

## 極超音速空気吸込み式エンジンの統合最適化

小林 弘明\*・佐藤 哲也\*・棚次 亘弘\*

### Comprehensive Optimum Design of Hypersonic Airbreathing Propulsion

By

Hiroaki KOBAYASHI\*, Tetsuya SATO\*, Nobuhiro TANATSUGU\*

**Abstract** : The flight of spaceplane is always under accelerating in the ascent way and always under decelerating in the descent way and yet cruising in the return way. Besides, its flight envelope is considerably wider than that of airplane. Thus the integrated design method is required to build the best transportation system optimized taking into account the propulsion system and the airframe under the entire flight conditions. In this paper it is shown an optimization method on TSTO spaceplane system. Genetic algorithm (GA) was applied to optimize design parameters of engine, airframe, and trajectory simultaneously. Several types of engine were quantitatively compared using payload ratio as an evaluating function. From a viewpoint of the relation between performance and weight, it was concluded that the precooled turbojet is the most promising engine for TSTO among Turbine Based Combined Cycle (TBCC) engines.

#### 1. 背景

##### 1.1. スペースプレーンの開発状況

従来の使いきりロケットに替わる完全再使用型宇宙輸送システムとして、世界的に様々なコンセプトが提示され研究が続けられている。アメリカは2000年に、2nd Generation Reusable Launch Vehicleの開発を目指すSpace Launch Initiative (SLI) 計画を発表した。Lockheed MartinはNASAとの契約によりSLI計画の一環としてTSTOコンセプトの詳細な比較検討を行った [1]。また、NASAのThe Advanced Space Transportation Program Office (ASTP) では、3rd Generation Reusable Launch Vehicle のための極超音速空気吸込み式エンジンの研究開発を行っている

---

\*宇宙科学研究所

[2]. また、フランスのCNESは、次世代のRLVとして経済的／技術的な観点から、完全再使用型TSTOを最有力視しており、燃料やエンジン、ペイロードベイの形態など、コンフィギュレーションに関する研究を進めている [3]. このように、最近の傾向としてTSTOコンセプトに関する研究が盛んに行われていることがわかる。

我が国においても、初段ブースタに空気吸込み式エンジンを導入し、上段オービターにロケットエンジンを用いた完全再使用型TSTOが提案されている [4].

1. 2. 二段式スペースプレーン

二段式スペースプレーンは、ブースター（初段高速航空機）とオービター（上段有翼宇宙機）からなる宇宙輸送システムである。第1図に機体構造の概要を示す。ブースターは所定の速度／高度まで加速した後オービターを切り離し、射点にフライバックする。オービターは軌道にペイロードを投入した後、再突入し射点に帰還する。オービターの推進系には液体ロケットエンジンを用いることがほぼ確定しているが、ブースターの推進系には様々なエンジン形式が候補として提案されている [5]. これらのエンジン形式は、主にTBCC (Turbine Based Combined Cycle) エンジンとRBCC (Rocket Based Combined Cycle) エンジンに分類することができる。TBCCエンジンは、作動可能なエンベロップが狭いというターボジェットの弱点を、ラムジェットとの複合によって解決しようとするエンジンであり、予冷ターボジェット、予冷エアターボラムジェット (ATR)、ターボラムジェットなどが提案されている。一方RBCCエンジンは、ロケットエンジンの比推力をラムジェットとの複合によって改善しようとするエンジンであり、エジェクターロケットやLACEなどが提案されている。

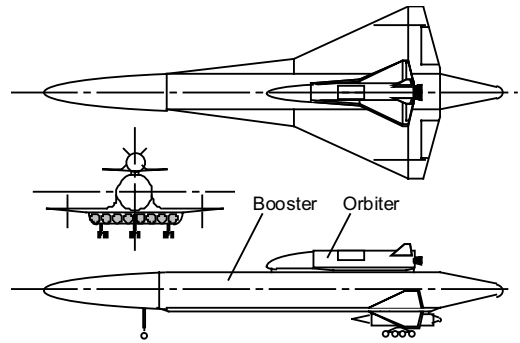


図1 二段式スペースプレーン概念図

本論文では、特にTBCCエンジンに焦点を絞り、最適なエンジン形式を選定することを目的とする。TBCCエンジンは、RBCCエンジンに比べて未知の技術要素が少なく、従来の航空機エンジンの延長としてモデル化することが可能であり、その精度はかなり高いと考えられる。

1. 3. TBCCエンジン

TBCCエンジンの代表例として、エキスパンダーATRの構造概念図を第2図に示す。コアエンジン（ターボ機械と燃焼器）の前後に、超音速インテークと高度補償型ノズルが結合する形態をとる。また、内圧の高い燃焼器に燃料を供給するターボポンプを備える。さらに、極超音速飛行時にエンジンに流入する高温空気からターボ機械を熱

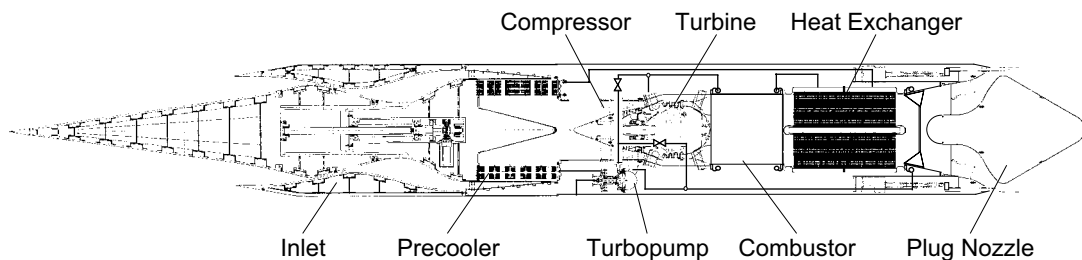


図2 TBCCエンジンの構造概念図

防護する装置を持つ。

本研究において比較検討の対象としたエンジン形式のフロー図を第3図に示す。これらはコアエンジンの形式とターボ部の熱防護手法が異なっている。

(1) 予冷ターボジェット

コアエンジンに通常の再燃ターボジェットを用いる。熱防護手法として圧縮機上流に予冷却器を設置し、低温燃料との熱交換によって空気温度を低下させる。

## (2) 予冷エキスパンダーATR

コアエンジンにエアターボラムジェットを用いる。タービンの温度制限を回避するために圧縮機を通過した空気流とは別系統のガスでタービンを駆動する。エキスパンダーサイクルでは、大気や燃焼ガスとの熱交換によってガス化した燃料をタービン駆動に用いる。熱防護手法として予冷却器を用いる。

## (3) 予冷ガスジェネレータATR

コアエンジンにエアターボラムジェットを用いる。熱交換器のかわりに小型のガスジェネレータで燃料と酸化剤を燃焼させ、タービン駆動ガスとする。熱防護手法として予冷却器を用いる。

## (4) ターボラムジェット

コアエンジンに通常の再燃ターボジェットを用いる。

熱防護手法にはターボジェットとは別系統の空気流路（ラムダクト）を用いる。空力加熱の厳しい高マッハ数ではターボ系の入口をバイパス弁によって機械的に閉鎖し、ラムダクト経由で空気を再燃器に導く。

## 2. スペースプレーン用エンジンのシステム設計手法

### 2.1. エンジンシステムの選定法

スペースプレーン用エンジンシステムを選定するにあたり、異なるエンジン形式の公平な比較検討を行うためには、以下に示す3つの条件を満たす必要がある。

#### 条件1：同じ要素モデルと評価指標を用いる

システムの比較を行うためには、要素の特性モデル、制約条件、評価指標を共通化しなければならない。評価指標には推進性能、構造重量、信頼性、耐久性、コスト、運用性、整備性などがあり、これらの多目的最適化問題として扱う必要がある。特に、スペースプレーンは加速機であるため燃料重量とエンジン重量の比が1：1に近く、推進性能と構造重量のトレードオフが重要となる。

#### 条件2：各候補の最適設計を行った上で比較する

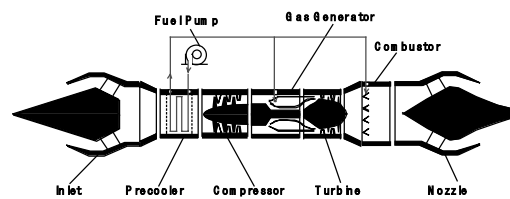
設計パラメータの最適化を伴わない比較は、選定の根拠とはならない。全てのエンジン形式をベストの性能で比較する必要がある。

#### 条件3：機体設計や飛行経路と同時に最適化する

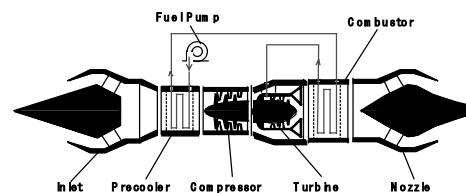
極超音速領域では、推進/機体/軌道の相関が複雑かつ感度大となる。また、加速機であるがゆえに明確な設計点を定めることが難しい。スペースプレーンが離陸してから帰還するまでのトータル性能で評価する必要がある。

スペースプレーンのシステム最適設計に関する従来の研究例は、推進系モデルを固定して飛行経路を最適化したケース [6]、もしくは飛行経路や設計パラメータを固定してエンジン形式を比較したケース [7] がほとん

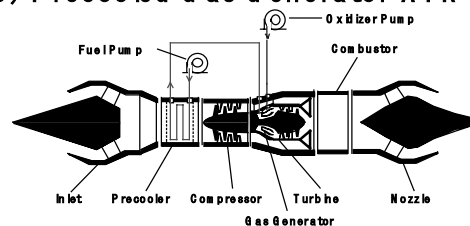
### (1) Precooled Turbojet



### (2) Precooled Expander ATR



### (3) Precooled Gas Generator ATR



### (4) Turboram jet

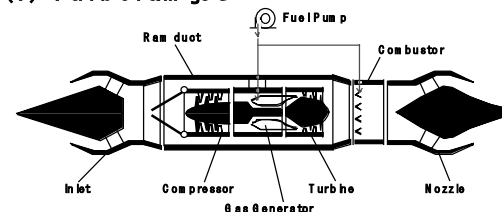


図3 エンジン形式の候補

どであり、条件1～3を全て満足するような例は少ない。

2.2. 設計コードの構成

2.1節で示した条件1～3を満足させるためには、エンジン形式、エンジン設計変数、機体設計変数、エンジン制御量の履歴、機体制御量の履歴を同時に最適化するのが理想である。しかし、この方法は計算負荷の面から非現実的と考えられる。そこで本論文では、簡略化された（一定動圧軌道を飛ぶものとして最適制御は行わない）軌道計算コードと、コンポーネントレベルの状態までシミュレートする厳密なエンジン性能計算コードを組み合わせ、エンジン形式と推進/機体/軌道の設計変数を同時に最適化する手法をとる。評価指標にはペイロード比、すなわちオービターのペイロード重量とTSTOの離陸重量の比を用いる。第4図に設計コードの構成を示す。

(1) 飛行計画

与えられた離陸マッハ数、初期経路角、動圧制約、オービター分離条件、帰還巡航条件をもとに、ブースターの飛行経路（目標速度と高度の履歴）を作成する。

(2) ブースター推進性能計算

与えられたエンジン形式、エンジン設計パラメータ、飛行速度/高度履歴をもとに、エンジン推力と比推力の履歴を作成する。

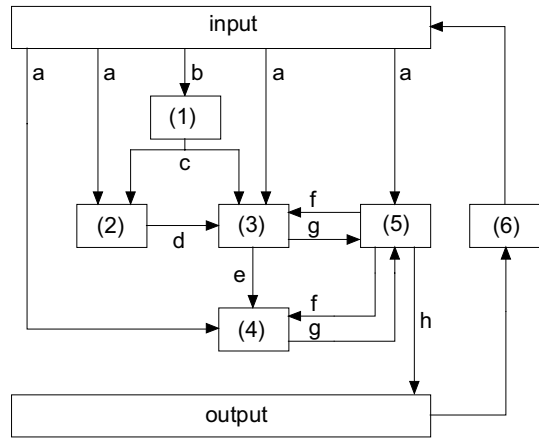
第5図に推進性能計算コードのフローを示す。これは、複合サイクルエンジンの冗長システムとなっており、選択要素と必須要素から構成されている。候補となるエンジン形式は、選択要素の有無（離散変数）によって表現することができる。例えば、予冷ターボジェットは、ラムダクト、酸素供給系、ガスジェネレータ(B)、タービン(B)(C)(D)を停止することで表現できる。離散変数に対応した最適化アルゴリズムを適用することで、エンジン形式とエンジン設計パラメータの同時最適化が可能になる。

推進系の等式制約条件は、流量保存、圧力バランスなど合計8個、不等式制約条件は温度制約、周速限界など合計9個ある。回転数や各部燃料流量などの制御量を求める手法として、エラーマトリクス法を用いる。

エンジンの要素モデルとしては、インテーク全圧回復特性、インテーク流量捕獲特性、圧縮機作動線、圧縮機効率特性、タービン効率特性、ポンプ揚程特性、ポンプ効率特性、熱交換器温度効率、熱交換器圧損、ノズル推力効率、エンジン外部抵抗係数などがある。これらについては、宇宙科学研究所で実施された予冷エキスパンダーATRエンジンの地上燃焼試験[8]や要素風洞試験[9]、CFD計算[10]などから得られたデータを元に、それぞれモデル化[11]している。

(3) ブースター軌道計算

与えられた飛行高度/速度/推力/比推力履歴、初期重量、機体全長をもとに飛行シミュレーションを行い、離



- (1) Trajectory Design
(2) Booster Propulsion
(3) Booster Flight Simulation
(4) Orbiter Flight Simulation
(5) Mass Estimation
(6) Optimization
a: Designs
b: Mission, Designs
c: Altitude, Velocity
d: Thrust, Isp
e: Staging Condition
f: Vehicle Length, Initial Mass
g: Fuel Mass
h: Payload Ratio

図4 設計コードの構成

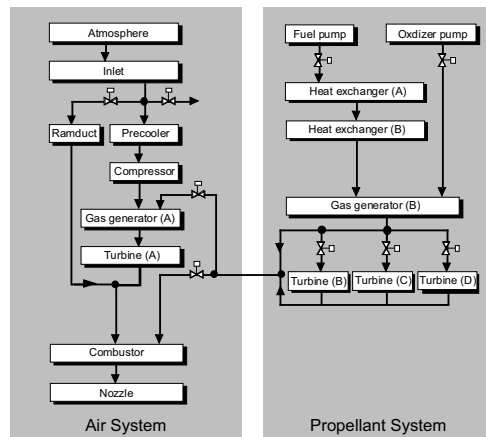


図5 推進系フロー図

陸からオービター切り離しまでの加速上昇フェイズ、および射点に帰還するまでの巡航フェイズに消費する燃料重量を計算する。ただし、簡単化のため、オービター分離過程や減速過程における燃料消費については無視する。

クロスレンジ方向の運動を考慮せず、二次元の機体運動方程式を用いる。機体を質点として考え、飛行迎角を制御量とする。機体の揚力係数傾斜と零揚力抵抗係数のモデルを第6図に示す。FESTIP計画におけるTSTO初段、航空宇宙技術研究所提案のスペースプレーン第0次形状 [12]、General Dynamics社提案の極超音速機 [13] の空力特性データを用い、平均的なモデルを作成した。

#### (4) オービター軌道計算

切り離し点からペイロード投入までの軌道計算を行い、オービターの消費燃料重量を計算する。

運動方程式および空力モデルは、ブースターと同じものを使用する。推進系には一定推力/比推力のロケットを用いる。燃料消費を抑えるため、ダイレクトアセントではなくコースティングを行うものとする。

#### (5) 重量評価

機体/エンジンの設計パラメータから構造重量を計算し、消費燃料重量と合わせて、初期重量と機体全長を計算する。(3)、(4)で仮定した値と一致するまで、繰返し計算を行う。

機体重量モデルとして、HASA [14] を使用した。また、コアエンジンの重量モデルとして、NASAの文献 [15] を使用した。これらは、既存航空機の実績データを利用した統計的な手法である。インテークやノズルなど新規開発の要素については、統計的手法が適用できないため、耐圧を考慮した解析的な重量モデルを使用した [16]。

#### (6) 最適化計算

エンジンのシステム設計では、タービン段数や圧縮機段数、エンジン形式など、離散量を設計パラメータとして持つ。離散変数と連続変数が混在する問題であるため、修正許容方向法や逐次2次計画法などの勾配法を適用することができない。このため、本手法では遺伝的アルゴリズム (GA) を適用する。しかし、基本的には関数最適化問題であることを考え、遺伝形質の表現として実数値をそのまま用いる実数値GAを用いる。

スペースプレーンの最適設計問題では、変数間の相関が強く、解空間は尾根を持つ構造をとると考えられる。稜線方向の探索能力を強化し、局所探索能力を改善するため、交叉方法として小野らによって提案された単峰性正規分布交叉を採用する [17]。これは、両親を結び軸のまわりに正規分布に従って子を生成する手法で、主軸方向の標準偏差に両親の間のユークリッドノルムを用いる。正規分布の中心は、両親の遺伝形質ベクトルの平均値とする。主軸と垂直方向の標準偏差には、両親とは別に母集団からランダムに選択された個体 (第三親) と主軸とのユークリッドノルムを用いる。Pを親の遺伝形質ベクトル、 $e_1$ を主軸の単位ベクトル、 $e_i$ を主軸と直交する基底ベクトル、Nを正規乱数、 $\sigma$ を標準偏差とすれば、生成される子の遺伝形質ベクトルCは、第1式で計算できる。

$$C = \frac{P_1 + P_2}{2} + N(0, \sigma_1^2) e_1 + N(0, \sigma_2^2) \sum_{k=2}^n e_k \quad (1)$$

本研究では、ペイロード比を評価指標としているが、設計パラメータの組み合わせによってはミッションの達成が不可能となり、初期重量が評価できない場合がありうる。これらの個体を除去してしまうと、それが持つ優れた形質が失われてしまう。その形質が復活するには、突然変異頼みになってしまい、ランダムサーチの性質が強くなる。世代交代モデルの改良方法として、佐藤らによって提案された、MGG (Minimal Generation Gap) [18] を採用する。このモデルでは、母集団の中から2個体を両親として取り出し、交叉を行って複数の子を生成させる。親

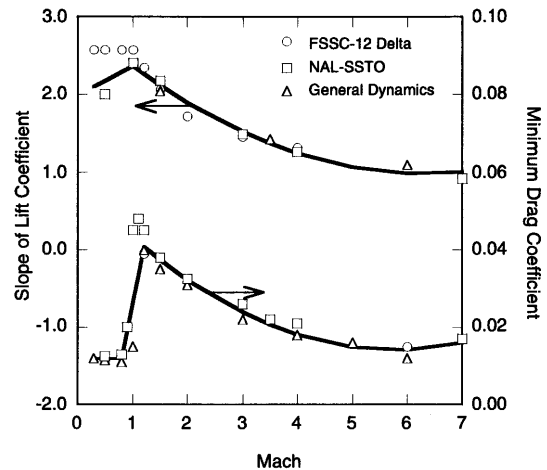


図6 空力特性モデル

と子から構成される集団の中から適応度の高い2個体を選択し、母集団に返す。以上を1世代として計算をすすめていく。通常の世代交代モデルに比較して、世代間の連続性が高く、少ない母集団数でも形質の多様性が維持されやすいのが本手法の特長である。

### 3. エンジンシステムの最適化

2.2節で述べた設計コードを用い、ペイロード比を評価関数として、エンジン形式と推進/機体/軌道の設計パラメータを同時に最適化する。赤道上射点から高度400kmの赤道面上円軌道に10Mgのペイロードを投入するミッションについて検討を行った。

#### 3.1. 設計変数

予め設計変数の全体システムに対する感度を調査し、最適化対象とする変数の選定を行った。第1表にエンジン、機体、軌道の最適化変数を示す。合計点数は20点である。

ブースターに搭載するエンジン基数は、整備性を考慮し最大8基とした。

#### 3.2. 設計コードの構成

第2表に、温度制約、周速制約、翼面荷重制約の設定値を示す。予冷器の伝熱管はステンレス製とし、900Kを温度限界に設定した。燃焼器内部熱交換器の伝熱管はNi系の耐熱合金製とし、1200Kを温度限界とした。タービンは冷却技術を駆使することで1700Kを入口温度限界とした。また、圧縮機はTi合金製とし、720Kを出口温度限界としている。

#### 3.3. 統合最適化計算の結果

設計変数の数を同じにしたテスト問題（自乗和の最小化）を用いてGAパラメータを以下のように設定し、最適化計算を行った。

- 世代交代数：300
- 交叉数：20
- 個体数：20
- 突然変異率：0.05

第7図に評価関数の履歴を示す。ペイロード比は最良個体で3.2%まで向上した。第8図に離散変数の収束過程を示す。第9図に連続変数の収束過程の例として、予冷器と燃焼器の伝熱面積の履歴を示す。連続変数の母集団における平均偏差は300世代後に定義域の3%以内におさまった。

最適化計算の結果、6段圧縮機、2段タービンの予冷ターボジェットを採用したケースが最もペイロード比が大きくなった。また、最適な飛行動圧は46kPa、最適な切り離しマッハ数は6.1となった。機体翼面積は翼面荷重制約を満たす最小値が最適となった。

表1 最適化変数一覧

要素	最適化変数	
軌道	飛行動圧制限	
	帰還巡航速度	
	帰還巡航高度	
機体	オービター分離速度	
	ブースター翼面積	
	オービター翼面積	
推進	目標当量比 (加速上昇フェイズ)	
	目標当量比 (帰還巡航フェイズ)	
	エンジン形式	離散値
	インテーク入口面積	
	圧縮機段数	離散値
	圧縮機チップ径	
	ラムモード移行速度	
	タービン(A)段数	離散値
	タービン(A)チップ径	
	タービン(B)段数	離散値
	タービン(B)チップ径	
	ガスジェネレータ目標燃焼温度	
	燃焼器内部熱交換器伝熱面積	
	予冷器伝熱面積	

表2 不等式制約条件一覧

要素	制約条件	限界値
機体	翼面荷重 [kPa]	< 6.0
圧縮機	修正周速 [m/s]	< 400
	機械周速 [m/s]	< 350
	出口空気温度 [K]	< 720
タービン	入口温度 [K]	< 1700
燃料ポンプ	機械周速 [m/s]	< 450
酸化剤ポンプ	機械周速 [m/s]	< 450
燃焼器	出口冷媒温度 [K]	< 1200
予冷器	出口冷媒温度 [K]	< 900

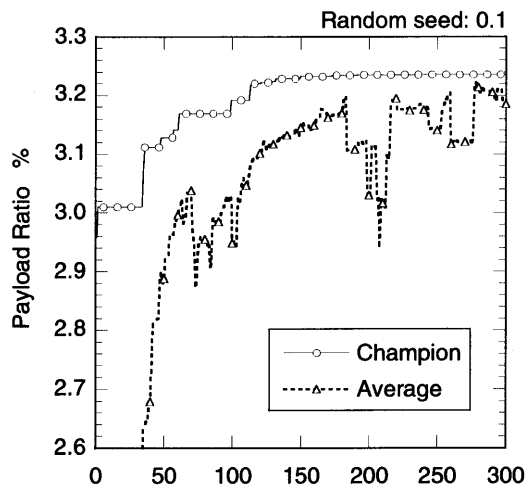


図7 評価関数の履歴

### 3.4. 計算結果の検証

統合最適化計算は、ランダムシードを変更して10回試行した。第8図に示した結果は、10回の平均履歴である。離散変数のうち、エンジン形式、圧縮機段数は全ての試行において同じ値に収束したが、タービン段数については1回だけ1段が最適であるという判断がなされた。これは、予冷ターボジェットの場合、タービン段数の感度が圧縮機段数の感度に比べて低いためであると考えられる。

また、離散変数を固定し、連続変数のみを最適化した結果を第10図に示す。最大のペイロード比を示したのは6段圧縮機、2段タービンの予冷ターボジェットであり、これは3.3で示した統合最適化計算の結果と一致している。また、他の離散変数の最適値もほぼ同じ結果が得られた。これから、GAを用いてエンジン形式と設計パラメータを同時に最適化する手法の妥当性が確認できた。

### 4. エンジン形式の評価と改善法

第11図に比推力、比スラストについて4つのエンジン形式を比較した結果を示す。また、第3表に主要設計パラメータと重量内訳の比較を示す。全て各エンジンのチャンピオンデータでの比較である。機体の離陸重量を比較すると、予冷ターボジェットに対してエキスパンダーATRは12%、ガスジェネレータATRは10%、ターボラムジェットは3%大きくなっていることが分かる。

#### 4.1. ATRの問題点

予冷エキスパンダーATRの燃料は、ターボポンプで加圧されたのち、コアエンジン上流と下流に設置された2つの熱交換器で加熱され、タービンを駆動したあと、燃焼器に噴射される。コアエンジンの上流に置かれた熱交換器を予冷器、下流におかれたものを燃焼器内部熱交換器と呼ぶ。予冷器は空気と液体水素を熱交換させ、内部熱交換器は燃焼ガスと水素ガスを熱交換させる。第12図にエンジン各部の温度履歴を示す。ただし、温度は各コンポーネントの出口で定義している。エンジンに流入する空気の温度は地上静止状態の常温から、マッハ6で飛行中の1650 Kまで大きく変化する。エンジンの空気流量はほぼ一定なので、予冷器への入熱量は飛行速度とともに増大していくことになる。それに対して、冷媒温度は構造材の温度限界によって1200 Kが上限値となっており、燃焼器内部熱交換器が

利用できる温度落差は徐々に減っていく。高速飛行時での過大な入熱を処理するためには、冷媒流量を増やすことで対処するしかない。第13図に示すようにマッハ6以上では当量比が3以上になり、結果として比推力がロケッ

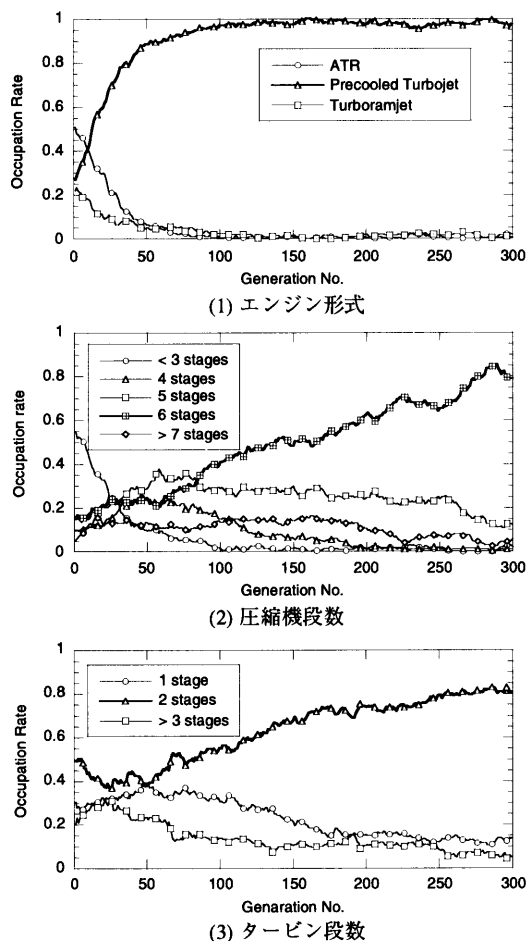


図8 離散変数の収束過程

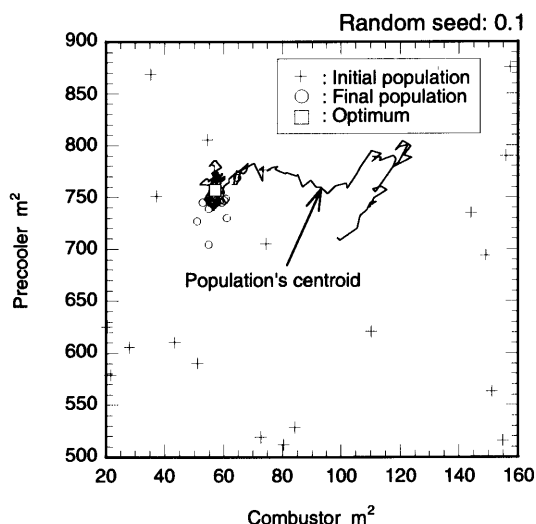


図9 連続変数の収束過程

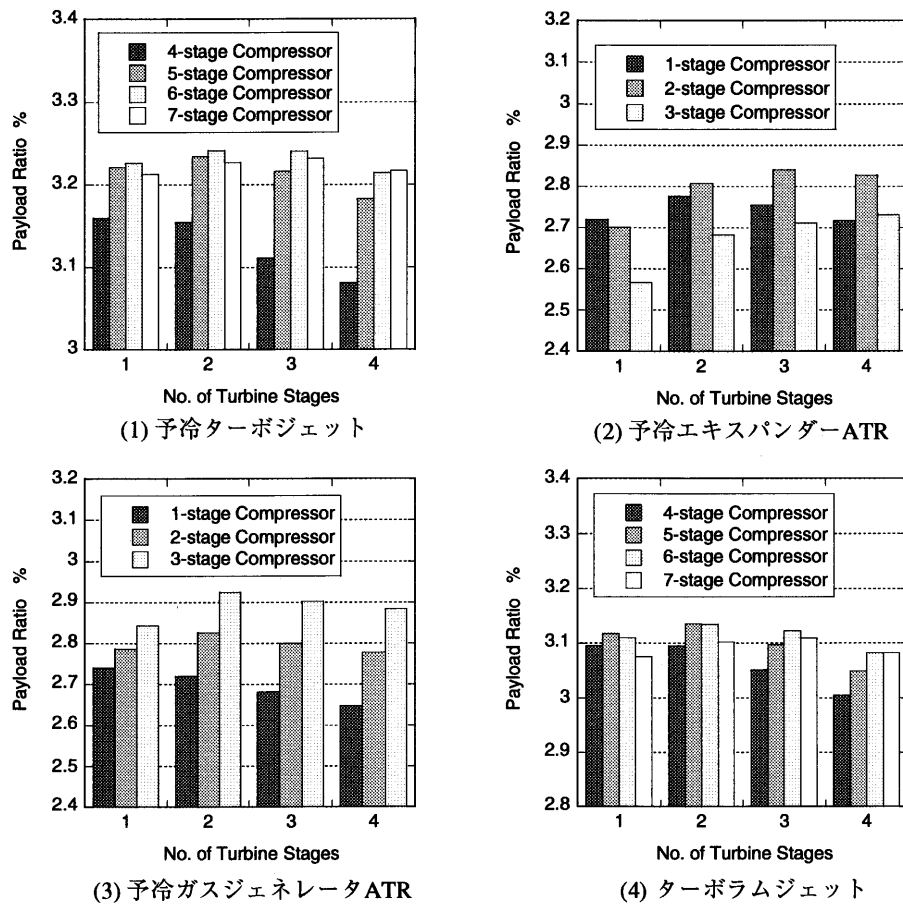


図10 エンジン形式とターボ段数の感度

表3 計算結果一覧

	予冷ターボ ジェット	エキスパンダー ATR	ガスジェネレータ ATR	ターボラム ジェット
圧縮機段数	-	6	2	3
タービン段数	-	2	3	2
燃焼器伝熱面積	m <sup>2</sup>	63	128	*
予冷器伝熱面積	m <sup>2</sup>	762	873	866
圧縮機径	m	1.25	1.38	1.37
タービン径/圧縮機径	-	0.65	0.85	0.84
インテーク入口面積/圧縮機入口面積	-	3.49	3.44	3.29
目標当量比 (加速上昇フェイズ)	-	0.98	0.99	1.00
目標当量比 (帰還巡航フェイズ)	-	*	*	*
ガスジェネレータ目標燃焼温度	K	*	*	1120
ラムモード移行速度	Mach	*	*	*
オービター分離速度	Mach	6.11	6.14	6.13
飛行動圧制限	kPa	46.3	46.2	48.7
帰還巡航動圧	kPa	10.2	10.1	12.0
帰還巡航高度	km	29.3	26.5	30.0
翼面荷重	kPa	6.00	6.00	6.00
機体構造重量	Mg	63.5	73.9	67.1
推進系重量	Mg	59.8	70.6	62.9
推進剤重量	Mg	56.2	79.7	84.8
オービター重量	Mg	129.1	128.0	128.3
離陸重量	Mg	308.6	352.2	343.2



トとあまり変わらないレベルまで減少する。高速飛行時の比推力低下は、熱交換器の伝熱面積を小さくすることで対処できる。しかし、内部熱交換器の伝熱面積を小さくすると低速飛行時のタービン入口温度が低下するため、同じ圧縮機仕事を得るにはより多くの燃料をタービンに供給しなければならない。また、予冷器の伝熱面積を小さくすると、圧縮機出口空気温度の制約（720 K以下）が有効となり、高速飛行時の比推力が低下すると共に、中間冷却効果の低下や空気密度の低下によって低速飛行時の比推力および推力が低下する。つまり、エアブリージングエンジンのエキスパンダサイクルは、ロケットエンジンのエキスパンダサイクルと異なり、入熱量が飛行中に大きく変化することが弱点となっている。

第14図に燃焼器の温度制約条件を変更し、タービン入口温度を1200 Kから1700 Kまで変化させたときの感度を示す。もし内部熱交換器に耐熱複合材を適用し冷媒温度の上限値を1700 Kにできれば、離陸重量を7.6%削減することが可能である。ただし、実際に複合材を適用するためには材料の加工性向上や冷媒の漏洩防止などの技術課題をクリアする必要がある。なお、ガスジェネレータATRの場合は、タービン入口温度を1120 Kより上げると酸化剤消費量が増大し、離陸重量はかえって増大する。従って、複合材の適用による性能向上は期待できない。

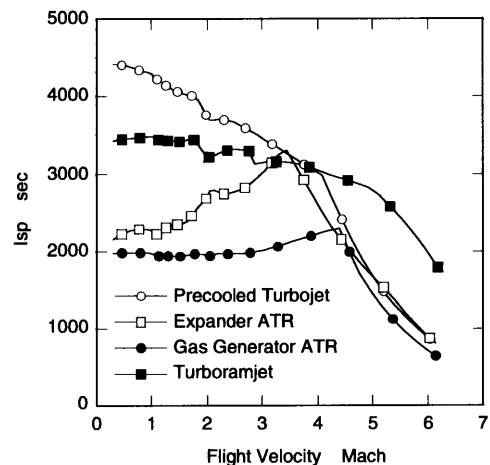
また、熱交換器の熱負荷を制御できれば、エアブリージングエキスパンダサイクルを改善できる可能性がある。

(1) 複合ATR

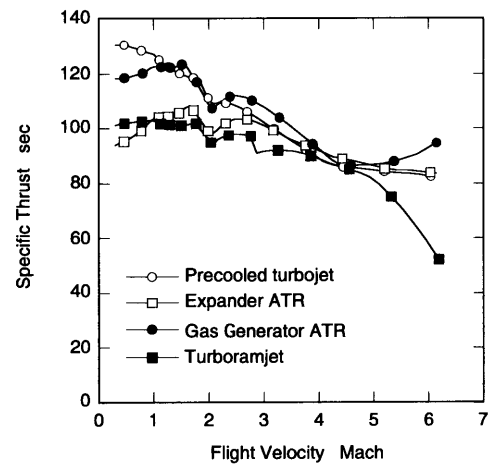
ガスジェネレータサイクルとエキスパンダサイクルを複合させ、互いの欠点をカバーする案である。酸素供給系とガスジェネレータを追加するかわりに燃焼器内部熱交換器をできるだけ小さくし、高速飛行時の熱負荷を軽減する。低速飛行時で足りない熱量はガスジェネレータで補うことになる。高速域では予冷器への入熱のみでターボ系を駆動できるため、酸素を供給する必要はなくなる。これによって離陸重量を5.8%削減することが可能である。

(2) 再燃ATR

燃焼器内部熱交換器の下流に、再燃器を置く案である。タービンを出た燃料は、主燃焼器と再燃器に分配供給される。主燃焼器に供給される燃料流量は、内部熱交換器の冷媒温度が1200 K一定になるように制御される。余った燃料は、再燃器で燃焼させる。熱交換器を熱防護するための余分な冷媒が不要となるため、比推力を大幅に改善すること



(1) 比推力



(2) 比スラスト

図11 評価関数の履歴

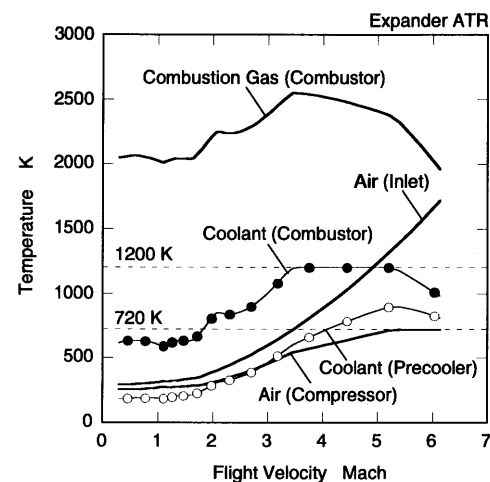


図12 エクスパンダーATRの温度履歴

ができる。これによって離陸重量を5.1%削減することが可能である。

#### 4.2. ターボラムジェットの問題点

ターボラムジェットは、流路内部に熱交換器を持たないため、熱防護要求による余分な燃料消費が必要ない。従って常に当量比1での作動が可能となり、予冷エンジンに比べて高い比推力を維持できる。このため、燃料消費量は全候補中で最も少ない。しかし、低マッハ数においてターボラムジェットの比推力は予冷ターボジェットより小さくなっている。この理由として、次の3つが考えられる。

##### (1) 最適な圧縮機段数が1段少ない

圧縮機出口温度制約が有効になるマッハ数でターボを閉鎖しラムモードに切り替えるのが最適なため、段数の多い圧縮機ではターボモードのレンジが減少し、全体性能が低くなる。従って、圧縮機的设计圧力比が予冷ターボジェットより低くなる。

##### (2) 修正周速が低い

予冷ターボジェットでは、エンジン入口温度が大気温度より80 K程度低くなっており、機械周速の制約(350 m/s)ではなく修正周速の制約(400 m/s)が有効となる。しかし、予冷を行わない場合は機械周速の制約が先に有効になるので、予冷ターボジェットに比べて修正周速は低い。圧縮機の圧力比は修正周速の関数であるから、ターボラムジェットは予冷ターボジェットより設計(最大)圧力比が低くなる。

##### (3) 中間冷却効果

予冷ターボジェットでは、圧縮機を通過する空気温度が低いいため、同じ圧力比と効率での温度上昇、すなわち圧縮機仕事が、ターボラムジェットより少なくなる。この結果、タービンでの圧力降下が減少し、ターボラムジェットよりエンジン圧力比が大きくなる。

総合的な燃費性能で比較すると、ターボラムジェットエンジンは非常に高性能のエンジンであり、4候補の中では消費燃料が最も少ない。しかし、ラムダクトや大きなターボ機械の重量ペナルティによってペイロード比は予冷ターボジェットより低くなっている。

## 5. 結 論

(1) 複合サイクルエンジンの統一的な最適化手法を提案した。遺伝的アルゴリズムを適用することで、エンジン形式の最適化が可能であることを示した。

(2) 二段式スペースプレーンをモデルケースとし、TBCCエンジンの中では予冷ターボジェットが最も有望であることを定量的に明らかにした。

(3) ATRエンジンの弱点を明らかにするとともに、それを改善するための提案(熱負荷の制御)を行なった。

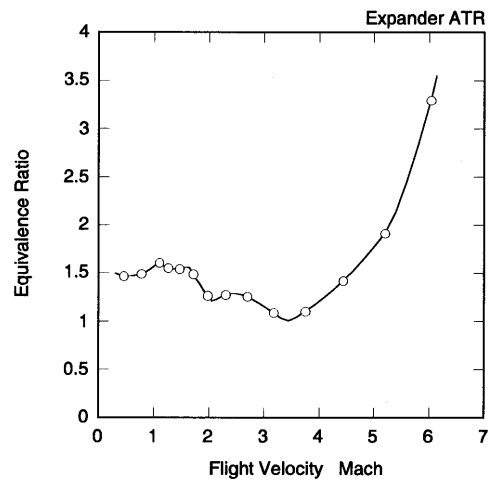


図13 エクスパンダーATRの当量比履歴

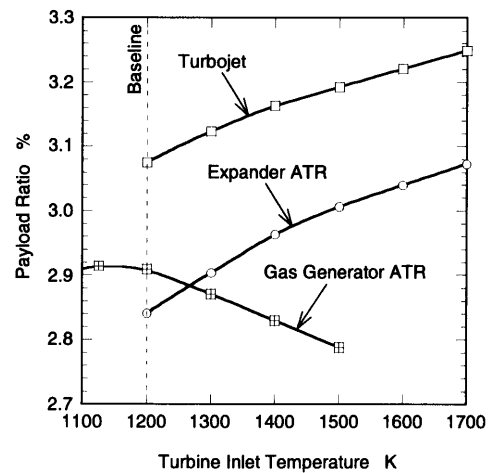


図14 温度制約の感度

## 参考文献

- [1] J. Hopkins: Selection of Lockheed Martin's Preferred TSTO Configurations for the Space Launch Initiative, 53rd IAC, IAC-02-V.4.03, 2002
- [2] Stephen A. Cook, Uwe Hueter: NASA's Integrated Space Transportation Plan - 3rd Generation Reusable Launch Vehicle Technology Update, 53rd IAC, IAC-02-V.5.01, 2002
- [3] F. Deneu, et al: Promising Solutions for Fully Reusable Two-Stage-To-Orbit Configurations, 53rd IAC, IAC-02-V.4.01, 2002
- [4] H. Taniguchi, et al: R&D Status and Future Plan of the Japanese Reusable Launch System, 23rd ISTS, ISTS2002-o-1-4v, 2002
- [5] 梶昭次郎：未来航空機のエンジンの展望，日本航空宇宙学会誌，40（1992），pp. 239-248.
- [6] 鈴木真二：軌道最適化問題の新たな展開，日本航空宇宙学会誌，47（1999），pp.106-111.
- [7] 田口秀之，二村尚夫，柳良二：二段式スペースプレーン用空気吸込み式エンジンの比較検討，第40回航空原動機・宇宙推進講演会講演集，2000，pp.233-238
- [8] Sato, T., et al.: Development Study on ATREX Engine, IAF-98-S.5.01, 1998
- [9] 小島孝之，佐藤哲也，棚次巨弘：ATREXインテークの研究開発，第40回航空原動機・宇宙推進講演会講演集，2000，pp.263-268.
- [10] 小林弘明，棚次巨弘：数値シミュレーションによる超音速インテークの性能予測，第39回航空原動機・宇宙推進講演会講演集，1999，pp.359-364.
- [11] Kobayashi, H., Tanatsugu, N.: Optimization Method on TSTO Spaceplane System Powered by Airbreather, AIAA 2001-3965, 2001
- [12] 渡辺重哉，穂積弘一，吉沢昭，小山忠勇，津田尚一：スペースプレーンの極超音速空力特性試験（その1）第0次形状，NAL TR-1186, 1992
- [13] Chaput, A. J.: Preliminary Sizing Methodology for Hypersonic Vehicles, AIAA-87-2954, 1987
- [14] Harloff, G. J., Berkowitz, B. M.: HASA-Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles, NASA CR-182226, 1988
- [15] Sagerser, D. A., Lieblein, S., Klebs, R. P.: Empirical Expressions for Estimating Length and Weight of Axial-Flow Components of VTOL Powerplants, NASA TM X-2406, 1971
- [16] 小林弘明：二段式スペースプレーンのシステム統合設計に関する研究，東京大学大学院博士論文，2001
- [17] Ono, I., Kobayashi, S.: Real-coded Genetic Algorithm for Function Optimization Using Unimodal Nomal Distribution Crossover, Proceeding of 7th International Conference on Genetic Algorithms, 1997, pp.246-259
- [18] 佐藤浩，小野功，小林重信：遺伝的アルゴリズムにおける世代交代モデルの提案と評価，人工知能学会誌，12（1997），pp.734-744