、御助言を賜りました。この場をお借りして厚く御礼申し上げます。また、河内啓二教授、李家賢一教授、中須賀真一教授及び土屋武司助教授からも貴重なご指導、ご指摘を頂きました。深く感謝の意を表します。

航空宇宙技術研究所(NAL)及び宇宙航空研究開発機構(JAXA)における研究の推進にあたっては、研究業務のあり方について御教示頂くと共に、航空宇宙機の空力特性推定に関する御指導及びALFLEXプロジェクトにおける研究の機会を与えて頂いた元宇宙航空研究開発機構技術参与 永安正彦氏に対し、厚く御礼申し上げます。また、筆者が航空宇宙技術研究所に入所した際の上司であり、その後長きにわたり航空機の飛行性等、航空工学に関する御指導を頂いた元航空宇宙技術研究所飛行システム研究領域長 坂東俊夫氏に深く感謝致します。さらに、高速飛行実証プロジェクトは、誘導制御系の詳細設計を担当して頂いた鈴木広一氏及び塚本太郎氏、空力特性推定を担当して頂いた上野真氏ら、航空宇宙技術研究所/宇宙開発事業団の多くの方々、その他関係各位のご尽力により実現したものであります。皆様に心より謝意を表する次第です。



## 参考文献





## 参考文献

- 1) 永安正彦, 佐々修一, 柳原正明, 「航空機特性同定法の対話型評価システム (IPIS)」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR-1000, 1988
- 2) 柳原正明, 永安正彦, 佐々修一, 「USB パワード・リフト STOL 機 空力係数非線形モデル」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR-995, 1988
- 3) 柳原正明, 「低騒音 STOL 実験機「飛鳥」の動的飛行試験による空力モデル同定」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR-1138, 1992
- 4) Yanagihara, M., Sasa, S., Shimomura, T., Takizawa, M., Suzuki, S. and Nagayasu, M., “Estimation of Spaceplane Longitudinal Stability and Control Derivatives from Dynamic Wind Tunnel Test,” 28th Airplane Symposium, 1990
- 5) Yanagihara, M., Sasa, S., Shimomura, T. and Nagayasu, M., “Estimation of Spaceplane Lateral-Directional Stability and Control Derivatives from Dynamic Wind Tunnel Test,” International Pacific Air and Space Technology Conference, SAE-911979, 1991
- 6) 柳原正明, 佐々修一, 永安正彦, 鈴木誠三, 「ケーブル支持動的風洞試験による NAL スペースプレーンの空力モデル同定」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1171, 1992
- 7) 柳原正明, 開沼史和, 重見仁, 「ALFLEX 実験機の懸吊風洞試験」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1306, 1996
- 8) Yanagihara, M., Shigemi, M. and Suito, T., “Estimating Aerodynamic Characteristics of the ALFLEX Vehicle using Flight Test Data,” Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA-97-3485, 1997
- 9) 柳原正明, 重見仁, 岡田典秋, 水藤貴靖, 「飛行試験データによる ALFLEX 実験機の空力特性推定」, 日本航空宇宙学会誌, 46 (1998), pp.29-36.
- 10) 柳原正明, 重見仁, 水藤貴靖, 「飛行試験データによる ALFLEX 実験機の空力特性推定と風洞試験データとの比較評価」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1353, 1998
- 11) Yanagihara, M., Shigemi, M. and Suito, T., “Estimating Aerodynamic Characteristics of the ALFLEX Vehicle using Flight Test Data,” Journal of Aircraft, Vol.36, No.6, pp.926-933, 1999
- 12) Yanagihara, M. and Tsukamoto, T., “Simulation Analysis of the HOPE Transonic Flight Experiment,” 21st International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-98-c-28, 1998.
- 13) Yanagihara, M. and Miyazawa, Y., “Simulation Analysis of the HOPE-X Demonstrator,” 9th International Space Planes Conference, AIAA-99-4875, 1999.

参考文献

- 14) Yanagihara, M., Miyazawa, Y, Akimoto, T., Sagisaka, M., Cretenet, J.C. and Venel, S., “HOPE-X High Speed Flight Demonstration Phase II,” 10th International Space Planes Conference, AIAA-2001-1805, 2001.
- 15) Yanagihara, M., Miyazawa, Y, Akimoto, T., Sagisaka, M., Venel, S., and Guedron, S., “Current Status of High Speed Flight Demonstration Project Phase II,” 3rd International Symposium, Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, ARVS-24-024-P, 2003.
- 16) Yanagihara, M., Nishizawa, T., Sarae, W., Munenaga, T. and Venel, S., “Overview of High Speed Flight Demonstration Project,” 11th International Space Planes Conference, AIAA-2003-6980, 2003.
- 17) Yanagihara, M. and Munenaga, T., “High Speed Flight Demonstration Project,” 24th International Congress of the Aeronautical Sciences Space Technology, ICAS-24-567, 2004.
- 18) Yanagihara, M., Miyazawa, Y, Munenaga, T., Venel, S., Guedron, S. and Cretenet, J.C., “Results of High Speed Flight Demonstration Phase II,” 55th International Astronautical Congress, 2004.
- 19) 柳原正明, 宗永隆男, 宮沢与和, 秋元敏男, Cretenet, J.C., 谷川栄治, 「高速飛行実証計画について」, 日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp.313-319.
- 20) Yanagihara, M., Miyazawa, Y, Munenaga, T., Venel, S., Guedron, S. and Cretenet, J.C., “Results of High Speed Flight Demonstration Phase II,” Space Technology, Vol. 25, No.1, pp.37-50, 2005.
- 21) Stevens, V.C., “Technique for Determining Powered-Lift STOL Aircraft Performance at Sea Level from Flight Data Taken at Altitude,” SFTE 13th Annual Symposium, 1982
- 22) STOL プロジェクト推進本部 飛行試験室, 「低騒音 STOL 実験機「飛鳥」の  $\alpha$  スウィープ試験より得られた空力特性」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR-1112, 1991
- 23) Naval Test Pilot School Flight Test Manual – Fixed Wing Stability and Control, Theory and Flight Test Techniques, USNTPS-FTM-No.103, Naval Test Pilot School. Patuxent River, Maryland, 1975
- 24) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次, 「可変安定応答実験機(VSRA)について(II)一周波数応答による安定微係数の同定」, 日本航空宇宙学会誌, 31(1983), pp.92-102
- 25) Wolowicz, C.H., “Considerations in the Determination of Stability and Control Derivatives and Dynamic Characteristics from Flight Data,” AGARD Report 549, 1963
- 26) Young, P.C., “Applying Parameter Estimation to Dynamic Systems Part 1,” Control Engineering, 1969, pp.119-125
- 27) Iliff, K.W., and Taylor, L.W.Jr., “Determination of Stability Derivatives from Flight Data Using a Newton-Rapson Minimization Techniques,” NASA TN D-6579, 1972

- 28) Suit, W.T., "Aerodynamic Parameters of the Navion Airplane Extracted from Flight Data," NASA TN D-6643, 1972
- 29) Gerlach, O.H., "The Determination of Stability Derivatives and Performance Characteristics from Dynamic Maneuvers," AGARD CP-85, 1972, pp16.1-16.23
- 30) Stepner, D.E. and Mehra, R.K., "Maximum Likelihood Identification and Optimal Input Design for Identifying Aircraft Stability and Control Derivatives," NASA CA4200, 1973
- 31) Iliff, K.W., "Identification of Aircraft Stability and Control Derivatives in the Presence of Turbulence," NASA TN D-7647, 1974
- 32) Friedrich H., "Determination of Stability Derivatives from Flight Test Results by Means of the Regression Analysis, Methods for Aircraft State and parameter Identification," AGARD-CP-172, 1975, pp.20.1-20.8
- 33) Iliff, K.W., Maine, R.E. and Shafer, M.F., "Subsonic Stability and Control Derivatives for an Unpowered, Remotely Piloted 3/8-Scale F-15 Airplane Model Obtained from Flight Test," NASA TN D-8136, 1976
- 34) Jonkers, H.L., Mulder, J.A., "New Developments and Accuracy Limits in Aircraft Flight Testing," AIAA 76-897, 1976
- 35) Gupta, N.K., Hall, W.E. and Mohr, R.L., "Aircraft Aerodynamic Coefficient Estimation," Proc. Of the IEEE Conference on Decision and Control, 1977
- 36) Maine, R.E. and Iliff, K.W., "Maximum Likelihood Estimation of Translational Acceleration Derivatives from Flight Data," AIAA 78-1342, 1978
- 37) Iliff, K.W., and Maine, R.E., "Observation of Maximum Likelihood Estimation of Aerodynamic Characteristics from Flight Data," Journal of Guidance and Control, Vol.2, 1979, pp.228-234
- 38) Mulder, J.A., Jonkers, H.L., Horsten, J.J., "Analysis of Aircraft Performance, Stability and Control Measurements," AGARD LS-104, 1979
- 39) Golub, G.H. and VanLoan, C.F., "An Analysis of the Total Least Square Problem," SIAM Journal on Numerical Analysis, 1980
- 40) Batterson, J.G., "Estimation of Airplane Stability and Control Derivatives from Large Amplitude Longitudinal Maneuvers," NASA Technical Memorandum 83185, 1981
- 41) Klein, V., Batterson, J.G. and Murphy, P.C. "Determination of Airplane Model Structure from Flight Data by using Modified Stepwise Regression," NASA TP-1916, 1981

## 参考文献

- 42) 鷲津久一郎,「飛行特性に関する2, 3の話題」, 日本航空宇宙学会誌, 30(1982), pp.65-77
- 43) 佐藤光政,「飛行データからの空力微係数の同定法」, 第3回宇宙航空の誘導制御シンポジウム, 1986, pp.79-86
- 44) 永安正彦, 柳原正明, 佐々修一,「航空機における非線形特性とその同定」, 計測と制御, 第25巻第7号, 1986
- 45) Raney, D.L. and Batterson, J.G., “Lateral Stability Analysis for X-29A Drop Model Using System Identification Methodology,” NASA TM-4108, 1989
- 46) Klein, V., “Estimation of Aircraft Aerodynamic Parameters from Flight Test Data,” Prog. Aerospace Sci., Vol.26, Pergamon Press, 1989, pp.1-77
- 47) Jategaonkar, R., “Identification of the Aerodynamic Model of the DLR Research Aircraft ATTAS from Flight Test Data,” DLR-FB 90-40, 1990
- 48) Jategaonkar, R., “Determination of Aerodynamic Characteristics from ATTAS Flight Data Gathering for Ground-Based Simulator,” DLR-FB 91-15, 1991
- 49) 増位和也,「TLS(Total Least Square)法を用いた航空機の空力微係数の推定」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL-TR-1150, 1992
- 50) 小林修,「飛行データからの空力特性推定(第1報) 方程式誤差法における多重共線性」, 航空宇宙学会誌 40(1992) pp.443-452
- 51) 小林修,「飛行データからの空力特性推定(第2報) 飛行風洞試験の概念とその解析法」, 航空宇宙学会誌 40(1992) pp.617-626
- 52) 小林修,「飛行データからの空力特性推定(第3報) 出力誤差法に対応する説明変数誤差法」, 航空宇宙学会誌 41(1993) pp.104-113
- 53) 小林修,「飛行データからの空力特性推定(第4報) 主成分分析と垂線誤差法」, 航空宇宙学会誌 41(1993) pp.265-247
- 54) 小林修,「飛行データからの空力特性推定(第5報) ガストおよびその時間遅れの効果」, 航空宇宙学会誌 41(1993) pp.697-706
- 55) 小林修,「飛行データからの空力特性推定(第6報) 重回帰分析の逐次近似計算」, 航空宇宙学会誌 41(1993) pp.415-425
- 56) Klein, V., “Application of System Identification to High Performance Aircraft,” 32nd IEEE Conference on Decision and Control, 1993
- 57) 増位和也, 塚野雄吉,「方程式誤差法によるクインエア機の空力微係数推定」, 航空宇宙技術研

- 究所報告 NAL-TR-1324, 1997
- 58) Mohr, R. and Hall, W., "Identification of Stability Derivatives from Wind Tunnel Test of Cable-Mounted Aeroelastic Models," NASA CR-145123, 1977
- 59) Bennett, R. and Farmer, M., "Wind-Tunnel Techniques for Determining Stability Derivatives from Cable-Mounted Models," Journal of Aircraft, Vol.15, No.5, May, 1978
- 60) Nagayasu, M., Yanagihara, M., Sasa, S. and Shimomura, T., "Identification of Stability Derivatives from Dynamic Wind-Tunnel Test of a Cable-Mounted Model," International Federation of Automatic Control, 1991
- 61) Sasa, S., Yanagihara, M., Shimomura, T. and Nagayasu, M., "Spaceplane Longitudinal Aerodynamic parameter Estimation by Cable-Mount Dynamic Wind-Tunnel Test," International Pacific Air and Space Technology Conference, SAE-911980, 1991
- 62) 佐々修一, 柳原正明, 鈴木誠三, 「最尤推定法による NAL スペースプレーン空力パラメータの動的風洞試験での推定」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1307, 1992
- 63) 佐々修一, 柳原正明, 鈴木誠三, 福井富久男, 「ケーブルマウント方式による動的風洞試験」, 日本航空宇宙学会誌, 第 42 巻 第 482 号, 1994
- 64) Morelli, E. "Practical Input Optimization for Aircraft Parameter Estimation Experiments," NASA CP-191462, 1993
- 65) Cooke, D.R., "Minimum Testing of the Space Shuttle Orbiter for Stability and Control Derivatives," NASA CP-2283, pp.447-471
- 66) 室田勝一, 柳原正明, 「ケーブルマウント・システムによる静的縦3分力計測の試み」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1226, 1994
- 67) Jonkers, H.L., "Application of the Kalman filter to flight path reconstruction from flight test data including estimation of instrumental bias error corrections," Report VTH-162, Delft University of Technology, Department of Aerospace Engineering, 1978
- 68) Parameswaran, V. and Plaetschke, E., "Flight Path Reconstruction Using Extended Kalman Filtering Techniques," DLR-FB 90-41, 1990
- 69) Izumi, T., Sagisaka, M., Nakayasu, H., Miyazawa, Y, Yanagihara, M. and Ono, T., "Flight Test Results of ALFLEX," 48th International Astronautical Congress, IAF-97-V.4.06, 1997
- 70) 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, 第 46 巻 第 528 号, 1998

参考文献

- 71) 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 NAL TR-1369, 1998
- 72) HOPE team ALFLEX Subgroup, “Proceedings of the ALFLEX Symposium,” Special Publication of National Aerospace Laboratory, NAL SP-39T, 1998
- 73) 中谷, 斉藤, 「航空機の世界ベクトル計測用ピトー管(第1報)」, 日本航空宇宙学会第 23 期年会講演会, 1992, pp.56-57
- 74) 中谷, 斉藤, 「航空機の世界ベクトル計測用ピトー管(第 2 報)」, 第 30 回飛行機シンポジウム, 1992, pp.562-563
- 75) 斉藤, 中谷, 「航空機の世界ベクトル計測用ピトー管(第 3 報)」, 第 30 回飛行機シンポジウム, 1992, pp.564-567
- 76) HOPE ALFLEX Group, “Releasing, Approach and Landing Results of the ALFLEX First Landing Trial,” Technical Report of National Aerospace Laboratory, TR-1352T, 1998
- 77) “Aerodynamic Design Data Book, Volume 1, Orbiter Vehicle,” NASA CR-160903, Nov. 1980
- 78) 塚本太郎, 柳原正明, 佐々修一, 元田敏和, 匂坂雅一, 「小型自動着陸実験 懸吊飛行時の数学モデルによる運動特性解析」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1304, 1996
- 79) Tsukamoto, T., Yanagihara, M., Nagayasu, M. and Sagisaka, M., “ALFLEX 5 degrees of Freedom Hanging Flight Test,” Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA-97-3484, 1997
- 80) de Jong, R.C. and Mulder, J.A., “Estimation of Aircraft Inertia Characteristics from Single Suspension Experiment,” Journal of Aircraft, Vol. 24, No. 6, June, 1987
- 81) Yanagihara, M., Sasa, S., Shimomura, T. and Nagayasu, M., “Estimation of Spaceplane Model Inertia Characteristics,” 28th Airplane Symposium, 1990
- 82) 柳原正明, 永安正彦, 佐々修一, 下村卓, 「ケーブル支持動的風洞試験模型の慣性特性推定」, 航空宇宙技術研究所資料 NAL TM-641, 1991
- 83) 柳原正明, 永安正彦, 佐々修一, 下村卓, 「ケーブル支持動的風洞試験模型の数学モデルによる運動特性解析」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1127, 1991
- 84) 柳原正明, 永安正彦, 佐々修一, 下村卓, 「ケーブル支持動的風洞試験のための模型制御系設計」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1161, 1992
- 85) 塚本太郎, 柳原正明, 上田哲彦, 稲葉基之, 「小型自動着陸実験機の重心位置推定」, 航空宇宙技術研究所資料 NAL TM-712, 1997
- 86) 吉桑栄二, 辻本隆, 柳原正明, 中安英彦, 「小型自動着陸実験の空力特性推算によるジンバル方

- 式の評価」, 日本航空宇宙学会年会講演会, 1997
- 87) 重見仁, 岩崎昭人, 藤田敏美, 大貫武, 李家賢一, 中安英彦, 加納康臣, 「HOPE 小型自動着陸実験機 8.9%模型の低速風洞試験」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1215, 1993
- 88) 重見仁, 藤田敏美, 岩崎昭人, 大貫武, 李家賢一, 中安英彦, 匂坂雅一, 「HOPE 小型自動着陸実験機 8.9%模型の動的・静的地面効果試験」, 航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1236, 1994
- 89) 鈴木広一, 匂坂雅一, 「高速飛行実証機フェーズIIの飛行実験計画に関する検討」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-009, 2004
- 90) Fischenberg,D., “Auswertung von Windkanalmessungen an der FALKE-Space-Shuttle-Konfiguration,” DLR-IB 111-89/32, 1989
- 91) Fischenberg,D., “Projekt FALKE Flugbahnsimulation und Identifizierung,” DLR-IB 111-89/01, 1989
- 92) Oertel,C.-H., “Test des FALKE-Bordrechners,” DLR-IB 111-90/03, 1990
- 93) Oertel,C.-H., Alvermann, K., Gandert, R. and Gelhaar, B., “A New Approach to Hardware-in-the-Loop Simulation (FALKE Shuttle),” AGARD CP-473, 1990
- 94) Wange, G., “The Flight of the Falcon,” Flug Revue, 1990
- 95) Yanagihara, M., Miyazawa, Y., Akimoto, T. and Sagisaka, M., “Recovery Guidance for the High Speed Flight Demonstration Vehicle,” 16th AIAA Atmospheric Deceleration Systems Conference, AIAA-2001-2070, 2001.
- 96) Tsukamoto, T., Suzuki, H., Sagisaka, M. and Nishizawa, T., “Guidance and control design for HOPE-X High Speed Flight Demonstrator Phase II,” 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2001-1831, 2001.
- 97) Tsukamoto, T., Suzuki, H., Ninomiya, T. and Nishizawa, T., “Guidance and Control for the High Speed Flight Demonstration Phase II,” AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Rhode Island, AIAA 2004-4942, 2004.
- 98) 塚本太郎, 鈴木広一, 二宮哲次郎, 「高速飛行実証機フェーズIIの誘導制御則設計」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-006, 2004
- 99) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 塚本太郎, 「高速飛行実証機フェーズIIの誘導制御系評価」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-002, 2004
- 100) Miyazawa, Y., Yanagihara, M., Sarae, W., Akimoto, T., Venel, S., and Bonnal, C, “HOPE-X High Speed Flight Demonstrator Research Program,” 22nd International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2000-g-19, 2000.

参考文献

- 101) 上野真, 廣谷智成, 重見仁, 柳原正明, 若井洋, 岩田徹, 「高速飛行実証機(フェーズⅡ)に関する空力関連検討集(第二集)―エアデータセンサの開発―」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-043, 2004
- 102) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HOPE-X グループ 高速飛行実証班, 「高速飛行実証フェーズⅡ」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-026, 2005
- 103) Ueno, M., Hirotsu, T., Sarae, W., Tsujimoto, T., and Yanagihara, M., “Aerodynamic Characteristics Estimation of the High Speed Flight Demonstrator Phase II Using Flight Test Data,” AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Rhode Island, AIAA 2004-4943, 2004.
- 104) 上野真, 廣谷智成, 更江渉, 「高速飛行実証(その2)の飛行試験による空力特性の推定」, 日本航空宇宙学会年会講演会, 2004
- 105) 上野真, 廣谷智成, 辻本健士, 「飛行実験データによる高速飛行実証フェーズⅡ実証機の空力特性推定」, 日本航空宇宙学会誌, 52 (2004), pp.335-341.
- 106) Yamamoto, Y. and Ueno, M., “Final Report of HSFD Phase II Transonic Flight Data Evaluation by CFD Simulations,” 56th International Astronautical Congress, 2005
- 107) Champigny, P., Leplat, M., Thorigny, P., Oswald, J. and Ueno, M., “Numerical and Experimental Investigations of the HSFD Transonic Aerodynamics,” 4th International Symposium, Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, Arcachon, Mar. 2005
- 108) Champigny, P., Leplat, M., Thorigny, P., Oswald, J., Ueno, M. and Yamamoto, Y., “Numerical and Experimental Investigations of the HSFD2 Transonic Aerodynamics,” 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2006-e-10, 2006



## 付録

付録1 飛行運動再生(FPR)

付録2 ALFLEX の ADS 位置誤差補正

付録3 高速飛行実証フェーズ 誘導系設計

付録4 高速飛行実証フェーズ 空力特性評価結果



## 付録1 飛行運動再生(FPR) (参考文献1より引用)

飛行計測データに含まれるノイズの影響を減らし、真の飛行運動を推定する。これは計測データを最も良く説明できる運動を確率論的手法により求めるものである。

FPR には大きく分けて 2 種類の方法(最小二乗法及び(拡張)カルマンフィルタ・スモータ)の適用が可能である。

FPR は、運動を支配する状態方程式及び計測量に関する観測方程式に基づいて行われるため、以下ではまずこれらの方程式について述べる。続いて FPR の処理内容について、航空機の縦運動を例に述べるが、横・方向運動についても同様である。また、センサ・データについても限定したものについて説明するが、より一般のセンサの利用についても若干の修正により適用できる。

### A1.1 状態方程式及び観測方程式

航空機の縦運動において、速度、角速度には次の関係がある。

$$\dot{U} = a_x - g \cdot \sin\Theta - Q \cdot W \quad (\text{A1.1-1})$$

$$\dot{W} = a_z + g \cdot \cos\Theta + Q \cdot U \quad (\text{A1.1-2})$$

$$\dot{\Theta} = Q \quad (\text{A1.1-3})$$

$$\dot{h} = U \cdot \sin\Theta - W \cdot \cos\Theta \quad (\text{A1.1-4})$$

ここで  $U$ ,  $W$ ,  $\Theta$ ,  $h$  は、それぞれ機体  $x$  軸方向速度、 $z$  軸方向速度、ピッチ姿勢角、釣り合い状態からの高度変動であり、 $a_x$ ,  $a_z$ ,  $Q$  は、それぞれ  $x$  軸方向加速度、 $z$  軸方向加速度及びピッチ角速度である。飛行運動の観測量として真対気速度  $V_{TAS}$  と、高度変動  $h$  を用いれば、

$$V_{TAS} = \sqrt{U^2 + W^2} \quad (\text{A1.1-5})$$

これらと計測された諸量との関係は次のようになる。

$$a_{x_m} = a_x + b_x + \omega_x \quad (\text{A1.1-6})$$

$$a_{z_m} = a_z + b_z + \omega_z \quad (\text{A1.1-7})$$

$$Q_m = Q + b_Q + \omega_Q \quad (\text{A1.1-8})$$

$$V_{TAS\ m} = V_{TAS} + v_{TAS} \quad (\text{A1.1-9})$$

$$h_m = h + v_h \quad (\text{A1.1-10})$$

ここで、添え字  $m$  は計測量を表す。また、 $b_x$ ,  $b_z$ ,  $b_Q$  はセンサ計測値に含まれるバイアスノイズ、 $\omega_x$ ,  $\omega_z$ ,  $\omega_Q$ ,  $v_{TAS}$ ,  $v_h$  はランダムノイズである。バイアスノイズは一定値であるので、

$$\dot{b}_x = 0 \quad (\text{A1.1-11})$$

$$\dot{b}_z = 0 \quad (\text{A1.1-12})$$

$$\dot{b}_Q = 0 \quad (\text{A1.1-13})$$

となる. 以上の関係をまとめて表すため, 次の状態変数を導入する.

$$\mathbf{x} = [U, W, \Theta, h, b_x, b_z, b_Q]^T \quad (\text{A1.1-14})$$

$$\mathbf{u}_m = [a_{x_m}, a_{z_m}, Q_m]^T \quad (\text{A1.1-15})$$

$$\mathbf{y} = [V_{TAS}, h]^T \quad (\text{A1.1-16})$$

$$\mathbf{y}_m = \mathbf{y} + \mathbf{v} \quad (\text{A1.1-17})$$

$$\boldsymbol{\omega} = [\omega_x, \omega_z, \omega_Q]^T \quad (\text{A1.1-18})$$

$$\mathbf{v} = [V_{TAS}, v_h]^T \quad (\text{A1.1-19})$$

これらを用いると, 真の運動状態量と観測値及びセンサ系のランダムノイズの関係は次のような非線形微分方程式として表される.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}_m, \boldsymbol{\omega}) \quad (\text{A1.1-20})$$

$$\mathbf{y}_m = \mathbf{g}(\mathbf{x}) + \mathbf{v} \quad (\text{A1.1-21})$$

## A 1.2 処理の内容

### (1) 初期状態の推定

基準軌道計算のための, 初期状態推定値を与える, また, カルマンフィルタにおける初期状態推定誤差の共分散を与える.

釣り合い状態での飛行データを用いて初期時刻における状態変数を推定する. 推定手法は 3 種類あり, 順次述べる.

#### (a) Simple 法

$$\hat{h}(0)_k = h_m(k) / (t_k - t_0) \quad (\text{A1.2-1})$$

$$\hat{h}(0) = \left\{ \sum_{k=1}^{s_1} \hat{h}(0)_k \right\} / s_1 \quad (\text{初期 } s_1 \text{ 個の高度変化率の平均}) \quad (\text{A1.2-2})$$

$$\hat{\Theta}(k) = -\tan^{-1} (a_{x_m}(k) / a_{z_m}(k)) \quad (\text{A1.2-3})$$

$$\hat{\gamma}(k) = \sin^{-1} (\hat{h}(0) / V_{TAS_m}(k)) \quad (\text{A1.2-4})$$

$$\hat{\alpha}(k) = \hat{\Theta}(k) - \hat{\gamma}(k) \quad (\text{A1.2-5})$$

$$\hat{U}(k) = V_{TAS_m}(k) \cdot \cos \hat{\alpha}(k) \quad (A1.2-6)$$

$$\hat{W}(k) = V_{TAS_m}(k) \cdot \sin \hat{\alpha}(k) \quad (A1.2-7)$$

$$\hat{U}(0) = \left\{ \sum_{k=1}^s \hat{U}(k) \right\} / s \quad (A1.2-8)$$

$$\hat{W}(0) = \left\{ \sum_{k=1}^s \hat{W}(k) \right\} / s \quad (A1.2-9)$$

$$\hat{\Theta}(0) = \left\{ \sum_{k=1}^s \hat{\Theta}(k) \right\} / s \quad (A1.2-10)$$

$$\hat{h}(0) = \left\{ \sum_{k=0}^s (h_m(k) - \hat{h}(0)(t_k - t_0)) \right\} / (s+1) \quad (A1.2-11)$$

$$P_U(0|0) = \left\{ \sum_{k=1}^s (\hat{U}(k) - \hat{U}(0))^2 \right\} / s \quad (A1.2-12)$$

$$P_W(0|0) = \left\{ \sum_{k=1}^s (\hat{W}(k) - \hat{W}(0))^2 \right\} / s \quad (A1.2-13)$$

$$P_{\Theta}(0|0) = \left\{ \sum_{k=1}^s (\hat{\Theta}(k) - \hat{\Theta}(0))^2 \right\} / s \quad (A1.2-14)$$

$$P_h(0|0) = \left\{ \sum_{k=0}^s (h_m(k) - \hat{h}(0)(t_k - t_0) - \hat{h}(0))^2 \right\} / (s+1) \quad (A1.2-15)$$

以上より、次の初期値推定値及び推定誤差共分散行列を得る。

$$\hat{\mathbf{x}}(0|0) = [ \hat{U}(0) \quad \hat{W}(0) \quad \hat{\Theta}(0) \quad \hat{h}(0) \quad 0 \quad 0 \quad 0 ]^T \quad (A1.2-16)$$

(バイアスは通常すべて0と設定する)

$$\mathbf{P}(0|0) = \text{diag} (P_U(0|0), P_W(0|0), P_{\Theta}(0|0), P_h(0|0), P_{bx}(0|0), P_{bz}(0|0), P_{bQ}(0|0)) \quad (A1.2-17)$$

(ここで、 $P_{bx}(0|0)$ 、 $P_{bz}(0|0)$ 、 $P_{bQ}(0|0)$ は、センサ・バイアスに関する誤差分散であるが、これらには地上試験などによる実験値を用いることが可能である)

## (b) Advanced 法

$$\tilde{\Theta}(k) = -\tan^{-1} \{ a_{xm}(k) / (a_{zm}(k) + Q_m(k) \cdot V_{TAS_m}(k)) \} \quad (A1.2-18)$$

$$\hat{\Theta}_k(0) = \tilde{\Theta}(k) - \sum_{i=0}^{k-1} Q_m(i)(t_{i+1} - t_i) \quad (A1.2-19)$$

$$\hat{\Theta}(0) = \sum_{k=1}^s \hat{\Theta}_k(0) / s \quad (A1.2-20)$$

$$\hat{\Theta}(k) = \hat{\Theta}(0) + \sum_{i=0}^{k-1} Q_m(i)(t_{i+1} - t_i) \quad (A1.2-21)$$

$$g_H(k) = g_0 \cdot \{ R_E / (R_E + H(k)) \}^2 \quad (A1.2-22)$$

( $g_H(k)$ は高度  $H(k)$ における重力加速度、 $R_E$ は地球半径、 $g_0$ は海面上重力加速度)

$$a_{zT}(k) = -a_{xm}(k) \cdot \sin \hat{\Theta}(k) + a_{zm}(k) \cdot \cos \hat{\Theta}(k) + g_H(k) \quad (A1.2-23)$$

$$\hat{h}_k(0) = \{ h_m(k) + \sum_{i=0}^{k-1} \sum_{j=0}^{k-1} a_{zT}(i) \cdot (t_{i+1}-t_i)^2 \} / (t_k-t_0) \quad (A1.2-24)$$

$$\hat{h}(0) = \{ \sum_{k=1}^s \hat{h}_k(0) \} / s \quad (A1.2-25)$$

$$\hat{\gamma}(k) = \sin^{-1} \{ (\hat{h}(0) - \sum_{i=0}^{k-1} a_{zT}(i) \cdot (t_{i+1}-t_i)) / V_{TASm}(k) \} \quad (A1.2-26)$$

$$\hat{\alpha}(k) = \hat{\Theta}(k) - \hat{\gamma}(k) \quad (A1.2-27)$$

$$\hat{U}_k(0) = V_{TASm}(k) \cdot \cos \hat{\alpha}(k) - \sum_{i=0}^{k-1} \{ a_{xm}(i) - g_H(i) \cdot \sin \hat{\Theta}(i) - Q_m(i) \cdot V_{TASm}(i) \cdot \sin \hat{\alpha}(i) \} (t_{i+1}-t_i) \quad (A1.2-28)$$

$$\hat{W}_k(0) = V_{TASm}(k) \cdot \sin \hat{\alpha}(k) - \sum_{i=0}^{k-1} \{ a_{zm}(i) + g_H(i) \cdot \cos \hat{\Theta}(i) + Q_m(i) \cdot V_{TASm}(i) \cdot \cos \hat{\alpha}(i) \} (t_{i+1}-t_i) \quad (A1.2-29)$$

$$\hat{h}_k(0) = h_m(k) - \sum_{i=0}^{k-1} V_{TASm}(i) \{ \cos \hat{\alpha}(i) \cdot \sin \hat{\Theta}(i) - \sin \hat{\alpha}(i) \cdot \cos \hat{\Theta}(i) \} (t_{i+1}-t_i) \quad (A1.2-30)$$

$$\hat{U}(0) = \{ \sum_{k=1}^s \hat{U}_k(0) \} / s \quad (A1.2-31)$$

$$\hat{W}(0) = \{ \sum_{k=1}^s \hat{W}_k(0) \} / s \quad (A1.2-32)$$

$$\hat{h}(0) = \{ \sum_{k=1}^s \hat{h}_k(0) \} / s \quad (A1.2-33)$$

$$P_U(0|0) = \{ \sum_{k=1}^s (\hat{U}_k(0) - \hat{U}(0))^2 \} / s \quad (A1.2-34)$$

$$P_W(0|0) = \{ \sum_{k=1}^s (\hat{W}_k(0) - \hat{W}(0))^2 \} / s \quad (A1.2-35)$$

$$P_{\Theta}(0|0) = \{ \sum_{k=1}^s (\hat{\Theta}_k(0) - \hat{\Theta}(0))^2 \} / s \quad (A1.2-36)$$

$$P_h(0|0) = \{ \sum_{k=1}^s (\hat{h}_k(0) - \hat{h}(0))^2 \} / s \quad (A1.2-37)$$

初期値推定値  $\hat{\mathbf{x}}(0|0)$ , 推定誤差共分散行列  $\mathbf{P}(0|0)$ の設定は, Simple 法(A1.2-16), (A1.2-17)と同じである.

### (c) マニュアル設定法

各状態変数の初期値及びその誤差分散値として任意の値をマニュアル設定する.

## (2) 基準軌道の計算

初期状態推定で得られた値を初期値とし, A1.1 項で示した運動方程式の右辺の加速度及び角速度にそれぞれの計測値を代入して積分し, 各状態変数の推定値の第一近似値を求める.

$$\mathbf{x}_{nom} = [ U_{nom}(k), W_{nom}(k), \Theta_{nom}(k), h_{nom}(k) ]^T \quad (A1.2-38)$$

$$\mathbf{y}_{nom} = [ V_{TAS\ nom}(k), h_{nom}(k) ]^T \quad (A1.2-39)$$

## (3) 運動再生

## (A) 最小二乗法

基準軌道回りに状態方程式、観測方程式を線形化し、得られた線形モデルに基づき、最小二乗法により基準軌道の最適補正值を得る。

ノイズ  $\omega$  が十分小さいと考えられる時、非線形微分方程式(A1.1-20)及び(A1.1-21)を基準軌道上で線形化すると、次の係数行列を得る。

$$\mathbf{A}^{\#}(\mathbf{k}) = (\partial f / \partial \mathbf{x})_{\text{nom}} \quad (\text{A1.2-40})$$

$$\mathbf{C}^{\#}(\mathbf{k}) = (\partial g / \partial \mathbf{x})_{\text{nom}} \quad (\text{A1.2-41})$$

ただし、

$$\mathbf{A}^{\#}(1,2) = -(Q_m + b_Q) \quad \mathbf{C}^{\#}(1,1) = U_{\text{nom}} / \sqrt{(U_{\text{nom}}^2 + W_{\text{nom}}^2)}$$

$$\mathbf{A}^{\#}(1,3) = -g_H \cdot \cos \Theta_{\text{nom}} \quad \mathbf{C}^{\#}(1,2) = W_{\text{nom}} / \sqrt{(U_{\text{nom}}^2 + W_{\text{nom}}^2)}$$

$$\mathbf{A}^{\#}(1,5) = 1.0 \quad \mathbf{C}^{\#}(2,4) = 1.0$$

$$\mathbf{A}^{\#}(1,7) = -W_{\text{nom}} \quad \text{その他の } \mathbf{C}^{\#} \text{ の要素} = 0$$

$$\mathbf{A}^{\#}(2,1) = Q_m + b_Q$$

$$\mathbf{A}^{\#}(2,3) = -g_H \cdot \sin \Theta_{\text{nom}}$$

$$\mathbf{A}^{\#}(2,6) = 1.0$$

$$\mathbf{A}^{\#}(2,7) = U_{\text{nom}}$$

$$\mathbf{A}^{\#}(3,7) = 1.0$$

$$\mathbf{A}^{\#}(4,1) = \sin \Theta_{\text{nom}}$$

$$\mathbf{A}^{\#}(4,2) = -\cos \Theta_{\text{nom}}$$

$$\mathbf{A}^{\#}(4,3) = U_{\text{nom}} \cdot \cos \Theta_{\text{nom}} + W_{\text{nom}} \cdot \sin \Theta_{\text{nom}}$$

$$\text{その他の } \mathbf{A}^{\#} \text{ の要素} = 0$$

さらに、サンプリング間隔で離散化した時、次の係数行列を得る。

$$\mathbf{A}(\mathbf{k}) = \mathbf{I} + \mathbf{A}^{\#}(\mathbf{k}) \cdot T \quad (\text{A1.2-42})$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{k}) = \mathbf{C}^{\#}(\mathbf{k}) \quad (\text{A1.2-43})$$

ここで、 $T$  はサンプリング周期である。これらを用いて、次の漸化式で構成される。

$$\hat{\mathbf{Q}} = \mathbf{I} \quad (\text{A1.2-44})$$

$$\mathbf{S}(0) = \mathbf{I} \quad (\text{A1.2-45})$$

(\*\*)

$$\mathbf{S}(k) = \mathbf{A}(k) \mathbf{S}(k-1) \quad (\text{A1.2-46})$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{y}_m(k) - \mathbf{y}_{\text{nom}}(k) \quad (\text{A1.2-47})$$

$$\hat{\mathbf{x}}(0|N) = \left\{ \sum_{k=1}^N [(\mathbf{C}(k) \mathbf{S}(k))^T \hat{\mathbf{Q}}^{-1} \mathbf{C}(k) \mathbf{S}(k)] \right\}^{-1} \left\{ \sum_{k=1}^N [(\mathbf{C}(k) \mathbf{S}(k))^T \hat{\mathbf{Q}}^{-1} \mathbf{y}(k)] \right\} \quad (\text{A1.2-48})$$

$$\hat{\mathbf{Q}} = \left\{ \sum_{k=1}^N [\mathbf{y}(k) - \mathbf{C}(k) \mathbf{S}(k) \hat{\mathbf{x}}(0|N)] [\mathbf{y}(k) - \mathbf{C}(k) \mathbf{S}(k) \hat{\mathbf{x}}(0|N)]^T \right\} / N \quad (\text{A1.2-49})$$

$$\hat{\mathbf{x}}(k|N) = \mathbf{S}(k) \hat{\mathbf{x}}(0|N) \quad (\text{A1.2-50})$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{\text{LS}}(k|N) = \mathbf{x}_{\text{nom}}(k) + \hat{\mathbf{x}}(k|N) \quad (\text{A1.2-51})$$

$$\hat{\mathbf{y}}_{\text{LS}}(k|N) = \mathbf{g}(\hat{\mathbf{x}}_{\text{LS}}(k|N)) \quad (\text{A1.2-52})$$

(\*\*)に戻って繰り返す.

### (B) カルマンフィルタ

基準軌道回りに状態方程式, 観測方程式を線形化し, 得られた線形モデルに基づき, カルマンフィルタにより基準軌道の最適補正值を得る.

最小二乗法と同様, 運動を記述する非線形微分方程式を基準軌道上で線形化すると次の係数行列を得る.

$$\mathbf{A}^{\#}(k) = (\partial f / \partial \mathbf{x})_{\text{nom}} \quad (\text{A1.2-53})$$

$$\mathbf{B}^{\#}(k) = (\partial f / \partial \mathbf{u})_{\text{nom}} \quad (\text{A1.2-54})$$

$$\mathbf{C}^{\#}(k) = (\partial g / \partial \mathbf{x})_{\text{nom}} \quad (\text{A1.2-55})$$

ただし,

$\mathbf{A}^{\#}$ 及び $\mathbf{C}^{\#}$ は(A1.2-40)及び(A1.2-41)に同じ

$$\mathbf{B}^{\#}(1,1) = 1.0$$

$$\mathbf{B}^{\#}(1,3) = -\mathbf{W}_{\text{nom}}$$

$$\mathbf{B}^{\#}(2,2) = 1.0$$

$$\mathbf{B}^{\#}(2,3) = \mathbf{U}_{\text{nom}}$$

$$\mathbf{B}^{\#}(3,3) = 1.0$$

その他の $\mathbf{B}^{\#}$ の要素 = 0

さらに, サンプリング間隔で離散化した時, 次の係数行列を得る.

$$\mathbf{A}(k) = \mathbf{I} + \mathbf{A}^{\#}(k) \cdot T \quad (\text{A1.2-56})$$



$$\mathbf{B}(k) = \mathbf{B}^\#(k) \cdot T \quad (\text{A1.2-57})$$

$$\mathbf{C}(k) = \mathbf{C}^\#(k) \quad (\text{A1.2-58})$$

ここで、 $T$  はサンプリング周期である。これらを用いて、次の漸化式で構成される。

$$\hat{\mathbf{x}}(0|0) = \mathbf{0} \quad (\text{A1.2-59})$$

(\*\*)

$$\hat{\mathbf{x}}(k|k-1) = \mathbf{A}(k-1) \hat{\mathbf{x}}(k-1|k-1) \quad (\text{A1.2-60})$$

$$\mathbf{P}(k|k-1) = \mathbf{A}(k-1) \mathbf{P}(k-1|k-1) \mathbf{A}^T(k-1) + \mathbf{B}(k-1) \mathbf{W} \mathbf{B}^T(k-1) \quad (\text{A1.2-61})$$

$$\mathbf{K}(k) = \mathbf{P}(k|k-1) \mathbf{C}^T(k) [\mathbf{C}(k) \mathbf{P}(k|k-1) \mathbf{C}^T(k) + \mathbf{Q}]^{-1} \quad (\text{A1.2-62})$$

$$\mathbf{y}(k) = \mathbf{y}_m(k) - \mathbf{y}_{nom}(k) \quad (\text{A1.2-63})$$

$$\hat{\mathbf{x}}(k|k) = \hat{\mathbf{x}}(k|k-1) + \mathbf{K}(k) [\mathbf{y}(k) - \mathbf{C}(k) \hat{\mathbf{x}}(k|k-1)] \quad (\text{A1.2-64})$$

$$\mathbf{P}(k|k) = (\mathbf{I} - \mathbf{K}(k) \mathbf{C}(k)) \mathbf{P}(k|k-1) \quad (\text{A1.2-65})$$

$$\hat{\mathbf{x}}_f(k|k) = \hat{\mathbf{x}}_{nom}(k) + \hat{\mathbf{x}}(k|k) \quad (\text{A1.2-66})$$

$$\hat{\mathbf{y}}_f(k|k) = g(\hat{\mathbf{x}}_f(k|k)) \quad (\text{A1.2-67})$$

(\*\*)に戻って繰り返す。

ただし、 $\mathbf{W}$  及び  $\mathbf{Q}$  はセンサノイズの共分散である。

$$\mathbf{W} = E \{ \boldsymbol{\omega} \boldsymbol{\omega}^T \} \quad (\text{A1.2-68})$$

$$\mathbf{Q} = E \{ \mathbf{v} \mathbf{v}^T \} \quad (\text{A1.2-69})$$

### (C) 拡張カルマンフィルタ

基準軌道の計算とカルマンフィルタによる状態推定とを並行して進める手法、すなわち、カルマンフィルタにより求めた $\hat{\mathbf{x}}_f(k|k)$ を初期値として状態方程式を解き、基準軌道を計算し、その回りに状態方程式を線形化してカルマンフィルタによる状態推定を行い、 $\hat{\mathbf{x}}_f(k+1|k+1)$ を求める。

### (D) スムーザ

カルマンフィルタ、拡張カルマンフィルタでの状態推定値 $\hat{\mathbf{x}}_f(k|k)$ をもとに、全データを用いて最適推定値 $\hat{\mathbf{x}}_s(k|N)$ を求める。

次の漸化式より構成される.

$$\mathbf{K}_s(k) = \mathbf{P}(k|k) \mathbf{A}^T(k) \mathbf{P}^{-1}(k+1|k) \quad (\text{A1.2-70})$$

$$\mathbf{P}(k|N) = \mathbf{P}(k|k) + \mathbf{K}_s(k) (\mathbf{P}(k+1|N) - \mathbf{P}(k+1|k)) \mathbf{K}_s^T(k) \quad (\text{A1.2-71})$$

$$\hat{\mathbf{x}}_s(k|N) = \hat{\mathbf{x}}_f(k|k) + \mathbf{K}_s(k) (\hat{\mathbf{x}}_s(k+1|N) - \hat{\mathbf{x}}_f(k+1|k)) \quad (\text{A1.2-72})$$

## 付録2 ALFLEX の ADS 位置誤差補正

ALFLEX には 5 孔ピトー方式 ADS が用いられている。2 度の校正風洞試験データ及び数値計算により、ADS 出力である等価対気速度(EAS)、迎角及び横滑り角の位置誤差モデルとして、次の 3 式が設定された。

$$\Delta V_{EAS} = -0.03 \times V_{EAS} \quad (A2-1)$$

$$\Delta \alpha = +0.05 \times \alpha \quad (A2-2)$$

$$\Delta \beta = 0.0 \quad (A2-3)$$

各変数とも真値に比べて増加する方向の誤差を正としている。

この位置誤差モデルの評価を行うため、懸吊飛行試験において ADS 位置誤差推定試験を実施した。その実施プロセスは以下のとおりである。大気静穏な早朝に高度、対気速度を一定に保持しつつ直線往復飛行を行い、往路、復路で  $\alpha$  スウィープ ( $\alpha$  位置誤差推定用) 及び  $\beta$  スウィープ ( $\beta$  位置誤差推定用) を実施する。また、EAS 位置誤差推定用に、 $\alpha$  及び  $\beta$  を 0 に保持しつつ、加速飛行を行う。これらのデータから機体の対気速度を、ADS 出力を用いて求め、また慣性速度を地上に据え付けられたレーザ・トラッカによる位置情報と IMU 出力を基にした飛行運動再生 (FPR, 付録 1 参照) により求める。これらの対気速度、対地速度の差をとることにより水平風 (風速及び風向) と上下風が推定できる。この風の推定値には定常風とランダム突風及び推定に用いた計測機器の計測誤差に伴う推定誤差が含まれるが、レーザ・トラッカ、IMU 等の慣性計測装置の計測精度は極めて高く、したがって計測誤差は ADS 誤差が大半であると考えて良い。ここで 1) 定常風に関して試験実施中の上下定常風はない、2) 母機ヘリコプターのダウンウォッシュの影響はない、3) 水平定常風の風速、風向は往復飛行実施中に変化しない、4) ランダム突風は平均値 0、という 4 つの仮定をおけば、慣性座標系で考えれば、往路と復路で定常風は一定、ADS 誤差は極性が逆転するため、推定された水平風の往路、復路の平均値が定常風を示すと考えて良い。このようにして推定された水平定常風を慣性速度から減じることにより機体の対気速度ベクトルが計算される。この推定結果を真の対気速度ベクトルと考えると、ADS 出力との差がランダム突風と ADS 計測誤差を表すことになる。なお、レーザ・トラッカ用のレーザ・リフレクタは実験機の機首に取り付けられているため、レーザ・トラッカは、実験機がトラッカに近づく方向の飛行 (往路) の際にしか使用できない。本試験では往復データが必要になるため、トラッカから離れる方向の飛行 (復路) においては、DGPS/IMU 複合航法結果を位置情報として用いた。

表 3.4.1-1 に示すように、第 4 回飛行において、 $\alpha$  及び  $\beta$  スウィープ試験とも  $0^\circ \rightarrow +5^\circ \rightarrow 0^\circ \rightarrow -5^\circ \rightarrow 0^\circ$

のスイープ(@釣り合い速度 90kt)を実施したが、 $\alpha$  スウィープについてはさらに高迎角域でのデータ取得が必要となったため、第 6 回飛行において  $\alpha=0^\circ \rightarrow +12^\circ$  のスイープ(@釣り合い速度 70kt)を追加実施した。図 A2-1 に  $\alpha=0^\circ \rightarrow +12^\circ$  の  $\alpha$  スウィープ試験の時歴を示す。復路では DGPS/IMU 複合航法結果を位置情報として用いた影響で、往路に比べて風の推定結果に大きなノイズが乗る結果となっているが、往路と復路の間には ADS 位置誤差により生じたと考えられる風向、風速の差を明らかにすることができる。水平定常風の推定にはこれら往復飛行データを用いる必要があるが、位置誤差の推定にはノイズの少ないレーザ・トラッカ出力を用いた往路データのみを用いることとした。こうして得られた等価対気速度  $V_{EAS}$ 、迎角  $\alpha$  及び横滑り角  $\beta$  に関する ADS 位置誤差推定結果を図 A2-2 ~ A2-4 に示す。各図とも横軸に慣性速度から推定風を減じることにより求めた対気速度データ(真値

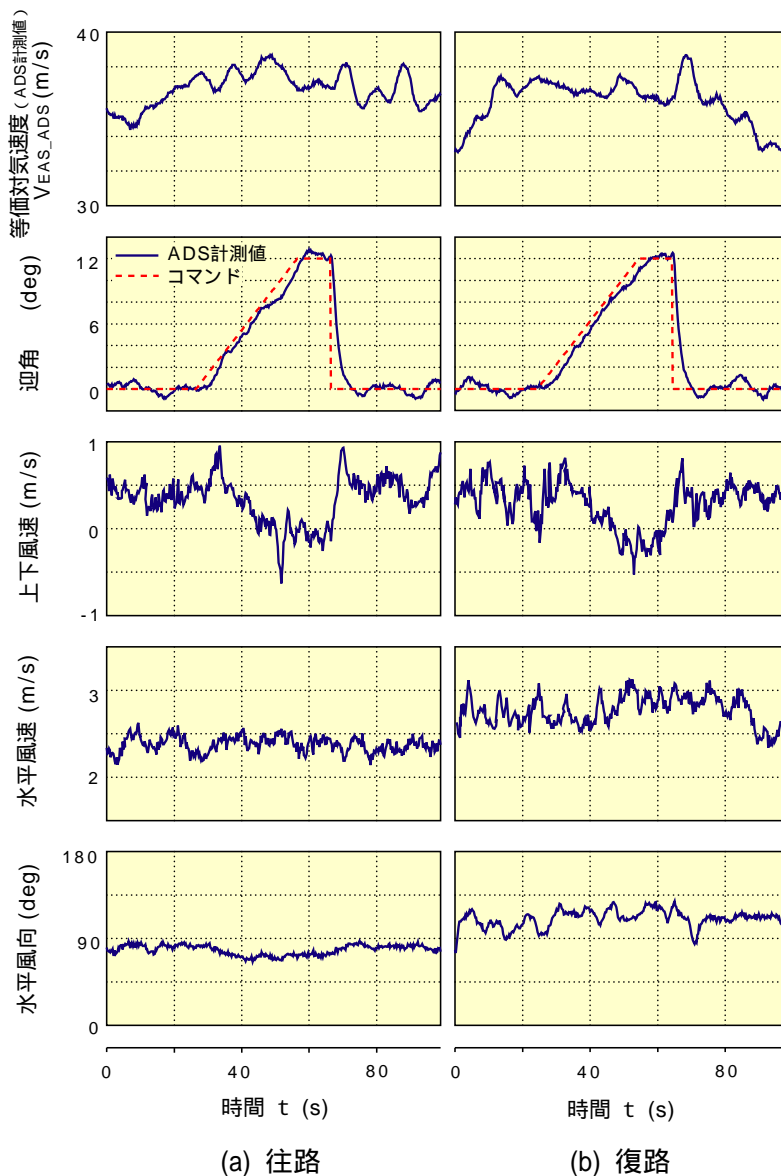


図 A2-1 スウィープ試験(第 6 回飛行)

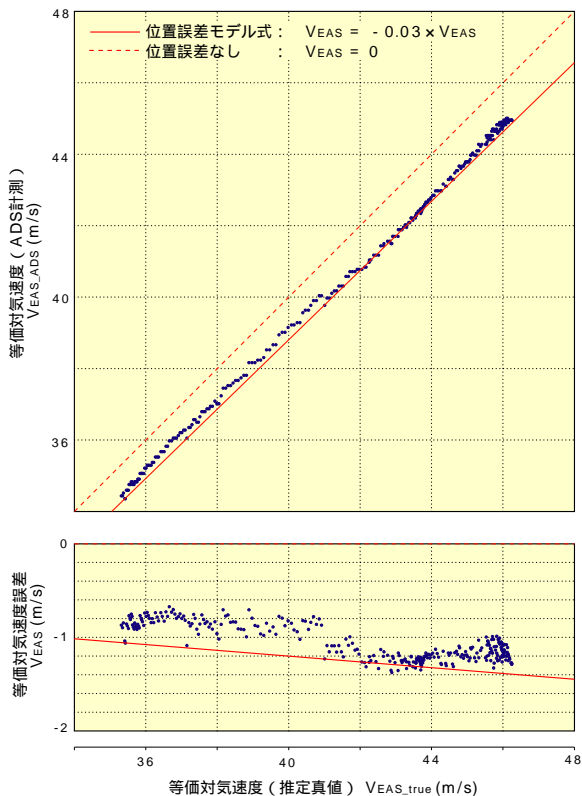


図 A2-2 ADS 位置誤差推定結果(等価対気速度)

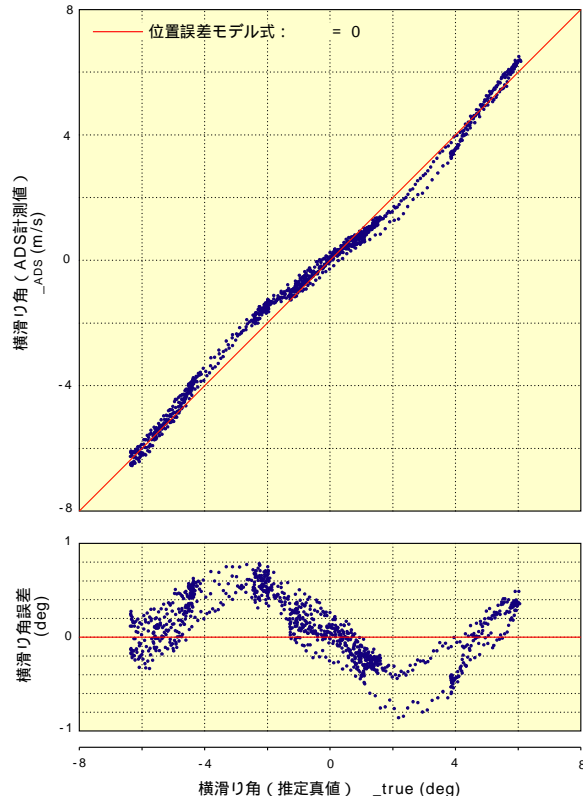
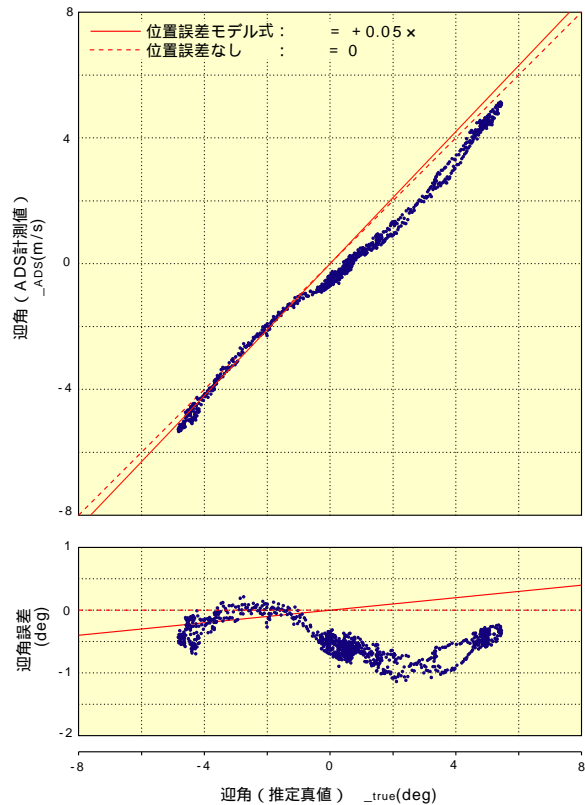
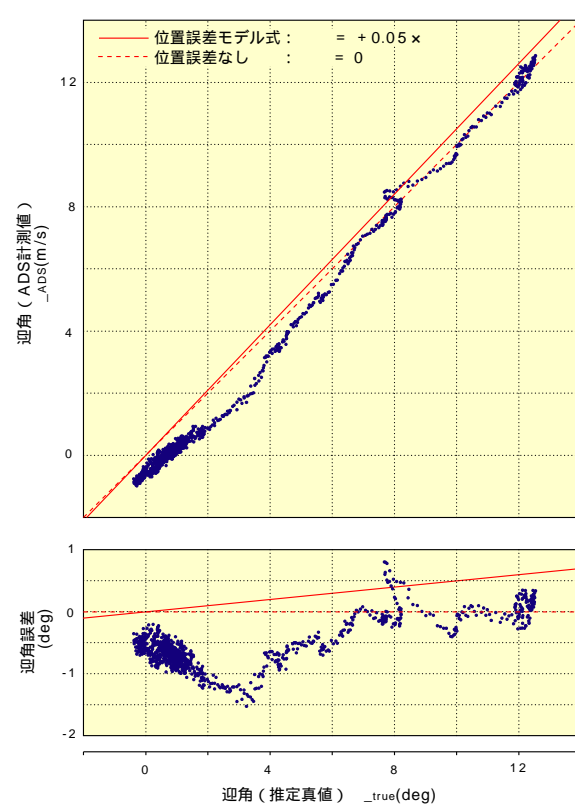


図 A2-4 ADS 位置誤差推定結果(横滑り角)



(a) 低迎角



(b) 高迎角

図 A2-3 ADS 位置誤差推定結果(迎角)

と考える), 縦軸に, 上図は ADS 出力値(誤差含む), 下図は両者の差(位置誤差)をとって描いている。また, 図には, 誤差モデル(A2-1)~(A2-3)を赤実線により示している。(赤破線は, ADS 計測値と真値が等しい場合の誤差 0 に対応するライン)

図 A2-2 の等価対気速度の結果では, 推定結果は誤差モデルに比べて若干誤差が小さい側となっているが, 速度にほぼ比例して誤差が大きくなる特性は一致しており, その絶対値もモデルの 80~90%となっていることから, 解析では等価対気速度位置誤差の補正式としてモデル式(A2-1)をそのまま用いることとした。

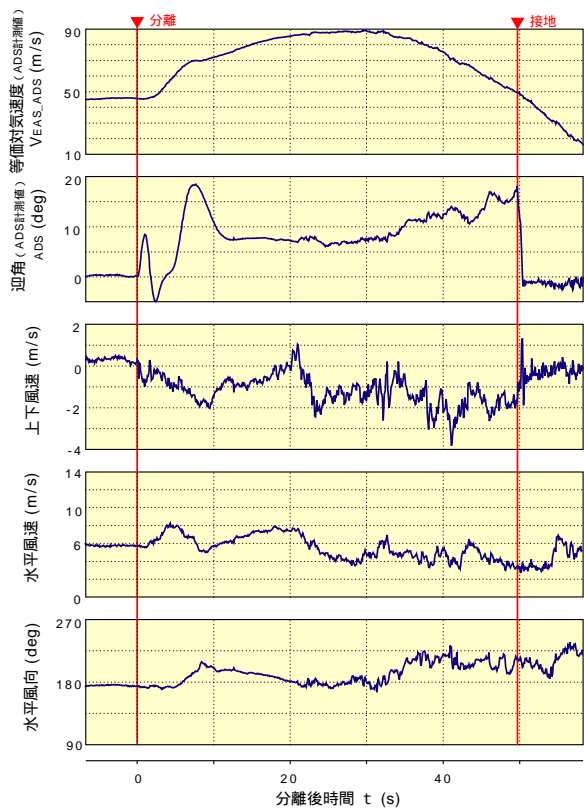
図 A2-3 は迎角位置誤差推定結果である。(a)図が  $\alpha=0^\circ \rightarrow +5^\circ \rightarrow 0^\circ \rightarrow -5^\circ \rightarrow 0^\circ$  のスイープ試験の結果, (b)図は  $\alpha=0^\circ \rightarrow +12^\circ$  の試験の結果を示す。これによると  $\alpha=0^\circ$  での位置誤差は約  $0.5^\circ$  の減少側であり,  $\alpha=\pm 5^\circ$  の範囲では 3 次曲線的な特性を示している。しかし  $\alpha=6^\circ$  を越えた付近からは位置誤差はほぼ 0 となっている。モデル式(A2-2)では迎角正で位置誤差も正となっているが, 推定結果では逆符号であり, またこのような非線形特性を示す物理的説明も考えにくかったため, 当面の解析は迎角位置誤差を 0 と扱って行うこととした。すなわち迎角位置誤差モデル式として

$$\Delta\alpha = 0.0 \quad (\text{A2-2}')$$

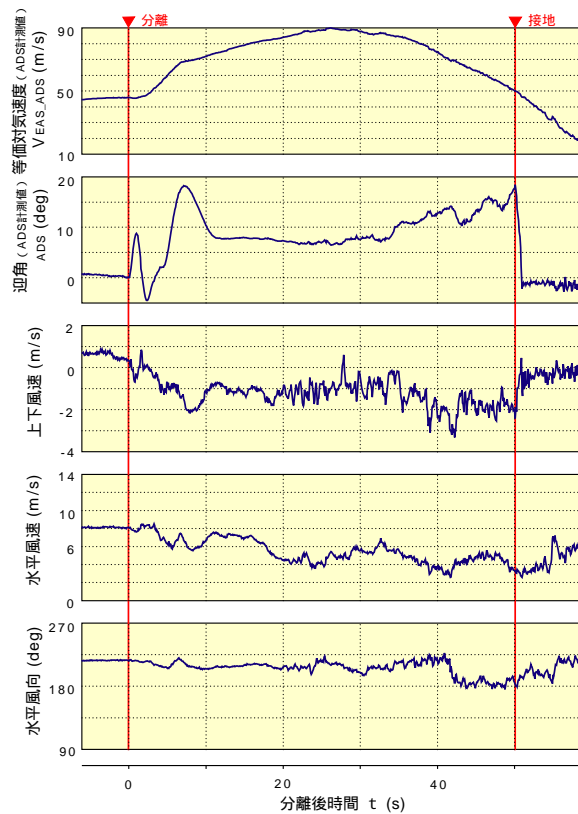
を用いることとした。

図 A2-4 は  $\beta$  スウィープ試験により推定された横滑り角位置誤差の結果である。 $\beta=0^\circ$  での位置誤差は若干正側であり,  $\beta=0^\circ$  以外での特性はヒステリシスは見られるものの, 迎角の場合とよく似た 3 次曲線的特性を示している。これについても物理的説明が困難であることから, 当初のモデルどおり横滑り角位置誤差は 0, すなわち(A2-3)式を用いて解析を行うこととした。

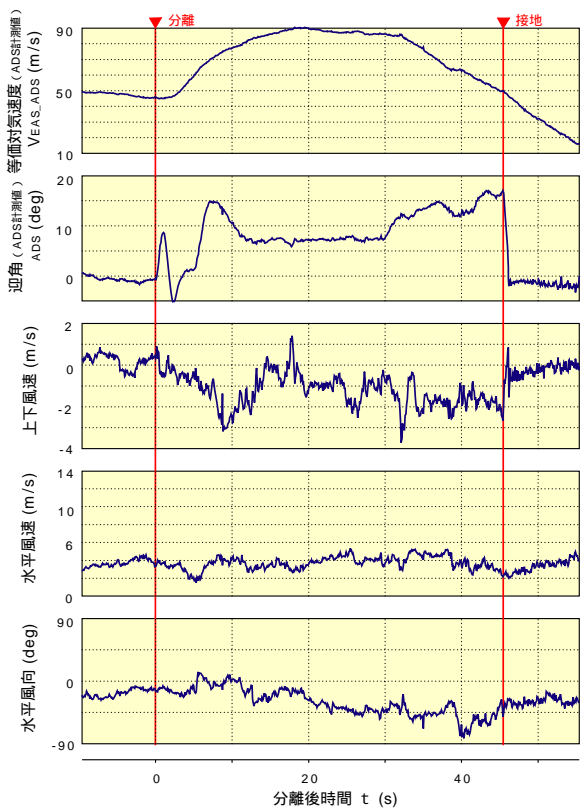
以上のように等価対気速度のみに(A2-1)式による位置誤差補正を行い, 迎角及び横滑り角には補正を行わずに解析を行ったところ, 自動着陸飛行中の風推定結果に明らかに異常が見られた。自動着陸全 13 飛行での上下風(下向き正)の風速及び水平風の風速, 風向の推定値を ADS 出力の等価対気速度, 迎角と共に図 A2-5(a)~(m)に示す。これによると, 上下風については分離前には  $0.5\text{m/s}$  前後の吹き下ろしが見られ, 迎角約  $8^\circ$  を保持する平衡滑空フェーズでは  $1.0\text{m/s}$  程度の吹き上げ, さらに迎角が約  $16^\circ$  まで増加するフレアフェーズでは吹き上げが  $1.5\sim 2.0\text{m/s}$  に達し, 接地後にはこれが約  $0.5\text{m/s}$  に減少し, 地上走行による減速に伴い 0 に収束していくという特性が, 多少の差はあるものの全フライトで見られる。分離前の  $0.5\text{m/s}$  の吹き下ろしは図 A2-1 の懸吊飛行での  $\alpha$  スウィープ試験でも見られ, これが図 A2-3 の迎角  $0^\circ$  での位置誤差推定値  $-0.5^\circ$  となって現れている。これに対し水平風はフライト中ほぼ一定のケースなどまちまちであり, 変動のあるケースでも, 上下風の接地時



(a) 第1回飛行



(b) 第2回飛行



(c) 第3回飛行

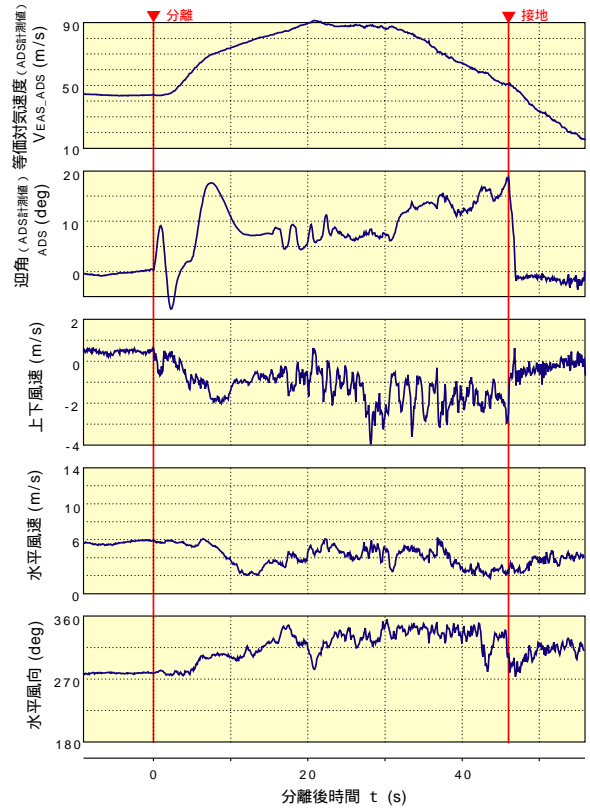


(d) 第4回飛行

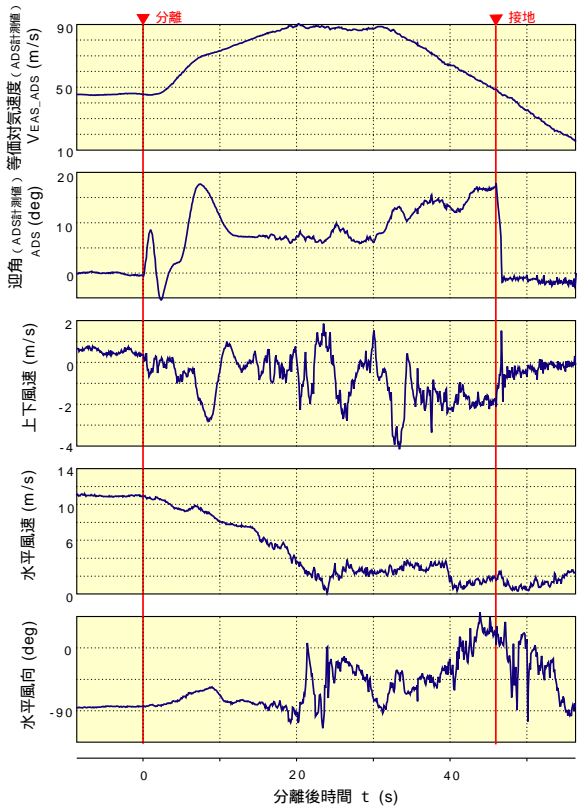
図 A2-5 自動着陸飛行における風推定結果(1/4)



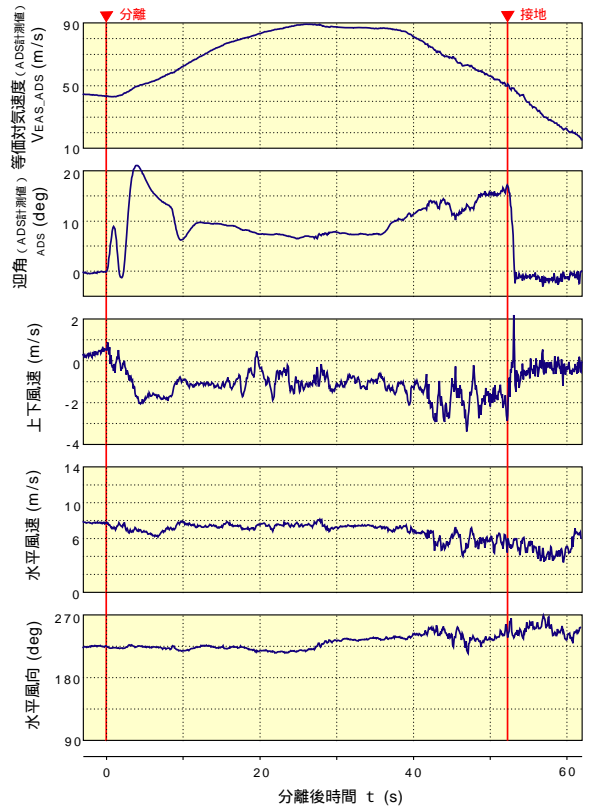
(e) 第 5 回飛行



(f) 第 6 回飛行



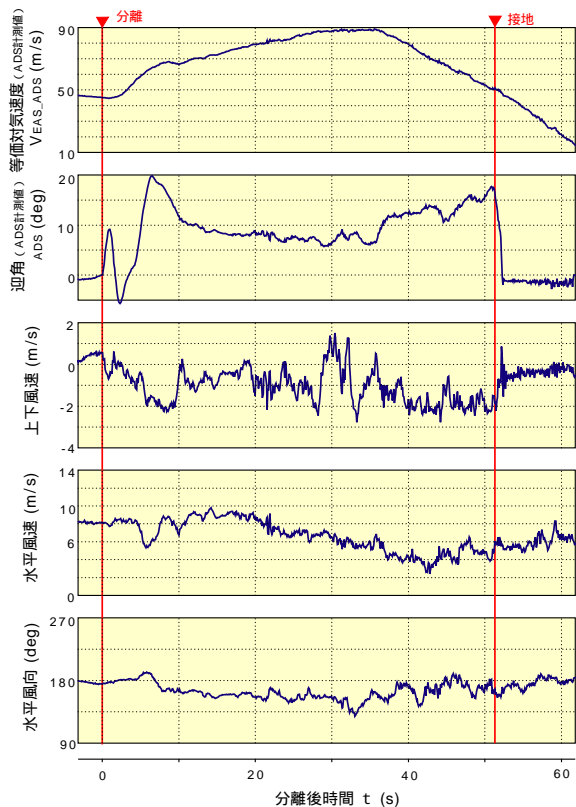
(g) 第 7 回飛行



(h) 第 8 回飛行

図 A2-5 自動着陸飛行における風推定結果(2/4)

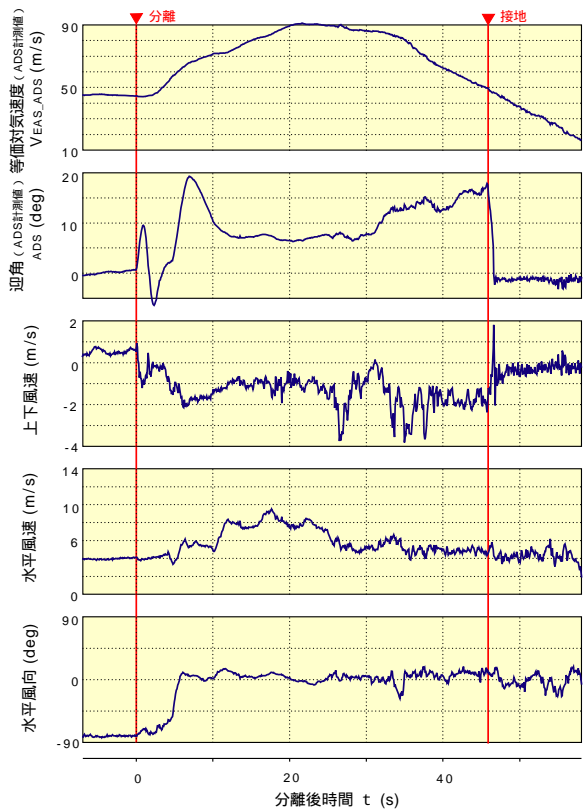




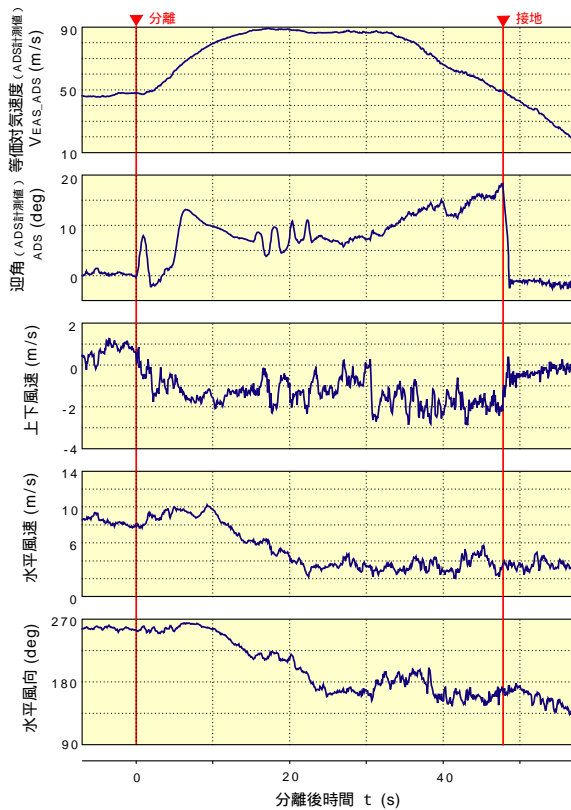
(i) 第9回飛行



(j) 第10回飛行

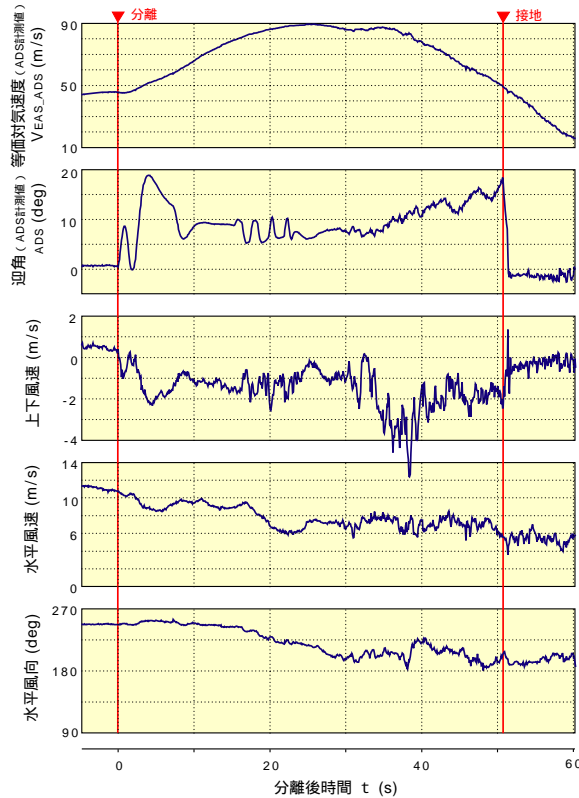


(k) 第11回飛行



(l) 第12回飛行

図 A2-5 自動着陸飛行における風推定結果(3/4)



(m) 第 13 回飛行

図 A2-5 自動着陸飛行における風推定結果(4/4)

の不連続性のような変化等は見られない。上下風のこのような特性はいかにも不自然であり、特に接地前の地面付近で 2m/s もの吹き上げが全ケースで実際に生じている可能性は考えられない。そこで実際には全フェーズにわたって上下風は 0 であり、推定結果は計測誤差により生じたものであると考えることとした。上述したように推定に使用した慣性計測機器の精度は高いと考えて良いため、この上下風推定誤差は、ADS 誤差、特に迎角誤差により生じた可能性が最も高い。このことは全ケースとも分離直後の軌道補足フェーズでの推定上下風と迎角の変動の形がよく似ていることから予測される。ただし軌道補足フェーズでは機体はかなり急激なピッチ運動を行っており、非定常空気力あるいは ADS 等の計測時間遅れの影響が現れた可能性がある。各計測機器の時間遅れは可能な限り補正を施したが、補正しきれなかった影響が残っていることは考えられる。しかし平衡滑空フェーズあるいは接地前は機体のピッチ運動は極端なものではなく、これらの動的影響は小さいと考えて良く、ADS 迎角誤差による可能性が高い。そこで仮に当初設定した(A2-2)式のモデルに従う迎角位置誤差があったと仮定した場合の上下風推定誤差を計算すると、実際には上下風がない場合でも平衡滑空、接地直前、接地直後の 3 点でそれぞれ 0.5m/s、0.9m/s、 $-0.04\text{m/s}$  程度の値が推定されることがわかった。これらはいずれも飛行試験による推定値に比べて 0.5m/s 程度吹き上げが小さい。これは実際の迎角位置誤差は(A2-2)式よりもさらに大きいことを意味するが、接地直後の迎角は約  $-1^\circ$  と小さく、仮に

(A2-2)式の比例係数 0.05 を、より大きい値に設定したとしても、この点での約 0.5m/s の吹き上げの説明にはならず、むしろ比例係数誤差よりもバイアス誤差と考えた方が適当である。迎角のバイアス誤差は ADS の装着されたピトー・ブームの取り付け誤差の形で存在しうるものである。図 A2-5 の全ケースにおいて、接地後に地上走行による減速に伴い上下風が 0 に収束していくという特性も、迎角にバイアス誤差があると考えれば説明が付く。そこで、これらの上下風飛行試験推定値をほぼ説明でき、かつ事前の予測モデルとも矛盾しない迎角位置誤差モデルとして

$$\Delta\alpha = +0.05 \times \alpha + 0.5(\text{deg}) \tag{A2-2''}$$

を設定した。このモデルに従って ADS 迎角の補正を行った後に改めて上下風を推定した例として第 8 回飛行の再処理結果を図 A2-6 に示す。上下風として接地前の高迎角域で 1m/s 弱の吹き上げが見られるが、それを除いて分離直後から接地後の地上走行まで現実的な値が推定されている。しかし、逆に分離前の懸吊状態では約 1.0m/s の吹き下ろしが推定され、補正前の吹き下ろし 0.5m/s より更に大きな値となっている。これは母機ヘリコプターのダウンウォッシュの影響で実験機懸吊位置において現実にこれだけの吹き下ろしが発生していたと考えた。懸吊状態で実験機は母機の約 24m 下方に位置し、かつ 50m/s 程度の速度で水平飛行しているため、当初は母機のダウンウォッシュの影響

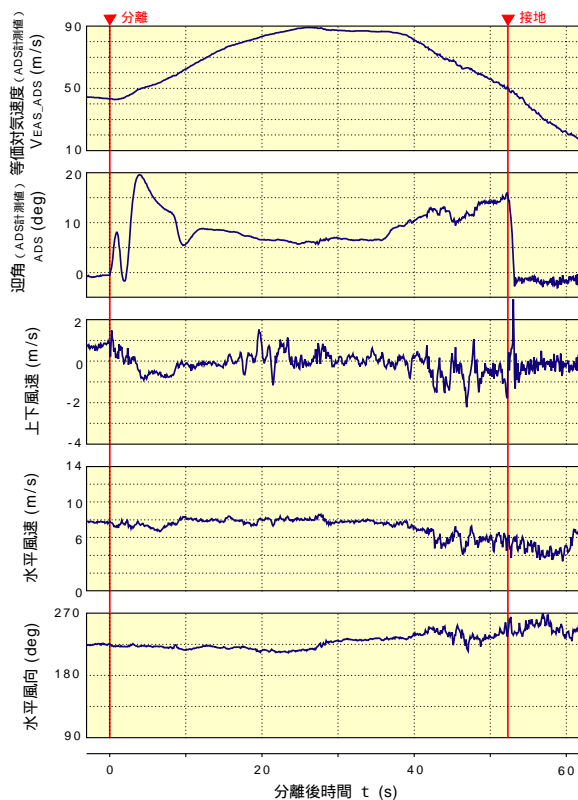


図 A2-6 自動着陸飛行における風推定結果  
(ADS 補正更新後, 第 8 回飛行)

はないものと考えていたが、上記検討に関連して改めてダウンウォッシュの影響を検討した結果、1m/s程度のダウンウォッシュは存在しうるとの結論が得られた。そこで、図A2-3のデータに対し、一様に1m/sのダウンウォッシュがあったと仮定して再解析を行った。結果を図A2-7に示す。図には誤差モデル(A2-2”)式も赤実線で示している。これによると、迎角  $-1^{\circ}$  から  $+4^{\circ}$  程度の範囲では、推定結果とモデル式は良く一致していることわかる。しかし、その両側の低迎角域及び高迎角域では推定結果の方が位置誤差が  $0.5^{\circ} \sim 1.0^{\circ}$  程度大きくなっている。この原因として、迎角の変化に伴って実験機の揚力、抗力が変化し、母機ヘリコプターに対する釣り合い前後位置が変わったため、ダウンウォッシュ量が変わった可能性を考えた。そこで、簡易解析により、迎角が変化した場合のジンバル・ピッチ角と、実証機の釣り合い前後位置を推定した。結果を表A2-1に示す。ここで、 $(\Theta_G - \alpha)$  は、懸吊ケーブルが鉛直線となす角度である。実験機と母機ヘリコプターの間には懸吊装置があり、その質量と、

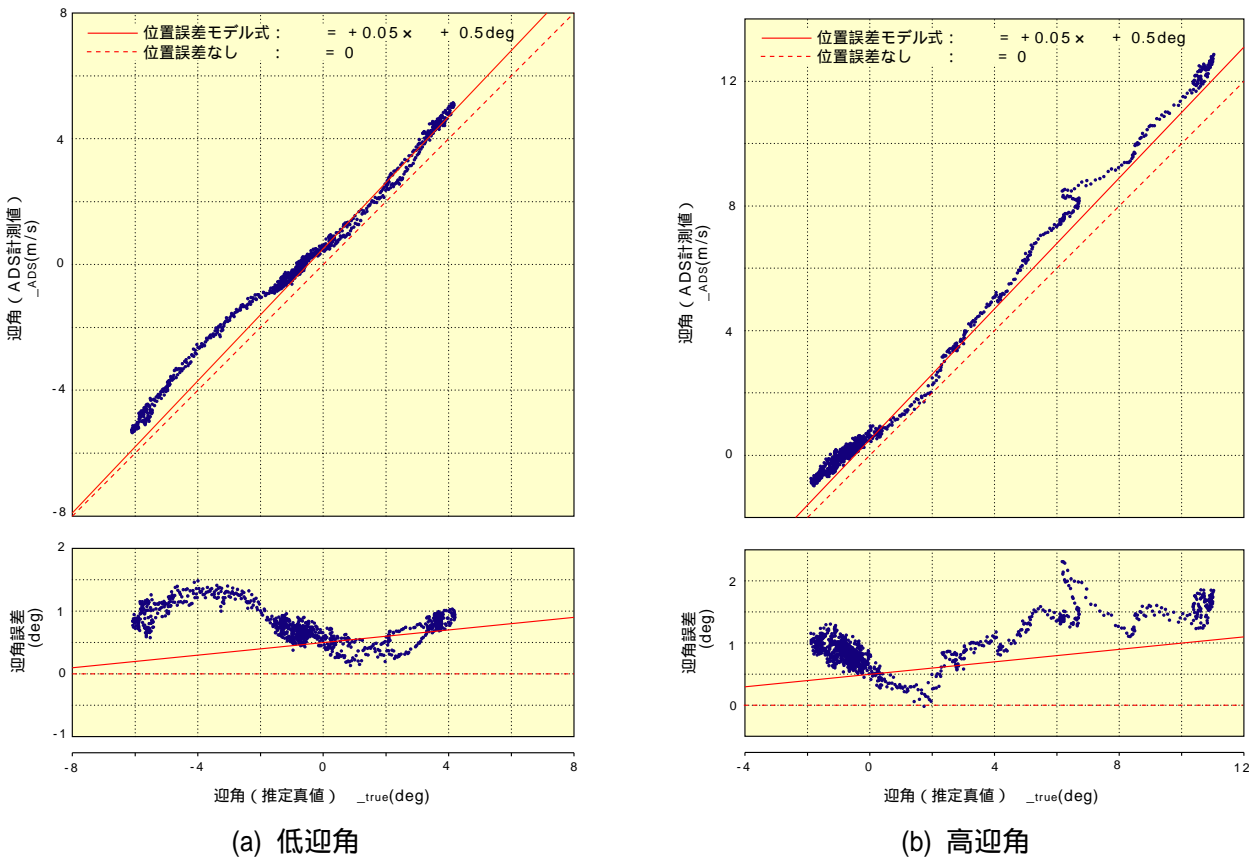


図 A2-7 ADS 位置誤差推定結果(迎角,ヘリコプターのダウンウォッシュ考慮,補正更新)

表 A2-1 釣り合い迎角と前後位置

$\alpha$ (deg)	-5.0	-2.5	0.0	+2.5	+5.0	+10.0
$\Theta_G$ (deg)	-0.6	+1.9	+4.5	+7.6	+11.2	+20.5
$\Theta_G - \alpha$ (deg)	+4.4	+4.4	+4.5	+5.1	+6.2	+10.5
前後位置 (m)	1.8	1.8	1.9	2.1	2.6	4.4

作用する空気力の影響で懸吊ケーブルは懸吊装置の箇所では折れ曲がることになるが、これを微少と考え、実験機の前後位置はヘリコプターから実験機までの懸吊ケーブル全長である 24m に  $\tan(\Theta_G - \alpha)$  をかけることにより近似した。これによると、迎角が負の領域から  $0^\circ$  までは前後位置はほとんど変わらず、迎角が  $0^\circ$  を越えて増加するにつれて急激に後方に流されていく。このため、仮に前後位置 2~3m 付近のあたりで最も強い 1m/s 程度のダウンウォッシュがあり、その前後ではこれより小さいと考えれば、図 A2-7 の位置誤差推定結果が、これらの領域で減少してモデル式に近づくことになり、これらの領域においても(A2-2')式が有効となる。

以上の結果から、ADS 迎角誤差補正式として(A2-2')式を使用することとしたが、懸吊飛行試験ではダウンウォッシュの影響で図 A2-3 のような結果が得られているため、そのデータ解析は懸吊試験後に設定した(A2-2')式、すなわち迎角位置誤差の補正は行わないで実施することとした。

以上をまとめると、ADS 誤差補正式として、等価対気速度に対しては懸吊、自動着陸両飛行とも(A2-1)式、迎角に対しては自動着陸飛行実験のみ(A2-2')式を用い、横滑り角及び懸吊飛行での迎角に対しては補正を行わないこととした。本論文での解析結果はこれらの ADS 補正を施した後に実施したものである。なお、参考文献 10)及び 11)の解析は迎角の位置誤差補正を行わずに実施したものであるため、自動着陸飛行による縦特性推定結果は本論文のものとは異なる。

なお、上記の前後位置 2~3m の差によりダウンウォッシュに差が生じるという仮定が正しいとすると、実験機の全長は 6m 以上あるため、実験機上の各部分でダウンウォッシュが異なることになる。空力特性推定の観点からは、機体全体が一様なダウンウォッシュに曝されている場合は問題ないが、このように機体の部分によって異なるダウンウォッシュを受けているとすれば問題であり、今後、飛行試験におけるダウンウォッシュの計測、CFD 解析等による詳細検討が必要である。

## 付録3 高速飛行実証フェーズ 誘導系設計

ここでは高速飛行実証フェーズⅡの誘導系詳細設計の内容を示す。

### A3.1 誘導系の概要

高速飛行実証フェーズⅡの誘導系を設計するに当たり、誘導フェーズとして、初期設計において設定した加速フェーズ、一定マッハ数フェーズ、帰投フェーズの3フェーズに、釣り合い投入フェーズ及び減速フェーズの2フェーズを加え、合計5フェーズとした。また、加速フェーズ及び帰投フェーズの飛行パターンについても、初期設計とは一部異なる設定とした。これら各フェーズのイメージを図A3.1-1に、各フェーズの詳細飛行パターンを以下に示す。なお、最終の回収フェーズはパラシュートを開傘し、降下飛行を行うだけであるため、誘導制御は行われず、ここでは内容を記述しない。

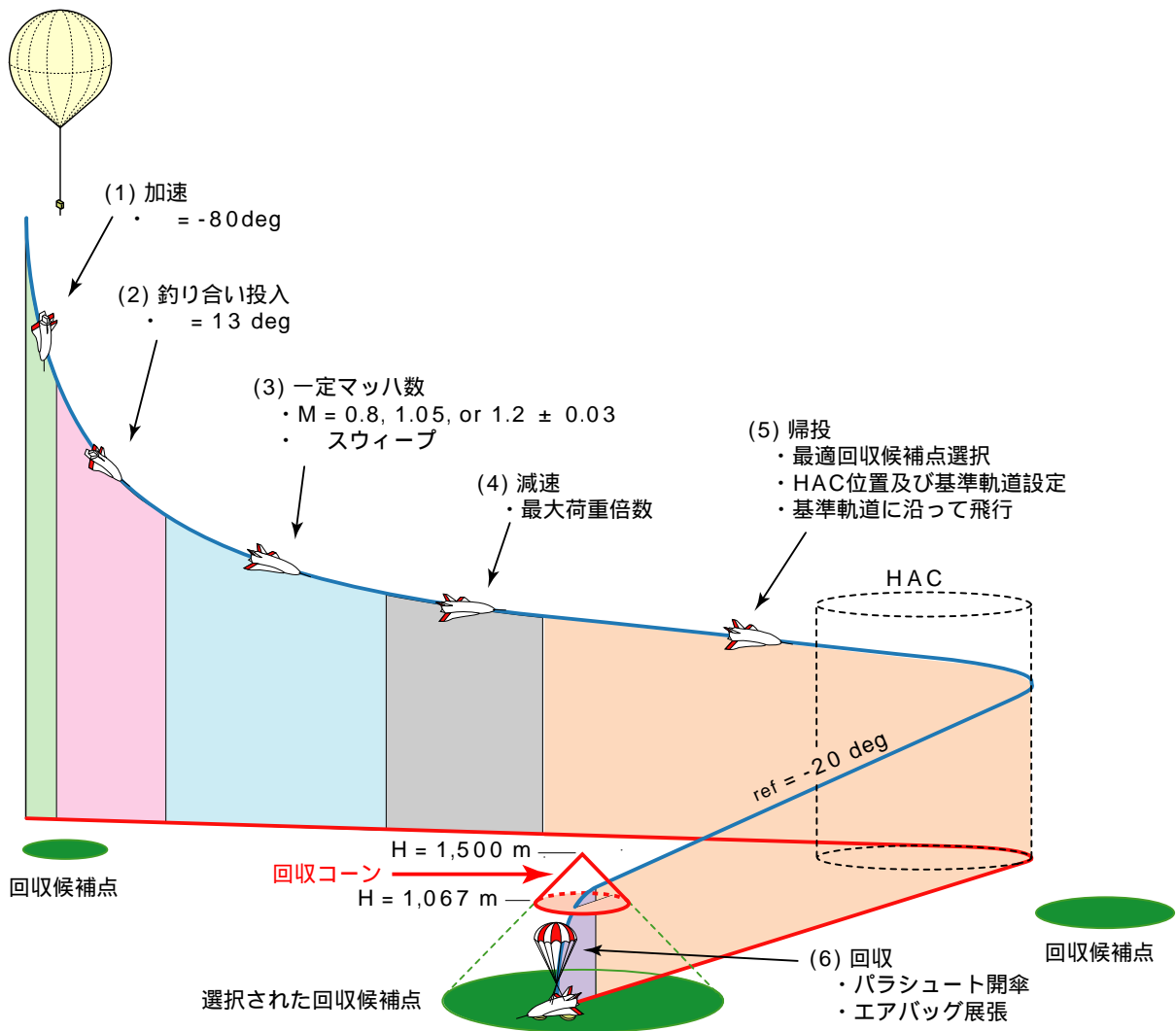


図 A3.1-1 誘導フェーズ

### (1) 加速フェーズ

機体のピッチ姿勢角を $-80^\circ$ に保ち、加速を行う。ここで、初期設計における迎角 $0^\circ$ 保持から変更した理由は、姿勢角が $-90^\circ$ を越えてオイラー角が不連続に変化することを避けたためである。

なお、加速フェーズから減速フェーズまでの4フェーズでは横・方向誘導は実施せず、制御系においてバンク姿勢角及び横加速度を0に制御することとした。これは、一定マッハ数フェーズにおいて可能な限り良好な縦空力特性を取得するという観点から、初期フェーズでは対称飛行を実施し、回収点への誘導は帰投フェーズにおいて実施することとしたためである。

加速フェーズにおいて、動圧-マッハ線図上で、事前に定められたフェーズ切り換え線に到達した時点で、釣り合い投入フェーズに移行する。このフェーズ切り換え線の設定ロジックについては、A3.2項で詳細に述べる。

### (2) 釣り合い投入フェーズ

一定マッハ数フェーズでは静的な空力特性推定を行うため、準定常釣り合い飛行が要求される。一方、加速フェーズでは動的飛行を行っているため、準定常飛行になめらかに移行する目的で、一定迎角を保持して飛行する釣り合い投入フェーズを両フェーズのインターフェースとして設定した。一定マッハ数フェーズは迎角 $13^\circ$ から開始することとしたため、釣り合い投入フェーズでは迎角 $13^\circ$ を保持して飛行する。

釣り合い投入フェーズにおいて、マッハ数が[目標値-0.03]を越えた時点で一定マッハ数フェーズに移行する。

### (3) 一定マッハ数フェーズ

初期設計と同じく、マッハ数を(目標値 $\pm 0.03$ )の範囲で保持しつつ、 $13^\circ$ から $0^\circ$ までの迎角スウィープを行う。

一定マッハ数フェーズにおいて、(迎角が下限( $0^\circ$ ))に達し、)マッハ数が[目標値-0.03]を下回った時点で一定マッハ数フェーズを終了し、減速フェーズに入る。

### (4) 減速フェーズ

回収目標点への誘導を行う帰投フェーズでは高い機動性が要求されるため、機動性を向上させる目的で、マッハ数0.75まで最大荷重倍数条件下で減速するフェーズを一定マッハ数フェーズと帰投フェーズのインターフェースとして設定した。

減速フェーズにおいて、マッハ数が0.75を下回った時点で帰投フェーズに入る。

### (5) 帰投フェーズ



帰投フェーズに入った時点で、複数設定されている回収区域(直径 3km の円)の中から、自らのダウンレンジ能力範囲内で最良のもの(区域内の地表面の状態により、事前に評価・設定された優先順位による)を選定し、そこに向かう基準軌道を設定して、その基準軌道に沿って飛行する。この詳細ロジックについては A3.3 項で述べる。

帰投フェーズの誘導目標点は、図 A3.1-2 に示すように、選択された回収区域中心の直上 1,300m とした。この高度は、パラシュート側の条件により設定された開傘許容高度範囲(1,067m～1,500m)の、ほぼ中間として設定した。

帰投フェーズから回収フェーズへの切り替えは、ゴールライン方式として、誘導目標点に至る基準軌道を含む鉛直面と直行し、かつ誘導目標点を含む鉛直面に機体が到達した時点で切り替える(回収系を作動させる)。

なお、誘導制御系の設計要求条件の 1 つとして、「帰投フェーズ終了時の機体位置が、図 A3.1-2 の回収コーンに入ること」という条件を設定した。これは、パラシュート開傘後の降下率が 6m/s 程度、実験場付近の高度 1,500m 以下の水平風は、 $3\sigma$  分散値で 6m/s 程度であることから、パラシュート開傘後の沈下経路角は最も浅い場合でも $-45^\circ$ であり、回収コーン内でパラシュートが開傘されれば、必ず回収区域内に接地するためである。

### A3.2 加速 / 釣り合い投入フェーズの切り替えロジック

加速フェーズから釣り合い投入フェーズに移る切り換え線は、以下のロジックにより設定した。

- i) 高度-飛行経路角(H- $\gamma$ )線図上において、所望の目標マッハ数を保持する軌道を、迎角  $13^\circ$  から  $0^\circ$ まで初期点を変えながら複数描く(図 A3.2-1(a)の青実線、青破線は迎角等高線、ただし目標マッハ数 1.2 の場合の例)。この青実線のいずれかが、一定マッハ数フェーズの軌道となる。
- ii) 上記マッハ数保持経路の初期点から迎角  $13^\circ$  保持軌道を逆時間で解き、経路を描く(図 A3.2-1(b)の赤実線)。これらの軌道に対し、マッハ数等高線を描く(同、赤破線)。この赤実

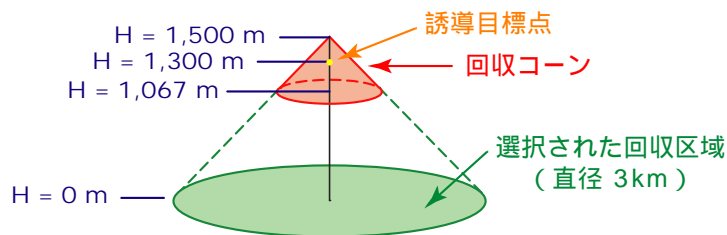
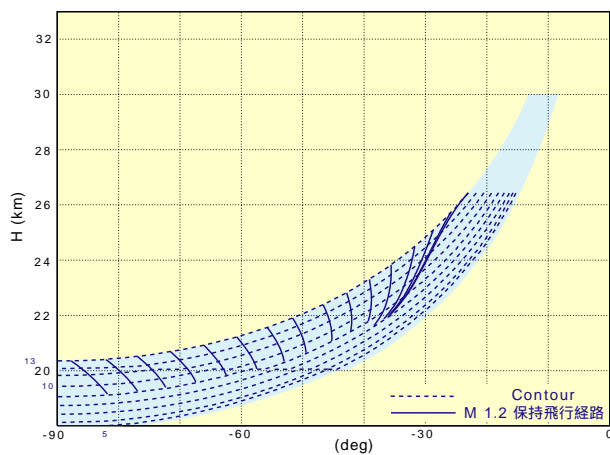


図 A3.1-2 誘導目標点と回収コーン

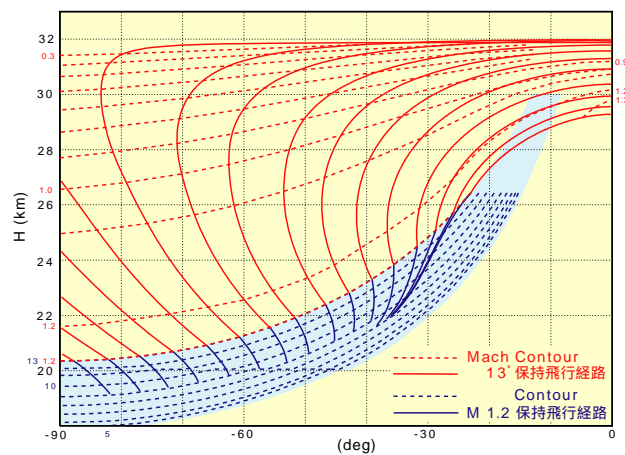


線のいずれかが、釣り合い投入フェーズの軌道となる。

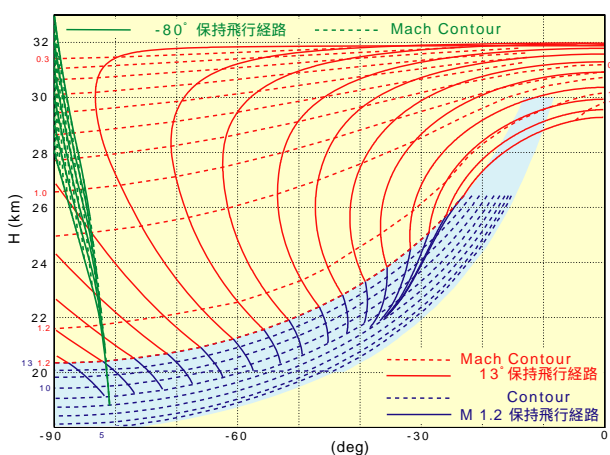
- iii) 分離高度を変え、ピッチ姿勢角 $-80^\circ$ 保持経路を複数描く(図 A3.2-1(c)の緑実線)。これらの軌道に、マッハ数等高線を描く(同, 緑破線)。この緑実線のいずれかが、加速フェーズの軌道となる。
- iv) 図 A3.2-1(d)は 図 A3.2-1(c)の拡大図であるが、ii)とiii)のマッハ数等高線(赤及び緑破線)について、同じマッハ数の等高線が交わる点を繋いで線を描き(同, 紫実線), この線を加速/釣り合い投入フェーズの切り換え線とする。すなわち, 図 A3.2-1(d)において, いずれかの緑実線に沿って一定姿勢角 $-80^\circ$ で降下してきた機体が, 紫実線と交差した時点で迎角 $13^\circ$ に引き起こし, 赤実線に乗り換える。
- v) 切り換え線を, 高度-経路角線図から動圧-マッハ数線図上に書き写し, オンラインでの切り替え線到達判断は, 動圧-マッハ数線図上で行う。これは, 高度をパラメータとした場合, 大気状



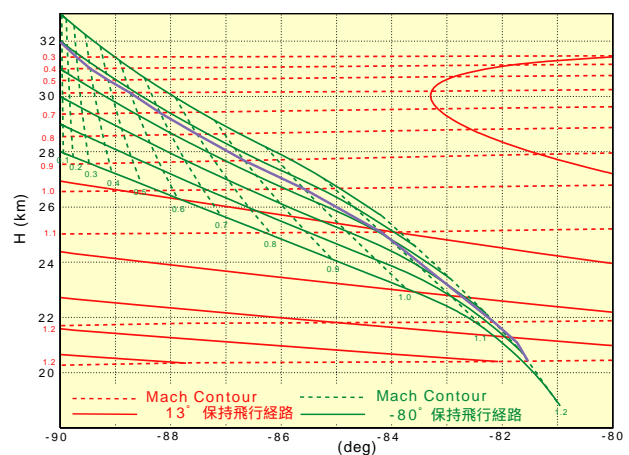
(a) 一定マッハ数保持軌道



(b) 迎角 $13^\circ$ 保持軌道



(c) ピッチ姿勢角 $-80^\circ$ 保持軌道



(d) フェーズ切り換え線

図 A3.2-1 加速/釣り合い投入フェーズ切り換えロジック

態の変化により飛行状態が影響を受けると考えたことと、飛行経路角は直接計測されていないことによるものであり、一方、動圧とマッハ数をパラメータとしておけば、大気状態等の影響を受けにくく、またこれらのパラメータは、制御においても重要なパラメータとして使用されるため、正確な計測が保たれているからである。

なお、実際のフェーズの切り替えでは、ピッチ姿勢角 $-80^\circ$ から迎角 $13^\circ$ までの引き起こしに、ある程度の時間が必要であるが、誘導系設計段階では考慮しておらず、後の制御込みの6自由度シミュレーションによって、この影響を考慮した誘導則の修正を行った。

### A 3.3 帰投フェーズ詳細

ここでは、帰投フェーズの誘導系詳細設計結果を示す。

#### A3.3.1 飛行経路角の設定及び水平風制限

帰投フェーズでは、次項で述べる基準軌道の設定及び回収区域の選定を容易にするため、対地飛行経路角一定の飛行を行い、対気速度の制御は行わない方針としたため、対気速度は飛行時の風条件により異なることになる。ところが、対気速度には以下で述べる制約があるため、積極的に対気速度制御を行わない限り、風に対する制限が生じることになる。ここでは、帰投フェーズでのノミナル対地飛行経路角の設定と、それに対応する水平風に対する飛行制限を設定する。

回収フェーズにおいて使用するパラシュートの開傘許容高度は $1,500\text{m}\sim 1,067\text{m}$ 、開傘時の対気速度は $103\text{m/sEAS}$ 以下と制限があった。したがって、この高度範囲では $103\text{m/s}$ が対気速度上限となる。これ以上の高度では機体の動圧制限より $160\text{m/sEAS}$ が速度上限である。一方、速度の下限はフロントサイド限界である。そこで飛行速度に対する制約の厳しいパラシュート開傘高度域における水平風制限値が最も緩くなるような飛行経路角をノミナル飛行経路角と設定し、それに基づいて帰投フェーズ全飛行高度域での水平風制限を求めることとした。

パラシュート開傘高度域の上下限( $1,000\text{m}$ ,  $1,500\text{m}$ )におけるV- $\gamma$ 線図(V<sub>EAS</sub>保持の釣り合い、前後水平風パラメータ)を描いた(図 A3.3-1(a)及び(b))。濃黄色部分がパラシュート開傘制限及びフロントサイド制限による飛行不可領域である。図から解るように、飛行経路角が浅くなると追風制限は緩和され、向風制限は厳しくなる。前後水平風制限は、追風制限と向風制限の厳しい方となるため、これらを同一値とする飛行経路角を設定することが最も効率的となる。図より、その最適飛行経路角は $-22\text{deg}$ であり、その時の前後水平風制限は $17.5\text{m/s}$ となることがわかる。なお、対地飛行経路角と水平風の速さを一定とし、水平風の向きを $360^\circ$ 変化させた場合、対気飛行経路が無風時に比べて最も

浅く、すなわち対気速度が最も遅くなるのは向風の場合、対気飛行経路角が最も深く、すなわち対気速度が最も早くなるのは追風の場合である。そのため水平風制限は前後水平風制限で決まり、前後水平風制限が水平風制限となる。したがって、基準経路の飛行経路角を $-22^\circ$ とすれば、この高度範囲では、水平風が、向きによらず  $17.5\text{m/s}$  以下であれば飛行が成立することになる。

次に帰投フェーズで飛行する全高度範囲内(高度約  $13,000\text{m}$  以下)で、高度  $2,500\text{m}$  刻みで  $V\text{-}\gamma$  線図を同じく描いた。その内、高度  $5,000\text{m}$  と  $10,000\text{m}$  の結果を図 A3.3-1(c)及び(d)に示す。この範

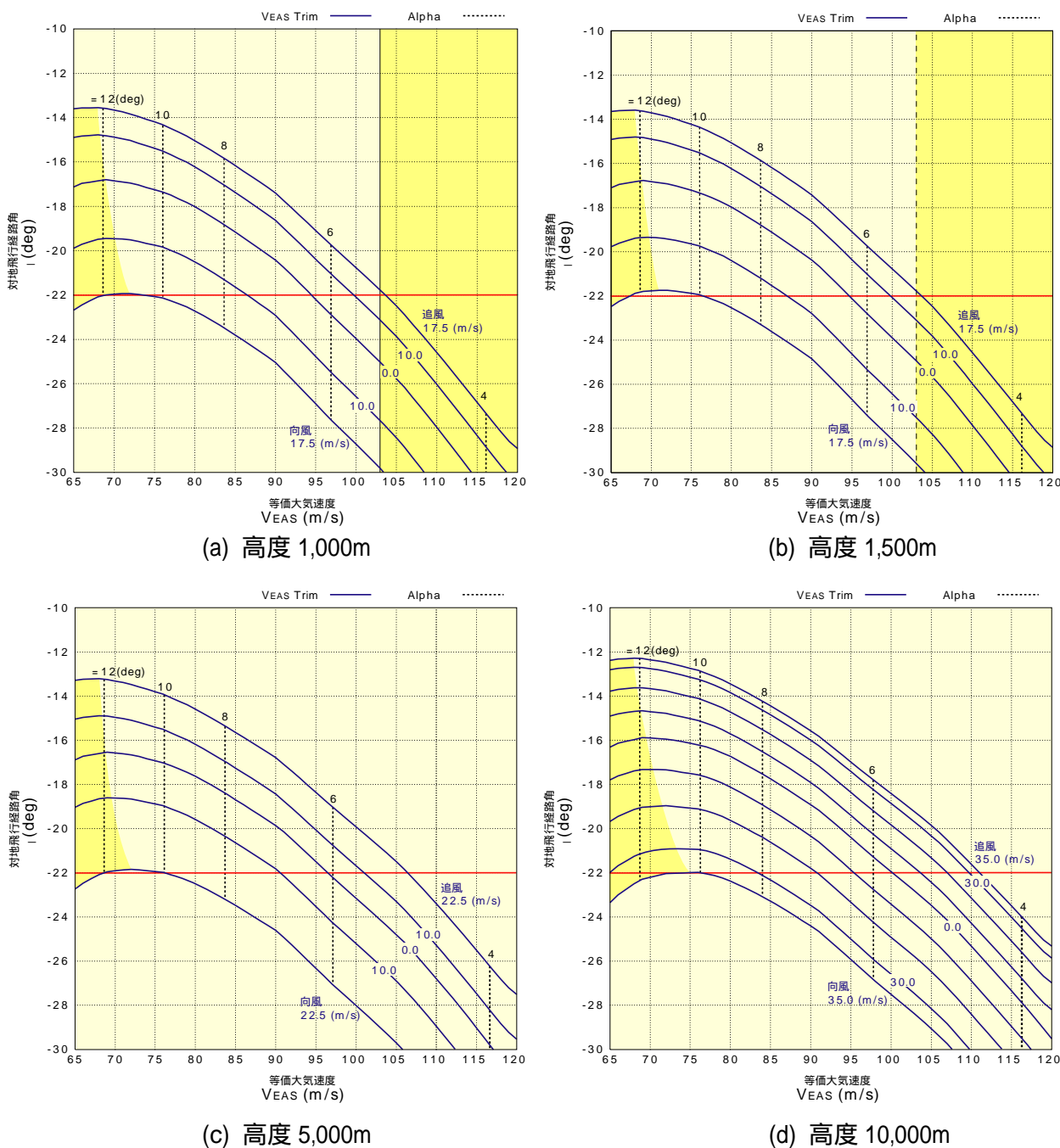


図 A3.3-1 飛行経路角の設定

囲では低速限界はフロントサイド制限, 高速限界は機体動圧制限 160m/sEAS である. この速度制限内で, 先に設定したノミナル対地飛行経路  $-22\text{deg}$  で飛行できる水平風制限を読みとると, いずれの高度でも向風制限により決定し, その値は高度 5,000m で 22.5m/s, 高度 10,000m で 35.0m/s となる.

これらを整理し, 各高度における水平風制限値を表 A3.3-1 のように設定した. 実験場であるエスレンジの気象統計データを調査した結果, 一部高度域での  $3\sigma$  分散水平風がこの制限をわずかに逸脱するものの, 逸脱量はわずかであり, 飛行時に迎角制限を設けることにより, 対気速度の制限逸脱は防ぐことができること, これによる基準軌道からの逸脱は, 回収フェーズ開始までの飛行により十分補償できることから, 実験を実施する上で支障はないことが確認された.

### A3.3.2 基準軌道の設定

ここでは, 帰投フェーズにおける基準軌道の設定ロジックを示す.

帰投フェーズでは対地飛行経路角 ( $-22^\circ$ ) が一定であるため, 同フェーズに入った時点での高度により, 回収フェーズに入る (高度 1,300m に到達する) までの平面図上の飛行距離 (ダウンレンジ能力) は決定される. そこで, 目標点に至る基準軌道の設定は, 飛行途中で1回だけ, 仮想的な円筒である HAC (Heading Alignment Cylinder) の表面に沿って旋回して目標点に到達するものとし, 丁度回収目標点に到達するよう, HAC 位置を調整して基準軌道を設定することとした. その概念を図 A3.3-2 に示す. 図で目標ダウンレンジと示されたものが飛行可能距離である. HAC が手前過ぎると高度 1,300m に到達した時点では誘導目標点を通り越し, 逆に遠方過ぎると目標点まで到達できず, その間に適切な HAC 位置が1カ所のみ存在する. この適切な HAC 位置を帰投フェーズに入った時点で算出し, 基準軌道を決定する.

### A3.3.3 回収区域の設定とオンボードでの最適回収区域の選定

上述のように帰投フェーズでの基準軌道を設定する場合, 到達可能範囲内に少なくとも1カ所回収目標点が存在する必要がある, 逆にそのように回収区域の分布を設定することが要求される.

上記手順で基準軌道を決める場合, 最も遠方まで到達できるのは, フェーズ開始後, 直ちに HAC 旋回を行うケースであるので, 帰投フェーズ開始時の位置から見た到達可能範囲は図 A3.3-3 に示すように決まる. ここで, 帰投フェーズ開始時の高度を最低 11km とすると, 帰投フェーズ終了 (回収系パラシュート開傘) 時の高度は最高 1,500m であるから, その間の高度沈下量 ( $\Delta H$ ) は, 最小で 9,500m と

表 A3.3-1 水平風制限

高度(m)	1,000 ~ 1,500	2,500	5,000	7,500	10,000	12,500
水平風制限(m/s)	17.5	19.0	22.5	27.5	35.0	47.0

なる。飛行経路角  $\gamma_{ref}$  は、前項で設定したように $-22^\circ$ である。また、 $R_{HAC}$ は HAC の半径であり、大きなバンク角を取らずに旋回できる値として3.5kmと設定した。これらを用いると、図 A3.3-3 の到達可能範囲は決定する。この到達可能範囲に内接する円の半径は、

$$[\Delta H \cdot \cot(-\gamma_{ref}) + \{\Delta H \cdot \cot(-\gamma_{ref}) - R_{HAC} \cdot \pi\} / 2 = \{23.5(\text{km}) + 12.5(\text{km})\} / 2 = 18 (\text{km})$$

ただし、帰投フェーズ開始点後方の凹形状の到達不可能領域に回収目標点に来て、かつ最悪の水平風が吹く確率は低く、また、その場合には若干基準軌道の高度を上げて到達距離を伸ばす努力をすることで対処できるため、この部分は到達可能と見なしている。したがって、飛行許可エリア(エスレンジの Zone B)内の任意の点(帰投フェーズが開始される可能性がある点)を中心とする半径 18km の円内に必ず1個の回収区域が存在するように設定すれば飛行は成立する。この条件を満たすよう、Zone B 内を現地調査し、回収区域を設定した。このようにして設定した 14カ所の回収区域は第4章

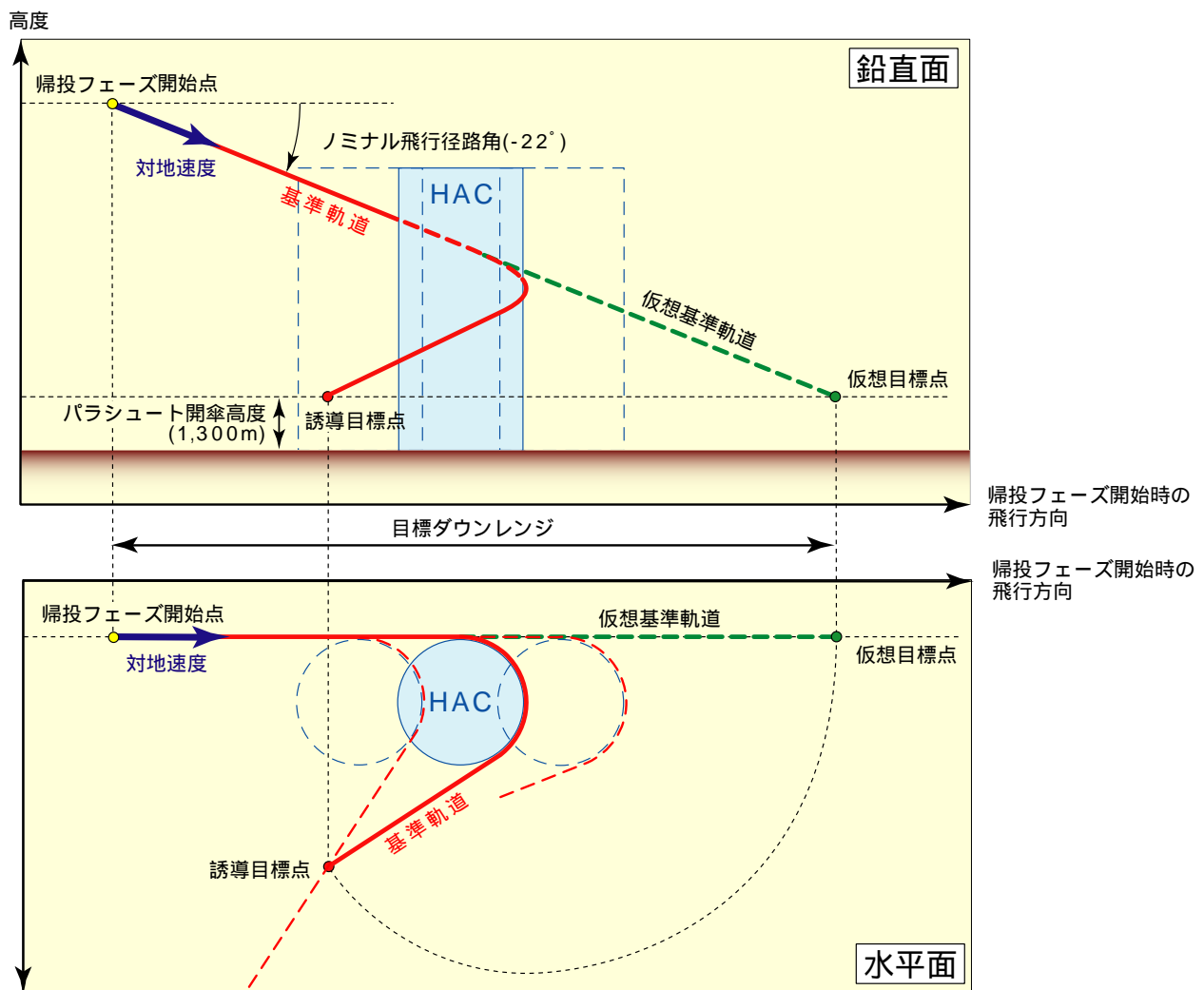


図 A3.3-2 帰投フェーズ基準軌道の設定

の図 4.4.1-2 に示している. 全ての回収区域は現地調査を行い, 平坦で障害物の少ないという評価基準に従って優先順位を付けた. 図 4.4.1-2 で, 回収区域横に記された 1 から 14 までの番号はその優先順位である.

オンボードでは, 帰投フェーズに入った時点で図 A3.3-3 の到達可能範囲を算出し, その中に(少なくとも 1 カ所)含まれる回収候補点の内, 最も条件のよいもの, すなわち図 4.4.1-2 に示した優先順位番号が最も若いものを誘導目標点として選択し, 基準軌道の設定を行う.

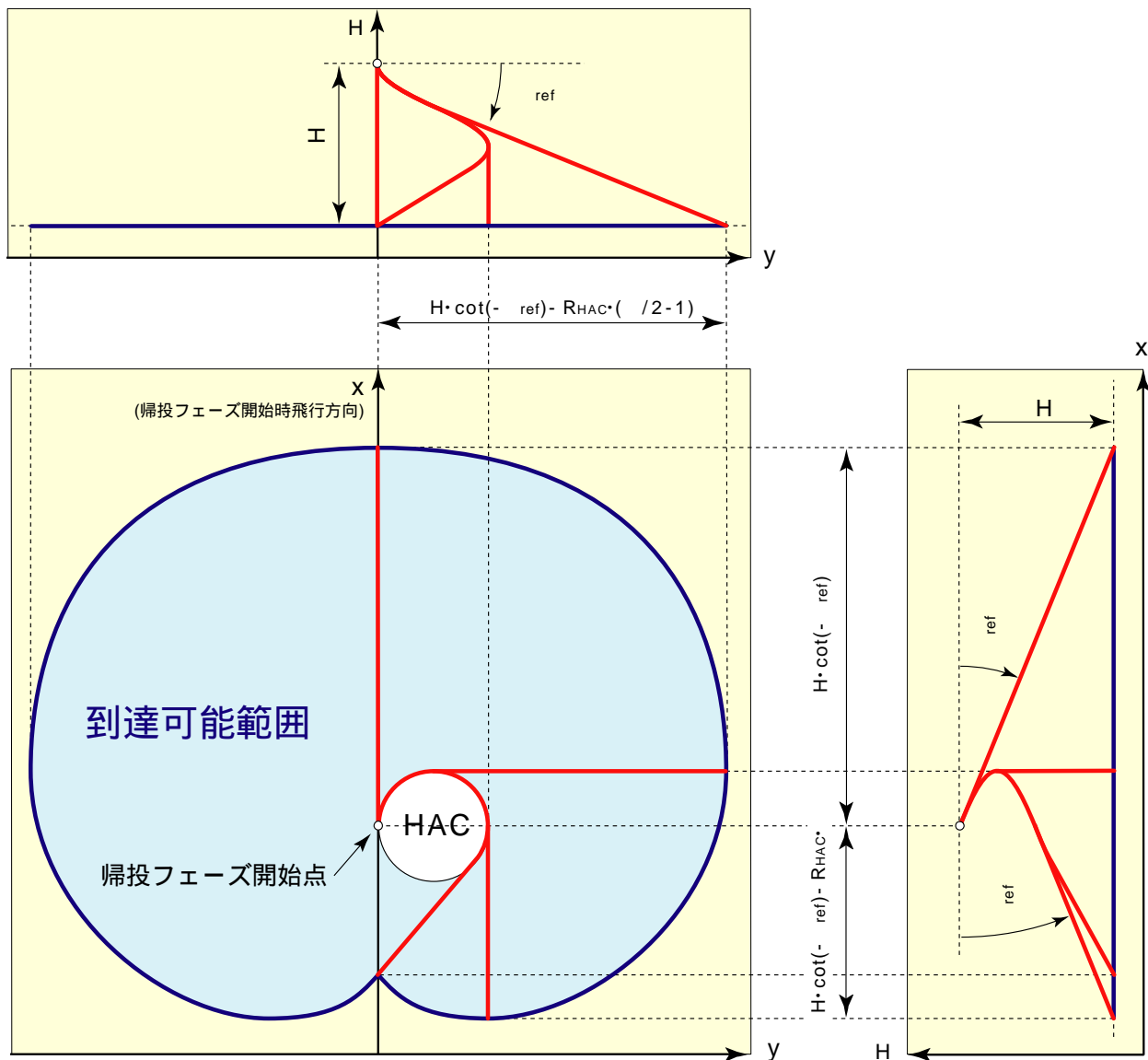


図 A3.3-3 帰投フェーズでの到達可能範囲

## 付録4 高速飛行実証フェーズ 空力特性評価結果

ここでは、高速飛行実証フェーズⅡ第1回飛行により推定された空力特性と、設計空力モデル及び風洞試験あるいはCFDにより得られた空力特性とを比較した結果を示す。

### A4.1 設計空力モデルとの比較<sup>103)–105)</sup>

まず、飛行試験推定結果と、高速飛行実証開発段階において誘導制御系の設計等に使用された設計空力モデルとの比較を示す。なお、高速飛行実証フェーズⅡの機体は、HOPE-Xの相似形状であるため、その設計開発に当たっては、新たに風洞試験は行わず、既存のHOPE-X風洞試験データに基づくHOPE-X空力モデルを設計空力モデルとして使用した。しかし、実証機はピトー・ブーム、各種アンテナなど、HOPE-Xとは異なる形状部分があるため、実証機形状での簡易CFD解析を行い、これらの形状差に伴う空力特性の差が設計に影響を与える程大きくないことを確認した後、設計を開始した。また、設計段階途中においても、新たに実証機の18%縮尺形状の風洞模型を製作し(後掲の図A4.2.1-1の風洞試験写真参照)、JAXA-2m×2m遷音速風洞において風洞試験を実施して、設計空力モデルに問題ないことを再確認している。

第1回飛行試験の一定マッハ数フェーズにおいて取得されたデータを用いて、釣り合い状態、すなわち、エレベータが釣り合い舵角を取った状態での実証機の縦3分力空力係数を推定した結果を図A4.1-1に示す(図4.4.3-2の再掲)。図中、青+印が飛行試験推定結果、赤実線が設計空力モデルによる予測値を示し、設計空力モデル周りの薄赤網掛け領域が想定空力モデル誤差(バリエーション)を表している。ピッチング・モーメントは空力基準点(63.5%LB)まわりのものである。飛行試験推定結果の内、揚力係数及び抗力係数は、加速度データを元に、ピッチング・モーメント係数は、ピッチ角速度を数値微分することにより得られるピッチ角加速度(飛行が準静的であることから、ほぼ0)を元に推定されるモーメントに、揚力及び抗力により発生する空力基準点まわりのモーメントを加えることにより算出している。設計空力モデルによる空力係数は、飛行データの舵角、マッハ数に対応する値であり、空力モデルから算出された釣り合い舵角での値ではない。

この図によると、飛行試験推定結果と設計空力モデルは、モデル誤差の範囲内で一致しているが、ピッチング・モーメント特性では、飛行試験推定の方が、設計空力モデルに比べて頭上げ方向にオフセットしていることが目立つ。

図A4.1-2は、飛行試験の一定マッハ数フェーズにおけるエレベータ舵角(左右エレボン舵角の平均値)を、迎角を横軸に表示したものであり、比較対象として設計空力モデルを用いて計算した釣り合いエレベータ角をあわせて表示している。なお、設計空力モデルによる釣り合いエレベータ舵角の

計算では、飛行試験の一定マッハ数フェーズ中の全サンプル点での[迎角, マッハ数]データに対応して計算しているため、同じ迎角でもマッハ数の微小な差により複数の舵角が表示されている。これを見ると、上記ピッチング・モーメントのバイアスが、エレベータ舵角に換算すると $1^{\circ} \sim 1.5^{\circ}$ に対応することがわかる。

図 A4.1-3(a)は、一定マッハ数フェーズ中に計測されたエレボン・ヒンジ・モーメントを、設計空力モデルに基づく値と共に示したものである。上図のエレベータ舵角「飛行試験データ」とは、飛行試験における左右エレボン舵角の平均値であり、図 A4.1-2 に示した「飛行試験データ」と同じである。また、下図のヒンジ・モーメント「飛行試験データ(右)」及び「飛行試験データ(左)」は飛行試験計測値、「設計空力モデル(右)」及び「設計空力モデル(左)」は、飛行試験データのパラメータ[迎角, マッハ

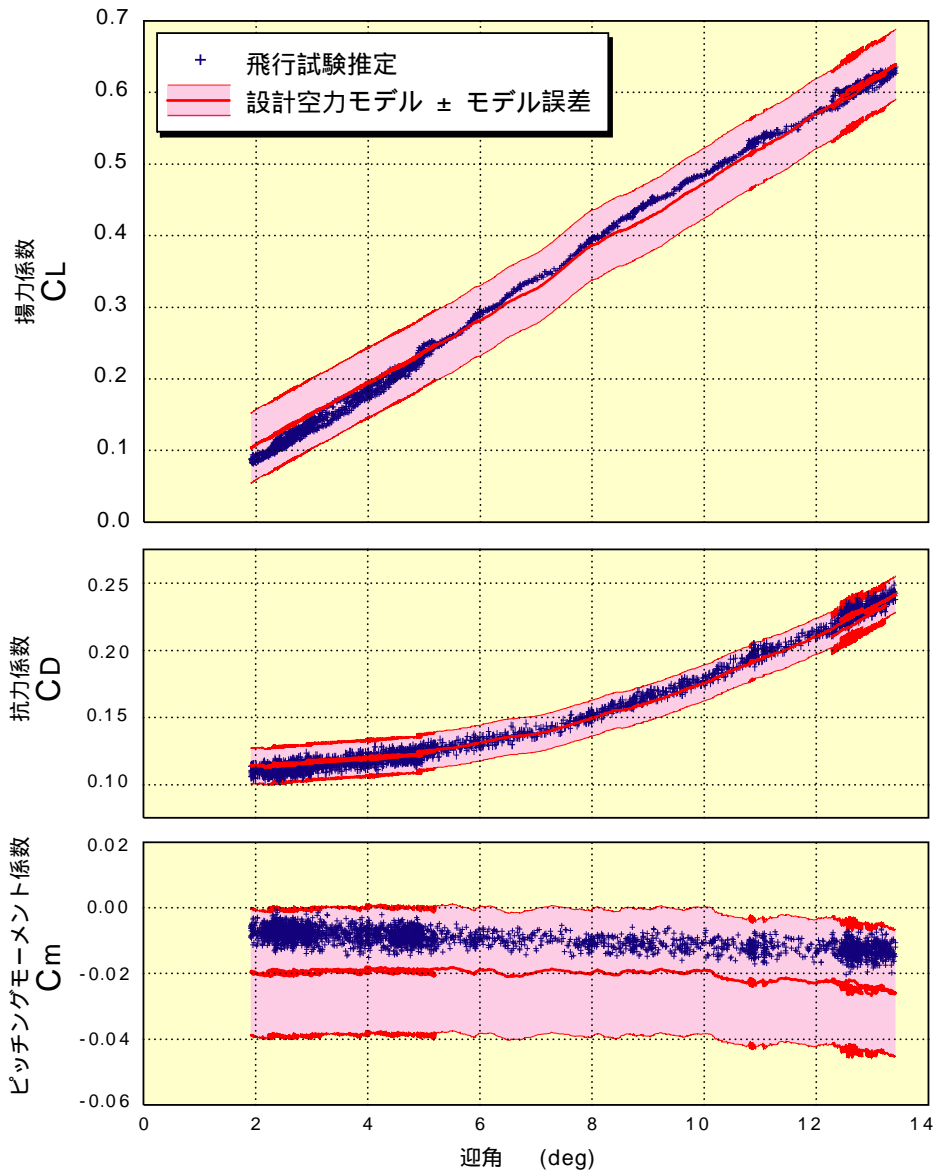


図 A4.1-1 縦三分力係数推定結果



数, 左右それぞれのエレボン舵角]に対応した設計空力モデルの値である. ここでも飛行試験データと設計空力モデルにバイアスが見られ, 同じ舵角に対するヒンジ・モーメントが異なることから, エレボンの舵効きに差があることがわかる. この差の極性は, 上記ピッチング・モーメントのバイアスと一致しており, ピッチング・モーメントの差が, 舵効きの差によるものである可能性が考えられる.

エレボン・ヒンジ・モーメントの差をピッチング・モーメントの差に換算することは困難であるため, 次に釣り合いエレベータ舵角に対応するヒンジ・モーメントの比較を行った. 図 A4.1-3(b)に結果を示す. 図中, 「飛行試験データ(左右エレボン平均)」と記したものは図 A4.1-3(a)の飛行計測値である「飛行試験データ(左)」及び「飛行試験データ(右)」の平均値である. 一方, 「設計空力モデル(飛行試験

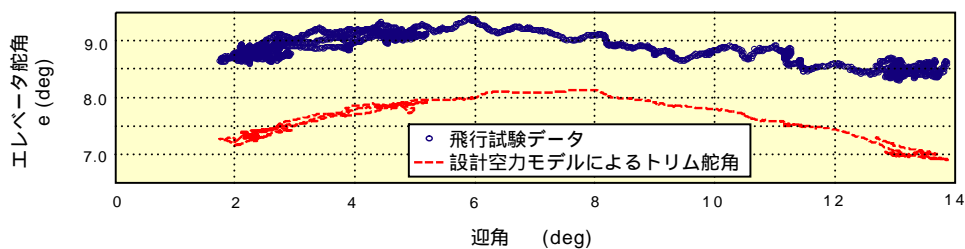
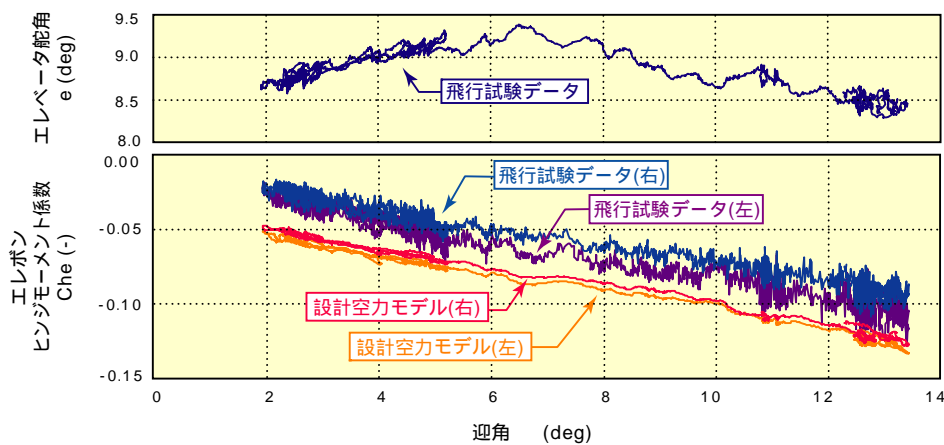
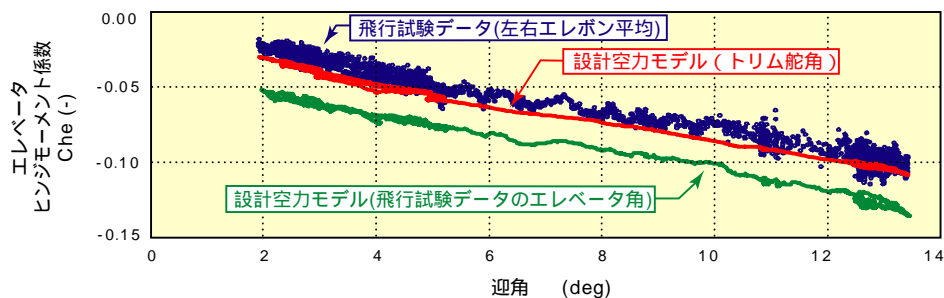


図 A4.1-2 トリム舵角



(a) エレボン



(b) エレベータ

図 A4.1-3 ヒンジ・モーメント

データのエレベータ角)」及び「設計空力モデル(トリム舵角)」と記したものは、いずれも設計空力モデルに基づく値であるが、前者は図 A4.1-2 の「飛行試験データ」のエレベータ角に対応した値、後者は同図の「設計空力モデルによるトリム舵角」に対応する値である。すなわち、前者は設計空力モデルとしては釣り合い状態ではないが、後者は釣り合い状態となったものである。これを見ると、後者の「設計空力モデル(トリム舵角)」は、かなり飛行試験データに近い値となっており、飛行中及び風洞中において、共に釣り合った状態ではエレベータ舵角には $1^{\circ}$ から $1.5^{\circ}$ の差があるものの、エレボン・ヒンジ・モーメントはほぼ等しいことを示す。すなわち、図 A4.1-3 (a)の、同じ舵角に対する飛行データと設計空力モデルのエレボン・ヒンジ・モーメントの差が、図 A4.1-1 のピッチング・モーメントの差にほぼ対応することを表しており、この差がエレボンの舵効きの差によるものである可能性が高くなった。

図 A4.1-4 は、同じく飛行試験において計測されたベース面及びボディ・フラップ上面の圧力値を風洞試験結果(マッハ数 0.8, エレベータ舵角  $9^{\circ}$ )と併せて示したものである。計測した圧力孔は、ベース面に 12 カ所、ボディ・フラップ上面に 4 カ所配置し、風洞模型と実証機の圧力孔位置は可能な限り一致させている。図 A4.1-4 では、ベース面 12 個、ボディ・フラップ上面 4 個の計測値のそれぞれの平均値を示している。これによると、ベース面圧力にバイアスが見られるが、これがピッチング・モーメントに与える影響は小さく、ピッチング・モーメントの差の原因とは考え難い。一方、ボディ・フラップ上面については両者の結果がほぼ一致しており、こちらもピッチング・モーメントの差の原因ではない。

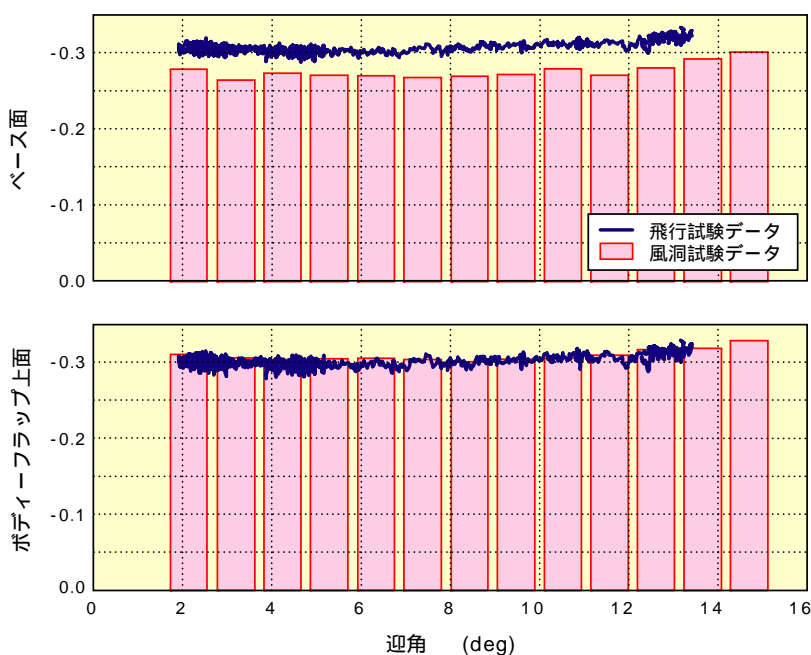


図 A4.1-4 ベース面 / ボディ・フラップ上面圧力

以上、第1回飛行試験結果から推定した実証機の縦空力特性では、揚力係数及び抗力係数については設計空力モデルと良く一致したが、ピッチング・モーメント係数にはバイアスが見られ、その原因は設計空力モデルの基となった風洞試験におけるエレベータ舵効き特性の誤差である可能性が示された。

#### A4.2 JAXA / CNES 高速飛行実証フェーズ 空力共同研究<sup>105) - 107)</sup>

ここでは、飛行試験により推定された空力特性と、JAXA/CNES 共同研究に基づいて実施された風洞試験結果及び CFD により推定された空力特性との比較結果を示す。

##### A4.2.1 JAXA/CNES 共同研究の概要

高速飛行実証フェーズ II を共同実施した CNES とは、飛行実証の共同実施だけではなく、本プロジェクトの目標として設定された技術分野である空力及び誘導制御における共同研究も実施した。その内、空力技術に関しては、飛行試験後、日仏双方において高速飛行実証フェーズ II 実証機形状について、飛行試験における飛行状態を模擬した風洞試験及び CFD 解析を実施し、飛行試験結果も含めて、それらの結果を両機関共同で比較検討・解析することを通して、両国の風洞試験及び CFD 技術の向上を図るものである(図 A4.2.1-1 参照)。なお、フランス側の作業は、実際は CNES の指示の下で、実務は ONERA (フランス国立航空宇宙研究所) が実施した。

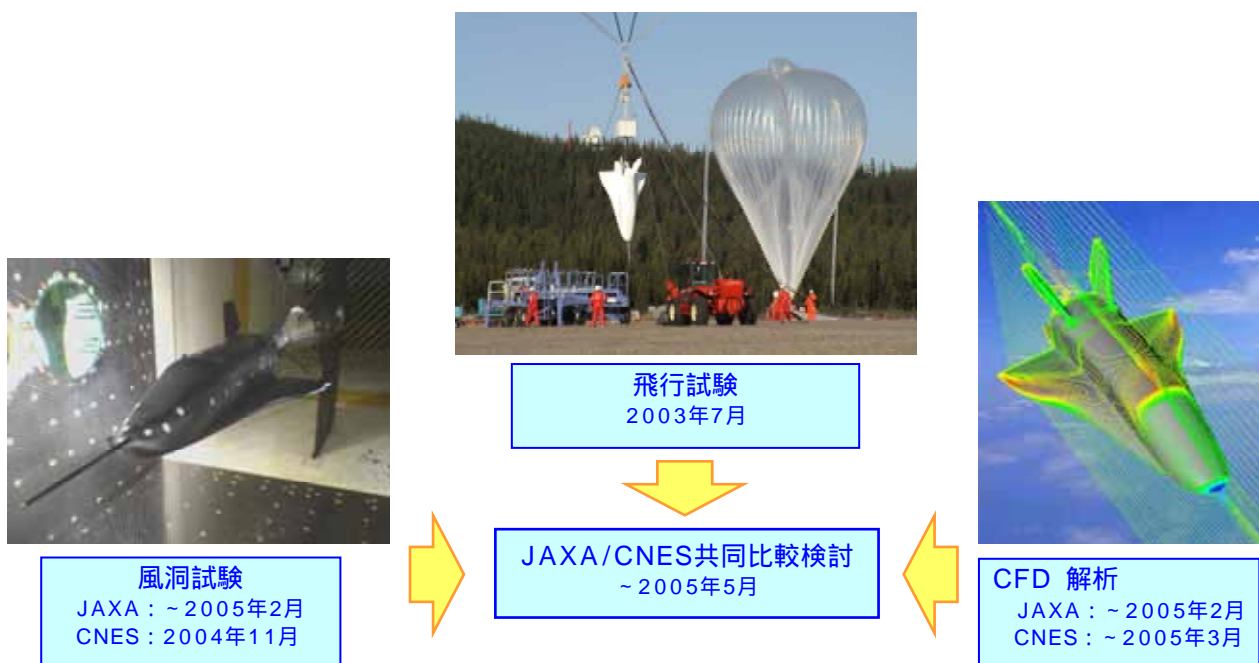


図 A4.2.1-1 CNES/JAXA-HSFD 空力共同研究のイメージ

(1) 風洞試験

飛行試験後、JAXA/CNES 双方において、同一の 18%スケール高速飛行実証機模型を用いて、第1回飛行試験における一定マッハ数フェーズでの飛行状態を模擬した状態での風洞試験を行った。この模型は、飛行試験前に設計空力モデルの確認のために実施した風洞試験に用いたものである。実施した試験ケース一覧を表 A4.2.1-1 に示す。使用風洞は、JAXA は飛行前の確認風試と同じく JAXA-2m×2m 遷音速風洞、CNES は ONERA S2Ma である。なお、次の A4.2.2 項に示すこれらの風洞試験結果では、Re 補正等の補正は行われていない。

(2) CFD 解析

CFD 解析についても、飛行試験後に、第1回飛行試験での一定マッハ数フェーズでの飛行状態を模擬した状態での解析を JAXA/CNES 双方で行った。また、風洞試験におけるスティングの影響も評価するため、スティング付き状態での計算も行った。ケース一覧を表 A4.2.1-2 に示す。

A4.2.2 データの比較と評価

ここでは、設計空力モデル、JAXA/CNES 共同研究に基づいて実施された風洞試験及び CFD 解析と、飛行試験により推定された実証機の空力特性を比較検討した結果を示す。図 A4.2.2-1 は、これらすべての結果を図示したものである。飛行データ及び設計空力モデルについては 4.4.3 項に示したものと同一である。JAXA-風洞試験及び ONERA-風洞試験と示したものは、表 A4.2.1-1 に示した風洞試験結果を補間することにより、飛行試験データにおけるマッハ数及び迎角に対応する空力係数を求めて表示したものである。

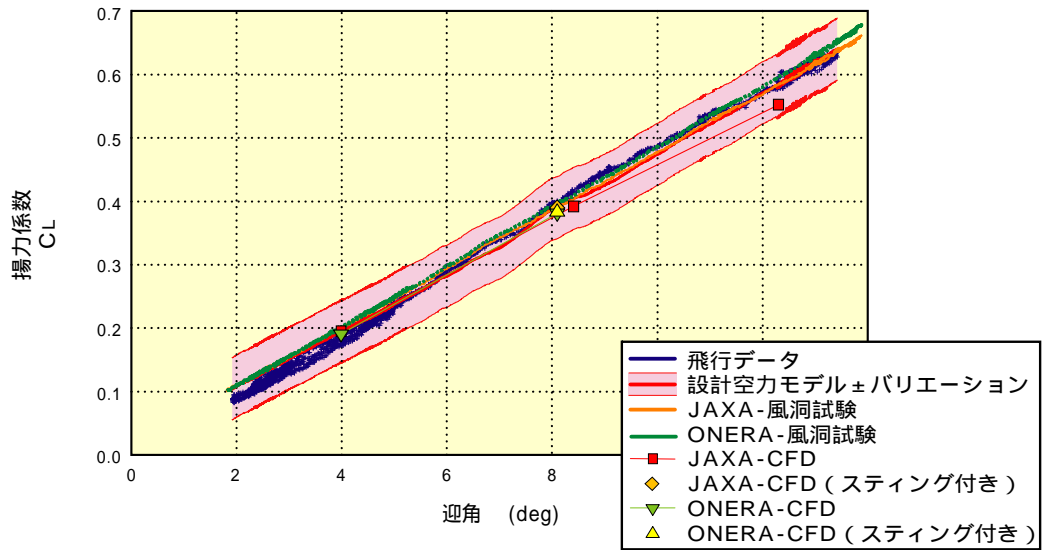
表A4.2.1-1 JAXA/CNES 風洞試験ケース一覧

ケース#	マッハ数	迎角	横滑り角	エレベータ	Re数(x10 <sup>6</sup> )	
					JAXA	CNES
	0.75				8.6	10.1
	0.80	-5° ~ 20°	-5° / 0° / 5°	8° / 9° / 10°	8.9	10.9
	0.85				9.1	11.6

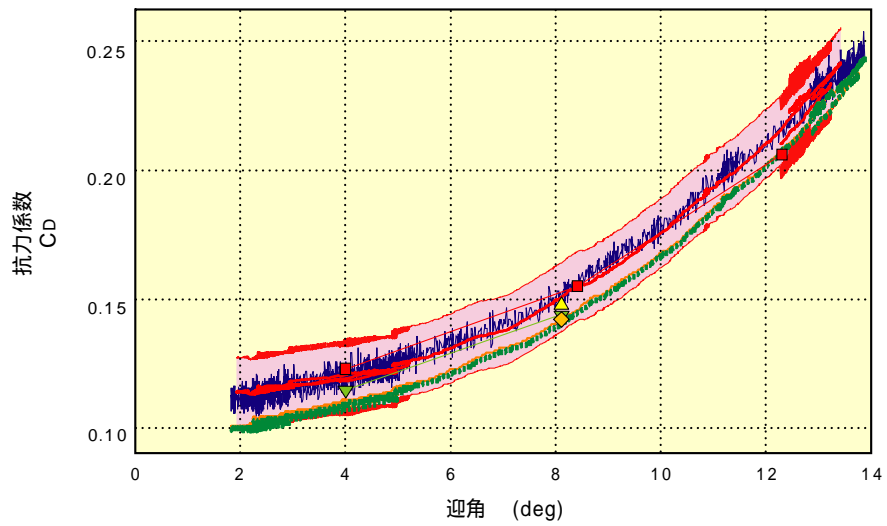
使用風洞 JAXA:2m×2m遷音速, CNES:ONERA S2Ma  
 使用模型 実証機18%スケール(全試験同一模型を使用)

表A4.2.1-2 JAXA/CNES CFDケース一覧

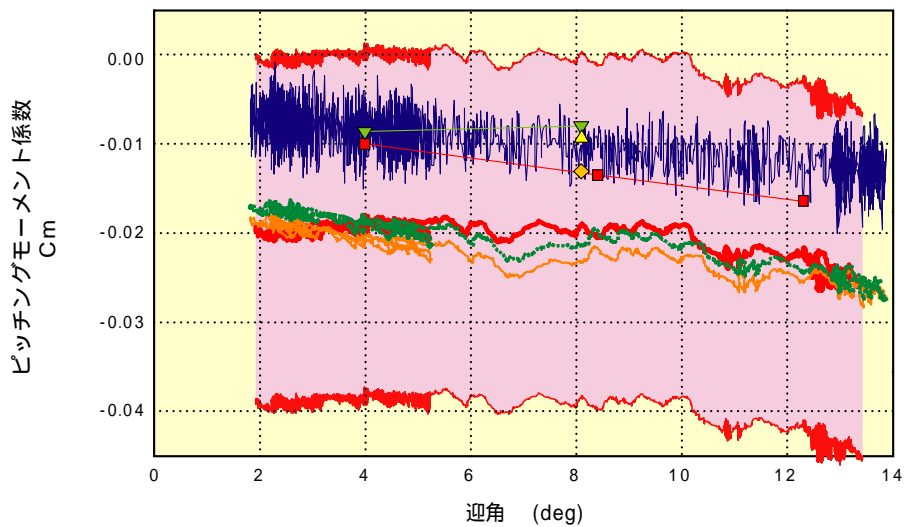
ケース#	マッハ数	迎角	エレベータ	Re数(x10 <sup>6</sup> )	スティング
	0.80	4.0°	9°	11.7	無
	0.81	8.1°	9°	10.97	有
	0.81	8.1° (CNES) 8.4° (JAXA)	9°	10.6	無
(JAXAのみ実施)	0.81	12.4°	9°	9.33	無



(a) 揚力係数



(b) 抗力係数



(c) ピッチング・モーメント係数

図 A4.2.2-1 空力特性比較

まず、これらの結果を見ると、抗力係数の低迎角領域での ONERA-風洞試験を除いて、すべての結果が設計空力モデル±予測誤差(バリエーション)の範囲に入っており、予測誤差の設定が適切であったことがわかる。

揚力係数について見ると、低迎角域での飛行試験と、高迎角域での JAXA-CFD が若干外れているものの、ほとんどの結果がかなり良く一致している。低迎角領域の飛行試験データはばらつきが大きくなっているが、これは揚力係数のみでなく、抗力、ピッチング・モーメント係数においても見られる。これは図 4.4.3-1 に示すように、低迎角域では横・方向の安定性劣化により横滑り角の振動が発生しており、その影響によるものと思われる。揚力係数に関して言えば、このばらつきの上限は他の結果と近く、この横滑り角振動を押さえることができれば、他の結果に近いデータが得られる可能性がある。

続いて抗力係数を見ると、JAXA-風洞試験及び ONERA -風洞試験の結果が、他の結果に比べて低い側にバイアスしている。JAXA によって実施されたステイング付きの CFD 結果はステイング無しに比べて低い側にシフトしており、これらの風洞試験では、この影響が出た可能性がある。なお、設計空力モデルの元となった HOPE-X 風洞試験もステイング支持により実施されたが、別途上方ステイング支持によりベース面圧力計測を行い、これらの結果を組み合わせる空力モデルを作成しているため、ステイングの影響が小さかったものと考えられる。この結果から、飛行試験データは信頼性が高いと言える。

最後に、飛行試験データと設計空力モデルに差が見られたピッチング・モーメント係数であるが、設計空力モデルを含む 3 種類の風洞試験による結果はかなり良く一致しており、飛行試験データとは差が見られる。しかしながら、CFD による結果は JAXA/CNES とも飛行試験データに近い。また、JAXA-CFD によると、ステイングの影響もほとんど見られない。この結果から考察すると、風洞試験では、ステイング以外の、例えば風洞壁等の影響により推定誤差が発生し、飛行試験データの方が正しい特性を表している可能性が考えられるが、今後一層の検討が必要である。