

翼断面形状を持つ Waverider と RBCC エンジンを用いた TSTO ブースター段の空力-推進統合最適設計

森田 直人(早大・学) 小林 航(早大・院) 佐藤 哲也(早大) 富岡 定毅(JAXA)

概 要

本研究では有翼の二段式スペースプレーンの実現に向け、ブースター段の空力形状、および RBCC エンジンの形状と運転シーケンスを検討した。空力設計において、翼下面は *Osculating Cone Waverider* の設計手法を用い、翼上面は翼型表現手法を応用して滑らかな曲面で構成した。得られた機体形状に加え RBCC エンジンを丸ごと軌道計算に組み込み、分散遺伝的アルゴリズムを用いて最適化した。その結果、離陸重量約 755ton のブースター設計が得られた。

記 号

V_{ocwr}	: OCWR 翼体積
h_{inlet}	: インテーク高さ
ρ_{fuel}	: 燃料(エタノール)密度
R_{fuel}	: 翼体積に対する燃料体積の割合
V	: 機体速度
γ	: 機体経路角
$T L D$: 推力 揚力 抗力
α	: 迎角
m	: 機体重量
g	: 重力加速度

1. はじめに

有翼の 2 段式宇宙輸送機を設計するには、機体の空力設計、構造設計、制御設計のみならず、推進器の機体との適合が非常に重要となってくる。一般に巡航状態で最適化される一般の航空輸送機と違って、加速機である宇宙輸送機に明確な設計点は存在せず、幅広い速度域に対して、機体、推進器おのおの都合の良い状態で設計を行う必要がある。このように、機体と推進器双方に対して同時に最適化を行い、設計を決めていく設計法を空力-推進複合最適設計と呼ぶ。

本論文では、2 段式宇宙輸送機のブースター段を題材に、空力-推進複合最適設計を行った結果を報告する。このブースターは、滑走路を水平離陸し、マッハ 12 まで加速する。その後オービターを分離し、地上に水平着陸する。最適化を行う際に、「分離はどのような姿勢においても成立する」「ブースターの帰還飛行軌道は考慮せず、マッハ 12 までの加速を行う飛行軌道のみ考慮する」ということを仮定した。

また、本論文の特色として、「*Osculating Conical Waverider* の設計を応用した空力設計を採用した」「ロケ

ット/ラム・スクラム複合サイクルエンジン(RBCC エンジン)を丸ごとモデル化し軌道解析に統合した」ことが挙げられる。

(1) *Osculating Conical Waverider*

Osculating Conical Waverider は任意の衝撃波形状を設計し、その衝撃波を前縁に付着させることで高揚抗比を実現する航空機である。近年、CFD 分野で盛んに研究されている極超音速航空機のひとつに挙げられる。本論文では、機体下面への *Osculating Conical Waverider* の採用に加えて、翼上面の設計を滑らかな翼型形状で構成する。

既存研究の対象とされてきた *Osculating Conical Waverider* は極超音速におけるリフティングボディ機としての使用のみが想定され、亜音速における性能はほとんど考慮されてこなかった。これを端的にあらわすのが機体上面の処理であり、ほとんどの *Osculating Conical Waverider* は機体後端が流れに対して垂直な平面となるか、そうならなくても機体対称面で断面をとると、下に膨らみを持つ形状となっている。こうした形状では亜音速域にて発生する揚力はわずかであり、特に前者にいたっては後端にて発生する大規模な剥離が大きな抗力の増大をもたらす。

そこで発想を転換し、*Osculating Conical Waverider* をリフティングボディではなく翼とみなすことで、更なる性能向上が図れないかと考えた。亜音速では翼上面の流速の加速域が主な揚力の発生源であるのに対し、極超音速域では下面の衝撃波による圧力上昇が主な揚力の発生源となる。このように亜音速と極超音速域では主な揚力の発生源に違いあることが考えられる。したがって翼上面を亜音速向けの滑らかな曲面、翼下面を *Osculating Conical Waverider* とすることで、亜音速-超音速双方で高い揚抗比を実現できると考えられる。図 1 にこのコンセプトに従って設計した翼モデル(OCWR 翼と呼称する)を示す。

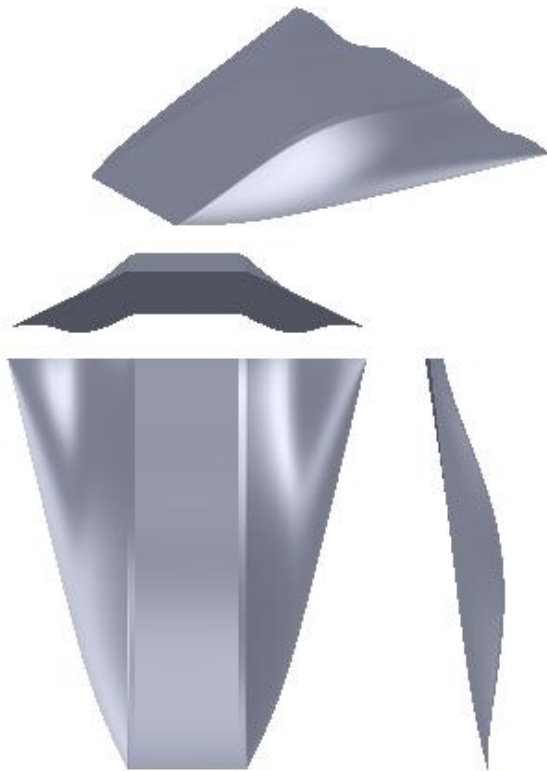


図1 OCWR翼の設計例

(2) RBCC エンジンモデル化

RBCC エンジンはロケットエンジンから排気されたガスと、エアインテークから流入する圧縮空気が混合した後、燃料を噴射し燃焼を行うエンジン¹⁾である。図2にRBCCエンジンの概念図を示す。

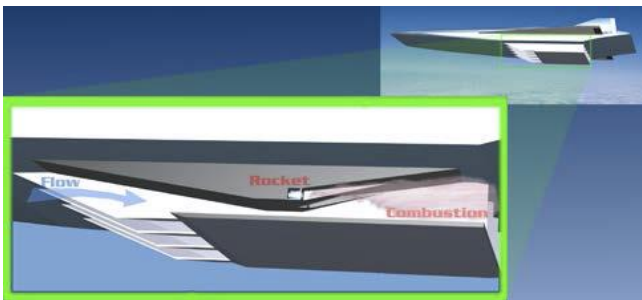


図2 RBCCエンジンの概念図

このエンジンはロケットとインテーク流入空気の質量流量比によって推力特性が変わるだけでなく、流入空気やロケットエンジンの状態によっても推力特性が変わるため、推力や比推力の無次元化が難しい。そこで、RBCCエンジンの各構成部分の特徴を捉えた簡単なモデル化を行うことで、実際に搭載するエンジンのサイズそのままに推力や比推力を計算できるようにした。

2. 機体・推進器設計

最適化を進めるに当たって、まず機体の大まかな形状を決定し、それを形作り、最適化を行うための変数を定めなければならない。本論文において、機体に対する要求は以下の通りとする。

- マッハ 12 まで加速できること。高度や帰路は問わない。
- オービター段 75ton を搭載できるペイロードを持つこと。オービター段は機体下部にベイを設けそこから射出する。
- 胴体内ベイ作成を考慮し、機体下部には 14m 以上のフラットかつクリーンな面を作ること。
- 機体全長は 40m 以上とする。ベイ作成のためである。

これらのコンセプトを定めると、エンジンを機体下部に搭載することは難しく、機体上面もしくは機体側面に搭載することになる。本論文では、機体上面に RBCC エンジンを 3 機つむこととし、エンジンのサイズを最適化する変数に含めた。機体下部のフラットな面は、OCWR 翼下面設計において、発生させる衝撃波形状に直線部分を作成すればよく、この部分が 14m 以上になるように翼全体の大きさを決定することとした。図3に想定される機体形状を示す。

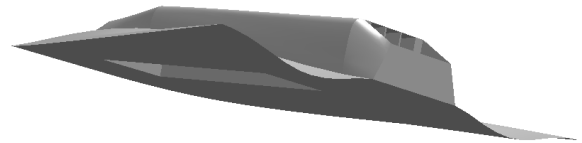


図3 想定する機体形状

また最適化を行う際の仮定を前述したものを含め示す。

- 分離はどのような姿勢においても成立する。
- ブースターの帰還飛行軌道は考慮せず、マッハ 12 までの加速を行う飛行軌道のみ考慮する。
- 機体の熱設計は扱わない。機体を構成するエッジにアールはないものとする。
- 機体は剛体とする。
- 機体の回転運動は取り扱わない。すなわち、機体のモーメントの釣り合いは常に取れるものとする。
- 気流は電離しないものとする。

2.1 OCWR 翼設計

OCWR 翼を設計するには、まず Osculating Conical Waverider を設計しなければならない。後端面と Osculating Shockcone の交わる線分は直線と 4 次多項式を用いて設計した。また Osculating Conical Waverider の設計には機体前縁を機体後方からみたラインを決定する必要があり、こちらは二本の直線を用いて設計することにした。図4に衝撃波形状と機体前縁を設計する変数を表す図を示す。円錐衝撃波内部の流体の流線を Taylor-Maccoll 方程式にしたがって求め、Osculating Shockcone の局所曲率半径に応じて流線を拡大縮小した後、機体前縁から流線をトレースする。この作業を

Osculating Shockcone の計算点すべてに実行することで Waverider の下面が決定される。図 5 に設計方法を表す図を示す。

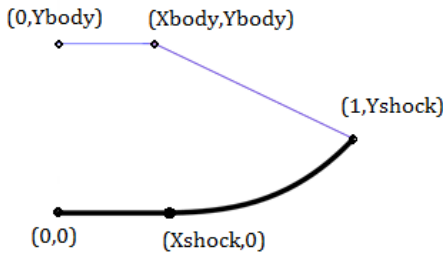


図 4 機体前縁と衝撃波形状を決める変数

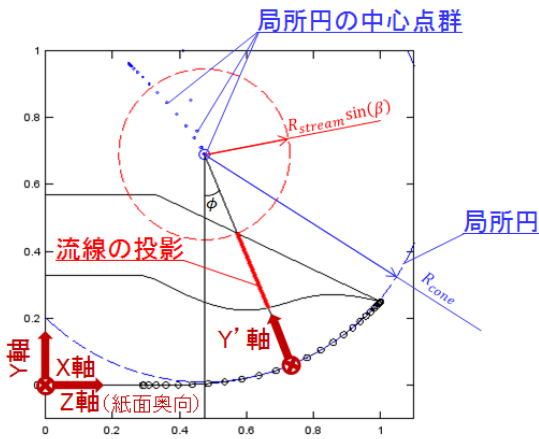


図 5 局所円と流線の関係

翼上面には首都大学東京の金崎らが提唱する修正 PARSEC 法²⁾を応用することで、少ないパラメータにて設計できる。ここでは前縁が主流と平行になり、指定した最大翼厚がこちらも指定した最大翼厚位置で実現され、そして後縁が指定の後縁角となるように曲線を構成する多項式の係数を定める。これにより OCWR 翼の上面が決定される。

2.2 RBCC エンジンモデル

RBCC エンジンモデルは、以下の 5 つで構成される。

- インテークモデル
- ロケットモデル
- 混合モデル
- 燃焼器モデル
- ノズルモデル

各モデルの接続を図 6 に示した。また各モデルは圧縮性準 1 次元流れでモデル化した。以下に簡単にモデル化方法を説明する。

2.2.1 インテークモデル

インテークモデルは衝撃波による流量捕獲、全圧損失を考慮した準 1 次元流れとした。インテークの性能は流量捕獲率 (MCR)、全圧回復率 (TPR) によって記述される。これらのパラメータは衝撃波の配置によってのみ変化するため、2 次元の矩形インテークであれば斜め衝撃

波やマッハ波を通過する流体の状態を記述する関係式から、各マッハ数・迎角におけるインテークの性能を求めることができる。

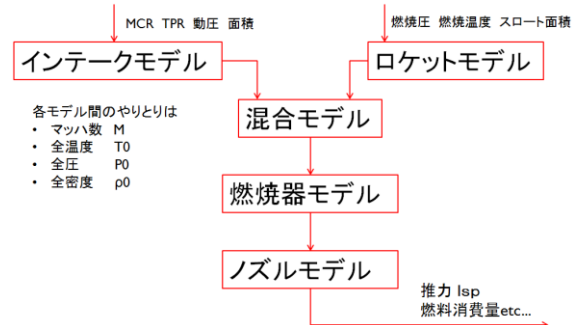


図 6 各モデルの接続

2.2.2 ロケットモデル

ロケットモデルは等エントロピのラバルノズルモデルを用いた。

2.2.3 混合モデル

混合モデルはロケット排気とインテーク流入空気の「質量の和」「運動量の和」「エネルギーの和」を満たす混合器出口の気流の状態量を求めた。

2.2.4 燃焼モデル

入熱を伴う圧縮性 1 次元流れであるレイリー流れを用いてモデル化した。

2.2.5 ノズルモデル

等エントロピ膨張でモデル化した。

3. 解析手法と最適化計算

本論文における最適化法としては、遺伝的アルゴリズムを並列化した「分散遺伝的アルゴリズム」を用いた。元となる遺伝的アルゴリズムは、解空間の形状が全く不明でも最適解を探索できることから、近年実問題への応用が盛んである。ところが、他の最適化法よりも計算コストが高く、解を得るまでに時間がかかるのが欠点であった。この欠点に対し、分散遺伝的アルゴリズムはその中で個々に遺伝的アルゴリズムを実行する「島」を複数用意し、数世代毎に島の間で個体の遺伝子のやりとりをしながら、最適化を進めていく手法である。

遺伝子は個々に定めた最小値・最大値の間を 12bit のバイナリに分割し、交配・突然変異操作を行った。最終的には、5 島各 40 個体・100 世代実行し、得られた解を最適解とした。

以下解析手法を説明する。

(1) 形状について

形状については、先に述べたとおり、OCWR 翼の上面に RBCC エンジン 3 機を搭載するとして定義する。その際翼下面に 14m 幅のフラットな部分が作成されるように機体の大きさを決定する。

(2) 重量推算

機体の空虚重量は OCWR 翼の体積に一定の値 124kg/m^3 を掛け³⁾、それにインテーク面積に比例するエンジン重量を加えることで算出した。燃料搭載量については、機体体積に対しての燃料体積率を最適化変数とし

て定めることによって算出した。従って、機体離陸重量 TOGW[kg]は以下のように求められる。

TOGW

$$= 124V_{ocwr} + 22400 \left(\frac{h_{inlet}}{3.66} \right)^3 + \rho_{fuel} R_{fuel} V_{ocwr} + 75000$$

(3) 空力解析

揚力係数および抗力係数の算出には、非粘性修正圧縮性 3次元パネル法のプログラムである「PANAIR」を用い、その結果に粘性抗力係数を足し合わせることで求めた。PANAIR では流れの最大マッハ数が 4 までしか計算できないという制約があるため、それ以上の空力解析には、Taylor-Maccoll 方程式と Prandtl-Mayer 関数を用いて算出した。本来であれば、軌道上の各点において逐次空力解析を行うべきであるが、これでは計算時間がかかりすぎるため、マッハ数と迎角を振って数点解析を行い、その値に補間を行う事で計算時間を短縮した。

(4) 推進器解析

推進器解析は先に述べた RBCC エンジンモデルを丸ごと組み込み、軌道上の推力及び燃料消費量を算出した。

(5) 軌道解析

軌道解析には 2 次元の質点運動方程式を用いた。運動を司る支配方程式は以下の 2 式である。

$$\frac{dV}{dt} = \frac{(T \cos(\alpha) - D) - mg \sin(\gamma)}{m}$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{L - mg \cos(\gamma) + T \sin(\alpha)}{mV}$$

制御変数は迎角 α とロケットノズル排出圧力比Pr/P0rとした。軌道は最適化変数として与えられる経路角一定飛行、加速については 3G 以下の制約を加えた動圧一定飛行を目標として、その軌道を実現するようにフィードバック制御を行った。

(6) 最適化変数

以上より、これらの形状定義、解析を行うのに必要な最適化変数を表 1 に示す。

表 1 最適化変数 (計 15 変数)

変数名	変数の説明
M1	設計マッハ数
beta	接触円錐衝撃波円頂角 deg
Xbody	機体前縁設計
Ybody	機体前縁設計
Xshock	機体衝撃波設計
Yshock	機体前縁・衝撃波設計
root_thn	翼根翼厚
tip_thn	翼端翼厚
root_TEA	翼根上面後縁角 deg
tip_TEA	翼端上面後縁角 deg
x_maxy	最大翼厚位置
inlet_height	インテーク高さ (幅を 2.02m で固定) m
coe_Ar	ロケット流路面積/インテークスロート面積
fuel_Vratio	燃料体積/機体翼体積
Gma_want	目標軌道経路角 deg

4. 最適化結果

以上をふまえ、最適化した結果を示す。評価関数は、燃料消費量を最小化するように以下のように定め、これを最大化する変数値を探索した。軌道計算の後、個体がマッハ 12 に未到達の場合は到達マッハ数の 2 乗に比例する値を評価関数値とした。また、燃料搭載量が多くなれば到達マッハ数は大きくなりやすいが、燃料消費の観点からは不利であるため、到達マッハ数にかかる高は離陸重量で除した。

$$\frac{40}{\text{燃料消費量(ton)}} + \frac{\text{到達マッハ数}^2}{10 \text{ 離陸重量(ton)}} \quad (\text{M12 到達})$$

$$\frac{\text{到達マッハ数}^2}{10 \text{ 離陸重量(ton)}} \quad (\text{M12 未到達})$$

(1) 変数値

表 2 に最適化を行った変数値を一覧として示す。

表 2 最適化した変数値一覧

変数名	値
M1	6.333822
beta	16.207570
Xbody	0.310501
Ybody	0.493736
Xshock	0.079370
Yshock	0.244242
root_thn	0.064532
tip_thn	0.049736
root_TEA	2.646154
tip_TEA	3.674725
x_maxy	0.415873
inlet_height	2.009768
coe_Ar	0.450085
fuel_Vratio	0.219365
Gma_want	24.747985

(2) 機体形状

まず、変数値より生成される OCWR 翼を図 7 に示す。機体形状を見ると、設計点では、翼上面が翼下面に殆ど隠れるような形状になっている。これは極超音速域では前方投影面積の増大で大きく抗力が増加することから、これを抑えようと最適化が進んでいったことを示している。また、Waverider は一般的傾向として翼端が上がるにつれ揚力係数が増大するという傾向がある。今回の最適化結果では、揚抗比を若干犠牲にしても、揚力係数を低く抑えようとしている。この原因として、搭載するオービターの関係上、機体はペイロード重量に比して非常に大きくなる。この結果、翼面積が大きくなり、揚力係数を低く抑えようとしたと考えられる。実際、翼面積は 1109m²にもなり、翼面荷重はおおよそ 680kg/m²という比較的小さな値となる。また、機体の幾何形状は全長 44.095m、全幅 51.919m となった。

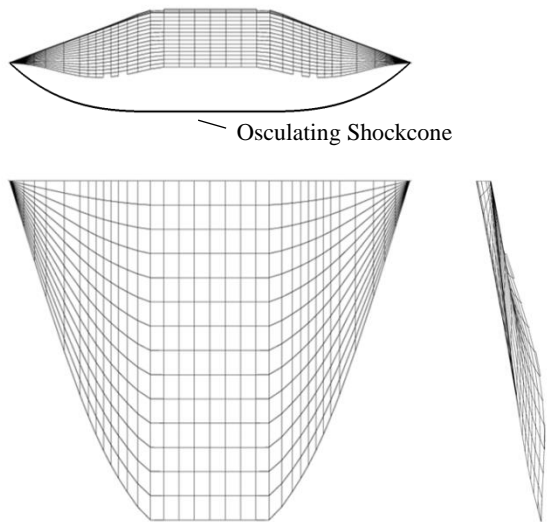


図7 変数より生成したOCWR翼ワイヤフレームモデル



図8 最適化されたTSTOブースター段設計

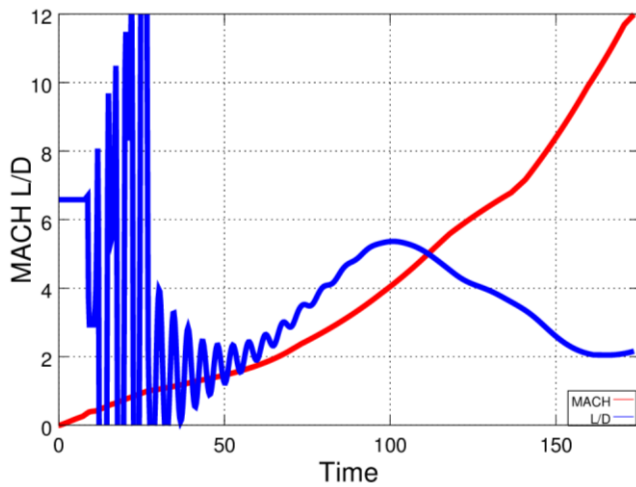


図9 時間に対するマッハ数(赤)と揚抗比(青)

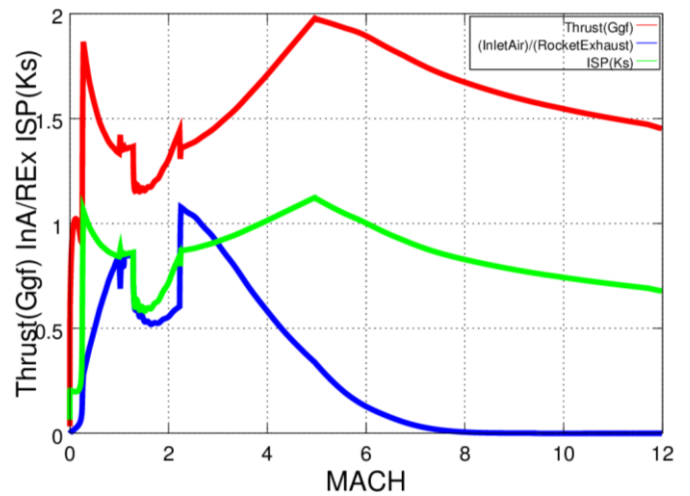


図10 マッハ数に対する推力[Ggf](赤)と、インテーク通過流量とロケット流量の比(青)、ISP[Ks](緑)

(3) 軌道

まず、機体重量や燃料消費量をまとめた表を表3に示す。

表3 機体重量および燃料搭載量

離陸重量 ton	755.74
ペイロード重量 ton	75.000
機体空虚重量 ton	287.16
消費燃料重量 ton	332.85
残燃料 ton	60.741
MACH12 到達時間 s	174.00
評価関数	0.138576

表3にあるとおり、機体の離陸重量は約755tonとなった。機体空虚重量が機体サイズに比して約287tonと重めであり、これは機体重量の推算の精度の低さによるものだと考えられる。マッハ12に到達するまでの燃料消費量は約332tonであり、マッハ12に到達した際の高度は90.333mとなった。

図9には時間に対してマッハ数と揚抗比を示した。超音速域における揚抗比は最大5.3641となりそのときのマッハ数は4.1239であった。揚抗比は遷音速域の振動域(揚力係数・抗力係数マップの不連続による)を除いて全体的に2以上を維持しており、極超音速の加速機には高い揚抗比を發揮している。

また図 10 には推力及びインテーク通過流量とロケット流量の比に加えて比推力(ISP)をプロットした。推力の最大値はおよそ 2000tonf となり、一発あたり 700tonf 弱の大推力が要求されている。推力は目標の軌道を取る上で決められるため、比推力と流量比の関係が重要となるが、グラフを見るとやはり空気吸い込みによって ISP が改善していることが分かる。

5. まとめと今後の展望

本論文では、OCWR 翼を用いた TSTO ブースターの提案と、エンジンの丸ごとモデル化を組み込んだ分散遺伝的アルゴリズムによる最適設計を実施した。得られた解は離陸重量 755ton のシステムであった。今後の課題として、以下の事項が挙げられる。

(1) 軌道最適化の実装

今回は比較的単純な軌道を用いて解析を行ったため、非常に非効率なシステムとなってしまったことは否めない。そこで近年研究されている機体・軌道同時最適化手法を取り入れることで、より洗練されたシステムの最適設計が可能だと考えられる。

(2) 各種解析の高精度化

今回用いた空力解析では、計算時間の都合上解析点が少なく、解析精度に問題があると考えられる。Tangent Wedge Cone 法やニュートン法などの高速かつ極超音速に適応した機体解析手法を導入することによって、最適化の精度を高めていきたいと考えている。また、機体の重量解析についても、飛行荷重を考慮した推算法や、FEM を用いた重量推算を用いるなど、高精度化の余地は多分にある。

(3) ロバスト性の確保

形状定義や重量推算では多分に誤差を含むことが予想され、このような誤差があった場合にも目標を達成するには、各種設計パラメータに対してロバストでなければならない。これを評価しなければ、信頼性の高い解を得ることは難しい。

6. 参考文献

- 1) Takashima Naruhisa, "Optimization of waverider-based hypersonic vehicle designs", ProQuest Dissertations And Theses; Thesis (Ph.D.)--University of Maryland, College Park, 1997
- 2) 金崎雅博,四谷智義,"修生 PARSEC 翼型表現法の提案と実問題による性能検証",日本流体力学学会講演論文集 2011 1-4,2011,
- 3) Naruhisa Takashima and Mark J. Lewis, Optimization of Waverider-Based Hypersonic Cruise Vehicles with Off-Design Considerations, JOURNAL OF AIRCRAFT, Vol. 36, No. 1, 1999
- 4) 富岡定毅,加藤周徳,小寺正敏,谷香一郎,齋藤俊仁,木村俊哉,低軌道への再使用輸送系を目指した RBCC エンジンのシステム検討,平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム:講演集録,2012