

3B04 機械学習を活用した極超音速飛行実験における飛行状態評価

○長谷川 進（宇宙航空研究開発機構）

Machine learning-based flight state evaluation in hypersonic flight experiments

Susumu Hasegawa (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words : Hypersonic, Computational Fluid Dynamics, Machine Learning

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) conducted a hypersonic combustion flight test to eliminate the wind tunnel dependency. The test vehicle was launched by the S-520 small rocket into a ballistic flight orbit, and the combustion experiment was conducted when it reached Mach number during descent. The JAXA RD1 flight test vehicle was launched by the S-520 rocket from JAXA Uchinoura Space. On July 24, 2022, the flight test was successfully conducted and flight experiment data was collected. Based on the ADS data evaluated by CFD, this study attempted to improve the prediction of dynamic pressure using linear weight analysis and statistical machine learning algorithms. The results were found to be more promising than the dynamic pressure estimation formulation originally used. In particular, xgboost provides the closest estimate to the theoretical values. Comparison of flight data obtained from IMU and data obtained from machine learning was performed; comparison of predicted dynamic pressures constructed from IMU data showed generally good agreement.

1. 結 言

極超音速飛行の推進研究は急速に発展している分野であり、有望な技術が数多く開発されている。しかし、極超音速飛行のための推進システムは、その望ましい性能を達成するために、課題を克服する必要がある。スクラムジェットエンジンは、超音速燃焼ラムジェットエンジンであり、有望な極超音速推進システムのひとつとされている。宇宙航空研究開発機構（JAXA）は、風洞依存性を解消するために極超音速燃焼飛行試験を実施した。目的は、マッハ6程度で飛行する機体でエチレン燃料を燃焼させ、実際の飛行条件下での燃焼状態を探ることであった。試験機は小型ロケットS-520によって弾道飛行軌道に投入され、落下中にマッハ数に達したところで試験を実施した。JAXA RD1飛行実験機は、2022年7月24日にJAXA内之浦宇宙空間観測所からS-520ロケットで打ち上げられました。極超音速飛行実験の模式図を図 1 に示す。JAXA RD1飛行実験機は、2022年7月24日にJAXA内之浦宇宙空間観測所からS-520ロケットで打ち上げられました。

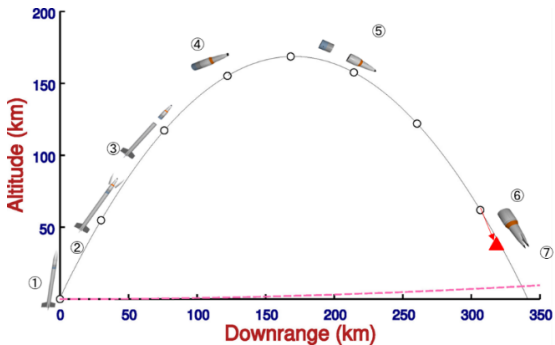


図1. 極超音速飛行実験の模式図

2. 機体周りの数値計算

この飛行実験を実現し、成功させるために様々な数値計算が行われた。機体周りの空力解析や伝熱解析も行われた。また、JAXAスーパーコンピュータセンターに設置されているJSS3という多くの計算資源を利用して、燃焼解析も行われた。本論文では、極超音速飛行体周りの空力解析に焦点を当てた。飛行体表面の圧力係数と飛行体周囲のマッハ数分布を

図2に示す．計算条件は，飛行条件がマッハ6，迎角が5度である．

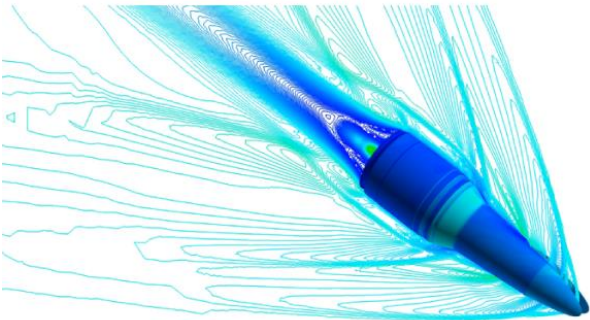


図2：飛行体表面の圧力係数と飛行体周囲のマッハ数分布

試験機表面に設置されたADS (エアデータセンサ)について、実験データと数値データの比較を行った。図3に、飛行実験で得られたADSの値を示した。ADSから飛行状況を把握することは、非常に重要な課題である。極超音速域でのピトー管の使用は、空力加熱の観点から困難である。飛行試験では、最初に提案された式（FADS1）を用いて動圧を決定した。飛行中は動圧を求めることでバルブの開閉などのシーケンスを開始する必要があるため、正確な動圧を求めることが重要である。

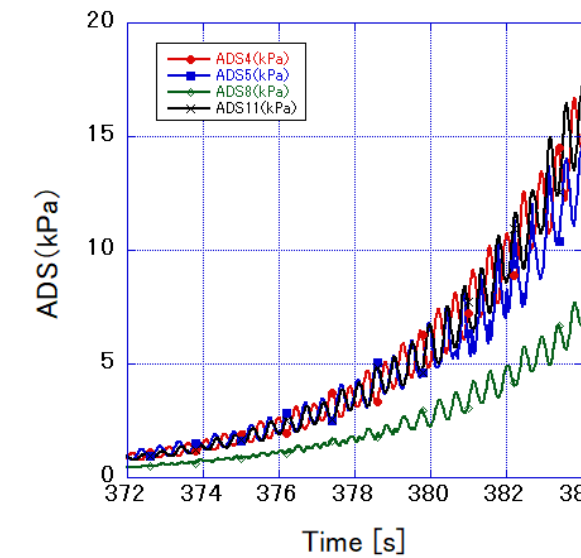


図3 各ADSの時間推移

3. 統計的機械学習の応用

以前の発表[1]では、従来の線形重回帰分析を用いて動圧評価式を解析した。本節では、統計的機械学習を用いて動圧を評価する。また、機械学習手法の一つである勾配ブースティング法を用いて、線形重回帰から非線形回帰の手法を取り入れた解析を行う。勾配ブースティングは、回帰と分類タスクに使用される。これは、予測モデルを弱い予測モデルのアンサンブル、典型的には決定木として表現する。決定木が弱い学習者である場合、結果として得られるアルゴリズムは勾配ブースティング木と呼ばれ、通常ランダム・フォレストを凌駕する。勾配ブースティング決定木(GBDT)は、勾配降下、ブースティング、決定木を組み合わせた機械学習手法である。GBDTはその精度の高さと使いやすさから、データ分析コンテストでよく使われる。代表的なGBDTライブラリには、xgboost、lightgbm、catboostがある。Xgboostは2014年にリリースされ、その精度と使いやすさから分析コンテストで頻繁に使用されている。lightgbmは2016年にリリースされ、分岐させるべき葉の決定木のトレーニングに焦点を当てている。catboostは2017年にリリースされたGBDTライブラリで、カテゴリ変数の扱いなど特徴的なイノベーションがある。本研究ではGBDT、catboost、xgboostを使用した。例えば、線形多重分析と機械学習の違いを明らかにした。これは、表1に示すように、異なる適用方法での誤差を比較したものである。図6は、各アルゴリズムによってRSMEとMAEがどのように変化するかを表示したものである。機械学習は誤差の減少を示し、Xgboost (eXtreme Gradient Boost)は誤差の大幅な減少を示している。

Table 1 Comparison of Errors for Different Application Methods

Algorithm	RMSE (kPa)	MAE (kPa)	R <sup>2</sup>
1. Linear Multiple Regression	1.827	1.024	0.996
2.	1.063	0.7156	0.999

Gradient Boost			
3. Catboost	0.496	0.3613	1.000
4. Xgboost	0.0079	0.0041	1.000

次に、gradient boost 法を利用した場合の動圧の理論値と推定値のプロットを図4示す。概ね、直線状に乗っているが、若干ばらつきがみられる。それは、動圧一定であるが、迎角、すべり角が変わった効果である。さらに、xgboost 法を利用した場合の動圧の理論値と推定値のプロットを図5に示す。RSME, MAE 共に、十分小さくなったことを示している。概ね、直線状に乗っており、ばらつきが図4に比べると小さい。迎角、すべり角が変わった場合でも、動圧をよりよく予想していることがわかる。よって、xgboost を用いた動圧予測法は、現在、試みた手法の中では、最も有力であるとわかった。次に、マッハ数の予測を行った結果を図6, 図7を示した。図6は、gradient boost 法を用いた結果であり、 $R^2=0.891$ であり、ばらつきが多い結果となる。図7は、xgboost 法を用いた結果であり、 $R^2=0.999$ であり、概ね良い予想結果となることが分かった。動圧、マッハ数のいずれも、xgboost法が、gradient boost法を上回る結果を得ることが分かった。

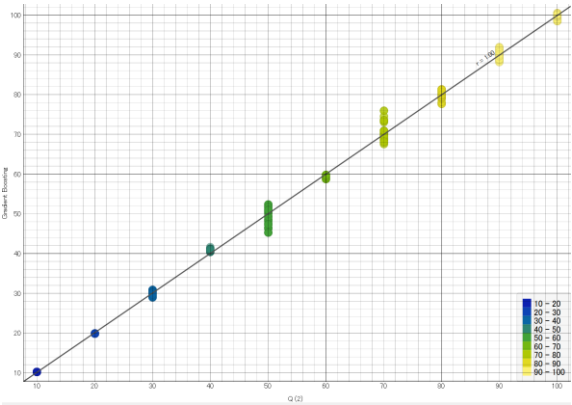


図4：Gradient Boost 法を利用した場合の動圧の理論値と推定値のプロット

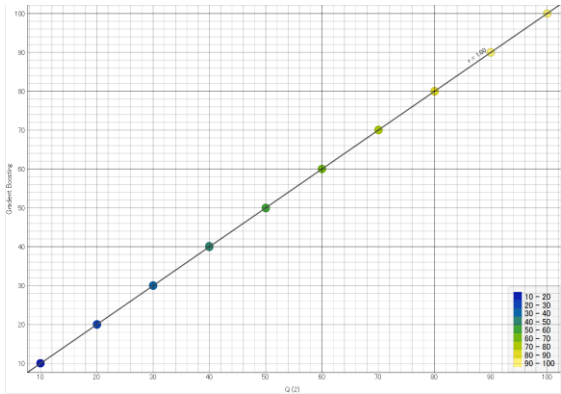


図5：xgboost 法を利用した場合の動圧の理論値と推定値のプロット

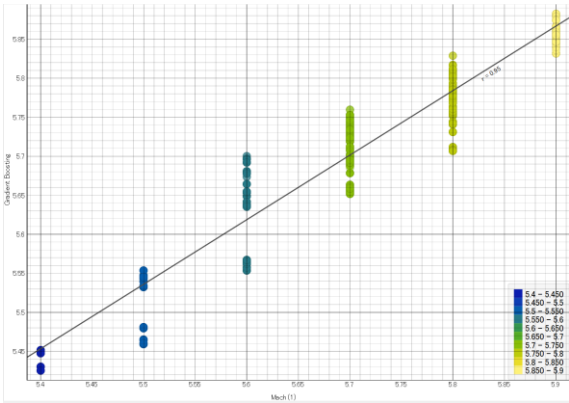


図6：Gradient Boost 法を利用した場合のマッハ数の理論値と推定値のプロット

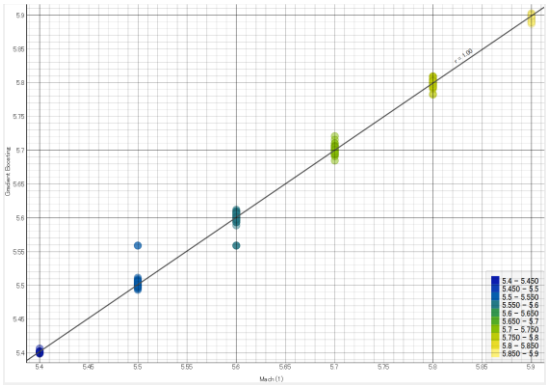


図7：xgboost 法を利用した場合のマッハ数の理論値と推定値のプロット

IMUから得られた飛行データと機械学習から得られたデータの比較を行った。IMUデータから構築した動圧を予測して比較すると概ね良く一致している。低圧側で拡大してみると違い見えるが、高圧側では誤差は小さくなる。誤差最小化のためには、高い圧力領域で誤差を低めた方が、全体の誤差が減るからである。

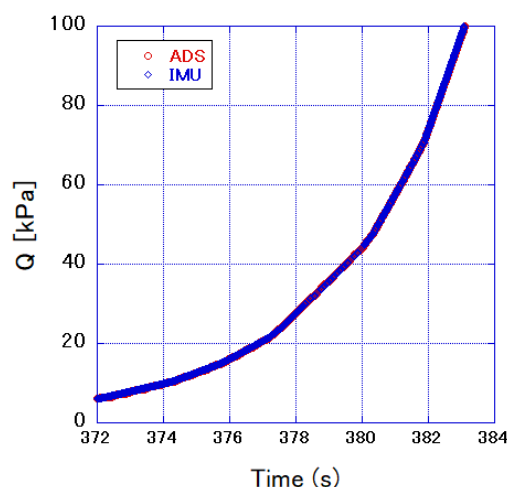


図8 IMUから推定した動圧と  
機械学習から推定した動圧の比較

#### 4. 結 語

宇宙航空研究開発機構（JAXA）は、風洞依存性を解消するために極超音速燃焼飛行試験を実施した。目的は、マッハ6程度で飛行する機体でエチレン燃料を燃焼させ、実際の飛行条件下での燃焼状態を探ることであった。試験機は小型ロケットS-520によって弾道飛行軌道に投入され、落下中にマッハ数に達したところで試験を実施した。JAXA RD1飛行実験機は、2022年7月24日にJAXA内之浦宇宙空間観測所からS-520ロケットで打ち上げられました。2023年7月に飛行実験は成功し、飛行実験データを取得した。

本研究では、CFDを用いて評価したADSデータを元に、機械学習を用いて動圧の予測を向上させる試みを行った。その結果、当初、用いていた動圧推定式に比べて良好な結果が得られることがわかった。特に、xgboostを用いた手法は誤差の大幅な低減をもたらし、理論値と推定値の関係がほぼ一致することが分かった。動圧、マッハ数のいずれも、xgboost法が、gradient boost法を上回る結果を得た。IMUから得られた飛行データと機械学習から得られたデータの比較を行った。IMUデータから構築した動圧を予測して比較すると概ね良く一致している。低压側で拡大してみると違い見えるが、高压側では誤差は小さくなる。誤差最小化のためには、高い圧力領域で誤差を低めた方が、全体の誤差が減るからである。

#### 5. 謝 辞

数値計算には、JAXAのスーパー・コンピュータシステム（JSS2,JSS3）を用いた。また、宇宙科学研究所、およびロケットメーカー、供試体メーカー等の多くの方のご協力を得たことに、感謝いたします。

#### References

- [1] Kanda, T., et al., “Design of Sub-scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model,” IAC paper IAC-05-C4.5.03, Oct. 2005.
- [2] Tomioka, S., Ueda, S., Tani, K., Sakuranaka, N., Hiraiwa, T., and Kanda, T., “Sea-Level Static Tests of a Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model,” AIAA-2007-5389, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinnati, OH, July 8–11, 2007.
- [3] Tomioka, S., Takegoshi, M., Kudo, K., Kato, K., Hasegawa, S., and Kobayashi, K.: “Performance of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine Model in Ejector Mode Operation,” AIAA-2008-2618, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, OH, Apr. 2008.
- [4] Tani, K., Izumikawa, M., Saito, T., Ono, F., and Murakami, A., “Ram and Ejector-Jet Mode Experiments of the Combined Cycle Engine in Mach 4 Flight Conditions,” AIAA-2008-0103, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan. 2008.
- [5] Tani, K., Tomioka, S., Kato, K., and Hiraiwa, T., “Current Status of Research of the Combined Cycle Engine at JAXA,” ISABE-2011- 1334, 20th ISABE Conference, Gothenburg, Sweden, Sep. 2011.
- [6] Takegoshi, M. et al., “Mach 8 Flight Condition Tests of Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model,” AIAA-2013-3668, 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, Jul. 2013.
- [7] Tomioka, S., Ueda, S., Tani, K. and Kanda, T., “Scramjet Engine Tests at Ramjet Engine Test Facility in JAXA-KSPC,” AIAA-2007- 1040, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 8–11, 2007.
- [8] T. Mitani, T. Hiraiwa, S. Sato, S. Tomioka, T. Kanda, and K. Tani, “Comparison of Scramjet Engine Performance in Mach 6 Vitiated and Storage-Heated Air,” J. Propulsion and Power, Vol. 13 (1997), pp. 635–642.

- [9] S. Tomioka, T. Hiraiwa, K. Kobayashi, M. Izumikawa, T. Kishida, and H. Yamasaki, “Vitation Effects on Scramjet Engine Performance in Mach 6 Flight Conditions,” *J. Propulsion and Power*, Vol. 23 (2007), pp.789–796.
- [10] Tani, K. et al., “Flight Experiment for the Validation of New Methodology to Compensate the Wind Tunnel Contamination Problem,” 32nd ISTS, 2019-g-02, Fukui, Japan. 2019.
- [11] Takahashi, M. et al., “Numerical Study on Combustor Flow-Path Design for a Scramjet Flight Experiment,” 32nd ISTS, Fukui, Japan. 2019.
- [12] Kodaera, M. et al., “Investigation of Air Vitation Effects on Scramjet Engine Performance,” 32nd ISTS, Fukui, Japan. 2019.
- [13] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M., and Lahur, P. R.: Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR,' AIAA Paper 2012-1075, 2012.
- [14] Murayama, M., Yamamoto, K., Hashimoto, A., Ishida, T., Ueno, M., Tanaka, K., and Ito, Y.: Japan Aerospace Exploration Agency Studies for the Fifth AIAA Drag Prediction Workshop, *J. Aircraft*, 51 (2014), pp. 1244–1267.
- [15] Hashimoto, A., Murayama, M., Yamamoto, K., Aoyama, T., and Tanaka, K.: Turbulent Flow Solver Validation of FaSTAR and UPACS, AIAA Paper 2014-0240, 2014.
- [16] Hasegawa, S. and Kanda, T., “Preliminary Numerical Simulation of Flow around Spaceplane for Airframe Engine Integration,” 31st ISTS, Matsuyama, Ehime, Japan, 2017. Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan.
- [17] Hasegawa, S. et al., “Flow Analysis around Spaceplane for Airframe Engine Integration by CFD,” 32nd ISTS, Fukui, Japan. 2019.
- [18] Obayashi, S. and Guruswamy, G. P.: Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver, *AIAA J.*, 33 (1995), pp. 1134–1141.
- [19] Men'shov, I. and Nakamura, Y.: Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization, 9th Japanese Symposium on CFD, Tokyo, Japan, pp. 123–124, 1995.
- [20] Shima, E., Kitamura, K., and Haga, T.: Green–Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids, *AIAA J.*, 51 (2013), pp. 2740–2747.
- [21] Hishida, M., Hashimoto, A., Murakami, K., and Aoyama, T.: A New Slope Limiter for Fast Unstructured CFD Solver FaSTAR, JAXA-SP-10-012, 2011, pp. 85–90 (in Japanese).
- [22] Turbulence Modeling Resource: <http://turbmodels.larc.nasa.gov/> (accessed December 4, 2023).
- [23] Hasegawa, S. and Tani, K., “Numerical Study of JAXA’s Experimental Vehicle for Hypersonic Flight,” 71st International Astronautical Congress (IAC) – The Cyber Space Edition, International Astronautical Federation, Paper IAC-20-C4.7.5, Paris, Oct. 2020.
- [24] Takahashi, H. et al., “Flush Air-Data Sensing System for A Sharp-Nosed Hypersonic Vehicle with Curved-Wedge Forebody,” *AIAA Journal*, Vol.58, Issue 11, Oct. 2020.
- [25] Tani, K., Takegoshi, M., Takasaki, K., and Tokudome, S., “JAXA RD1 Flight Experiment on Supersonic Combustion: Part1. Overview,” May 28–June 1, 2023, Bengaluru, Karnataka, India, 25th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- [26] Bishop, C. M., Pattern Recognition and Machine Learning. New York: Springer, 2006.
- [27] Chen, T. et al. "XGBoost: A Scalable Tree Boosting System," <https://arxiv.org/abs/1603.02754>, 2014.
- [28] Prokhorenkova, L. et al., "CatBoost: unbiased boosting with categorical features," <https://arxiv.org/abs/1706.09516>, 2017.