



ISSN 1349-1121
JAXA-RM-07-002

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

概念設計ツール用空力特性データベースについて

廣谷 智成, 高崎 浩一, 鈴木 広一

2007年9月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1. はじめに	1
2. 空力特性データベースとその構築方法について	1
2.1 ロケットエンジン搭載形状	3
2.2 TBCC エンジン搭載形状	5
2.3 RBCC エンジン搭載形状	6
3. まとめ	8
参考文献	9
付録 A 格子データ生成ツールについて	10
付録 B ロケットエンジン搭載形状の主翼形状設定について	12

概念設計ツール用空力特性データベースについて*

廣谷智成^{*1}、高寄浩一^{*2}、鈴木広一^{*2}

Aerodynamic Data Base of Concept Design and Evaluation Program for Future Space Transportation System*

Tomonari HIROTANI^{*1}, Kouichi TAKASAKI^{*2} and Hirokazu SUZUKI^{*2}

Abstract

The Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) began development of a systems evaluation and analysis tool (SEAT) for concept studies in 2004. It has two main objectives for development: to select the most suitable transportation system concept for a mission, and to identify required technologies and establish quantitative goals for improving present technologies to enable the systems to be realized. This report describes the database of aerodynamic characteristics, and how the database is used by the SEAT.

概要

将来宇宙輸送システムのコンセプトの比較・絞り込み、および開発すべき技術課題の明確化や現状技術の定量的改善目標の設定を行なうことを目的として、概念設計ツールが開発されている。本稿では、概念設計ツールで使用する空力特性データベースの作成方法と、代表的な3形状の空力特性データベースについて報告する。

1. はじめに

将来宇宙輸送システムのコンセプトの比較・絞り込み、および開発すべき技術課題の明確化や現状技術の定量的改善目標の設定を行なうことを目的として、概念設計ツールが開発されている。¹⁾ 概念設計ツールの概念図を図 1.1 に示す。この図は、必ずしもデータの流れを厳密に表してはいない。概念設計ツールは、空力、推進、質量推定、耐熱システム、飛行解析、コストの6つのモジュールと、これらを制御する最適化モジュールおよびデータの入出力管理から構成されている。赤枠の部分は、設計者が設計対象とするコンセプトに応じて準備すべきデータベースである。本稿では、この内、空力特性データベース作成に関連する部分について述べる。

2. 空力特性データベースとその構築方法について

最初に、空力特性データベース構築方法について述べる。設計者は、まず対象とする機体形状の CATIA データを作成する必要がある(図 1.1 中の「CATIA データ作成」の赤枠部分)。これは手作業で行わねばならない。作成された CATIA データは、格子データ生成ツール(詳細は付録 A 参照)により格子データに自動的に変換される。最後に、概念設計ツールの空力モジュールが格子データを用いて空力特性を算出し、これをデータベース化する(ここまでの図 1.1 中の「格子データ生成&空力特性推定」の部分)。ここでは、空力特性の算出方法についても概説しておく。詳細については参考文献 1) を参照されたい。空力モジュールは、速度域、機体機首形状に応じて適切な解析手法を選択し(表 2.1 参照)、対象

* 平成 19 年 6 月 15 日受付 (Received 15 June, 2007)

*1: 旧 総合技術研究本部, 将来宇宙輸送系研究センター

(Future Space Transportation Research Center, Institute of Aerospace Technology)

現 総合技術研究本部, 風洞技術開発センター

(Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

*2: 総合技術研究本部, 将来宇宙輸送系研究センター

(Future Space Transportation Research Center, Institute of Aerospace Technology)

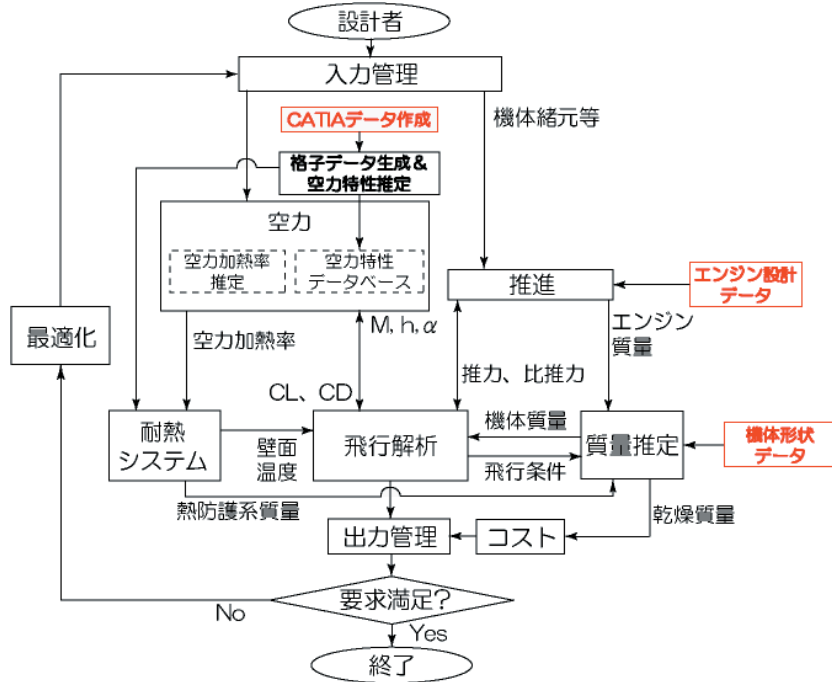


図 1.1 概念設計ツール概念図

表 2.1 空力特性推算ツール¹⁾

機体先端形状	Sharp	Blunt
マッハ数域		
$M \leq 0.9$	PANAIR (亜・超音速パネル法)	
$0.9 < M < 1.2$	M=0.9 および M=1.2 の値を用いて線形補間	
$1.2 \leq M \leq 2.0$	PANAIR (亜・超音速パネル法)	Tangent Cone/wedge・ Shock Expansion 法
$2.0 \leq M \leq 10.0$	Tangent Cone/wedge・ Shock Expansion 法	
$10.0 < M$	Newtonian 法	

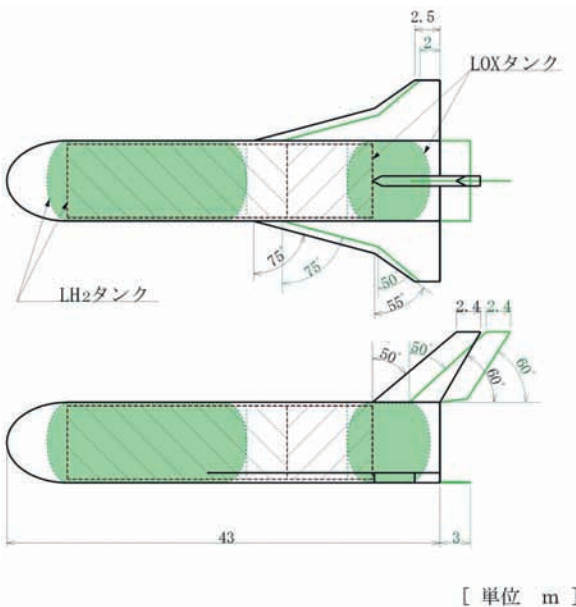


図 2.1 ベース形状 (緑) と修正形状 (黒)
(ロケットエンジン搭載形状)

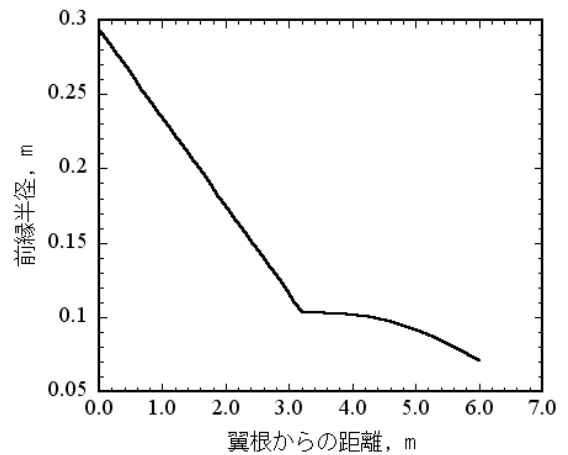


図 2.2 前縁半径分布

機体の空力特性を推定している。

概念設計ツール開発に合わせ、ロケット、TBCC (Turbine-Based Combined Cycle)、RBCC (Rocket-Based Combined Cycle) といった代表的なエンジンを搭載できるように、3タイプの機体形状の空力特性データベースを準備した。以下、これらの空力特性データベースについて述べる。

2.1 ロケットエンジン搭載形状

ロケットエンジン搭載形状は、旧 NASDA で検討されていたロケットプレーン形状 (図 2.1 参照) をベースとし、若干の修正、詳細化を図った。これらを以下にまとめる。

- ・帰還時の熱的要求 (半径 0.5m 球で 600kW/m² 以下 (C/C 材耐熱限界)) から、主翼平面形 (図 2.1 参照)、主

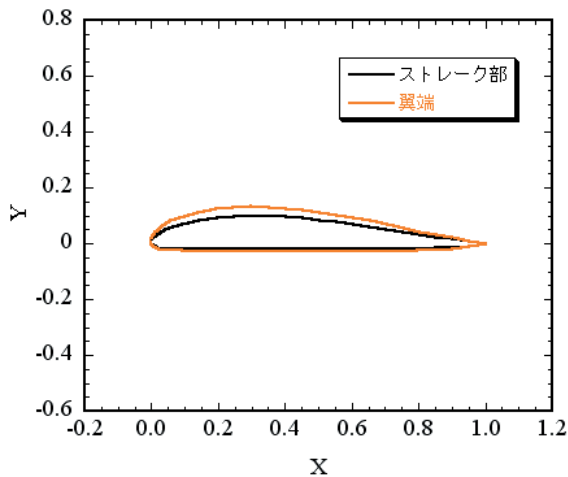


図 2.3 主翼翼型

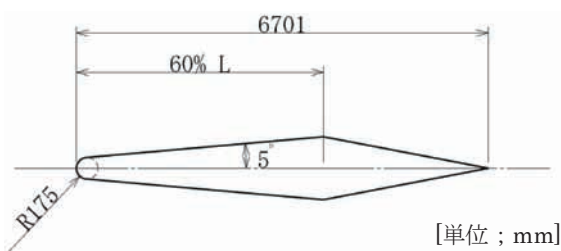


図 2.4 尾翼翼根翼型

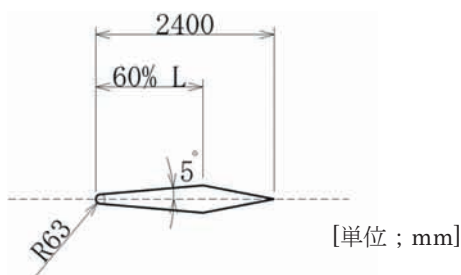


図 2.5 尾翼翼端翼型

翼前縁半径 (図 2.2 参照) を設定した (詳細は付録 B を参照)。

- ・主翼翼型は、NACA Four-digit Wing Sections にキャンバーをつけ、胴体下面と同一のフラット面を持つよう、翼型下面を平面とした形状とした (図 2.3 参照)。尾翼は 11HOPE 形状を参考にして決定した。前縁半径、前方ウェッジ角は 11HOPE 尾翼翼根と相似であるが、ベースは設けてない (図 2.4、図 2.5 参照)。
- ・ベース形状では、胴体断面は円形であった。ここでは主翼取り付けを考慮して後部側面に平面部を設け (図 2.6 参照)、円形の前面断面形と滑らかに繋げる形状に変更した。
- ・空力特性推算法の制限から、垂直尾翼配置位置を垂直尾翼後端がベース面に一致するよう前方へ移動した
- ・LOX タンクについては、垂直尾翼、エンジン推力を支えるための構造的な配慮から前方へ移動し、ペイロー

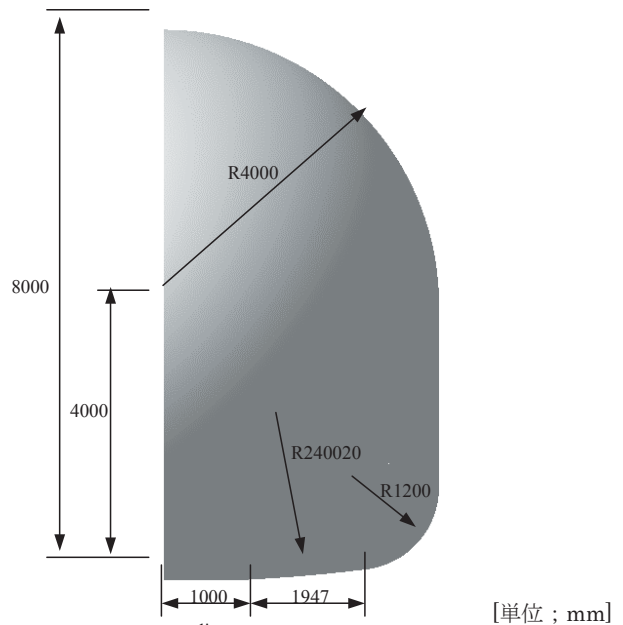


図 2.6 胴体後部断面形状



図 2.7 ロケットエンジン搭載形状 (CATIA データ)

ド搭載空間は未考慮とした

[CATIA データ]

ロケットプレーン形状の CATIA データを図 2.7 に示す。これが図 1.1 中の赤枠の処置である。CATIA デー

タは、次段階のデータ処理である格子データ生成ツールの要求から、胴体（青色部分）、主翼（黄色部分）、垂直尾翼（赤色部分）を個別グループとして作成する必要がある。

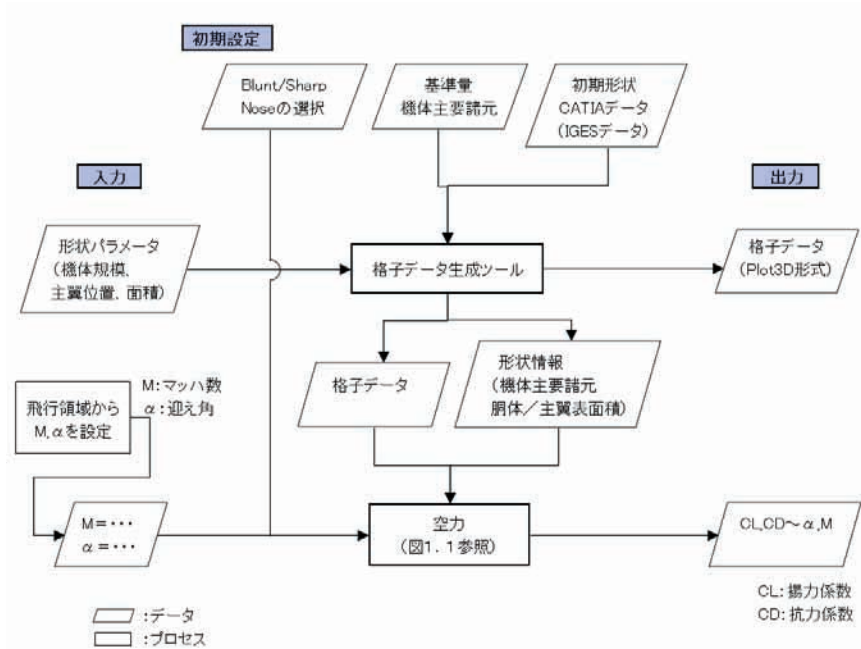


図 2.8 格子データ生成フロー

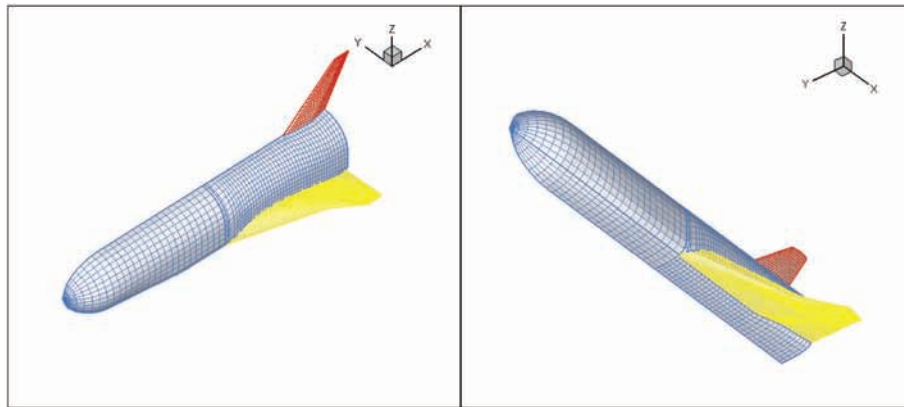


図 2.9 ロケットプレーン形状の格子データ

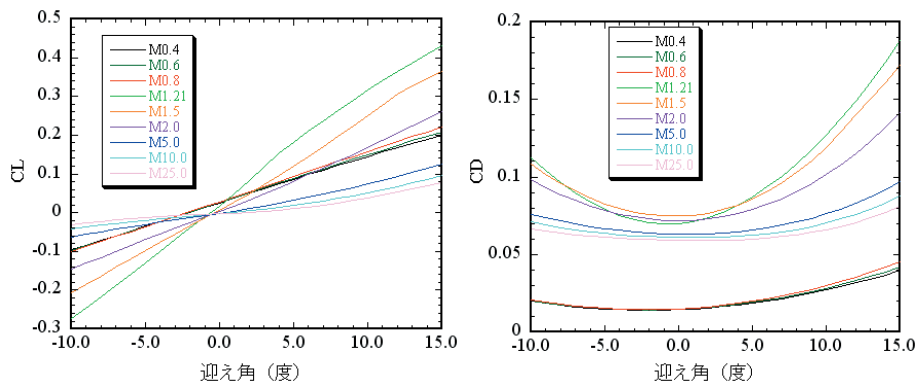


図 2.10 ロケットエンジン搭載形状の空力特性

[格子データ]

作成された CATIA データを用いて、格子データ生成ツールにより格子データを作成する。この部分の処理を図 2.8 に示す。格子データ生成ツールの詳細については、付録 A を参照されたい。ロケットエンジン搭載形状に対する初期設定を行い、形状パラメータを入力すれば、図 2.9 のような格子データが出力される。

[空力特性算出]

作成された格子データを用いて、概念設計ツールの空力モジュールで空力特性を算出する。機首形状は、blunt nose が選択されている。空力データベースは、他 2 形状と共にマッハ数、迎え角に対して整理した。空力特性を算出する飛行状態は、任意に指定することが出来る。

こうして得られたロケットエンジン搭載形状の空力特性を図 2.10 にまとめる。

2.2 TBCC エンジン搭載形状

TBCC エンジン搭載形状については、新規に設計した。TBCC エンジン搭載機体は再突入を想定せず、2 段式宇宙往還機の母機としてのみ、使用を考えている。形状設計の制約条件として、下記を考慮しつつ、設計を行った。

- 1) マッハコーン内に機体が入ること (飛行マッハ数 6 を想定)
- 2) 主翼下面および胴体下面にエンジン排気が影響しないこと
- 3) 離陸能力 (尻すり角制限内であること)

尻すり角として、コンコルド並みの 15 度を確保できるように、主脚を配置する。また、離陸性能および燃料消費に伴う重心位置移動を含めたトリム能力を確保するため、カナード翼を装着する。ただし、空力加熱の観点から、カナード翼はマッハ数 1 で格納する。カナード翼の配置については、ここから発生する渦と主翼 / エンジン吸気との干渉に配慮する。

4) 主脚位置

エンジン配置と併せて考える必要がある。エンジン配置については、異物吸い込み (Fall-in Object Damage ; FOD) 対策を避けて通れない。ここではシングルランプのインテークを持つエンジンを胴体側面両側に配置することで、前脚からの FOD 対策とする。主脚は胴体内燃料タンク後方に収納し、インテーク側方に展開する。

5) エンジン前端が主翼からの衝撃波と干渉しないこと

6) 翼のフラッタ剛性確保

翼のフラッタ剛性を確保するため、チップフィン形状は採用しない。

7) 軌道機と垂直尾翼の干渉を起こさないこと

チップフィン形状は軌道機を配置し易いものの、構造成立性に難がある、および 7) 項に対する考察から採用しない。また単垂尾では軌道機と干渉する恐れがあるため、双垂尾とする。

8) 燃料搭載スペース

燃料に水素を使用する場合、表面積 / 体積の比が大きく、蒸発量が多い。したがって、空力加熱の大きい主翼に収納するのは不適である。燃料タンクは胴体内のみに配置する。

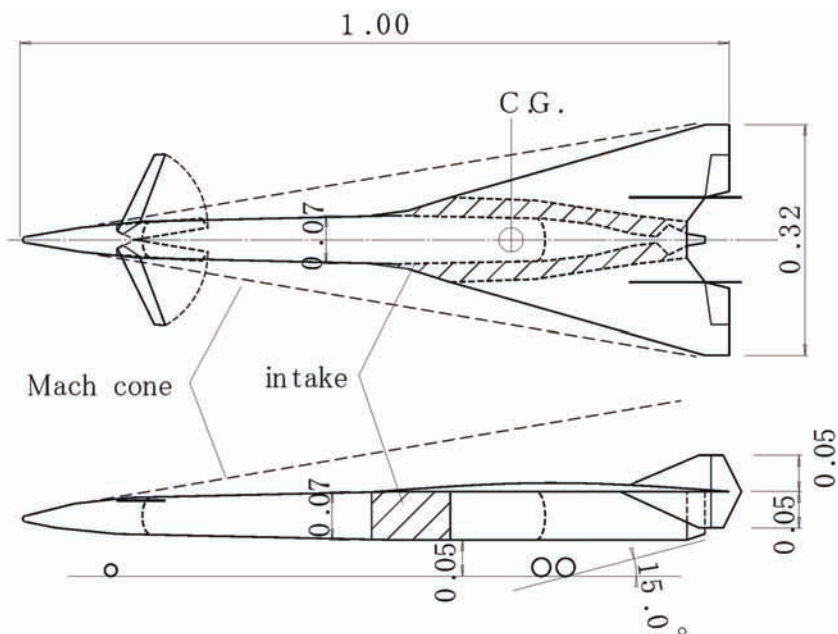


図 2.11 TBCC エンジン搭載形状

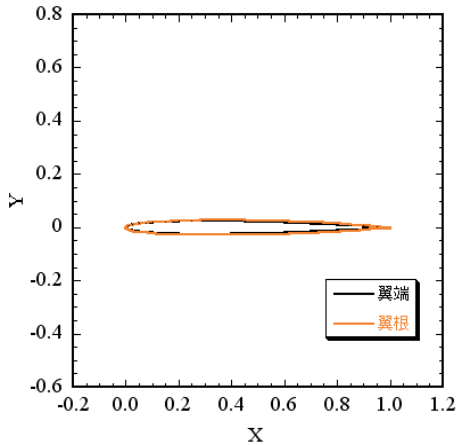


図 2.12 主翼翼型

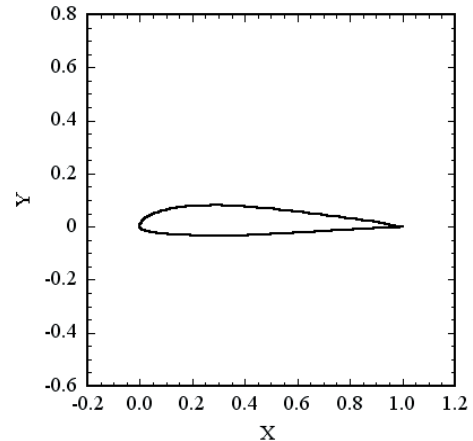


図 2.13 カナード翼翼型

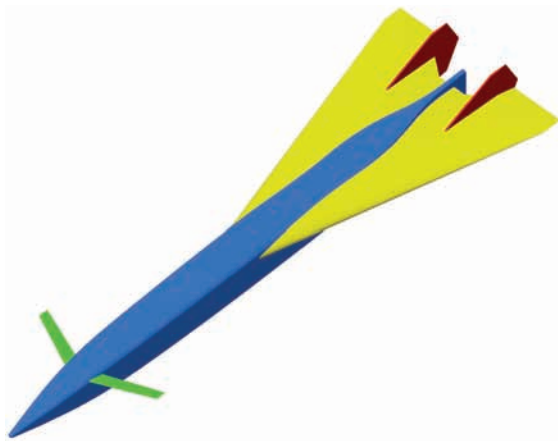


図 2.14 TBCC エンジン搭載形状 (CATIA データ)

これらの条件を考慮して得られた機体形状を、図 2.11 に示す。胴体断面形状は矩形型としている。TBCC エンジン搭載機体は、再突入を想定していない。そのため、空力加熱に対する制限は、他の 2 形状よりも緩和される。主翼翼型として、翼端では NACA0005 を (図 2.12 参照)、翼根では NACA0005 を母翼としてコード長をつめた形状を使用 (図 2.12 参照) し、途中で滑らかに遷移させている。カナード翼の翼型は、Rutan DEFIANT canard BL145 を使用している (図 2.13 参照)。

[CATIA データ]

3 面図から作成した CATIA データを図 2.14 に示す。図 2.14 はカナード展開時の機体形状であり、カナード格納時の CATIA データも準備されている。ロケットエンジン搭載形状と比べて、カナード部分のグループ (黄緑色) が増えている。なお、概念設計ツールの空力特性解析手法では、エンジンおよびブインテークの影響を考慮することができない。そのため、これらの部分は作成されていない。

[格子データ]

作成された CATIA データから、自動生成した格子データを図 2.15 に示す。ここで示した格子データは、カナード収納時のものである。格子データでは垂直尾翼が除外されているが、これは以下の理由による。

- 1) 格子データ生成ツールでは、翼の上下面の格子は一つの格子グループとしているため、主翼上に垂直尾翼が配置される形状の格子生成は困難であること
- 2) 垂直尾翼が主翼よりも後方に突き出しているため、主翼からのウェイクと垂直尾翼が干渉する。そのため主翼からのウェイクの格子を自動生成することが困難となる。
- 3) 垂直尾翼のキャント角およびトー角は 0 度であるため、迎え角が変化しても垂直尾翼による揚力は生じず、また、そのため垂直尾翼による誘導抵抗も生じない

1)、2) の理由については、格子データ生成ツールの仕様変更、および作業者の手作業で対応可能であるが、そのために格子データ生成ツールの自動性、汎用性が失われることは望ましくない。また、3) の理由から垂直尾翼を除外しても、縦の空力特性への影響は無視できることから、格子データでは垂直尾翼を除外した。

[空力特性算出]

機首形状として、sharp 形状を選択し、空力特性を推算した。図 2.16 に TBCC エンジン搭載形状の空力特性を示す。マッハ数 1 までがカナード展開時の空力特性であり、マッハ数 1 以上はカナード収納後の空力特性である。

2.3 RBCC エンジン搭載形状

RBCC 搭載機体形状は、角田宇宙センターで検討されてきた機体をベースとし、以下の様な修正を加えた。

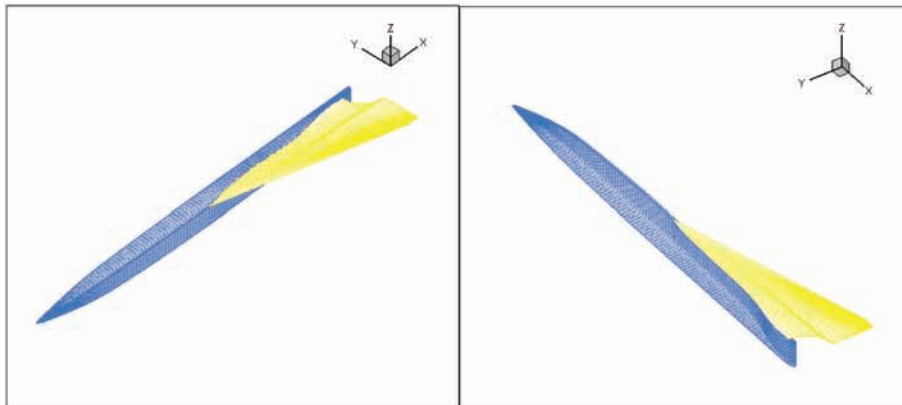


図 2.15 TBCC エンジン搭載形状の格子データ

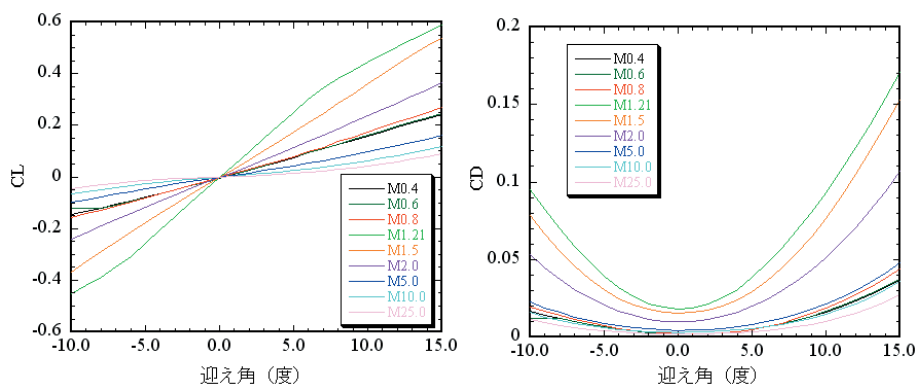


図 2.16 TBCC エンジン搭載形状の空力特性

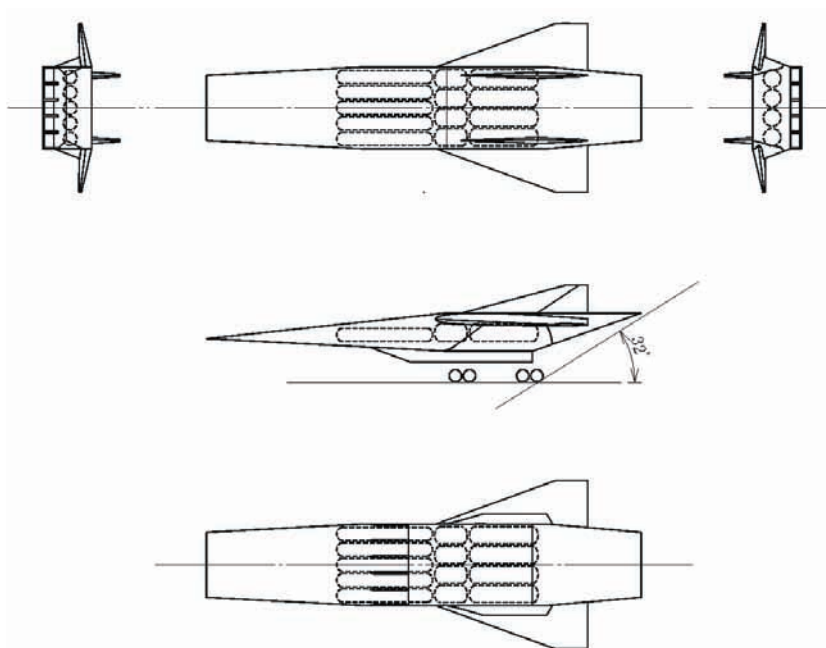


図 2.18 RBCC エンジン搭載形状

- ・横・方向系の安定性向上を狙って主翼に下半角を付ける
- ・主翼下/エンジン側面の部分に脚収納スペースを設ける。形状については、脚収納スペース確保、濡れ面積の減少、主翼前縁部分とエンジン側壁の干渉低減、方向安定向上のため、下から斜めに切り上げる形状をとる
- ・Forebody 部の頭上げモーメントが強くなることが予想されること、および尻擦り角を確保するための主脚が過大とならないよう、主翼位置を若干後方に移動する

本機も再突入を前提とした機体である。そのため、主翼はロケットエンジン搭載形状と同一のアプローチにより、後退角や前縁半径を設定した。一方、ロケットエンジン搭載形状とは異なり、主翼は高翼であるため、翼型に特別な修正を要しない。そのため、NACA0008 翼型を翼根、翼端共に使用した。

[CATIA データ]

作成した CATIA データを図 2.19 に示す。

[格子データ]

作成された格子データを図 2.20 に示す。

[空力特性算出]

機体下面がエンジンの一部となる RBCC エンジン搭載機体形状では、空力特性算出に際して特別な処置が必要となる。機体下面部分の空力特性は推進モジュール(図 1.1 参照)が算出し、それ以外の部分の空力特性を空力モジュールが推算する。ここで、抗力は圧力抵抗と摩擦抵抗の和で算出される。推進モジュールでは圧力抗力のみが算出されるため、摩擦抵抗は空力モジュールが全機分を推算する。飛行解析モジュールが機体の運動を模擬する場合には、逐次、その飛行状態から推進モジュールが出力する空力特性と、空力モジュールが出力する空力特性の和を算出している。そのため、空力特性データ

ースを作成する場合には、空力モジュールは機体下面の圧力分布を 0 として計算している。

本稿では、エンジンを考慮せずに(圧力分布を 0 とせずに)推定された空力特性を図 2.21 に示す。機首形状としては、sharp を選択した。

3. まとめ

本稿では、JAXA で開発中の概念設計ツールに用いる空力特性データベースについてまとめた。この空力特性データベースを用いて、複数の将来宇宙輸送システムの概念設計が行われ、重要な知見が得られている。

また、以上の成果を基に、ここで示した 3 形状をある程度自由に変形するツールについても開発している。このような技術開発とその成果の積み重ねをもって、将来の宇宙輸送系開発に貢献する所存である。なお、形状変形ツールについては、稿を改めて報告する予定である。

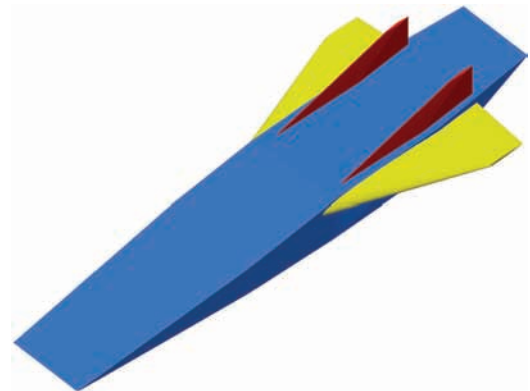


図 2.19 RBCC エンジン搭載形状 (CATIA データ)

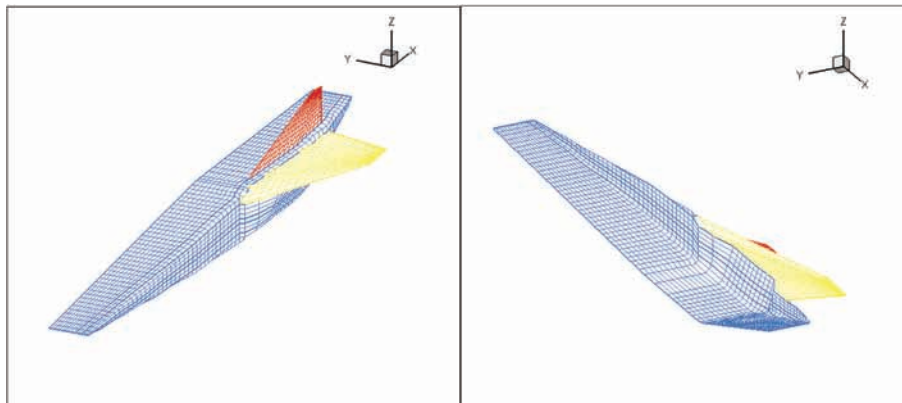


図 2.20 RBCC エンジン搭載形状の格子データ

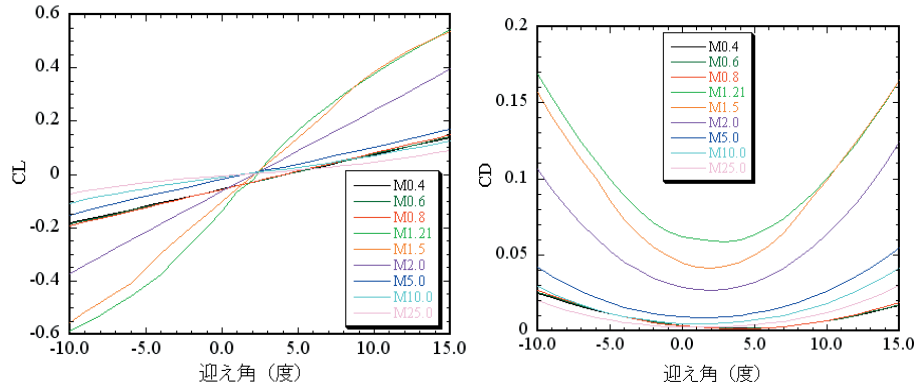


図 2.21 RBCC エンジン搭載形状の空力特性 (エンジンなし)

謝辞

本稿の内容は、概念設計ツール開発のために将来宇宙輸送系研究センター システム解析セクションで検討したものである。セクションのメンバー各位に謝意を表す。また、データ取りまとめにあたっては、情報・計算工学センターから多大なるご支援をいただいた。この場を借りて、深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) システム解析セクション, " 将来宇宙輸送システムの概念設計ツールの開発について, JAXA-RR 投稿中, 2007 年

付録 A 格子データ生成ツールについて

全体概要

格子データ生成ツールでは、格子生成の基となる形状データとして IGES データを入力としている。IGES は、約 90 種類の要素を用いて構成される CAD のデータフォーマットの一つである。¹⁾ 図 A.1, 2 に格子データ生成ツールのフローを示す。本ツールでは、機体要素を胴体、主翼、尾翼の IGES データに分割し、各要素において IGES データ処理と格子生成を行う (図 A.1)。各機体要素の格子データを生成後、各要素格子の干渉・結合処理を行い、機体格子データを作成する (図 A.2)。

IGES データ処理と格子生成処理 (図 A.1)

IGES 要素は形状を関数で表した数値データ要素と、要素間の関係を記述した ID データ要素に大別できる。本ツールでは図 A.1 中の処理 1 において変換を施した IGES データを入力とし、処理 2 において ID データ要素の取得を、処理 3 において数値データ要素の取得を行う。

以下に各処理の概要を示す。

【処理 1】

本ツールでは、IGES の形状要素をすべて Type126 (NURBS 曲線) と Type128 (NURBS 曲面) に変換後の IGES データを用いている。処理 1 では、この変換処理を施すためのプログラムとして 3 次元グラフィック・レンダリングソフトウェア「Rhinceros®」を用いた。²⁾

注) Copyright© 1993-2002, Robert McNeel & Associates. All rights reserved.

Rhinceros は Robert McNeel & Associates の登録商標で、Rhino は Robert McNeel & Associates の商標です。

【処理 2】

Type128 と Type144 に使用されている IGES 要素 ID データを取得し、各要素間における ID データ関係を解析する。また機体表面としてトリムされていない曲面 (Type128) が用いられている場合もあるので、本処理では後述の処理 4 における Type144 の離散化処理のため、Type128 が Type144 に使用されているか否かを判定するフラグを発行する。

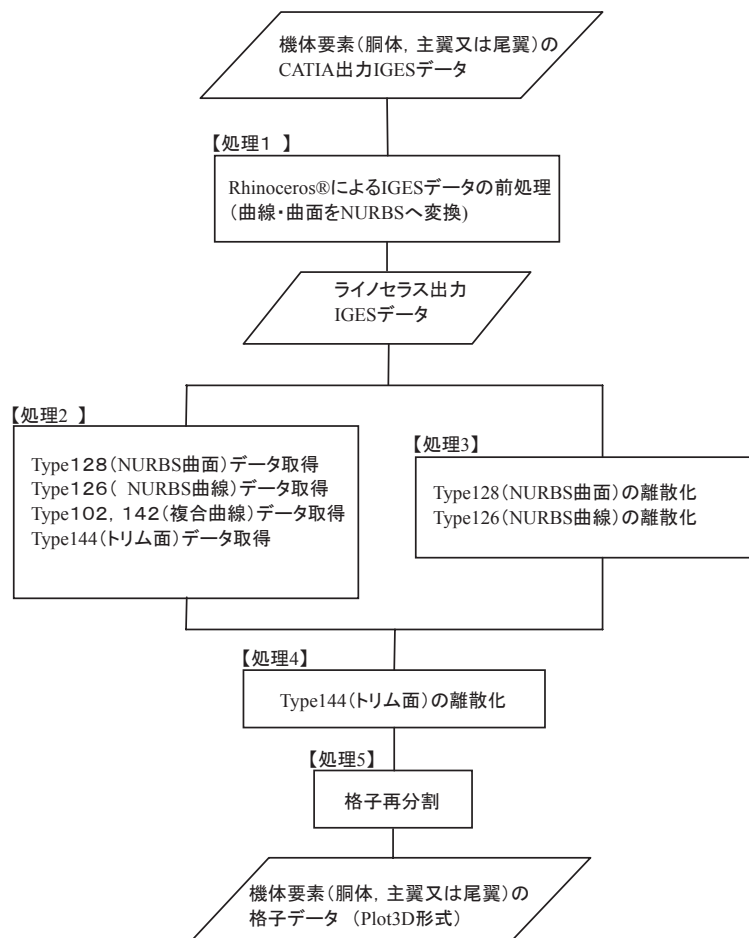


図 A.1 格子データ生成ツールにおける IGES データ処理・格子生成処理作業の流れ

【処理3】

数値データ要素である Type126 と 128 を離散化し構造格子タイプのデータにする。

【処理4】

処理2で発行したフラグと各要素間における ID データの関係、処理3の Type126,128 離散データを用いて Type144 の離散化を行う。

【処理5】

一般的な機体要素は、複数の Type128 と Type144 により構成されている。そのため、処理4の段階では、各離散データブロックのインデックス数と境界節点が一致していない。この不一致を修正するため、胴体要素では機軸方向、翼要素では翼スパン方向へ離散データブロックを再分割し、機体要素全体における構造格子タイプの格子を生成する。例として胴体要素の離散データブロックの再分割処理前後のデータを図 A.3 に示す。この格子データを Plot3D 形式のデータファイルとして出力する。

各機体要素間の格子干渉処理と結合処理 (図 A.2)

格子生成処理終了後の格子データでは、各機体要素間の結合は考慮されていない。従って、全機体の格子を形成するためには、各機体要素間の干渉による格子修正が必要となる。

ここでは、胴体格子ブロックと主翼格子ブロックの干渉・結合処理、胴体・主翼格子ブロックと尾翼格子ブロックの干渉・結合処理を行う。この際、主翼と尾翼格子ブロックでは位置移動とスケール処理を施す。

参考文献

- 1) "The Initial Graphics Exchange Specification (IGES) Version 5.2", International TechneGroup Incorporated

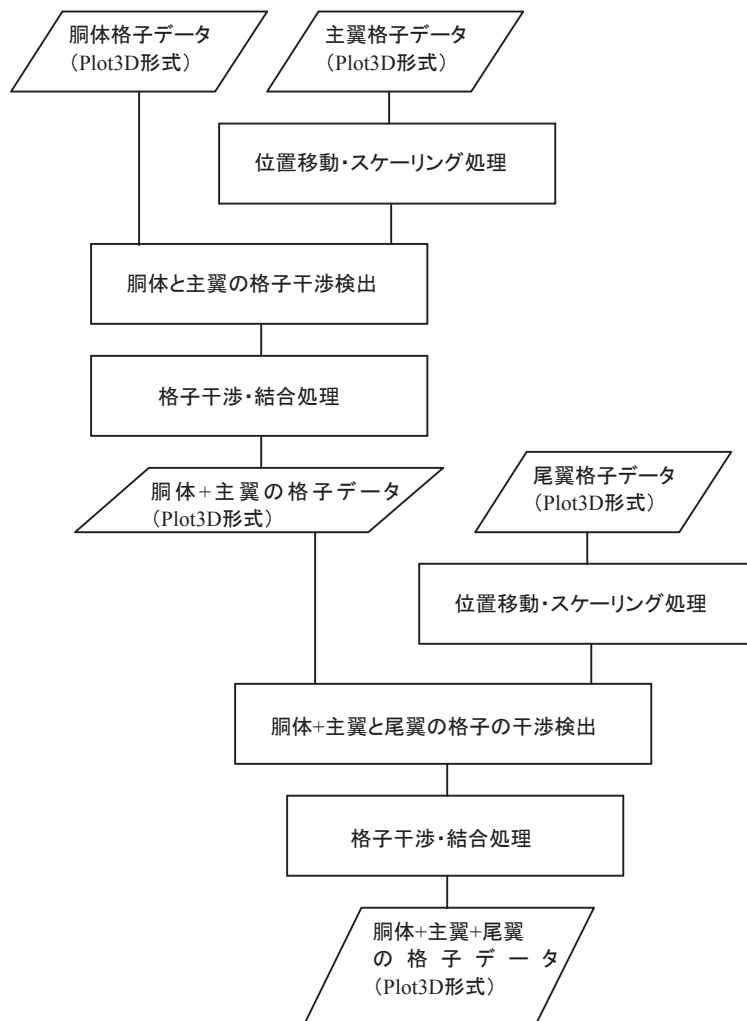


図 A.2 各機体要素格子ブロックデータの結合処理の流れ

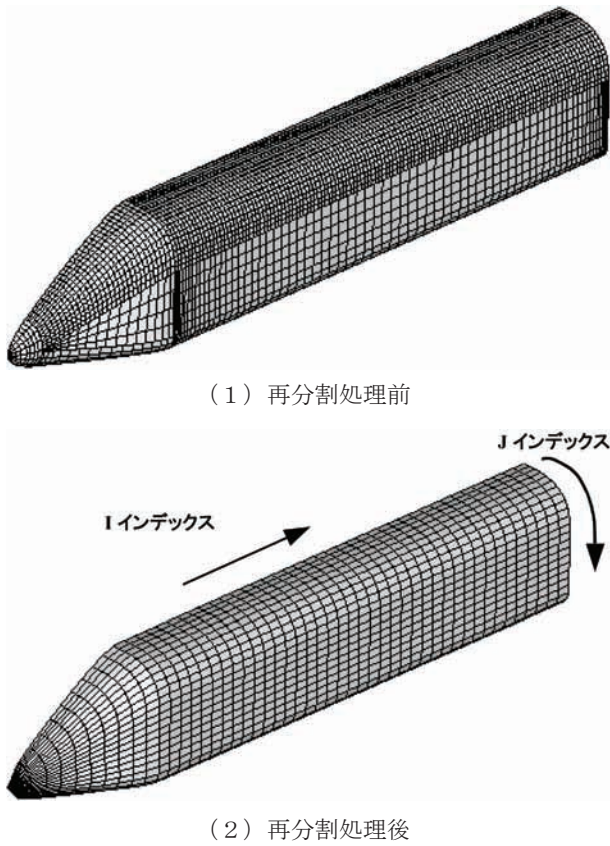


図 A.3 胴体離散データブロックの再分割処理例

付録 B ロケットエンジン搭載形状の主翼形状設定について

本節では、ロケットエンジン搭載形状の主翼形状設定について述べる。

前縁半径検討

半径 0.5m の球に対し、C/C 材の耐熱制限である加熱率 600kW/m² 以下となるように主翼前縁半径を決定する。前縁半径の算出には、Cunningham-Haney の式を用いる。¹⁾

$$q_{LE} = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \sqrt{\frac{R_{ref}}{R_{LE}}} \cos^{1.2} \Lambda_{EFF} \quad (B.1)$$

$$\Lambda_{EFF} = \sin^{-1}(\cos \alpha \cdot \sin \Lambda) \quad (B.2)$$

表 B.1 に迎え角 $\alpha = 0^\circ$ 、後退角 $\Lambda = 50^\circ$ (ベース形状前縁後退角; 図 B.1 参照 (図 2.1 と同一) 以下同)、 55° (ロケットエンジン搭載形状前縁後退角)、 75° (ベース形状ストレーク部前縁後退角) とした場合の主翼前縁半径最小値を示す。

表 B.1 前縁後退角と全縁半径最小値の関係

	$\alpha = 0^\circ, \Lambda = 50^\circ$	$\alpha = 0^\circ, \Lambda = 55^\circ$	$\alpha = 0^\circ, \Lambda = 75^\circ$
前縁半径最小値 (m)	0.0866	0.0659	0.0097

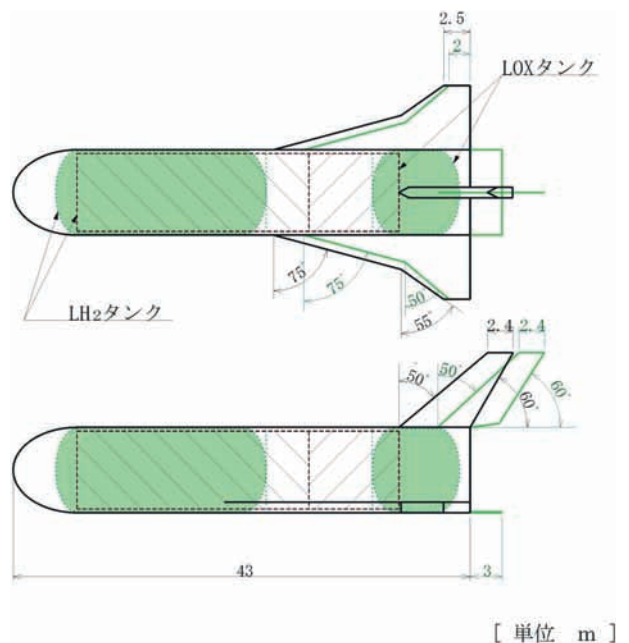


図 B.1 ベース形状 (緑) と修正形状 (黒)

翼厚、平面形検討

主翼翼型は NACA Four-digit Wing Sections にキャンバーをつけ、胴体下面と同一のフラット面を持つよう、翼型下面を平面とした形状とする。²⁾ 従って、主翼翼型の前縁半径は、同翼厚比の NACA Four-digit Wing Sections の前縁半径と同一となる。

NACA Four-digit Wing Sections では、前縁半径 R_{LE} は翼弦長 c と翼厚比 t の関数として次式で与えられる。

$$R_{LE} = c \cdot 1.1019t^2 \quad (B.3)$$

表 B.2 に翼弦長 $c=2.0$ m (ベース形状翼端翼弦長)、 2.5 m、 6.0 m (ベース形状切り欠き部翼弦長)、 6.5 m、翼厚比 $t=0.12, 0.16, 0.20$ についての前縁半径を示す。

表 B.1 および表 B.2 から、ベース形状では、切り欠き部翼厚比は $0.12, 0.16, 0.20$ のいずれも可能であり、翼端翼厚比は 0.20 以上である必要がある。しかしながら、翼厚比が 0.20 以上となる場合には空力抵抗が過大となる懸念があるため、翼平面形を変更し、翼端翼弦長 $c=2.5$ m、後退角 $\Lambda = 55^\circ$ とする。この場合、翼端翼厚比は 0.16 でも許容される。

以上より、主翼翼厚比はストレーク部では $t=0.12$ 、翼端では $t=0.16$ 、切り欠き部から翼端の間で $t=0.12$ から $t=0.16$ に変化するよう設定した。片スパン方向の前

縁半径分布を図 B.2 (図 2.2 と同一) に示す。この図から翼端で前縁半径が最も小さく、翼端の前縁半径が加熱率の要求から決定された前縁半径最小値よりも大きければ、翼全体で加熱率の要求を満たすことが分かる。

翼型検討

主翼翼型は前述の通り、NACA Four-digit Wing Sections にキャンバーをつけ、下面を平面とした形状とする。ただし、下面全体を平面とすることは困難であるため、翼弦方向 $15\% \sim 75\%$ の位置において、下面を平面とする。NACA Four-digit Wing Sections にキャンバーをつけた場合の翼上下面の無次元座標は、次式で定義される。

$$\begin{cases} x_{upper} = x - y_t \sin \theta \\ y_{upper} = y_{mean} + y_t \cos \theta \\ x_{lower} = x + y_t \sin \theta \\ y_{lower} = y_{mean} - y_t \cos \theta \end{cases} \quad (A.4)$$

$$y_t = \frac{t}{20} (0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4) \quad (A.5)$$

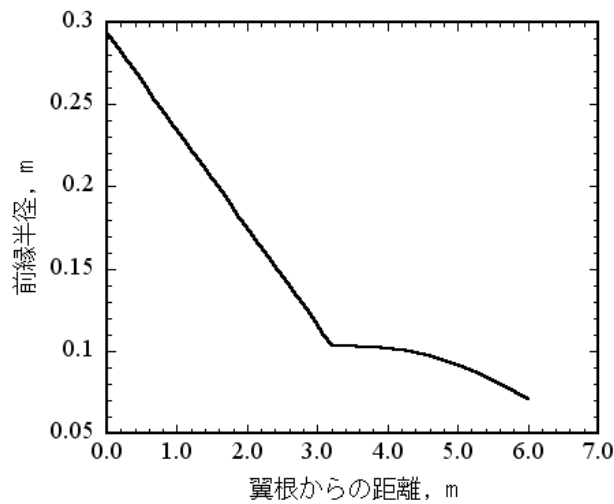


図 B.2 前縁半径分布

表 B.2 翼弦長と翼厚比をパラメータとした前縁半径

t \ c	2.0 (ベース形状翼端)	2.5	6.0 (ベース形状切り欠き部)	6.5
0.12	0.0317	0.0397	0.0952	0.1031
0.16	0.0565	0.0705	0.1693	0.1834
0.20	0.0882	0.1102	0.2645	0.2865

[単位 ; m]

ここで、 θ は x における mean line の接線と x 軸とのなす角であるが、本稿では x の値を不連続に定義しているため、 $\sin \theta$ 及び $\cos \theta$ は次式で定義する。

$$\sin \theta_i = \frac{y_{mean,i} - y_{mean,i-1}}{\sqrt{(x_i - x_{i-1})^2 + (y_{mean,i} - y_{mean,i-1})^2}}$$

$$\cos \theta_i = \frac{x_i - x_{i-1}}{\sqrt{(x_i - x_{i-1})^2 + (y_{mean,i} - y_{mean,i-1})^2}}$$

(A.6)

これにより、翼面の無次元座標は以下の手順で決定する。

1. $x=0.0$ では x_{upper} 、 x_{lower} 、 y_{upper} 、 y_{lower} 、 $y_{mean}=0.0$ とする。
2. $x=0.15 \sim 0.75$ において $y_{lower}=-0.1667t$ となるように、 $x=0 \sim 0.15$ の y_{lower} を決め、それを満たすような y_{mean} を決める。これにより $x=0.0 \sim 0.15$ の x_{upper} 、 x_{lower} 、 y_{upper} は唯一に決まる。ここで、 $x_{upper} > 0$ であり、上面が上に凸となるように注意する。
3. $x=0.15 \sim 0.75$ では $y_{lower}=-0.1667t$ とし、それを満たすような y_{mean} を決める。これにより $x=0.15 \sim 0.75$ の x_{upper} 、 x_{lower} 、 y_{upper} は唯一に決まる。

4. $x_{lower}=1.0$ 、 $y_{lower}=y_t$ となるように、 $x=0.75 \sim 1.0$ の y_{lower} を決め、それを満たすような y_{mean} を決める。これにより $x=0.75 \sim 1.0$ の x_{upper} 、 x_{lower} 、 y_{upper} は唯一に決まる。ここで、翼上面が歪にならないように注意する。
5. $x=1.0$ では $y_{mean}=0.0$ 、 $x_{upper}=1.0$ 、 $y_{upper}=y_t$ 、 $x_{lower}=1.0$ 、 $y_{lower}=y_t$ とする。

上記手順により決定された翼上下面の座標を表 A.3 および表 A4.4 に示す。主翼取り付け角、上反角、捻り下げは全て 0° とした。

参考文献

- 1) J. A. Cunningham and J. W. Haney, "Space Shuttle Wing Leading Edge Heating Environment Prediction Derived from Developing Flight Data", Shuttle Performance: Lessons Learned, NASA CP-2283, Part 2, pp. 1083-1110, 1983
- 2) I. H. Abbott and A. E. von Doenhoff, "THEORY OF WING SECTION", Dover Publications, inc., 1958

表 B.3 ストレーク部翼型無次元座標 (翼厚比 0.12)

x	y mean	x upper	y upper	x lower	y lower
0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00
5.000E-03	2.243E-03	1.133E-06	1.339E-02	9.999E-03	-8.900E-03
7.500E-03	3.211E-03	2.139E-03	1.706E-02	1.286E-02	-1.064E-02
1.250E-02	4.855E-03	6.584E-03	2.285E-02	1.842E-02	-1.314E-02
2.500E-02	8.745E-03	1.723E-02	3.371E-02	3.277E-02	-1.622E-02
5.000E-02	1.575E-02	4.041E-02	4.998E-02	5.959E-02	-1.848E-02
7.500E-02	2.147E-02	6.563E-02	6.241E-02	8.437E-02	-1.947E-02
1.000E-01	2.620E-02	9.129E-02	7.221E-02	1.087E-01	-1.981E-02
1.500E-01	3.296E-02	1.428E-01	8.593E-02	1.572E-01	-2.001E-02
2.000E-01	3.717E-02	1.952E-01	9.434E-02	2.048E-01	-2.000E-02
2.500E-01	3.935E-02	2.474E-01	9.871E-02	2.526E-01	-2.001E-02
3.000E-01	4.001E-02	2.992E-01	1.000E-01	3.008E-01	-2.000E-02
3.500E-01	3.948E-02	3.506E-01	9.896E-02	3.494E-01	-2.000E-02
4.000E-01	3.800E-02	4.017E-01	9.600E-02	3.983E-01	-2.000E-02
4.500E-01	3.575E-02	4.525E-01	9.150E-02	4.475E-01	-2.000E-02
5.000E-01	3.285E-02	5.031E-01	8.570E-02	4.969E-01	-2.000E-02
5.500E-01	2.940E-02	5.534E-01	7.881E-02	5.466E-01	-2.001E-02
6.000E-01	2.549E-02	6.036E-01	7.098E-02	5.964E-01	-2.000E-02
6.500E-01	2.117E-02	6.536E-01	6.234E-02	6.464E-01	-2.000E-02
7.000E-01	1.648E-02	7.034E-01	5.296E-02	6.966E-01	-2.000E-02
7.500E-01	1.144E-02	7.532E-01	4.288E-02	7.468E-01	-2.000E-02
8.000E-01	8.097E-03	8.018E-01	3.427E-02	7.982E-01	-1.808E-02
8.500E-01	5.000E-03	8.513E-01	2.549E-02	8.487E-01	-1.549E-02
9.000E-01	3.000E-03	9.006E-01	1.747E-02	8.994E-01	-1.147E-02
9.500E-01	1.000E-03	9.503E-01	9.059E-03	9.497E-01	-7.059E-03
1.000E+00	0.000E+00	1.000E+00	1.260E-03	1.000E+00	-1.260E-03

表 B.4 翼端翼型無次元座標 (翼厚比 0.16)

x	y mean	x upper	y upper	x lower	y lower
0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00	0.000E+00
5.000E-03	1.612E-03	3.242E-06	1.711E-02	9.997E-03	-1.389E-02
7.500E-03	2.555E-03	5.127E-04	2.108E-02	1.449E-02	-1.597E-02
1.250E-02	4.812E-03	2.111E-03	2.783E-02	2.289E-02	-1.820E-02
2.500E-02	1.059E-02	1.037E-02	4.224E-02	3.963E-02	-2.106E-02
5.000E-02	2.048E-02	3.256E-02	6.455E-02	6.744E-02	-2.359E-02
7.500E-02	2.831E-02	5.826E-02	8.175E-02	9.174E-02	-2.513E-02
1.000E-01	3.451E-02	8.497E-02	9.511E-02	1.150E-01	-2.609E-02
1.500E-01	4.348E-02	1.374E-01	1.136E-01	1.626E-01	-2.667E-02
2.000E-01	4.932E-02	1.911E-01	1.253E-01	2.089E-01	-2.666E-02
2.500E-01	5.240E-02	2.451E-01	1.315E-01	2.549E-01	-2.667E-02
3.000E-01	5.334E-02	2.985E-01	1.333E-01	3.015E-01	-2.667E-02
3.500E-01	5.264E-02	3.511E-01	1.319E-01	3.489E-01	-2.667E-02
4.000E-01	5.065E-02	4.031E-01	1.280E-01	3.969E-01	-2.666E-02
4.500E-01	4.761E-02	4.545E-01	1.219E-01	4.455E-01	-2.666E-02
5.000E-01	4.371E-02	5.055E-01	1.141E-01	4.945E-01	-2.666E-02
5.500E-01	3.909E-02	5.561E-01	1.048E-01	5.439E-01	-2.666E-02
6.000E-01	3.385E-02	6.063E-01	9.436E-02	5.937E-01	-2.666E-02
6.500E-01	2.807E-02	6.563E-01	8.281E-02	6.437E-01	-2.667E-02
7.000E-01	2.181E-02	7.061E-01	7.028E-02	6.939E-01	-2.666E-02
7.500E-01	1.510E-02	7.556E-01	5.686E-02	7.444E-01	-2.666E-02
8.000E-01	9.540E-03	8.039E-01	4.430E-02	7.961E-01	-2.522E-02
8.500E-01	5.500E-03	8.522E-01	3.278E-02	8.478E-01	-2.178E-02
9.000E-01	2.500E-03	9.012E-01	2.177E-02	8.988E-01	-1.677E-02
9.500E-01	7.500E-04	9.504E-01	1.150E-02	9.496E-01	-9.998E-03
1.000E+00	0.000E+00	1.000E+00	1.260E-03	1.000E+00	-1.260E-03

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-07-002

発行 平成 19年 9月 28日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 弘久写真工業(株)

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

