

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

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

鈴木 広一， 荻田 丈士， 甲斐 高志， 小林 弘明  
高嵯 浩一， 廣谷 智成， 倉谷 尚志

2008年1月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

## 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

### Development of Optimal Design and Evaluation Program for Future Space Transportation System Concept

鈴木 広一<sup>\*1</sup>, 苅田 丈士<sup>\*1</sup>, 甲斐 高志<sup>\*1</sup>, 小林 弘明<sup>\*1</sup>

高崎 浩一<sup>\*1</sup>, 廣谷 智成<sup>\*2</sup>, 倉谷 尚志<sup>\*3</sup>

Hirokazu SUZUKI<sup>\*1</sup>, Takeshi KANDA<sup>\*1</sup>, Takashi KAI<sup>\*1</sup>, Hiroaki KOBAYASHI<sup>\*1</sup>,  
Kouichi TAKASAKI<sup>\*1</sup>, Tomonari HIROTANI<sup>\*2</sup> and Naoshi KURATANI<sup>\*3</sup>

- \* 1 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
- \* 2 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
- \* 3 (元) 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) 東北大学流体科学研究所  
Institute of Fluid Science, Tohoku University

2008年1月

January 2008

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency



## 目 次

1. はじめに .....	1
2. 概念設計ツールの開発方針 .....	2
3. 雛型ツールの開発について .....	3
3.1 雛型ツール概要 .....	3
3.1.1 入力管理, 出力管理 .....	4
3.1.2 空力 .....	4
3.1.3 推進 .....	5
3.1.4 耐熱システム .....	11
3.1.5 質量推定 .....	11
3.1.6 飛行解析 .....	12
3.1.7 コスト .....	12
3.1.8 最適化 .....	13
4. 概念設計 .....	14
4.1 問題設定 .....	14
4.2 概念設計結果と評価 .....	16
5. まとめ .....	17
参考文献 .....	18
付録A 拘束条件の変換について .....	20



# 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\*

鈴木 広一<sup>\*1</sup>, 苅田 丈士<sup>\*1</sup>, 甲斐 高志<sup>\*1</sup>, 小林 弘明<sup>\*1</sup>  
高嵯 浩一<sup>\*1</sup>, 廣谷 智成<sup>\*2</sup>, 倉谷 尚志<sup>\*3</sup>

## Development of Optimal Design and Evaluation Program for Future Space Transportation System Concept\*

Hirokazu SUZUKI<sup>\*1</sup>, Takeshi KANDA<sup>\*1</sup>, Takashi KAI<sup>\*1</sup>, Hiroaki KOBAYASHI<sup>\*1</sup>  
Kouichi TAKASAKI<sup>\*1</sup>, Tomonari HIROTANI<sup>\*2</sup> and Naoshi KURATANI<sup>\*3</sup>

### Abstract

The Japan Space Exploration Agency (JAXA) is developing a concept design tool called SEAT (Systems Evaluation and Analysis Tool) to assist in evaluating candidate space transportation system concepts and selecting promising concepts for further development. This paper describes the SEAT development objectives, development strategy, and present status. The concept design of five systems that use the rocket, the Turbine-Based Combined Cycle (TBCC), and the Rocket-Based Combined Cycle (RBCC) engine are also performed using the SEAT. The concept design is performed to minimize the gross take-off weight. The lightest system concept is the Two-Stage-To-Orbit (TSTO) using rocket propulsion for both stages in this design.

### 概 要

宇宙航空研究開発機構では、将来の宇宙輸送システムコンセプトの絞り込み、開発すべき技術課題の抽出、および現状技術の改善目標を設定するため、概念設計ツール (Systems Evaluation and Analysis Tool: SEAT) を開発中である。本報告書では、まずSEAT開発の目的、開発シナリオをまとめ、開発した雛形ツールについて報告する。ついで、代表的なエンジンの評価を行うため、雛形ルールを用いて5種類の宇宙輸送システムの概念設計を行った。本報告書では、液体ロケットエンジン、Turbine-Based Combined Cycle (TBCC) エンジン、およびRocket-Based Combined Cycle (RBCC) エンジンを対象とした。概念設計は、全備重量が最小となるように行った。その結果、母機、軌道機共にロケットエンジンを使用する二段式宇宙往還機のコセプトが、最も軽量となる結果が得られた、本システムはエンジン搭載性についても問題がなく、最も現実的なシステムである。TBCCエンジンやRBCCエンジンといった空気吸い込み式のエンジンを使用する場合には、必要なエンジン基数が多くなり、その搭載性に問題があるという結果が得られた。

### 1. はじめに

現在の使い切り型あるいは部分再使用型の宇宙往還システムに対し、将来型宇宙輸送システムには、経済性と安全性の向上が求められている。しかしながら世

界を見渡してみると、多種多様な宇宙往還システムのコンセプトが存在し、そのあるべき姿が見えていない。宇宙開発をリードする米国では、最適なコンセプトは自然淘汰的に決定されるという歴史的な背景の下、リフティングボディ形状を持つロケット推進の単段式スペー

\* 平成19年7月17日受付 (received 17 July 2007)

\*1 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)

\*2 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)

\*3 (元) 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) 東北大学流体科学研究所 (Institute of Fluid Science, Tohoku University)

スプレーン (Venture Star) が選択された。しかしながら、Venture Star の 1/2 規模の実験機である X-33 開発において、複合材タンクの破損事故や構造効率の予測ミスなどから 2001 年に計画を断念している。その後、2006 年まで基盤技術研究を行なうものとしていたが、これも破棄された。現在では、次期有人宇宙船 (Crew Exploration Vehicle) の開発を進めている。

一方、欧州では、大量の人員と予算を投入して、1994 年から 1998 年に掛けて FESTIP (Future European Space Transportation Initiation Program) を実施した。このプロジェクトでは、多数の宇宙輸送システムコンセプトに対し、Ariane 5 と同じ技術レベルを仮定、開発コストと運用コストの比較検討を行い、その結果、部分再使用、ロケットエンジン搭載の有翼宇宙往還機 (Sub-Orbital Hopper) がヨーロッパの次世代宇宙輸送システムの有力候補として提案された。<sup>1)</sup> 続く FLTP (Future Launchers Technologies Program) 計画において、技術研究開発を継続している。<sup>2)</sup>

これらに対して我が国では、部分再使用型宇宙往還機 HOPE 開発を目指し、複数のサブスケール実験機を用いた飛行実験を行うことで、確実に成果を積み上げてきた。<sup>3)~6)</sup> しかしながら HOPE 開発が凍結され、これ以降、TSTO (二段式宇宙往還機; Two-Stage-To-Orbit) 開発の提言はあったものの、明確な将来型宇宙輸送システムの姿を描ききれていない。<sup>7)</sup>

このような状況においては、将来型宇宙輸送システムに対して要求されるミッションを明確にし、これに最も適したコンセプトを選択することが必要である。本稿では、このコンセプトの選択の部分に焦点を当てる。選択の初期では、多種多様なコンセプトの設計・評価を行い、その絞込みを行なう必要がある。この段階を概念設計と称するが、この段階では多くのコンセプトについて検討・評価をすることが重要である一方、迅速さも求められる。その上、宇宙往還システムの経済性を左右する life-cycle costs の約 70% がこの段階の意思決定に依存すると言われ、概念設計は極めて重要なフェーズである。<sup>8)</sup>

現状では、この概念設計について FESTIP のように人員、資金、時間を大量に投入するアプローチもあろう。しかしながら、例えば将来の宇宙輸送システムに要求されるミッションが不明瞭であることから、概念設計で想定するミッションの変化は十分に考えられる上、ミッションの多様化も考えられる。このような場合、FESTIP のような大規模なプロジェクトによる概念設計では、臨機応変に対応することは極めて困難である。

これに対し、近年の計算機能力の発達や多分野統合解析技術の発展を受けて、計算機により、より自在に概念設計を行なおうという考え方がある。この走りとして

1970 年代に NASA で開発された ODIN (Optimal Design Integration System) というシステムを挙げる事が出来る。<sup>9)</sup> SSTO (単段式宇宙往還機; Single-Stage-To-Orbit) に対するシステムスタディが ODIN を用いて行われている。<sup>10)</sup> また、ドイツにおいても概念設計ツールが開発され、Sanger の性能向上について検討されている。<sup>11)</sup> 近年では、メーカーを中心に概念設計用のプログラム開発が活発化している。<sup>12), 13)</sup> しかしながら、これらのツールはある特定のシステムを設計対象としており、多種多様なコンセプトの絞込みには適していない。

JAXA (Japan Space Exploration Agency) においても、2004 年始めから概念設計ツールの開発を開始した。その開発目的は上記のツール類とは異なり、主として将来の宇宙輸送システムの相対評価を行う点にある。即ち、このツールは同一の設計条件の元で同一の解析ツールを用い、同一の評価条件の元、要求されたミッションに最も適したコンセプトの絞込みを行う。さらに、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いる。

本稿では、JAXA で開発中の概念設計ツールについて報告することを目的とする。まず、2 章および 3 章で、概念設計ツールの開発方針と開発した雛形について述べる。4 章では、開発した雛型ツールを用いて 5 つの代表的な宇宙輸送コンセプトの概念設計を行う。最後の 5 章では、4 章で行った概念設計の結果得られた、各コンセプトに対する知見や、概念設計ツールの今後の開発方針についてまとめる。

## 2. 概念設計ツールの開発方針

概念設計ツールの開発方針を策定するにあたり、従来開発された概念設計ツールの調査を行ない、概念設計で取り扱うべき技術レベルを設定した。

まず、概念設計ツールの調査から、従来開発された概念設計ツールは、大きく二つに分類できることが判明した。一つは、ソフトウェア自体がほぼ全自動で概念設計を行なうものである。もう一方は、設計者が概念設計に介在し、対話的に行なうものである。前者の代表例としては、先の ODIN が挙げられる。後者の代表例としては、NASA で開発された AVID や日本の宇宙科学研究所 (現在では JAXA) で開発され、HIMES の開発に供されたシステムがある。<sup>14), 15)</sup> 本稿で開発するツールは、概念設計に要する時間短縮と設計者に掛かる負担の軽減を目標の一つに掲げ、ソフトウェア自体が全自動で概念設計を行なう、NASA の ODIN の形態を目指すものとした。

したがって概念設計で取り扱うべき技術レベルは、理想的には出来る限り精度を高めることを念頭に置きつつも、参考文献 8) に示されている NASA Langley

の概念設計レベル（ODINと同等）を最低限の目標とした。これに加え、将来型宇宙往還機では、その経済性も重要な設計項目であると判断し、コストの技術分野を加えることとした。なおシステム（宇宙往還機）として高い性能を導き出すためには、各サブシステム（空力、推進、構造、飛行経路等）の技術レベルを合わせる事が重要であると考え、概念設計ツールの開発ではこの点に留意することとした。また同一サブシステムにおいても、例えば空力のように低速と極超音速等、解析レベルの精度や計算速度に対する配慮も必要となる。さらに概念設計では、開発要求に対して、複数のコンセプトについてその可能性を検査する必要があるため、妥当な時間内で検査結果を導く必要がある。そこで本ツールでは『設計者が概念設計に必要なデータを入力し、設計結果を得るまでの時間として、市販のPCを用いて1週間』を目標に掲げ、各サブシステムで採用する解析手法の選択に一つの指針を与えることとした。

ところで、宇宙往還機的设计を著しく困難なものとしている問題の一つは、明確な設計点を持たないところにある。つまり、宇宙往還機の本質は『地上静止状態から軌道高度、速度まで飛行条件が急激に変化する加速機である』ということである。さらに設計を困難にするもう一つの問題は、軌道/空力/推進/熱等が複雑に干渉し、多分野統合最適化となることである。

このような設計上の問題点を克服するため、本稿で開発する概念設計ツールの基本構成に2重ループ方式を採用する。これは最初に内側のループで準最適解を求め（inner loopと称する）、次に外側のループで解析精度を向上させる（outer loopと称する）アイデアである。そしてouter loopの結果をinner loopに反映し、再度設計を試みる。この繰り返しにより、最適解に到達する計画である。Inner loopでは、各サブシステムの技術レベルを出来るだけ高いところで合わせる。Outer loopでは、多少の技術レベルの格差を許容し、システム設計上重要な解析には、より高い精度を求めの方針である。明確な設計点を設定できないことは、最適な設計結果に到達する時間を増大させる。そのため、inner loopで近似解を求め、その近傍で解析精度を向上させることにより、設計に要する時間を短縮する。

以上の概念設計ツール開発方針を箇条書きにまとめると、

- ・目標技術レベルをNASAの概念設計を参考にしつつ設定し、各サブシステムの技術レベルを出来るだけ高いところで合わせる。ただし、本ツールではコスト評価を加える。
- ・全自動で、設計者が必要なデータを入力し、結果を得

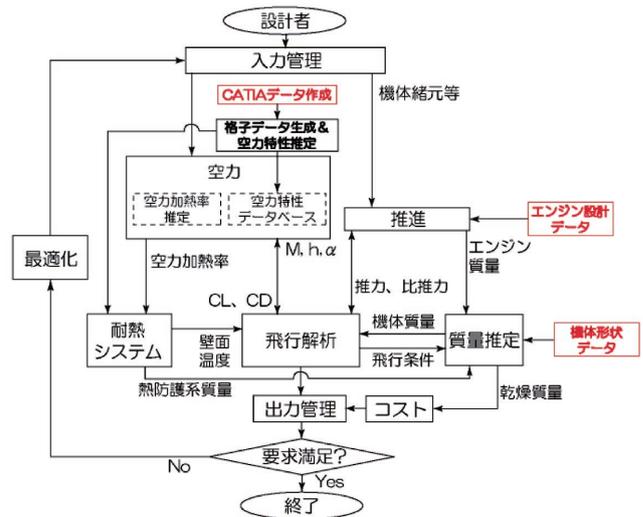


図3.1 雑型ツール概念図

- ・ まで一般的なPCを用いて1週間とする
- ・ 2重ループ方式を採用する

以上を概念設計ツール開発の基本方針とし、Inner loopに相当する雑型ツールを開発した。本稿では、この雑型ツールについて述べる。

### 3. 雑型ツールの開発について

本章では、雑型ツールについて述べる。最初に3.1節で雑型ツール全体の概要について述べる。その後、各サブシステムについてまとめる。

#### 3.1 雑型ツール概要

雑型ツールの概念図を図3.1に示す。雑型ツールは、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。なお、図3.1は必ずしもデータの流れを厳密に表していない。

雑型ツールを用いた設計を行うに当たっては、図3.1中の赤枠の部分は設計者が準備する必要がある。エンジン設計データ、機体形状データは、対象とするシステムによって大きく異なり、ケースバイケースで作成する必要があるため説明を省略する。ここでは、空力特性データベース作成に関する事前作業についてのみ述べる。最初に、設計者は対象とする機体形状のCATIA（Computer graphics Aided Three dimensional Interactive Application）データを作成する必要がある。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、自動変換ツールにより格子データに自動的に変換される。最後に、空力モジュールが格子データを用いて空

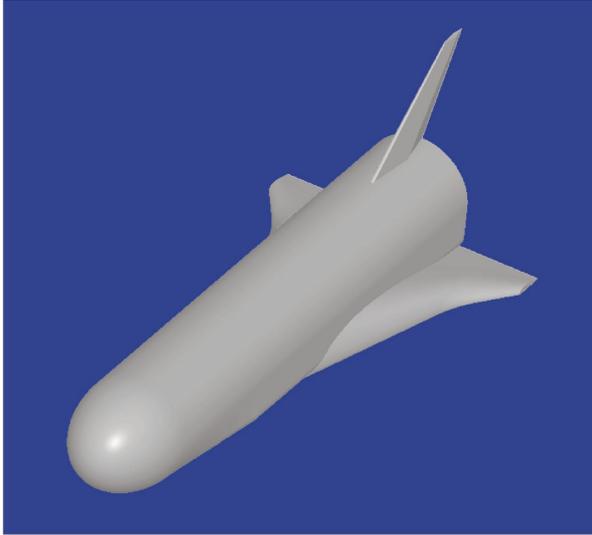


図3.2 ロケットエンジン搭載形状

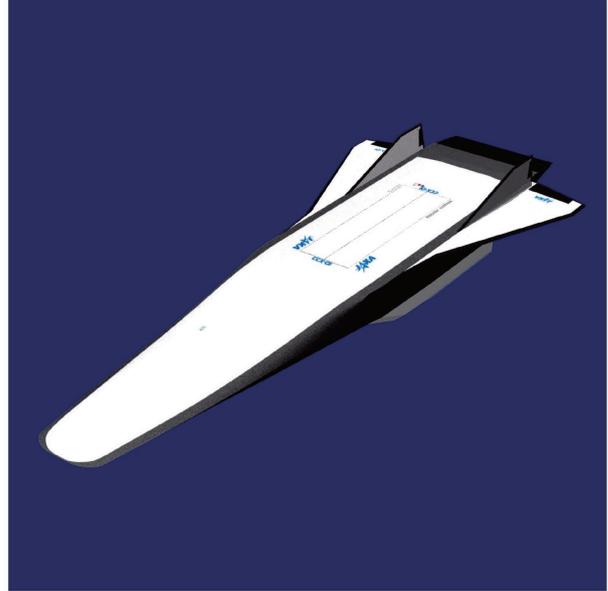


図3.4 RBCCエンジン搭載形状

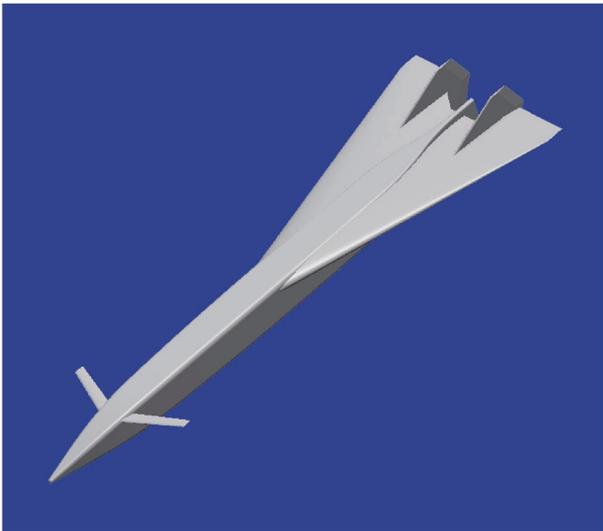


図3.3 TBCCエンジン搭載形状

力特性を算出し、データベース化する。雛型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、図3.2～3.4に示す機体形状の空力特性データを準備した。これら3形状の空力特性については、参考文献16)を参照されたい。また、これらのエンジン設計データ、機体形状データについても準備されている。

以下、各モジュールについて述べる。

### 3.1.1 入力管理, 出力管理

入力管理では、設計対象とする機体形状(図3.2～3.4に示される機体の選択)、ステージ数(単段式あるいは2段式)、与えるミッション等を設定する。現状では、

設計者が自身の設計問題毎に設定する必要がある。出力管理では、計算結果の出力を定義する。この部分についても、設計者がそれぞれのケースに合わせて設定する必要がある。

### 3.1.2 空力

空力モジュールには2つのタスクがある。1つは空力特性の推定であり、もう一つは空力加熱率の推算である。本モジュールの開発は、その開発期間を考慮し、既存のツールを改良、統合することにより行った。

#### [空力特性推定]

基礎部分となる既存のツールは、風洞試験やNavier-Stokes方程式を基礎式としたCFD解析と比較して、解析精度が多少劣っても短時間で解析ができることが必要である。これに加え、ツールの入手性、汎用性を考慮して、表3.1に示す3種類のツールを選択した。それぞれのツールは、機体形状、速度域に応じて使用される。なお、亜・超音速パネル法PANAIRの解析精度評価は参考文献19)で報告されている。

亜音速領域(一部超音速域)では、既存ツールである亜・超音速パネル法PANAIRを改良し、空力特性推算を行っている。PANAIRでは、抵抗係数については誘導抵抗係数 $CD_i$ のみ算出される。そのため、有害抵抗係数 $CD_0$ はDATCOM Method及びHoerner 2-D Modelを用いて推算している。<sup>20),21)</sup>  $CD_0$ 算出にはRe数効果が考慮されており、本来ならば軌道設計との繰り返し計算が必要であるが、ここでは高度30km、対気速度3000m/s(動圧80kPa相当)で代表している。また、PANAIRではそ

表3.1 空力特性推算ツール

機体先端形状 マッハ数域	Sharp	Blunt
$M \leq 0.9$	PANAIR <sup>17)</sup> (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 <sup>18)</sup>	
$10.0 < M$	Newtonian 法 <sup>18)</sup>	

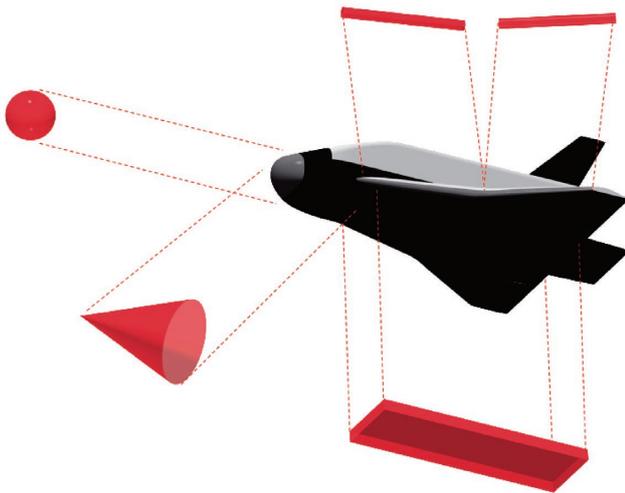


図3.5 機体代表部の近似形状

の解析手法の特性上、ベース面にボディフラップのような舵面が配置された場合、舵面の圧力分布Cpが異常な値となり、揚力係数CLとCDiの推定精度が著しく低下する。そのため、ベース面に舵面を有する機体形状については、舵面のCL、CDiへの寄与分を過去の風洞試験データを用いて別途算出し、PANAIRによるCL、CDiに加算している。抵抗係数CDは、CD0とCDiの和である。

超音速～極超音速領域では、機体表面の各パネルについてTangent Cone/wedge・Shock Expansion法によりCpを算出し、全機周りのCp分布を積分することによりCLおよびCDを推算している。ただし、機体先端などにおいて、パネルの法線ベクトルと主流のなす角が最大転向角よりも大きな場合には、Cpが過大となる問題がある。<sup>22)</sup>このような場合には、淀み点のCpの厳密解を用いて補正している。

極超音速領域では、機体表面の各パネルについてNewtonian法によりCpを算出し、全機周りのCp分布を積分することによりCL、CDを推算している。

**[空力加熱率推定]**

耐熱システム (Thermal Protection System : TPS) の設計を行なうため、機体代表点の空力加熱率を求める。

表3.2 雛型ツールで対応可能なエンジン形式

エンジン分類	サイクル	
ロケット	液体燃料	2段燃焼
		ガスジェネレータ
	エキスパンダ, エクスパンダブリード	
固体燃料	スロットチューブ型, 車輪型, 星型	
TBCC	エアターボラムジェット	
	予冷ターボジェット	
	ターボラムジェット	
RBCC	ラムジェット+ロケット複合	

そのため、図3.5に示すように、機体代表部を簡単な形状で近似する。<sup>23), 24)</sup> 機首部は球で近似し、淀み点の空力加熱率をFay-Riddellの式により求める。<sup>25)</sup> 主翼前縁は斜め円柱により近似する。ダブルデルタ形状の主翼を有する場合は、2本の円柱を組み合わせる。これにより、斜め円柱の加熱率の式から空力加熱率を算出する。<sup>26)</sup> 胴体下面後半部は平板 (ウェッジ) として近似し、Reference Temperature Methodにより空力加熱率を算出する。<sup>27)</sup> 本手法により、機体全長の50, 75, 100%点の空力加熱率を推算する。胴体下面前部は円錐で近似し、平板として計算した場合の $\sqrt{3}$ 倍として空力加熱率を推算する。<sup>28)</sup> この手法により機体全長の25%部の空力加熱率を推定する。代表点の間は最も厳しくなるように代表点の空力加熱率を代用し、線形補間等の処置は行っていない。機体上部については推算が困難であるため、空力加熱率の推算は行っていない。

**3.1.3 推進**

推進モジュールでは、選択されたエンジンの、指定された飛行環境条件における定常推力および比推力を求めると共に、エンジン単体の質量を出力する。雛型ツールで対応可能なエンジン形式の一覧を表3.2に示した。推進モジュールは、液体燃料ロケットエンジン性能評価ツール、固体ブースター性能評価ツール、TBCCエンジン性能評価ツール、RBCCエンジン性能評価ツールから

構成される。なお、雛型ツールには、エンジンの動特性モデルは含まれておらず、スロットルに対する実推力の応答といった非定常特性を評価することはできない。

## [ロケット]

### 液体燃料ロケット

液体燃料ロケットエンジンの比推力は、主に推進剤の種類によって決まり、液体水素/液体酸素を使用するエンジンの最高比推力は、約450secとなる。また、燃焼室圧力を高くすると、特に低高度でのエンジン推力性能を改善することができるが、その分ターボポンプへの負荷が大きくなり、エンジン寿命を短くする要因ともなる。液体燃料ロケットエンジンは、ターボポンプの駆動方式によって大きく3種類に分けることができる。

#### (1) 2段燃焼サイクル

ブリバーナと呼ばれる小型燃焼室において、燃料と少量の酸化剤を燃焼反応させ、生成した燃焼ガスでターボポンプを駆動する閉サイクルの一種である。燃焼ガスは推力室に全量供給され、残りの酸化剤と燃焼して推力を発生する。全ての推進剤が推力に寄与するため、比推力性能が高いのが特長である。しかし、閉サイクル故にターボポンプに対する負荷が大きい（吐出圧が他サイクルに比べて高い）こと、また、コンポーネント間のバランス調整が難しいことが欠点とされる。

#### (2) ガスジェネレータサイクル

ガスジェネレータで少量の燃焼ガスを生成し、ターボポンプを駆動した後、推力室には供給せず独立に排出する開サイクルの一種である。タービン膨張比を大きくとれるので、少量のガスでターボポンプを駆動することができる。また、ポンプ吐出圧も低く設定することが可能である。しかしながら、数%の推力に寄与しない推進剤を余分に必要とするため、閉サイクルに比べて比推力が10sec程度低くなるのが欠点である。

#### (3) エキスパンダサイクル

推力室壁面を冷却した燃料を用いてターボポンプを駆動する閉サイクルの一種である。燃焼ガスは推力室に全量供給され、酸化剤と燃焼して推力を発生する。熱交換で得られるエネルギーが限られることから、大推力のエンジンには適さず、主に上段用のロケットエンジンで採用される。なお、これを開サイクルに変更したエキスパンダブリードサイクルも存在する。

液体燃料ロケットエンジン性能評価ツールは、エンジン設計パラメータと飛行高度の入力に対して、エンジンの最大推力、比推力およびエンジン質量を出力する。燃料/酸化剤の組み合わせとして、液体水素/液体酸素、液体メタン/液体酸素、石油系燃料/液体酸素の3種類

に対応可能である。また、液体燃料ロケットエンジンの設計パラメータとして、ノズルスロート面積、ノズル開口比、燃焼室圧力、混合比を変更することが可能であり、実在するエンジンならびに仮想的なエンジンを模擬することができる。

空気および燃焼ガスの熱物性値については、構成ガスごとにエンタルピ、エントロピのテーブルを用意し、温度・圧力依存性を考慮した。液体水素および液化メタンの極低温域物性に関しては、NASAのテーブルデータを使用した。<sup>29)-31)</sup> 粘性係数の計算にあたっては、Sutherlandの式を使用した。<sup>32)</sup> 熱伝導率の計算にあたっては、改良Eucken式を使用した。<sup>33)</sup>

2段燃焼サイクルエンジンの性能評価を行う場合、そのターボポンプの揚程特性と効率特性については、我が国の2段燃焼サイクルエンジンの代表例であるLE-7エンジン用ターボポンプの実績データをもとにモデル化した。断熱火炎温度の推算にあたっては、解離による温度低下分を補正した近似モデルを使用した。ノズル内部流については凍結流を仮定し、ノズル排気速度と推力を算出した。燃焼ガス側熱伝達係数はBartzの式、冷媒側熱伝達係数はSieder-Tateの式に基づき、実績データによる修正を加えて再生冷却部の伝熱計算を実施した。<sup>34),35)</sup>

性能評価ツールの検証は、液体燃料ロケットエンジンの形式を2段燃焼サイクルに設定し、LE-7の設計変数および作動条件を入力して実施した。その結果を認定試験結果と比較したところ、内部状態量まで含めて概ね良好に一致した。<sup>36)</sup> エンジン重量については、これまでの実績データより推重比一定(=60)を仮定し、真空中推力から求めることとした。ただし、実在するエンジンを用いる場合には、公表されているデータを用いている。これまでに開発された代表的なロケットエンジンの諸元を表3.3に示す。表3.3に記載されているエンジンは、いずれも雛型ツールで設計に用いることが可能である。

### 固体燃料ブースター

固体燃料ブースターの性能は、グレイン（推進剤）の形状と燃焼速度によって決まる。一般的なグレイン形状（スロットチューブ型）をとる固体燃料ブースターの場合、推力はブースター軸長に比例し、燃焼時間はブースター直径に比例する。従って、表3.4に示す代表的な固体燃料ブースターの性能をベースラインとして全長と外径を調整することで、簡易的なサイジング検討が可能である。

本稿では、より厳密に固体燃料ブースターの非定常推力変化を模擬するため、グレイン形状の時間変化モデルを導入したプログラムを新たに開発した。<sup>37)</sup>

対応するグレイン形状は、表3.2に示したスロットチ

表3.3 代表的なロケットエンジンの諸元

名称	製作	初飛行	サイクル	真空中 推力 kN	比推力 sec	混合比	燃焼室圧 kg/cm <sup>2</sup>	ノズル 開口比	質量 kg	推重比
J2	Rocketdyne	1969	GG	1044	425	5.5	55	28	1542	69.1
SSME	Rocketdyne	1981	SC	2296	454	6.0	231	78	3150	74.4
RL-10-A3-3	Pratt & Whitney	1963	EX	67	444	5.0	28	57	132	51.8
LE-5	MHI, IHI	1986	GG	103	448	5.5	37	140	255	41.2
LE-5A	MHI, IHI	1994	EXB	122	452	5.0	41	130	248	50.2
LE-7	MHI, IHI	1994	SC	1078	446	6.0	130	52	1714	64.2
LE-7A	MHI, IHI	2000	SC	1098	438	5.9	126	52	1680	66.7
VULCAN	SEP	1997	GG	1147	431	5.3	112	45	1700	68.8
VULCAN2	SEP	2002	GG	1352	434	6.1	118	59	2040	67.6
HM-7	SEP	1979	GG	63	444	4.8	36	83	155	41.3

GG：ガスジェネレータ，SC：2段燃焼，EX：エキスパンダ，EXB：エキスパンダブリード

表3.4 代表的な固体燃料ブースターの諸元

	SRB-A (H-IIA)	SSB (H-IIA)	SRM (Space Shuttle)
全長 m	15.2	14.9	38.4
外径 m	2.5	1.0	3.7
重量 Mg	75.0	15.5	570
推薬重量 Mg	65.0	13.1	502
真空中平均推力 kN	2260	745	11511
真空中平均比推力 sec	280.0	282.0	267.1
燃焼時間 sec	100.0	60.0	123.4

ューブ型，車輪型，星型の3種類である。グレイン形状の時間変化例を図3.6に示す。ガス発生量は，時間の関数として与えられるグレイン表面積と燃焼速度の積に等しい。また，燃焼中の圧力変化は，擬似平衡作動を仮定して計算し，燃焼停止後の最終圧力降下は，指数関数を用いて評価する。推薬は，コンポジット化ダブルバー

ス（燃焼速度0.018m/s）とする。

[TBCC]

TBCCエンジンは，高速飛行時の空力加熱からターボ機械を防護する装置を，航空用ターボジェットエンジンに追加装備することで，飛行速度範囲を大幅に拡大したエンジンである。低速ではターボジェットエンジン，高速ではラムジェットエンジン的な作動モードとなる。通常の航空機用エンジンがMach数3以上で作動限界となるのに対して，Mach数5以上での作動が可能と期待されている。これまでに日米欧において研究された極超音速ターボジェットエンジンの代表例として，図3.7に示す3種類がある。

(1) エアターボラムジェット (ATR) エンジン<sup>38)</sup>

高速飛行時のタービン温度制限を回避するために，圧縮機を通過する空気流とは別系統のガスでタービンを駆動するのが，エアターボラムジェット (ATR) エンジ

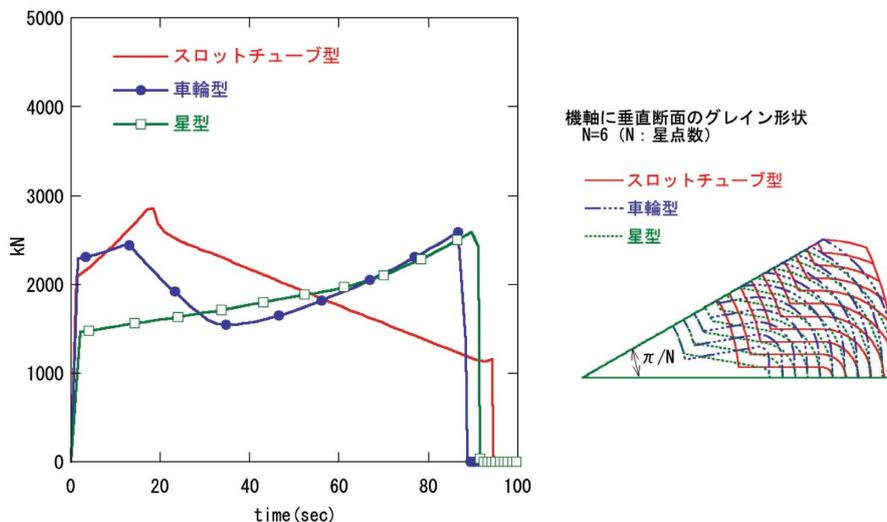
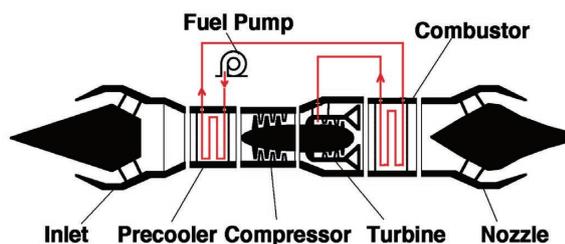
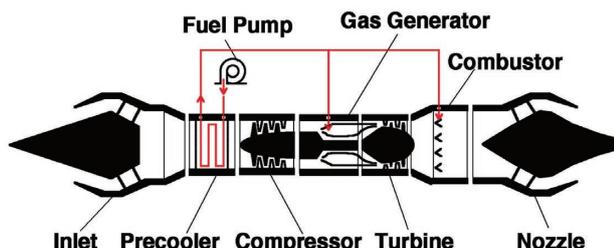


図3.6 グレイン形状変化（右）と推力変化（左）

### (1) Air Turbo Ramjet



### (2) Precooled Turbojet



### (3) Turboramjet

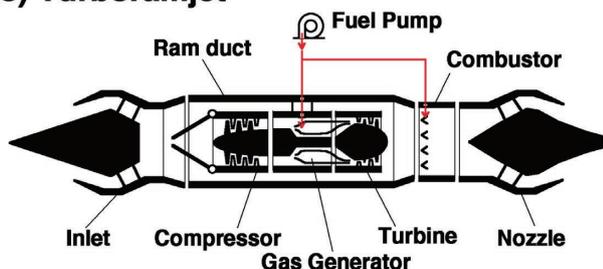


図3.7 代表的なTBCCエンジン

ンである。熱交換器でガス化した燃料をタービン駆動に用いるエキスパンダ方式 (ATREX) と、酸化剤を使用するガスジェネレータ方式のいずれかを選択することができる。

#### (2) 予冷ターボジェットエンジン<sup>39)</sup>

高速飛行時の圧縮機温度制限を回避するために、圧縮機上流に極低温燃料 (水素、メタン) を冷媒とする熱交換器を配置して流入空気を冷却するのが、予冷ターボジェットエンジンである。熱交換方式として、直接冷却方式と間接冷却方式を選択できる。直接冷却方式は、燃料を冷媒として直接空気を冷却するのに対し、間接冷却方式は、1次冷却系 (燃料・ヘリウム) と2次冷却系 (ヘリウム・空気) を併用することにより、運転上の安全性を改善することができるが、システムが複雑になるのが欠点である。また、熱交換器を使用する代わりに、水噴射や液体酸素噴射を利用するコンセプトも提案されている。<sup>40)</sup>

#### (3) ターボラムジェットエンジン<sup>41)</sup>

高速飛行時の圧縮機温度制限を回避するために、圧縮機上流において流入空気の全量をバイパスし、タービン

下流の燃焼器へ導入するのが、ターボラムジェットエンジンである。圧縮機上流部と、燃焼器上流部に、バイパス流量調整用のバルブ機構を有する。超音速機用可変バイパスエンジンの概念を拡張したコンセプトと捉えることができる。

TBCCエンジン性能評価ツールでは、エンジン設計パラメータ、飛行高度、飛行速度の入力に対して、TBCCエンジンの推力、比推力およびエンジン質量を出力する。燃料として、水素、メタン、ケロシンの3種類に対応可能であり、圧縮機段数、タービン段数、熱交換面積、インテーク入口面積、ターボ入口面積などのエンジン設計パラメータを指定することが可能である。

エンジン性能計算においては、圧縮機入口からタービン出口までの空気・燃焼ガス系統と、ブーストポンプ入口からインジェクタ出口までの燃料系統それぞれについて、シーケンシャルに状態量計算を進める。その際に、コンポーネント間の流量保存や圧力バランス、温度制約条件、周速制約条件などを満足させる必要があり、エラーマトリクス法 (多次元Newton-Raphson法) による収束計算を行う。<sup>42)</sup> また、エンジンを構成する各コンポーネント (インテーク、ノズル、ファン、タービン、ターボポンプ、燃焼器、燃焼器内部熱交換器、プリクーラ、燃料供給系、エンジン抵抗) の特性に関しては、ATREXエンジンの開発研究 (1989年より2003年にかけてJAXA宇宙科学研究本部で実施)、飛行対応型小型予冷ターボジェットエンジンの開発研究 (2004年よりJAXA総合技術研究本部にて実施中) の成果を反映したモデルを作成した。<sup>43)</sup> 空気および燃焼ガスの熱物性値については、液体ロケットエンジン性能評価ツールと共通のモデルを使用している。

性能予測結果の一例として、予冷ターボジェットエンジンの推力/比推力の飛行速度依存性を図3.8に示す。航空機用ターボジェットの最高稼働速度であるMach数3.5を超えると、エンジン各部の温度制約を満足するために、燃料供給量を増やして空気冷却と構造冷却を行う。そのため、比推力は飛行速度が増大するにつれて低下し、Mach数6になると約1000secまで減少することが分かる。

エンジン重量推算モデルとしては、SagerserらによるVTOL機エンジン重量評価式をベースに、TBCCエンジンに適合するように補正したモデルを作成した。<sup>44)</sup> Sagerserらの重量評価式は、既存ジェットエンジンの統計データに基づき、ターボ段数やサイズを与えられたときの構造重量を推算することができる。超音速インテークの重量に関しては、設計Mach数5の矩形断面混合圧縮インテークの3D-FEM解析モデルを使用し、ACC

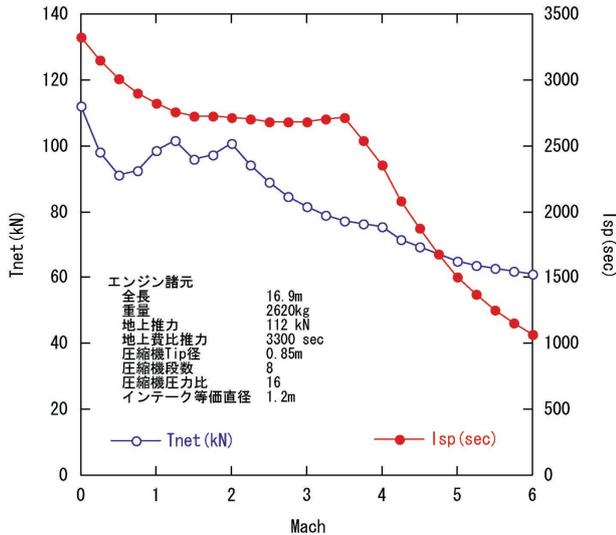


図3.8 予冷ターボジェットのパフォーマンス予測例

複合材料を主構造に適用した場合の重量推定式を新規に作成した。図3.9に、予冷ターボジェット (PCTJ) エンジンの推重比と基準長 (圧縮機直径) の関係グラフを示す。エンジン重量が基準長の約2.5乗程度に比例するため、エンジンを大きくするほどエンジン推重比は下がる傾向にある。しかしながら、エンジンサイズが小さ

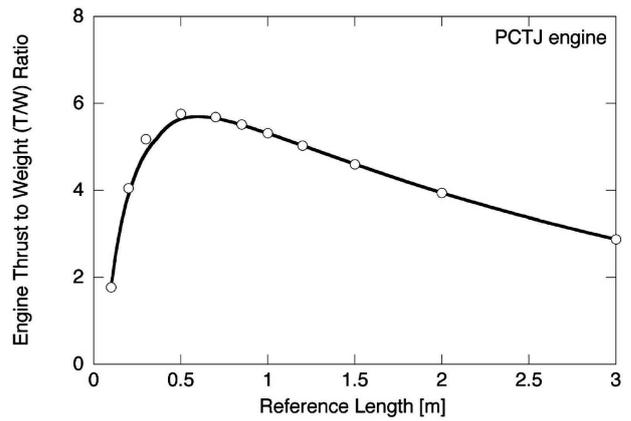


図3.9 予冷ターボジェットエンジンの推重比と基準長 (圧縮機直径) の関係

ざると、サイズに依らない固定重量分 (補機類や最小加工寸法) の重さの占める割合が大きくなるため、結局、エンジン基準長が約0.5のときに、最もエンジン推重比が高くなるモデルになっていることが分かる。

[RBCC]

RBCCとして、ロケットとの複合化の点でエンジン流路内にコンポーネントを配しないラムジェットが優れ

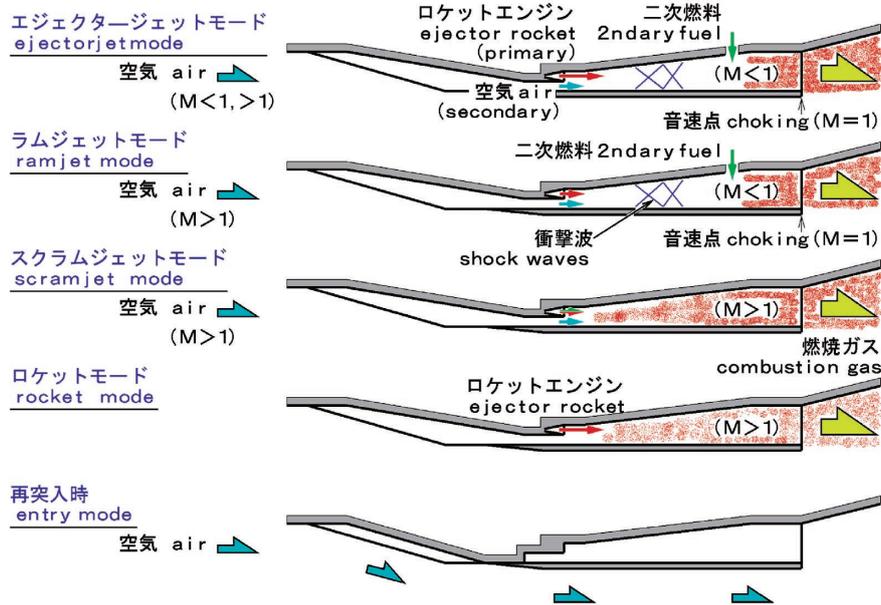


図3.10 RBCCエンジン作動概念図



図3.11 RBCCエンジン概念模型写真

表3.5 RBCCエンジンオペレーションモード

マッハ数	モード	備考
～3.5	エジェクタージェット	
～7	ラムジェット	動圧 $\geq 30\text{kPa}$
	ロケット	上記以外
～15	スクラムジェット	静圧 $\geq 250\text{Pa}$
	ロケット	上記以外
15～	ロケット	

ていること、およびJAXA（旧NAL）においてラムジェットの十分な研究実績があることから、ラムロケット複合サイクルエンジンを考える。以下に今回、採用した複合サイクルエンジンの作動について述べる。<sup>45)</sup> 図3.10にエンジン作動概念図を、図3.11には概念模型写真を示す。

離陸からマッハ3.5まではエジェクタージェット、3.5から7まではラムジェット、7からロケットモードへの切り替えまではスクラムジェットモードで作動する（表3.5参照）。エジェクタージェットモードでは、ロケット排気と空気とを混合して圧力を上げ、更に二次燃焼させる。ここでは高い混合効率および燃焼効率が得られる亜音速二次燃焼形態を採用した。ラムジェットモードでは取り入れた空気の圧力回復で推力を発生する。スクラムジェットモードでは、ロケットは予燃焼燃料供給器として機能する。再突入に備えて空気取入口を閉じる以外は、エンジン形状は固定とした。エンジン出口に第二スロートは設けていない。ロケットの混合比や燃焼圧などの作動状態はターボポンプの作動状態が制約を受けることから、幾つかの状態に限定した。第2燃料噴射器からの燃料流量は可変とした。

可変形状を採用すると理論上、高いエンジン性能を達成できるが、可変機構構造および重量、構造強度、可変部隙間からのシールガス消費等の課題を解決する必要に迫られる。またロケットをエンジン内に組み込むため、ロケットおよびターボポンプなどの周辺機器を併せて可変式とする場合もあり、更に高圧の再生冷却液体水素流路を可動式とする必要が生じる。固定形状エンジンとしたために性能面での低下は免れないが、実現性は向上している。

次にエンジン性能を求める計算手法について説明する。1次元モデルを用いてエンジン内の空気流および燃焼ガスの状態を計算した。外部ノズル入口角部での膨張後の、外部ノズル表面を流れる燃焼ガスの状態は2次元Prandtl-Meyer関数を用いて計算した。

以下に述べるエンジン形状および作動状態は飛行動圧を50kPaに仮定した場合の値である。複合サイクルエンジンには多数の設計パラメータがあり、想定飛行経路

を変える場合、特にロケットの作動状態の見直しが必要となる。本稿で示す寸法、設定圧力などはその一例である。

#### (a) インレット

インレットにはランプ圧縮形式を採用した。超音速での空気捕獲流量はこのランプによる衝撃波通過後の状態から求めた。インレット内が亜音速状態のとき、気流の総圧損失は無視した。不始動時には垂直衝撃波がインレット入口に立ち、亜音速気流がエンジンに流入する。

#### (b) ロケット（エジェクターロケット）

各エンジンモジュールは複数基のロケットエンジンを搭載している。混合比O/Fはエジェクタージェットモードおよびロケットモードでは7.0、ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは低く設定した。エジェクタージェットモードおよびロケットモードに比べ、ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでの燃焼器内圧は低い。

#### (c) 混合および拡大セクション

拡大部出口面積はエンジン入口と同じとした。エジェクタージェットモードにおけるロケット排気と空気との干渉現象について、ここでは混合セクションでの気流とロケット排気の運動量交換モデルを用いて計算した。<sup>46)</sup>

その後、空気とロケット排気は混合せずエンジン拡大部（ディフューザー）を超音速で流れ、両気流は拡大部内で擬似衝撃波を通過する。衝撃波列長さは運動量モデルで計算した。<sup>45)</sup> 擬似衝撃波通過後、空気とロケット排気とは完全に混合する。ラムジェットモードでも同様の手法で流れの状態を計算する。スクラムジェットモードではロケット排気は混合セクションで完全に空気流と反応すると仮定した。

ロケットモードではインレットは開いている。スクラムジェットモードからの切り替え直後の空気がエンジン内に流入する状態では、ロケット排気は上述のスクラムジェットと同様に混合セクションで空気と反応して余剰水素が燃焼し、燃焼ガスは拡大部で膨張する。真空状態ではロケット排気のインレットへの逆流は無いものと仮定し、インレット内とスロートセクションの圧力は0とした。ロケットノズルを出た燃焼ガスは混合セクションで膨張するが、インレット側には壁面が無いことからこの部分で受ける反力は0である。

#### (d) 第2燃料噴射器とチョーク状態

エジェクタージェットモードおよびラムジェットモードでは、拡大部下流に設けられた第2噴射器からの燃料と亜音速の空気・ロケット混合気が亜音速燃焼し、エンジン出口でチョークする。

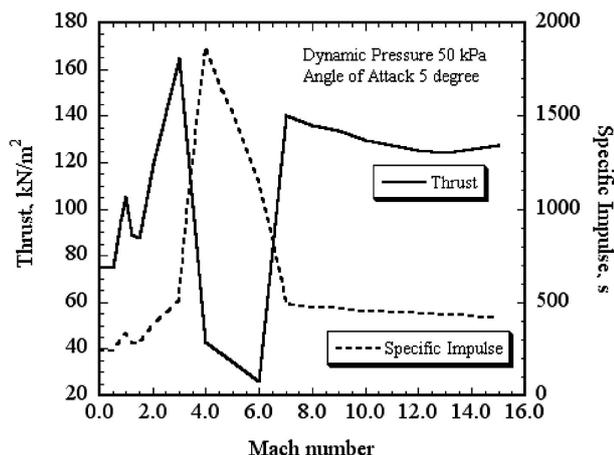


図3.12 RBCCエンジンの性能推算例

本稿で設定したエンジン設計パラメータに基づき、代表的な飛行状態におけるエンジン性能推算例を図3.12に示す。

なおRBCCエンジンの質量は、後の質量推定の項で述べる。

### 3.1.4 耐熱システム

耐熱システムモジュールでは、代表点における空力加熱率の時刻歴に基づいて必要な熱防護系の厚さを計算し、全機の熱防護系重量を推算する（代表点については3.1.2 空力 参照）。雛型ツールで用いることを考慮し、計算時間短縮のため、モデルは単純化した。熱制御系に関しても、軌道周回の有無等、機体の運用方式によって大きく変わり、不確実性が大きいため考慮していない。

現有技術としての熱防護系は、米国スペースシャトル等を例にとると、セラミックタイル等の断熱機能部材とカーボン/カーボン (C/C) 材製ノーズキャップ等のホットストラクチャーに分けられる。これら熱防護系をどう配置するかは機体形態に大きく左右され、一般的説明をしようとするとは具体性を欠くため、ここではロケットエンジン搭載形状を例にとって解説する。

ノーズキャップやリーディングエッジ等のホットストラクチャーに関しては独自のサイジングは行わず、既存（設計）機体を参考とした。すなわち、ノーズキャップは対象機体のサイズに関わりなく、例えばHOPE-X（正確には11HOPEと呼ばれる機体。以下同様）と同じものとし、リーディングエッジはHOPE-Xのその単位長さ当たりの重量に対象機体のリーディングエッジ長をかけて算出することとする。ただし、この重量はC/C材のシェル構造（取付金具含む）のものである。実機ではシェルの内側に断熱材が配置されるが、これに関しては後述するように一般部の断熱材重量でカウントすることとする（なお、垂直尾翼のリーディングエッジには

ホットストラクチャーは用いず、セラミックタイルとした）。

断熱機能部材（セラミックタイル、可撓断熱材）は1次元有限要素法（FEM）によりモデル化し、必要厚さはタイル厚さまたは可撓断熱材厚さをパラメータとして2分法により求めた。ここで言う必要厚さとは、与えられた空力加熱に対して、熱防護系の下にある構造外板の温度が所定時間内は規定値を超えないようにするのに必要なセラミックタイル等の厚さを指す。外表面では空力加熱による入熱と宇宙空間への放熱を考慮し、内表面は断熱条件とした。時間方向の積分はクランクニコルソンの方法により行い、また、放熱条件を表す非線形方程式は多変数のニュートン法により解いた。

代表点での断熱材厚さが求めた後、任意の位置における厚さは基本的に代表点厚さを線形補間する事により決定することとし、予め準備された格子データ（3.1 雛型ツール概要 参照）の各パネル位置の厚さにパネル面積をかけて体積を出し、それを積算することにより全機分の断熱材重量を算出した。なお、見積が困難で代表点が存在しない胴体背面、胴体後端面、主翼上面等については、過去の設計事例にならいい一律に機首淀み点加熱率の3%とした。結果として、ホットストラクチャー配置部位にも一般部の断熱材重量が割り当てられるが、実機でもC/C材のシェル構造の内側に断熱材を配置していることを考慮して、この部位を除外することはせず、全TPS重量に組み入れることとした。

セラミックタイルと可撓断熱材の配置は次のように設定した。すなわち、主翼の上面は全て可撓断熱材、下面は全てセラミックタイルとする。胴体の上面側は可撓断熱材、下面側はセラミックタイルとするが、その境界は加熱率分布から決めるのではなく、既存（設計）機体を参考に、ノーズからのstation line位置と下面からのwater line位置で規定する。胴体後端面は可撓断熱材とする。垂直尾翼は全面セラミックタイルとする。

### 3.1.5 質量推定

質量推定モジュールでは、機体質量を推算する。雛型ツールでは、3.1.6 飛行解析 の項で述べるように、3次元3自由度の運動を取り扱うため、重心位置や慣性モーメント等については推算していない。

機体質量は、幾つかのサブシステムに分割して推算している。まず、エンジン質量については、既に述べたように推進モジュールで推算される。TPS重量についても、耐熱システムモジュールで推算される。燃料タンクについては、燃料タンク圧力、垂直/水平加速度、燃料密度、タンク容積と長さより推算される曲げおよび圧力による応力から肉厚を決定することにより算出を行っている

る。これら以外の質量については、RBCCエンジンの質量を含めてHASAにより推定している。<sup>47)</sup>

### 3.1.6 飛行解析

飛行解析モジュールでは、機体の運動を模擬する。機体を質点として取り扱い、3次元3自由度の運動方程式を解く。地球は回転する球体として取り扱う。飛行状態を表す状態量  $\mathbf{x}$  として地心半径  $r$ 、慣性速度  $V$ 、慣性飛行経路角  $\gamma$ 、慣性飛行方位角  $\psi$  (真北基準、時計回り正)、緯度  $\lambda$ 、経度  $\eta$ 、機体質量  $m$ 、機体運動を制御する入力  $\mathbf{u}$  として迎え角  $\alpha$ 、バンク角  $\sigma$  (対気速度ベクトルに対し右回り正)、推力係数(スロットル開度)  $CT$  を考慮した。推力線は機体軸に一致しているものとし、推力偏向角は考慮していない。横滑り角については、制御系の働きにより常に0に保持されているものと仮定した。機体に働く外力は空気力、重力、推力である。大気モデルは標準大気モデル (U. S. S. A. 1976) を使用した。<sup>48)</sup> 定常風、突風については、機体の飛行速度に比べて小さく、飛行経路に与える影響は小さいものとして無視した。したがって対地系の諸量は対気系の諸量と一致している。地球を球としてモデル化したため、重力は逆二乗場に基づきモデル化した。

運動方程式は、下記のようになる。

$$\begin{aligned} dr/dt &= V \sin \gamma \\ dV/dt &= F_V - g \sin \gamma \\ d\gamma/dt &= F_\gamma / (mV) + (V/r - g/V) \cos \gamma \\ d\psi/dt &= -F_\psi / (mV \cos \gamma) + V \cos \gamma \sin \psi \tan \lambda / r \\ d\lambda/dt &= V \cos \gamma \cos \psi / r \\ d\eta/dt &= V \cos \gamma \sin \psi / r \cos \lambda \\ dm/dt &= -T / (I_{sp} \cdot g_0) \end{aligned} \quad (3.1)$$

$$\begin{bmatrix} F_V \\ F_\psi \\ F_\gamma \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} -D + T \cos \alpha \\ -(L + T \sin \alpha) \sin \sigma \\ (L + T \sin \alpha) \cos \sigma \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} (V - \omega r \cos \gamma \sin \psi \cos \lambda) / V_T \\ \omega r \cos \psi \cos \lambda / V_T \\ \omega r \sin \psi \cos \lambda \sin \gamma / V_T \\ -\omega r \cos \gamma \cos \psi \cos \lambda / (V_T \cos \gamma_T) \\ (V \cos \gamma - \omega r \sin \psi \cos \lambda) / (V_T \cos \gamma_T) \\ \omega r \sin \gamma \cos \psi \cos \lambda / (V_T \cos \gamma_T) \\ (V_T^2 - V^2 + V \omega r \cos \gamma \sin \psi \cos \lambda) \sin \gamma / (V_T^2 \cos \gamma_T) \\ -V \omega r \cos \psi \cos \lambda \sin \gamma / (V_T^2 \cos \gamma_T) \\ \{V^2 \cos \gamma - V \omega r \sin \psi \cos \lambda (1 + \cos^2 \gamma) + \omega^2 \gamma^2 \cos^2 \lambda \cos \gamma\} / (V_T^2 \cos \gamma_T) \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} V_T &= (V^2 - 2V\omega r \cos \gamma \sin \psi \cos \lambda + \omega^2 \gamma^2 \cos^2 \lambda)^{0.5} \\ \gamma_T &= \sin^{-1}(V \sin \gamma / V_T) \end{aligned}$$

$$T = T_{\max} CT \quad 0 \leq CT \leq 1$$

$$D = q C_D S$$

$$L = q C_L S$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V_T^2$$

ここで、

$C_L, C_D$ ; 揚, 抗力係数  $L, D$ ; 揚, 抗力  
 $F_V, \gamma, \psi$ ; 機体に働く外力  
 $g$ ; 重力加速度  $g_0$ ; 海面上重力加速度  
 $I_{sp}$ ; 比推力  $q$ ; 動圧  $S$ ; 代表面積  
 $T$ ; 推力  $T_{\max}$ ; 最大推力  $t$ ; 時間  
 $V_T$ ; 対気速度  $\rho$ ; 大気密度  
 $\omega$ ; 地球自転角速度

である。

### 3.1.7 コスト

良く知られているコスト推算法として、RAND式とTRANSCOSTがある。RAND式は、米国RAND社が航空機の開発および調達費用推算のために製作した統計式であり、DAPCA IV (Development And Procurement Costs of Aircraft) として知られている。<sup>49)</sup> RAND式は主に戦闘機、爆撃機そして輸送機を含む航空機全般に関する概念設計段階でのコスト算出法であるのに対し、TRANSCOSTはロケット、有人宇宙機や革新的先進航空機等を含めた広範囲の機体系や推進系を取り扱っている。<sup>50)</sup> そのため本ツールではTRANSCOSTを採用した。

TRANSCOSTは、独MBB社のD. E. Koelleによってまとめられたロケットなどの統計的コストモデルである。欧米など各国で開発または計画された各種ロケットの開発費、製造費さらに運用費のデータをデータベースとして統計処理がなされている。コスト推算の単位は、各国の1年間宇宙関連予算に従事している人員で除算した値で表されるMYr (Man - Year) を用いているのが特徴である。TRANSCOSTでは、開発費  $C_{DEV}$  および製造費  $C_{PRO}$  を一般的に以下の様にモデル化している。

$$[\text{開発費}] \quad C_{DEV} = C \cdot f_1 \cdot f_2 \cdot f_3 = a \cdot M^x \cdot f_1 \cdot f_2 \cdot f_3$$

ここで  $a, x$  は対象とする機体系形態や推進系形態に依存する係数、 $M$  は機体乾燥重量を表している。  $f_1 \sim f_3$  の

表3.6 コスト係数とその係数範囲およびその評価基準

係数	記号	範囲	評価基準
開発技術水準係数	$f_1$	0.4-0.6	既存技術の軽微な変更
		0.7-0.9	既存システムの設計改良
		0.9-1.1	標準的な計画, 最先端 (同様なシステムがすでに運用されている)
		1.1-1.2	いくつかの新しい技術的および/または運用上の特徴を備えた新設計
		1.3-1.4	新しい技巧や技術要素を含む, 第一世代システムの新概念提案
技術品質係数	$f_2$	対象による	個々のシステムや要素の技術基準によって特徴付けられる
チーム経験係数 (構成チームに依存)	$f_3$	0.7-0.8	同種の開発計画に関する優れた経験を有するチーム
		0.8-0.9	同様の開発計画を実行したチーム
		1.0	いくつか関連する経験ありのチーム
		1.1-1.2	部分的に新計画を実行するチーム
		1.3-1.4	直接的に関連性のある経験がない, 新規チーム
製造ラーニング係数 (重量と年間製造基数の関数)	$p$	0.8-1.0	ユニットが大きく, 製造台数が少ない効果は小さい ( $p \rightarrow 1$ に近づく).
コスト削減効果係数	$f_4$	$n^{(\ln p / \ln 2)}$	$n$ 番目製造コストに対する削減効果
		$1/n * \sum n^{(\ln p / \ln 2)}$	$n$ 個の一括製造によるコスト削減効果

コスト増減に影響を与える各種係数は、開発技術水準によって決まる係数、技術品質によって決まる係数、開発チームの体制やそのチームの過去の経験値によって決まる係数である。これら係数の概要を表3.6にまとめた。

[製造費]  $C_{PRO} = C \cdot f_4 = a \cdot M^x \cdot f_4$

$f_4$ は製造に関するコスト削減係数であり、大量生産することによるコスト削減を表す。ラーニング係数 $p$ を導入し、コスト削減係数を表現している。ラーニング係数は、機体系や推進系の重量と年間製造数によって決まる。これらについても、表3.6に概要を示した。

また、運用費 $C_{OPR}$ は、年間打ち上げ回数や製造台数が影響する、地上打ち上げ設備運用コスト、推進薬コスト、飛行およびミッション運用コスト、回収コストの総和を求めている。なお、この運用費は直接運用費であり、間接運用費等は除外している。それぞれの算出式の詳細は、TRANSCOSTハンドブックを参照されたい。<sup>50)</sup>

輸送系のライフサイクルコスト $C_{LCC}$ は、開発費、製造費および運用費の総和で表される。想定されるミッションに対して、ライフサイクルコストが最小になるのが望ましい。

$$C_{LCC} = C_{DEV} + C_{PRO} + C_{OPR}$$

### 3.1.8 最適化

雛型ツールで使用可能な最適化アルゴリズムとして、SCGRA (Sequential Conjugate Gradient-Restoration Algorithm) とSQPM (Sequential Quadratic Programming Method) がある。<sup>51), 52)</sup> 前者は精度が良く、CPUが小さ

い反面、動圧といった状態量拘束条件がある設計問題には不向きである。後者は対応できる設計問題の範疇が広く、状態量拘束条件についても容易に取り扱うことができる。4章で述べるコンセプトの概念設計では、精度とCPUを優先してSCGRAを採用し、状態量拘束条件付の最適化問題を解くため、特別な工夫をしている。その詳細については、参考文献53)を参照されたい。

SCGRAを用いて概念設計を行うためには、問題を次の形で記述する必要がある。まず状態量を $\mathbf{x}$ 、制御入力を $\mathbf{u}$ 、パラメータを $\boldsymbol{\pi}$ として、次の評価関数 $I$ を最小化する。ただし、 $\mathbf{x}$ の初期値 $\mathbf{x}_0$ は $[\mathbf{y}^T, \mathbf{z}^T]_0^T$ と分離され、 $\mathbf{y}_0$ は固定、 $\mathbf{z}_0$ は自由とする。

$$I = \int_0^1 f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\pi}, t) dt + [h(\mathbf{z}, \boldsymbol{\pi})]_0 + [g(\mathbf{x}, \boldsymbol{\pi})]_1 \quad (3.2)$$

本アルゴリズムの特徴の一つとして、最適化すべきパラメータを扱えることが挙げられる。これによって終端時間 $t_f$ をパラメータとして最適化し、実時間を $t_f$ によって無次元化、最適化問題そのものは0~1の区間で定義され、0が初期時刻、1が終端時刻を表す。 $\mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\pi}$ は以下の拘束条件を満たす必要がある。

$$\dot{\mathbf{x}} - \boldsymbol{\phi}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\pi}, t) = 0 \quad 0 \leq t \leq 1 \quad (3.3)$$

(3.3)式は微分方程式拘束条件と呼ばれ、すなわち運動方程式(3.1)である。両端の境界条件式(初期拘束条件 $\boldsymbol{\omega}$ 、終端拘束条件 $\boldsymbol{\psi}$ )は次のように表される。

表4.1 設計対象システム

名称	ステージ数	母機エンジン	軌道機エンジン
Type-R	単段式	Rocket (LE-7)	—
Type-S	単段式	RBCC	—
Type-RR	2段式	Rocket (LE-7)	Rocket (LE-7)
Type-TR	2段式	TBCC (PCTJ)	Rocket (LE-7)
Type-SR	2段式	RBCC	Rocket (LE-7)

$$[\omega(\mathbf{z}, \boldsymbol{\pi})]_0 = 0 \quad (3.4)$$

$$[\psi(\mathbf{x}, \boldsymbol{\pi})]_1 = 0 \quad (3.5)$$

つまり、(3.3)～(3.5)の条件を満足し、(3.2)を最小化する $\mathbf{u}$ 、 $\boldsymbol{\pi}$ を決定する。

#### 4. 概念設計

本章では、代表的なエンジンに対する評価を行うため、5種類の宇宙往還機コンセプトについて概念設計を行う。これらを表4.1にまとめる。

##### 4.1 問題設定

本稿では、次のようなミッションを設定した。機体は赤道線を離陸し、軌道傾斜角0度、高度200kmの低地球軌道まで1tonのペイロードを運搬する。したがって、本稿で扱う設計問題では、上昇経路は縦面内に拘束される。大気は高度90kmまで存在するものとし、これ以降、機体はHohman transfer軌道を飛行する。したがって、Hohman transfer軌道の遠地点は高度200km、近地点は高度90kmである。この間の燃料消費については考慮しない。近地点到達時、機体の飛行状態として慣性速度7937.5m/s、慣性経路角0度を指定する。離陸状態としては、高度0km、対気速度170m/sを指定する。離陸経路角については、水平離着陸を想定しているType-S、-TR、-SRについては1度を与えた。離陸時にロケットエンジンを使用するType-R、-RRについては、離陸時経路角を最適化する。本稿における概念設計では、帰還軌道については考慮しない。そのため、TPS重量は14.6kg/m<sup>2</sup> (シャトル・オービター並)として与える。ただし、2段式システムの母機にはTPSを想定しない。

上記のようなミッションが要求された場合、表4.1に示した5つのコンセプトの内、どれが最も適しているか、各システムを実現する上で、どのような技術課題があるのか、を示すことが概念設計で要求される。ここでは、厳密な問題の定式化に関する記述は省略し、簡単にまとめる。

まず、機体運動を表す状態量 $\mathbf{x}$ は、その運動が縦面内

に拘束されていることから、地心高度 $r$ 、慣性速度 $V$ 、慣性経路角 $\gamma$ 、機体質量 $m$ である。制御入力 $\mathbf{u}$ には迎え角 $\alpha$ と推力係数 $CT$ を採用した。最適化すべきパラメータ $\boldsymbol{\pi}$ には、飛行時間の他、機体サイズ、搭載するエンジンの基数を考慮した。ここで運動方程式(3.1)は、当然のことながら全てのシステムに対して同一である。微分方程式拘束条件 $\phi$ (3.3式)は、機体は運動方程式(3.1)に従って運動することを求めている。なお、2段式システムの結合形態における機体空力干渉については、考慮していない。結合形態における揚力係数 $CL$ は母機の値のみを用い、抗力係数 $CD$ については各機体のそれを加算した。各機体の空力特性については、参考文献16)を参照されたい。また、本稿で実施する概念設計では、表3.3、図3.8、3.12に示される推進系特性を用いている。

初期条件(3.4)のうち、高度と対気速度は先に述べたように0km、170m/sがそれぞれ与えられる。経路角については、既に述べたように指定されるコンセプトと最適化されるコンセプトがある。終端条件(3.5)は、全てのコンセプトに対し高度90km、慣性速度7937.5m/s、慣性経路角0度が指定される。

評価関数(3.2)は全備重量とした。

なお、上記以外の拘束条件として次の4つを考慮している。まず、飛行中の最大動圧は50kPa(= $q_{\max}$ )以下に制限した。2つめの拘束条件としては、使用燃料を燃料タンク内に収めることとした。3つめの拘束条件として、ロケットエンジンを搭載する場合には、ノズルが相互干渉しないよう、適切なベース面面積を有するものとした。最後の拘束条件として、迎え角には制限を掛けた。飛行中の迎え角は、ロケットおよびTBCC搭載形状では $-10 \sim 15$ 度、RBCCエンジン搭載形状では、 $0 \sim 15$ 度に制限した。各拘束条件は、次式のように表される。

$$q \leq q_{\max} \quad (4.6)$$

$$V_{LH2} + V_{LOX} \leq V_{\text{fuel}} \\ V_{LH2}; LH2容積 \quad V_{LOX}; LOX容積 \quad (4.7) \\ V_{\text{fuel}}; \text{燃料タンク容積}$$

$$r_{LE7}^2 \pi \times N_{LE7} \leq r_{\text{fus}}^2 \pi \\ r_{LE7}; LE-7搭載用スペース半径 (=1.5m) \quad (4.8) \\ N_{LE7}; LE-7搭載基数 \quad r_{\text{fus}}; \text{胴体半径}$$

$$-10 \leq \alpha \leq 15 \text{ (度)}; \text{ロケット, TBCC搭載形状} \\ 0 \leq \alpha \leq 15 \text{ (度)}; \text{RBCC搭載形状} \quad (4.9)$$

これらの拘束条件は、いずれも適切な変換によって(3.3)および(3.5)の形に変換することが可能である。

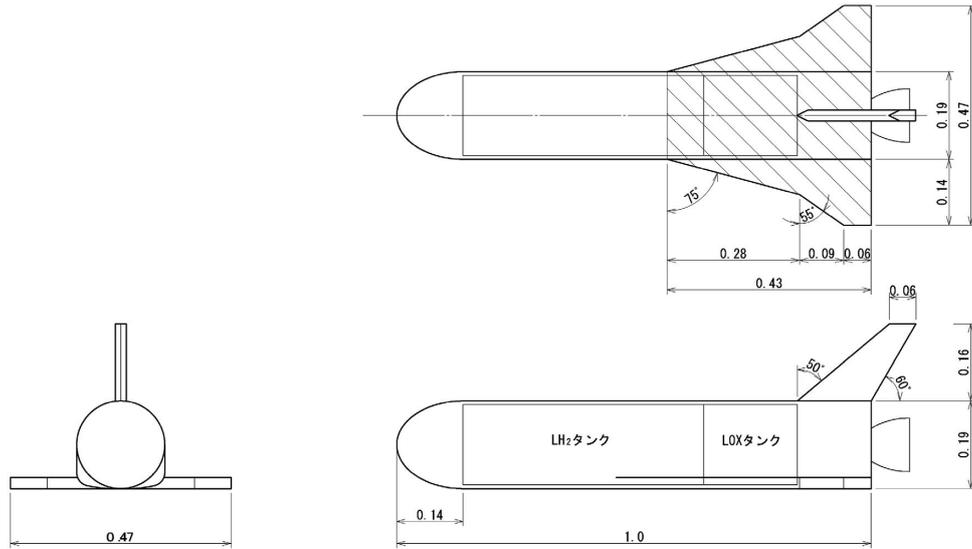


図4.1 ロケットエンジン搭載形状の燃料タンク配置

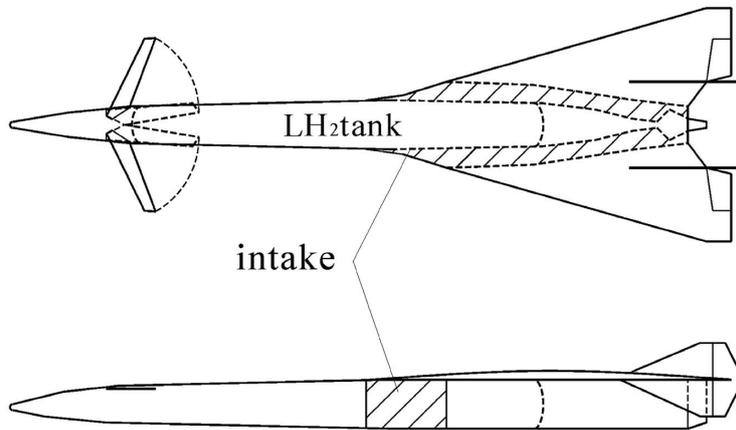


図4.2 TBCCエンジンの燃料タンク配置

表4.2 設計変数

項目	Type-R	Type-S	Type-RR	Type-TR	Type-SR
$\alpha$	○	○	○	○	○
CT	○	○	○	○	○
飛行時間	○	○	○	○	○
搭載エンジン基数	○	○	○	○	○
機体代表面積	○	○	○	○	○
離陸時経路角	○	×	○	×	×
軌道機分離条件	×	×	○	○	○

○；有り ×；無し

詳細については、付録Aを参照されたい。<sup>53), 54)</sup> 図4.1, 4.2には、ロケットエンジン搭載形状およびTBCCエンジン搭載形状の燃料タンク配置を示した。RBCCエンジン搭載形状については、胴体内全てに燃料を搭載可能であると仮定している。

なお、機体形状そのものは最適設計が行われない。図3.2～3.4の基本形状を維持したまま、各種拘束条件を満

足し、評価関数である全備重量を最小化するように、拡大/縮小のみが行われる。

2段式のコンセプトでは、軌道機分離条件も最適化される。

以上をまとめると、離陸、軌道投入条件および(3.6)～(3.9)を満足し、全備重量を最小とする設計変数(制御入力とパラメータ(表4.2参照))を求める最適化問題

表 4.3 概念設計結果

項目	Type-R	Type-S	Type-RR	Type-TR	Type-SR
全備重量(母機/軌道機), Mg	991.0	864.9	298.2(261.3/36.9)	635.3(491.6/143.8)	414.7(317.0/97.7)
乾燥重量, Mg	133.3	84.6	45.5/18.7	400.2/35.6	87.4/28.2
機体全長, m	52.0	59.1	34.0/17.8	84.0/27.4	48.7/24.0
代表面積, m <sup>2</sup>	1008.0	999.1	430.7/118.4	1217.4/278.9	679.7/215.4
搭載エンジン基数	10.3	19.9	4.3/1.1	47.7/2.8	18.0/2.1
分離時飛行状態 高度, km	—	—	73.6	33.0	35.5
マッハ数	—	—	15.5	5.7	7.5
対地経路角, deg	—	—	3.7	7.6	6.9

Type-Sの結果は参考値

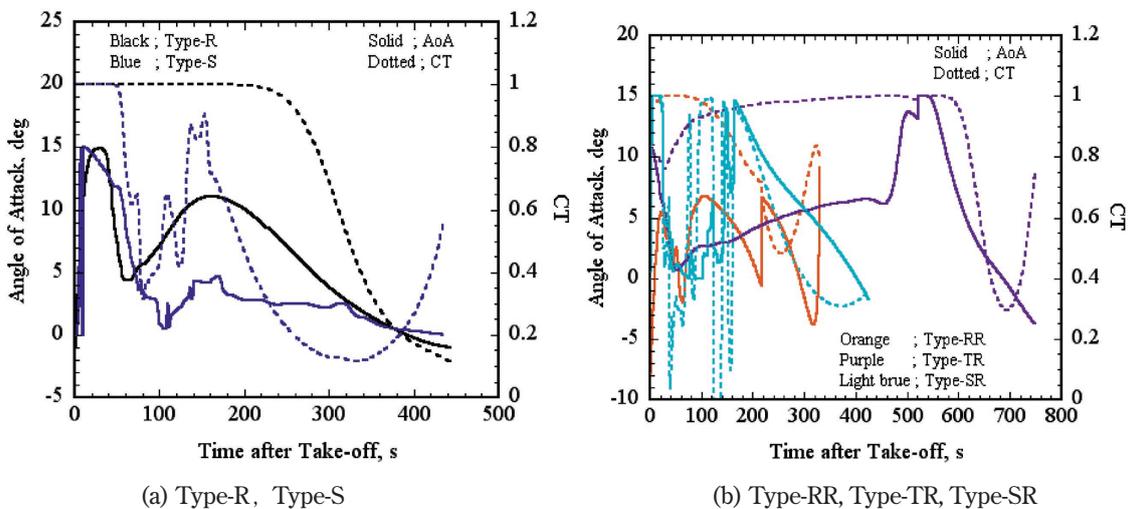


図 4.3 制御入力時間履歴

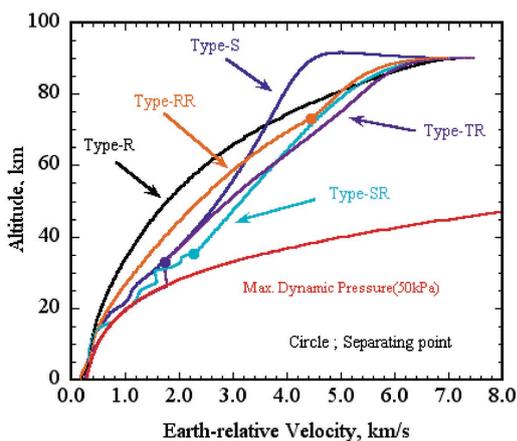


図 4.4 h-V線図

となる。

4.2 概念設計結果と評価

概念設計結果を表 4.3 および図 4.3～4.5 に示す。最も軽量のシステムは Type-RR (母機、軌道機共にロケットエンジンを搭載した TSTO) となった。エンジンおよび燃料の搭載性についても問題がなく、最も現実的なシ

テムである。唯一、軌道機分離時に母機の垂直尾翼が干渉する可能性がある。最も簡単な解決策は、母機の単垂直尾を双垂直尾に変更することと考えられる。今後、機体形状データを追加し、再設計を試みる予定である。

Type-S は解が得られなかった。つまり、システムとして成立しなかった。表 4.3 には、HASA によって推算された機体構造重量を 0.5 倍して行った設計結果を示してあり、参考値である。システムとして成立させるためには、構造重量を半分まで低減する必要があり、これだけでは実現は厳しいものと考えられる。今後、機体形状やエンジンの設計パラメータを最適化することにより、どこまで実現可能性を高めることが出来るか、検討が必要である。

空気吸い込み式エンジンを搭載した Type-TR、Type-SR には、2 つの共通の課題が浮かび上がった。一つは、必要なエンジン基数が多過ぎ、搭載は困難となる点である。図 3.3, 3.4 に示した形状と得られた結果 (機体全長) からは、それぞれの機体に搭載可能なエンジン基数は 16.5, 3 基となる。一方、概念設計による結果は、Type-TR と -SR に対し 47.7 と 18.0 基のエンジンが必要と

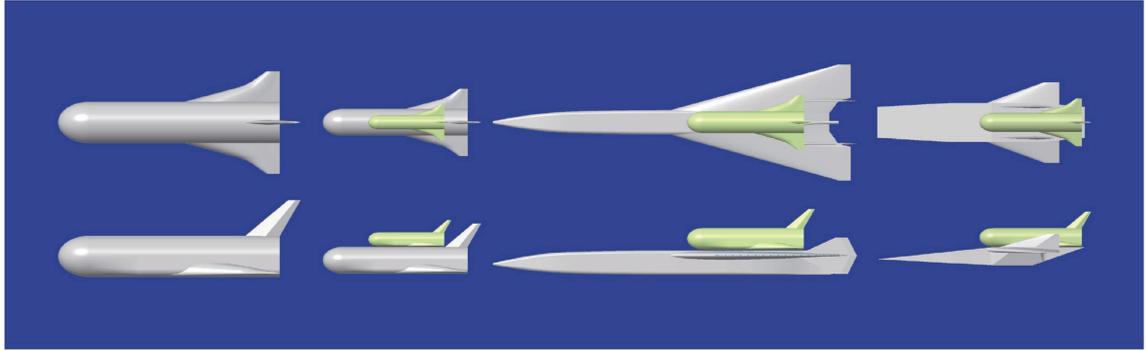


図4.5 (b) 2面図  
各コンセプトの比較

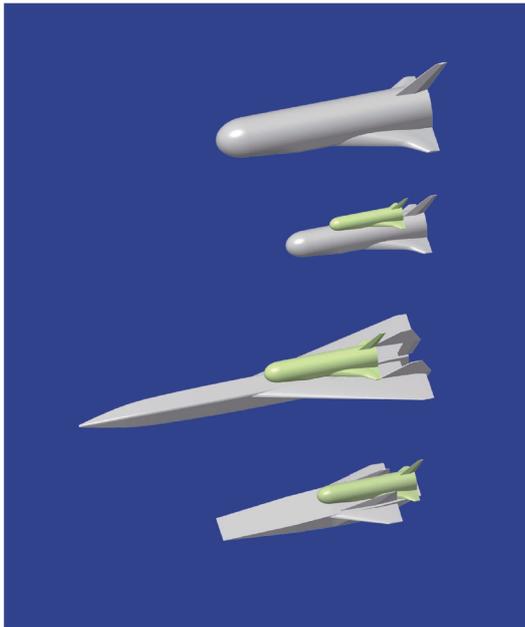


図4.5 (a) 斜図  
各コンセプトの比較

されている。もう一つの問題は、軌道機の搭載性に関する課題である。Type-TRについては、母機の機首衝撃波が、軌道機に干渉する可能性がある。母機と軌道機の適切な配置、大きさの制限を概念設計に取り込む必要がある。Type-SRについては、母機のforebody部の頭上げモーメントが強くなると予想される。現状では軌道機が母機の垂直尾翼と干渉するため後方に配置しているが、機体の不安定性を増長させる方向であり、改善が必要であろう。

上昇軌道については、それぞれのシステムに対して特徴的な飛行経路が現れた。Type-RRでは結合形態において高度を稼ぎ、希薄な大気中で軌道機を分離、軌道機は軌道速度まで効率的に加速を行っている。ただし、この分離条件では、母機が帰還する際にTPSが必要となる可能性がある。Type-TRは従来言われているように、マッハ1前後の抗力係数が大きくなる付近で一旦低動圧域を飛行し、効率的に加速している。この飛行方法は、Type-SRにも共通する。また、軌道機分離時には、軌道機が希薄な大気上層部へ効率的に到達して加速できる

よう、可能な限り経路角を大きくしておくことが望ましい。そのため、高速、高動圧域での引き起こしマニョーバを回避し、分離前に低動圧域へ飛行して軌道機を分離している。<sup>55,56)</sup> これらのマニョーバの間は、最大動圧に沿って、ほぼ最大推力で飛行している。一方、Type-SRでは、低動圧域でマッハ数1を突破した後、マッハ数4まで最大動圧で飛行する。この間は、エジェクタージェット（マッハ数3.5まで）、ラムジェット（マッハ数3.5以降）をフルに活用して飛行している。これ以降、軌道機を分離するマッハ数7.5までは、最大動圧線での飛行を離れ、よりロケットのオペレーションに近いラムジェット/スクラムジェットモードで飛行している。加速性能と燃費のトレードオフ、および軌道機分離に対して都合が良いため、と考えられる。

Type-SR以外は想定した燃料タンクに使用燃料が収まった。Type-SRは、胴体そのものを燃料タンクと想定しており、非現実的である。これは胴体の薄さに起因しているが、厚みを増せば抵抗増やエンジン性能の低下につながる恐れがあり、慎重な設計が必要である。今後、効率的な燃料タンクの形状、配置について、機体形状と併せて設計し直す必要がある。

## 5. まとめ

本稿では、JAXAで開発中の概念設計ツールの雛型について報告した。この開発過程から、概念設計ツール改良へ向けた指針として、下記のような課題が抽出された。

- ・機体データについては、今後より一層充実させることが望ましい
- ・機体形状、エンジン設計パラメータも同時に最適化する

- る, 多分野統合最適化技術の確立が必要である
- ・ TSTO システムの軌道機搭載性を改善するためには, 縦の静安定特性, 重心, トリム特性等, 考慮すべき課題が多い。これらについても概念設計で考慮できるよう, ツールの機能を増強する必要がある
  - ・ 本稿の概念設計は, Dell Precision PWS470 (Intel Xeon CPU 3.60GHz) を使用して実施した。最も CPU を要したのは Type-TR の設計であり, 4~5 時間を要した。最も CPU が短かったのは, Type-R, -RR であり, 1 分以内に最適解が得られている。今後, 帰還軌道も考慮に入れ, 最終的な概念設計ツールで目標とした時間内に概念設計が行えるよう, ツールの開発を継続していく予定である。

### 参考文献

- 1) J. Spies; RLV HOPPER: CONSOLIDATED SYSTEM CONCEPT, *53<sup>rd</sup> International Astronautical Congress*, 2002, IAC-02-V.4.02.
- 2) C. Bonnal and M. Caporicci; Future reusable launch vehicles in EUROPE: the FLTP (Future Launchers Technologies Programme), *Acta Astronautica*, Vol.47, 2000, pp.113-118.
- 3) HOPE/OREX ワークショップ講演論文集, *航空宇宙技術研究所特別資料*, SP-24, 1994 年 9 月。
- 4) 特集 極超音速飛行実験 (HYFLEX) について - 飛行結果を中心に -, *日本航空宇宙学会誌*, Vol.45 No.526, 1997 年 11 月, pp.621-pp.668.
- 5) 小特集 自動着陸飛行実験 (ALFLEX), *日本航空宇宙学会誌*, Vol.46 No.528, 1998 年 1 月, pp.1-pp.36.
- 6) 高速飛行実証計画 (HSFD), *日本航空宇宙学会誌*, Vol.46 No.528, 2004 年 12 月, pp.1-pp.36.
- 7) 野村茂明: 将来型宇宙輸送システムの研究開発の方向性, *第 44 回宇宙科学技術連合講演会*, 特別講演 I, 2000.
- 8) W. E. Hammond: Design methodologies for Space Transportation Systems, *AIAA Education Series*, AIAA, 2001, pp.14-19.
- 9) C. R. Glatt and D. S. Hague: ODIN: Optimal Design Integration System, NASA CR-2492, February 1975.
- 10) B. Z. Henry, and J. P. Decker: Future Earth to Orbit Transportation Systems/Technology Implications, *Aeronaut. Astronaut.*, 14, 9(1976), pp.18-29.
- 11) D. M. Wolf: TRANSYS-Space Transportation System Preliminary Design Software, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.31, No.6, 1994, pp.1067-1071.
- 12) K. G. Bowcutt: A Perspective on the Future of Aerospace Vehicle Design, *12<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, AIAA 2003-6957.
- 13) M. L. Baker, M. J. Munson, G. W. Hoppus, and K. Y. Alston: Weapon System Optimization in the Integrated Hypersonic Aeromechanics Tool (IHAT), *10<sup>th</sup> AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, AIAA 2004-4316.
- 14) W. W. Alan, and A. R. John: AVID: A Design System for Technology Studies of Advanced Transportation Concepts, *Conference on Advanced Technology for Future Space Systems*, AIAA 79-0872.
- 15) Y. Inatani: An Interactive Design System for Winged Space Vehicles, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science*, Vol.31, No.94, 1989, pp.175-187.
- 16) 廣谷智成, 高嶋浩一, 鈴木広一: 概念設計ツール用空力特性データベースについて, *宇宙航空研究開発機構研究開発資料*, AXA-RM-XXX, 投稿中。
- 17) A502I User's Manual-PAN AIR Technology Program for Solving Problems of Potential Flow about Arbitrary Configurations, Boeing Document No.D6-54703, 1992.
- 18) J. D. Anderson Jr.; Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.*, 2000, pp.66-74.
- 19) 廣谷智成, 川戸博史; リフティングボディ型再突入機形状を用いたパネル法 (PANAIR) 解析精度評価 (縦三分力), *宇宙航空研究開発機構研究開発資料*, JAXA-RM-04-005, 2004.
- 20) D. E. Hoak, R. D. Finck; USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM, *Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory*, Wright Patterson Air Force Base, 1960 (revised 1975).
- 21) S. A. Whitmore, and J. W. Naughton; Drag Reduction on Blunt-Based Vehicles Using Forebody Surface Roughness, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.39, No.4, 2002, pp.596-604.
- 22) 松尾一泰: 圧縮性流体力学, 理工学社, 1994, pp.266-268.
- 23) J. J. Bertin; Hypersonic Aerothermodynamics, *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.*, 1994.
- 24) J. W. Haney; Orbiter Entry Heating Lessons Learned from Development Flight Test Program, NASA CP-2283, 1983, pp.719-751.
- 25) J. A. Fay, and F. R. Riddell; Theory of Stagnation

- Point Heat Transfer in Dissociated Air, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol.25, No.2, 1958, pp73-85.
- 26) J. A. Cunningham, and J. W. Haney Jr.; Space Shuttle Wing Leading Edge Heating Environment Prediction Derived from Development Flight Test, NASA CP-2283, 1983, pp1083-1109.
- 27) E. R. G. Eckert; Engineering Relations for Friction and Heat Transfer to Surfaces in High Velocity Flow, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol.22, No.8, 1955, pp585-587.
- 28) J. D. Anderson Jr.: hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.*, 2000, pp.286-288.
- 29) R. D. Mccarty: Hydrogen Thermophysical Properties, NASA SP-3089, 1975.
- 30) H. M. Roder: Oxygen Thermophysical Properties, NASA SP-3071, 1972.
- 31) L. A. Hall: A bibliography of thermophysical properties of methane from 0 to 300 degrees K, NASA CR-95219, 1968.
- 32) 露田 薫：粘度と熱伝導率，培風館，1975年，pp.140-153。
- 33) 露田 薫：粘度と熱伝導率，培風館，1975年，pp.71-119。
- 34) 木村逸郎：ロケット工学，養賢堂，1993，pp.248-253。
- 35) 木村逸郎：ロケット工学，養賢堂，1993，pp.258-261。
- 36) 小林弘明，佐藤哲也，棚次巨弘：ロケットエンジンの信頼性解析における Six Sigma 手法の導入，*日本航空宇宙学会誌*，Vol.52, No.604, 2004, p.214-219。
- 37) R. H. Sforzini: Design and Performance Analysis of Solid-Propellant Rocket Motors Using a Simplified Computer Program, NASA CR-129025, 1972.
- 38) N. Tanatsugu, Y. Naruo, and I. Rokutanda: Test Results on Air Turbo Ramjet for a Future Space Plane, *Acta Astronautica*, Vol.32, No.12, 1994, pp.785-796.
- 39) T. H. Powell, and M. R. Glickstein: Precooled turbojet engine cycle for high Mach number applications, *24<sup>th</sup> ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference*, AIAA1988-2946.
- 40) V. V. Balepin, M. Maita, N. Tanatsugu, and S. N. B. Murthy: Deep-cooled turbojet augmented with oxygen (cryojet) for a SSTO launch vehicle, *32<sup>nd</sup> ASME, SAE, and ASEE, joint propulsion Conference and Exhibit*, AIAA-96-3036.
- 41) H. Miyagi, H. Kimura, K. Kishi, J. L. Cabe, T. H. Powell, and R. Yanagi: Combined Cycle Engine Research in Japanese HYPR Program, *24<sup>th</sup> ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference*, AIAA98-3278.
- 42) 小林弘明，佐藤哲也，棚次巨弘：極超音速空気吸い込み式エンジンの最適設計，*日本航空宇宙学会誌*，Vol.50, No.583, 2002, pp.335-342。
- 43) 棚次巨弘：ATREXエンジンの開発研究，宇宙研報告特集号，2002。
- 44) D. A. Sagerser, S. Lieblein, R. P. Klebs: Empirical Expressions for Estimating Length and Weight of Axial-Flow Components of VTOL Powerplants, NASA TM X-2406, 1971.
- 45) 菊田丈士，工藤賢司：スペースプレーン用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*，JAXA-RR-03-013，2004年3月。
- 46) T. Kanda, and K. Tani: Momentum Balance Model of Flow Field with Pseudo-Shock, *43<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA2005-1045.
- 47) G.J. Harloff, and B.M. Berkowitz: HASA-Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles, NASA CR-182226, 1988.
- 48) NOAA, NASA and USAF: U. S. Standard Atmosphere, 1976.
- 49) D. P. Raymer: Aircraft Design A Conceptual Approach, *AIAA Education Series*, 1999, pp.579-596.
- 50) D. E. Koelle: Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems with TRANSCOST 7.1.
- 51) A. K. Wu and A. Miele: Sequential Conjugate Gradient-Restoration Algorithm for Optimal Control Problems with Non-Difference Constraints and General Boundary Conditions, Part1, *Optimal Control Applications & Methods*, Vol.1, 1980, pp.69-88.
- 52) 茨木俊秀，福島雅夫：最適化プログラミング，岩波書店，1991年4月，pp.167-207。
- 53) 鈴木広一，草木 務，柚原直弘：空気の粘性を考慮した空力利用型軌道間輸送機 (AOTV) の最適軌道について，*日本航空宇宙学会誌*，第43巻，第494号，1995年3月，pp.161-169。
- 54) H. Kobayashi, and H. Suzuki; Simultaneous Optimal Design of Hypersonic Turbojet Engine and Trajectory with SEAT, *14<sup>th</sup> AIAA/AHI International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, AIAA 2006-8051.
- 55) H. Suzuki, and N. Yuhara; Engine Operation Effect on

Fuel Consumption of Ascending Flight for Aerospace Plane, 11<sup>th</sup> AIAA/AAAF International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, AIAA 2002-5257.

- 56) H. Suzuki, T. Hirotsu, H. Kobayashi, and K. Takasaki; Optimal Design for Future Space Transportation Systems Using Airbreathing Engines, 17<sup>th</sup> International Symposium on Airbreathing Engines, ISABE-2005-1204.

## 付録A 拘束条件の変換について

本稿における設計問題は、次のように定式化する必要がある(本文 3.1.8 最適化 参照)。

状態量を  $\mathbf{x}$ , 制御入力を  $\mathbf{u}$ , パラメータを  $\boldsymbol{\pi}$  とし、次の評価関数  $I$  を最小化する。

$$I = \int_0^1 f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\pi}, t) dt + [h(\mathbf{z}, \boldsymbol{\pi})]_0 + [g(\mathbf{x}, \boldsymbol{\pi})]_1$$

[A.1 (3.2)] 括弧内は本文中の式番号

終端時間  $t_f$  は最適化すべきパラメータ  $\boldsymbol{\pi}$  に含まれ、時間  $t$  は  $t_f$  により無次元化される。したがって、最適化問題は  $0 \sim 1$  の区間で定義され、 $0$  が初期時刻、 $1$  が終端時刻を表す。 $\mathbf{x}$  の初期値  $\mathbf{x}_0$  は  $[\mathbf{y}^T, \mathbf{z}^T]^T$  と分離され、 $\mathbf{y}_0$  は固定、 $\mathbf{z}_0$  は自由である。 $\mathbf{x}$ ,  $\mathbf{u}$ ,  $\boldsymbol{\pi}$  は以下の拘束条件を満たす必要がある。

$$\dot{\mathbf{x}} - \boldsymbol{\phi}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \boldsymbol{\pi}, t) = 0 \quad 0 \leq t \leq 1 \quad [\text{A.2 (3.3)}]$$

両端の境界条件式(初期拘束条件  $\boldsymbol{\omega}$ , 終端拘束条件  $\boldsymbol{\psi}$ ) は次のように表される。

$$[\boldsymbol{\omega}(\mathbf{z}, \boldsymbol{\pi})]_0 = 0 \quad [\text{A.3 (3.4)}]$$

$$[\boldsymbol{\psi}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\pi})]_1 = 0 \quad [\text{A.4 (3.5)}]$$

- ・最大動圧拘束条件(式(4.6))の変換

飛行中の動圧  $q$  に対する拘束条件は、次式のように表される。

$$q \leq q_{\max} \quad q_{\max}; \text{最大動圧} \quad [\text{A.5 (4.6)}]$$

ここでダミーの制御入力  $u_q$  を導入し、[A.5] を下記のような等式拘束条件へと変換する。

$$q + u_q^2 - q_{\max} = 0 \quad [\text{A.6}]$$

スラック変数  $x_d$  を導入し、その微分方程式を次のように定義する。

$$\dot{x}_d = (q + u_q^2 - q_{\max})^2 \quad [\text{A.7}]$$

最後に、スラック変数  $x_d$  の初期および終端条件を  $0$  と指定すればよい。つまり、 $\mathbf{x}$  に  $x_d$  を、 $\mathbf{u}$  に  $u_q$  を追加し、 $x_d$  の微分方程式を [A.7] のように定義する。 $x_d$  の初期値は  $0$  として固定 ( $\mathbf{y}_0$  に含む) し、終端値は  $0$  として終端拘束条件 [A.4] に加える。

- ・燃料搭載条件(式(4.7))とロケットエンジン搭載条件(式(4.8))の変換

2つの拘束条件は全く同様に扱うことが出来るので、ここでは燃料搭載条件(式(4.7))を対象に変換方法を述べる。燃料搭載条件(式(4.7))は下記のように表される。

$$V_{\text{LH2}} + V_{\text{LOX}} \leq V_{\text{fuel}} \quad [\text{A.8 (4.7)}]$$

ここで、 $V_{\text{LH2}}$ ; LH2容積  $V_{\text{LOX}}$ ; LOX容積  $V_{\text{fuel}}$ ; 燃料タンク容積 である。パラメータ  $u_f$  を導入して、[A.8] 式を下記のように等式条件に変換する。

$$V_{\text{LH2}} + V_{\text{LOX}} + u_f^2 - V_{\text{fuel}} = 0 \quad [\text{A.9}]$$

$V_{\text{LH2}}$ ,  $V_{\text{LOX}}$  は状態量  $\mathbf{x}$  の関数、 $V_{\text{fuel}}$  はパラメータ  $\boldsymbol{\pi}$  に含まれる代表面積  $S$  の関数である。したがって、 $\boldsymbol{\pi}$  に  $u_f$  を追加し、式 [A.9] を初期拘束条件  $\boldsymbol{\omega}$  (あるいは終端拘束条件  $\boldsymbol{\psi}$ , いずれでも  $s$  定義するかは設計問題によって異なる) に追加すればよい。

- ・制御入力に関する拘束条件(式(4.9))の変換

たとえば、ロケットエンジン搭載形状に対する迎え角  $\alpha$  の制限は、下記のように表される。

$$-10 \leq \alpha \leq 15 \text{ (度)} \quad [\text{式A.10 (4.9)}]$$

ここでダミー入力  $u_\alpha$  を導入して、 $\alpha$  を下記のように表す。

$$\alpha \leq \alpha_{\max}^* \text{SIN}(u_\alpha) + 2.5 \quad \alpha_{\max} = 12.5 \text{度} \quad [\text{式A.11}]$$

設計問題では、 $\alpha$  の代わりに  $u_\alpha$  を制御入力  $\mathbf{u}$  に加えて最適化する。

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-006

---

発行 平成20年1月31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 株式会社 実業公報社

---

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

---

©2008 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。

