

膨張領域を持つ waverider の数値解析および簡易空力評価法との比較

森田直人, 土屋武司
東京大学

Comparisons between CFD and panel methods for a waverider with expansion area

by
Naoto Morita and Takeshi Tsuchiya

ABSTRACT

For the realization of the space plane, the high accuracy of aerodynamic estimation and system analyses are needed. In our past studies, we have obtained an optimal configuration of waverider-winged spaceplanes by using simultaneous trajectory and design optimization. As a further research of the result, we conducted CFD analyses on the obtained spaceplane. Our studies compared results of FaSTAR, which is developed by Japan Aerospace Exploration Agency, and panel methods. We used PANAIR which is panel method with high accuracy and HYPER which is solver of modified newtonian as the panel methods. When we compared between the results of the CFD and the panel methods, the CL and CD values are similar to the both results. However in almost all of the mach numbers, the panel methods estimated smaller Cm values than the CFD code. This is because panel method cannot consider interference of shock wave between body and wing. In addition, the effectiveness of V-tail was estimated in smaller value than CFD's results. Then, we should pay attention to the interference between wing and body when we consider problems using panel methods or establish more reliably combinations of panel methods and CFDs to do more accurate aerodynamic analyses about the space planes' optimization.

1. はじめに

有翼の再使用宇宙往還機、すなわちスペースプレーンの実現に向けて、機体に働く空気力の高精度な推算が不可欠である。これはスペースプレーンが大気を最大限利用して飛行するため、空気力の見積り誤差がスペースプレーンの飛行軌道さらにはエンジン性能にまで影響を与えてしまうためである。

他方、効率的なスペースプレーンシステムを設計するためには、様々な学問分野を統合した複合領域最適化の適応が望まれる。ところが最適化を行う場合には、様々な機体形状・飛行条件から空力解析を行うという理由において、高コストな CFD による数値流体計算の適用は難しい。そこで、ポテンシャルフローソルバや、修正ニュートン流のソルバを用いて簡易的に空気力を推算することが多い。これら簡易空力評価法は、計算コストこそ CFD に対して小さいものの、その大胆な近似から、推算に対して多分な不確かさを含んでいることが考えられる。



図1 得られた TSTO システム

著者らは、RBCC エンジン(Rocket Based Combined Cycle Engine)[1]の使用を想定した有翼二段式宇宙輸送機の最適化を行い、離陸重量 443ton の TSTO(Two-Stage-To-Orbit)システムを得た。図 1 に得られた TSTO システムの概略を示す。この最適化には、計算コストの観点から、簡易空力評価法

を用いて、揚力係数 CL、抗力係数 CD、縦揺れモーメント係数 Cm を推算している。この TSTO システムのブースターには、任意形状の衝撃波を前縁に付着させ、高揚抗比を得ることができる *osculating cone waverider* の設計方法が翼下面に応用され、さらに翼後縁下面部分にはトリムを取るための膨張領域が付与されている。このように、設計したブースターは、一般的な航空機に比べて非常に複雑な空力設計を行っており、簡易空力評価法で妥当な推算を行うことができているかどうか疑問があった。

そこで、本論文では、宇宙航空研究開発機構(JAXA)が開発中の高速流体ソルバ「FaSTAR」[2]と、簡易空力評価法の空力係数、圧力係数分布の比較を行った。本論文において、簡易空力評価法とは米国 Boeing 社が開発した非粘性圧縮性ポテンシャルフローソルバ PANAIR[3]と McDonnell Douglas 社が開発した修正ニュートン流ソルバ HYPER[4]を指しており、マッハ 1 以下の解析には PANAIR を、それ以上のマッハ数については HYPER を用いて計算している。

2. 解析対象機体

図 2 に示すように、解析対象の機体は *lifting body* と *waverider* を融合させた、複雑な機体形状を持っている。特に翼下面の設計に用いた *osculating cone waverider*[5]は、円筒形状衝撃波の内部流れを得たい衝撃波形状に応じて組み合わせ、形状の自由度を確保しつつも、*waverider* の特性である大きな揚抗比を実現した機体設計法である。著者らが行った最適化計算では、*osculating cone waverider* の設計時における入力である、設計マッハ数、衝撃波形状と前縁形状のほか、*lifting body* の形状や V テールの大きさ等を変数として、機体上部に背負った 45ton のオービターをマッハ 12 まで加速することのできるブースターを設計した。得られたブースターの設計マッハ数は 3.70 であり、全遊動式の V テールが稼働することで、縦方向のトリムを取っている。

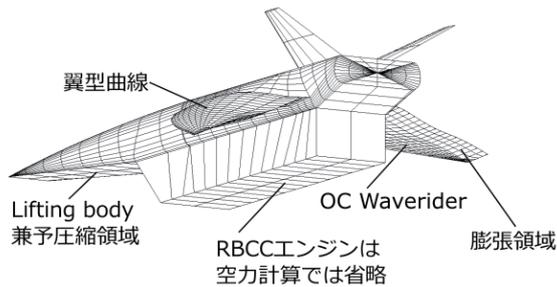


図2 解析対象機体の特徴

また、トリムを取る際の V テール負荷を緩和するため、waverider である翼下面圧縮面の後ろに、等圧力となるように膨張させた膨張領域がある。この膨張領域の設計における圧力の推算是 Prandtl-Mayer 流によって行われている。静安定はそのほとんどをエンジンと外部ノズルの迎角に対するモーメント変化に依存しており、亜音速、もしくは能動的な制御を入れなければエンジンをカットしての飛行はできない。

3. 解析方法

本論文では、CFD による数値流体計算である、FaSTAR による解析を主として、簡易空力評価法と比較を行う。

3.1. FaSTAR による解析

本研究では数値流体ソルバは宇宙航空研究開発機構で開発中の高速流体ソルバ FaSTAR を用いた。また、計算格子の作成にはこちらも宇宙航空研究開発機構で開発中である自動格子生成ツール HexaGrid を使用した。作成した格子を図3,図4に示す。



図3 Vテール舵角 0deg の機体表面格子



図4 Vテール舵角-8deg の機体表面格子

また、本研究が対象としているスペースプレーンシステムは、一定のマッハ数、迎角で飛行することのない加速機であるため、様々なマッハ数、迎角に対して数値計算を行った。そのため、流束評価には全速度スキームである AUSM±UP を使い、スキームの違いによる差異が生じないように、亜音速から超音速まで同一のスキームで計算できるように配慮した。解析条件は表1に示すとおりである。

表1 計算解析条件

支配方程式	3次元 NS 方程式
流束評価	AUSM±UP
空間精度	MUSCL 法による空間 2 次精度
時間積分	LU-SGS 法 (定常計算)

主流について、マッハ 2 以上の解析については動圧 60kPa、静温 216K にて解析を行った。マッハ 2 未満においては、地上大気条件である静圧 101kPa、静温 300K に設定した。解析したマッハ数(Mach)と迎角(AoA)、V テール舵角(de) (機首下げを正)については、表2に示した組み合わせとする。

表2 解析主流条件

(Mach)	(AoA) deg	(de) deg
3.7029	0	0
3.7029	5	0
0.3	0	0
0.3	5	0
0.9	0	0
0.9	5	0
2	0	0
2	5	0
4	0	0
4	5	0
6	0	0
6	5	0
0.3	0	-8
6	0	-8

3.2. 簡易空力評価法による解析

PANAIR は非粘性圧縮性ポテンシャルフローソルバであり、参考文献[6]にあるように航空機の概念設計に広く用いられている。PANAIR は与えられたパネルとウェイクに対して次に示す Prandtl-Grauert 方程式を解く。

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial z^2} = 0 \quad (1)$$

ここで M はマッハ数、 ϕ は擾乱ポテンシャルを表す。PANAIR の解析における境界条件設定は解析結果に大きな影響を与えるが、今回は以下のように設定した。

機体表面：

Indirect condition on an impermeable thick surface

機体ベース面：

Base surface condition

ウェイク：

Vorticity matching Kutta condition used for sharp trailing edges

局所マッハ数が 4 までの流れであれば PANAIR を用いて解くことができるが、計算時間の都合上、PANAIR による解析はマッハ 1 以下の解析にとどめ、それ以上は HYPER を用いて解いている。

HYPER は 1970 年代に McDonnell Douglas 社が開発した極超音速向けの修正を用いた空力係数推算プログラムである。このプログラムは空力ニュートニアン法により、パネル間の干渉を無視して、パネルの傾きによって圧力係数求めるもので、連立方程式を解くための逆行列演算が存在しないことから、非常に高速に空力係数を推算することができる。今回は気流の圧縮の推算には Tangent Wedge 法を、膨張の推算には Prandtl-Mayer 方程式を用いて圧力分布を計算した。

Tangent-Wedge 法はパネル角度より衝撃波角 θ を求め、二次元の楔型衝撃波の関係式を用いて圧力係数を推算する。

$$C_p = \frac{4(M_\infty^2 \sin^2 \theta - 1)}{(\gamma + 1)M_\infty^2} \quad (2)$$

ここに比熱比を γ とする。

膨張側の圧力推算に用いる Prandtl-Mayer 流は、以下の Prandtl-Mayer 関数に関する非線形方程式を解き、局所マッハ数を決定する。 δ は流れの転向角を表す。

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \tan^{-1} \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} (M^2 - 1) - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1}} \quad (3)$$

$$v(M_\infty) = v(M_\infty) + \delta \quad (4)$$

局所マッハ数から圧力係数への変換は等エントロピー流れの関係式により行う。

以上が簡易解析法の概略であるが、機体ベース面の圧力計算はこれらの方法では誤差が大きいため、経験的な推算法[7]により別途計算する。

$$C_p = \begin{cases} 0.139 - 0.419(M_\infty - 0.161)^2 & M_\infty \leq 1 \\ -M_\infty^2 + 0.57M_\infty^4 & M_\infty > 1 \end{cases} \quad (5)$$

4. 結果

4.1. 設計点における流れ場

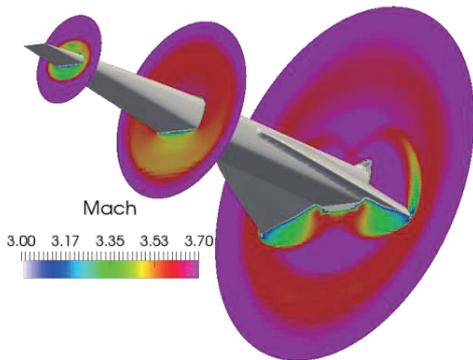


図5 設計点のマッハ数分布

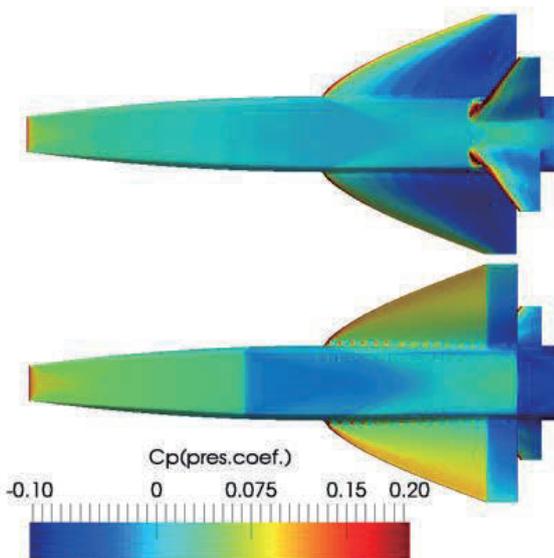


図6 設計点の圧力係数分布

図5により、設計した形状の衝撃波が翼下面に発生していることを確認した。機首から予圧縮部の胴体横にかけて円錐衝撃波が発生しているが、この衝撃波が翼に与える影響

は軽微である。また、翼端部分には圧力の漏れが発生しているが、これは先鋭部分の入熱を緩和するための丸みの影響によるものと考えられる。

図6に設計点における圧力係数分布を示している。これを見ると、膨張部分でほぼ等圧力になるまで膨張させることができている。等圧力となるよう設計されているため、二次的な流れは大きく発生していないが、翼端部分においては、二次的な流れが見られ、若干圧力が高くなっている。また、翼後縁付近の胴体下面において圧力が高くなっているのは、翼下面の高圧帯と胴体底面の低圧帯が接していることによるものと考えられ、このような二次流れについては、簡易空力評価法での取り扱いが難しいと考えられる。

4.2. 亜音速、極超音速の代表点における流れ場

まず、離陸状態を想定し、マッハ 0.3、迎角 5° の CFD 解析による圧力分布を図7に示す。

超音速における圧力分布とは大きく異なり、翼下面前部での高圧領域と、翼上面前縁部での低圧領域によって発生する揚力によって機体を支えていることがわかる。流れには大きな剥離は見られず、後述するように揚力係数もある程度の大きさがあることから、スペースプレーンの懸案である離陸性能については一定水準を確保していると思われる。

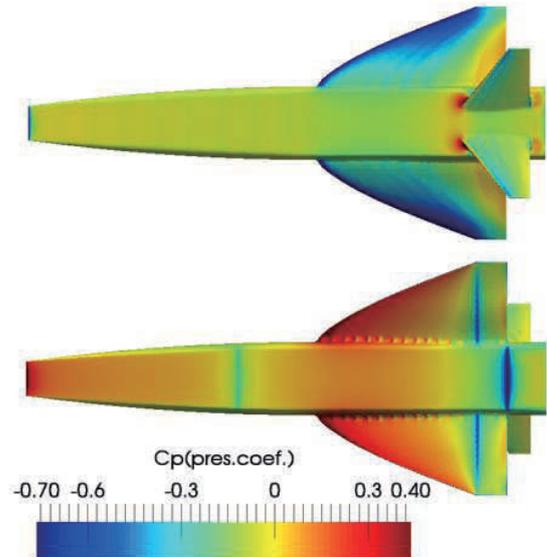


図7 マッハ 0.3 迎角 5deg の圧力係数分布

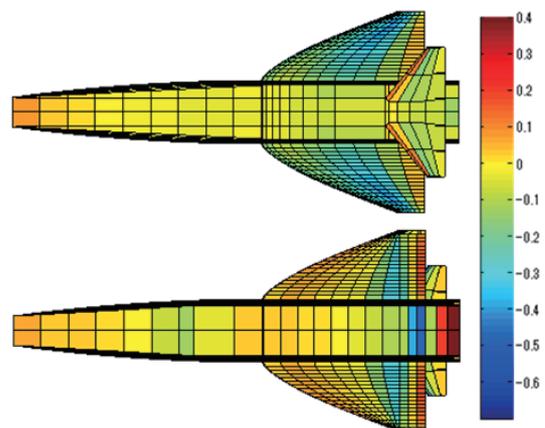


図8 PANAIRによるマッハ 0.3 迎角 5deg の圧力係数分布

また、図 8 に図 7 と同じ主流条件を設定して PANAIR で解析した場合の圧力係数分布を示す。圧力分布を示すカラーバーは同様なものを用い、値の範囲も同一に設定してある。FaSTAR による結果と PANAIR による結果を比較すると、圧力分布の定性的な傾向は同様だが、FaSTAR の方が圧力分布の強弱がはっきりしている。また PANAIR 解析ではベース面付近での胴体下面の圧力分布が非常に高い値となっており、非粘性であるが故の振動が発生しているものと考えられる。

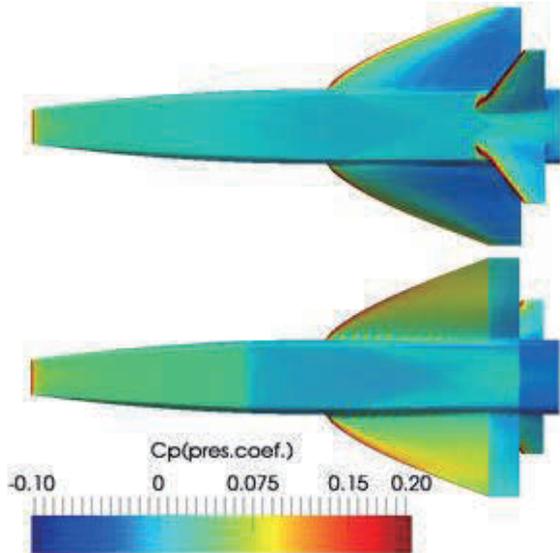


図 9 マッハ 6 迎角 0deg の圧力係数分布

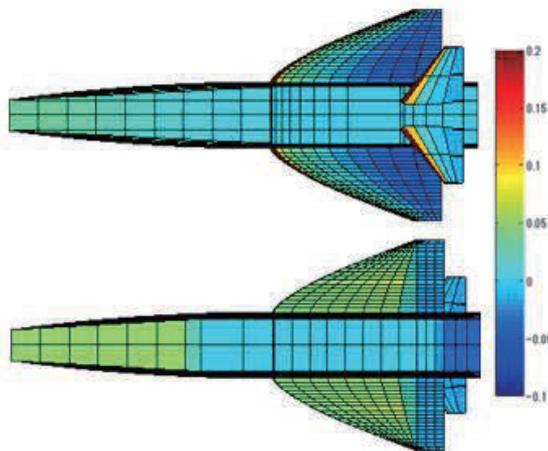


図 10 HYPAR によるマッハ 6 迎角 0deg の圧力係数分布

続いて、極超音速域における代表点として、マッハ 6、迎角 0deg における FaSTAR および HYPAR の解析結果を図 9、図 10 に示す。これら二つの圧力係数分布には目立った差異は見られないが、大きく異なるのは胴体下面後部であろう。この領域における HYPAR の圧力係数分布は胴体下面前部と変わらないのに対し、FaSTAR による結果では、翼根前縁より発生した衝撃波が内側に入り込み、高圧帯を形成している。これによって後述の縦揺れモーメント係数の差異が生まれているものと考えられる。

4.3. 空力係数の比較

図 11 から図 14 に FaSTAR 解析と簡易空力評価法による空力係数(抗力係数 CD 揚力係数 CL 機首を基準点とし

た縦揺れモーメント係数 Cm_{le} 揚抗比 L/D を示す。また、表 3 に解析点とその値を示す。

亜音速における PANAIR による揚力係数は FaSTAR 解析に比べて高く、かつ抗力係数は小さい。抗力係数については非粘性であるため、PANAIR 解析の結果が FaSTAR 解析の結果より小さくなるのは妥当である。より正確な抗力見積もりを行う際には、粘性効果による修正が必要となる。揚力係数について、HYPER における低マッハ数の解析(マッハ 2 付近)の FaSTAR とのずれが大きく、マッハ数が上がるにつれて両者は接近している。マッハ 2 付近においては PANAIR における解析も難しい範囲であり、簡易空力評価法における精度改善はマッハ 2 付近の取り扱いが重要になるものと考えられる。

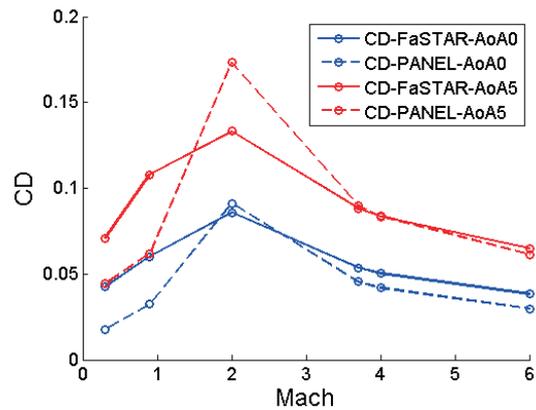


図 11 マッハ数-抗力係数

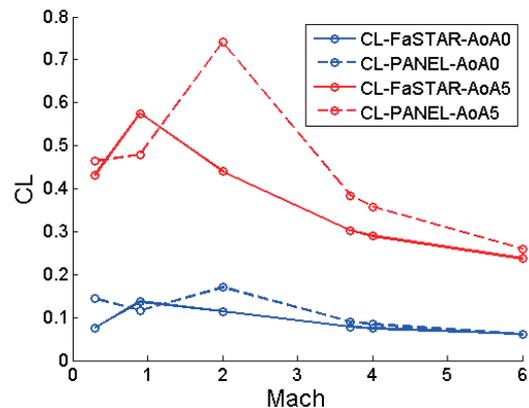


図 12 マッハ数-揚力係数

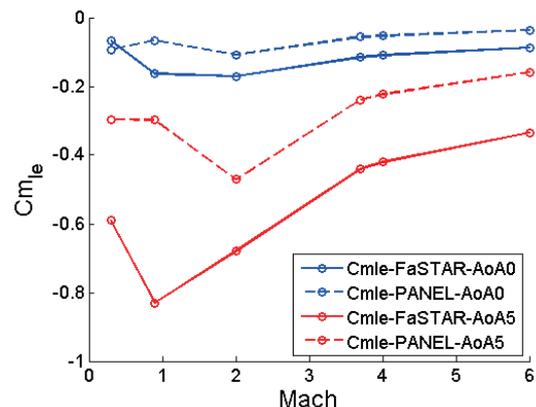


図 13 マッハ数-機首基準モーメント係数

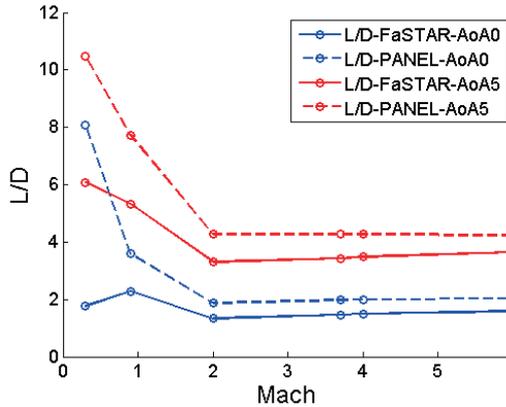


図 14 マッハ数-揚抗比

機首を基準とした縦揺れモーメント係数は、全マッハ数にわたって FaSTAR と簡易空力評価法との間に大きなずれがある。FaSTAR による推算結果の方が確かであるとする、簡易空力評価法はモーメント係数についての推算は大きな誤差を含むものとなる。

また、V テールの効きを表す、縦揺れモーメント係数の舵角による偏微分を計算結果より近似的に計算してみると、亜音速においては良い一致が見られた。HYPER による推算であるマッハ 6 においては、オーダーこそ一致するものの、FaSTAR を基準に 68%程の値のずれが見られた。

5. 考察

Lifting body と waverider を組み合わせた形状を持つスペースプレーンブースターは、設計マッハ数においては、設計通りに衝撃波が付着し、その流れ場は設計における想定と大きな差異はなかった。また、数値流体解析である FaSTAR と簡易空力評価法によって推算された圧力係数分布を比較してみると、一部二次的な流れが発生しているものの、基本的な傾向は一致した。したがって、waverider のように流体の特性をとらえた複雑な設計方法を用いて設計

した航空機でも、十分に簡易空力評価法における推算結果は参考になるものと考えられる。

ところが、FaSTAR による解析結果を確かなものとする、簡易空力評価法は一部を除いて揚力係数、抗力係数はある程度の精度で推算できているものの、縦揺れモーメント係数については非常に大きな誤差が生じることがわかった。これは簡易空力評価法において二次流れの評価ができず、胴体と翼の干渉がうまく推算できなかったことに由来すると考えられる。簡易空力評価法を用いて、トリムや静安定の推算を行う際には、機体側にこの不確かさを十分に吸収できるような余裕を持たせるか、もしくは修正式を作成するなどの対応を行うことが望まれる。また、機体設計においてもできる限り設計にて想定しない二次流れを生じさせないような機体設計を行うことが重要となってくると考えられる。

舵効きを考える際には、HYPER、すなわち修正ニュートン流による推算では大きな不確かさが生じる事が伺える。これは修正ニュートン流の圧力分布のパネル角度に対する応答が鈍いことを示しており、舵角を変化させて解析を行う場合には注意を要する。

6. 結論

Lifting body と waverider、そして膨張領域を組み合わせた TSTO システムのブースターに対して FaSTAR による CFD 計算と PANAIR, HYPER を用いた簡易空力評価法による推算を行った。このような複雑形状の航空機に対しても、簡易空力評価法はある程度の確かさをもって計算が可能なが示されたが、縦揺れモーメント係数については取り扱いに注意が必要であることがわかった。両者を比較した結果、機体システム設計において簡易空力評価法にて推算が可能部分と、CFD を用いなければならない部分が明確になり、複雑な空力設計においても、設計法によるところもあるが、全て CFD を用いて推算する必要はないことが示された。

表 3 解析点とその点における値

解析点 (Mach, AoA, de)	CD		CL		Cmle	
	FaSTAR	PANEL	FaSTAR	PANEL	FaSTAR	PANEL
(3.7,0,0)	0.054	0.045	0.078	0.090	-0.115	-0.056
(3.7,5,0)	0.088	0.090	0.302	0.383	-0.441	-0.239
(0.3,0,0)	0.043	0.018	0.075	0.144	-0.068	-0.094
(0.3,5,0)	0.071	0.044	0.432	0.464	-0.591	-0.297
(0.9,0,0)	0.060	0.032	0.137	0.116	-0.164	-0.067
(0.9,5,0)	0.108	0.062	0.575	0.479	-0.830	-0.298
(2,0,0)	0.086	0.091	0.114	0.170	-0.170	-0.108
(2,5,0)	0.133	0.173	0.440	0.740	-0.680	-0.471
(4,0,0)	0.050	0.042	0.075	0.084	-0.110	-0.052
(4,5,0)	0.083	0.084	0.290	0.358	-0.420	-0.223
(6,0,0)	0.038	0.030	0.061	0.060	-0.088	-0.037
(6,5,0)	0.065	0.061	0.237	0.260	-0.335	-0.158
(0.3,0,-8)	0.063	0.057	-0.044	-0.107	0.165	0.131
(6,0,-8)	0.040	0.032	0.038	0.031	-0.042	-0.010

7. 参考文献

[1] 荻田丈士, 谷香一郎, and 工藤賢司. "宇宙機用ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの概念検討." 宇宙航空研究開発機構研究開発報告6 (2007): 1-14.

[2] Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Takashi Aoyama, Keiichi Ishiko, Manabu Hishida, Masahide Sakashita, and Paulus Lahur, "Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR'", AIAA, 2012-1075

[3] Magnus, Alfred E., and Michael A. Epton. "PAN AIR: A computer program for predicting subsonic or supersonic linear potential flows about arbitrary configurations using a higher order panel method. Volume 1: Theory document (version 1.1)." 1981.

[4] Gentry, Arvel E., and Douglas N. Smyth. Hypersonic Arbitrary-Body Aerodynamic Computer Program MARK III Version. Volume 2. Program Formulation and Listings. No. DAC-61552-VOL-2. MCDONNELL DOUGLAS CORP LONG BEACH CA DOUGLAS AIRCRAFT DIV, 1968.

- [5] Sobieczky, H., F. C. Dougherty, and K. Jones. "Hypersonic waverider design from given shock waves." Proceedings of the First International Hypersonic Waverider Symposium. 1990.
- [6] 牧野好和, and 牧本卓也. "超音速機概念設計ツール CAPAS の開発." 第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (2008): 275-276.
- [7] Bonner E., Clever, W., and Dunn, K.: "Aerodynamic Preliminary Analysis System , Part 1 - Theory", NASA CR-182076, 1991, pp.58.