

再使用観測ロケット打ち上げおよび帰還時の空力特性評価

Computational Analysis of Aerodynamic Characteristics during the launch and return of the Reusable Observation Vehicle

○滑 慶則, 東理大院, 東京都千代田区九段北 1-14-6, E-mail: namera@flab.isas.jaxa.jp
 高木 亮治, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail: ryo@isas.jaxa.jp
 大山 聖, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail: oyama@flab.isas.jaxa.jp
 藤井 孝藏, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail: fujii@flab.isas.jaxa.jp
 山本 誠, 東理大, 東京都千代田区九段北 1-14-6, E-mail: yamamoto@rs.kagu.tus.ac.jp
 Yoshinori NAMERA, Tokyo University of Science, 1-14-6 Kudankita, Chiyoda, Tokyo
 Ryoji TAKAKI, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa
 Akira OYAMA, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa
 Kozo FUJII, ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa
 Makoto YAMAMOTO, Tokyo University of Science, 1-14-6 Kudankita, Chiyoda, Tokyo

Aerodynamic characteristics of reusable observation vehicle are computationally investigated under subsonic and supersonic flows using the RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) simulations. The initial investigation for the concept design is done with the light optimization using the light CFD. The results show that the simulations using coarse grid estimate the axial force coefficient and the lift to drag ratio accurately except some cases. The results indicate the correlation between the supersonic lift to drag ratio during the return, the subsonic lift to drag during the return and the axial force coefficient during the launch. The results show the correlation between the kink angle of the design variable and the rear angle of the design variable. The required knowledge for the concept design in the near future is obtained.

1. 緒言

将来の宇宙輸送システムの1つの形態として、垂直離着陸型再使用ロケットシステムが考えられている。このシステムは大規模な地上設備の必要がないこと、地上での効率的な運用が期待できることなどの点において、他の将来宇宙輸送システムに比べ有利であると考えられており、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部(ISAS/JAXA)ではFig.1に示すような小型の再使用ロケット実験機 (Reusable Vehicle Testing) を製作し、離着陸実験を行ってきた。このように、現在 ISAS では気象観測などを目的とした高度 120 [km]以上まで上昇可能な再使用観測ロケットシステムの研究開発が行われている。



Fig.1 Reusable Vehicle Testing

この再使用観測ロケットシステムの設計においては、上昇時の空力抵抗を最小化することのほか、安全確保のため帰還時に 30 [km]以上のダウンレンジ (安全飛行距離) を確保することが要求されており、再使用観測ロケットの打ち上げ・帰還を想定した実際の飛行経路の抵抗・ダウンレンジ等の見積もりが行われてきた⁽¹⁾。しかしながら、Fig.2に示すようなノーズエントリ・ベースラ

ンディング方式を用いても、現在検討されている機体サイズ・形状では到達高度 120[km]を達成することは難しいとされ、機体のサイズが変更された機体形状について風洞試験や空力解析が行われてきた。しかしながら、これまでの形状検討は試行錯誤的なものであり、各形状パラメータが到達高度やダウンレンジなどの設計目的に与える影響についてはよくわかっていない。

よって、本研究では再使用観測ロケットの形状を最適化するための知見を得るために、CFD を利用して様々な機体形状の空力特性を把握し、設計パラメータが設計目的に与える影響などの設計最適化のために有益な知見を得る事を目的とする。

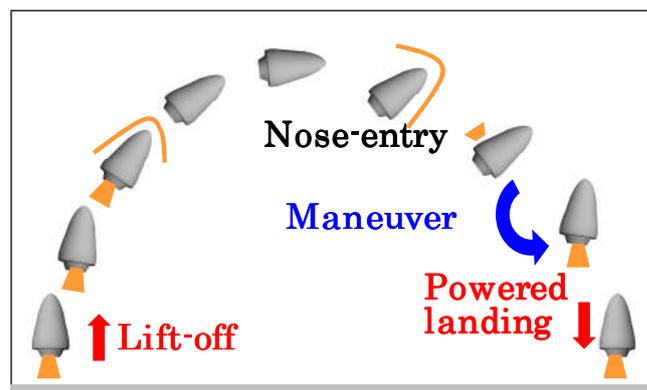


Fig.2 Nose-entry base-landing

2. 設計問題の定式化

本設計問題の重要な目的は、到達高度に大きな影響を与える打ち上げフェーズでの最大動圧時の抵抗最小化、ダウンレンジに大きな影響を与える帰還フェーズ時のマッハ数 0.8 での最大揚抗比の最大化である。また、亜音速での空力特性と超音速での空力特性には大きな違いがあると考えられるため、帰還フェーズ中の超音速飛行時の最大揚抗比の最大化も考慮する。さらに機器搭載性を考慮するため機体体積の最大化も目的とする。このことから目

的関数は下記のように定義する。

- 目的関数 1 : マッハ数 2.0, 迎角 0 度, 時の抵抗 (最小化)
- 目的関数 2 : マッハ数 0.8 において, 各形状における最大揚力の最大化
- 目的関数 3 : マッハ数 2.0 において, 各形状における最大揚抗比の最大化
- 目的関数 4 : 機体体積 (最大化)

ここで, 超音速では 3 点, 亜音速では 4 点の迎角での揚抗比を計算し, 最小二乗法を用いてそれぞれの機体の最大揚抗比を算出した。流れ場の条件を表 1 に示す。ここで, 迎角の定義は Fig.3 に示すとおり, 機軸と一様流のなす角とし, ノーズ側からの気流を迎角 0 [deg.] とした。

Table 1: Flow conditions.

	Mach number	Angle of Attack
Ascent	2.0	0 [deg.]
Descent	2.0	10,25,40 [deg.]
	0.8	10,25,40,55 [deg.]

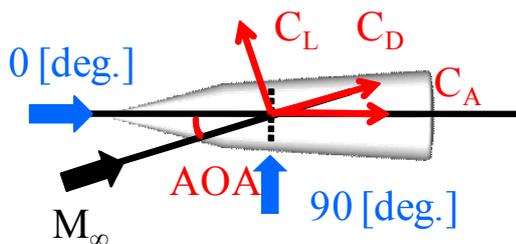


Fig.3 Definition of the angle of attack and the aerodynamic force

ベース径, 機体全長は現在 JAXA で検討されている再使用観測ロケット形状と同じサイズ (ベース径 3 [m], 機体全長 10 [m]) とする。細長比は 3.33 である。機体形状は軸対称形状とする。過去の研究²⁾を参考に, 設計変数は Fig.4 に示す機体キック部の角度 θ_{kin} と機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r とし, 機体キック部の座標を移動させることで機体形状を変化させる。

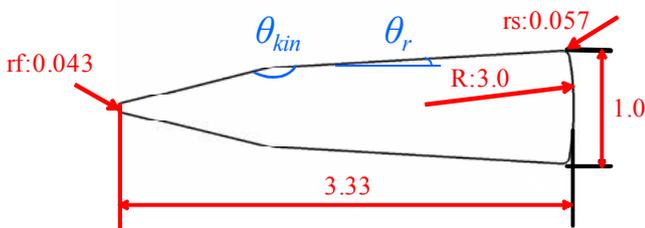


Fig.4 Configuration of the body

2. 数値解法

(1) 設計探索法

本設計問題では設計変数の数が少なく 2 つであるため, グリッドサーチをおこなう。探索領域を Fig.5 に示す。

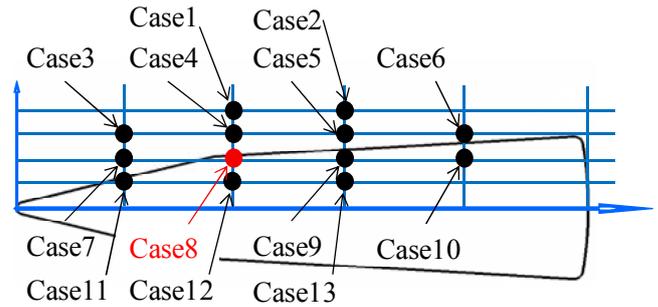
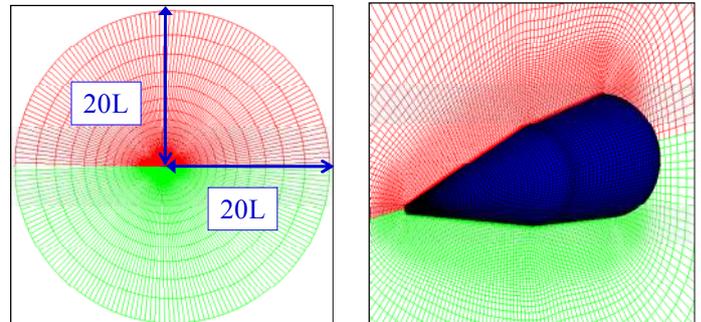


Fig.5 Exploration area

(2) 流体計算法

基礎方程式は 3 次元 Favre 平均 Navier-Stokes 方程式を用いた。対流項の離散化には 3 次精度 MUSCL 法³⁾により高次精度化した SLAU⁴⁾を用い, 粘性項の離散化には 2 次精度中心差分を用いた。時間積分には 1 次精度 ADI-SGS 陰解法を用いた。乱流モデルには Degani & Shiff による修正⁵⁾を施した Baldwin-Lomax モデル⁶⁾を用いた。ここで使われている手法は, Fujimoto ら⁷⁾の研究により初期設計段階で必要なレベルの信頼性が確認されている。

Fig.6 に本研究で用いた格子を示す。計算格子は機体形状の半截を対象とし, O-O トポロジーで, 主流方向に 100 点, 周方向に 53 点, 壁面から外側の境界までを 93 点とり, 合計約 50 万点とした。この格子数で得られる空力性能値の信頼性については, 過去の研究⁷⁾で議論を行っている。外部境界の広さは機体全長を 1 としたときの 20 倍をとった。代表面積は機体のベース面積とした。本解析で使用した一様流条件は機体のベース直径を基準長さとし, レイノルズ数は 1.0×10^7 とした。



(a) Entire view of the grid (b) Close-up view of the grid

Fig.6 Computational Grid

4. 結果

(1) 空力特性についての考察

全ケースの CFD 解析から得られた結果を Fig.7,8,9 に示す。Fig.7 から, 超音速上昇時の抵抗の最小化と超音速帰還時の最大揚抗比の最大化にはつよいトレードオフはなく, 一般に超音速上昇時の抵抗が小さい機体は帰還時 (超音速) の最大揚抗比も大きいことが分かる。これは, 機体前方の円錐部の半頂角が小さく造波抵抗を抑えることで, 全体の抵抗が小さくなり揚抗比が大きくなったからである。

一方, Fig.8 をみると超音速上昇時の抵抗最小化と亜音速帰還時の最大揚抗比最大化の間にはトレードオフがあることがわかる。

また, Fig.9 をみると超音速帰還時の最大揚抗比最大化と亜音速帰還時の最大揚抗比最大化の間にはトレードオフがあることがわかる。

また, Fig.7,8,9 に示されている揚抗比最大の機体を比較すると, 超音速のケースでは三角錐に近い機体形状となったが, 亜音速の

ケースでは三角錐と円柱を組み合わせた機体形状となっていることがわかる。

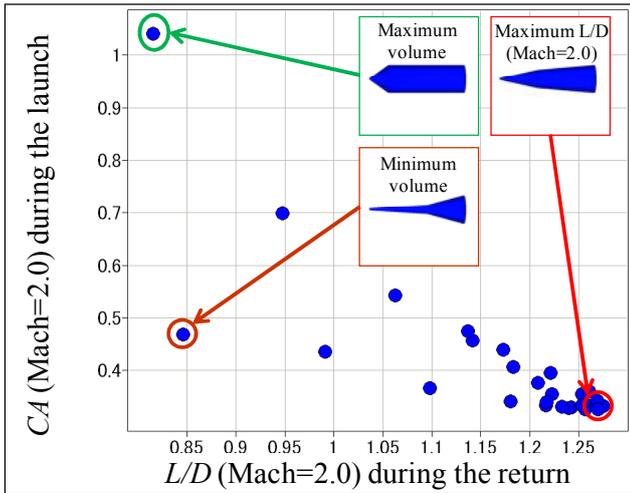


Fig.7 Supersonic lift-drag ratio during the return and Axial coefficient of the launch

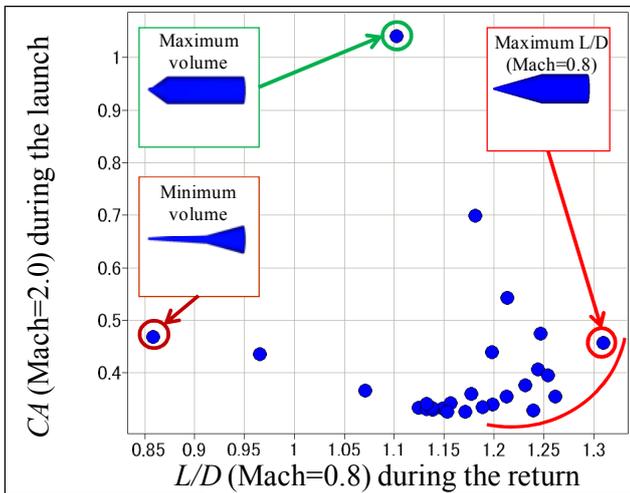


Fig.8 Subsonic lift-drag ratio during the return and Axial coefficient of the launch

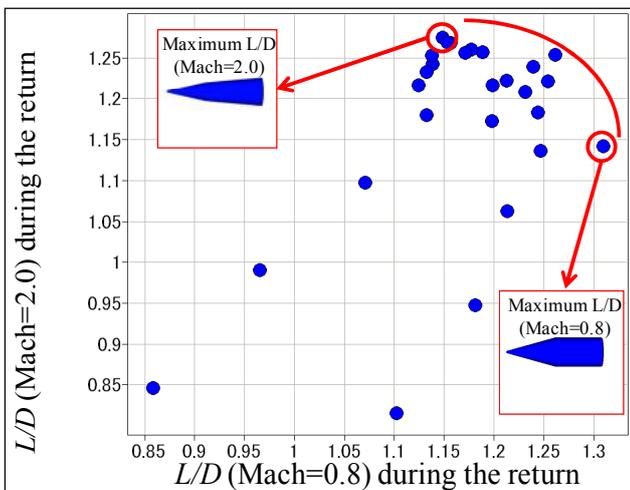


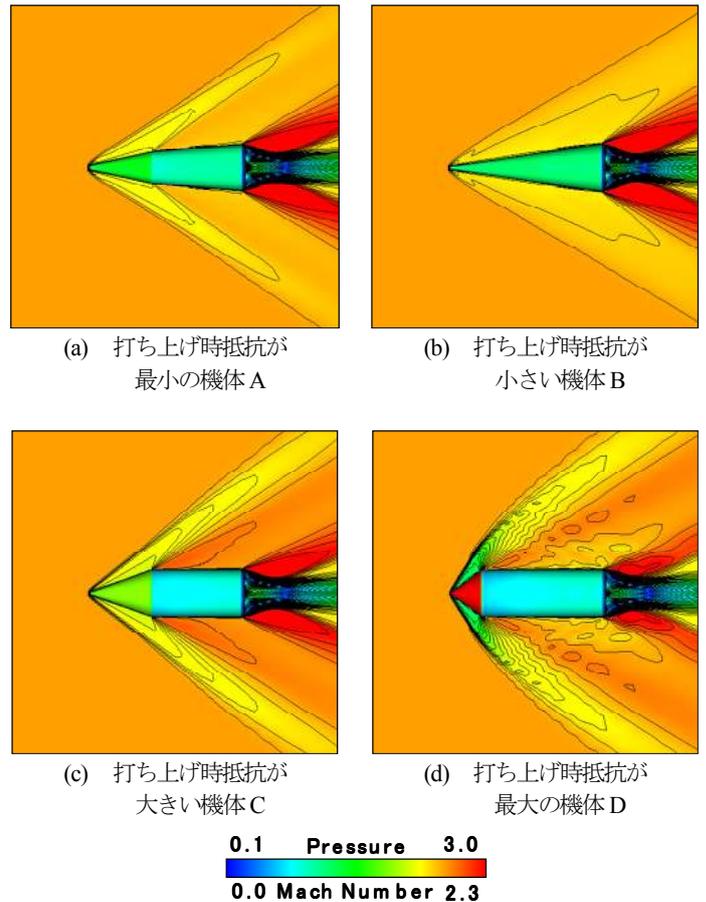
Fig.9 Subsonic lift-drag ratio during the return and Supersonic lift-drag ratio during the return

(2) 流れ場の考察

(a) 打ち上げ時の流れ場の考察

Fig.10 に4つの機体形状の打ち上げ時の時間平均の流れ場を示す。Fig.10(a)と(b)は打ち上げ時抵抗が小さい2つの機体形状まわりの流れ場を示し、Fig.10(c)と(d)には打ち上げ時抵抗が大きい2つの機体形状まわりの流れ場を示す。図に示しているのは表面圧力分布と半断面マッハ数分布である。

超音速で迎角のない条件では、抵抗の大きい機体は機体前方の円錐部の半頂角が大きく機体キンク部の角度 θ_{kin} が $180[\text{deg}]$ から離れた機体となり、抵抗が小さい機体は半頂角が小さく機体キンク部の角度 θ_{kin} が $180[\text{deg}]$ に近い三角錐のような形状となった。これは半頂角が大きく機体キンク部の角度 θ_{kin} が $180[\text{deg}]$ から離れた機体は造波抵抗が大きくなるのが大きな原因であると考えられる。



(a) 打ち上げ時抵抗が最小の機体 A
(b) 打ち上げ時抵抗が小さい機体 B
(c) 打ち上げ時抵抗が大きい機体 C
(d) 打ち上げ時抵抗が最大の機体 D

Fig.10 Surface pressure distributions and space Mach number distributions at $M_\infty=2.0$, $AOA=0$ [deg] during the launch

(b) 帰還時（超音速）の流れ場の考察

Fig.11 に4つの機体形状の帰還時（超音速）の時間平均の流れ場を示す。図にあるのは表面圧力分布および表面流線と半断面マッハ数分布である。全ての設計について迎角 $10,25,40[\text{deg}]$ の揚抗比を比較すると、 $25[\text{deg}]$ で最大になったことから迎角 $25[\text{deg}]$ の流れ場を示す。ただしここでの揚抗比は、最小二乗法を用いて補間を行った最大揚抗比とは異なるものである。Fig.11(a)と(b)は超音速帰還時の最大揚抗比が大きい2つの機体EおよびF周りの流れ場を、Fig.11(c)と(d)には超音速帰還時の最大揚抗比が小さい機体GおよびH周りの流れ場を示す。この図から、超音速帰還時最大揚抗比を大きくするためには半頂角を小さくし機体キンク部の角度 θ_{kin} を $180[\text{deg}]$ に近づけ造波抵抗を抑えることが大切であ

ることが分かる。

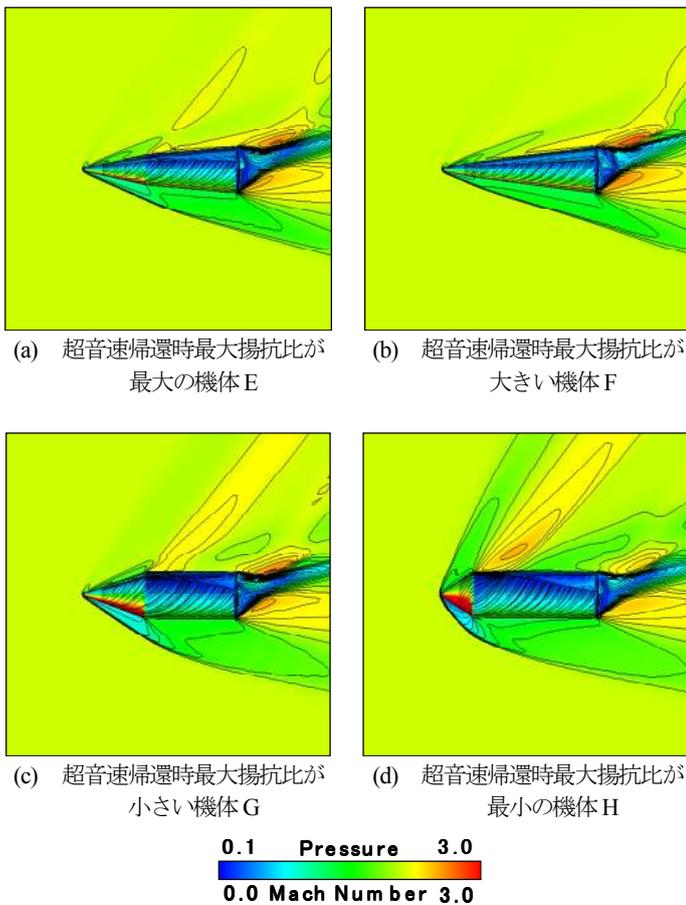


Fig.11 Surface pressure distributions, streamlines and space Mach number distributions at $M_\infty=2.0$, $AOA=25[\text{deg.}]$ during the return

(c) 帰還時（亜音速）の流れ場の考察

Fig.12 に4つの機体形状の帰還時（亜音速）の時間平均の流れ場を示す。図にあるのは表面圧力分布および表面流線と半断面マッハ数分布である。これらの機体に関しては、迎角 $25[\text{deg.}]$ の揚抗比が最も大きくなったため、迎角 $25[\text{deg.}]$ の流れ場を示す。亜音速帰還時最大揚抗比が大きい形状周りの流れ場を Fig.12(a)と(b)に、小さい形状周りの流れ場を Fig.12(c)と(d)に示す。亜音速帰還時最大揚抗比が大きい機体は半頂角が大きい機体となった。これは超音速帰還時最大揚抗比の最大化とは全く逆の傾向である。亜音速飛行時の全抵抗には、造波抵抗が寄与せず、機体表面積にほぼ比例する粘性抵抗も本設計問題ではほぼ一定であることから機体ベース部の循環領域が作り出す圧力抵抗が大きく寄与すると考えられるがこれらの機体のベース圧力はほぼ一定である。このことから亜音速帰還時最大揚抗比の大きな機体は揚力を稼ぐことで最大揚抗比を大きくしており、その結果、半頂角が大きくなるものと考えられる。

(3) 設計変数の効果に関する考察

Fig.13 に打ち上げ時抵抗と機体キンク部の角度 θ_{kin} の関係を、Fig.14 に打ち上げ時抵抗と機体後方の機体中心軸に対する角度 θ の関係を示す。これらの図から、打ち上げ時抵抗は機体後方の機体中心軸に対する角度 θ との関係より、機体キンク部の角度 θ_{kin} に強い関係があることが分かる。また、打ち上げ時抵抗が最小になる機体はキンクがない形状（機体キンク角度 θ_{kin} が $180[\text{deg.}]$ ）ではなく、 $175[\text{deg.}]$ 付近キンクを持つ機体であることが分かった。

一般的には三角錐のような機体の抵抗が最も小さくなると考えられるが、本研究ではそれとは異なる結果となったのはとても興味深く、今後さらなる考察が必要である。

一方で、機体キンク角度 θ_{kin} が $165[\text{deg.}]$ の機体でも打ち上げ時の抵抗が小さい機体が存在することが分かった。Fig.13 に示すように、三角錐の機体を体積 1.0 とすると、打ち上げ時抵抗最小の機体の機体体積は 1.12、機体キンク角度 θ_{kin} が $165[\text{deg.}]$ の機体の機体体積は 1.28 であり、機器搭載性の面で機体キンク角度 θ_{kin} が $165[\text{deg.}]$ の機体のほうが優れている。今後、この機体の特性についても検討を行っていくは設計上有意義であろう。

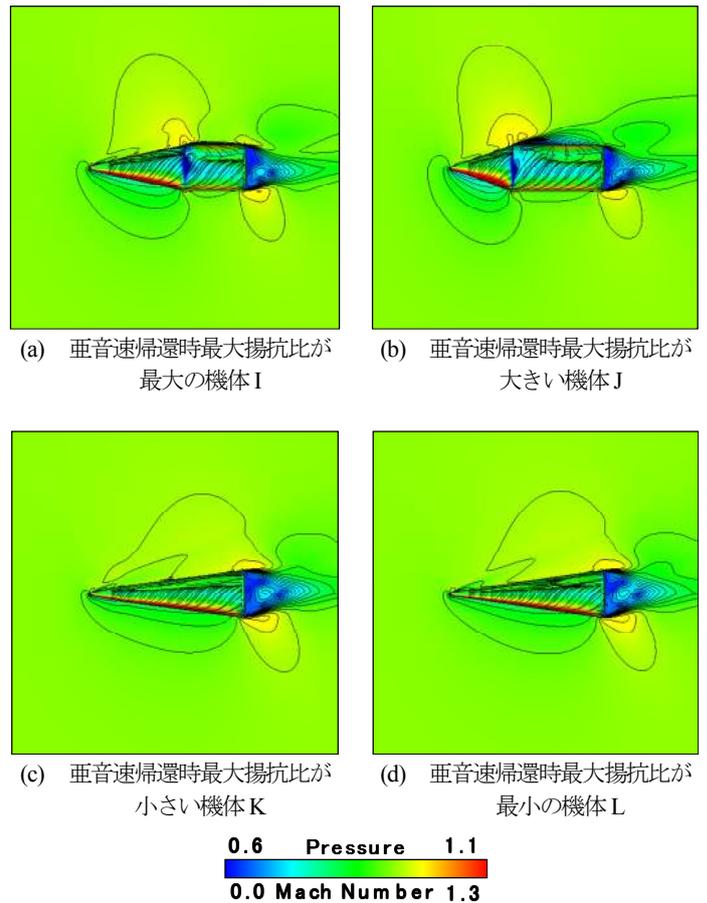


Fig.12 Surface pressure distributions, streamlines and space Mach number distributions at $M_\infty=0.8$, $AOA=25[\text{deg.}]$ during the return

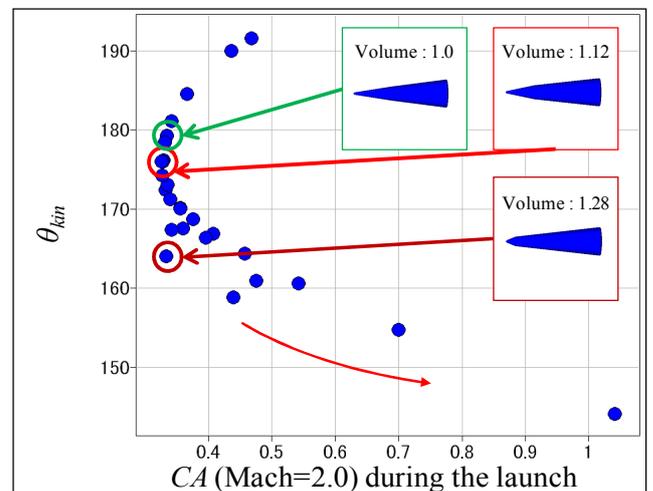


Fig.13 Axial coefficient of the launch and Kink angle

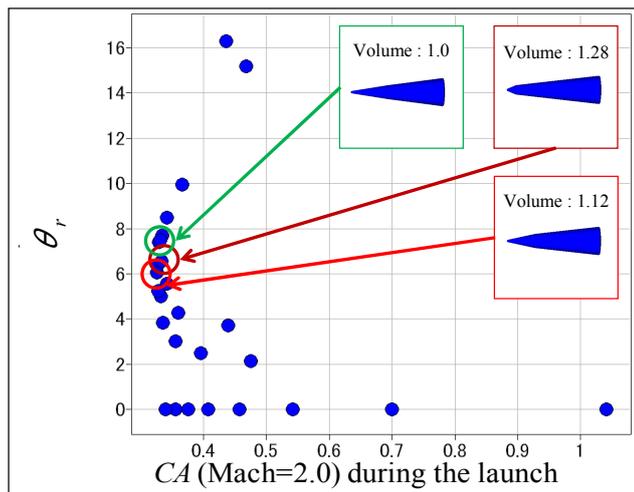


Fig.14 Axial coefficient of the launch and Rear angle

Fig.15 に目的関数の超音速帰還時の最大揚抗比と機体キンク角度 θ_{kin} の関係を示し, Fig.16 に目的関数の超音速帰還時の最大揚抗比と機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r の関係を示す。

機体キンク角度 θ_{kin} との関係について, 図に示す機体のように機体キンク角度 θ_{kin} を 168[deg.]付近に設定しても超音速帰還時の最大揚抗比がある一定の値に決まらない。一方, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r との関係では, 機体キンク角度 θ_{kin} に比べて超音速帰還時の最大揚抗比がある一定の値に決まるため, こちらの設計変数の方が超音速帰還時の最大揚抗比に効いていると考えられる。

また, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r と超音速帰還時の最大揚抗比の特徴として, 0[deg.]の機体から超音速帰還時の最大揚抗比を上げていくと, 4[deg.]から 7[deg.]の範囲で最大となる。その後, 超音速帰還時の最大揚抗比の減少と共に機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r が増加する。このことから, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r を 4[deg.]から 7[deg.]の範囲内に設定することで帰還時の超音速のケースの揚抗比を高く保てることがわかる。

Fig.15,16 に三角錐形状の機体体積を 1.0 としたときの, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r が 4[deg.]の機体と 7[deg.]の機体の機体体積を示す。超音速帰還時の最大揚抗比が同じような機体でも, 機体体積では 1.20 と 1.57 のように 30%も大きくできることが分かる。

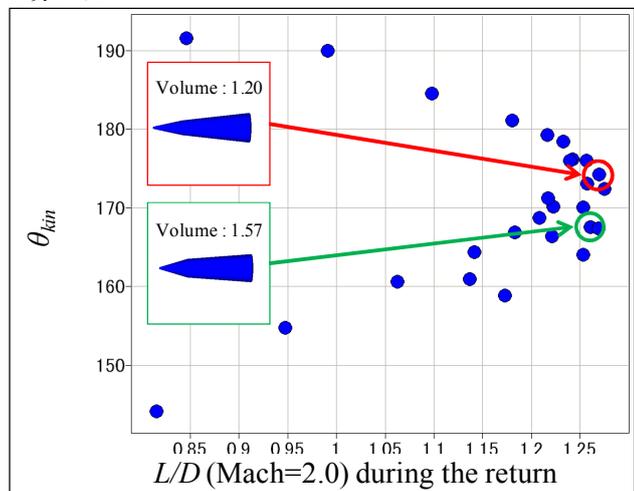


Fig.15 Supersonic lift-drag ratio during the return and Kink angle

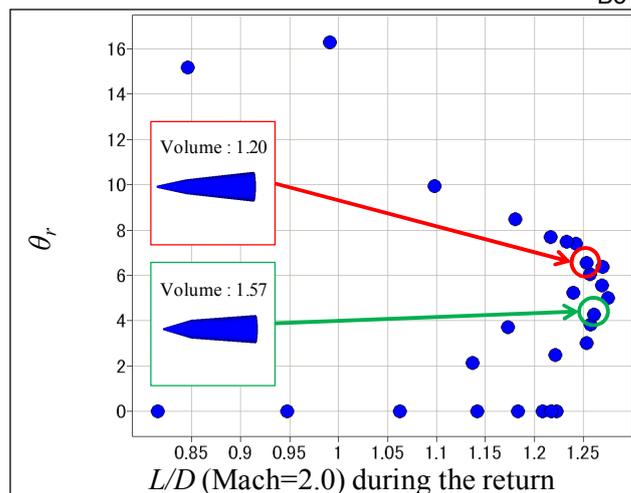


Fig.16 Supersonic lift-drag ratio during the return and Rear angle

Fig.17 には亜音速帰還時の最大揚抗比と機体キンク角度 θ_{kin} との関係を示し, Fig.18 には亜音速帰還時の最大揚抗比と機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r との関係を示す。

さきほどの結果と同様に, 機体キンク角度 θ_{kin} と機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r を比較すると, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r が決まると亜音速帰還時の最大揚抗比が決まりやすいため, こちらの設計変数の方が亜音速帰還時の最大揚抗比に効いていると考えられる。

機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r と亜音速帰還時の最大揚抗比の特徴として, 超音速帰還時の揚抗比との関係と異なり, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r が 0[deg.]の機体が亜音速帰還時の最大揚抗比を最大にし, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r を 0[deg.]より上げていくと亜音速帰還時の最大揚抗比は減少することがわかった。また, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r を 0[deg.]に設定することで帰還時の亜音速での最大揚抗比を最大にできるが, 機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r が 0[deg.]の機体でも亜音速帰還時の最大揚抗比が小さい機体が存在するので, 注意が必要であることもわかった。

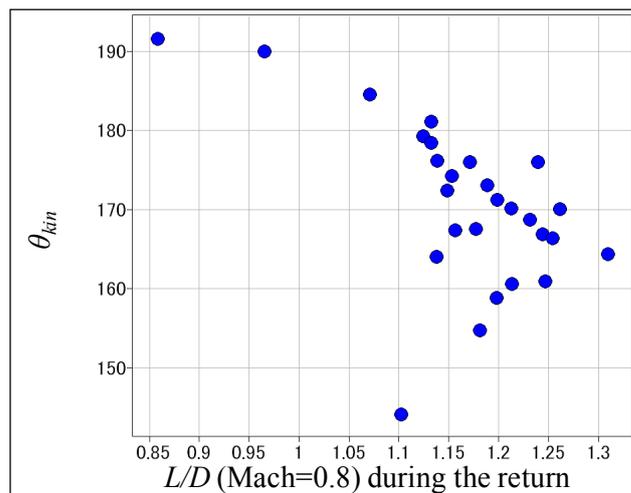


Fig.17 Subsonic lift-drag ratio during the return and Kink angle

- (7) Fujimoto, K., Fujii, K. and Tsuboi, N., “Compressible Flow Simulations over Basic Reusable Rocket Configurations,” Symposium on Applications in Computational Fluid Dynamics ASME/JSME Joint Fluids Engineering Division, 2003.

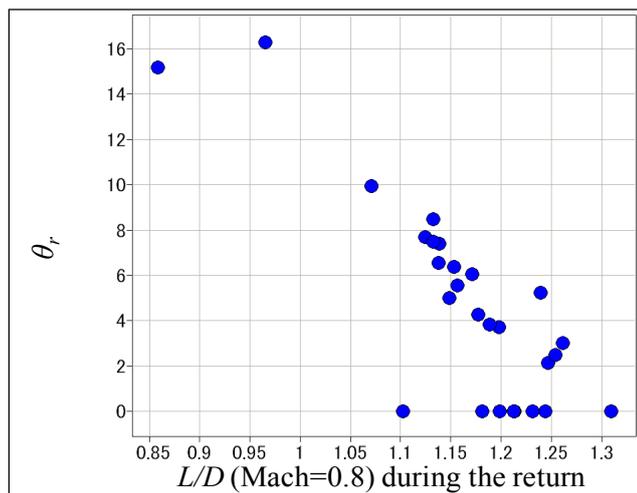


Fig.18 Subsonic lift-drag ratio during the return and Rear angle

5. 結言

本研究では、現在 JAXA で考えられている再使用観測ロケットのベース径・全長を固定し、CFD を用いて、打ち上げフェーズでの超音速飛行時の抵抗最小化、帰還フェーズでの超音速飛行時の最大揚抗比の最大化、帰還フェーズでの亜音速飛行時の最大揚抗比の最大化、機体体積の最大化を目的とした形状の多目的設計探索を行った。

これらの結果から、打ち上げフェーズでの超音速飛行時の抵抗最小化および帰還フェーズでの超音速飛行時の最大揚抗比の最大化の間にはつよいトレードオフは存在せず、キंक角度が 180 度に近い、半頂角が小さい機体が優れていることが分かった。ただし、これら二つの目的関数を最大にする機体はキंक角度が 180 にはならない (175 度)。

また、打ち上げフェーズでの超音速飛行時の抵抗最小化もしくは帰還フェーズでの超音速飛行時の最大揚抗比の最大化と帰還フェーズでの亜音速飛行時の最大揚抗比の最大化の間にはトレードオフの関係があることが分かった。これは亜音速時には抵抗は機体形状にはそれほど依存しないため揚力を稼ぐことで揚抗比を大きくする必要があるからである。

設計変数について、打ち上げ時抵抗は機体キंक部の角度 θ_{kin} に強い関係があることが分かった。帰還時超音速の揚抗比と帰還時亜音速の揚抗比は機体後方の機体中心軸に対する角度 θ_r に強い関係があることが分かった。

参考文献

- (1) Nonaka, S., Ogawa, H. and Inatani, Y., “Aerodynamic Design Considerations in Vertical Landing Rocket Vehicle”, AIAA Paper 01-1898, 2001.
- (2) 滑慶則, 高木亮治, 大山聖, 藤井孝藏, 山本誠 “再使用観測ロケットの空力形状最適化に関する研究”, 設計工学・システム部門講演会, 2009
- (3) Van Leer, B., “Toward the Ultimate Conservative Difference Scheme.4,” *Journal of Computational Physics*, 23, pp.276-299, 1977.
- (4) 嶋英志 “低マッハ数で誤差の小さい圧縮性 CFD 手法について”, 第 40 回流体力学講演会, 2008
- (5) Degani, D. and Schiff, L.B., #Computation of Turbulent Supersonic Flows around Pointed Bodies Having Crossflow Separation,” *Journal of Computational Physics*, 66,173-196(1986).
- (6) Baldwin, B. and Lomax, H., “Thin Layer Approximation and