

## 2D01 Re-BooT実証機形状のソニックブーム推算波形の不確かさ検討

○湯原達規(宇宙航空研究開発機構), 嶋田凌(ASI総研)

A Study of Uncertainties on Predicated Sonic Boom Signatures of Re-BooT Experimental Airplane Geometry  
Tatsunori Yuhara (JAXA) and Ryo Shimada (ASIRI)

Key Words : Supersonic Flow, Shock Wave

### Abstract

Measured sonic boom signatures of Re-BooT (Robust en-route sonic-Boom mitigation Technology demonstration) experimental airplane are supposed to be compared with predicted ones in order to validate JAXA's low boom design technology. Measured flight information such as Mach number and angle of attack are used in sonic boom prediction. Therefore, the predicted sonic boom signatures have uncertainties according to uncertainties of measured flight information. This study shows the progress of the uncertainty study.

### 1. はじめに

航空機が超音速で飛行すると、機体の周りに衝撃波と呼ばれる急激な圧力変動が生じる。これが地上に伝わると、衝撃性騒音のソニックブームとして観測され、民間超音速機の実現を阻む大きな障壁となっている。JAXAは2015年に実施したD-SENDプロジェクトの飛行試験によって低ソニックブーム設計概念を実証し、ソニックブーム強度を従来の超音速旅客機の半分に低減する技術[1]を獲得した。D-SENDプロジェクト以降は低ソニックブーム設計概念をさらに発展させ、より広い範囲でソニックブームを静かにするためのロバスト低ブーム設計技術[2]の研究開発を行っている。ロバスト低ブーム超音速機設計技術実証:Re-BooTプロジェクト[3]ではこのロバスト低ブーム設計技術を飛行試験(図1)によって実証を行い、実証成否の判断のためにソニックブームの計測波形と推算波形を比較する。推算波形を得る過程で飛行データ・気象データといった計測データを用いるが、不確かさが含まれるため、推算波形にも不確かさが伝播される。

本稿ではRe-BooT実証機形状のソニックブーム推算波形の不確かさ検討結果を報告する。2章でソニックブーム波形推算不確かさの評価の流れ、近似モデル作成に係る課題を示す。3章では推算ツール、近似モデル作成、不確かさ評価の方法について述べる。4章では不確かさ評価の一連のプロセスを示し、5章でそのプロセスについての考察を行う。

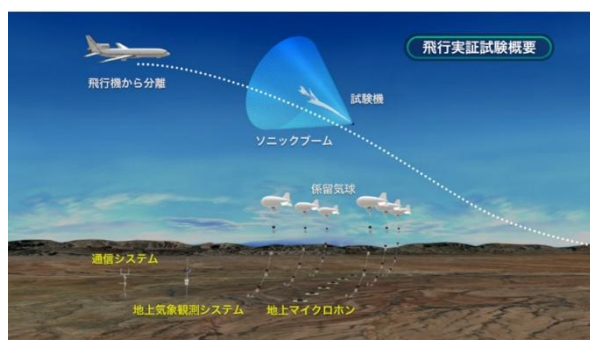


図1. Re-BooT飛行試験のイメージ図

### 2. ソニックブーム推算波形の不確かさ

#### 2.1. 評価の流れ

ソニックブーム波形推算は流体解析で近傍場波形を求めた後に、音響伝搬解析で遠方場波形を求め、騒音レベルを評価するという流れが現在の主流である。また、不確かさ評価とは多数の入力に対して解析を繰り返し、出力の不確かさを推定することを指す[4]。

ソニックブーム推算波形の不確かさ評価の課題の一つは計算コストといえる。特に流体解析を繰り返す計算コストはいまだに高く、ワンケース数時間かかることもある。計算コストを下げるためには解析の忠実度や精度を下げる必要があるが、近似モデルを使うことが多い。[5-11]

#### 2.2. 近似モデルとその課題

近似モデルは非常に便利である反面、いくつか課題がある。以下に筆者らが考える課題と解決の方向性を示す。

##### ➤ 再現性の担保

- 学習データとは異なる検証データを用いて再

現性を確認する必要がある。

- モデルが複雑・大規模になるほど再現性は低下する傾向があるため、可能な限りモデルを単純化・小規模化することが望ましい。
- 更新し易さ
  - 学習データの作成には高い計算コストを伴うことが多いため、学習データの再利用や再学習のしやすさを考慮することが有効である。
- 適用範囲の確認
  - 近似モデルは再現性が保証された点の近くで使うべきであり、その外側での使用には注意が必要である。

### 3. 方法

#### 3.1. 推算ツール

近似モデルを使わない通常のソニックブーム波形推算は、まず流体解析で機体近傍の流れ場を求め、次にスペースマーチング法による流体解析で近傍場圧力波形を推算したのち、音響解析で機体から十分離れた位置の遠方場圧力波形を推算するという手順で進める。

本検討では格子生成ツールPointwise[12]、流体解析ツールFaSTAR[13]、スペースマーチング法ツールNsonics[14]、音響伝搬ツールXnoise[15]を使用する。

#### 3.2. 近似モデル作成

近似モデルの作成は、まず入出力の明確化から始まり、次にデータの収集と前処理を行い、適切な近似手法を選択したうえで、学習データによるモデルのフィッティングを行い、最後に検証データを用いて再現性を評価する、という手順で進める。

本検討においては、出力として近傍場波形を、入力としてそれに関連する変数を対象とする。データは総当たりの収集し、前処理では先端衝撃波の位置合わせを実施する。近似手法およびフィッティングには、Pythonのscipy.interpolate モジュール[16]で提供されている関数を用いる。

#### 3.3. 不確かさ評価

不確かさ評価とは多数の入力に対して解析を繰り返し、出力の不確かさを推定する。

本検討における不確かさ評価では、モンテカルロシミュレーション(MCS)の手法を用いる。具体的には、所定の確率分布に従って入力パラメータのサンプルセットを生成し、近似モデルにより近傍場波形を推算した後、音響解析ツールを用いて遠方場波形を推算する。この一連のプロセスを多数回繰り返すことで、時刻ごとの遠方場圧力について確率密度関数(PDF)を推定する。得られたPDFに基づき、95%信頼区間(95% CI)を不確かさの指標として定義する。

## 4. 結果

### 4.1. 形状と計測データ

図2に示す形状案を用いて試行を行った。ソニックブーム波形推算に用いる計測予定のデータは以下の通りである。感度解析(付録A)を参考に下線を引いた変数のみを本検討の不確かさ評価の対象とした。

- 飛行データ
  - マッハ数、迎角、舵角
  - 位置、経路角、経路角変化率
  - 構造変形
- 気象データ
  - 気温、風速、湿度
  - 大気乱流に関する諸量

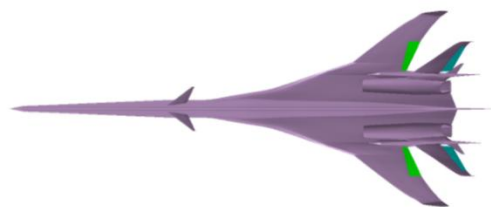


図2. Re-BooT実証機形状案

### 4.2. 近似モデル作成

上記の4変数のうち、近傍場波形に関連するマッハ数および迎角に対して近似モデルを構築した。図3に、取得した学習データ(25点)および検証データ(16点)を示す。図4には、学習データの出力結果を示している。近似手法およびフィッティングにはPythonモジュールの中で3次スプライン補間のinterp2D(cubic)を選択した。

表1に、検証結果を示す。騒音レベルに基づいて比較した結果、最大で0.03 PLdBの差にとどまった。図5にその最大差が生じたケースの比較を示す。近傍場波形では、唯一 $x/L=0.30$ 付近に差異が確認されたが、伝搬過程でその差異がなくなり遠方場波形ではほぼ一致したものと考えられる。

図6に、近似モデルを示す。 $x/L=0.30$ では衝撃波の前後で圧力が急激に変化するため、再現が比較的難しいと考えられる。一方、 $x/L=0.10$ における近似モデルは出力が単調に変化しており比較的再現しやすいと考えられる。

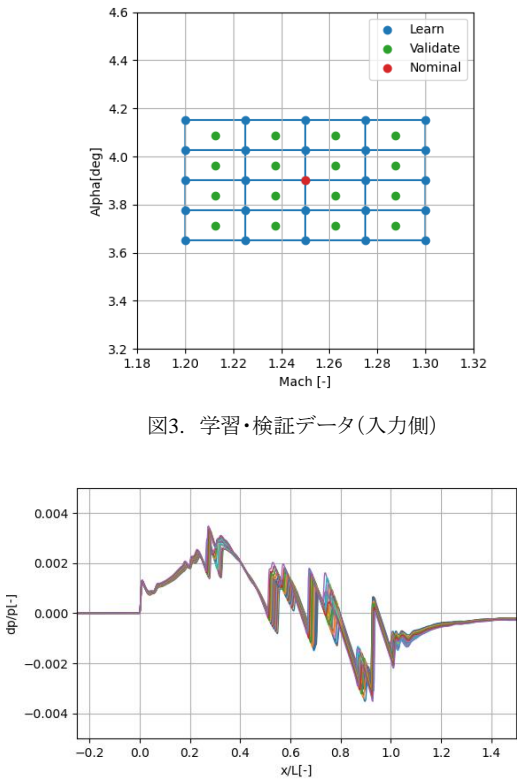


図3. 学習・検証データ(入力側)

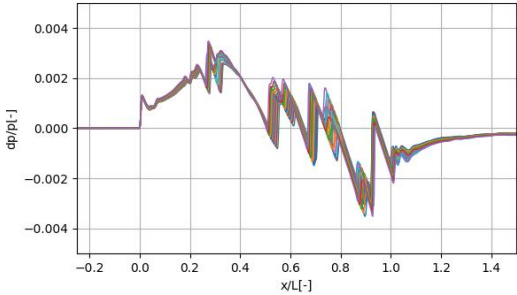
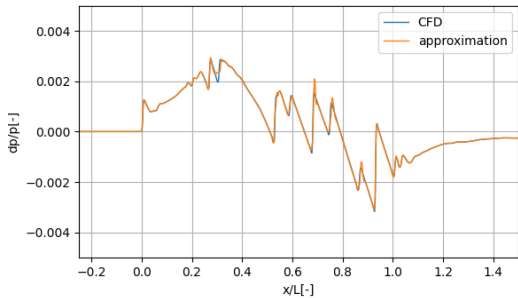
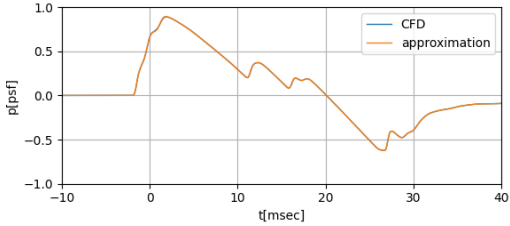


図4. 学習データ(出力側)

表1. 検証データと近似モデルの比較結果			
CASE	検証データ [PLdB]	近似モデル [PLdB]	差分 [PLdB]
M1.2125A3.7235B0	95.56	95.57	0.01
M1.2125A3.8485B0	95.75	95.75	0
M1.2125A3.9735B0	95.93	95.92	-0.01
M1.2125A4.0985B0	95.74	95.77	0.03
M1.2375A3.7125B0	95.47	95.48	0.01
M1.2375A3.8375B0	95.66	95.68	0.02
M1.2375A3.9625B0	95.82	95.84	0.02
M1.2375A4.0875B0	95.6	95.63	0.03
M1.2625A3.7125B0	95.62	95.61	-0.01
M1.2625A3.8375B0	95.81	95.84	0.03
M1.2625A3.9625B0	96.04	96.06	0.02
M1.2625A4.0875B0	95.96	95.95	-0.01
M1.2875A3.7125B0	96.06	96.06	0
M1.2875A3.8375B0	96.34	96.32	-0.02
M1.2875A3.9625B0	96.52	96.5	-0.02
M1.2875A4.0875B0	96.5	96.48	-0.02

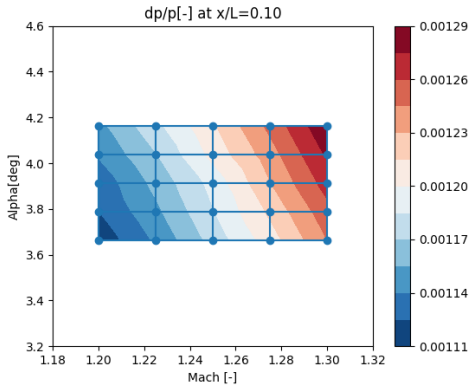


(a) 近傍場波形

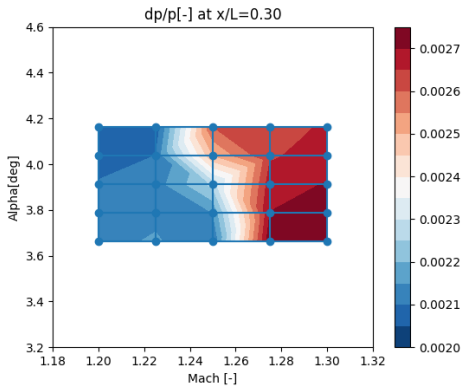


(b) 地上波形

図5. 検証データと近似モデルの比較  
(M1.2375A4.0875B0)



(a)  $x/L=0.10$



(b)  $x/L=0.30$

図6. 近似モデル

4.3. 不確かさ評価

MCSを行う入力変数の $\mu$ と $3\sigma$ を表2の通り設定し、独立した正規分布に従う乱数(多変量正規乱数)を発生させ、MCSデータを1000点取得した。図7にマッハ数と迎角のMCSデータ分布図を示すが、ほとんどがスプライン補間の内挿範囲の内側に位置することが分かる。

図8に遠方場波形の不確かさとして95%CIを示すとともに、実線で最頻値を示す。近傍場圧力で先端衝撃波位置を合わせているために、遠方場波形の先端付近の不確かさは小さく、後端に向かうにつれて不確かさは大きくなる。この不確かさ幅の内側に計測波形が含まれるか否かが、実証成否の判断材料の一つとなる。なお、騒音レベルについては最小:91.8PLdB、平均93.6PLdB、最大:95.1PLdBという結果となった。

表2. MCSデータ設定

	$\mu$	$3\sigma$
マッハ数 [-]	1.25	$\pm 0.05$
迎角 [deg]	3.90	$\pm 0.25$
経路角変化率 [deg/sec]	2.5	$\pm 0.6$
気温 [degF]	59	$\pm 25$

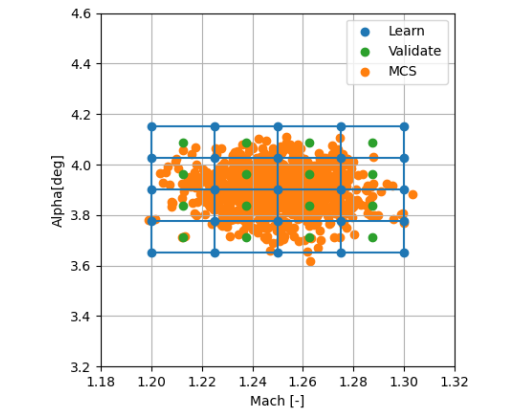


図7. MCSデータと学習データ

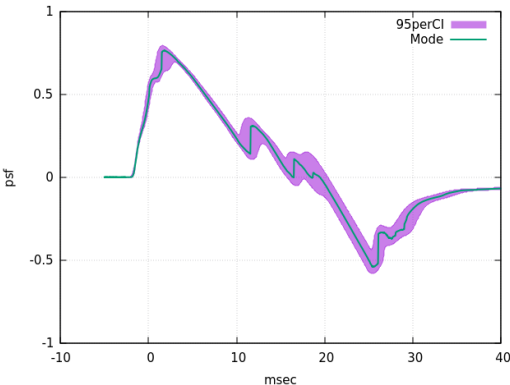


図8. 遠方場波形の不確かさ

4.4. 近似モデル更新と不確かさ再評価

次にMCSデータの迎角 $3\sigma$ を $\pm 0.25\text{deg}$ から $\pm 0.60\text{deg}$ に修正する必要性が生じた場合を考える(表3)。前節までに作成した近似モデルでは学習データ範囲が狭いので、迎角 $3.5\text{deg}$ と $4.3\text{deg}$ のラインに合計10点を追加した。図9にマッハ数と迎角のMCSデータ分布を示す。

PythonのモジュールのなかでRbf(cubic)を選択し、近似モデルと検証データを遠方場波形の騒音レベルで比較した結果、最大でも0.06PLdBの差であることが分かった。

図10に遠方場波形の不確かさとして95%CIを示すとともに、実線で最頻値を示す。図8と比べて、確かに不確かさの幅は広がった。なお、騒音レベルについては最小:91.5PLdB、平均93.6PLdB、最大:101.9PLdBという結果でなった。

表3. MCSデータ設定

	$\mu$	$3\sigma$
マッハ数 [-]	1.25	$\pm 0.05$
迎角 [deg]	3.90	$\pm 0.60$
経路角変化率 [deg/sec]	2.5	$\pm 0.6$
地上気温 [degF]	59	$\pm 25$

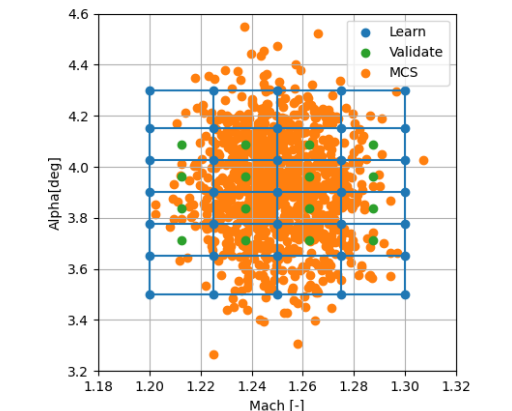


図9. MCSデータと学習データ

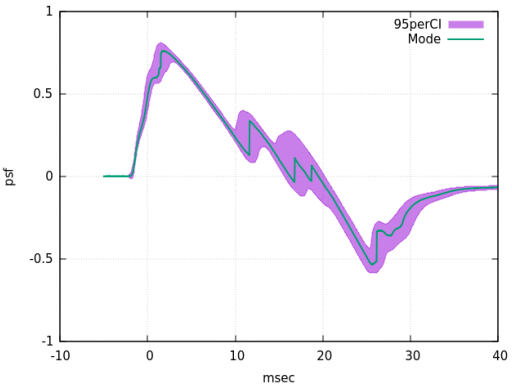


図10. 遠方場波形の不確かさ

## 5. 考察

### 5.1. 推算ツール

- マッハ数・迎角が異なる複数の近傍場波形を取得する際に、スペースマーチング法[14]を使うことで、流体解析側の格子を使い回すことができ、データ収集が効率化された。

### 5.2. 近似モデル作成

- 再現性担保のために、変数と変数範囲を絞って近似モデルを単純化・小規模化するとともに、検証データを使って確認した結果、満足いく再現性を得られた。
- 近似モデルの再現性は急激に圧力が変化する位置で低下することが分かったが、全体としては大きな問題は生じなかった。
- 近似モデルが単純・小規模であったため総当たりにデータサンプリングを行った。変数を増やす必要性が生じた場合の対応を今後検討予定である。
- 迎角不確かさ変更後の2回目のMCSでは、学習データのみを追加して適用範囲を拡大したが、検証データも追加して拡大した適用範囲における再現性も確認すべきだった。

### 5.3. 不確かさ評価

- 入力は正規分布と仮定したが、出力である遠方場波形の各時刻における確率分布は正規分布ではなかった。そのため、MCSのようなノンパラメトリックな手法が適切と考えられる。
- 流体解析や音響伝搬解析のモデルに含まれる不確かさ(Epistemic uncertainty)[17]は今後検討予定である。
- 大気乱流・構造変形については今後検討予定である。

## 6. まとめ

ソニックブーム推算波形の不確かさを評価するためには、計算コストの高い近傍場波形算出部分の近似モデルが必須である。その近似モデルの課題は、再現性の担保、更新のし易さ、適用範囲の明確化であると考え、方法を検討し、不確かさ評価を試行した。

再現性については、単純・小規模な近似モデルを作成したこともあり満足いく結果を得られた。更新のし易さについては、学習・検証データを再利用できるか否かがポイントで今回はうまくいった。適用範囲の明確化については、検証データの配置がポイントであることが分かった。2回目のMCSでは学習データを追加することで適用範囲を拡大したものの、検証データを追加しなかったことで、拡大した適用範囲での近似モデルの再現性が不明瞭だった。

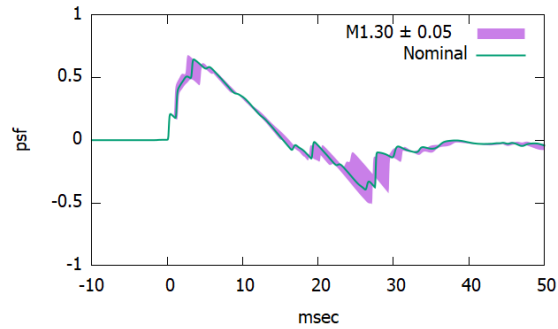
## 謝辞

宇宙航空研究開発機構スーパーコンピュータシステム『JSS3』を利用した。

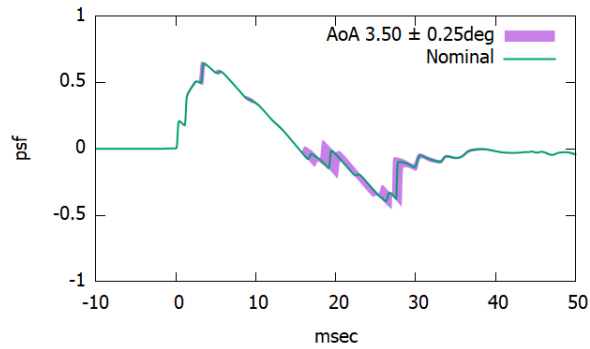
## 文献

- [1] 牧野好和, 金森正史, 石川敬掲, D-SEND#2 低ブーム設計コンセプト検証, 日本航空宇宙学会第47期年会講演会講演論文集, No. 2A8, 2016
- [2] Ueno, A., et al., "Robust Low-Boom Design Based on Near-Field Pressure Signature in Whole Boom Carpet," Journal of Aircraft, 54(3), 918–925.
- [3] <https://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/sst/reboot.html> [2025/4/16取得]
- [4] Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement, ISO, First edition, ISBN 92-67-10188-9, 1995.
- [5] West, T. K., Reuter, B. W., Walker, E. L., Kleb, B., and Park, M. A., "Uncertainty Quantification and Certification Prediction of Low-Boom Supersonic Aircraft Configurations," AIAA Journal of Aircraft, Vol. 54, No. 1, 2017, pp. 40–53.
- [6] Lazzara, D. S., Magee, T., Shen, H., Mabe, J. H., "Sonic Boom Performance of Low-Boom Aircraft in Non-Standard Atmospheres," AIAA Paper 2020-0792, 2020.
- [7] White, L., Schmidt, J., Doebler, W., and Carpenter, F., "Uncertainty Quantification Methodology for Sonic Boom Loudness of a Low-Boom Supersonic Concept," AIAA Paper 2024-4668, AIAA Aviation Forum, 2024.
- [8] Nemec, M., Bedonian, G., and Aftosmis, M. J., "Acoustic Signature Uncertainty Quantification for Quiet Supersonic Aircraft," AIAA Paper 2024-4671, AIAA Aviation Forum, 2024.
- [9] Jeong S., Ono, d., Shimoyama, K., Hashimoto, A., "Sonic Boom Analysis under Conditions of Atmospheric Uncertainty Using Polynomial Chaos," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 56, No. 189, 2013, pp. 129–136.
- [10] Yamazaki, W., Ishida, S., "Evaluation of Aerodynamic and Sonic Boom Performance of Supersonic Transport Aircrafts with Multiple Wing Configurations," Aerospace, Vol. 12, No. 5, 2023, Article 421.
- [11] Shimoyama, K., and Inoue, A., "Uncertainty Quantification by the Nonintrusive Polynomial Chaos Expansion with an Adjustment Strategy,"

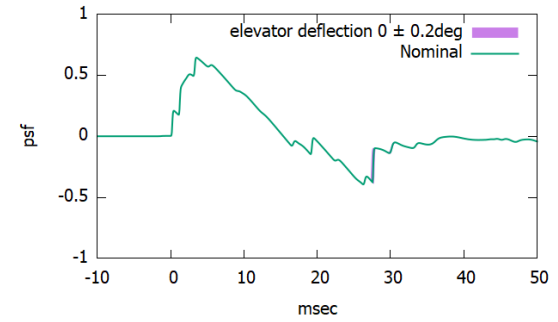
- AIAA Journal, Vol. 54, No. 10, 2016, pp. 3107–3116.
- [12] <https://www.pointwise.com>. [2025/5/21取得]
- [13] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M. and Lahur, P., “Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR',” AIAA paper 2012-1075, 2012.
- [14] Yamashita, R., and Ishikawa, H., "A Semi-Adapted Space Marching Method for Fast Sonic Boom Prediction," Journal of Computational Physics, Vol. 487, 2023, Article 112170.
- [15] Yamamoto, M., Hashimoto, A., Takahashi, T., Kamamura, T., and Sakai, T., “Long-Range Sonic Boom Prediction Considering Atmospheric Effects,” 40th International Congress and Exposition on Noise Control Engineering (Inter-Noise 2011), Sept. 2011
- [16] <https://scipy.org/> [2025/5/22取得]
- [17] Hamato, S., Tsutsumi, S., Yamashita, H., Shiohara, T., Hirotsu, T., and Kato, H., "Uncertainty Quantification and Management for Numerical Model of JAXA 6.5m × 5.5m Low-Speed Wind Tunnel," Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 71, No. 5, 2023, pp. 209–217.



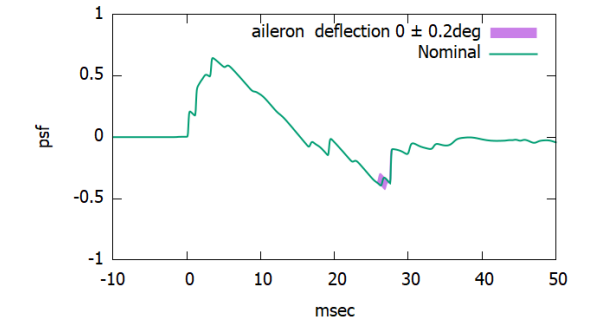
(a) マッハ数



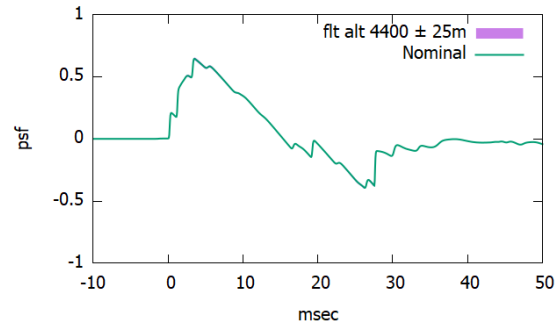
(b) 迎角



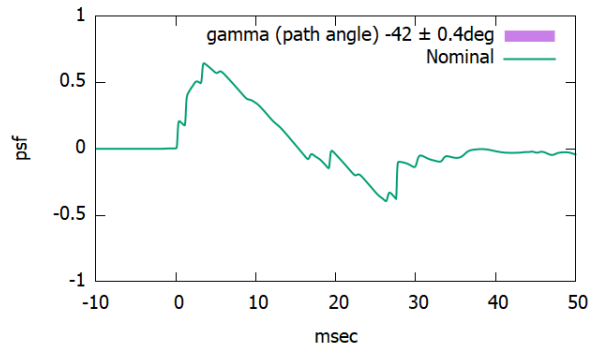
(c) エレベータ舵角



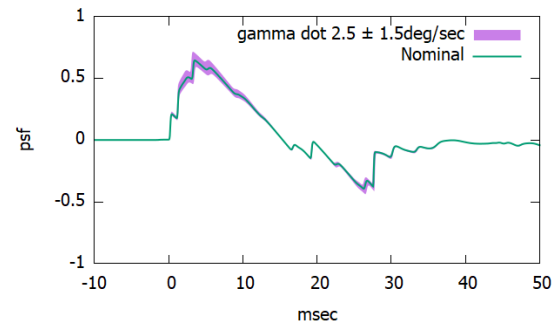
(d) エルロン舵角



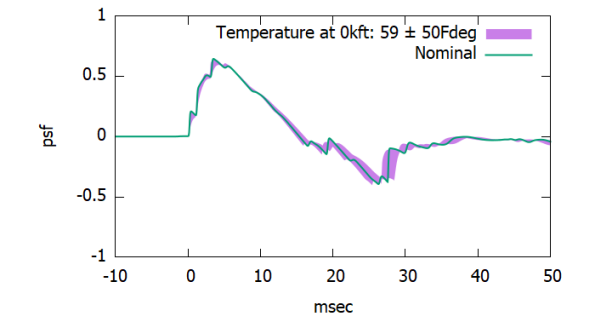
(e) 飛行高度



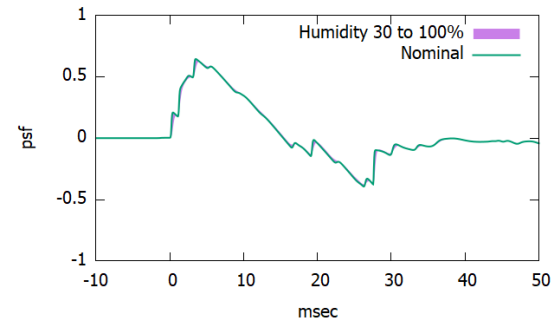
(f) 経路角



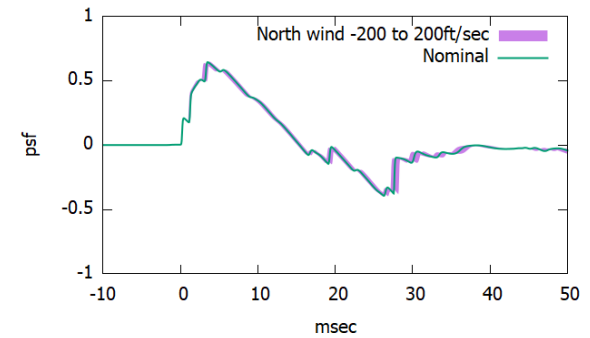
(g) 経路角変化率



(h) 気温



(i) 湿度



(j) 風

付録A. 感度解析