

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の飛行データを用いた不確かさを含む 空力特性の推定

Estimation of Aerodynamic Coefficients of D-SEND#2
with Uncertainty from Flight Data

二宮 哲次郎, 牧野 好和, 石川 敬掲, 苅野 秀和, 矢入 健久, 富田 博史
NINOMIYA Tetsujiro, MAKINO Yoshikazu, ISHIKAWA Hiroaki, KARINO Hidekazu
YAIRI Takehisa and TOMITA Hiroshi

2021年9月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1	はじめに	2
2	D-SEND#2 の概要と飛行実験データ	3
2.1	D-SEND#2 について	3
2.2	空力モデル設定方法	4
2.3	飛行実験データ	4
3	推定方法と検証方法	4
3.1	空力係数の推定方法	4
3.2	誤差解析方法	7
4	推定結果	10
4.1	6 分力の推定結果	10
4.2	誤差伝播解析結果	10
4.3	推定結果のまとめ	14
5	CFD との比較・検証	15
5.1	CFD 解析の概要	15
5.2	引き起こしフェーズの比較	16
5.3	滑空フェーズの比較	17
5.4	ダイブフェーズの比較	18
5.5	計測フェーズの比較	19
5.6	CFD との比較まとめ	19
6	まとめ	20
	参考文献	20
	Appendix	22
A	α の補正について	22
A.1	α のテレメトリデータの異常について	22
A.2	ADS の補正方法	23
B	ガウス過程回帰による空力モデル作成	25
B.1	なぜガウス過程回帰を用いたか	25
B.2	ガウス過程回帰の概要	26
B.3	空力係数推定の流れ	27
B.4	空力係数の推定結果	28

D-SEND#2 の飛行データを用いた不確かさを含む空力特性の推定

二宮 哲次郎^{*1}, 牧野 好和^{*2}, 石川 敬掲^{*2}, 荻野 秀和^{*3}, 矢入 健久^{*3}, 富田 博史^{*1}

Estimation of Aerodynamic Coefficients of D-SEND#2 with Uncertainty from Flight Data

NINOMIYA Tetsujiro^{*1}, MAKINO Yoshikazu^{*2}, ISHIKAWA Hiroaki^{*2}, KARINO Hidekazu^{*3},
YAIRI Takehisa^{*3}, TOMITA Hiroshi^{*1}

ABSTRACT

D-SEND is a project to demonstrate a low sonic boom aerodynamic design concept. In the #2 part of this project, the flight test was conducted at the Esrange Space Center in Sweden. Three Boom Measurement Systems (BMSs) were set up in the Zone-B flight test area. A BMS comprises a series of microphones attached to the mooring cable of a blimp to record the sound of the sonic boom generated by the test vehicle at various heights above the ground, and associated ground support facilities. The vehicle is lifted to an altitude of 30 km suspended vertically from a balloon, and separates when it drifts to within a given distance from any one of the BMSs. After separation, the vehicle's onboard flight control computer selects one of the BMSs as a target according to the separation point. The vehicle then autonomously flies to the selected BMS and establishes prescribed sonic boom measurement flight conditions in its vicinity. Since this controller uses a detailed mathematical model of the vehicle, it is quite important to evaluate the accuracy of the mathematical model. The aerodynamic coefficients and their uncertainties are estimated, and they are compared to the aerodynamic model for the controller design.

Keyword: Flight test, Aerodynamic Coefficient, Estimation

概要

D-SEND プロジェクトは、ソニックブームの低減をするための空力設計技術を飛行実証するための飛行実験であり、プロジェクトの2番目の飛行実験となるD-SEND#2では、無推力の有翼機体を高層気球で高度約30 kmから分離し、機体に搭載された飛行制御用コンピュータにより目標としたソニックブーム計測システム(BMS)に向けて自律的に飛行し、目的の状態量を実現する。飛行制御系は、空力モデルを含む詳細な数学モデルを使用したアルゴリズムを採用しているため、数学モデルの正確さが制御性能を左右する。本稿では、この飛行実験で得られたデータより不確かさを含めた空力特性の推定を行い、設計時の空力モデルとの比較を行う。さらに飛行実験後に行われた検証目的のCFDとの比較により、飛行データから推定した空力特性の妥当性を確認する。

記号と略語

記号

$()_{TLM}$	テレメトリデータより得られた観測値
$()_x, ()_y, ()_z$	変数ベクトルの機体軸成分
α, β	迎角, 横滑り角

* 2021年7月27日受付 (Received July 27, 2021)

^{*1} 航空技術部門 飛行技術研究ユニット (Flight Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

^{*2} 航空技術部門 航空システム研究ユニット (Aviation Systems Research Unit, Aeronautical Technology Directorate)

^{*3} 東京大学大学院工学系研究科 (Graduate School of Engineering, University of Tokyo)

$\delta_e, \delta_a, \delta_r$	エレベータ舵角, エルロン舵角, ラダー舵角
ω	角速度ベクトル
a	加速度ベクトル
F_a	空気力による外力
M_a	空気基準点周りモーメント
M	重心周りのモーメント
b, c	翼幅, 翼弦長
C_l, C_m, C_n	ローリングモーメント係数, ピッチングモーメント係数, ヨーイングモーメント係数
C_L, C_D, C_Y	揚力係数, 抗力係数, 横力係数
I	慣性テンソル
$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$	慣性モーメント, 慣性乗積
L, D, Y	揚力, 抗力, 横力
l_x, l_y, l_z	重心と空力基準点の距離
m	質量
p, q, r	機体軸座標系で表した機体角速度
Q	動圧
S	翼面積

略語

ADS	Air Data Sensor
D-SEND	Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom
JTAS	JAXA-Tohoku university Aerodynamic Simulation
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes equation

1 はじめに

宇宙航空研究開発機構は、これまで次世代の超音速旅客機実現のための研究を推進してきた。多くの課題の中で最も重要なソニックブームを半減する設計技術を飛行実証するため、低ソニックブーム設計概念実証プロジェクト、通称 D-SEND プロジェクトを実施した¹⁾。

このプロジェクトは、D-SEND#1 および#2 という二つの飛行実験から構成されている。D-SEND#2 飛行実験では、低ブーム設計技術を用いて開発された非軸対称の無推力実験機を、成層圏気球により高度約 30 km まで吊り上げてから分離し、重力による加速を利用して超音速飛行を実現する。機体先端および後端から発生するソニックブームの音響データを計測し、低ブーム性能を実証することが目的である。D-SEND#2 はエスレンジ実験場において 2013 年夏と 2015 年夏に 2 回の飛行実験が実施された。本稿では、2015 年に実施された D-SEND#2 の第 2 回飛行実験で得られた飛行実験データを取り扱う。

このように自律的な飛行を行う無人機による飛行実験では高度な制御技術が必要となる。そこで D-SEND#2 では、機体の運動に関する詳細な数学モデルを制御系内部に組み込んだ誘導制御系を開発した²⁾。誘導制御系の設計に際しては、機体モデルに対して各種パラメータに関する誤差モデルを設定し、その誤差の範囲で飛行試験の成功確率が十分高くなるように、モンテカルロ法による評価を実施して制御系のチューニングを実施していた^{3),4)}。

D-SEND#2 飛行実験では低ブーム性能を実証するために、観測されるソニックブームを発生する時点での飛行条件に対して、ある一定の範囲に入っているような要求があった。飛行試験ではその要求を満足したものの、マッハ数の制約条件の 1.2-1.4 に対して 1.39 を記録しており、目標としていたマッハ数 1.3 より大きくなっていった。このことから、誘導制御系設計時に使用した空力モデルの妥当性について評価することが本論文の目的である。

飛行データから空力モデルを推定する研究は、これまで数多く行われている⁵⁾⁻⁷⁾。参考文献 5) では、回帰分析と最尤推定により空力特性の推定を行い、さらにシステム同定の手法を用いて、周波数領域における空力特性の推定を行っている。参考文献 6) では、NASA ラングレー研究所における空力特性推定への取り組みが紹介されており、飛行試験データから様々な手法を用いて機体の運動特性を明らかにしようとしている。参考文献 7) では、戦闘機の亜音速から遷音速領域の翼面状の圧力分布について、飛行試験、風洞試験、CFD の結果の比較を試みている。しかしな

がら、これらの文献では飛行試験データから空力特性の推定を行うことに焦点が当てられており、事前に地上試験から作成した空力モデルとの比較は行われていない。

本稿では、D-SEND#2の飛行データから不確かさを含む空力特性の推定を行い、誤差モデルを含む空力モデルと比較を行った。さらにCFDによる空力モデルの検証結果と比較を行い、推定の妥当性について評価した。本稿の構成は、以下の通りである。第2章で飛行実験データの概要と推定方法について述べ、第3章で推定方法と検証方法について述べる。第4章で推定結果を示し空力モデルと比較し、第5章ではCFDによる事後解析の結果と比較を行い、空力モデル設定時の問題点についてまとめる。第6章で結論及び今後の課題について述べる。

2 D-SEND#2の概要と飛行実験データ

2.1 D-SEND#2について

まず、D-SEND#2の実験機及び実験の概要について述べる。実験機は図1に示すとおり無推力の機体で、左右に全可動式のスタビレータ、及び垂直尾翼にラダーがついており、スタビレータの同相操舵をエレベータ、異相操舵をエルロンとして扱い、これら3舵で飛行制御を行う。主要諸元を表1に示す。

図2にD-SEND#2の飛行実験の概要を示す。飛行実験は、スウェーデンのエスレンジ実験場のZONE-Bと呼ばれる試験エリアで実施した。実験では、ZONE-Bの南端にある放球場より実験機を懸吊した成層圏気球を放球し、

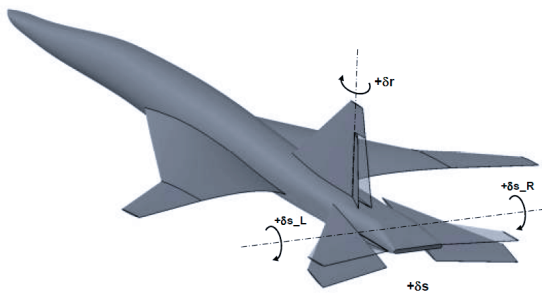


図1: S3CMの機体形状と舵面構成

表1: 主要諸元

項目	諸元
胴体長	7.68 m*
全幅	3.51 m
主翼面積	4.89 m ²
平均空力翼弦長	1.91 m
質量	1 000 kg

* ピトー管除く

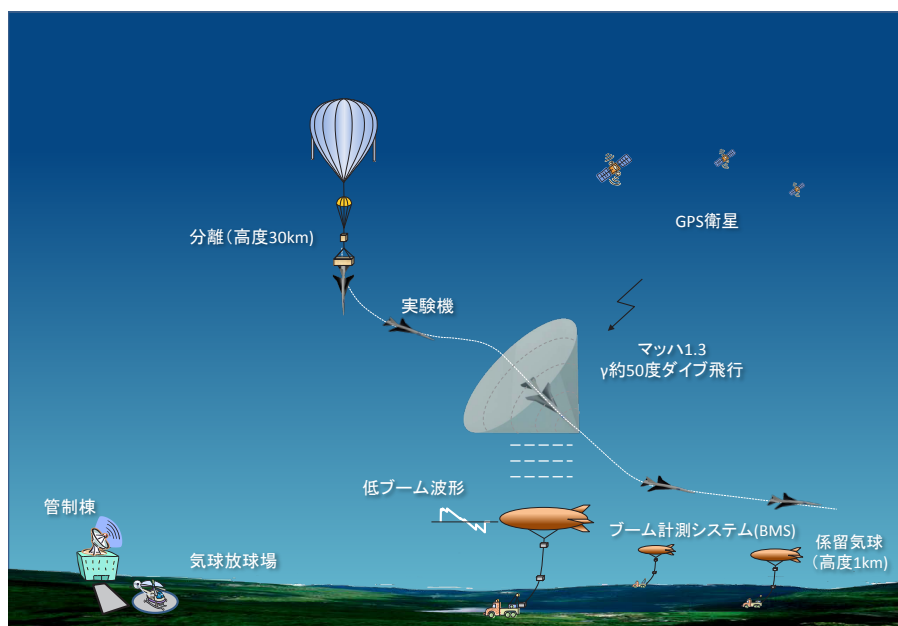


図2: D-SEND#2 飛行実験の概要

高度約 30 km まで上昇後、機体が分離される。分離された時点で、搭載計算機により目標とするブーム計測システム (BMS) を選択する。飛行開始時の速度はほぼ 0 m/s であり、自由落下しながら速度が増加していく。D-SEND#2 は、誘導制御系が管理する飛行フェーズにより、運動が大きく変化する。飛行フェーズの概要を表 2 に示す。自律誘導と自動制御によって BMS に向けた飛行を行い、BMS 上空でブーム計測要求を満足する目標飛行状態を実現する。

この飛行実験の特徴は、無推力の機体を用いた飛行実験である。従って推力がなく、燃料を消費しない。 C_L を推定するうえで課題となる飛行中の重量変化や、 C_D を推定するうえで課題となる正確な推力の見積もりが不要であるため、空力特性を評価・検証するうえでは極めて有利な条件を備えた飛行実験となっている。

表 2: 飛行フェーズ

No	フェーズ	時間 [s]	概要
1	加速	0.00–33.96	加速及び飛行方位制御
2	引き起こし	33.98–69.96	滑空フェーズに向けた引き起こし
3	滑空	69.98–96.26	滑空飛行による BMS までのレンジ調整
4	ダイブ	96.28–108.66	再加速のためのダイブ飛行
5	計測	108.68–123.26	目標飛行状態を実現し BMS 上方でソニックブームは発生

2.2 空力モデル設定方法

誘導制御系設計などに使用した空力モデルは、CFD 解析および全機風洞試験結果に基づき、一部データについては、経験的推算法を援用して作成した。空力特性を、基本特性に差分形式の各空力効果 (操舵効果等) を積み上げる形式でモデル化している。空力データの設定方法の概要を表 3 に示す。

2.3 飛行実験データ

低速・低動圧時にはピトー管の計測誤差が非常に大きいため、迎角・横滑り角の誤差が大きくなる。信頼できるのは十分な速度を得る 20 秒以降となるため、これ以降の区間で空力特性の推定を行った。空力特性を推定する際に使用した区間の状態量を図 3 に示した。この図で示した状態量はテレメトリデータから得られたものだが、 α については Appendix A に示した補正を行ってある。この図からわかる通り、横・方向についての運動はほとんど行われていない一方で、縦については急激な引き起こしやダイブなどを行っていることがわかる。

3 推定方法と検証方法

3.1 空力係数の推定方法

運動方程式から、機体の加速度、角速度の変化率は以下の通り計算できる。

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{ax} \\ F_{ay} \\ F_{az} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right\} \quad (2)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3)$$

表 3: 空力モデル設定方法概要

項目	設定方法概要	
基本特性	縦特性	JTAS ^{8),9)} による Euler 解析 (半裁解析) により推算し, 抵抗係数については以下の項目を追加 <ul style="list-style-type: none"> ・ 表面摩擦モデル (濡れ面積推算, Re 数補正) ・ 雑抵抗モデル (突起物, ギャップ等) 横滑り角に対する変化分は全機風洞試験 (遷音速, 超音速) の結果から推算
	横・方向特性	全機風洞試験 (遷音速, 超音速) 及び追加風洞試験結果 (超音速) から風試ベースモデルを構築 (β 方向たわみ角反映, 器差補正実施) FaSTAR ¹⁰⁾ 及び JTAS による RANS 解析 (両舷解析) の結果に基づき風試ベースモデルを修正 付加物 (ピトー管, アンテナ, 全温度センサ, カメラ等) の影響を追加風洞試験結果 (超音速) に基づき修正
操舵特性	縦特性	全機風洞試験 (遷音速, 超音速) の結果に基づき推算
	横・方向特性	全機風洞試験 (遷音速, 超音速) 及び追加風洞試験結果 (超音速) から風試ベースモデルを構築 (β 方向たわみ角反映, 器差補正 * 実施) FaSTAR NS 解析 (両舷解析) の結果に基づき風試ベースモデルを修正
空力弾性効果	NASTRAN 解析による弾性変形効果を CFD 解析により推定 (主翼 + 後胴・スタビレータ)	
慣性力変形効果	NASTRAN 解析による慣性力変形効果を CFD 解析により推定	
動安定特性	DATCOM 法 ¹¹⁾ 及び他機例データ	

*:風洞試験において, 模型と模型を支えるスティングポッドの角度差により模型を回転させた際に生じる機体軸の傾きを, 横滑り角に変換して補正すること

機体に働く力を安定軸座標系で表した場合, この運動方程式の中で使われる外力及び外力モーメントは, 以下の通り表せる.

$$\begin{bmatrix} L \\ D \\ Y \end{bmatrix} = QS \begin{bmatrix} C_L \\ C_D \\ C_Y \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{M}_a = QS \begin{bmatrix} C_l \cdot b \\ C_m \cdot c \\ C_n \cdot b \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathbf{F}_a = \begin{bmatrix} L \sin \alpha - D \cos \alpha \\ Y \\ -L \cos \alpha - D \sin \alpha \end{bmatrix} \quad (6)$$

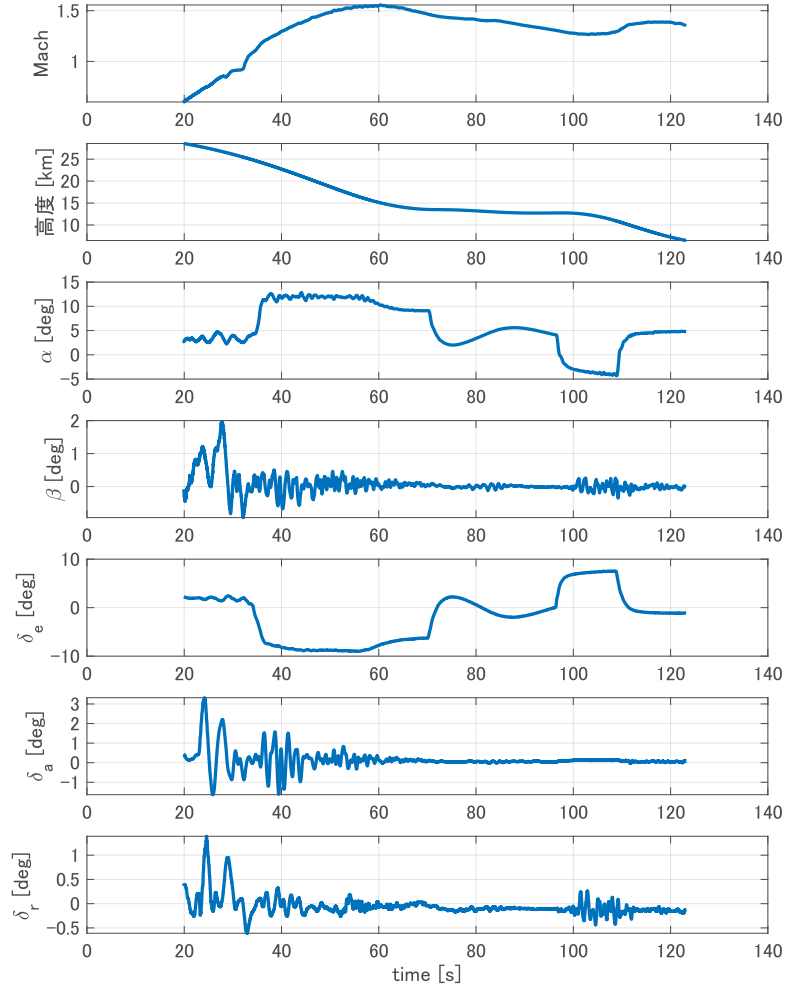


図 3: 推定時の状態量

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_a + \begin{bmatrix} F_{az} \cdot l_y - F_{ay} \cdot l_z \\ F_{ax} \cdot l_z - F_{az} \cdot l_x \\ F_{ay} \cdot l_x - F_{ax} \cdot l_y \end{bmatrix} = \mathbf{M}_a + \begin{bmatrix} 0 & -l_z & l_y \\ l_z & 0 & -l_x \\ -l_y & l_x & 0 \end{bmatrix} \mathbf{F}_a = \mathbf{M}_a + L_a \mathbf{F}_a \quad (7)$$

ただし,

$$L_a = \begin{bmatrix} 0 & -l_z & l_y \\ l_z & 0 & -l_x \\ -l_y & l_x & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

である。以上の関係に、以下の変換によりテレメトリデータを代入できる。

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{TLM} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} p & q & r \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} p_{TLM} & q_{TLM} & r_{TLM} \end{bmatrix}^T \quad (10)$$

$$Q = Q_{TLM} \quad (11)$$

$$\alpha = \alpha_{TLM} \quad (12)$$

以上より、以下の式で空気力およびモーメントを推算でき、そこから各空力係数を算出できる。

$$\mathbf{F}_a = m\mathbf{a} \quad (13)$$

$$L = F_{ax} \sin \alpha - F_{az} \cos \alpha \quad (14)$$

$$D = -F_{ax} \cos \alpha - F_{az} \sin \alpha \quad (15)$$

$$Y = F_{ay} \quad (16)$$

$$\mathbf{M}_a = I\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times I\boldsymbol{\omega} - L_a \mathbf{F}_a \quad (17)$$

ただし、 $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ については計測されていないため、 $\boldsymbol{\omega}$ の数値微分に移動平均フィルタをかけて処理することとする。

そこで、移動平均のパラメータにより、どのようになるのかを比較した結果を図4に示す。これは、それぞれ角速度の差分に基づく微分値とそれぞれ10点、20点、50点、100点の移動平均をとった結果である。ただし移動平均は平均に使用する点数の半分の遅れが生じるため、その分の補正をして使用している。この図から、10点の平均で十分滑らかになっていることが確認できる。以下では、10点の移動平均処理を施した角加速度を用いて推定を行った。

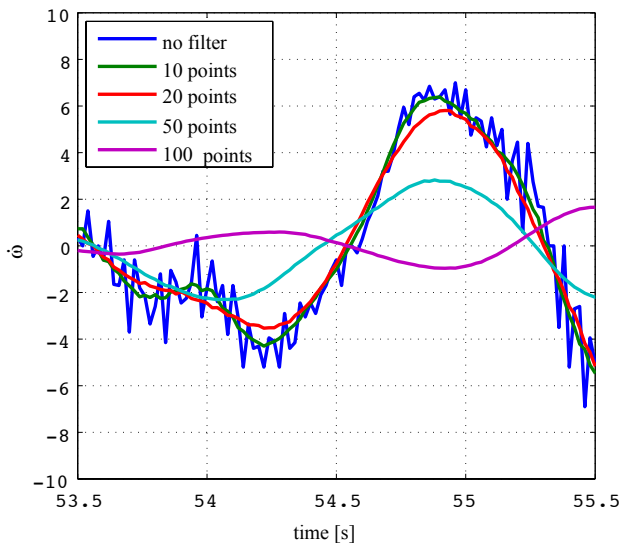


図4: 角加速度の移動平均フィルタの効果比較

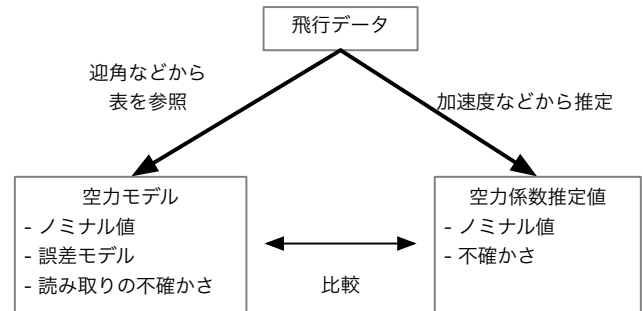


図5: 空力係数の比較方法

3.2 誤差解析方法

空力モデルと推定した空力係数を比較するに当たり、それぞれの誤差および不確かさを考慮する必要がある。ここでは、推定の不確かさと空力モデルの誤差・不確かさについて述べる(図5)。

今回の飛行実験結果では、横・方向運動がほとんど生じていないため、横・方向の空気力が小さく、得られた空力係数も非常に小さな値となった。その結果、不確かさを考慮すると比較するのが難しいため、本検討では縦3分力についてのみ検討を行う。

3.2.1 誤差と不確かさ

測定結果の信頼性を表す指標としては、「測定誤差」がGUM¹²⁾の発効以前から用いられてきた。測定誤差は、測定値 - 真値として定義され、通常、偶然誤差(ばらつき)と系統誤差(かたより)に分類される。後者は不可知量である真値からの距離を考える必要があり、その評価は原理的に困難を伴う。また偶然誤差と系統誤差の仕分けが判然としないことも多いため、測定誤差の評価は難しい。このような曖昧さを避け、一貫した手順で評価しうるものとして、「不確かさ」が導入された。GUMでは「不確かさ(uncertainty)」を次のように定義している。

不確かさの定義

測定の結果に付随した、合理的に測定量に結びつけられ得る値のばらつきを特徴づけるパラメータ

以上の考え方にに基づき、飛行データから推定する空力係数については、その不確かさを併せて評価する。

一方、航空機設計の分野で使用される機体に働く空気をモデル化した空力モデルは、迎角などの飛行条件を表すパラメータに対して、空力係数の値を算出できるようになっている。それに加えて、制御系を設計する際には通常誤差モデルが設定される。これは、空力モデルで定義された値をノミナル値として、実際の機体が飛行中に受ける空気を包含するような範囲を定義しようとしているものである。飛行データから推定した空力係数と空力モデルを比較するためには、飛行データに対応する条件で空力モデルから空力係数を算出する必要がある。この時、飛行データの条件には計測誤差が含まれており、それに起因する読み取り誤差が生じる(図6)。しかし計測する値の真値はわからないため、読み取り誤差に起因する不確かさを評価する。本稿では後述する方法により、この読み取り誤差に起因する不確かさを評価する。

表4に使用したテレメトリデータの誤差モデルをまとめた。これらは各センサの仕様などに基づいて設定した値である¹³⁾。ただし、センサ取り付け誤差については考慮していない。また、空力モデルでは動圧に応じた機体の変形を考慮しているため、動圧は空力モデルにも影響を与えている。表の影響範囲で示した通り、各センサのテレメトリデータの誤差は推定値または空力モデルの算出へ影響を与える。

3.2.2 空力モデルの誤差・不確かさの算出

3.2.1で述べた通り、空力モデルの誤差・不確かさには2通りある。ひとつは、テレメトリデータに含まれているセンサ情報に誤差があり、テーブルを参照する点がずれているために生じる不確かさ(空力モデル読み取りの不確かさ)である。もうひとつは空力誤差モデルとして定義されている誤差(空力誤差モデル)である。

空力モデル読み取りの不確かさ

空力モデル読み取りの不確かさについては、表4にまとめた各センサの計測値に含まれる計測誤差の影響を受ける。この不確かさを評価するために、参考文献14)の方法に従い、次のような評価を行った(表5)。各センサの誤差モデルで定義された確率分布に従って乱数を発生させ、読み取り誤差の大きさを評価する。モンテカルロシミュレーションにより多数回の試行を繰り返し、得られた読み取り誤差の分布を作成する。この誤差分布を、正規分布を仮定した

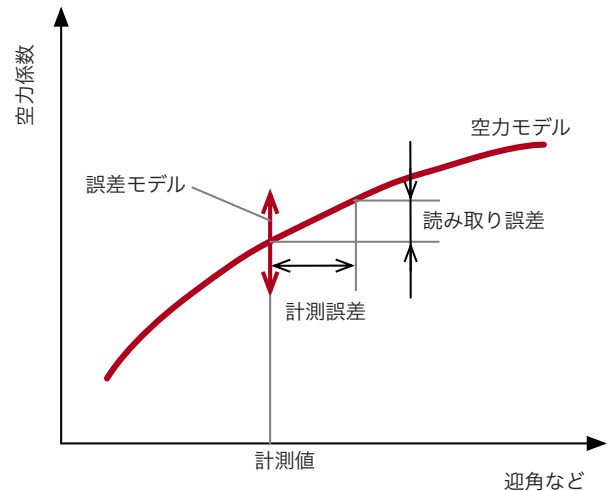


図6: 誤差モデルと読み取り誤差

表4: センサのバイアス誤差モデル(正規分布の 1σ の値)

変数	誤差値	影響範囲
高度	± 15 [m]	推定値/空力モデル
速度	± 1.27 [m/s] (水平) ± 2.5 [m/s] (垂直)	空力モデル
姿勢角	± 0.1 [deg]	推定値/空力モデル
角速度	± 0.0 [deg/s]	推定値/空力モデル
加速度	± 0.06 [m/s ²]	推定値/空力モデル (A_z のみ)
迎角, マッハ数, 動圧	高度とマッハ数に応じた	推定値/空力モデル
横滑り角, 対気速度	表で定義(図7)	空力モデル
舵角センサ	± 0.133 [deg]	空力モデル

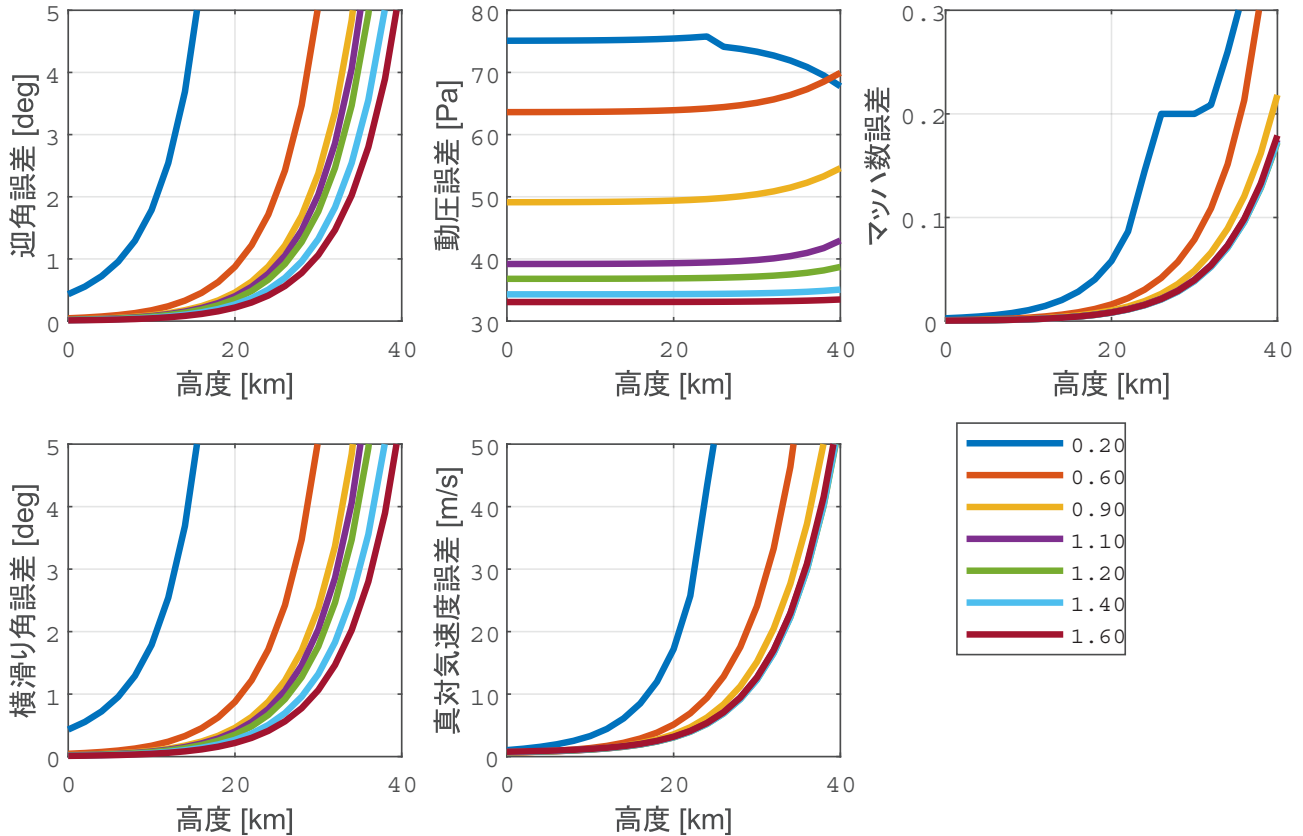


図 7: ADS のセンサ誤差モデル (マッハ数ごとにプロット)

読み取りの不確かさの確率分布として扱う。

表 5: 空力モデル読み取りの不確かさの算出方法

1. モンテカルロシミュレーションによる確率分布の作成
 - (a) センサモデルの確率分布に従い、センサ誤差を発生
 - (b) センサ誤差がある場合の空力モデルを算出
 - (c) センサ誤差がない場合の空力モデルの値 (真値) との差 (読み取り誤差) を計算
 - (d) (a)–(c) を多数回繰り返す
2. 得られた読み取り誤差の分布から、統計的に標準偏差を計算
3. 計算された標準偏差を、正規分布を仮定した空力モデル読み取りの不確かさの標準偏差と定義

空力誤差モデル

空力誤差モデルについては、誤差モデルを参照する際に引数となるマッハ数、迎角などの計測値における誤差モデルの値を誤差として取り扱うこととした。誤差の最大値・最小値については、以下の手順で算出した (表 6)。空力誤差モデルは、複数の誤差要素の組み合わせで以下の通り構成されている。

$$\text{誤差} = \begin{cases} \text{基本バイアス誤差} + \text{基本勾配誤差} + \text{舵効き誤差} & (C_L, C_D, C_Y) \\ \text{基本バイアス誤差} + \text{基本勾配誤差} + \text{舵効き誤差} + \text{動安定微係数誤差} & (C_l, C_m, C_n) \end{cases} \quad (18)$$

各時刻でのマッハ数や舵角などの状態量によって、それぞれの誤差要素が誤差全体の大きさに与える影響は変わってくる。それぞれの誤差要素は正規分布または一様分布で定義されているので、正規分布の誤差要素は $+3\sigma$ または -3σ 、一様分布の誤差要素は最大値または最小値を代表値として評価することで、誤差全体の最大値・最小値を評価

できる。これらの全ての組み合わせの空力誤差を計算し、その中で空力誤差が最大・最少となる値を空力誤差モデルの幅として、空力係数推定値などとの比較に用いた。

表 6: 空力誤差モデルの最大値・最小値の算出方法

-
1. 誤差要素の代表値の組み合わせを選択
 2. 空力誤差モデルの値を計算
 3. 1-2 をすべての代表値の組み合わせに対して実施。
 4. 計算結果の中から、空力誤差の最大値と最小値を選択。
-

3.2.3 空力係数推定値の不確かさの算出

空力係数推定値の不確かさについては、センサの計測値の影響を受けるため、空力モデル読み取りの不確かさと同様に、参考文献 14) の方法に従って次のような評価を行った (表 7)。

表 7: 空力係数推定値の不確かさの算出方法

-
1. モンテカルロシミュレーションによる確率分布の作成
 - (a) 表 4 のセンサのバイアス誤差モデルに従い、センサ誤差を発生
 - (b) 計測値に発生したセンサ誤差があったものと仮定して真値相当の値を算出し、その値から空力係数を算出。
 - (c) 計測値から推定した空力モデルの値 (真値) との差 (推定誤差) を計算
 - (d) (a)-(c) を多数回繰り返す
 2. 得られた推定誤差の分布から、統計的に標準偏差を計算
 3. 計算された標準偏差を、正規分布を仮定した空力係数推定値の不確かさの標準偏差と定義
-

4 推定結果

4.1 6 分力の推定結果

6 分力の空力係数の推定値と空力モデルの値をそれぞれ図 8-図 9 に示した。空力モデルの値を算出するに当たり、舵角を含む全ての状態量はテレメトリデータを使用している。また、2.3 節で述べた通り、速度がある程度大きくなり ADS の誤差が小さくなった 20 秒以降のデータに対して解析を行っている。フェーズごとに飛行方法が大きく変わるため (表 2 参照)、フェーズの切り替わりを緑の点線で示した。

図 8 から、 C_L は加速フェーズ中 (0-33.9[s]) にモデルと推定値に乖離がある。この区間では、 C_D , C_m についても乖離があるため、トリム状態が空力モデルの条件とは異なっている可能性がある。また、引き起こしフェーズ以降では全般的によく一致しているが、ダイブフェーズ (96.3-108.4[s]) で 0.03 程度空力モデルよりも推定値が小さくなっている。 C_D については全般的に推定値は空力モデルよりも小さな値を示している。特にダイブフェーズでは乖離が大きくなっている。

図 9 から、 C_m については引き起こしフェーズ以降では全般的によく一致しているが、ダイブフェーズでは推定値は空力モデルより大きな値となっている。計測フェーズが終了するまでは横の運動がほとんどないため、横・方向系の係数については非常に小さな値しか発生せず、大きな差は見られなかった。

4.2 誤差伝播解析結果

3.2 で述べた方法で、空力係数の推定値と空力モデル、それぞれの不確かさ・誤差モデルをそれぞれ計算した。飛行全体の解析結果を図 10 に示す。

この図より、飛行全体の傾向として、動圧が低く ADS の精度が悪かった前半は、推定値の不確かさ (青の塗りつぶし) と空力モデル読み取りの不確かさ (薄緑の塗りつぶし) が大きいことがわかる。

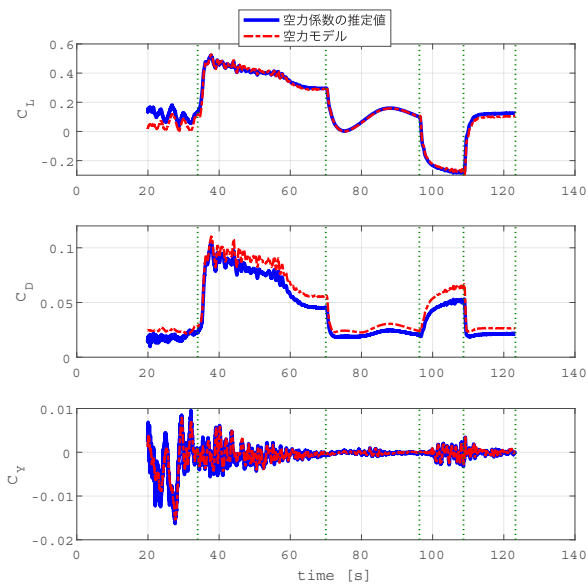


図 8: 6 分力の空力係数の推定値 (1/2, 図中垂直の点線はフェーズの切り替わりを示す。)

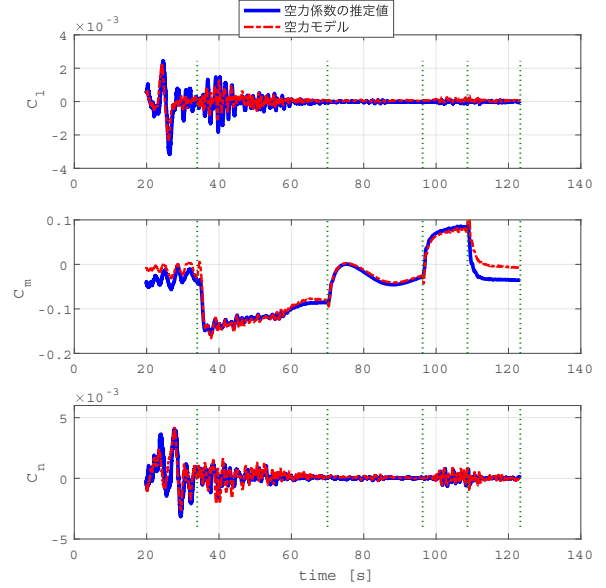


図 9: 6 分力の空力係数の推定値 (2/2, 図中垂直の点線はフェーズの切り替わりを示す。)

次に、各フェーズを拡大した図を、図 11 - 図 15 に示す。以下では飛行フェーズごとに空力係数の推定値と空力モデルの比較を行うが、推定値がその不確かさを考慮しても空力誤差モデルの範囲内に入っているかどうかを確認する。

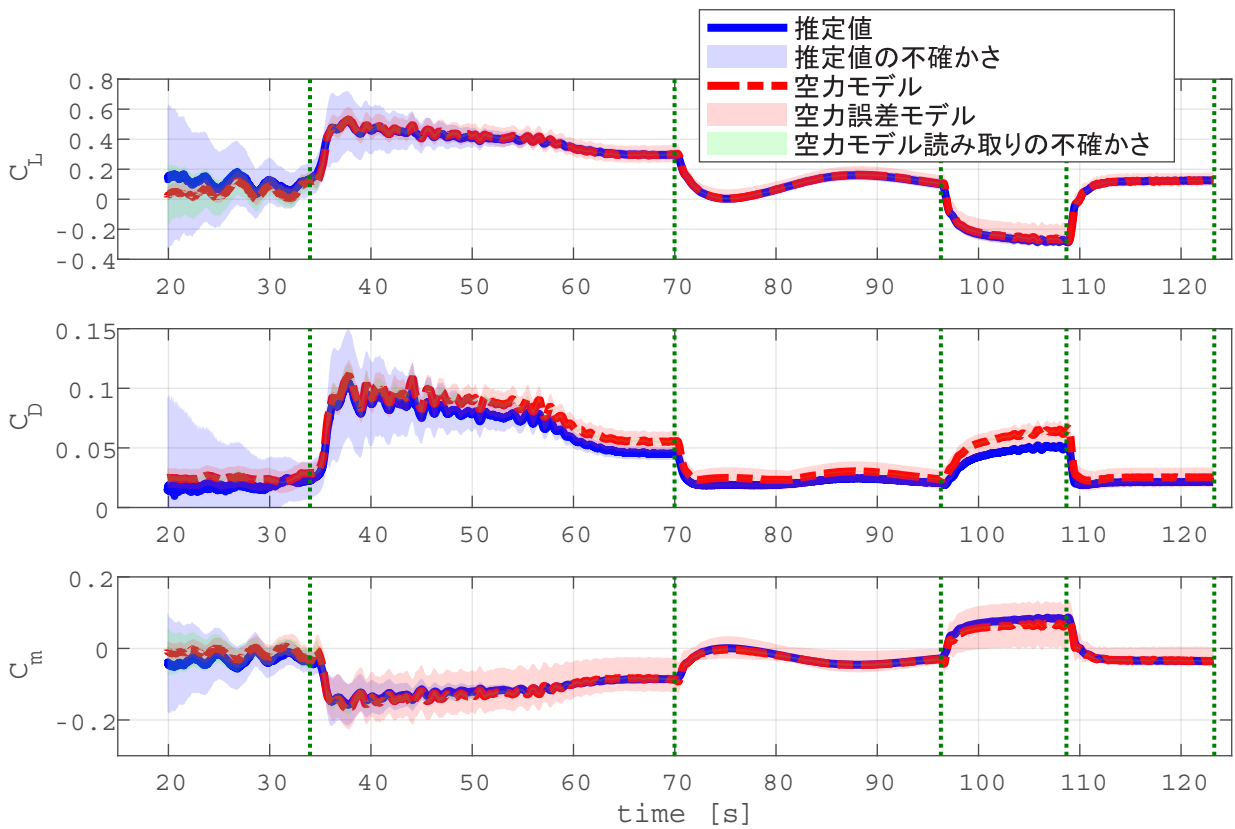


図 10: 誤差伝播解析結果

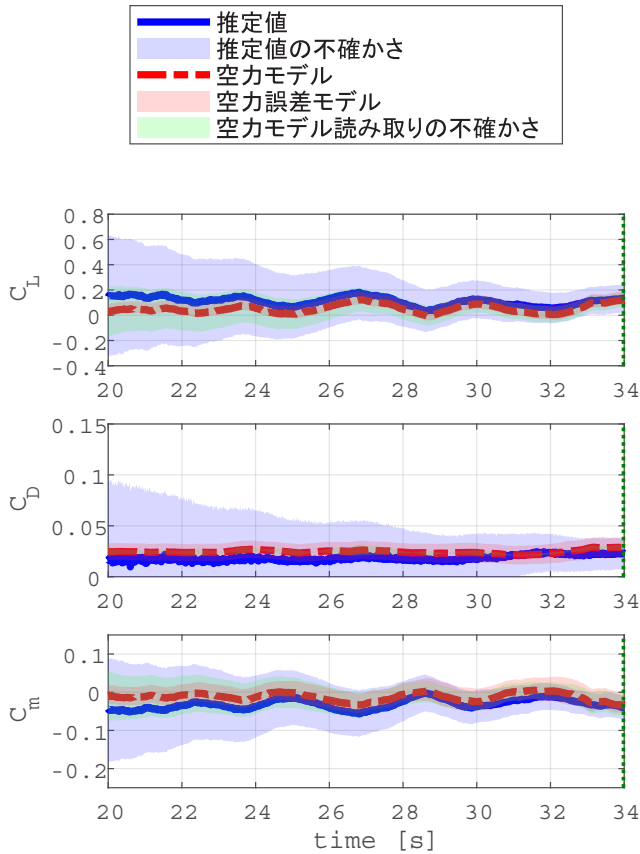


図 11: 誤差伝播解析結果 (加速フェーズ)

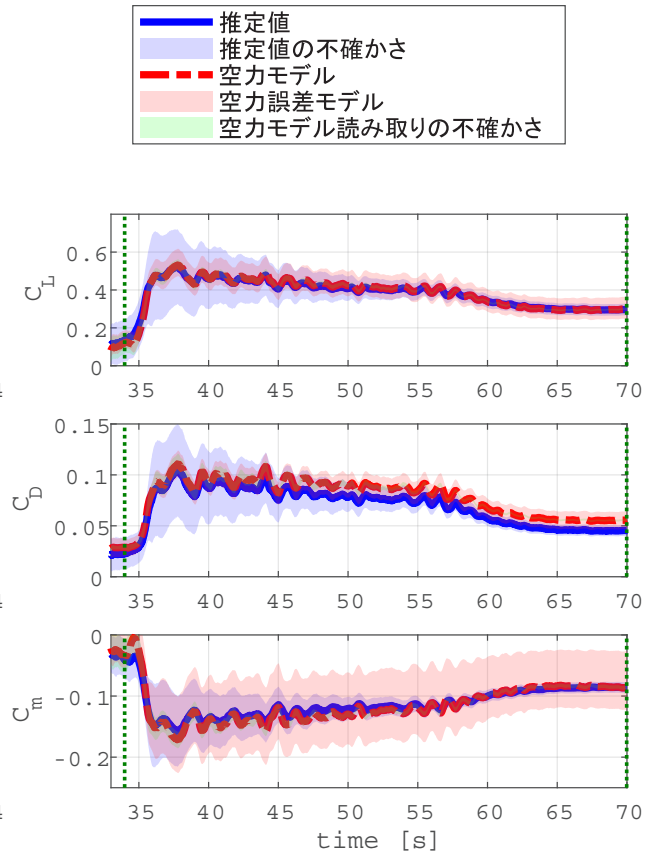


図 12: 誤差伝播解析結果 (引き起こしフェーズ)

4.2.1 加速フェーズ

図 11 に示す通り、加速フェーズでは ADS の誤差が大きい。その結果として、動圧の影響を受ける推定値の不確かさ、迎角の不確かさの影響を受ける空力モデル読み取りの不確かさが非常に大きくなっている。これらの不確かさが大きいため、25 秒くらいまでは C_L , C_m の推定値が空力誤差モデルの範囲外となっているが、妥当性を判断することはできない。

4.2.2 引き起こしフェーズ

図 12 に示す通り、引き起こしフェーズでは空力モデル読み取りの不確かさは非常に小さくなっている一方で、推定値の不確かさは 55 秒くらいまでは大きいままとなっている。それ以降の時間帯については、 C_L は推定値の不確かさの範囲が空力モデル+空力誤差モデルの範囲に収まっていることが確認できる。 C_D については、55 秒以降も推定値と空力モデルでは、不確かさ、空力誤差モデルを考慮してもほぼ一定の偏差が在していることが確認できる。約 57 秒から N_z 制約により迎角を下げているため、迎角によらずほぼ一定 (0.01 程度) の偏差があるものと考えられる。 C_m については、約 55 秒まで推定値と空力モデルではわずかに偏差 (0.01 程度) があるように見えるが、推定値の不確かさも大きい区間のため、必ずしも差があるとは限らない。

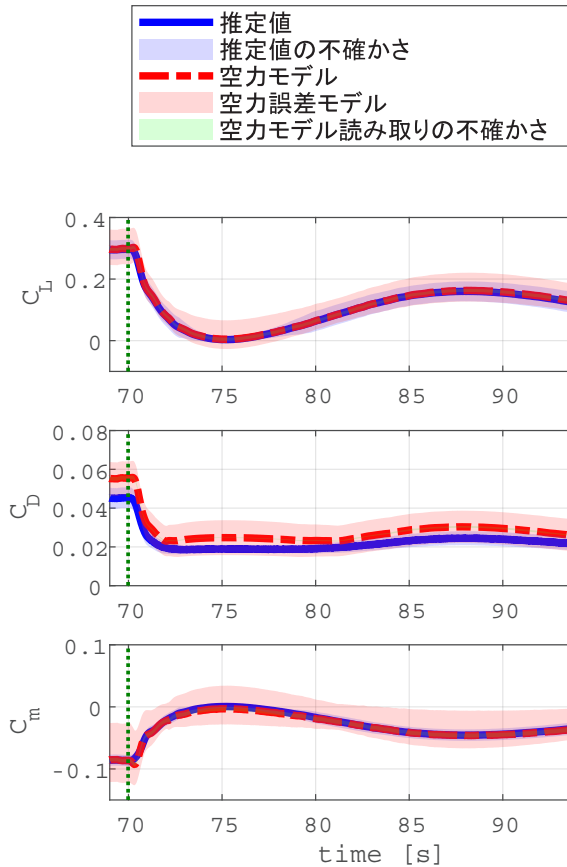


図 13: 誤差伝播解析結果 (滑空フェーズ)

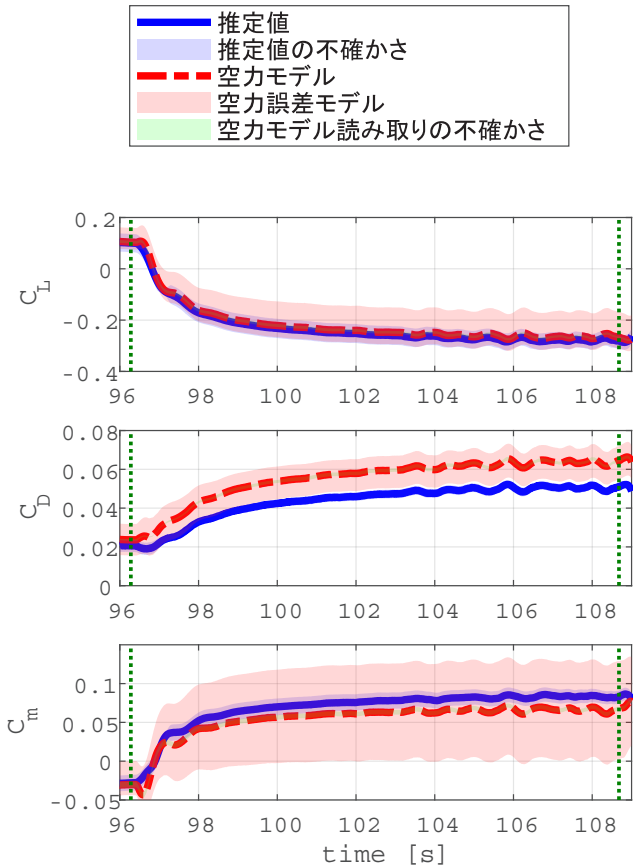


図 14: 誤差伝播解析結果 (ダイブフェーズ)

4.2.3 滑空フェーズ

図 13 に示す通り、滑空フェーズでは C_L, C_m は空力モデルと推定値がよく一致している。 C_D については、一定の偏差 (0.005 程度) があるが、推定の不確かさを含めてもほぼ空力誤差モデルの範囲内に納まっている。ただし、 C_D は絶対値が小さいため、空力モデルの 25% 程度の偏差となっている。

4.2.4 ダイブフェーズ

図 14 に示す通り、ダイブフェーズでは全ての係数に偏差がある。 C_L で 0.01 程度、 C_D で 0.012 程度、 C_m で 0.015 程度の偏差が確認できる。絶対値が小さいため、 C_D で 20% 以上、 C_m でも 25% 以上に相当する偏差が生じている。 C_L については、推定値の不確かさを含めても空力誤差モデルの範囲に収まっており、偏差自体も小さい。一方 C_D については、推定値の不確かさの空力モデルに近い側の値 (+3 σ 相当値) をとっても、空力誤差モデルの -3 σ 程度の値となっている。

4.2.5 計測フェーズ

図 15 に示す通り、計測フェーズでは C_L , C_m は空力モデルと推定値が良く一致しており、急激な引き起こしを行っている計測フェーズ開始直後を除き、空力誤差モデルの範囲内に推定値が入り、推定値の不確かさの範囲内に空力モデルが入っている。一方で、 C_D は一貫して 0.004 程度の偏差がある。この結果、推定値は空力誤差モデルの範囲に入っているが、空力モデルは推定値の不確かさの範囲には入っていないことがわかる。

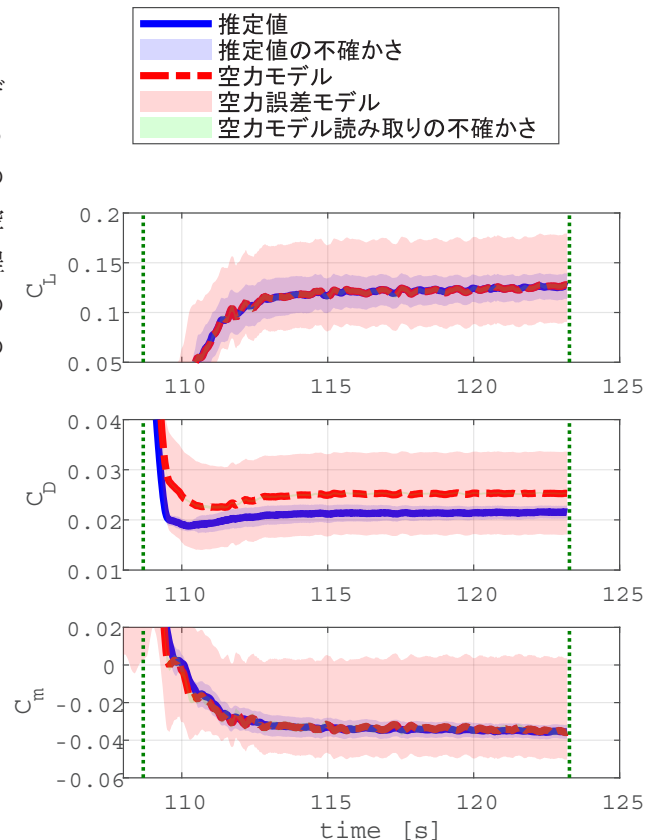


図 15: 誤差伝播解析結果 (計測フェーズ)

4.3 推定結果のまとめ

飛行データから推定された結果と誤差モデルを含む空力モデルとの比較した結果、以下のことがわかった。

- ADS の不確かさが大きい 55 秒までは、推定値の不確かさが大きく比較が難しい。
- 55 秒以降については、以下のことが確認された。
 - C_L は空力モデルと推定値がよく一致しており、推定値の不確かさを考慮しても空力誤差モデルの範囲に収まっていた。
 - C_D については全フェーズで偏差が存在し、特にダイブフェーズで偏差が大きく、推定値とその不確かさの範囲が完全に空力誤差モデルの外側となっていた。計測フェーズでも一定の偏差が確認できるが、推定値およびその不確かさは空力誤差モデルの範囲には収まっていた。
 - C_m はダイブフェーズを除き推定値と空力モデルはよく一致していた。ダイブフェーズでは、推定値の不確かさは空力モデルのノミナル値を含んでいなかったが、空力誤差モデルの範囲内には入っていた。

実際の飛行試験の時に機体に加わる空気力が、誤差を含む空力モデルに含まれていることが、飛行制御系を設計する上では非常に重要である。

空力誤差モデルは、基本特性誤差、基本勾配誤差、舵効き誤差、動安定微係数誤差から構成されている。風洞試験と CFD に基づいて空力モデルを作成する際に、各要素について積み上げて誤差モデルを作成している。しかしながら、その作成手順や要領について明確な指針があるわけではなく、大きな課題として残されている。

飛行試験から推定したデータの妥当性を評価する新たな取り組みとしてガウス過程回帰を適用した結果を、Appendix B に示した。この手法は確率分布として空力係数を予測するため、不確かさを含めて予測できるという特徴があり、本章と同等の結果が得られることが確認できた。

5 CFD との比較・検証

5.1 CFD 解析の概要

空力モデルと飛行試験データからの推定値の差について原因を探るために、飛行実験で得られた飛行状態量を用いて CFD 解析を行い、飛行実験前に構築した空力モデルの検証を実施した。CFD 解析は、東北大学で開発され JAXA で改良された JTAS を用いた。JTAS は、非構造格子を用いセル節点有限体積法で空間離散化しており、流束の評価には近似リーマン解法を用いたスキーム HLLW (Harten-Lax-Van Leer-Einfeldt-Wada) 法を用いている。制限関数は Venkatakrishnan 制限関数を用い、近傍場波形をシャープに捉えるためリミッター係数は 10 とした。時間積分には LU-SGS (Lower-Upper Symmetric Gauss Seidel) 陰解法を適用している。計算格子は機体表面付近をブリズム層で、その他の空間領域をテトラ格子で構成する非構造格子で、総格子点数は約 1,100 万点である。JTAS を用いたスキーム等を含む CFD 解析手法と計算格子の解像度は、飛行実験前の空力モデル構築のための CFD 解析と飛行実験後の CFD 解析で同等となるよう実施されている。ただし、D-SEND-#2 の飛行実験は気球から落下による無推力飛行実験であるという性質から高度変化が大きく、空力モデル構築のための CFD 解析は高度が変化することによる Re 数変化を考慮する必要のない非粘性の Euler 方程式で行われているのに対して、解析ケースを以下に示す 4 点の飛行フェーズに限定した飛行実験後の CFD 解析では、粘性を考慮した RANS 方程式で行われている点で異なる。空力モデル構築に適用した CFD 解析での抵抗係数は圧力抵抗のみが算出され、摩擦抵抗は乱流平板近似と圧縮性を考慮した Prandtl-Hoerner の濡れ面積換算による手法で推算した¹⁵⁾。RANS 方程式による CFD 解析での乱流モデルは Spalart-Allmaras モデル (SA-noft2)¹⁶⁾ を適用した。

CFD 解析は引き起こし、滑空、ダイブ、計測の 4 種類の飛行フェーズの代表的な点について実施した。CFD 解析を実施した詳細な飛行条件を表 8 に示す。ここで、4.2.1 で述べた通り加速フェーズについては空力特性の不確かさが大きいことから CFD 解析を実施しなかった。CFD 解析にはマッハ数や迎角などの飛行条件だけでなくスタビレータ舵角が変化した形態変更も反映している。また、引き起こし、ダイブ、計測フェーズについては流体解析と構造解析の連成解析を実施し、より飛行実験状態に近い空弾解析形状で解析を行った。ADS やアンテナ等の突起物のあり/なしの解析を行いその抵抗増加量を求め、操舵面の隙間などのギャップは CFD 解析形状に反映されていない。

表 8: CFD 解析を行った点

フェーズ	時刻 [s]	マッハ数	迎角 [deg]	スタビレータ舵角 [deg]	空弾解析
引き起こし	66.50	1.506	9.15	-6.43	有
滑空	86.08	1.388	5.45	-1.78	無
ダイブ	105.42	1.271	-3.43	7.48	有
計測	116.98	1.386	4.74	-1.00	有

C_L については表 9 に示す通り、空力モデルと CFD 推算との誤差は 2% ほどでよく一致している。図 16 は、CFD 解析の一例として $M=1.4$ の揚抗曲線を示している。飛行フェーズによってマッハ数が異なり多少の誤差はあるが、 $M=1.4$ の揚抗曲線の感度を見ると、 $C_L=0.3$ 付近での C_D 変化量 $\Delta C_D/\Delta C_L = +1.7\text{cts}/0.001$ で、 $C_L = 0.12$ 付近では $\Delta C_D/\Delta C_L = +0.6\text{cts}/0.001$ 、 $C_L = -0.25$ 付近では $\Delta C_D/\Delta C_L = -1.7\text{cts}/0.001$ であるので、上記空力モデルと CFD 解析との C_L の差による誘導抵抗の差は 1-5cts のオーダーであることが推測できる。ただし、cts は drag counts の略で、抵抗係数 0.0001 を 1cts とする単位である。

C_D について、空力モデルと CFD 推算の抵抗成分をスタビレータやエルロンの舵角変更効果や圧力抵抗、摩擦抵抗成分、空弾効果などに分解し、表 10-表 13 に示すように、各飛行フェーズで比較を行う。これらの表の C_D は空力モデル、CFD 推算、飛行実験で取得された飛行推定の全抵抗を示している。飛行推定は抵抗成分分解ができないため全抵抗のみ示す。前述したように空力モデルの抵抗値は、スタビレータ、エルロン操舵のない基本形態の Euler 方程式による CFD 解析により圧力抵抗 $C_{D,P}$ を求め、推算式等によって得られる摩擦抵抗、舵面操舵効果、空弾変形効果や突起物などの雑抵抗を加えることによって全抵抗を得ており、以下の節では空力モデルの $C_{D,P}$ を基本特性と

表 9: 各フェーズにおける C_L の比較

フェーズ	引き起こし	滑空	ダイブ	計測
空力モデル	0.293	0.156	-0.252	0.123
CFD	0.300	0.153	-0.254	0.125
飛行推定	0.297	0.154	-0.267	0.122

称している。 ΔC_{Ds} , ΔC_{Dsa} はそれぞれスタビレータとエルロン操舵による基本特性からの抵抗値変化量を示しており、空力モデルでは風洞試験の結果より見積もられ、CFD 解析は飛行実験でのスタビレータ舵角を操舵した形態について実施した。図 17 に示すように、空力モデルを算出するために使用された風洞試験模型は、空気力を計測するための内挿式天秤の容積を確保するため後部胴体形状が異なり、スタビレータ舵効きの見積もりに何らかの影響が予想される。 C_{Dmisc} (突起) は突起物による雑抵抗で、空力モデルでは平板上の突起物に対する抵抗推算モデルで作られているのに対して、CFD 推算は実機にアンテナ等の突起物を取り付けた形状を解析した値である。 C_{Dmisc} (Gap) はギャップに対する雑抵抗で、空力モデルは表面平滑度要求の最大値から推定されているが、CFD 解析では上述したように考慮されていない。 C_{Df} は摩擦抵抗を示しており、上述したように空力モデルは Prandtl-Hoerner の濡れ面積推算 (PH) で、CFD 推算は Spalart-Allmaras 乱流モデル (SA) による解析結果である。 C_{Dflex} は空弾変形による基本特性からの抵抗変化量を示しており、空力モデルが簡易的な推算手法で見積もられている。空力モデルにおける空弾変形効果の簡易推算手法とは、主翼各断面の変形量 (捩じり角変化量) を推算し、予め実施した CFD による迎角感度解析結果を用いて捩じり角変化に応じた C_P 分布を各断面に適用することで空気力を推算する手法で、実際に空弾変形形状を定義し CFD 解析を行うことなく推算する手法である。一方で CFD 推算は流体解析と構造解析の連成解析によって得られた結果である。図 18 に CFD 推算に用いた空弾変形形状を示す。飛行実験した D-SEND#2 実機は、計測フェーズの飛行条件で設計形状となるように治具形状が製造されているため計測フェーズでの変形量が小さいのに対して、計測フェーズとの迎角差が大きいダイブフェーズの空弾変形形状の主翼変位が最も大きくなっている。一般的に、CFD による事後解析の結果は、空力モデルと比較すると飛行推定結果に近い結果となっている。

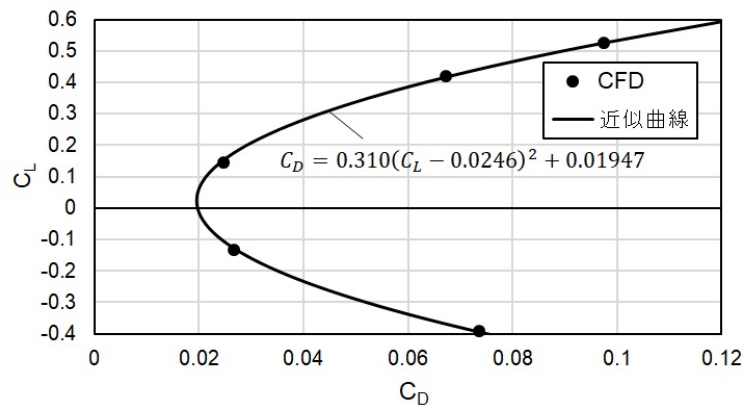


図 16: CFD 解析例：揚抗曲線 (基本形態, M=1.4)

5.2 引き起こしフェーズの比較

引き起こしフェーズ各手法で求めた抵抗係数を分解した値を表 10 に示す。この表から、以下のことがわかる。

- 空力モデルは CFD 推算値に対して 72 cts 過大評価。
- 基本特性 (C_{Dp}) の空力モデルは CFD 解析で作られており、検証 CFD 解析とほぼ同じ。
- スタビレータ舵効き (ΔC_{Ds}) の空力モデルは風試ベースで作られており、検証 CFD 解析結果より 33 cts 過大評価。空力モデルに適用された風洞試験模型は、空気力を計測するための内挿式天秤の容積を確保するため

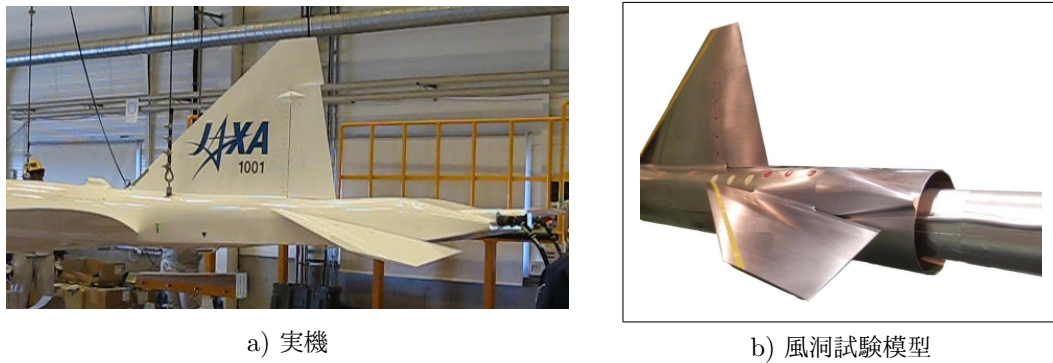


図 17: スタビレータ操舵形態

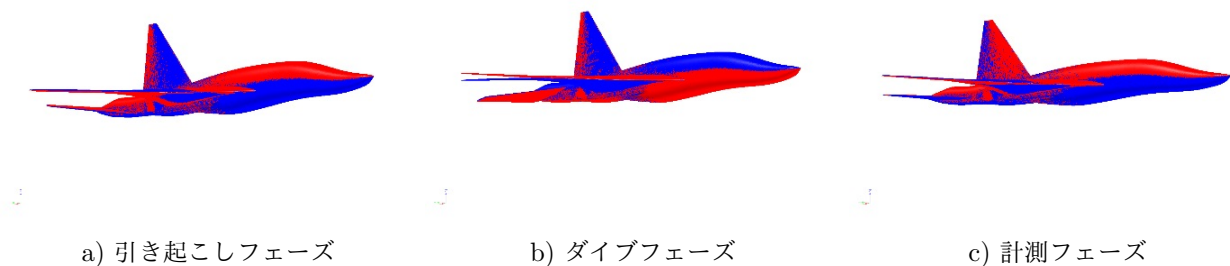


図 18: 空力弾性変形形状 (赤: 変形前, 青: 空弾変形形状)

後部胴体形状が異なる。スタビレータと胴体の干渉効果が実機と風洞試験模型とで異なることが原因と考えられる。

- 突起物に対する雑抵抗 (C_{Dmisc}) 空力モデルは 9 cts 過大評価。空力モデルは平板上の突起物に対する抵抗推算モデルで作られているが、CFD による後解析を実施した結果、機体表面上に設置されたアンテナ等の突起物が機体表面上に引き起こす圧力分布の影響により抵抗増加が抑えられる干渉効果が確認された。
- ギャップに対する雑抵抗 (C_{Dmisc}) は CFD では検証できていないが、表面平滑度要求の最大値から推定されているため過大評価している可能性が高い。
- 摩擦抵抗 (C_{Df}) は、Prandtl-Hoerner の濡れ面積推算 (PH) を用いた空力モデルと、Spalart-Allmaras 乱流モデル (SA) の CFD 解析でほぼ同じ。
- 空弾効果は空力モデルが空弾 CFD 解析に対して 9 cts 過大評価。空弾変形による空力性能変化 (C_{Dflex}) は、流体及び構造解析の連成手法 (空弾 CFD 解析) で求められるが、D-SEND#2 空力モデルは簡易的な手法により推定を行ったことから空力モデルと空弾 CFD 解析とに差異が生じた。特に他の飛行フェーズと比べて迎角が高いため空弾変形量が大きく差異が大きくなったものと考えられる。
- エルロン舵効き (ΔC_{Dsa}) については、エルロン舵角が小さかったため、CFD では検討していない。
- CFD 推算値は飛行推定値に対して 20 cts 過大評価。誘導抵抗による誤差 $\Delta C_D / \Delta C_L \sim 5.1$ cts を考慮すると 15 cts の過大評価と推測できる。

5.3 滑空フェーズの比較

滑空フェーズについて各手法で求めた抵抗係数を分解した値を表 11 に示す。この表から、以下のことがわかる。

- 空力モデルは CFD 推算値に対して 48 cts 過大評価。
- 基本特性 (C_{Dp}) の空力モデルは CFD 解析で作られており、検証 CFD 解析とほぼ同じ。
- スタビレータ舵効き (ΔC_{Ds}) の空力モデルは風試ベースで作られており、検証 CFD 解析結果より 17 cts 過

表 10: 引き起こしフェーズにおける抵抗分解 ([cts])

	C_D	C_{Dp}	ΔC_{Ds}	C_{Dmisc} (突起)	C_{Dmisc} (Gap)	C_{Df}	C_{Dflex}	ΔC_{Dsa}
空力モデル	551	448	-22	14	13	89(PH)	7	2
CFD	479	444	-55	5	N/A	87(SA)	-2	N/A
飛行推定	459							

大評価.

- 突起物に対する雑抵抗 (C_{Dmisc}) 空力モデルは 9 cts 過大評価. (引き起こしフェーズと同じ)
- ギャップに対する雑抵抗 (C_{Dmisc}) についての考え方も引き起こしフェーズと同じ. (過大評価の可能性が高い.)
- 摩擦抵抗 (C_{Df}) は濡れ面積推算の空力モデルと, SA モデルの CFD 解析でほぼ同じ.
- 滑空フェーズについては空弾 CFD 解析を実施していないが, 計測フェーズとほぼ同じ迎角であり, 空力モデルと空弾 CFD 解析との差異も次々節で述べる計測フェーズと同等と考えられる.
- エルロン舵効き (ΔC_{Dsa}) については, エルロン舵角がほぼ 0° だったため, 影響はない.
- CFD 推算値は飛行推定値に対して 12 cts 過大評価. 誘導抵抗による誤差 $\Delta C_D/\Delta C_L \sim -0.6$ cts を考慮すると 12.6 cts の過大評価と推測できる.

表 11: 滑空フェーズにおける抵抗分解 ([cts])

	C_D	C_{Dp}	ΔC_{Ds}	C_{Dmisc} (突起)	C_{Dmisc} (Gap)	C_{Df}	C_{Dflex}	ΔC_{Dsa}
空力モデル	297	166	8	14	14	91(PH)	4	0
CFD	249	164	-9	5	N/A	89(SA)	N/A	N/A
飛行推定	237							

5.4 ダイブフェーズの比較

ダイブフェーズについて各手法で求めた抵抗係数を分解した値を表 12 に示す. この表から, 以下のことがわかる.

- 空力モデルは CFD 推算値に対して 111 cts 過大評価.
- 基本特性の空力モデルは CFD 解析で作られており, 検証 CFD 解析とほぼ同じ.
- スタビレータ舵効き (ΔC_{Ds}) の空力モデルは風試ベースで作られており, 検証 CFD 解析結果より 27 cts 過大評価.
- 突起物に対する雑抵抗 (C_{Dmisc}) 空力モデルは 9 cts 過大評価. (引き起こしフェーズと同じ)
- ギャップに対する雑抵抗 (C_{Dmisc}) についての考え方も引き起こしフェーズと同じ. (過大評価の可能性が高い.)
- 摩擦抵抗 (C_{Df}) は濡れ面積推算の空力モデルと, SA モデルの CFD 解析でほぼ同じ.
- 空弾効果 (C_{Dflex}) は空力モデルが空弾 CFD 解析に対して 60 cts 近く過大評価. 計測フェーズや引き起こしフェーズと比較して非常に大きな差異が生じているが, ダイブフェーズは迎角が負であり空力荷重や慣性力が逆向きであることから, 他のフェーズが治具形状から空力形状に向かって形状変形するのに対して逆向きの変形を生じた影響を, 簡易推算手法を採用した空力モデルが過大評価したものと推測される.
- エルロン舵効き (ΔC_{Dsa}) については, エルロン舵角が小さかったため, CFD では検討していない.
- CFD 推算値は飛行推定値に対して 19 cts 過小評価. 誘導抵抗による誤差 $\Delta C_D/\Delta C_L \sim -22$ cts を考慮すると 3 cts の過大評価と推測できる.

表 12: ダイブフェーズにおける抵抗分解 ([cts])

	C_D	C_{Dp}	ΔC_{Ds}	C_{Dmisc} (突起)	C_{Dmisc} (Gap)	C_{Df}	C_{Dflex}	ΔC_{Dsa}
空力モデル	587	472	-4	14	13	92(PH)	-3	2
CFD	476	473	-31	5	N/A	90(SA)	-61	N/A
飛行推定	495							

5.5 計測フェーズの比較

計測フェーズについて各手法で求めた抵抗係数を分解した値を表 13 に示す。この表から、以下のことがわかる。

- 空力モデルは CFD 推算値に対して 31 cts 過大評価。
- 基本特性 (C_{Dp}) の空力モデルは CFD 解析で作られており、検証 CFD 解析とほぼ同じ。
- スタビレータ舵効き (ΔC_{Ds}) の空力モデルは風試ベースで作られており、検証 CFD 解析結果より 10 cts 過大評価。
- 突起物に対する雑抵抗 (C_{Dmisc}) の空力モデルは 9 cts 過大評価。(引き起こしフェーズと同じ)
- ギャップに対する雑抵抗 (C_{Dmisc}) についての考え方も引き起こしフェーズと同じ。(過大評価の可能性が高い。)
- 摩擦抵抗 (C_{Df}) は濡れ面積推算の空力モデルと、SA モデルの CFD 解析でほぼ同じ。
- D-SEND#2 の製造形状は計測フェーズで空弾効果によって設計形状 (基本形態) となるような治具形状に基づき製造されているため、計測フェーズでは空弾変形の誤差が小さく、空力モデルの空力性能変化 (C_{Dflex}) は CFD 解析に対して -2 cts とほぼ同じレベルと言える。
- エルロン舵効き (ΔC_{Dsa}) については、エルロン舵角がほぼ 0° だったため、影響はない。
- CFD 推算値は飛行推定値に対して 9 cts 過大評価。誘導抵抗による誤差 $\Delta C_D/\Delta C_L \sim 1.8$ cts を考慮すると 7 cts の過大評価と推測できる。

表 13: 計測フェーズにおける抵抗分解 ([cts])

	C_D	C_{Dp}	ΔC_{Ds}	C_{Dmisc} (突起)	C_{Dmisc} (Gap)	C_{Df}	C_{Dflex}	ΔC_{Dsa}
空力モデル	253	134	6	14	14	82(PH)	2	0
CFD	222	135	-4	5	N/A	82(SA)	4	N/A
飛行推定	213							

5.6 CFD との比較まとめ

以上の検討結果から、以下の点で違いが見られた。

1. 風洞試験結果から定義された空力モデルの縦の舵効き特性について、空力モデルは CFD 結果より抵抗値が大きくなった。空力モデルに適用された風洞試験模型は空気力を計測するための内挿式天秤の容積を確保するため後部胴体形状が異なる。スタビレータと胴体の干渉効果が実機と風洞試験模型とで異なることが原因と考えられる。
2. 突起物による雑抵抗については、CFD 結果と比較して空力モデルは大きめに設定されていた。空力モデルは平板上の突起物に対する抵抗推算モデルで作られているため、実機に設置されたアンテナ等の突起物と機体表面との干渉効果が異なることに起因する。
3. ギャップの雑抵抗については、設計要求の許容最大値で推定されているため、過大な値が空力モデルで設定されている可能性が高い。

4. 摩擦抵抗については、乱流平板近似と圧縮性を考慮した Prandtl-Hoerner の機体濡れ面積換算によって推算した空力モデルの摩擦抵抗が CFD 解析に比べて 2 cts ほどの微小な増加であることがわかった。
5. 空弾効果は空力モデルが簡易推算手法を採用したことから流体解析と構造解析の連成解析による空弾 CFD 解析に対して過大評価していた可能性が高い。特に負に大きな迎角での空力モデルと CFD 解析との差が大きい。

以上より、空力モデルが過大評価であることが明らかになった。

一方で、CFD 解析と飛行推定結果の比較から以下のことがわかった。

1. 全般的に CFD による事後解析の結果は、空力モデルと比較すると飛行推定結果に近い結果となっている。
2. 引き起こし、滑空、計測フェーズでは CFD 推算値は飛行推定値に対して C_D 値は 10-20 cts の過大であった。
3. ダイブフェーズは 19 cts 過小評価と他の飛行フェーズと傾向が異なる。また比較的良好な一致が見られた C_L に関してもダイブフェーズのみ揚力が 0.01 以上小さく、揚力が小さいことによる誘導抵抗の過小評価がその一因として考えられる。ダイブフェーズは迎角が負であり空力荷重や慣性力が逆向きであることから、他のフェーズが治具形状から空力形状に向かって形状変形するのに対して逆向きの変形を生じており、空弾変形形状が正確に推算されていないことや、スタビレータ舵角が最も大きいいため CFD 解析で十分な精度が確保できていないなどが考えられる。

上記の CFD と飛行試験との差異について、現時点で明確な結論が得られていないが、舵効き CFD 解析の格子解像度などの精度不足、空弾変形形状の差異などが要因として推測される。いずれにしてもこれらの結果より、飛行実験から推定した結果の C_D が空力モデルよりも小さくなったことは妥当な推定結果であった可能性が高い。

6 まとめ

本稿では、D-SEND#2 の飛行試験データから、飛行中の空力特性の推定を行った。データを取得したセンサの誤差などから、その不確かさについても評価した。推定結果を設計時に作成した空力モデルと比較して、迎角の絶対値が大きい引き起こしフェーズとダイブフェーズを除き、 C_L , C_m はよく一致していることが確認できた。 C_D については全般的に空力モデルの方が大きく、特にダイブフェーズでは誤差モデルで想定した 3σ の範囲にも入っていないという推定結果となった。また、飛行試験後に詳細な CFD 解析により検証した結果、飛行実験で推定した結果の C_D が空力モデルより小さくなったことは妥当な推定結果である可能性が高いことが確認された。以上の検証により、空力モデルのうち C_L は実機の特性をよく表していたが、 C_D については過大な値を見積もっていたと考えられる。

今後の課題として、地上試験（風洞試験及び CFD）から空力モデル及び誤差モデルを構築する手法を確立することが挙げられる。将来的には、空力モデルのモデル化についても風洞試験および CFD の結果を用いて、従来の多数のテーブルを組み合わせる形ではなく、新規の手法によるモデル化についても検討を進めたい。

参考文献

- 1) 本田雅久, 吉田憲司. D-SEND プロジェクト概要 (<特集>第 1 回「低ソニックブーム設計概念実証 (D-SEND)」プロジェクト). 日本航空宇宙学会誌, Vol. 60, No. 7, pp. 245-249, 2012.
- 2) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 川口純一郎. D-SEND#2 の制御系設計. Technical Report JAXA-RR-17-011, JAXA, 2018.
- 3) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 川口純一郎. D-SEND#2 の誘導制御系評価. 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 65, No. 1, pp. 10-16, 2017.
- 4) 二宮哲次郎, 鈴木広一, 川口純一郎. D-SEND#2 の誘導制御系の評価について. Technical Report JAXA-RR-18-004, JAXA, 2018.
- 5) Vladislav Klein. Estimation of aircraft aerodynamic parameters from flight data. *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 26, No. 1, pp. 1-77, Jan 1989.
- 6) Eugene A Morelli and Vladislav Klein. Application of System Identification to Aircraft at NASA Langley Research Center. *JOURNAL OF AIRCRAFT*, Vol. 42, No. 1, 2005.
- 7) John E Lamar, Clifford J Obara, Bruce D Fisher, and David F Fisher. Flight, Wind-Tunnel, and Computational Fluid Dynamics Comparison for Cranked Arrow Wing (F-16XL-1) at Subsonic and Transonic Speeds. Technical Report February, 2001.

- 8) Y. Ito and K. Nakahashi. Surface triangulation for polygonal models based on cad data. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 39, No. 1, pp. 75–99, May 2002.
- 9) Ito Y. Nakahashi, K. and F. Togashi. Some challenge of realistic flow simulations by unstructured grid cfd. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 43, No. 8, pp. 769–783, October 2003.
- 10) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 坂下雅秀ほか. 高速な非構造格子流体ソルバ fastar の開発. 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 63, No. 3, pp. 96–105, 2015.
- 11) RD Finck. Usaf (united states air force) stability and control datcom (data compendium). Technical report, MCDONNELL AIRCRAFT CO ST LOUIS MO, 1978.
- 12) JCGM/WG 1. Evaluation of measurement data — guide to the expression of uncertainty in measurement. Technical report, JCGM, 2008.
- 13) 川口純一郎, 鈴木広一, 二宮哲次郎, 富田博史. 低ブーム設計概念実証フェーズ 2(D-SEND#2) 飛行シミュレーションモデル. Technical Report JAXA-RR-17-006, JAXA, 2018.
- 14) JCGM. Evaluation of measurement data — supplement 1 to the “guide to the expression of uncertainty in measurement” - propagation of distributions using a monte carlo method. Technical report, JCGM, 2008.
- 15) 吉田憲司. 小型超音速実験機 (ロケット実験機) の空力設計. 日本流体力学会誌ながれ, Vol. 18, No. 5, pp. 287–290, 1999.
- 16) Philippe Spalart and Steven Allmaras. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. In *30th aerospace sciences meeting and exhibit*, p. 439, 1992.
- 17) *Gaussian Process for Machine Learning*. The MIT Press, 2005.
- 18) Andrew McHutchon and Carl E Rasmussen. Gaussian process training with input noise. In *Advances in Neural Information Processing Systems*, pp. 1341–1349, 2011.

Appendix

A α の補正について

A.1 α のテレメトリデータの異常について

計測フェーズで、もともとのテレメトリデータを使用した空力係数の推定を行った結果を以下の図 19 に示す。この図から、 C_L, C_m について、116.8 秒付近を境に前後で値が飛躍していることがわかる。また 116.8 秒までは C_L で 0.01 程度、 C_m で 0.07 程度あったバイアス誤差が、それ以降の時刻では解消している。

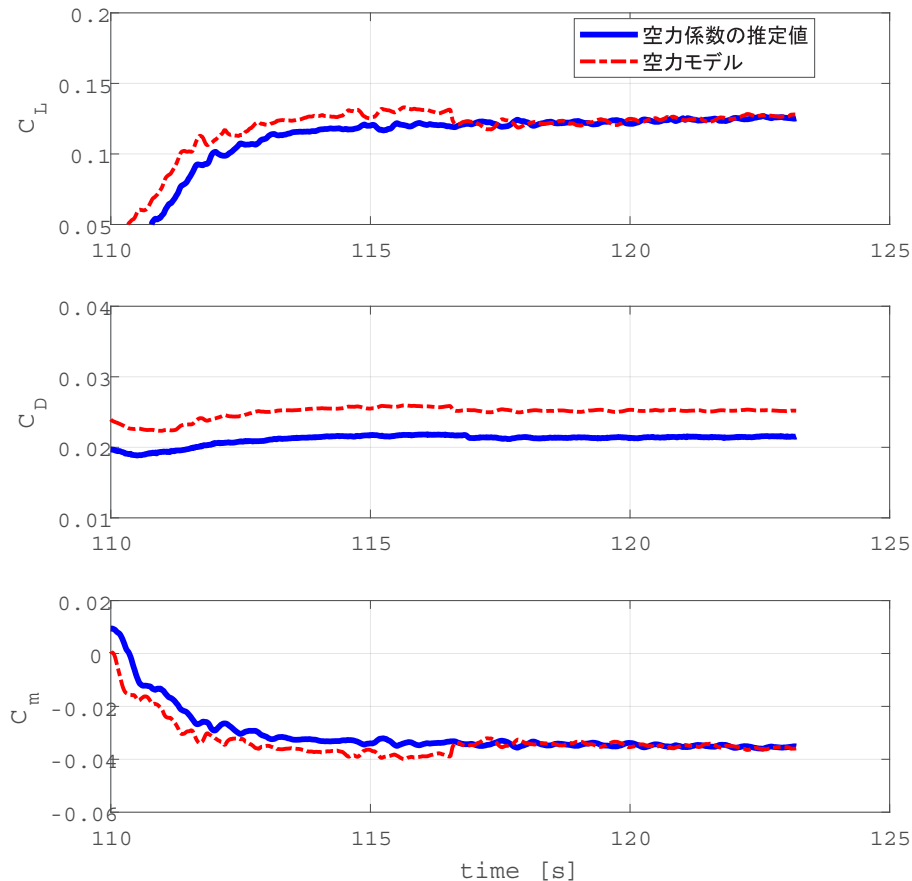


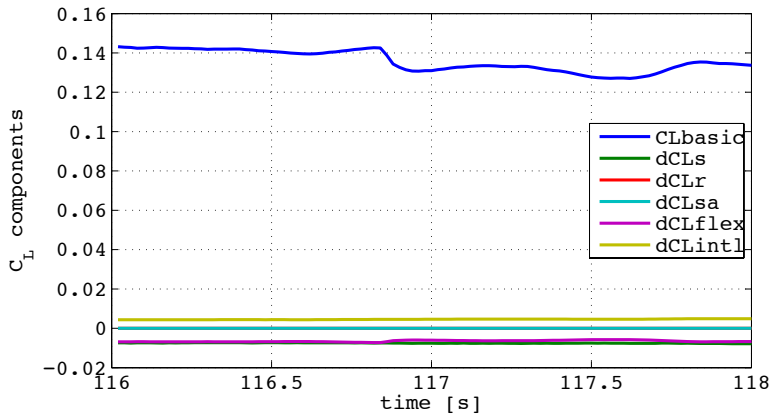
図 19: α のオリジナルデータを用いた誤差伝播解析結果 (計測フェーズ)

この現象を詳細に確認するため、 C_L の空力モデルの構成要素ごとにプロットした結果を図 20 に示す。この図から明らかな通り、 C_L が変化している原因は C_{Lbasic} である。そこで C_{Lbasic} の算出に使用する状態量である $\alpha, \beta, Mach$ についてプロットしたのが図 21 である。この図から、116.8 秒付近で比較的大きな変動があるのは α であることが確認できる。 β はほぼ 0 なので、近傍の C_{Lbasic} のテーブルを参照すると、表 14 の通りとなっている。116.8 秒付近で α は 4.95° から 4.75° へと変化しているので、この区間の C_{Lbasic} の傾き約 0.06 とすると 0.012 だけ下がることとなり、ほぼ C_{Lbasic} 低下量と一致することがわかる。

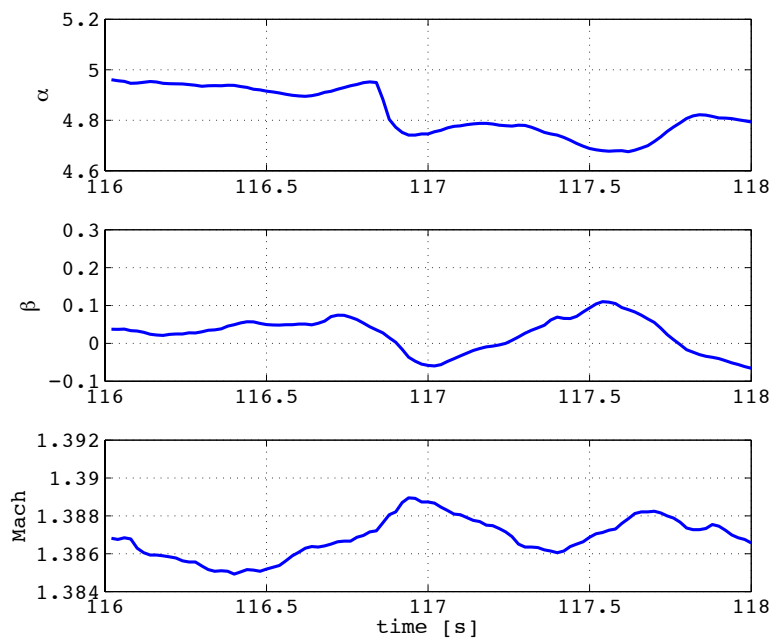
以上から、 α が変化したことにより空力モデルは変化しているが、推定値では変化がないことがわかる。このことから、以下の 2 つの可能性が考えられる。

1. C_{Lbasic} の α の感度はモデルほど高くない。
2. α の真値は変化していない。

前者は、 C_L がよく一致していることとやや矛盾している。後者についてはわずかに 0.2° の変化ではあるが、参考文献 13) によると $M = 1.4, h = 10km$ で α の精度は 0.05° となっており、これに比べると十分大きな角度変移となっている。

図 20: C_L の構成要素表 14: C_{Lbasic} の表 ($\beta = 0$)

		Mach	
		1.2	1.4
α	4	0.095853	0.089132
	5	0.157556	0.144581
$\frac{\partial C_{Lbasic}}{\partial \alpha}$		0.0617	0.0554

図 21: C_L の算出に使用する変数

A.2 ADS の補正方法

迎角を計測している ADS のピトー管の形状を、図 22 に示した。ADS メーカーによる α の算出式は、

$$\alpha = \frac{Pa_1 - Pa_2}{K \{P_3 - (Pb_1 + Pb_2)/2\}} \quad (19)$$

$$K \approx 0.075 [\text{Pa/deg}] \quad (20)$$

である。ただし K は、ADS の風洞試験データから D-SEND#2 用に修正した。ここで、図 23 に上下の総圧と (19) 式の分母をプロットした。 α が急変しているタイミングで急増しているのは、上総圧であることがわかる。

α が急変するまでの間に上総圧が減少している原因について検討を行ったが、着氷の影響が考えられたが原因として特定することはできなかった。

そこで、上総圧を使わない迎角算出式を導入する。(19) 式の分子は上下総圧の差を用いているので、下総圧と中央の総圧の差の 2 倍を代わりに用いることを考える。総圧 $3(P_3)$ については、上下総圧とは形状の異なるポートで計測を行っている。そこで上下総圧と軸対称形状である左右の総圧の平均値を用いることで、下総圧と差を取った時に迎角のみの影響を取り出せると期待できる。そこで (19) 式に代わり、左右総圧の平均と下総圧の差の 2 倍を代わりに

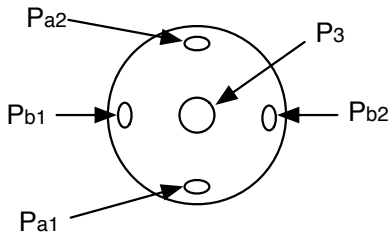


図 22: 各圧力孔の計測値

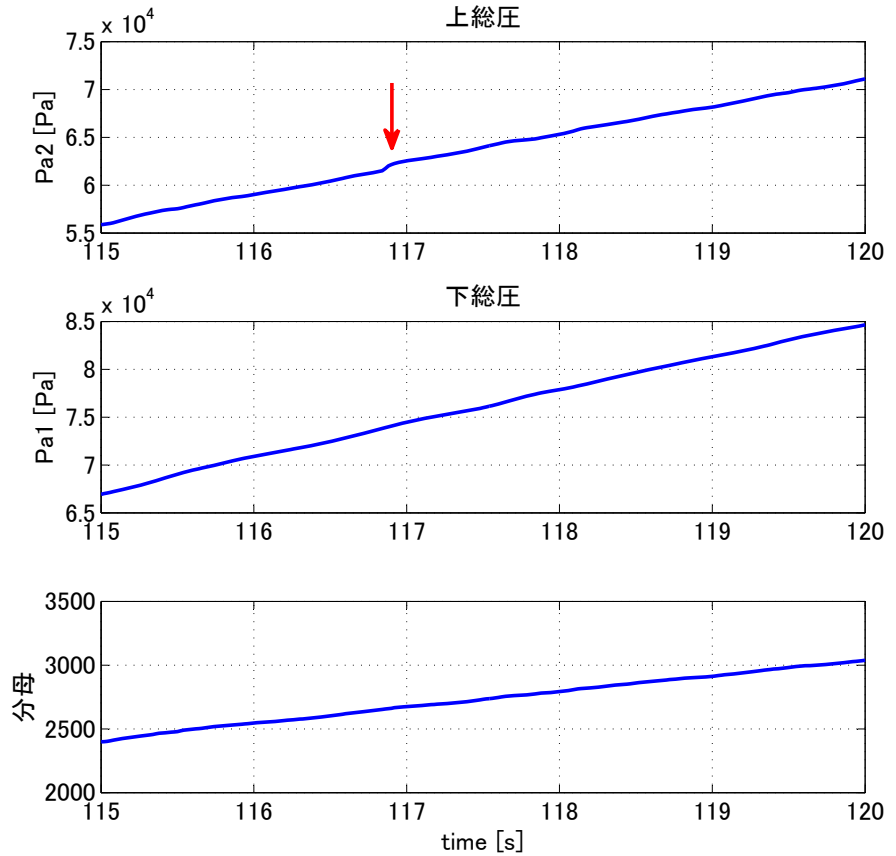


図 23: 上下総圧の計測値と分母の計算式

用いた以下の式で代用する。

$$\alpha_0 = \frac{2(P_{a1} - (P_{b2} + P_{b1})/2)}{K'(P_3 - (P_{b2} + P_{b1})/2)} \quad (21)$$

$$K' = 0.071 \quad (22)$$

$$\alpha_{P_{a1}} = \alpha_0 + X_{a2} \quad (23)$$

$$X_{a2} = -0.0085\alpha_0^2 \quad (24)$$

ここで、 $\alpha_{P_{a1}}$ は上総圧を使用しないで算出した値、 X_{a2} は補正項であり次のようにして求めた。図 24 に上下非対称の補正の前後の比較を示す。補正前は、上下総圧を使用した場合と、上総圧のみ、下総圧のみの場合で差が生じている。別途実施した解析で滑空フェーズでは平均的に迎角も小さく、誤差が小さいことを確認したので、上下総圧のそれぞれを使わない場合と両方を使った場合が一致するように補正式を定めた。ただし、下総圧を使用するケースでは補正項 X_{a2} の極性を逆にしている。

以上を踏まえて、 α の補正式を以下の通りとする。

$$\alpha_{cor} = \alpha_{TLM} + \Delta\alpha \quad (25)$$

$$\Delta\alpha = \alpha_{P_{a1}} - \alpha' \quad (26)$$

$$\alpha' = \frac{P_{a1} - P_{a2}}{K'(P_3 - (P_{b2} + P_{b1})/2)} \quad (27)$$

また、 α_{cor} は補正後の α 、 α_{TLM} はテレメトリデータの α 、 α' は (19) 式の係数を補正した OFP が算出している α を模擬できるように修正した値となっている。

この補正量 $\Delta\alpha$ と補正した結果を図 25 に示す。116.8 秒付近までの異常を補正したいので、上の図に示した $\Delta\alpha < 0$ となっている区間 (赤く示した区間) で補正を行った。

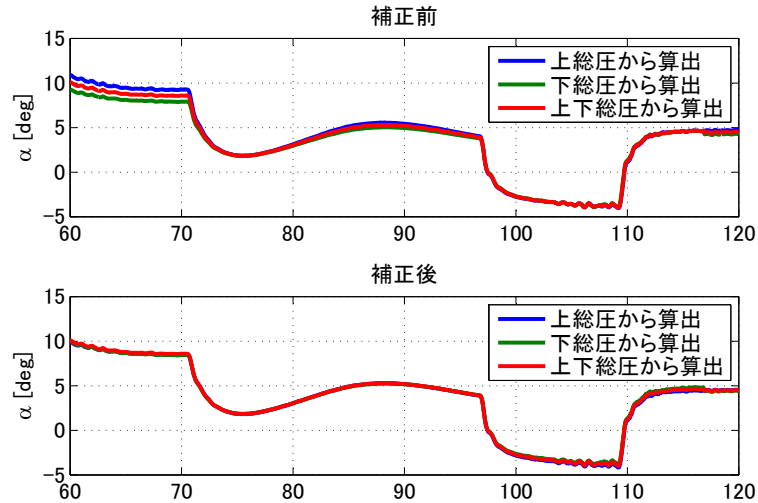
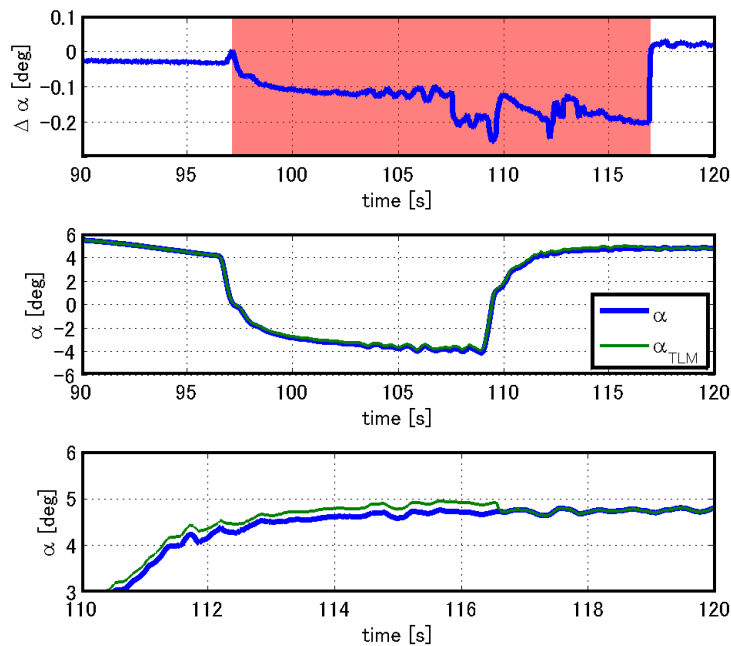


図 24: 上下非対称の補正

この図から、補正が終了した約 117 秒の点でテレメトリデータの α が急減しているのに比べると、補正後の α は滑らかにつながるようになった。

図 25: 補正量 $\Delta\alpha$ のと補正した α 時間履歴

B ガウス過程回帰による空力モデル作成

B.1 なぜガウス過程回帰を用いたか

C_L などの空力係数は α などの状態量に依存するものと考えられるので、 α などの状態量を引数とする関数として C_L などの空力係数をモデリングすることを考える。これは連続値を入力として連続値を推定する回帰問題として考えることができる。そして航空機の飛行実験データを用いた回帰問題では飛行実験データ特有の事情を考慮する必要がある。

航空機の飛行実験データは各種センサーを通して状態量を取得して得られたものであり、それぞれの状態量にはセンサーの観測誤差が含まれている。こうしたノイズが含まれたデータから空力係数を点推定して空力モデルと比較しても値が異なるのは当然であり、知りたいのは推定された空力係数にどの程度の信頼性があるかである。つまり知りたいのは空力係数の値というよりも、空力係数の信頼できる区間である。

幅付きで値を予測できるという特徴から今回ガウス過程回帰 (Gaussian Process Regression, GPR) を用いて空力係数を推定することにした。ガウス過程回帰では予測値 \mathbf{y} が多変量正規分布に従うと仮定し、その平均と分散共分散行列をカーネル関数を通して計算する。予測値は正規分布という確率分布に従っているのでその標準偏差などをみれば信頼区間などを計算できる。

B.2 ガウス過程回帰の概要

B.2.1 標準的なガウス過程回帰

詳しい導出は参考文献 17) に譲るがこの章ではガウス過程回帰の要点を述べる。まず観測値 y がモデルの値 $\tilde{y} = f(x)$ に観測誤差 ϵ_y が足されたものと考え、モデルの値 $f(x)$ は基底関数に重みづけしたものだがこの重みが正規分布に従うと仮定することで $f(x)$ も正規分布に従うようになる。

$$\mathbf{y} = \tilde{\mathbf{y}} + \boldsymbol{\epsilon}_y \quad (28)$$

$$\tilde{\mathbf{y}} = f(\mathbf{x}) \quad (29)$$

$$\boldsymbol{\epsilon}_y \sim \mathcal{N}(0, \sigma_y^2) \quad (30)$$

そして観測値と入力変数がそれぞれ n 個あるとしそれぞれ \mathbf{x}, \mathbf{y} と表す ($\mathbf{x} = (x_1, \dots, x_i, \dots, x_n), \mathbf{y} = (y_1, \dots, y_i, \dots, y_n)$)。このとき \mathbf{y} は多変量正規分布に従いその分散は以下のように書ける。

$$\mathbf{y} \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, C_n) \quad (31)$$

$$C_n = K + \sigma_y^2 I \quad (32)$$

$$K_{i,j} = k(x_i, x_j) \quad (33)$$

ただしここで k はカーネル関数である。ガウス過程回帰ではモデル $f(x)$ を明示的に求めずその分散共分散をカーネル関数を通して計算するノンパラメトリックな回帰と言える。

B.2.2 入力のノイズを考慮したガウス過程回帰

このままでは観測値 y の観測誤差は考慮できているが、入力変数の x にはノイズが含まれていないとしている。しかし今回入力変数として考えているのは α などの状態量でありセンサー誤差が含まれているので、入力変数がノイズフリーと仮定したままでは都合が悪い。ガウス過程回帰で入力変数の観測誤差を考慮する手法はいくつか提案されているが今回は参考文献 18) の手法を用いることにした。

この方法ではモデル $\tilde{y} = f(x)$ を x について Taylor 展開し ($f(x) = f(x - \epsilon_x) + \partial f / \partial x (-\epsilon_x)$) その分散共分散を考えている。このとき $f(x)$ を偏微分したものの $\partial f / \partial x$ の分散共分散は、 $f(x)$ の分散共分散を偏微分したものに等しいため、最終的に y の分散共分散は以下ようになる。

$$\mathbf{y} \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, C'_n) \quad (34)$$

$$C'_n = K + L + \sigma_y^2 I \quad (35)$$

$$L_{i,j} = \sigma_x^2 \frac{\partial^2}{\partial x_1 \partial x_2} k(x_1, x_2) \Bigg|_{x_1=x_i, x_2=x_j} \quad (36)$$

$$\epsilon_x \sim \mathcal{N}(0, \sigma_x^2) \quad (37)$$

これにより観測値だけでなく入力値の観測誤差も考慮できるようになった。

B.2.3 空力係数の予測

次に n 個の訓練データ X^t, y^t でガウス過程回帰を学習してから m 個のデータ X^* での値 y^* を予測することを考える。これは正規分布の条件付き確率を考えればよく y^* の平均 μ^* と分散共分散 Σ^* は以下のように計算できる。

$$\mu^* = c^T C'_n{}^{-1} y^t \quad (38)$$

$$\Sigma^* = C'_m - c^T C'_n{}^{-1} c \quad (39)$$

ここで, $C'_{ni,j} = k(x_i, x_j)(i, j = 1, 2, \dots, n, x_i, x_j \in X^t)$, $C'_{mi,j} = k(x_i, x_j)(i, j = 1, 2, \dots, m, x_i, x_j \in X^*)$, $c_{i,j} = k(x_i, x_j)(i = 1, 2, \dots, n, j = 1, 2, \dots, m, x_i \in X^t, x_j \in X^*)$ である.

B.2.4 パラメータの最適化

今回入力変数は迎角 α とマッハ数 M であるとし, カーネル関数はよく用いられる RBF カーネル

$$k(x_i, x_j) = \theta_0 \exp \left\{ -\frac{1}{2} \sum_{h=1}^{d_x} \left(\frac{x_{i,h} - x_{j,h}}{l_h} \right)^2 \right\} \quad (40)$$

を用いることとする. ここで, 入力変数は2変数なので $d_x = 2$ である.

パラメータは σ_y, σ_x とカーネル関数のパラメータがあるがこれら全てを最適化するわけではない. まず入力変数のデータにはセンサーの観測誤差が含まれており, センサーの仕様に従ってこの観測誤差はガウス分布に従うとして σ_x は固定である (正確に言えば M と高度に依存するが最適化するわけではない). 次に空力係数の観測誤差 σ_y については直接センサーで C_L や C_D を測定しているわけではないが, 気象状況やセンサーに依存する値でありパラメータのように最適化するものではないと考えられるので, 後述する方法で見積もった値で固定する. したがって最適化するパラメータは, カーネル関数のパラメータ (θ_0, l_h) のみであり Grid Search で最適化する.

最適化の際に用いる指標として (41) の対数尤度を用いた.

$$\log p(\mathbf{y}|\mathbf{x}) = -\frac{1}{2} \mathbf{y}^T C_n^{-1} \mathbf{y} - \frac{1}{2} \|C_n\| - \frac{n}{2} \log 2\pi \quad (41)$$

B.2.5 空力係数の観測誤差の見積もり

空力係数は (42), (43) のように定義されている. このうち定数の m/S 以外の項に出てくる変数はセンサーの観測誤差を含んでいる.

$$C_L = \frac{m}{S} \frac{a_x \sin \alpha - a_z \cos \alpha}{Q} \quad (42)$$

$$C_D = \frac{-m}{S} \frac{a_x \cos \alpha + a_z \sin \alpha}{Q} \quad (43)$$

3.2 節の方法を用いて C_L, C_D の標準偏差を σ_y に代入しこの値で固定してパラメータの最適化を行った. ただし, 飛行条件などによって空力係数の推定値の不確かさは変化するため, 比較的条件変化が小さくなるようフェーズごとに区切って本手法を適用することとした.

B.3 空力係数推定の流れ

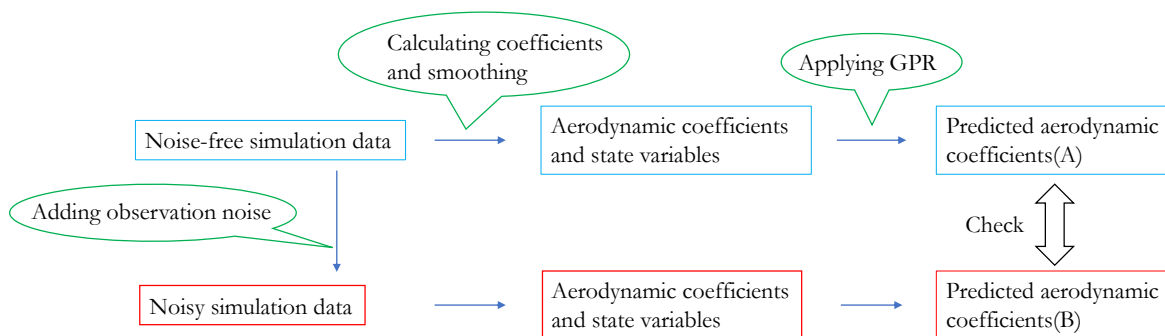


図 26: 飛行シミュレーションデータを用いたガウス過程回帰による空力係数推定の流れ

まずガウス過程回帰による空力係数の推定の有効性を示すために飛行シミュレーションデータを用いた空力係数の推定を行う. 手順の流れは図 26 のようになる. 飛行シミュレーションデータでは真値と真値に観測誤差を足し合わせた観測値の二種類のデータがあるので, 観測値をもとにガウス過程回帰で学習した空力係数の 3σ 区間に真値が含まれていればガウス過程回帰を用いて算出した空力係数は妥当であることが示される.

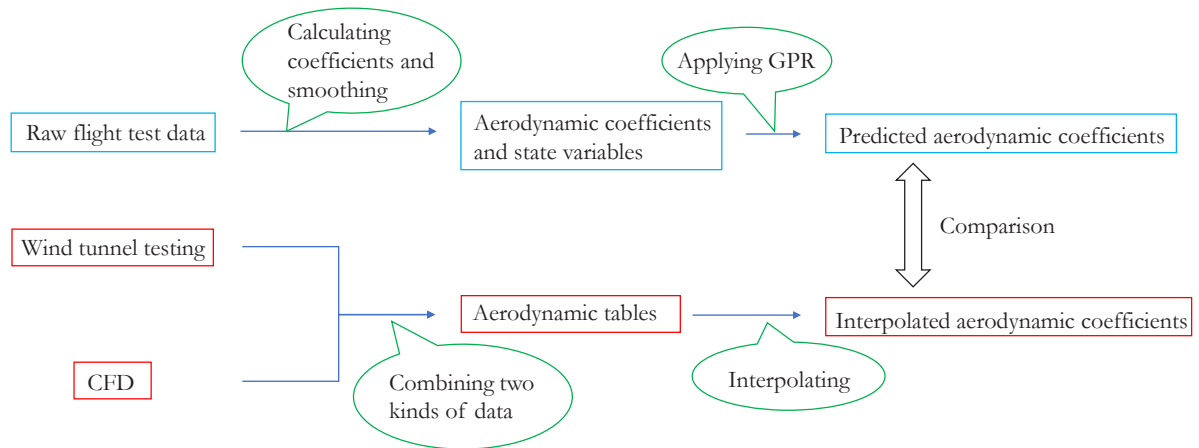


図 27: 飛行実験データと空力モデルの比較手順

次に飛行実験データを用いた空力係数推定の流れは図 27 のようになる。ここでは飛行実験データから算出される空力係数の 3σ 区間に空力モデルの値が含まれるかどうかをみる。

B.4 空力係数の推定結果

B.4.1 飛行シミュレーションデータを用いた空力係数の推定結果

飛行シミュレーションデータを用いた空力係数の推定結果は図 28 のようになった。この時に使用したカーネルのパラメータは、

$$\begin{bmatrix} \theta_0 & l_\alpha & l_M \end{bmatrix}_{C_L} = \begin{bmatrix} 0.008 & 4.0 & 0.168788 \end{bmatrix} \quad (44)$$

$$\begin{bmatrix} \theta_0 & l_\alpha & l_M \end{bmatrix}_{C_D} = \begin{bmatrix} 0.0012 & 20.0 & 0.432028 \end{bmatrix} \quad (45)$$

である。

C_L, C_D いずれも 3σ 区間にほぼ真値がおさまっており、ガウス過程回帰を用いて観測誤差が含まれるデータから空力係数を推定することは有効であると言える。

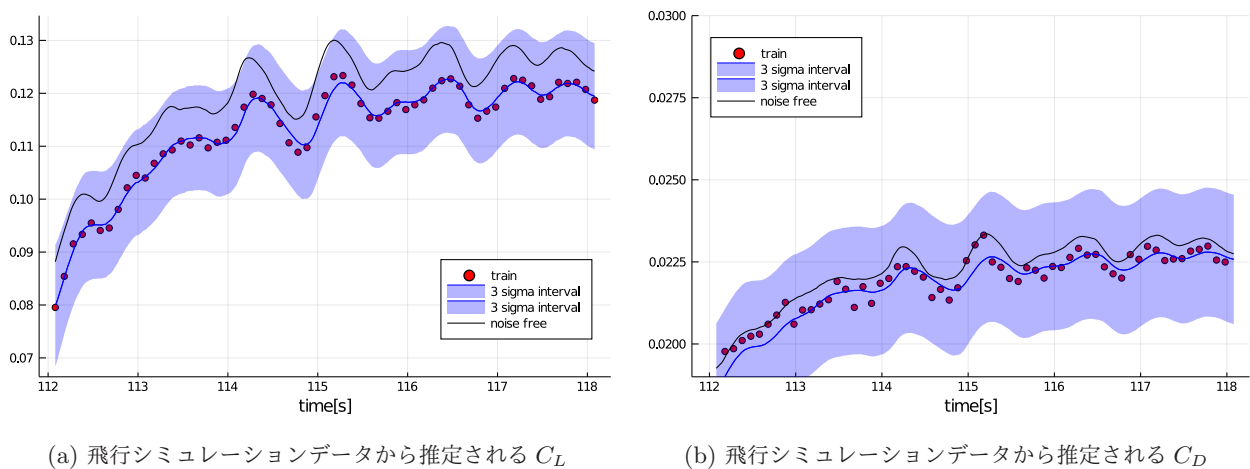
(a) 飛行シミュレーションデータから推定される C_L (b) 飛行シミュレーションデータから推定される C_D

図 28: 飛行シミュレーションデータを用いて推定される空力係数。青の領域が 3σ 区間、赤の点は訓練データ、黒線は観測誤差を含まない真値を表す。

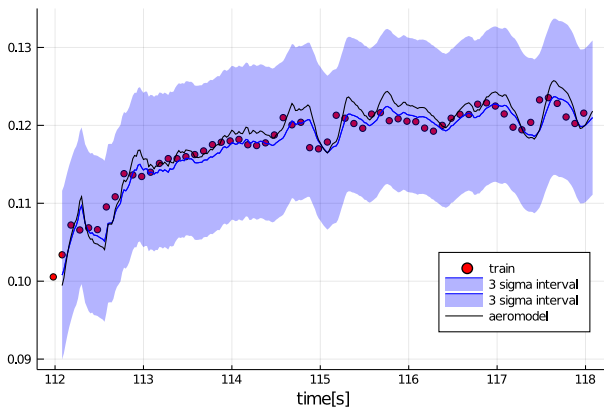
B.4.2 飛行実験データを用いた空力係数の推定結果

飛行実験データを用いた空力係数の推定結果は図 29 のようになった。この時に使用したカーネルのパラメータは、

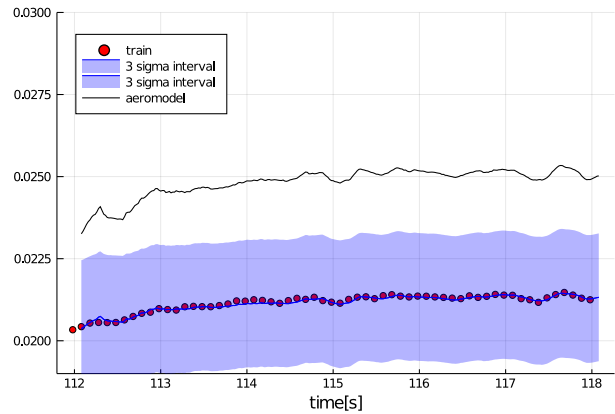
$$\begin{bmatrix} \theta_0 & l_\alpha & l_M \end{bmatrix}_{C_L} = \begin{bmatrix} 0.0129 & 3.41428 & 100.0 \end{bmatrix} \quad (46)$$

$$\begin{bmatrix} \theta_0 & l_\alpha & l_M \end{bmatrix}_{C_D} = \begin{bmatrix} 0.0005 & 13.3 & 1.77335 \end{bmatrix} \quad (47)$$

である。



(a) 飛行実験データから推定される C_L



(b) 飛行実験データから推定される C_D

図 29: 飛行実験データを用いて推定される空力係数。青の領域が 3σ 区間、赤の点は訓練データ、黒線は空力モデルの値を表す。

C_L についてはおおむね飛行実験データから推定された空力係数と空力モデルの値が一致しており、 3σ 区間におさまっていることが確認できる。しかし C_D については、空力モデルの値が飛行実験データから推定される値よりもかなり大きく、 6σ 相当に近い値となっていることがわかる。

この結果は、図 15 に示したモンテカルロシミュレーションを用いて行った空力推定値の不確かさの評価を、ガウス過程回帰を用いて行った事に相当する。そこで、図 15 のスケールを図 29 に合わせてプロットし直した結果を図 30 に示す。これらの結果から不確かさの大きさを比較すると、 C_L についてはわずかに GPR の方が小さく、 C_D についてはほぼ同程度の大きさとなっている。このことから、従来手法による不確かさの評価と GPR による不確かさの評価でほぼ同等の結果が得られたことが確認できた。また GPR の結果は確率分布モデルとして求められているため、誤差モデルを含んだ空力モデルとしても使用可能という特徴がある。

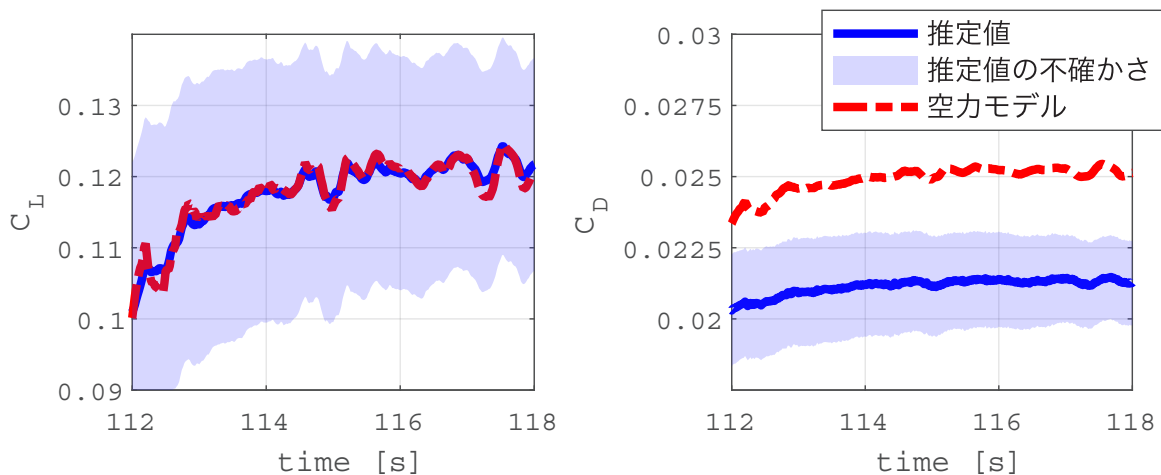


図 30: 4 章で得られた結果

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-21-001

JAXA Research and Development Report

D-SEND#2の飛行データを用いた不確かさを含む空力特性の推定

Estimation of Aerodynamic Coefficients of D-SEND#2 with Uncertainty from Flight Data

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 2021年9月3日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

