

自動格子生成手法を用いたロケットプレーン技術実験機の空力設計

高間良樹, 石本真二, 橋本敦
宇宙航空研究開発機構

Aerodynamic Design of Rocketplane Technology Experiment Vehicle Using Automatic Grid Generation Method

by
Yoshiki Takama, Shinji Ishimoto, and Atsushi Hashimoto

ABSTRACT

For the next-generation reusable launch vehicles, a rocketplane technology experiment is planned in JAXA space transportation mission directorate. In this experiment, the vehicle is air-launched, and climbs to an altitude of 80-100km by a rocket engine. After the engine cut-off, the vehicle experiences the ballistic flight, and finally lands on the ground by automatic guidance control. This paper describes the calculation of aerodynamic performances in the conceptual design of this vehicle. In the conceptual design, it is important to quickly calculate aerodynamic characteristics because there are too many design parameters and flight conditions, the required accuracy is not so severe, and no orbit calculation, structural calculation, and stability analysis are possible without any aerodynamic databases. In this study, using an automatic and fast grid generator, HexaGrid, the basic aerodynamic characteristics including tail performances and sideslip effects were successfully calculated by CFD in a short period of time. About 120 cases were calculated within one and a half month including grid generation. The present results were compared with those by the structured grid and another well-validated code. Basically, both of the surface pressure distributions exhibit the similar patterns, however some differences were found in the situations involving the separation at the leading edge.

1. はじめに

表 1 に示すように, JAXA ではこれまで HYFLEX, ALFLEX, HSFD フェーズ 1/2 を通して, 個別の領域において有翼機に関する技術獲得をしてきた. 現在の使い切りロケットに替わる再使用型宇宙輸送システムの実現に向けて, 今後, 再突入～着陸までの全領域を 1 つの機体で飛行し, 安全に帰還させることで, 更なる技術蓄積をしていく必要がある.

上記を踏まえ, 現在 JAXA 宇宙輸送ミッション本部では, ロケットプレーン技術実験機 の概念検討を進めている¹⁾. ロケットプレーンとは, ロケット推進により乗員やパイロットを地球周回軌道に輸送した後, 航空機のように地上に帰還し, 点検・整備した後に再び飛行できる再使用型システムの総称である.

本技術実験では, ロケットエンジンを搭載した小型の実験機を航空機から空中発射し, 弾道飛行を行わせる飛行試験を繰り返し行う. ロケットプレーン技術実験の飛行プロファイル例を図 1 に示す. 高度 10~12km で母機から実験機を投下後, ロケットエンジンを点火して上昇していく. その後実験機は弾道飛行を行い, 地上に自動着陸する. 最大到達高度は 80~100km 程度で, 最大マッハ数は 4 程度である. 従って, 帰還技術の中でも重要な耐熱技術については本技術実験の対象外となっている. 一方で, 高度 80~100km 付近は, 動圧が大きく変化し, ガスジェットスラスタから空力舵面を用いた姿勢制御へのスムーズな移行が求められる. また, 空力特性が大きく変化する超音速～遷音速にかけての飛行領域での誘導制御も本技術実験の重要技術課題の 1 つである. この他にも, 機体の再使用性/運用性の向上やヘルスマネジメント技術の獲得なども視野に入れて検討を進めている.

実験機 の概念設計においては, まずは機体の空力特性の把握が必要であり, そこから縦/横安定性解析, 軌道計算, 構造計算, 質量推算などへと繋がっていく. 従って, 空力データをいかに早く揃えるかが重要となる. ロケットプレーン技術実験機は, 亜音速から超音速までの幅広い飛行領域を持ち, また舵面としてはスピードブレーキ, エレポン, ラダーを持つ. そのため, 機体形状, マッハ数, 迎角, 横

滑り角を考慮すると, 膨大なケース数の空力データが必要となる.

近年, 計算機能力の大幅な向上によって, これらの膨大なケース数の CFD を短期間で行うことが可能になりつつある. しかしながら, 計算を行う前の格子生成においてはまだまだ時間がかかるのが現状である. 特に複雑形状における構造格子の生成では, 熟練と経験を有する人間が作業を行っても 1 機体につき数週間程度かかることも珍しくない. そこで, 本研究では, JAXA 研究開発本部と計算力学研究センターで共同開発している, 自動格子生成ソフト HexaGrid を用いて, 格子生成の自動化及び高速化を図った. これにより, 概念設計時に必要となる, 基本空力特性と舵効き性能の空力データベースを約 1 カ月強という短期間で構築することができたので, その結果について報告する.

2. ロケットプレーン技術実験機ベースライン形状

本稿で対象としているロケットプレーン技術実験機のベースライン形状を図 2 及び図 3 に示す. 空中発射前の母機懸吊時の荷重伝達に翼胴結合部材を使用することを想定して, 高翼としている. また, 胴体横に着陸用の脚収納スペースがある. この主脚ボックスによって空力特性が悪化しているが, その設計変更については今後の課題としたい. 図 3 に示すように, 垂直尾翼上部はラダー, 下部は展開式スピードブレーキとなっており, スピードブレーキ部の方がラダー部よりも翼厚がある. エレポン及びラダーは全動式を想定している. 機体全長は 6.3m, 全備質量は約 1800 kg であるが, 設計検討の進捗や制約条件の明確化に伴って, 機体形状やサイズ, 質量を見直していく予定である.

表 1 JAXA における再使用型有翼機に関する技術実験

実験機	年	主な獲得技術
HYFLEX	1996	(リフティングボディの)再突入
ALFLEX	1997	自動着陸
HSFD1	2002	亜音速での誘導制御
HSFD2	2003	遷音速での空力, 誘導制御

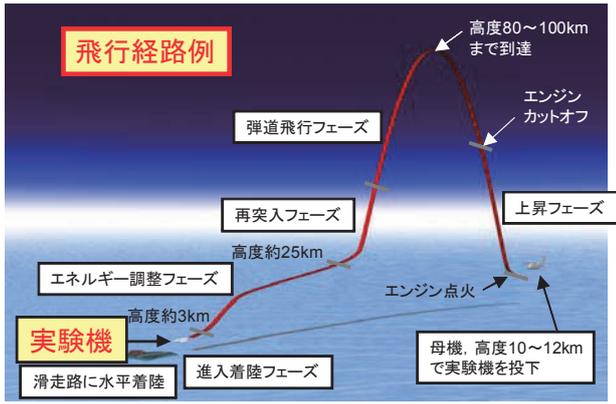


図1 ロケットプレーン技術実験

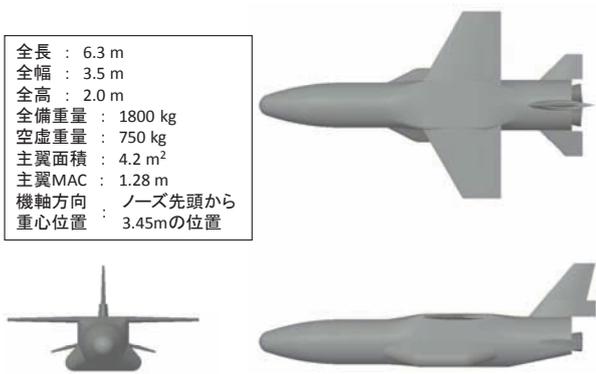


図2 ベースライン形状三面図

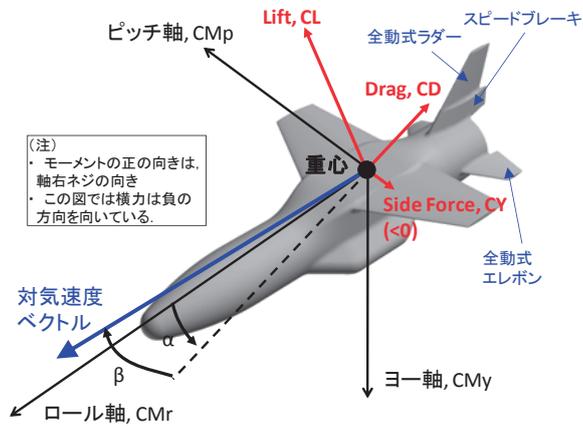


図3 舵面の説明, 及び座標軸の定義

3. 自動格子生成手法

HexaGrid⁽²⁾⁻⁴⁾は、機体形状データを STL 形式で受け取り、格子生成に必要なパラメータ (計算領域, セルサイズなど) を設定することで自動的に格子生成を行う。HexaGridでは、外部境界からのデカルト座標に沿った格子 (カーテシアン格子) と物体表面付近のレイヤー格子がスムーズに接続される。また、物体表面の曲率変化が大きい所は自動的にセルサイズが小さくなる。

局所的に格子を細かくしたい場合は、リファインメントボックス(RB)を任意の場所に配置することができ、各RB内の格子を任意に細かくすることが可能である。本研究では、舵面を切った形態において、舵面付近で RB を用いた。

スピードブレーキの展開形態における表面格子を図4に、エレボン操舵形態における表面格子を図5に示す。RBを用いることで、HexaGridで表現される形状が STL データに近づいていくことがわかる。

他方、図4や図5によると、HexaGridでは非常に小さい隙間を再現できていないことがわかる。これは格子生成の際に指定するセルサイズの影響であって、格子サイズを小さくすればするほど STL データに近い機体形状を HexaGridで表現できる。しかし、概念設計の段階においては、膨大な CFD ケースを短期間で行うことが望ましく、格子点数が過剰にならないようにしなければならない。また、得られる結果も高精度である必要はないことから、図4や図5程度の角の丸みや隙間の埋まり具合であれば概念設計上は問題ないと考えた。

本研究では、基本形状、スピードブレーキ 45 度(S45)、ラダー 20 度(R20)、エレボン同相±20 度(E20, E-20)、エレボン逆相 20 度(Ex)の合計 6 種類の形状について各々 HexaGridで格子生成を行った。半裁で計算できるものについては、半裁格子を用いた。格子点数は半裁のものは 250~400 万点程度、全体のものは 600~750 万点程度である。格子生成時間は、JAXA スーパーコンピュータシステム(JSS)を用いて 30 分~1 時間半程度である。

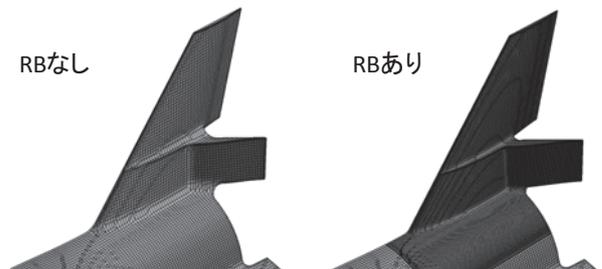


図4 スピードブレーキ展開時の表面格子 (半裁, スピードブレーキ部のみ拡大)

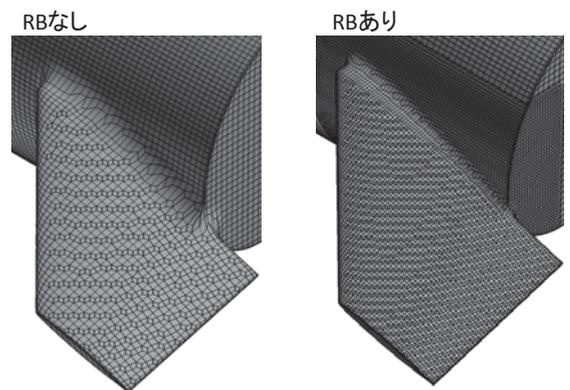


図5 エレボン操舵時の表面格子 (半裁, エレボン部のみ拡大)

4. 空力特性推算結果

4. 1 解析ケース

HexaGridで格子生成した後、東北大学で開発された JAXAにて改良を加えた JTAS コードによって Navier-Stokes 解析を行った。乱流モデルは Spalart-Allmaras モデルを使用している。空気力及びモーメントの正の向きは図3に示されている。実施した計算ケースを表2及び3に示す。計算は JSS を使い、表2及び3に示す約 120 ケースを約 1 カ月強で計算した。並列数は 10、1 ケース当たりの計算時間は 10~15 時間であった。こうして得られた計算点を線形補

間することで、任意のマッハ数、迎角、横滑り角、舵角に対して空力係数を計算することができ、軌道計算に必要な空力データベースを構築することができた。

表 2 横滑り角 0deg の場合の計算条件

形状	マッハ数	迎角[deg]
基本	0.4, 0.8, 1, 1.2	-5, 0, 5, 10, 15
	1.5, 2, 3, 4	-5, 0, 5, 10, 15, 20, 30, 40
S45	0.4, 0.8, 1.2	0, 10
	2, 4	0, 10, 20, 40
R20	0.4, 0.8, 1.2	0, 10
	2, 4	0, 10, 20, 40
E+20	0.4, 0.8, 1.2	0, 10
	2, 4	0, 10, 20, 40
E-20	0.4, 0.8, 1.2	0, 10
	2, 4	0, 10, 20, 40
Ex	0.4, 0.8, 1.2	0, 10
	2, 4	0, 10, 20, 40

表 3 横滑り角 5deg の場合の計算条件

形状	マッハ数	迎角[deg]
基本	0.4, 0.8, 1.2, 2, 4	0, 10

4. 2 基本形状空力特性

基本形状(全ての舵角が 0deg)の揚力係数、抵抗係数、揚抗比を各々図 6, 7, 8 に示す。揚力係数(CL), 抵抗係数(CD)については特異な挙動は見られなかった。揚力、抵抗ともに、遷音速付近で大きくなり、定性的にも妥当な結果が得られている。

図 9 に、基本形状のピッチングモーメント係数(CMp)を示す。亜音速から M=1 にかけて静安定が強くなり、M=1 以降は再び不安定側に向かっていく様子を示しており、定性的に妥当な結果であると言える。超音速域については、10~20deg 付近で一旦ピッチングモーメント係数が増加し、その後 20~40deg 付近で減少する傾向が見られる。これは、迎角をとるにつれて脚収納スペース前部で高圧になり正のピッチングモーメントが増加すること、及び 20deg を越えるとエレボンに直接気流が当たるようになって負のピッチングモーメントが増大していくことに起因している(図 10 参照)。この脚収納スペースの存在によって空力的にかなり複雑な挙動が見られるため、機体サイズを大きくして胴体内に脚収納スペースを確保したり、低翼にしたりすることを今後検討していく必要があると思われる。

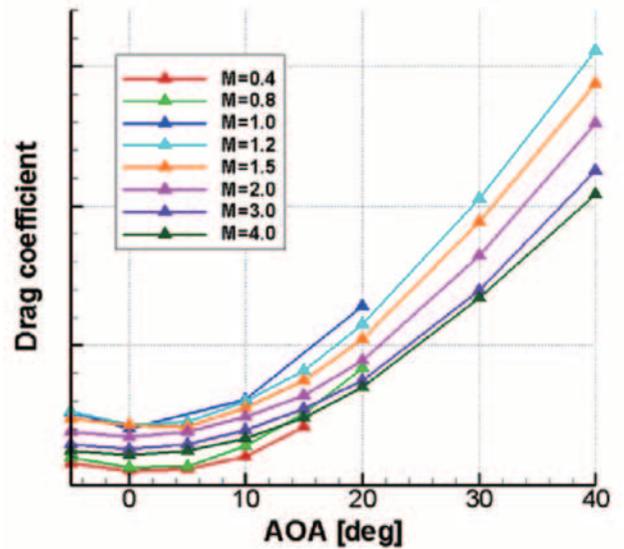


図 7 基本形状の抵抗係数

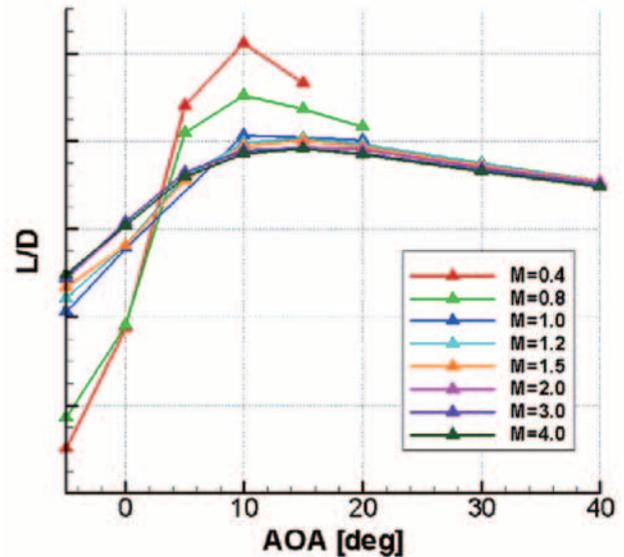


図 8 基本形状の揚抗比

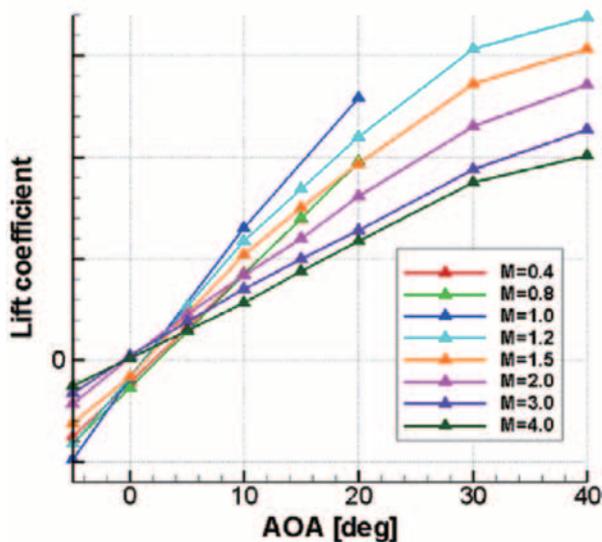


図 6 基本形状の揚力係数

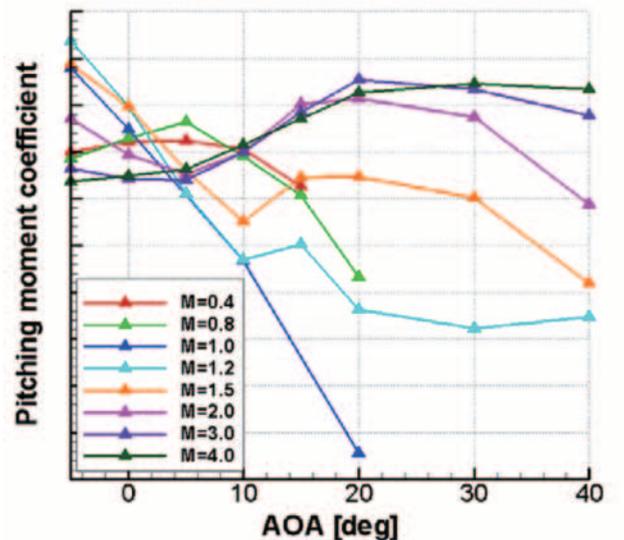


図 9 基本形状のピッチングモーメント係数

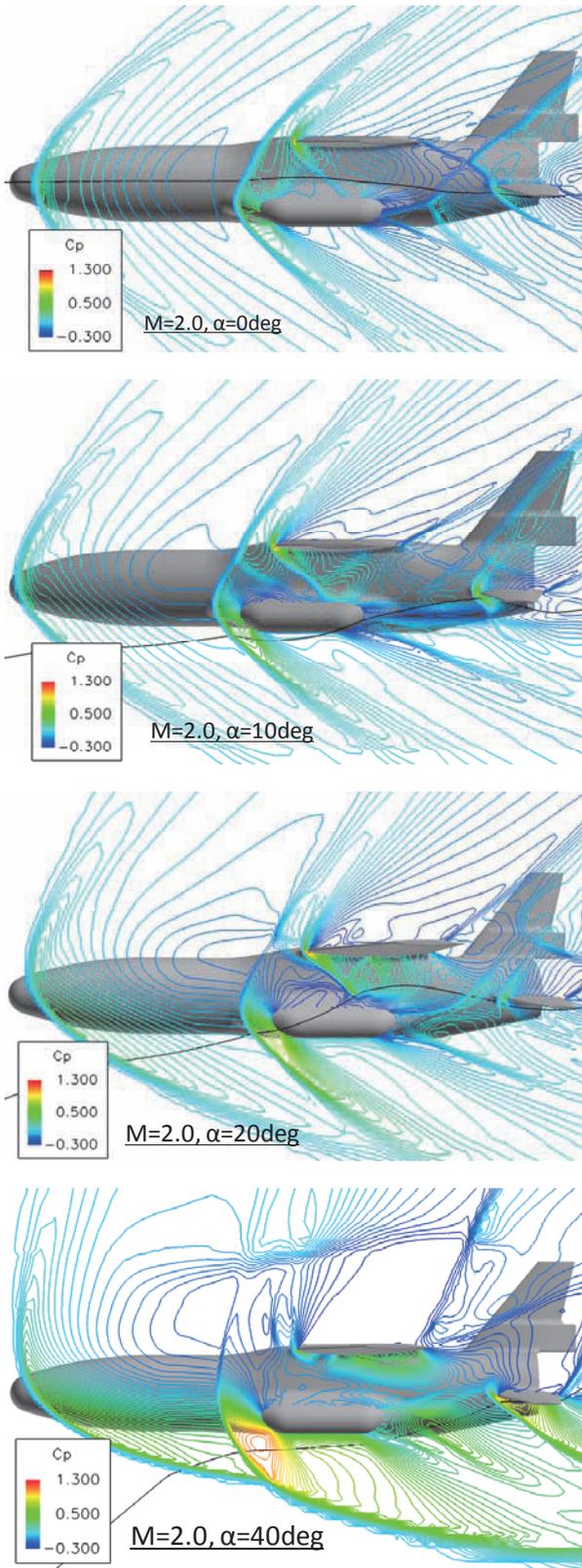


図 10 中心軸からスパン方向に 0.6m の断面における Cp 分布, 及びエレボン下面を通る流線

本計算結果との比較として, 別途, 構造格子を用い, HOPE-X の研究開発などで使われた実績のあるコードでも CFD 解析を行った. このコードでは乱流モデルは Baldwin-Lomax モデルを使用している. 表 4 に, 両者の計

算結果の相対差を示す. また, そのうちの 3 ケースについて, 両者の表面 Cp 分布の違いを図 11, 12, 13 に示す. 表 4 より, 両者は概ね近い値を出しているが, 亜音速域での CD や CMp, 大迎角での CMp の相対誤差は大きな値となっていることがわかる. 前者は, 乱流モデルや格子の細かさの違いによって, ベース面や主翼前縁剥離部の流れ場が異なっているためであり, 図 11 にも表れている通りである. 後者は, CMp の絶対値が小さいためであって(表 4 は相対誤差であることに注意), 表面 Cp 分布としては良く一致していることが図 13 から確認できる. 一方, 図 12 についても, 両者の Cp 分布は良く一致していることがわかる. ただ, これらは CFD 解析同士での比較であるため, 今後風洞試験での CFD 結果の検証が必要である.

表 4 空力係数の相対差

機体形状	M	迎角[deg]	CLの相対差[%]	CDの相対差[%]	CMpの相対差[%]
基本	0.4	10	12.0	24.5	51.0
基本	1.2	10	2.0	7.6	-12.6
基本	2	10	0.5	4.4	1.7
基本	2	40	1.2	0.5	120.2
基本	4	10	0.2	2.9	1.6
基本	4	40	5.2	3.4	19.8
S45	0.4	0	-9.7	19.7	5.9
S45	1.2	0	-11.5	1.3	1.8
S45	4	0	1.9	2.1	0.3

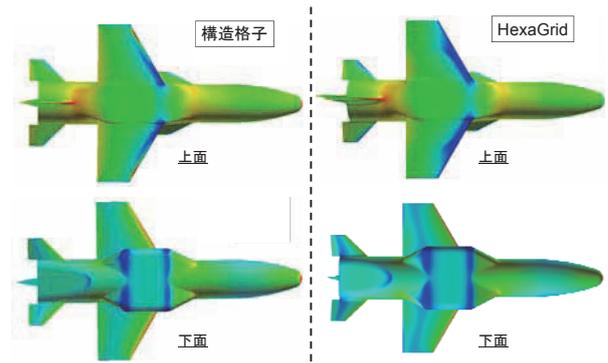


図 11 構造格子による CFD との比較@M=0.4, alpha=10deg

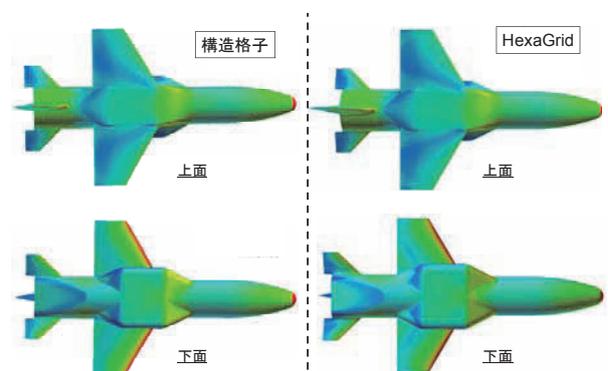


図 12 構造格子による CFD との比較@M=2.0, alpha=10deg

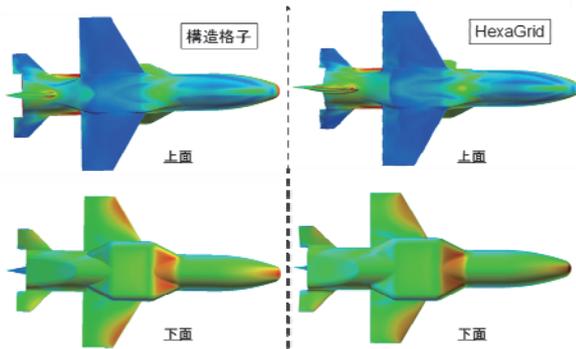


図 13 構造格子による CFD との比較@M=2.0, $\alpha=40\text{deg}$

4. 3 舵効き特性

スピードブレーキを 45 度，ラダーを 20 度，エレボンを同相 ± 20 度，逆相 20 度操舵したときの空力係数の変化分について計算した．計算時間の制約上，表 2 に示した限られた解析条件についてのみ計算を行った．

迎角が大きくなるほど舵効きが悪くなることが予想されるため，空力係数の変化分(ΔCL など)について，以下の仮定を置いた．

- ① 計算点の間を線形に変化する
- ② -5 度と 0 度の間は線形に外挿する
- ③ CFD 計算をした迎角の最大値が 10 度の場合，10 度以上の場合，10 度のととき同じ舵効き性能とする．

舵効き特性の計算結果例を図 14, 15, 16, 17 に示す．

また，空力係数の変化分は舵面の操舵角に比例すると仮定すると，各舵面の操舵角を与えることで，空力係数の変化分を計算することが可能となる．この舵効き特性を基本形状の空力特性とセットで用意することで，今後ロケットプレーンの軌道計算が可能となる．

4. 4 横滑り角の影響

横滑り角の影響についても，計算時間の制約上，表 3 に示した限られた計算条件でのみ計算を行った．計算結果例を図 18 に示す．正の横滑り角の変化に対して，ヨーイングモーメント係数 CM_y は正，ローリングモーメント係数 CM_r は負となっており，ヨー安定，ロール安定があることを確認できた．

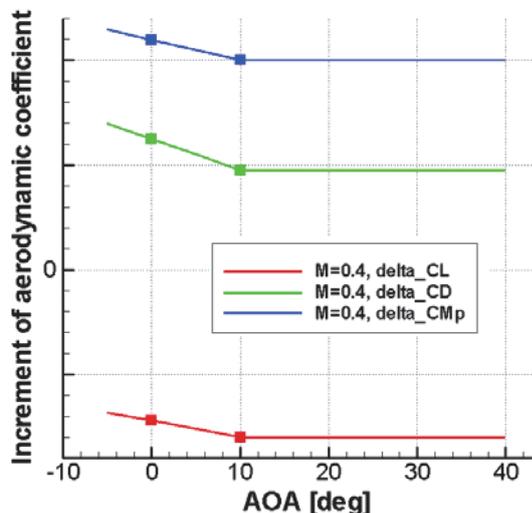


図 14 スピードブレーキ展開角 45deg 時の空力係数の変化分@M=0.4

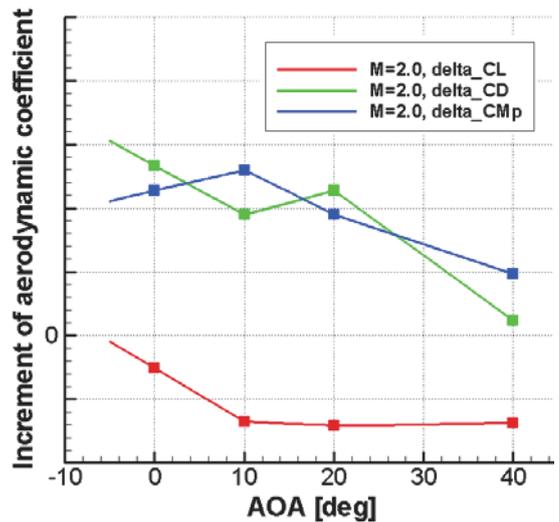


図 15 スピードブレーキ展開角 45deg 時の空力係数の変化分@M=2.0

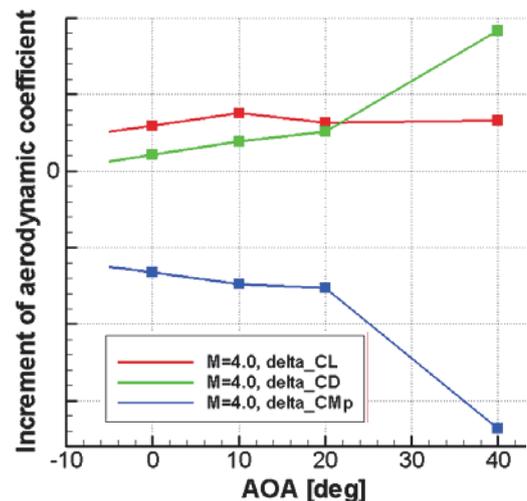


図 16 エレボン操舵角+20deg 時の空力係数の変化分@M=4.0

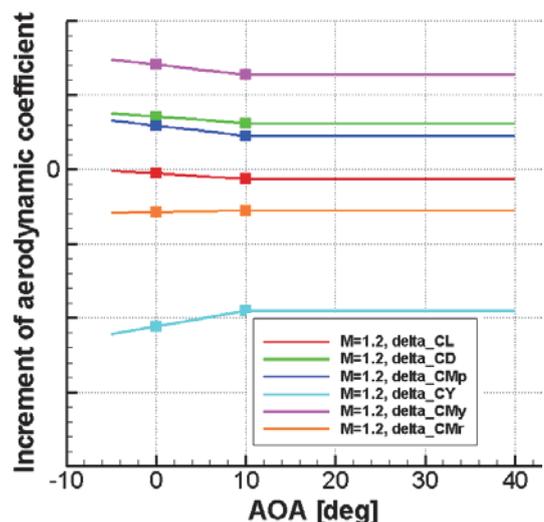


図 17 ラダー操舵角 20deg 時の空力係数の変化分@M=1.2

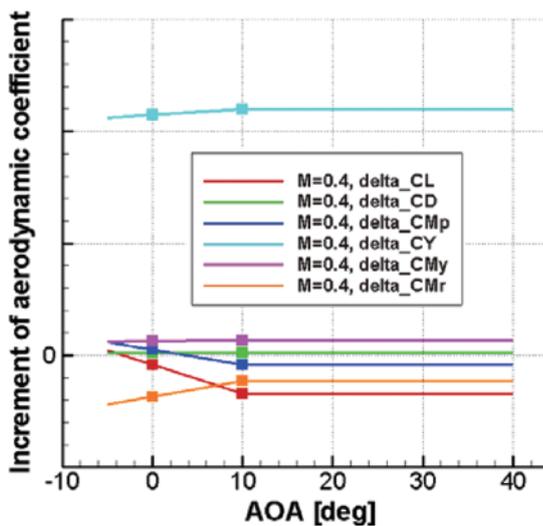


図 18 横滑り角を 5deg とったときの空力係数の変化分@M=0.4

5. まとめ

JAXA 宇宙輸送ミッション本部で検討を進めているロケットプレーン技術実験機の空力特性の推算を行った。自動格生成ツール HexaGrid を用いることで格子生成時間を大幅に短縮し、概念設計で必要となる基本空力特性及び舵効き特性を短期間で得ることができた。今後は、ここで得られた空力データベースを用いて安定性解析や軌道計算などを行っていくと同時に、ベースライン形状の変更を行っていく予定である。

謝辞

研究開発本部数値解析グループの金田誠氏には、構造格子の作成及びそれを用いての CFD を行っていただいた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- 1) 石本真二, “ロケットプレーン技術実験と大学連携研究について,” 日本航空宇宙学会第 41 期年会講演会, B21, 2010
- 2) Lahur, P. R., “Automatic Hexahedra Grid Generation Method for Component-based Surface Geometry,” AIAA paper 2005-5242, 2005
- 3) Hashimoto, A., Murakami, K., and Aoyama, T., “Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” AIAA paper 2009-1365, 2009
- 4) Hashimoto, A., Murakami, K., and Aoyama, T., Yamamoto, K., Murayama, M., and Lahur, P. R., “Drag Prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” AIAA paper 2010-1417, 2010