

ATREXエンジンの飛行性能について

小林 弘明*・佐藤 哲也*・棚次 亘弘*

Performance Assessment of Flight-type ATREX Engine

By

Hiroaki KOBAYASHI*, Tetsuya SATO*, Nobuhiro TANATSUGU*

Abstract: In this paper, specification for TSTO spaceplane powered by airbreathing engines is presented. A Multi-criteria Trade-off Analysis (MTA) of Turbine Based Combined Cycle (TBCC) engines was made to estimate the performance of an flight-type engine under the current level of technology. The cycle analysis has been performed after all the component models are reviewed. The flight-type ATREX engine can meet all demands from the TSTO spaceplane but Isp. The following calculation results showed the possibility of ATREX engine providing higher Isp by improving the performance of some components.

1. 背景

我が国では、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、初段ブースタにTurbine Based Combined Cycle (TBCC) エンジンを導入し、上段オービタ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 [1]。空気吸い込み式エンジンを導入する利点として、エンジン比推力が高いことがあげられ、その結果、構造に重量を配分できる上、射点にフライバックすることが可能となる。さらに、エンジンの最高圧力、最高温度がロケットと比較して低いため、安全性、信頼性を改善する可能性をもつ。また、航空機と同様に水平離着陸形態をとりやすく、運用性が高い。このような利点は多いが、宇宙輸送機へ適用するためには、より厳しい飛行環境に耐えるために解決しなければならない技術課題が多い。

本論文では、初段ブースタの推進系に対する基本的な要求仕様を明らかにするとともに、その有力候補と考えられているATREXエンジンの性能検討を行う。可能な限り地上燃焼試験や風洞試験の結果を用いて精度を高めた要素

*宇宙科学研究所

特性モデルを組み合わせ、エンジン全体の推力性能を評価する。さらに、得られた性能予測結果を要求仕様と照らしあわせ、目標達成に必要な技術課題の洗い出しを行う。

2. TSTOスペースプレーンの仕様

本検討では、TSTOスペースプレーンの基本的な仕様（運用方法、飛行環境、機体規模）について、以下のよう

に設定した。

- ・初段ブースター、上段オービターともに完全再使用とし、ペイロード 3 MgをLEOに投入する [1]
- ・機体全長 60 m、離陸重量 180 Mg（大型民間輸送機とほぼ同規模で、通常の空港を使用可能）
- ・揚抗比 3.5（上段オービター分の抵抗を考慮し、Concordeの約 50%とする）
- ・上段Staging Mach数 6.0、Staging高度 27 km
- ・飛行動圧 50 kPa（離陸直後を除く）
- ・平均加速度 0.3 G（航空機と同程度の加速度環境とする）
- ・重量配分：第1表に示すTSTOスペースプレーン検討例の平均的な値を採用し、エンジンと推進剤の合計で 40%、機体やサブシステムで 20%、上段オービターを 40%とする

表1 TSTOスペースプレーンの重量配分例 [2], [3], [4]

		Saenger [Weingartner, 1993]	Japanese-TSTO (1) [Kobayashi, 2001]	Japanese-TSTO (2) [Taguchi, 2000]	Japanese-TSTO (3) [Tsuchiya, 2001]	FSSC-12 [ESA, 1999]
Staging Velocity	Mach	6.8	6.1	6.0	6.0	4.0
Total Take-off Weight	Mg	406	352	350	300	431
Weight Breakdown						
(1) Payload (Orbiter)	%	28	36	39	36	46
(2) Propulsion	%	14	20	31	23	10
(3) Propellant	%	29	23	11	19	11
(4) Airframe & Misc.	%	29	21	18	22	33

3. 空気吸い込み式エンジンに対する要求仕様

上記のTSTOスペースプレーンに搭載するエンジンの仕様について、以下のよう

3.1. エンジン形態

本論文では、TBCCエンジンの一種である、空気予冷却式ATREXエンジンについて検討を行う。このエンジンは、ロケットエンジンと同じエキスパンダーサイクルを構成し、タービンを高温水素ガスで駆動する。他のTBCCエンジンに比べて構造の簡易性/軽量性の点で優れており、推進機関としての信頼性も高いと考えられている。また、地上燃焼試験による総合システム実証が既に行われているという経緯もあり、開発リスクの低減が期待できる。

3.2. エンジン推力

スペースプレーンのオペレーションコスト低減のため、エンジン基数の最大値を 8 基とする。機体の揚抗比を 3.5 と設定したことから、空気抵抗による加速度損失は約 0.3 Gとなる。スペースプレーンの平均加速度 0.3 G と合わせて、エンジンが発生すべき推力加速度は 0.6 Gとなる。180 Mgの機体に対して推力加速度 0.6 G以上を与えるためには、エンジン 1 基あたり約 140 kNの推力を発生させる必要がある。これは、SR-71用J 58-Pエンジンと同程度の値である。また、上段分離点における機速を維持するためには、推力加速度を 0.3 G（空気抵抗による加速度損失）以上にする必要があり、Mach数 6 のエンジン推力は 70 kN以上必要である。

3.3. エンジン規模

ターボジェットエンジンの比スラスト（単位空気流量あたりのエンジン推力）はエンジン圧力比に強く依存し、100 sec~150 secの間の値をとる。エキスパンダーサイクルのため比較的低いエンジン圧力比で作動するATREX

エンジンの比スラストは、110 sec程度となる。140 kNの推力を発生させるためには、最大で130 kg/sの空気流をファンで取り込む必要がある。これはファンのトレンドから見て、サイズ ϕ 1.0 mクラスのファンに相当する。

3.4. エンジン推重比と平均比推力

エンジンの軽量化と燃費の向上は、エンジンにとって相反する要求であり、トレードオフ関係にある。TSTOスペースプレーンを成立させるための要求仕様として、エンジン重量と燃料重量の合計を40%に抑えなければならない。これを達成するためのエンジン推重比 Twr と平均比推力 Isp の目標値を以下のように求める。

平均推力 F 、平均燃料流量 mf 、重力加速度 g 、分離速度 DV 、平均加速度 a 、飛行時間 Dt 、燃料重量 W_{fuel} 、エンジン重量 W_{engine} 、離陸重量 W_{total} とする。燃料重量配分とエンジン重量配分はそれぞれ、

$$W_{fuel}/W_{total} = mfDt/W_{total} = (F/g/W_{total})DV/a/Isp \quad (1)$$

$$W_{engine}/W_{total} = (F/g/W_{total})/Twr \quad (2)$$

スペースプレーンの仕様より $F/g/W_{total} = 0.6$ 、 $DV = 1800$ m/s、 $a = 0.3g$ を代入すると、エンジン重量と燃料重量の合計(%)は、エンジン比推力と推重比に対して、

$$100(367/Isp + 0.6/Twr) \quad (3)$$

となる。(3)式をプロットしたものを第1図に示す。TSTOスペースプレーンの仕様を満足するためには、例えばエンジン推重比を2.7とすると、2070秒の平均比推力を必要とすることが分かる。なお、本論文では、エンジン重量に、極超音速インテークの重量を含めて定義している。

ATREXエンジンの設計は、エンジン重量と比推力を評価関数とする多目的最適化問題として扱う必要がある。(3)式は2つの評価関数の重みを表している。両者の重みは上段分離速度、機体の平均加速度、揚抗比など、機体側の仕様に強く依存する。機体側の仕様変更に対処するため、エンジン側は、エンジン重量と比推力に関するパレート最適解集合を求めておくのが便利である。パレート最適解集合を用いることで、機体側とエンジン側のシステム設計を分離し、作業の効率化を図ることができる。

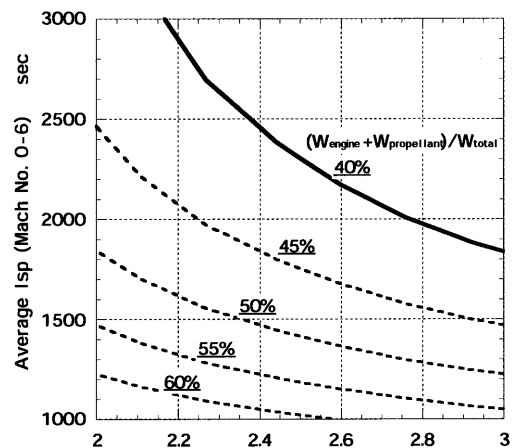


図1 エンジン推重比と比推力

4. 飛行実証用サブスケールエンジンの仕様

将来の実用型エンジンは、ファン直径にして1.0 mの規模になると考えられる。この規模のエンジンを製作するためには、製造設備を新規に建設する必要があり、開発コストが増大する。技術実証の段階では既存の製造設備を可能な限り流用し、開発に伴うリスクを低減するため、まずファン径0.5 mのサブスケール実証エンジンを製作する。このとき、エンジン推力の目標値は35 kNとなる。

エンジン全体重量 W とファン径 D の関係は、基準径を D_0 、基準重量を W_0 とすると(4)式で表すことができる。エンジンを構成する各要素の重量配分によって、 N は2から3の間で変化する。

$$W = W_0 [D/D_0]^N \quad (4)$$

ファン径0.5~1.5 m級軍用TF/TJエンジンのトレンドによれば、 N は約2.3となる。エンジン推力はファン径の2乗に比例することから、エンジンサイズが小さくなるほどエンジン推重比は増大する。例えば、推重比2.7のフルスケールエンジン(ファン径1.0 m)を開発するためには、サブスケールエンジン(ファン径0.5 m)で推重比3.32を達成しなければならない。このとき、インテークを含むエンジン重量の目標値は1076 kgとなる。同規模のファンを持つ軍用ジェットエンジンの重量は400 kg程度であるため、超音速インテークやプリアークラのための重量マージンは十分確保できると考えられる。

5. 飛行実証用サブスケールエンジンの性能予測

5.1. 2段燃焼ATREXエンジン

ATREXエンジンで空気予冷却を行う場合、高温ガス側の温度が飛行速度によって大きく変化することから、熱交換器の熱負荷制御を目的とする2段燃焼サイクルの採用が不可欠になる [5]。大気温度が高くなる高速飛行時は、内部熱交換器上流の燃焼器に供給する燃料流量を減らし、アフターバーナーで主に燃焼を行うことで、冷媒水素に流入する熱量を低減する。

第2図に2段燃焼サイクルの燃料供給系フローを示す。メインタービンとポンプタービンの下流に合流/分岐点を置き、燃焼器とアフターバーナーに供給する燃料水素の流量制御を行う。これによって、タービン駆動水素の配分率と燃料水素の配分率を独立に設定することが可能になり、サイクルの最高性能を引き出すことができる。2段燃焼の燃料配分率の最適制御を行った場合の比推力を、100%燃焼器（内部熱交換器上流）で燃焼させる場合、100%アフターバーナー（内部熱交換器下流）で燃焼させる場合と比較した結果を第3図に示す。なお、この比較では、エンジンの設計変数を等しくしている。これから、メインタービン駆動ガスのバイパス制御が、全Mach数で比推力性能の改善に非常に効果的であることが分かる。

5.2. ATREXエンジンの要素モデル

飛行実証用サブスケールATREXエンジンの性能を予測するため、宇宙研で実際に取得した性能を用いて、要素特性モデルを作成した [5]。モデル化を行った要素は、超音速インテーク、ノズル、ファン、タービン、ターボポンプ、ラム燃焼器、燃焼器内部熱交換器、プリクーラ、外部抗力などである。また、構造重量についてはトレンドを利用した経験式と構造強度を考慮した簡易式を併用して推定した [6]。

5.3. 計算条件

(1) 設計変数

エンジン推力性能、および重量に対する感度が大きく、最適化を要する設計変数は、ファン設計圧力比、タービン設計圧力比、燃焼器内部熱交換器伝熱面積、プリクーラ伝熱面積、熱交換器管径、ファン修正回転数限界の合計6個である。これらの設計変数を、エンジン仕様に関する制約条件（第2表）の元に最適化する。その他の主要設計変数の設定値を第3表に示す。なお、エンジン内部状態量に関する制約条件（温度、流量、周速）については、エラーマトリックス法を用いて収束計算を行う。

(2) 目的関数

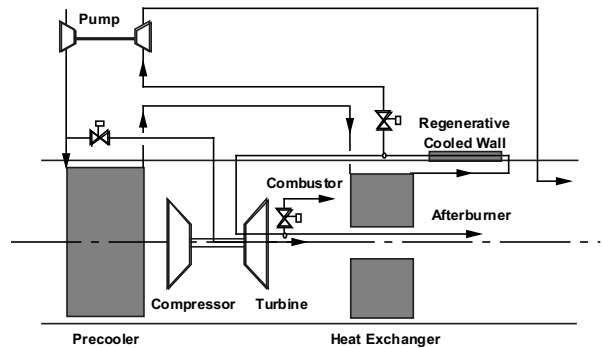


図2 2段燃焼ATREXエンジンの燃料供給系

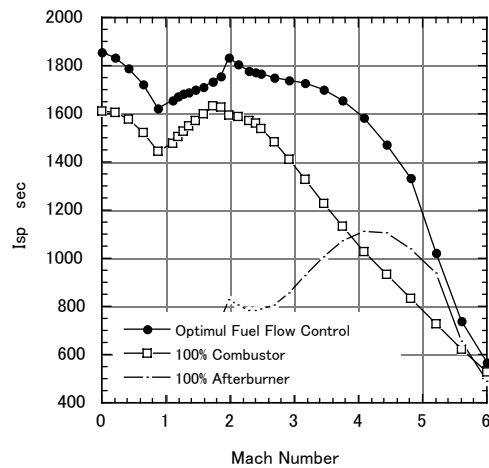


図3 燃料流量制御の効果

表2 不等式制約条件

Item	Requirement
Engine Thrust (Mach 0)	> 35.0 kN
Engine Thrust (Mach 6)	> 17.5 kN
Isp (Minimum)	> 455 sec
Pump Exit Pressure	< 7 MPa

平均比推力 (Mach数 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6 における比推力の算術平均) とエンジン推重比 (離陸推力/エンジン重量) の多目的最適化問題として扱い, ϵ 制約法を用いた. すなわち, 一方の目的関数に目標値を与え, これを等式制約条件として, 他方の目的関数を最大化するような計算を行う. 等式制約条件の目標値をパラメータとして変化させることで, パレート解 (非劣解) 集合を求めることができる.

表3 主要設計変数一覧

項目	単位	設定値
インテーク径	m	0.90
ファンチップ径	m	0.50
メインタービン径	m	0.45
燃焼器径	m	0.75
ポンプインペラ径	m	0.20
ポンプタービン径	m	0.20
ファン段数	-	3
メインタービン段数	-	3
ポンプタービン段数	-	3
再生冷却面積	m ²	5.0
ブリクーラ排除率	%	35
内部熱交換器排除率	%	10
ファン最大修正周速	m/s	440
ファン最大機械周速	m/s	450
ファン出口空気温度限界	K	720
ブリクーラ出口水素温度限界	K	900
内部熱交換器出口水素温度限界	K	1200
タービン入口温度限界	K	1200
ACC密度	kg/m ³	1700
メタルチューブ密度	kg/m ³	7920

(3) 最適化手法

本検討では, エンジニアスジャパン株式会社の統合最適化ソフトiSIGHTを使用して最適化計算を実施した. 不等式, および等式制約条件付きの非線形最適問題となるため, Schittkowski版の逐次2次計画法であるNLPQL法を用いた. 本手法は, 非線形計画法系手法の中で最も精度 (目的関数の近似精度, 制約近傍での探索精度) が高いため, 広く利用されている.

5.4. 最適化計算結果

エンジン比推力の目標値を3.2から3.9まで変化させ, それぞれで平均比推力を最大化するように最適化計算を実施した. 第4図に, 横軸にエンジン推重比, 縦軸に平均比推力をとった平面上におけるパレート解集合と, 第1図の推進系重量配分率 (エンジン重量配分と燃料重量配分の合計) 予測結果を重ねた合わせたものを示す. ただし, エンジン推重比は, ファン径0.5mのサブスケールエンジンに換算してある. なお, 同図には, 同じ要素モデルを使用した予冷ターボジェット (PCTJ) エンジンのパレート解を, 比較のために示している.

この結果から, ATREXエンジンの比推力性能は, エンジン推重比と強いトレードオフ関係にあることが分かる. エンジン推重比に対する要求値を3.9から3.2に下げるこ

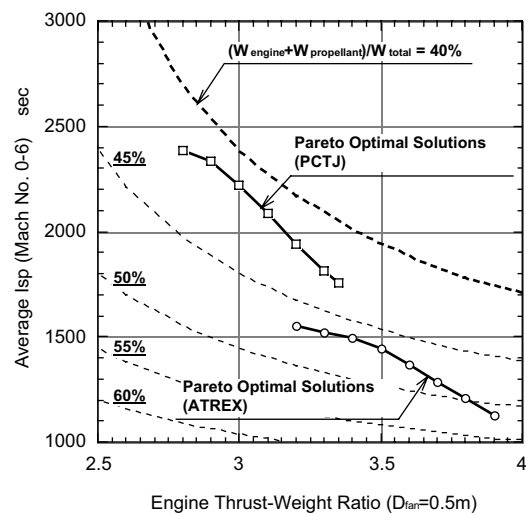


図4 ATREXエンジンのパレート解集合

とで、平均比推力を400秒以上も改善できる。このことは、機体加速度や推進系重量配分の設定次第で、エンジン性能が大きく変化することを示している。推進系重量配分率で評価すると、エンジン推重比3.4、平均比推力1493秒の設計点がほぼ最適であり、47%を実現できることが分かる。二段式スペースプレーンの目標値40%を達成するためには、平均比推力を2000秒以上、すなわち現状に対して約500秒改善しなければならない。一方PCTJエンジンでは、推重比3.0、平均比推力2220秒の点が最適点であり、このときの推進系重量配分率は4.2%となる。PCTJエンジンの場合は、160秒の平均比推力改善で目標値40%の達成が可能である。この結果は、Mach数4以下における両者の比推力性能の差に起因している(第5図)。

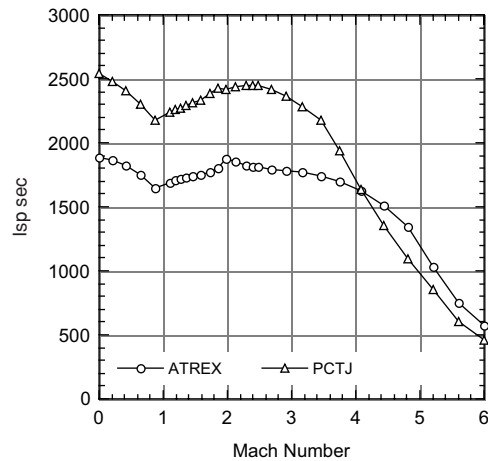


図5 比推力履歴の比較

以上より、ATREXエンジンを構成する各要素の特性改善が必須であることが判明したため、感度解析に基づいて要素特性の目標設定を行った。

6. エンジン要素特性の改善目標

要素特性の感度解析を実施した結果、影響度(要素特性の改善率に対する比推力の向上率の比で定義)が高く、かつ改善の見込みがある4つの特性量(第4表)を選定した。

(1) タービン効率

現状モデルでは、水素タービンの速度比が設計点を大きく外れているため、地上静止条件で24%と評価している[5]。径の拡大や多段化などによる改善の余地はある。ただし、これに伴う重量ペナルティを避けるために、タービンの軽量化を併せて実施しなければならない。

(2) プリクーラ空気側温度効率

現状モデルでは、向流型熱交換器の温度効率の半経験式(Zukauskas)に対して、75%の修正係数を乗じている[5]。伝熱管群配列の最適化を行うとともに、ガイドベーン等により空気の偏流を抑制することで、温度効率改善の余地は十分あると考えられる。

(3) 燃焼器圧力損失

燃焼器、熱交換器、アフターバーナーを合わせた圧力損失として定義する。現状モデルでは地上静止状態で入口圧力の18.8%と、かなり大きく評価している。ミキサーや熱交換器の形態を改善

表4 要素特性量の感度と改善の可能性

コアエンジン要素特性	比推力性能に対する感度	特性改善の可能性
プリクーラ温度効率	大	大
プリクーラ圧力損失係数	大	大
ファン効率	大	小
タービン効率	大	大
燃焼効率	小	大
燃焼器圧力損失係数	大	大
燃料供給系圧力損失係数	小	大

エンジン空力要素特性	比推力性能に対する感度	特性改善の可能性
インテーク全圧回復率	中	不透明
インテーク流量捕獲率	大	不透明
ノズル推力係数効率	大	不透明

表5 特性改善に伴う設計変数の変化

Item	Unit	Baseline ATREX	Improved ATREX
離陸エンジン推重比	-	3.4	3.4
平均比推力	sec	1493	2009
ファン径	m	0.50	0.50
インテーク径	m	0.90	0.90
燃焼器径	m	0.75	0.75
ファン設計圧力比	-	4.00	3.84
タービン設計圧力比	-	7.86	10.00
燃焼器伝熱面積	m ²	21.3	10.4
プリクーラ伝熱面積	m ²	221	191
燃焼器伝熱管径	mm	5.74	6.20
プリクーラ伝熱管径	mm	3.00	3.00
ファン作動回転数限界	%	110	110
M0推力	kN	43.4	39.7
M6推力	kN	21.9	19.2
最大比推力	sec	1855	2753
M6比推力	sec	569	532
ポンプ吐出圧	MPa	7.00	6.37

することで、多少の改善の余地はあると考えられる。

(4) プリクーラ空気側圧力損失

現状では地上静止状態で入口圧力の7.4%と評価している。ATREX-500エンジンで実証試験を行ったプリクーラ形態では、入口空気流速が早いうえに、空気の偏流によって流路の一部に大量の空気が流入するため大きな空気圧損を生じている。プリクーラ内部流路のCFD解析を実施し、入口流路面積の拡大、斜傾タイプ伝熱管配列の採用、ガイドベーン形状の最適化などによって、プリクーラ圧損を低減する余地は十分ある。

いずれの特性量も、単独の改善では目標比推力を達成することは不可能であった。従って、4つの要素特性の改善を積み上げていき、目標達成の可能性について調査した。その結果、例えば、

- ・タービン効率
1.60倍
- ・プリクーラ温度効率
1.20倍
- ・ファン下流空気圧損
0.75倍
- ・プリクーラ空気圧損
0.80倍

表7 エンジン重量配分一覧

Component	Axial Length [m]	Weight [kg]
Inlet	3.15	192.0
Nozzle	1.35	115.0
Fan	0.47	51.2
Turbine	0.38	127.1
Combustor	1.97	97.5
Precooler	2.24	367.1
Pump		31.3
Electronics		15.8
Piping & Valves		77.5
Bolts & Nuts		64.5
Margin		53.7
Sum	9.56	1192.7

とすることで目標比推力2000秒を達成できることが確認できた。設計変数をベースラインATREXと改良ATREXで比較した結果を第5表に示す。要素特性の向上に伴って燃焼器とプリクーラの伝熱面積が減少していること、それによってエンジン重量が減少、必要推力が減少してファン設計圧力比が低下していることなどがわかる。Mach数0

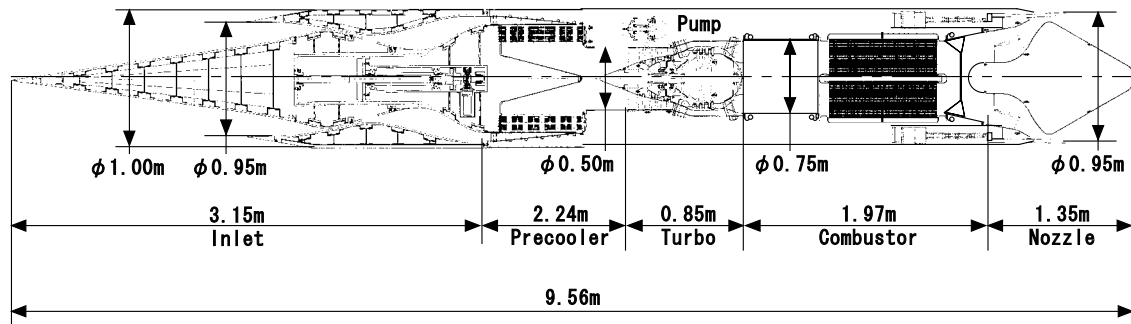


図6 飛行実証用ATREXエンジン

～6における改良ATREXの内部状態量履歴を第6表に示す。エンジン全体の概略図を第6図に、重量配分を第7表に示す。エンジン全体の軸長は9.56m、重量は1193kgとなった。

7. まとめ

サブスケール飛行実証用ATREXエンジンの現状性能と目標性能の比較検討を実施した結果、推力、重量、ポンプ吐出圧、最小比推力については、要求を満足することが確認できた。しかし、平均比推力については、約500秒の改善が必要であることが判明した。要求仕様を満足するための必要条件として、プリクーラ温度効率、タービン効率、空気側圧損に関する改善目標を設定した。

参 考 文 献

- [1] H. Taniguchi, et al: R&D Status and Future Plan of the Japanese Reusable Launch System, 23rd ISTS, ISTS2002-o-1-4v, 2002
- [2] S.Weingartner: Saenger - The Reference Concept of the German Hypersonics Technology Program, AIAA-93-5161, 1993
- [3] H.Kobayashi, et al: Optimization Method on TSTO Spaceplane System Powered by Airbreather, AIAA-2001-3965, 2001
- [4] T.Tsuchiya, et al: An Integrated Optimization for Conceptual Design of Airbreathing Launch TSTO Vehicle, AIAA-2001-1902, 2001
- [5] K. Isomura et al: Performance Assessment of the ATREX Engine with 2-stage Combustion System, AIAA-2002-5150, 2002
- [6] D.A Sagerser, et al.: Empirical Expressions for Estimating Length and Weight of Axial-Flow Components of VTOL Powerplants, NASA TM X-2406, 1971

謝 辞

本研究を行うにあたり、石川島播磨重工業（株）の磯村浩介氏にはエンジン性能モデル構築にあたり、有益な助言をいただいた。また、エンジニアス・ジャパン（株）の増淵正博氏には、iSIGHTを使用して最適化計算を行うにあたり助力をいただいた。ここに謝意を表する。