

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

---

## 宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析

田口 秀之, 二村 尚夫, 柳 良二, 舞田 正孝

2005 年 3 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

正誤表 RR-04-039

訂正箇所	10 ページ 本文 1 ～ 2 行目 下線部削除
誤	最小自乗近似を用いて近似式を作成した。メタンのみ 1 次式、それ以外は、 <u>実在気体効果を反映して 3 次の多項式で近似した。</u>
正	最小自乗近似を用いて近似式を作成した。実在気体効果を反映して 3 次の多項式で近似した。

訂正箇所	28 ページ 本文 7 行目 下線部訂正
誤	比推力が小さい。これは <u>5.1.7</u> で述べた $G_f$ と $G_a$ の違いを
正	比推力が小さい。これは <u>3.1.7</u> で述べた $G_f$ と $G_a$ の違いを

# 宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析\*

田口 秀之\*<sup>1</sup> 二村 尚夫\*<sup>2</sup> 柳 良二\*<sup>2</sup> 舞田 正孝\*<sup>1</sup>

## Performance Analysis of Pre-Cooled Turbojet Engines for Space Planes

Hideyuki TAGUCHI\*, Hisao FUTAMURA\*<sup>2</sup>, Ryoji YANAGI\*<sup>2</sup>, Masataka MAITA\*

### ABSTRACT

The performance of pre-cooled turbojet engines for space planes is analyzed in this study. A program that combines engine performance analysis, flight analysis, and mass estimation is used to determine the payload injection capability of the system. The payload injection capability is then compared to systems with other engines. The pre-cooled turbojet engine has a liquid hydrogen pre-cooler to chill the hot air at high flight Mach number. The engine is considered to be operational up to Mach 6 with existing technologies of supersonic turbojet engines. The engine features high specific impulse and small propellant mass because it uses the air as oxidant. However, both propellant mass and engine mass should be taken into account because the engine mass tends to be much larger than that of rocket engines. A space transportation system with air-breathing engines has a different optimal trajectory than a system with conventional rocket engines, so air-breathing engines and rocket engines cannot be compared in a simple way. It is established that a fuel-rich pre-cooled turbojet engine with an equivalence ratio of nearly 5 is appropriate for single-stage-to-orbit space planes. The combination of a pre-cooled turbojet and a scramjet is proved to provide a larger payload injection capability than the combination of a liquefied air cycle engine and a scramjet.

**Keywords:** Hypersonic, Engine, Engine Cycle, Flight Analysis, Mass Estimation

### 概 要

宇宙航空機（スペースプレーン）に適用することを想定した予冷ターボエンジンの性能を評価することを目的として、エンジン性能解析、飛行解析、および質量推算を組み合わせたペイロード推算方法を構築し、他のエンジン方式との比較検討を行った。予冷ターボエンジンは、高マッハ数で飛行時に高温となる入口空気を液体水素の冷熱で冷却してターボジェットに導入する方式のエンジンであり、既存の超音速ターボジェットエンジンの技術でマッハ6まで作動することが可能と推測されている。同エンジンは酸化剤として空気を利用するため、従来のロケットエンジンに比べて比推力を大きく向上させて、推進薬質量を低減することが可能である。一方、エンジン質量も大きくなるため、両者を考慮した比較検討を行う必要がある。また、従来のロケットと空気吸込式エンジンを備えた宇宙往還機を比べた場合、最適となる飛行経路が異なるために、その優劣を単純比較することはできない。そこで本研究では、宇宙往還機に適用するエンジン方式の比

---

\* 平成17年2月7日受付 (received 7 February, 2005)

\* 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 Space Technology and Aeronautics)

\* 2 総合技術研究本部 エンジン試験技術開発センター (Aeroengine Testing Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

較検討を目的として、エンジン性能解析、飛行解析、および質量推算を組み合わせたペイロード推算方法を構築し、予冷ターボエンジンと他のエンジンとの比較検討を行った。その結果として、単段式スペースプレーンの初期加速に用いる場合は、当量比5程度の燃料過濃作動を適用した予冷ターボエンジンが適していることが示された。また、同エンジンとスクラムジェットを複合したエンジンは、従来検討されてきた空気液化式ロケットエンジンとスクラムジェットエンジンを組み合わせた複合エンジンよりもペイロード打上能力が高くなることが示された。

記 号			
A	面積	$N_c$	修正回転数
A/F	空燃比	O/F	混合比（酸素／燃料比）
AR	アスペクト比	P	全圧
C	遠心力	PALT	高度→静圧変換式
CL	揚力係数	$P_d$	動圧
$CL\alpha$	揚力傾斜	p	静圧
CR	捕獲面積比	Q	発熱量
CT	推力係数	$q_l$	低位発熱量
Cd	抗力係数	$\dot{q}$	熱通過率
Cd0	零揚力・抵抗係数	R	気体定数
$C_p$	定圧比熱	Re	レイノルズ数
c	音速	r	飛行半径
D	抗力	S	面積
d	直径	SF	安全率
ER	ノズル開口比	T	全温
$ER_{max}$	ノズル最大開口比	TALT	高度→静温変換式
F	推力	t	静温
F/A	推力／捕獲面積	th	板厚
FAC	質量係数	V	必要体積
$F_c$	有効推力（音速ノズル）	VR	体積余裕
$F_{cd}$	有効推力（縮小拡大ノズル）	v	速度
G	質量流量	W	重力，重量
Gcc	圧縮機修正流量	w	幅
g	重力加速度	X	水平距離
H	飛行高度（対地高度）	$\alpha$	迎角
HD	必要ヘッド	$\Gamma$	経路角
I	エンタルピー	$\gamma$	比熱比
i	比エンタルピー	$\Delta T_{lmx}$	対数平均温度差
$I_{sp}$	比推力	$\varepsilon_n$	ノズル膨張比
k	誘導抵抗係数	$\varepsilon_{nth}$	ノズル理想膨張比
L	揚力	$\zeta$	圧力損失係数
L/D	揚抗比	$\eta_{ab}$	再熱燃焼器燃焼効率
LD	動力	$\eta_c$	圧縮機断熱効率
l	長さ	$\eta_{hp}$	ポンプ効率
M	マッハ数	$\eta_{mb}$	主燃焼器燃焼効率
m	質量	$\eta_{mc}$	機械効率
N	機械回転数	$\eta_{pab}$	再熱燃焼器圧力損失係数
		$\eta_{pi}$	インテーク全圧回復率
		$\eta_{pmb}$	主燃焼器圧力損失係数

$\eta_t$	タービン断熱効率
$\lambda$	熱伝導率
$\pi$	圧力比
$\rho$	密度
$\sigma_m$	許容応力
$\tau$	時刻
$\phi$	当量比

添 字

0	インテーク入口，飛行状態
1	予冷器入口
2	2段
2	圧縮機入口
3	主燃焼器入口
4	タービン入口
5	再熱燃焼器入口
6	ノズル出口
a	空気
ab	再熱燃焼器
abi	再熱燃焼器入口
abo	再熱燃焼器出口
axo	予冷器出口
c	圧縮機
cd	圧縮機設計
ci	圧縮機入口
co	圧縮機出口
comp	圧縮機
cool	冷却
cp	圧縮機+ポンプ
ct	圧縮機翼端
d	ドーム部
eng	エンジン
f	燃料
ft	燃料タンク
gab	再熱燃焼器燃焼ガス
gmb	主燃焼器燃焼ガス
ie	インテーク有効捕獲
ii	インテーク入口
io	インテーク出口
it	インテークスロート
l	液化器
mb	主燃焼器
mbi	主燃焼器入口
mbo	主燃焼器出口
n	窒素
ncr	ノズル臨界

no	ノズル出口
nt	ノズルスロート
o	酸化剤，酸素
ot	酸化剤タンク
p	燃料ポンプ
pc	予冷器
pctj	予冷ターボエンジン
pi	燃料ポンプ入口
pl	ペイロード
ram	ラムジェットエンジン
re	ロケットエンジン
s	シリンダー部
st	標準大気
suc	抽気
t	タービン
tbi	タービン動翼入口
tc	タービン修正
th	タービン翼根
tj	ターボジェット
tm	タービン平均
tncr	タービンノズル臨界
tno	タービンノズル出口
tnt	タービンノズルスロート
to	タービン出口
tps	熱防護材
tt	タービンスロート
tt	タービン翼端
w	水蒸気
x	予冷器
xi	予冷器入口
xl	予冷器+液化器
xo	予冷器出口

1. はじめに

1.1 研究の背景

宇宙輸送コストの大幅な低減と信頼性の大幅な向上のために，完全再使用型のスペースプレーン（宇宙航空機）の実現が期待されてきた．スペースプレーンを従来のロケットエンジンを使用して成立させるためには，推進薬消費量が多いため，構造質量の大幅な低減が不可欠となる．推進薬の多くは大気中における初期加速時に消費されるため，この領域で高い比推力を発揮する空気吸込式エンジンを大幅な質量増加なしに追加することができれば，スペースプレーンの実現性が高くなると考えられている．

単段式スペースプレーン（図 1.1-1）を実現するために



図 1.1-1 単段式スペースプレーン

は、高比推力の空気吸込式エンジンを用いて推進薬質量を低減することが有効であるが、同時に軌道投入時にも切り離すことができないエンジンの質量を低減することが重要である。マッハ6～12程度的高速大気中においては、軽量耐熱材料と冷却構造が実現されれば、超音速燃焼を用いたスクラムジェットを適用することにより、比較的少ない質量増加で平均比推力を向上できると考えられている。

この場合、低燃焼圧で大型のスクラムジェットの隙間に高燃焼圧で小型のロケットエンジンを搭載して、マッハ0～3程度はロケットエンジンを用いたエジェクターロケット、マッハ3～6程度はスクラムジェットの流路を用いたラムジェットとして作動する、ロケットベース複合サイクルエンジン（RBCC）<sup>1)</sup>が検討されている。このエンジンには、エジェクターロケットの比推力があまり高くないという問題と、ラムジェット作動のための質量増加が大きいという問題があるが、これらに対する詳細な検討結果は示されていない。

マッハ0～6程度の低速大気中において高い比推力を発揮するターボ系エンジン（ターボ・ラムジェット、エアターボ・ラムジェット等）も有望視されたが、スクラムジェットとターボ系エンジンはいずれも大型となるため、単段式スペースプレーンに双方のエンジンを搭載すると、質量や搭載スペースが過大となる傾向があった。

一方、マッハ0～6程度の初期加速では空気吸込式エンジンとして作動し、高空ではロケットエンジンとして作動するエンジン方式として、空気液化式ロケットエンジン（LACE）<sup>2-5)</sup>も検討された。さらに、このエンジンとスクラムジェットを組み合わせた、スクラム複合型・空気液化式ロケットエンジン<sup>6)</sup>が提案されたが、空気液化のための熱交換器の質量を低減することが必須であると述べるにとどまり、その具体的な方策は示されていない。

そこで、熱交換器を小型化する方策として、空気を液化しない程度に冷却するサイクルが提案されている<sup>7,8)</sup>。

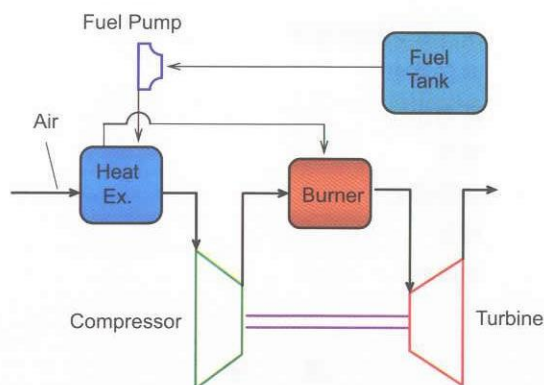


図 1.1-2 予冷ターボエンジン系統図



図 1.1-3 二段式スペースプレーン概念図

さらに、Balapin は予冷ターボジェット方式（図 1.1-2）を単段式スペースプレーンに適用した場合の基本性能を解析で示している<sup>9)</sup>。通常のターボジェットは空力加熱のためにマッハ3程度が作動限界であるが、予冷ターボエンジンは、液体水素による予冷を行うことで、マッハ6程度までの作動が可能であり、マッハ6までの加速であれば、別流路のラムジェットを組み合わせる必要が無いという利点がある。

しかしながら、単段式スペースプレーンの初期加速用エンジンとして、ロケットエンジン、ターボ系エンジン、空気液化式エンジン、空気予冷式エンジンといった異なる方式のエンジンを同条件で比較した研究はなされておらず、将来の革新的材料による軽量化を想定した研究が個別に行われてきている。

単段式スペースプレーンにおいては、初期加速用エンジンの質量が大きいと、後半の加速性能を著しく悪化させる傾向があるため、推力質量比の小さいエンジンは適さない。一方、二段式スペースプレーン（図 1.1-3）においては、第一段の質量は完全に切り離されるため、エンジン質量と推進薬質量の合計が小さいシステムにおいて、最大のペイロード運搬能力を得ることが出来るため、エ



エンジン選択の幅が広がる傾向にある。二段式スペースプレーンに適用できる空気吸込式エンジンの形式としては、予冷エアターボ・ラムジェット、予冷ターボジェット、ターボ・ラムジェット、ロケット・ラムジェット等が挙げられる。

宇宙科学研究所では二段式スペースプレーンに搭載することを目標とした予冷エアターボ・ラムジェット(ATREX)の地上燃焼試験が行われ、地上静止状態でのエンジンサイクルの成立性が実証されている<sup>8-11)</sup>。また、1999年に終了した通商産業省・工業技術院の超音速輸送機用推進システムの研究開発(HYPR プロジェクト)においては、マッハ5まで作動可能な地上試験用ターボ・ラムジェットが開発され、高空環境模擬試験によりマッハ3までの技術成立性が実証されている<sup>12)</sup>。しかし、両者とも、飛行可能なエンジンにするためには、構造の軽量化、可変機構の適正化、実環境条件で作動できる耐熱構造の実現等、解決すべき問題が多く存在している。

そこで、本研究においては、スペースプレーンに適用し得る予冷ターボエンジンについて、主要要素の試験結果を反映した解析手法を用いることにより、現在の材料レベルで製作可能な範囲において性能と質量を定量的に評価し、設定軌道に輸送できるペイロードを最大化するためのエンジンシステムを選定する手法を確立することを目的とした。

## 1.2 本研究の特徴

図1.2-1はスペースプレーン用低速系エンジンの性能を推力質量比と比推力で整理した図である。従来のロケットエンジンを使用すると、比推力が小さいために推進薬の消費量が多く、ペイロードが小さくなる傾向がある。一方、従来の空気吸込式エンジンを使用すると、推力質量比が小さく、作動させないときの無駄な質量が増えてしまうために加速機用推進機関としての要求を満たすことが難しい。

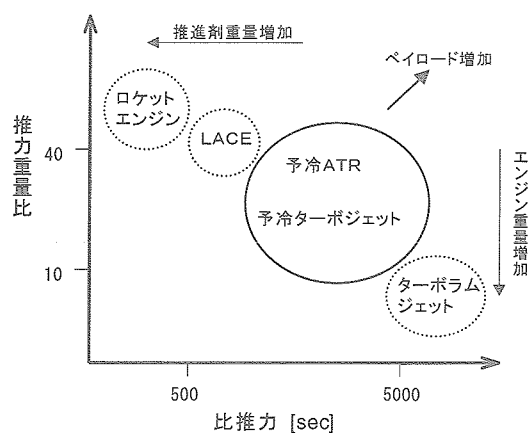


図1.2-1 低速系エンジンの性能

いずれの場合も、燃焼エネルギーの増大によるエンジンサイクル改良には限界がある。一方、水素やメタン等の極低温燃料の冷熱を利用したエンジンサイクルの改良は航空宇宙用エンジンとしては未だ実用化されていない技術であり、その特徴と適用限界に関する十分な科学的検証がなされていないのが現状である。

予冷ターボエンジンは、液体水素や液体メタン等の極低温燃料の冷熱によって吸入される空気を冷却するエンジンで、これまでに、予冷ターボエンジン、予冷エアターボラムジェットエンジン、空気液化式ロケットエンジン等が提案されている。これらのエンジンにおいては、インテークで亜音速に減速された空気を予冷することにより、空気の密度が高くなって流量が多くなるとともに、低温化によって圧縮動力が小さくなるといった特徴がある。空気流量の増大は推力の増大につながり、無冷却のターボ系エンジンよりも加速性能が増大することが期待できる。この場合、超音速インテークを通過する空気流量は、始動している限りは下流の影響を受けないため、増大した空気流量に合わせて、スロート面積と捕獲面積を拡大した設計にする必要がある。

また、予冷によって圧縮機入口温度が下がると、空気のエンタルピーが下がるために圧縮動力が小さくなる。従って、燃焼器出口におけるエンタルピーを一定として比較した場合、圧縮動力に対応したタービンにおけるエンタルピー降下が小さくなるため、ノズルに供給される燃焼ガスのエンタルピーが高くなり、比推力を向上させる効果が得られる。

さらに、空力加熱の厳しい高マッハ数においても、入口空気を冷却することにより、現状材料を用いた圧縮機を作動させることができる。一方、予冷熱交換器の搭載による質量増加があるため、エンジンサイクルの選定のためには、飛行に必要な推進薬の質量や機体質量も含めた総合的な検討を行う必要がある。

本研究においては、極超音速エンジンの解析を行う際に、圧縮機出口温度の大幅な変化に対応して、燃焼温度制限を越えないように当量比を調整する計算を行った。また、当量比が変化したときには予冷熱交換器に供給される燃料の流量も変化させて熱交換量の再計算を行い、その結果として算出される圧縮機出口温度を再び当量比に反映させた。圧縮機については、入口温度が大きく変化しても作動点が効率最高線を通過するように、タービンノズルと排気ノズルのスロート面積を調整する計算を行った。ノズルについては、出口面積の最大値がインテーク入口最大面積以下となるように設定し、それ以上の膨張は推力に寄与しないような計算とした。実際の計算においては、エンジン各部の状態量を熱力学関係式で定式化した上で、燃焼温度、軸動力バランス、流量 balan

ス、熱収支バランスを満たすように、当量比、回転数、各部断面積、燃料（冷却剤流量）を収束計算で求めた。

軌道解析においては、剛体モデルを使用して、揚力、抗力、推力、高度に応じた重力、および遠心力を定式化するとともに、飛行フェーズをマッハ数で分割し、各々のフェーズにおける迎角、推力、所要秒時を反復計算から算出し、推進薬の消費質量を最小化するプログラムを作成した。通常は、飛行マッハ数と高度を大幅に変化させたエンジン性能マップを作成して、そのマップの範囲で一定時間間隔に飛行させる軌道解析が行われている。この方法においては、エンジン方式や変数を変えて比較検討する時に、全てのエンジン性能マップを作成するとともに、短い時間間隔で全て計算するために長い計算時間を要する。一方、空気吸込式エンジンにおいては、最大動圧で飛行することで最大性能が得られることが判っているため、本研究においては設定動圧のエンジン性能だけを解析して、その動圧を満たすような軌道であるという条件を満たしつつ、推進薬消費量を最小化するような推力スケジュールと迎角スケジュールを求めるという手法を適用し、多種のエンジン方式を比較する際の解析時間を低減した。

インテークとノズルの質量については、断面形状と材料を設定して、パネルと梁の最適配置を解析して質量を算出するプログラムを作成した。予冷熱交換器の質量については、要素試験で確認した設計手法を用いて、チューブ、フィン等の主要部材の質量を積算して算出した。ターボジェットエンジンの質量については、既存エンジンのデータベースを基にして、圧縮機の圧力比と入口直径から質量を算出する推算式を作成した。推進薬タンクに関しては、内部圧力と材料を設定して質量を算出する推算式を作成した。タンク以外の機体の各要素の質量に関しては、米国NASAの文献による手法を用いて算出した。これらの、推進薬の消費質量、エンジン質量、および機体質量を合算して、打上質量から差し引くことで、それぞれのエンジン方式を用いた場合に、スペースプレーンが設定軌道に輸送できるペイロードを算出した。

これらのプログラムを用いて、単段式スペースプレーンに適用できる可能性のある複合エンジンの各方式について、エンジン性能解析、軌道解析、および質量推算によりペイロード推算を行った。この際、予冷サイクルエンジンの当量比設定によりペイロードが変化することを確認し、最適な当量比を選択するための考え方を整理した。また、スクラムジェットの初期加速用エンジンとして、ロケットエンジン、空気液化式エンジンおよび予冷ターボエンジンを用いたときのペイロード運搬性能を、同じ条件で比較検討を行った。

## 2. スペースプレーンの性能解析方法

予冷ターボエンジンはロケットエンジンに比べて、比推力が非常に高いが、推力質量比が小さいという特徴がある。また、当量比の選定により、比推力と推力質量比が大きく変化する。比推力が高ければ燃料搭載質量が減って軽くなるはずであるが、エンジンの質量の増加が燃料搭載質量の減少より大きい場合は、利点が相殺される。さらに、空気吸込式エンジンでは、飛行環境によって性能が大きく変化するため、簡易式で性能を表現することができない。

従って、スペースプレーンに最適なエンジンシステムを選定するためには、具体的な飛行計画に沿って燃料搭載質量、エンジン質量および機体質量を解析し、結果として得られるペイロードの値で比較検討を行う必要がある。そこで、予冷ターボエンジンを用いたスペースプレーンの飛行性能を解析するプログラムを作成した。以下、解析に用いた物性推算（2.1）、エンジン性能解析（2.2）、軌道解析（2.3）、エンジン質量推算（2.4）、および機体質量推算（2.5）について説明する。

### 2.1 物性推算

性能解析を行うに当たり、物性等を推算するための補間式群を作成した。

#### 2.1.1 大気物性

飛行高度における圧力と温度を算出するための補間式を作成した。

図2.1-1に飛行マッハ数と高度の関係を示す。地球の周回軌道速度に相当するマッハ25程度までを空気吸込式エンジンで加速することを想定し、動圧20～70 kPaで機体を設計した場合、加速終了時の高度は45～55 kmであることが判る。従って、大気モデルとしては、高度0～60 kmの圧力、温度を推算できるものがあれば十分である。

図2.1-2に高度と大気温度の関係、図2.1-3に高度と大気圧力の関係を示す。いずれも、理科年表<sup>13)</sup>の値を用いて、最小自乗近似を用いて近似式を作成した。大気温度は、0～40 kmと40～120 kmに分けて、それぞれ6次の多項式で近似した。大気圧力は、0～40 km、40～80 km、および80～120 kmに分けて、6次および5次の多項式で近似した。

#### 2.1.2 エンタルピ

熱交換計算や動力計算に必要なエンタルピを算出する補間式を作成した。

図2.1-4は空気と窒素の温度とエンタルピの関係、図2.1-5は水素の温度とエンタルピの関係である。物性値としては、「熱物性ハンドブック」<sup>14)</sup>および「気体と液体の熱物理的性質」<sup>15)</sup>の物性値表から、圧力0.5 MPaのものを



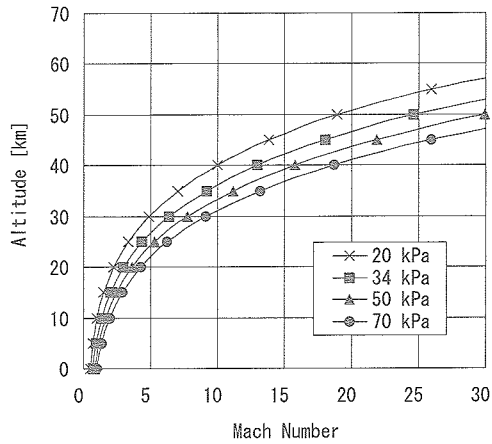
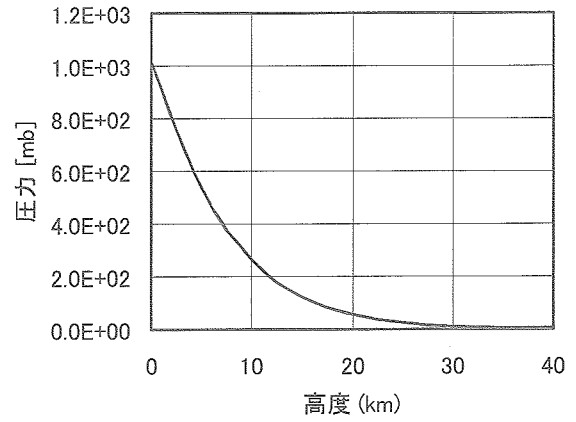
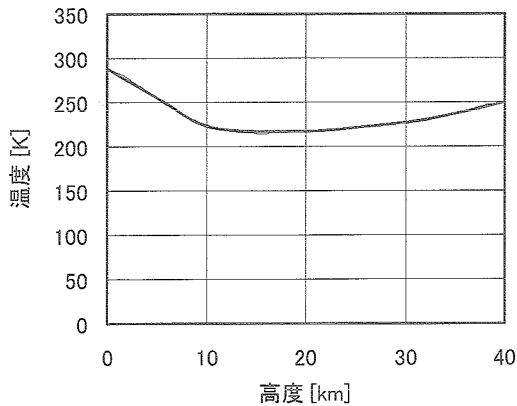


図 2.1-1 飛行動圧と高度の関係



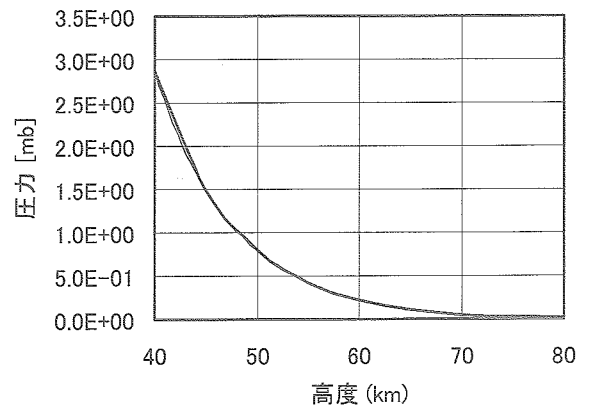
$$y = -5.185E-07x^6 + 5.893E-05x^5 - 1.526E-03x^4 - 7.105E-02x^3 + 5.170E+00x^2 - 1.185E+02x + 1.013E+03$$

a) 高度 : 0~40 [km]



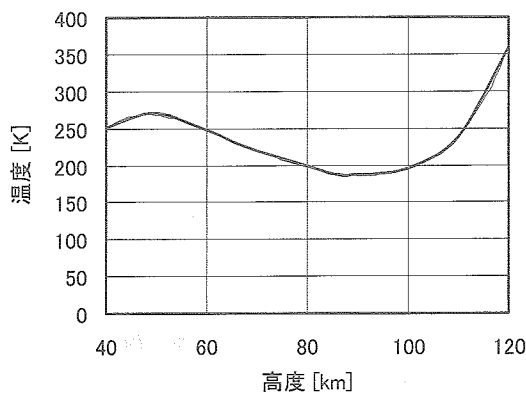
$$y = -1.264E-06x^6 + 1.636E-04x^5 - 7.973E-03x^4 + 1.761E-01x^3 - 1.481E+00x^2 - 2.707E+00x + 2.882E+02$$

a) 高度 : 0~40 [km]



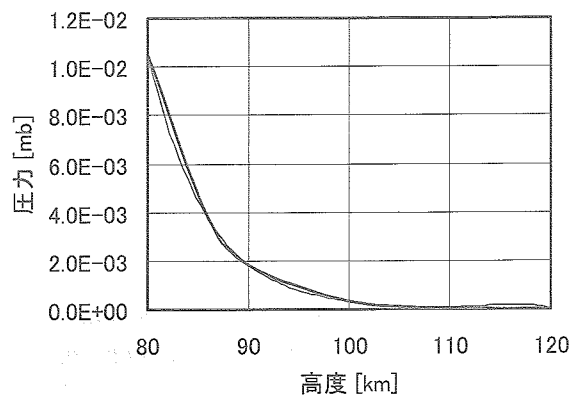
$$y = 3.660E-09x^6 - 1.434E-06x^5 + 2.339E-04x^4 - 2.040E-02x^3 + 1.007E+00x^2 - 2.676E+01x + 3.014E+02$$

b) 高度 : 40~80 [km]



$$y = 5.356E-10x^6 + 4.927E-07x^5 - 2.440E-04x^4 + 4.181E-02x^3 - 3.460E+00x^2 + 1.372E+02x - 1.807E+03$$

b) 高度 : 40~120 [km]

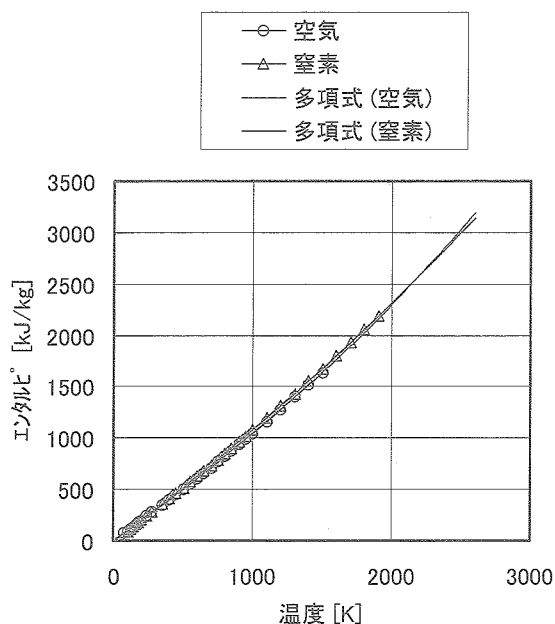


$$y = -8.143E-10x^5 + 4.273E-07x^4 - 8.967E-05x^3 + 9.410E-03x^2 - 4.940E-01x + 1.038E+01$$

c) 高度 : 80~120 [km]

図 2.1-2 高度と大気温度の関係

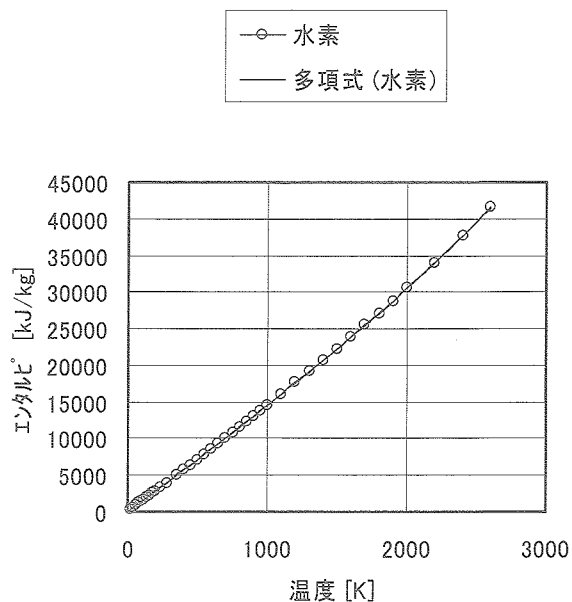
図 2.1-3 高度と大気圧力の関係



$$y = 1.798\text{E-}08x^3 + 4.800\text{E-}05x^2 + 9.832\text{E-}01x - 3.113\text{E+}00 \text{ 空気}$$

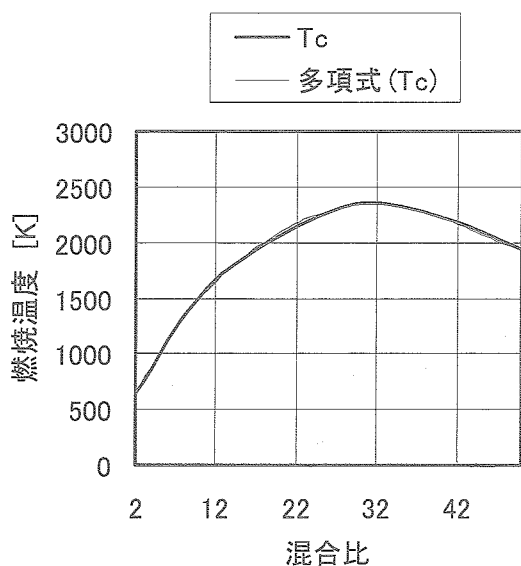
$$y = 9.161\text{E-}10x^3 + 7.917\text{E-}05x^2 + 9.958\text{E-}01x + 7.211\text{E-}01 \text{ 窒素}$$

図 2.1-4 エンタルピー (空気, 窒素)



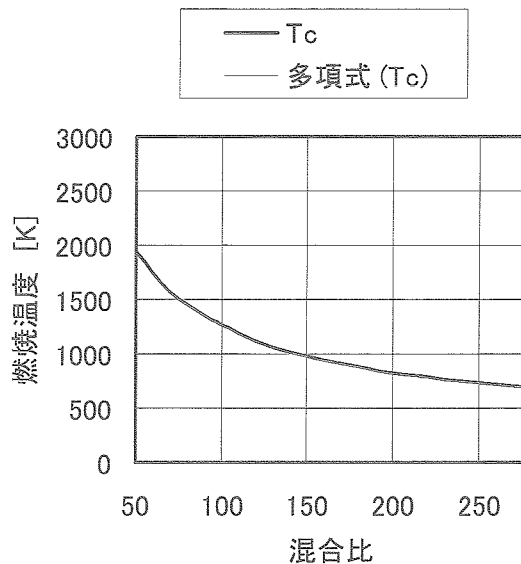
$$y = 2.682\text{E-}07x^3 - 9.279\text{E-}05x^2 + 1.440\text{E+}01x + 3.645\text{E+}00 \text{ 水素}$$

図 2.1-5 エンタルピー (燃料)



$$y = 3.612\text{E-}05x^5 - 4.566\text{E-}03x^4 + 2.209\text{E-}01x^3 - 6.874\text{E+}00x^2 + 1.691\text{E+}02x + 3.155\text{E+}02$$

a) 混合比 : 2~50



$$y = -7.569\text{E-}09x^5 + 7.308\text{E-}06x^4 - 2.814\text{E-}03x^3 + 5.543\text{E-}01x^2 - 5.983\text{E+}01x + 3.855\text{E+}03$$

b) 混合比 : 50~280

図 2.1-6 燃焼温度 (空気/水素燃焼)

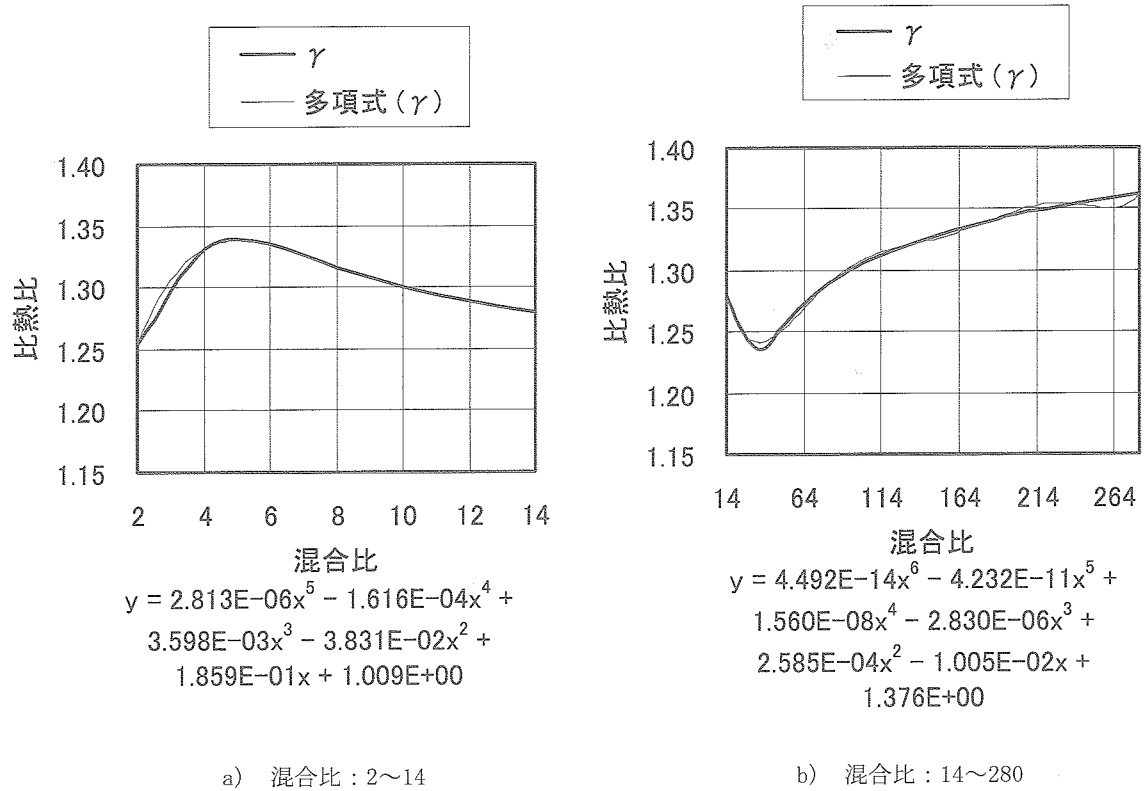


図 2.1-7 比熱比 (空気/水素燃焼)

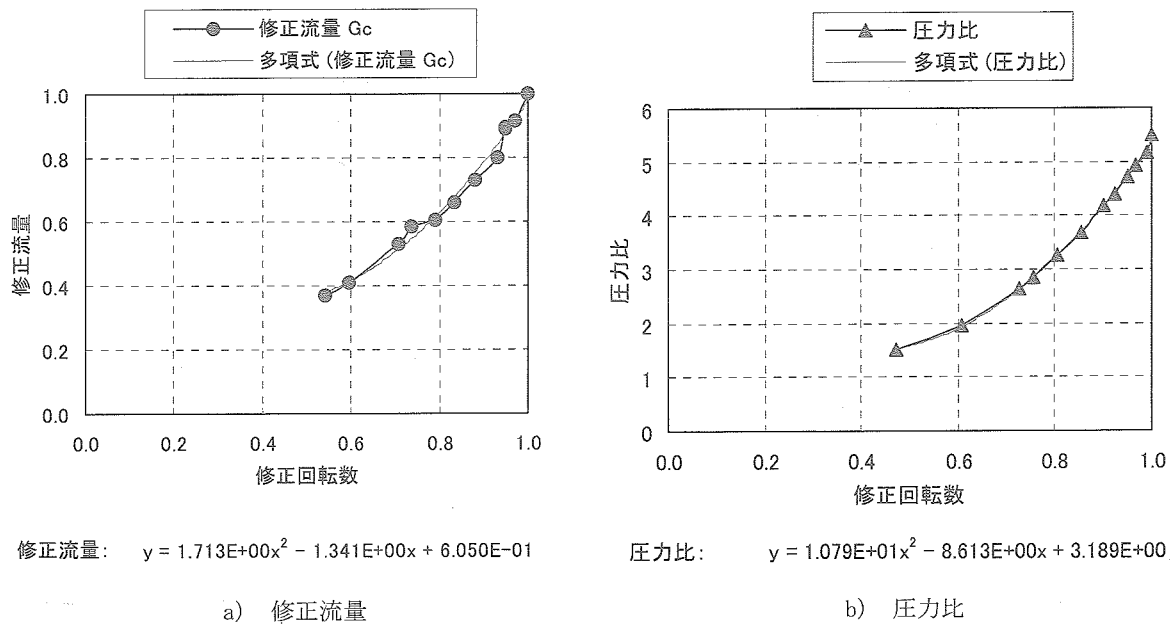


図 2.1-8 YJ 69 圧縮機特性

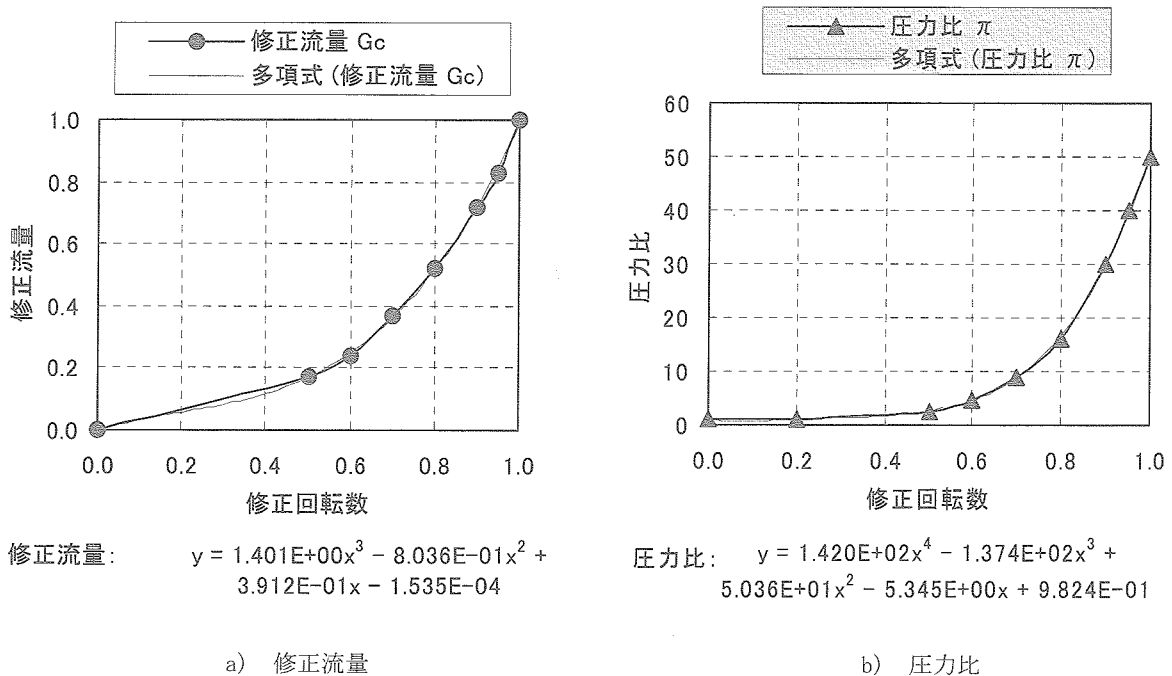


図 2.1-9 高圧圧縮機特性

用いて、最小自乗近似を用いて近似式を作成した。メタンのみ1次式、それ以外は、実在気体効果を反映して3次の多項式で近似した。

### 2.1.3 燃焼温度と比熱比

平衡燃焼計算は計算負荷が高く、エンジン性能解析で反復計算を行うに当たって、毎回サブルーチンと呼び出すと計算時間が過大となってしまう。そこで、エンジン性能計算においては、入口温度と燃料の発熱量からエンタルピー収支計算を行って燃焼温度を算出した。この計算においては、高マッハ数における全温上昇の影響が反映されている。一方で、エンタルピー収支計算で得られた燃焼温度と平衡燃焼温度を比較することにより、解離の少ない領域であることを確認した。また、比熱比は平衡燃焼計算で得られた値を用いた。

図 2.1-6 は空気／水素燃焼における混合比（空気質量流量／燃料質量流量）と燃焼温度の関係、図 2.1-7 は同燃焼における混合比と比熱比の関係である。これらの燃焼温度と比熱比は、NASA-SP-273<sup>16)</sup> の方法で、圧力 0.5 MPa、入口温度 288 K として、断熱火炎温度解析を行って求めた。最小自乗近似で近似式を作成するに当たり、6 次以下の多項式で誤差なく近似できるように、それぞれ変極点付近で分割した。

### 2.1.4 圧縮機性能マップ

圧縮機の性能を推算するに当たり、圧力比 5 と圧力比 50 の圧縮機性能マップを作成した。

図 2.1-8 に圧力比 5 の圧縮機性能マップを示す。これは、YJ-69 エンジンの地上静止試験のデータを処理して作成し

た。a) は修正流量と修正回転数の関係、b) は圧力比と修正回転数の関係であり、それぞれ、最小自乗近似を用いて、2 次の近似式を作成した。

図 2.1-9 に圧力比 50 の圧縮機性能マップを示す。これは、高圧力比ターボジェット的设计<sup>17)</sup> において、6 段軸流圧縮機と 1 段遠心圧縮機を組み合わせた高圧力比圧縮機を設計した結果を基にして作成した。修正流量、圧力比ともに、3 次の近似式を作成した。

エンジン性能解析において、圧縮機の性能マップは、設計圧力比の近い基準性能マップにスケール比を乗じて適用した。これは、設計圧力比や圧縮機形式によって、性能マップの形状が大きく変わるためである。

## 2.2 予冷ターボエンジン性能解析

広い当量比範囲で成立する予冷ターボエンジンについて、性能解析プログラムを作成した。図 2.2-1 の系統図に従って、予冷ターボエンジンを構成する各部品をモデル化し、飛行状態に応じた非設計点性能解析を行えるようにした。

解析においては、各飛行条件において、軸動力バランス、流量バランス、熱収支バランスの式がすべて満たされるように、回転数、各部流路面積、燃料（冷却剤）流量を変数として収束計算を行うこととした。

### 2.2.1 大気状態

エンジンの性能を求めるにあたり、まず大気状態を計算する必要がある。大気圧力と大気温度は、2.1.1 において、理科年表<sup>13)</sup> を基にして高度を変数とした近似式を作

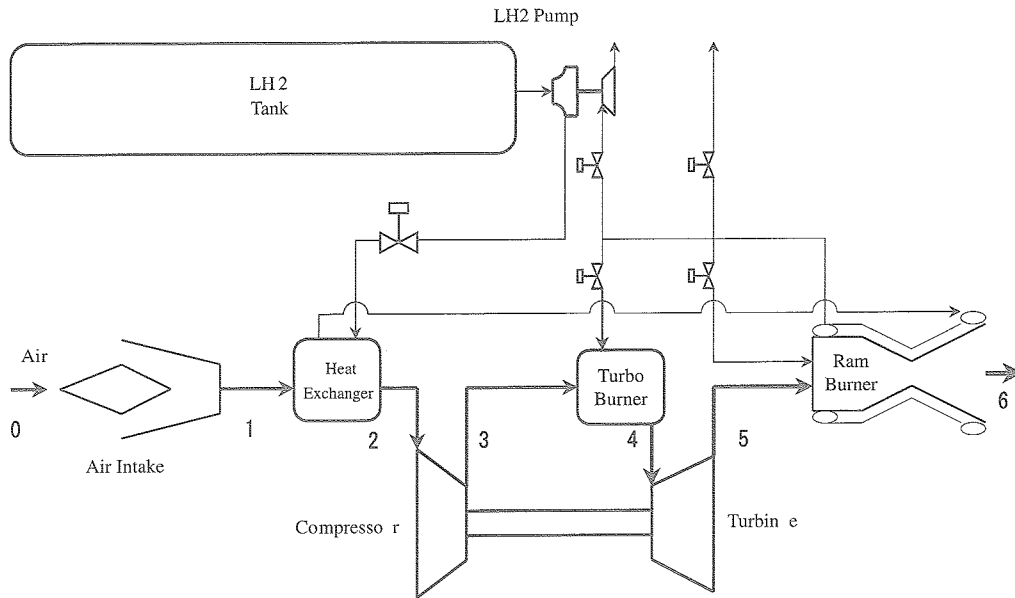


図 2.2-1 予冷ターボエンジン系統図

成して適用した。他の状態量は「圧縮性流体の力学」<sup>18)</sup>を参考にして、大気圧力と大気温度から熱力学関係式を用いて求めた。

### 2.2.2 インテーク

予冷ターボエンジンのインテークは、スクラムジェットの側壁内に収めることを想定した。飛行マッハ数が0～6と大きく変化するため、エンジンが必要とする捕獲面積も大きく変化する。捕獲面積が大きすぎるとスピレージ抵抗が増え、小さすぎるとエンジン作動が制約を受けることになる。ここではインテークの側壁部を可動させることにより、捕獲面積を調整できることとした。ただし、最小捕獲面積は、スクラムジェットの側壁正面面積、最大捕獲面積はスクラムジェットの全正面面積とした。インテークの各部状態量については”Elements of Gas Turbine Propulsion”<sup>19)</sup>を参考にして定式化した。

飛行動圧と全圧回復率は、次式で表される。

飛行動圧：

$$P_{d0} = \frac{\rho_0 v_0^2}{2} \quad [Pa] \quad (2.2.1)$$

インテークの全圧回復率はMIL-E-5008 Bの計算式を用いて求めた。

インテーク全圧回復率：

$$\eta_{pi} = 1 \quad (M_0 < 1) \quad [-] \quad (2.2.2)$$

$$\eta_{pi} = 1 - 0.075 \times (M_0 - 1)^{1.35} \quad (1 \leq M_0 \leq 6.5) \quad [-] \quad (2.2.3)$$

$$\eta_{pi} = 0 \quad (M_0 > 6.5) \quad [-] \quad (2.2.4)$$

圧縮機入口面積に対する捕獲面積比（CR）を設定して、次式により最大捕獲面積と有効捕獲面積を求めた。

最大捕獲面積：

$$A_{ii} = CR \times A_{ci} \quad [m^2] \quad (2.2.5)$$

有効捕獲面積：

$$A_{ie} = \frac{G_{io}}{\rho_0 \cdot v_0} \quad [m^2] \quad (2.2.6)$$

全圧回復率を加味したインテーク出口全圧と出口全温は、次式で求めた。

インテーク出口全圧：

$$P_{io} = \eta_{pi} \cdot P_0 \left( 1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} \cdot M_0^2 \right)^{\frac{\gamma_0}{\gamma_0 - 1}} \quad [Pa] \quad (2.2.7)$$

インテーク出口全温（理想気体）：

$$T_{io} = T_0 \cdot \left( 1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} \cdot M_0^2 \right) \quad [K] \quad (2.2.8)$$

ここで、マッハ6付近では空気的全温が1500 Kを超え、解離による実在気体効果が無視できなくなるため、エンジン入口とインテーク出口の定圧比熱の比を用いて、次式で実在気体の温度に換算した。

インテーク出口全温（実在気体）：

$$T_{ior} = T_{io} \cdot \frac{C_p(T_0)}{C_p(T_{io})} \quad [K] \quad (2.2.9)$$

インテークスロート面積（ $A_{it}$ ）については、次に示すインテークの空気流量と予冷熱交換器の空気流量が一致するように収束計算で導出した。ここで、インテークの作動を安定させるために、全体空気流量の30%を抽気することとした。

インテーク出口流量：

$$G_{io} = 0.7 \cdot \rho_{io} \cdot c_{io} \cdot A_{it} \quad [kg/s] \quad (2.2.10)$$

### 2.2.3 予冷熱交換器

予冷熱交換器は、インテーク形状に合わせた2次元固定形状とし、亜音速ディフューザ内に斜めに設置することで流速を落とすこととした。流速は25～30 m/sで設定した。熱交換器の方式はフィン付チューブを用いたシェル・アンド・チューブ方式とした。

空気側、水素側ともに圧力損失係数を設定して圧力損失を求めた。熱交換方式は向流型とし、設計点において空気と水素の出口温度が一致することとした。解析においては、空気発散熱量と燃料吸収熱量が常に一致するように収束計算を行った。予冷熱交換器の性能計算手法については「伝熱工学資料」<sup>[20]</sup>、各部状態量については「圧縮性流体の力学」<sup>[18]</sup>を参考にして定式化した。低温の水素は超臨界で供給されることとし、熱収支計算に必要なエンタルピは、2.1.2で作成した近似式を適用して算出した。この近似式は0.5 MPaのものであるが、超臨界水素は1.4 MPa以上であり、30 K程度の極低温におけるエンタルピは近似式よりも低い値となる。従って、この解析結果は実際よりも冷却能力を低目に見積っていることになる。

予冷器入口温度に関しては、次式で算出し、これが30 m/s以上となるように、設計諸元を設定した。

予冷器入口速度：

$$v_{xi} = \frac{\dot{V}_{io}}{A_{xi}} \quad [m/s] \quad (2.2.11)$$

予冷器における空気発散熱量と燃料吸収熱量を次式で算出し、両者が一致するように、空気出口温度と燃料出

口温度を収束計算で求めた。

予冷器空気発散熱量：

$$Q_a = G_{ax} \cdot \{i_a(T_{xi}) - i_a(T_{xo})\} \quad [kW] \quad (2.2.12)$$

予冷器燃料吸収熱量：

$$Q_f = G_{fx} \cdot \{i_f(T_{xo}) - i_f(T_{xi})\} \quad [kW] \quad (2.2.13)$$

予冷器における圧力損失と予冷気出口の空気全圧は、伝熱解析において使用する管群の式から得られる圧力損失係数（ $\zeta_x$ ）を用いて、次式で算出した。水素側の圧力損失も同様に求めて求めた。

予冷器空気圧力損失：

$$\Delta P_{ax} = \zeta_x \cdot \frac{\rho_{io} v_{xi}^2}{2} \quad [Pa] \quad (2.2.14)$$

予冷器出口空気全圧：

$$P_{axo} = P_{io} - \Delta P_{ax} \quad [kW] \quad (2.2.15)$$

### 2.2.4 圧縮機

圧縮機の性能評価と状態量の算出においては、“Elements of Gas Turbine Propulsion”<sup>[19]</sup>と「ガスタービン」<sup>[21]</sup>を参考にした。圧縮機の流量と圧力比については2.1.4で作成した性能マップを適用して算出した。また、動力計算に必要なエンタルピは、2.1.2で作成した近似式を適用して算出した。

解析においては、圧縮機の機械回転数を収束変数とした。この時、圧縮機の修正回転数は、予冷熱交換器の出口温度（ $T_{axo}$ ）と標準大気温度（ $T_{st}$ ）を用いて次式で求めた。

修正回転数：

$$N_c = \frac{N \sqrt{\frac{T_{st}}{T_{axo}}}}{N_{cd}} \quad [-] \quad (2.2.16)$$

この時、圧縮機ディスクにかかる遠心応力のレベルを既存技術レベルに押さえるため、次式に示す圧縮機の翼端周速について、450 m/s以下の制限をかけた。

圧縮機1段翼端周速：

$$v_{ci} = \frac{N \cdot \pi \cdot d_{oci}}{60} \quad [m/s] \quad (2.2.17)$$



また、圧縮機の修正流量 ( $G_{cc}$ ) については、図 2.1-12a) と図 2.1-13a) に示す修正回転数と修正流量の関数 ( $G_{comp}(N_c)$ ) を用いて算出した。これを用いて、次式により圧縮機の実空気流量を求めた。

圧縮機修正流量：

$$G_{cc} = G_{cd} \cdot G_{comp}(N_c) \quad [-] \quad (2.2.18)$$

圧縮機流量：

$$G_{ci} = G_{cd} \cdot \frac{G_{cc}}{G_{cd}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{T_{axo}}{T_{st}}}} \cdot \frac{P_{axo}}{P_{st}} \quad [kg/s] \quad (2.2.19)$$

また、圧縮機の圧力比については、図 2.1-12b) と図 2.1-13 b) に示す修正回転数と圧力比の関係式を用いて算出した。ただし、これらの関係式は、設計点圧力比が 5 と 50 に対応したものであるため、これと異なる設計点圧力比を用いることを想定し、次式で圧力比の換算を行った。

圧縮機圧力比：

$$\pi_c = \frac{\pi_{comp}(N_c)}{\pi_{cd-map}} \times (\pi_{cd} - 1) + 1 \quad [-] \quad (2.2.20)$$

得られた圧力比を用いて、次式により、圧縮機出口圧力と圧縮機出口温度を求めた。ここで、圧縮機の断熱効率 ( $\eta_c$ ) としては設計目標値を設定した。

圧縮機出口全圧：

$$P_{co} = P_{axo} \cdot \pi_c \quad [Pa] \quad (2.2.21)$$

圧縮機出口全温：

$$T_{co} = T_{axo} + (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \frac{T_{axo}}{\eta_c} \quad [K] \quad (2.2.22)$$

圧縮機におけるエンタルピ上昇と機械効率を考慮して、次式により圧縮機の駆動動力を算出した。

圧縮機駆動動力：

$$LD_c = \frac{G_c(i_{aco} - i_{aci})}{\eta_{mc}} \quad [kW] \quad (2.2.23)$$

### 2.2.5 燃料ポンプ

燃料ポンプの駆動動力は、圧縮機の駆動動力と比べて非常に小さいため、両者を加算してタービンの動力とバ

ランスするように収束計算を行った。燃料ポンプの必要ヘッドと駆動動力については、「機械工学必携」<sup>22)</sup> を参考にして算出した。ポンプ出口圧は圧縮機出口圧の 2 倍とした。

ポンプに要求される必要ヘッドと駆動動力は次式で求められる。

ポンプ必要ヘッド：

$$HD_p = \frac{2 \cdot P_{co} - P_{fpi}}{g \cdot \rho_{fpi}} \quad [m] \quad (2.2.24)$$

ポンプ駆動動力：

$$LD_c = \frac{G_c(i_{aco} - i_{aci})}{\eta_{mc}} \quad [m] \quad (2.2.25)$$

このポンプ駆動動力と 4.2.4 に示した圧縮機駆動動力を合わせ、総圧縮動力を次式で求め、これがタービン発生動力と一致するように収束計算を行った。

総圧縮動力：

$$LD_c = \frac{G_c(i_{aco} - i_{aci})}{\eta_{mc}} \quad [kW] \quad (2.2.26)$$

### 2.2.6 主燃焼器

主燃焼器については、「工業熱力学演習」<sup>23)</sup> を参考にして、燃料過濃燃焼を扱えるように定式化した。性能解析においては、当量比を調節して燃焼温度が設定値になるように収束計算を行った。空気・水素混合気の当量比は、理論混合比である 31.7 との比率から計算した。また、熱収支計算に必要なエンタルピは、2.1.2 で作成した近似式を適用して算出した。断熱火炎温度、燃焼後の比熱比、および定圧比熱については、2.1.3 において NASA-SP-273<sup>16)</sup> の方法で算出した結果を基にして近似式を作成して適用した。

主燃焼器の空気流量は、タービン冷却用空気を抽気することを想定し、次式で求めた。

主燃焼器空気流量：

$$G_{amb} = G_{ci} \cdot (1 - r_{suc}) \quad [kg/s] \quad (2.2.27)$$

主燃焼器の空燃比 ( $A/F$ )<sub>mb</sub> を収束変数とし、設定燃焼温度を満たすような収束計算を行うために、次式で燃料流量を求めた。

主燃焼器燃料流量：

$$G_{fmb} = \frac{G_{amb}}{(A/F)_{mb}} \quad [kg/s] \quad (2.2.28)$$

この時、主燃焼器の当量比を定義して、次式により、当量比が1以下と1以上の場合に分けて、発熱する燃料の流量を算出した。当量比が1以上の燃料過濃燃焼の場合には、当量比1相当の燃料のみが発熱することとした。

主燃焼器当量比：

$$\Phi_{mb} = \frac{31.7}{(A/F)_{mb}} \quad [-] \quad (2.2.29)$$

発熱燃料流量：

$$G_{fmb} = G_{fmb} \quad (\Phi_{mb} < 1) \quad [kg/s] \quad (2.2.30)$$

$$G_{fmb} = \frac{G_{fmb}}{\Phi_{mb}} \quad (\Phi_{mb} \geq 1) \quad [kg/s] \quad (2.2.31)$$

上記を用いて、主燃焼器の入口全エンタルピと発熱量は次式で表せる。水素燃料の発熱量 ( $q_{if}$ ) は 119,594 J/g とした。

主燃焼器入口熱量：

$$Q_{mbi} = G_{amb} \cdot i_a(T_{co}) + G_{fmb} \cdot i_f(T_{co}) \quad [kW] \quad (2.2.32)$$

主燃焼器発熱量：

$$Q_{fmb} = \eta_{mb} \cdot q_{if} \cdot G_{fmb} \quad [kg/s] \quad (2.2.33)$$

主燃焼器の出口熱量は、次式のように、入口熱量に発熱量を加えて算出した。一方、エンタルピの関数に設定燃焼温度 ( $T_{mb}$ ) を代入して空気と燃料のエンタルピを算出し、これらに流量を乗ずることで、主燃焼器の出口熱量を算出した。これらの値が一致して、設定燃焼温度が得られるように、前出の空燃比を収束計算で求めた。

主燃焼器出口熱量：

$$Q_{mbo(1)} = Q_{mbi} + Q_{fmb} \quad [kW] \quad (2.2.34)$$

主燃焼器出口熱量：

$$Q_{mbo(2)} = G_{amb} \cdot i_a(T_{mb}) + G_{fmb} \cdot i_f(T_{mb}) \quad [kW] \quad (2.2.35)$$

また、主燃焼器出口における全圧と気体定数は次式により求めた。燃焼ガスの気体定数は、燃焼前の空気と水素の混合ガスとして近似した。

主燃焼器出口全圧：

$$P_{mbo} = \eta_{pmb} \cdot P_{co} \quad [Pa] \quad (2.2.36)$$

主燃焼器出口気体定数：

$$R_{gmb} = \frac{R_a \times (A/F) + R_f}{(A/F) + 1} \quad [J/g \cdot K] \quad (2.2.37)$$

## 2.2 タービン

タービンの性能評価と状態量の算出においては、“Elements of Gas Turbine Propulsion”<sup>19)</sup>、「ガスタービン」<sup>21)</sup>および「工業熱力学演習」<sup>23)</sup>を参考にした。タービン一式で圧縮機と燃料ポンプの動力を発生すると仮定して解析を行った。

まず、次式によりタービンノズルの臨界圧力を求め、タービン出口圧力が臨界圧力より高い場合と低い場合のタービンノズルスロートの静圧を求めた。この時、燃焼ガスの比熱比 ( $\gamma_{gmb}$ ) は平衡燃焼計算から求めた。

タービンノズル臨界圧力：

$$P_{tncr} = P_{mbo} \cdot \left( \frac{2}{\gamma_{gmb} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gmb}}{\gamma_{gmb} - 1}} \quad [Pa] \quad (2.2.38)$$

タービンノズルスロート静圧：

$$P_{mt} = P_{to} \quad (P_{to} \geq P_{tncr}) \quad [Pa]$$

$$P_{mt} = P_{mcr} \quad (P_{to} \leq P_{tncr}) \quad [Pa] \quad (2.2.39)$$

次に、次式によりタービンノズルスロートの静温と速度を求め、タービンノズルスロート面積 ( $A_{mt}$ ) を収束変数としてタービンノズル出口の燃焼ガス流量を算出した。

タービンノズルスロート静温：

$$t_{mt} = T_{mb} \cdot \left( \frac{P_{mt}}{P_{mbo}} \right)^{\frac{\gamma_{gmb} - 1}{\gamma_{gmb}}} \quad [K] \quad (2.2.40)$$

タービンノズルスロート速度：

$$v_{nt} = \sqrt{2 \cdot R_{gmb} \cdot T_{mb} \cdot \frac{\gamma_{gmb}}{\gamma_{gmb} - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{P_{to}}{P_{mbo}} \right)^{\frac{\gamma_{gmb} - 1}{\gamma_{gmb}}} \right\}} \quad (P_{to} \geq p_{mcrc}) \quad [m/s]$$

$$v_{nt} = \sqrt{\gamma_{gmb} \cdot R_{gmb} \cdot t_{nt}} \quad (P_{to} \leq p_{mcrc}) \quad [m/s] \quad (2.2.41)$$

タービンノズル出口流量：

$$G_{no} = \rho_{nt} \cdot v_{nt} \cdot A_{nt} \quad [g/s] \quad (2.2.42)$$

燃焼器入口で抽気した空気は、タービンノズルの表面を冷却するために使用した後、タービン動翼を駆動する流量を増加させるために、タービンノズル出口で混合することを想定した。タービンノズルの出口熱量は、次式で求めた。

タービンノズル出口熱量：

$$Q_{no(1)} = Q_{mbo(2)} + G_{nt-cool} \cdot i_a(T_{co}) \quad [kW] \quad (2.2.43)$$

次に、ノズル出口温度 ( $T_{no}$ ) を求めるために、ノズル出口ガスの反応前の空気成分と燃料成分に対応した熱量を算出し、タービンノズル出口熱量を算出した。これが前式で求められたタービンノズル出口熱量と一致するように収束計算を行って、ノズル出口温度を算出した。

タービンノズル出口熱量：

$$Q_{no(2)} = (G_{amb} + G_{nt-cool}) \cdot i_a(T_{no}) + G_{fmb} \cdot i_f(T_{no}) \quad [kW] \quad (2.2.44)$$

この時、タービン動翼を通過する混合ガス流量は次式で表せる。

タービン動翼入口流量：

$$Q_{mo(1)} = Q_{mbo(2)} + G_{nt-cool} \cdot i_a(T_{co}) \quad [kg/s] \quad (2.2.45)$$

また、タービンにおける圧力比 ( $\pi_t$ ) を収束変数とともに、断熱効率 ( $\eta_t$ ) を設定して、タービン出口における全圧と全温を次式により求めた。

タービン出口全圧：

$$P_{to} = \frac{P_{mbo}}{\pi_t} \quad [Pa] \quad (2.2.46)$$

タービン出口全温：

$$T_{to} = T_{mo} - \eta_t \cdot T_{mo} \cdot \left\{ 1 - \left( \frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\gamma_{gmb} - 1}{\gamma_{gmb}}} \right\} \quad [K] \quad (2.2.47)$$

そして次式により、タービン平均全温を求め、タービン部における平均定圧比熱を与えて、タービン動力を算出した。また、この値が、2.2.5で求めた総圧縮動力と一致するように、タービン圧力比とタービンノズル出口面積を変化させて収束計算を行った。この時、タービンにおける定圧比熱 ( $C_{ptm}$ ) は平衡燃焼計算から求めた。

タービン平均全温：

$$T_m = \frac{T_{mbo} + T_{to}}{2} \quad [K] \quad (2.2.48)$$

タービン動力：

$$LD_t = C_{ptm} \cdot G_{tbi} \cdot (T_{mo} - T_{to}) \quad [kW] \quad (2.2.49)$$

## 2.2.8 再熱燃焼器

再熱燃焼器 (図 2.2-1 の Ram Burner 部) については主燃焼器と同様に、「工業熱力学演習」<sup>23)</sup> を参考にして、燃料過濃燃焼を扱えるように定式化した。性能解析においては、当量比を調節して燃焼温度が設定値になるように収束計算を行った。再熱燃焼器は、主燃焼器を希薄燃焼とする場合に設定した。この時、主燃焼器で空気中の酸素の一部が燃料と反応しているために、酸素濃度を簡易推算してモデル化した。空気中の酸素質量割合は 0.2 とした。また、酸素・水素混合気の理論混合比は 8 であるため、主燃焼器において供給された水素燃料が完全に反応するとして、水素の 8 倍の酸素が消費されると仮定した。また、熱収支計算に必要なエンタルピは、2.1.2 で作成した近似式を適用して算出した。断熱火炎温度と燃焼後の比熱比については、2.1.3 において NASA-SP-273<sup>16)</sup> の方法で算出した結果を基にして近似式を作成して適用した。

再熱燃焼器に流入する燃焼ガスの流量については、次式により、酸素、窒素、および水蒸気の各成分の流量に分解した。酸素流量については、主燃焼器で反応した水素流量に対応する量論比の酸素が消費されていることとした。水蒸気流量については、主燃焼器で反応した水素流量に対応した水蒸気が発生していることとした。

再熱燃焼器入口酸素流量：

$$G_{oabi} = (G_{asuc} + G_{amb}) \times 0.2 - G_{fmbr} \times 8 \quad [kg/s] \quad (2.2.50)$$

再熱燃焼器入口窒素流量：

$$G_{nabi} = (G_{asuc} + G_{amb}) \times 0.8 \quad [kg/s] \quad (2.2.51)$$

再熱燃焼器入口水蒸気流量：

$$G_{wabi} = G_{fmbr} \times 9 \quad [kg/s] \quad (2.2.52)$$

次に、再熱燃焼器の混合比 ( $O/F$ ) を収束変数とし、設定燃焼温度を満たすような収束計算を行うために、次式で燃料流量を求めた。

再熱燃焼器入口燃料流量：

$$G_{fabi} = \frac{G_{oabi}}{O/F} \quad [kg/s] \quad (2.2.53)$$

これらを合わせて、再熱燃焼器の入口総流量は次式で表せる。

再熱燃焼器入口総流量：

$$G_{abi} = G_{oabi} + G_{nabi} + G_{wabi} + G_{fabi} \quad [kg/s] \quad (2.2.54)$$

この時、再熱燃焼器の当量比を定義して、次式により、当量比が1以下と1以上の場合に分けて、発熱する燃料の流量を算出した。当量比が1以上の燃料過濃燃焼の場合は、当量比1相当の燃料のみが発熱することとした。

再熱燃焼器当量比：

$$\Phi_{ab} = \frac{8}{O/F} \quad [-] \quad (2.2.55)$$

再熱燃焼器燃料流量：

$$G_{fabr} = G_{fabi} \quad (\Phi_{ab} < 1) \quad [kg/s] \quad (2.2.56)$$

$$G_{fabr} = \frac{G_{fabi}}{\Phi_{ab}} \quad (\Phi_{ab} \geq 1) \quad [kg/s] \quad (2.2.57)$$

上記を用いて、再熱燃焼器の入口熱量と発熱量は次式で表した。ここで、酸素、窒素、水蒸気の流量の総和は空気流量とみなし、空気のエンタルピー関係式から熱量を

求めた。

再熱燃焼器入口熱量：

$$Q_{abi} = (G_{oabi} + G_{nabi} + G_{wabi}) \cdot i_a(T_{to}) + G_{fabi} \cdot i_f(T_{to}) \quad [kW] \quad (2.2.58)$$

再熱燃焼器発熱量：

$$Q_{fab} = \eta_{ab} \cdot q_{lf} \cdot G_{fabr} \quad [kW] \quad (2.2.59)$$

再熱燃焼器の出口熱量は、次式のように、入口熱量に発熱量を加えて算出するとともに、設定燃焼温度 ( $T_{ab}$ ) から得られるエンタルピー関係式からも算出した。これらの値が一致するように、前出の混合比を収束計算で求めた。

再熱燃焼器出口熱量：

$$Q_{abo(1)} = Q_{abi} + Q_{fab} \quad [kW] \quad (2.2.60)$$

再熱燃焼器出口熱量：

$$Q_{abo(2)} = (G_{oab} + G_{nab} + G_{wab}) \cdot i_a(T_{ab}) + G_{fab} \cdot i_f(T_{ab}) \quad [kW] \quad (2.2.61)$$

また、再熱燃焼器出口における全圧と気体定数は次式により求めた。

再熱燃焼器出口全圧：

$$P_{abo} = \eta_{pab} \cdot P_{to} \quad [Pa] \quad (2.2.62)$$

再熱燃焼器出口気体定数：

$$R_{gab} = \frac{R_a \times (A/F)_{ab} + R_f}{(A/F)_{ab} + 1} \quad [J/g \cdot K] \quad (2.2.63)$$

再熱燃焼器における反応を考慮し、再熱燃焼器出口の各成分の流量は次式で表せる。当量比1以上の燃料過濃燃焼の場合は、反応しない燃料も排出される。

再熱燃焼器出口酸素流量：

$$G_{oabo} = G_{oabi} - G_{fabr} \times 8 \quad [kg/s] \quad (2.2.64)$$

再熱燃焼器出口窒素流量：

$$G_{nabo} = G_{nabi} \quad [kg/s] \quad (2.2.65)$$

再熱燃焼器出口水蒸気流量：

$$G_{wabo} = G_{fabr} \times 9 + G_{wabi} \quad [kg/s] \quad (2.2.66)$$

再熱燃焼器出口燃料流量：

$$G_{fabo} = G_{fabi} - G_{fabr} \quad [kg/s] \quad (2.2.67)$$

これらを総計して、再熱燃焼器の出口総流量は次式で表せる。これと排気ノズル流量が一致するように、排気ノズルのスロート面積を変数として収束計算を行った。

再熱燃焼器出口総流量：

$$G_{abo} = G_{oabo} + G_{nabo} + G_{wabo} + G_{fabo} \quad [kg/s] \quad (2.2.68)$$

### 2.2.9 排気ノズル

排気ノズルの性能評価と状態量の算出においては、「ガスタービン」<sup>[21]</sup> および「工業熱力学演習」<sup>[23]</sup> を参考にした。ノズルスロート面積は、再熱燃焼器から供給される燃焼ガスの流量に応じて変化することとした。また、ノズル出口面積はインテークの捕獲面積で固定し、ノズルスロート面積に応じた開口比を計算して膨張計算を行った。従って、ノズル入口圧と外気圧の比が小さい低マッハ数においては過膨張、ノズル入口圧と出口圧の比が大きい高マッハ数においては、不足膨張として推力を推算した。

まず、次式によりノズルの臨界圧力を求め、ノズル出口圧力が臨界圧力より高い場合と低い場合のノズルスロートの静圧を求めた。

ノズル臨界圧力：

$$p_{ncr} = P_{abo} \cdot \left( \frac{2}{\gamma_{gab} + 1} \right)^{\frac{\gamma_{gab}}{\gamma_{gab} - 1}} \quad [Pa] \quad (2.2.69)$$

ノズルスロート静圧：

$$\begin{aligned} p_{nt} &= p_0 \quad (p_0 \geq p_{ncr}) \quad [Pa] \\ p_{nt} &= p_{ncr} \quad (p_0 \leq p_{ncr}) \quad [Pa] \end{aligned} \quad (2.2.70)$$

次に、次式によりノズルスロートの静温と速度を求め、ノズルスロート面積 ( $A_{nt}$ ) を収束変数としてノズルの燃焼ガス流量を算出した。この流量と再熱燃焼器の出口流量が一致するように収束計算を行った。

ノズルスロート静温：

$$t_{nt} = T_{ab} \cdot \left( \frac{p_{nt}}{P_{abo}} \right)^{\frac{\gamma_{gab} - 1}{\gamma_{gab}}} \quad [K] \quad (2.2.71)$$

ノズルスロート速度：

$$v_{nt} = \sqrt{2 \cdot R_{gab} \cdot T_{ab} \cdot \frac{\gamma_{gab}}{\gamma_{gab} - 1} \left\{ 1 - \left( \frac{p_0}{P_{abo}} \right)^{\frac{\gamma_{gab} - 1}{\gamma_{gab}}} \right\}} \quad (p_0 \geq p_{cr}) \quad [m/s]$$

$$v_{nt} = \sqrt{\gamma_{gab} \cdot R_{gab} \cdot t_{nt}} \quad (p_0 \leq p_{cr}) \quad [m/s] \quad (2.2.72)$$

ノズルスロート流量：

$$G_{nt} = \rho_{nt} \cdot v_{nt} \cdot A_{nt} \quad [-] \quad (2.2.73)$$

ノズル出口のマッハ数は、ノズル膨張比 ( $\varepsilon_n$ ：ノズルの入口と出口の圧力比) を収束変数として、ノズルスロートが亜音速か超音速かで場合分けし、次式で求めた。

ノズル出口マッハ数：

$$\begin{aligned} M_{no} &= M_{nt} \quad (M_{nt} \leq 1.0) \\ M_{no} &= \sqrt{\frac{2}{\gamma_{gab} - 1} \cdot \varepsilon_n \left( \frac{\gamma_{gab} - 1}{\gamma_{gab}} \right)} \quad (M_{nt} \geq 1.0) \quad [-] \end{aligned} \quad (2.2.74)$$

ノズル開口比については、上記の出口マッハ数を用いて、ノズルスロートが亜音速か超音速かで場合分けして、次式で求めた。

ノズル開口比：

$$ER = 1 \quad (M_{nt} \leq 1) \quad [-]$$

$$ER = \frac{1}{M_{no}} \cdot \left\{ \frac{(\gamma_{gab} - 1) \cdot M_{no}^2 + 2}{\gamma_{gab} - 1} \right\}^{\frac{\gamma_{gab} + 1}{2\gamma_{gab} - 2}} \quad (M_{nt} \geq 1) \quad [-] \quad (2.2.75)$$

この時、ノズル出口面積はインテーク入口面積より大きくならないように、ノズル最大開口比として次式を定

義して、制約条件とした。

ノズル最大開口比：

$$ER_{\max} = \frac{A_{ii}}{A_{nt}} \quad (ER \leq ER_{\max}) \quad [-] \quad (2.2.76)$$

結果として、ノズル出口の静圧、静温、音速、速度を次式で算出し、推力の算出に用いた。

ノズル出口静圧：

$$p_{no} = \frac{p_{abo}}{\varepsilon_n} \quad [-] \quad (2.2.77)$$

ノズル出口静温：

$$t_{no} = t_{nt} \cdot \left( \frac{1}{\varepsilon_n} \right)^{\frac{\gamma_{gab}-1}{\gamma_{gab}}} \quad [K] \quad (2.2.78)$$

ノズル出口音速：

$$c_{no} = \sqrt{\gamma_{gab} \cdot R_{gab} \cdot t_{no}} \quad [m/s] \quad (2.2.79)$$

ノズル出口速度：

$$v_{no} = c_{no} \cdot M_{no} \quad [m/s] \quad (2.2.80)$$

### 2.2.10 推力

推力の算出においては、「ガスタービン」<sup>21)</sup>を参考にした。比較のため、音速ノズルの場合と、インテークの捕獲面積まで膨張させた場合の有効推力（捕獲面積にかかるインテーク抗力を差し引いた推力）を算出した。

有効推力（音速ノズル）：

$$F_c = G_{nt} \cdot v_{nt} - \rho_0 \cdot v_0^2 \cdot A_{ii} + A_{nt} \cdot (p_{nt} - p_0) \quad [N] \quad (2.2.81)$$

有効推力（捕獲面積膨張）：

$$F_{cd} = G_{nt} \cdot v_{no} - \rho_0 \cdot v_0^2 \cdot A_{ii} + A_{no} \cdot (p_{no} - p_0) \quad [N] \quad (2.2.82)$$

また、軌道解析に提供するための捕獲面積あたりの推力と燃料比推力を算出した。

推力／捕獲面積：

$$F/A = \frac{F_{cd}}{A_{ii}} \quad [N/m^2] \quad (2.2.83)$$

燃料比推力：

$$I_{sp} = \frac{F_{cd}}{(G_{fmb} + G_{fab}) \cdot g} \quad [sec] \quad (2.2.84)$$

## 2.3 軌道解析

エンジン性能推算結果を用いて、各エンジンを使用したスペースプレーンのペイロードを比較するための軌道解析プログラムを作成した。機体は質点として扱い、運動方程式の作成に当たっては「スペースプレーン」<sup>24)</sup>と文献<sup>25)</sup>を参考にした。また、空力係数については、NAL スペースプレーン0次形状<sup>26)</sup>の係数を適用した。

図2.3-1に軌道解析に用いた力線図を示す。運動方程式においては、スペースプレーンの質点に推力、高度を考慮した重力、遠心力、揚力、抗力がかかるものとした。解析においては設定した飛行動圧を達成するための迎え角と推力を収束計算で求めた。各飛行マッハ数における最大推力はエンジン性能解析結果から多項近似式を作成して与えた。制約条件としては、マッハ0.7以上で飛行動圧一定、迎え角0～20 deg、上昇角45 deg以下、および最大推力を与えた。解析においては、一段加速終了時の残質量を最大とする迎え角スケジュールと推力スケジュールを求める非線形計画問題について、準ニュートン法を用いて局所最適解を求めた。

### 2.3.1 大気状態

設定された動圧の軌道を算出するためには、飛行マッハ数に対応した飛行高度（H）を収束計算で求めた。また、

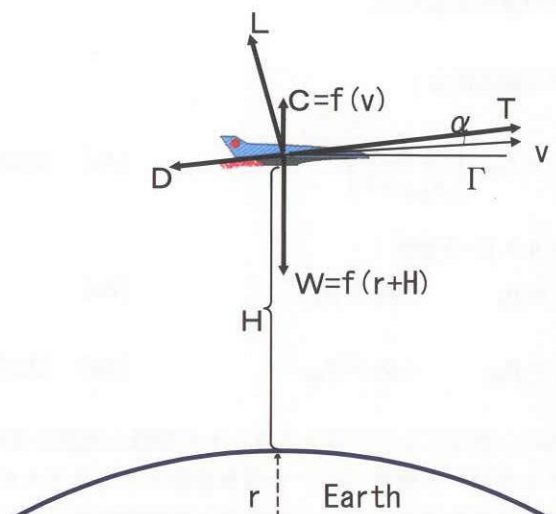


図 2.3-1 軌道解析で用いた力線図



次式のように、地球の半径（6378.14 km）に飛行高度を加えて飛行半径を求めた。

飛行半径：

$$r = 6378.14 + H \quad [km] \quad (2.3.1)$$

### 2.3.2 インテーク

インテークの各部状態量については“Elements of Gas Turbine Propulsion”<sup>19)</sup>を参考にして定式化した。速度に関しては、地表面に対する相対速度で定義する対地飛行速度と、地球の自転に依存しない慣性飛行速度を使用した。局地風はないものとし、対気飛行速度と対地飛行速度は一致するものとした。また、赤道における地球の自転速度は464 m/sとした。

対地飛行速度：

$$v_0 = M_0 c_0 \quad [m/s] \quad (2.3.2)$$

慣性飛行速度：

$$v_{abs} = 464 + v_0 \quad [m/s] \quad (2.3.3)$$

飛行動圧は(2.2.1)式から求め、これが設定動圧になるような軌道を求めた。

### 2.3.3 飛行荷重

空力係数は、NAL スペースプレーン0次形状<sup>26)</sup>のデータから、揚力傾斜、零揚力抵抗係数、および誘導抵抗係数を算出し、多項式近似したものを用いた。揚力、抗力、重力および遠心力については「スペースプレーン」<sup>24)</sup>を参考にして定式化した。各マッハ数ステップにおける時間、迎角、推力を変数として、最終到達マッハ数における質量が最大となるような飛行スケジュールを求めた。

空力係数として、揚力係数と抗力係数は次式により求めた。

揚力係数：

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot \alpha \quad [-] \quad (2.3.4)$$

力係数：

$$C_d = C_{d0} + k \cdot C_L^2 \quad [-] \quad (2.3.5)$$

これに翼面積 ( $S_{wing}$ ) を与えて、各時間ステップにおける揚力と抗力は次式で表せる。

揚力：

$$L_n = S_{wing} C_L \cdot P_{d0} \quad [N] \quad (2.3.6)$$

抗力：

$$D_n = S_{wing} C_d \cdot P_{d0} \quad [N] \quad (2.3.7)$$

一方、推力はエンジンが発生できる各マッハ数における最大推力を上限として、目標軌道を飛ぶために必要十分な推力を部分負荷によって選べることにした。この推力 ( $F_n$ ) に対応し、各マッハ数の燃料比推力を用いて推進薬流量が求まる。そして、次式のように、各時間ステップにおける質量が定式化できる。実際の解析においては、加速終了時の質量が最大化するように、推力スケジュールを最適化した。

推進薬流量：

$$G_{f-n} = \frac{F_n}{g \cdot I_{sp}} \quad [kg/s] \quad (2.3.8)$$

質量：

$$m_n = m_{n-1} - G_{f-n-1} \times 10^{-3} \cdot \Delta t_{n-1} \quad [kg] \quad (2.3.9)$$

この質量と、飛行高度に対応した重力加速度から、次式のように、各時間ステップにおける重力が求まる。

重力加速度：

$$g_{ALT} = g \cdot \frac{6400^2}{(6400 + H)^2} \quad [m/s^2] \quad (2.3.10)$$

重力：

$$W_n = m_n \cdot g_{ALT} \quad [N] \quad (2.3.11)$$

また、質量と慣性飛行速度を用いて、次式のように各時間ステップにおける遠心力が求まる。

遠心力：

$$C_n = \frac{m_n \cdot (v_{abs} \cdot \cos \Gamma_n)^2}{r \times 10^3} \quad [N] \quad (2.3.12)$$

### 2.3.4 運動方程式

図2.3-1に基づいて、スペースプレーン本体を質点として取り扱う運動方程式を作成した。運動方程式の作成に当たっては「スペースプレーン」<sup>24)</sup>と文献<sup>25)</sup>を参考にし

た。

加速度，上昇角変化率，水平方向速度，および上昇率は次式で表せる。

加速度：

$$\left(\frac{dv_0}{d\tau}\right)_n = \frac{F_n \cdot \cos \alpha_n - D_n + (C_n - W_n) \cdot \sin \Gamma_n}{m_n} \quad [m/s^2] \quad (2.3.13)$$

上昇角変化率：

$$\left(\frac{d\Gamma}{d\tau}\right)_n = \frac{L_n + F_n \cdot \sin \alpha_n + (C_n - W_n) \cdot \cos \Gamma_n}{m_n \cdot v_0} \cdot \frac{180}{\pi} \quad [deg/s] \quad (2.3.14)$$

水平方向速度：

$$\left(\frac{dX}{d\tau}\right)_n = \frac{6378.14}{r} \cdot v_0 \cdot \cos \Gamma_n \quad [m/s] \quad (2.3.15)$$

上昇率：

$$\left(\frac{dr}{d\tau}\right)_n = v_0 \cdot \sin \Gamma_n \quad [m/s] \quad (2.3.16)$$

### 2.3.5 飛行状態

飛行軌道は空気吸込み式エンジンが最大性能を発揮する最大動圧軌道とし，設定動圧適応解析を実施した。設定した動圧に応じた高度と速度を得るための解析方法としては，マッハ数分割法を適用し，各マッハ数で飛行する時間，迎角，および推力を収束計算で求めた。時間間隔は2000秒を最大値とした。迎角は5 deg から20 deg の範囲で制限した。上昇角は45 deg を最大値とし，二段式スペースプレーンにおいては，二段分離を想定して，空気吸込み式エンジンによる加速の終了時に6.0度となるように設定した。

予め設定したマッハ数ステップ (n) について，時間間隔 ( $\Delta\tau_n$ ) を収束変数として解析を行った。この時，飛行秒時，上昇角，水平距離，飛行高度，および慣性飛行速度は次式で表せる。このうち，飛行高度と慣性飛行速度については，目標軌道の値と一致するように収束計算を行った。

飛行秒時：

$$\tau_n = \tau_{n-1} + \left(\frac{dr}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1} \quad [sec] \quad (2.3.17)$$

上昇角：

$$\Gamma_n = \Gamma_{n-1} + \left(\frac{d\Gamma}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1} \quad [deg] \quad (2.3.18)$$

水平距離：

$$X_n = X_{n-1} + \left(\frac{dX}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1} \times 10^{-3} \quad [km] \quad (2.3.19)$$

飛行高度 (対地高度)：

$$H_n = H_{n-1} + \left(\frac{dr}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1} \times 10^{-3} \quad [deg] \quad (2.3.20)$$

慣性飛行速度：

$$v_{absc-n} = v_{absc-n-1} + \left(\frac{dv_0}{d\tau}\right)_{n-1} \cdot \Delta\tau_{n-1} \quad [deg] \quad (2.3.21)$$

## 2.4 エンジン質量推算

エンジンの質量は，予冷熱交換器，インテーク・ノズル，コアエンジンに分けて推算した。

### 2.4.1 予冷熱交換器

予冷熱交換器の質量は，「伝熱工学資料」<sup>20)</sup> のフィン付きシェル・アンド・チューブ型熱交換器の設計計算方法を用いて推算した。図2.4-1に予冷熱交換器の質量推算結果を示す。○は文献<sup>9-11)</sup>における実験値である。▲は熱交換器入口の空力加熱を考慮して予冷部をステンレス，液化部をアルミニウムとして質量推算したものである。■は予冷部もアルミニウムと同じ密度の先進材料と仮定して推算したものであり，単段式スペースプレーンの解析においてはこの値を使用した。88 K 付近では液化部を追加しているため急激に大きくなっている。

予冷器の伝熱面積は，次式のように，対数平均温度差と交換熱量から算出される。

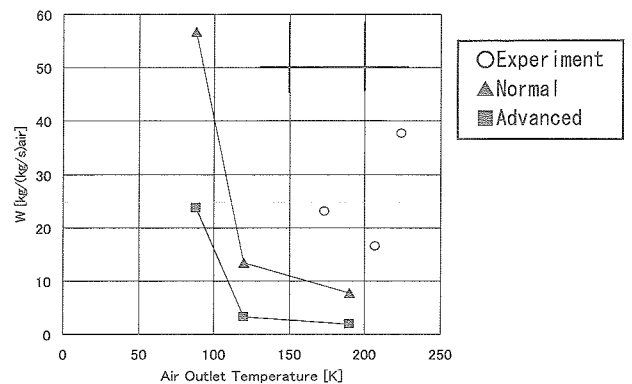


図2.4-1 予冷熱交換器の空気出口温度と質量の関係 (地上静止状態)

予冷器対数平均温度差：

$$\Delta T_{lmx} = \frac{(T_{axi} - T_{fxo}) - (T_{axo} - T_{fxi})}{\ln \frac{T_{axi} - T_{fxo}}{T_{axo} - T_{fxi}}} \quad [K] \quad (2.4.1)$$

予冷器伝熱面積：

$$A_x = \frac{Q_x}{\dot{q}_x \cdot \Delta T_{lmx}} \quad [m^2] \quad (2.4.2)$$

この伝熱面積要求と圧力損失要求を満たすような熱交換器を設計して、予冷器質量係数  $(m/A)_x$  を算出しておくことで、次式により任意の流量に対応した予冷器質量を簡易的に算出できる。尚、与えられた伝熱面積の熱交換器を用いてマッハ数が上昇すると、空気と燃料の温度差が大きくなるため、交換熱量は上記の設計点より増える傾向にある。また、マッハ数が上昇すると、予冷熱交換器出口温度は上昇する。この効果は2.2のエンジン性能解析において反映されており、最大マッハ数においても、予冷熱交換器の材料温度が、耐力の低下しない範囲に収まっていることを確認している。

予冷器質量：

$$m_x = (m/A)_x \cdot A_x \quad [kg] \quad (2.4.3)$$

液化器の伝熱面積についても同様に、次式のように、対数平均温度差と交換熱量から算出される。

液化器対数平均温度差：

$$\Delta T_{lml} = \frac{(T_{axo} - T_{fxi}) - (T_{axo} - T_{fli})}{\ln \frac{T_{axo} - T_{fxi}}{T_{axo} - T_{fli}}} \quad [K] \quad (2.4.4)$$

液化器伝熱面積：

$$A_l = \frac{Q_l}{\dot{q}_l \cdot \Delta T_{lml}} \quad [m^2] \quad (2.4.5)$$

この伝熱面積要求と圧力損失要求を満たすような熱交換器を具体的に設計して、液化器質量係数  $(m/A)_l$  を算出しておくことで、次式により任意の流量に対応した液化器質量を簡易的に算出できる。

液化器質量：

$$m_l = (m/A)_l \cdot A_l \quad [kg] \quad (2.4.6)$$

## 2.4.2 インテーク・ノズル

ターボエンジンのインテーク・ノズルの質量は、NASA-CR-182226 (HASA)<sup>27)</sup> の手法を基にして算出した。また、スクラムジェットを構成するスクラムダクトの質量は、カーボン／カーボンを仮定して、パネルと梁の最適化計算を行い、推力質量比を算出した。この際、矩形ダクトの面を正方形のパネルを並べて構成し、パネルの辺長と梁の高さを設計変数として、エンジン性能計算の結果から与えられる最大内圧に耐える構造を維持しながら、質量が最小となるような最適計算を行った。また、ロケットエンジンの質量は、LE-7 A<sup>29)</sup> の推力質量比を基にして推算した。

## 2.4.3 コアエンジン

コアエンジンの質量は、ターボジェットエンジンのデータベースから、空気流量と圧力比で構成される質量係数 (FAC) を定義して推算した。データベースは、“Jane's Aero-Engines”<sup>28)</sup> を基にして作成された。質量係数 (FAC) を作成するにあたり、質量誤差を最小とするために、圧力比の指数として、全データベースに適用したときの標準偏差が最小となる値を算出した。

結果として、コアエンジン質量は、エンジンの修正空気流量と圧力比を用いて、次式で表せた。

修正空気流量：

$$\bar{G}_a = G_a \cdot \frac{T_{axi}}{288} \quad [kg/s] \quad (2.4.7)$$

コアエンジン質量：

$$m_{ij} = 9.8851 \times \bar{G}_a \cdot \pi^{0.265} = 9.8851 \times FAC \quad [kg] \quad (2.4.8)$$

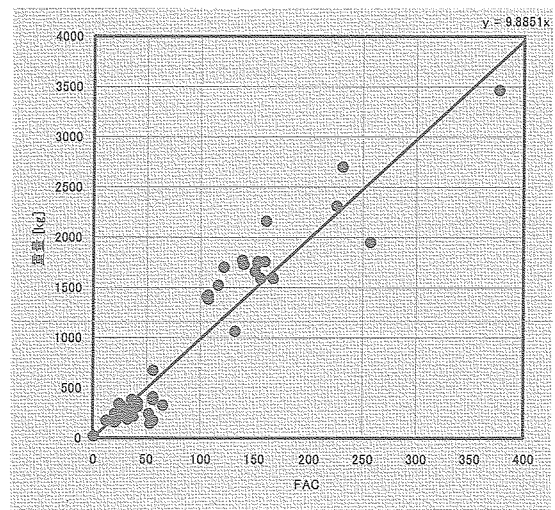


図 2.4-2 ターボジェット質量係数と質量の関係

## 2.5 機体部品質量推算

機体部品の質量はNASA-CR-182226 (HASA)<sup>27)</sup>を基本として推算した。主翼の質量は、翼面荷重を仮定して、離陸質量に対する揚力が発生できるものとして推算した。

### 2.5.1 胴体

胴体質量はHASA<sup>27)</sup>の推算式で推算した。軌道解析で設定した最大加速度を用いて、終局荷重倍数を設定した。

胴体長 ( $l_b$ ) を収束変数として、後述のタンク質量推算の過程で得られる次式のタンク長さ合計と一致するように収束計算を行った。

タンク長さ合計：

$$l_t = d_{ft} + l_{ft} + d_{ot} + l_{or} \quad [kg/s] \quad (2.5.1)$$

### 2.5.2 主翼・垂直尾翼・補機類

主翼と垂直尾翼の質量はHASA<sup>27)</sup>の推算式で推算した。揚力は胴体下面からも発生すると考え、翼面荷重から得られる面積から胴体下面面積を引いて主翼面積を求めた。主翼の質量は、翼面荷重を仮定して、離陸質量に対する揚力が発生できるものとして推算した。軌道解析で設定した最大加速度を用いて、終局荷重倍数を設定した。

また、主翼面積との比率から垂直尾翼面積を算出して統計式に適用することで、垂直尾翼質量を算出した。

アクチュエータ、降着装置、熱防護材、電装品といった補機類の質量もHASA<sup>27)</sup>の推算式を参考にして推算した。熱防護材については、実績値を参考にして密度と厚さを設定して適用した。

### 2.5.3 燃料タンク・酸化剤タンク

燃料タンク質量は設計計算によって推算した。タンクの強度については、円筒部とドーム部に分割して、「機械工学必携」<sup>22)</sup>を参考にして計算式を作成した。単段式スペースプレーンの解析においては、安全率4.5の複合材を仮定した。燃料搭載質量としては軌道解析の結果として得られた質量を入力し、タンク体積を求める際に、5%の体積余裕を仮定した。

軌道解析の結果として得られる燃料搭載質量 ( $m_f$ )、および燃料密度や体積余裕を用いて、次式から燃料タンクに必要な体積が求められる。

燃料タンク必要体積：

$$V_{ft} = \frac{m_f}{\rho_f} \cdot (1 + VR_{ft}) \quad [m^3] \quad (2.5.2)$$

次に、タンク直径を設定して、燃料タンクのシリンダ長さが次式で求められる。

燃料タンクシリンダ長さ：

$$l_{ft} = \frac{\left\{ V_f - \frac{4\pi}{3} \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^3 \right\}}{\pi \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^2} \quad [m] \quad (2.5.3)$$

そして、安全率 ( $SF_{ft}$ )、タンク内圧 ( $p_{ft}$ )、および耐力 ( $\sigma_{mft}$ ) を設定して、次式によりシリンダ部とドーム部の板厚が求められる。

燃料タンクシリンダ板厚：

$$th_{fts} = SF_{ft} \cdot \frac{p_{ft}}{\sigma_{mft}} \cdot \frac{d_{ft}}{2} \quad [m] \quad (2.5.4)$$

燃料タンクドーム板厚：

$$th_{fd} = \frac{SF_{ft}}{2} \cdot \frac{p_{ft}}{\sigma_{mft}} \cdot \frac{d_{ft}}{2} \quad [m] \quad (2.5.5)$$

これらの値を用いて、燃料タンク質量は次式で表せる。

燃料タンク質量：

$$m_{ft} = 2 \times \left\{ th_{fts} \cdot \pi \cdot d_{ft} \cdot l_{ft} + th_{fd} \cdot 4\pi \cdot \left( \frac{d_{ft}}{2} \right)^2 \right\} \cdot \rho_{mft} \quad [kg] \quad (2.5.6)$$

酸化剤タンク質量も燃料タンクと同様の手法で推算した。酸化剤タンクの材質としては、安全率1.5のアルミニウム合金を仮定した。酸化剤タンクには複合材は適用できないため、単段式スペースプレーンにおいてもアルミニウム合金とした。酸化剤搭載質量としては軌道解析の結果として得られた質量を入力し、タンク体積を求める際に、5%の体積余裕を仮定した。

### 2.5.4 ペイロード

ペイロードは、軌道解析で設定した初期質量 ( $m_{gio}$ ) から、総機体質量を減じて、次式から求めた。

ペイロード：

$$m_{pl} = m_{gio} - m_{tot} \quad [kg] \quad (2.5.7)$$

総機体質量は、全てのエンジン部品質量、機体部品質量とともに、軌道解析で得られた推進薬質量を加算して求めた。

### 3. 解析結果

第2章で作成したプログラムを用いて、スペースプレーンの飛行性能解析を行い、異なるエンジン構成におけるペイロード運搬性能の比較検討を行った。まず、広い当量比範囲でサイクルが成立する予冷ターボエンジンの概念設計を行い、当量比を変えた場合の性能の比較を行った (3.1)。次に、単段式スペースプレーンについて、予

冷ターボエンジン、空気液化式ロケットエンジン、およびロケット・ラムジェットエンジンを用いた場合のペイロード運搬性能の比較検討を行った (3.2)。

#### 3.1 予冷ターボエンジンの概念設計

高圧力比化と小型化が可能で、スクラムジェットの加速手段として使用できる予冷ターボエンジンの概念設計

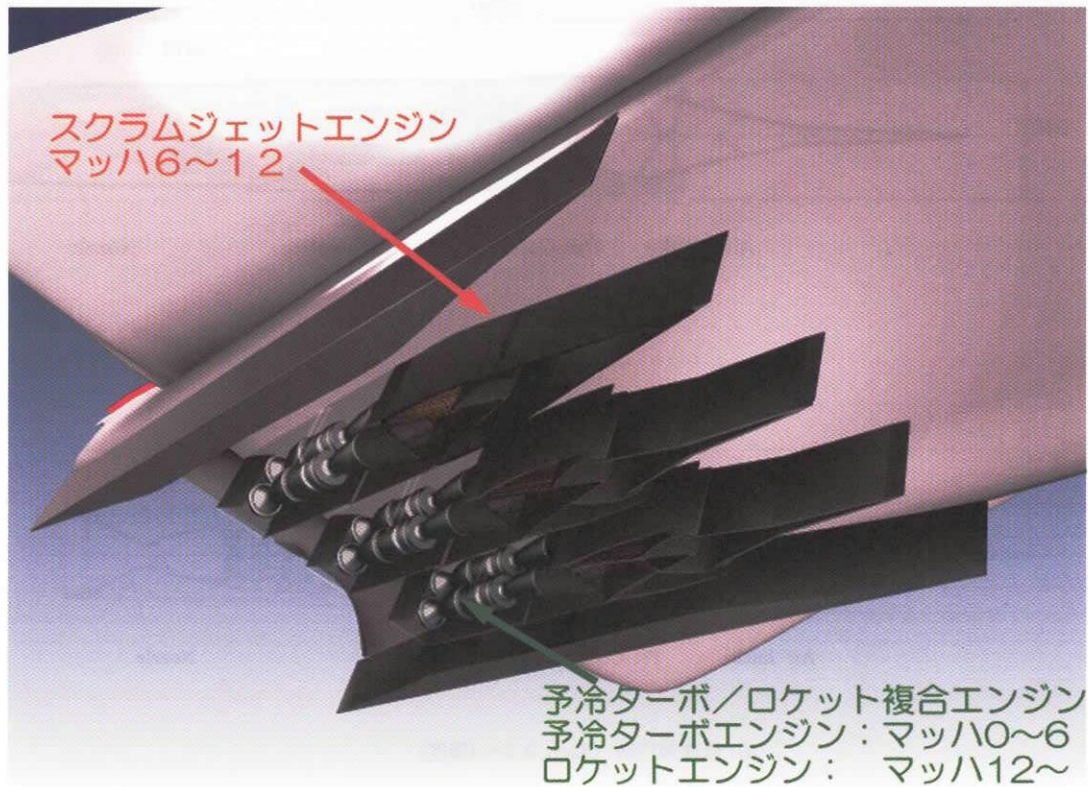


図 3.1-1 単段式スペースプレーン用複合エンジン

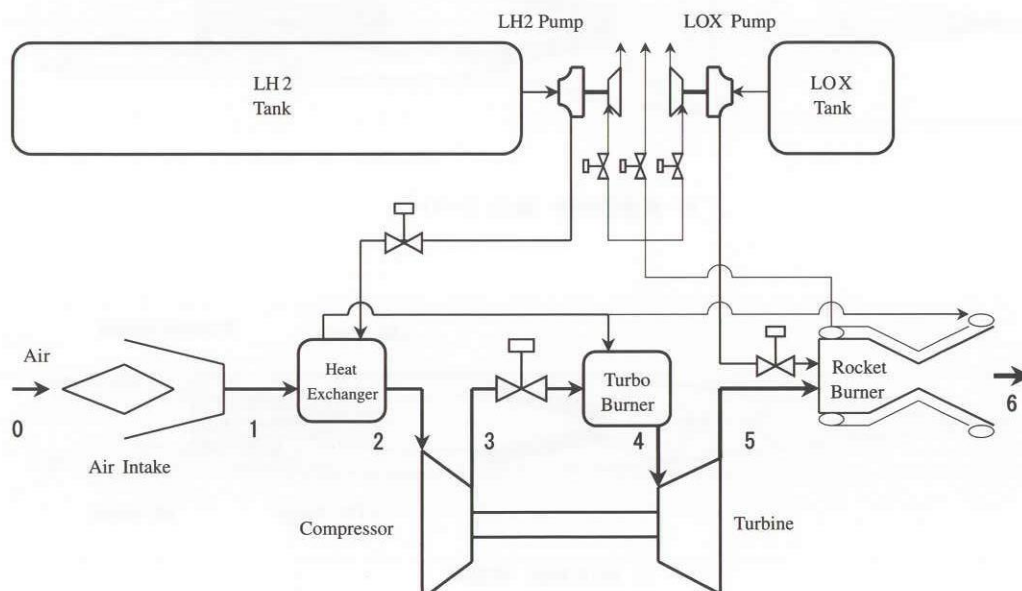


図 3.1-2 予冷ターボ/ロケット複合エンジン系統図



を行った。また、前章で作成したプログラムを用いて、予冷ターボエンジンのエンジン性能解析を行い、エンジン各部の作動状態を確認した。そして、当量比と圧力比を変えた場合のパイロード運搬性能を比較検討した。

### 3.1.1 予冷ターボエンジンの全体構成

スクラムジェットの前壁に装着して初期加速を行うた

めに、燃焼圧の高い予冷ターボエンジンのノズル部分をロケットエンジンとしても使用する、「予冷ターボ/ロケット複合エンジン」を設計した。同エンジンはロケットエンジン並みに小型にできるため、大型のスクラムジェットと組み合わせることで、高性能の単段式スペースプレーン用複合エンジン（図3.1-1）を実現できると考えら

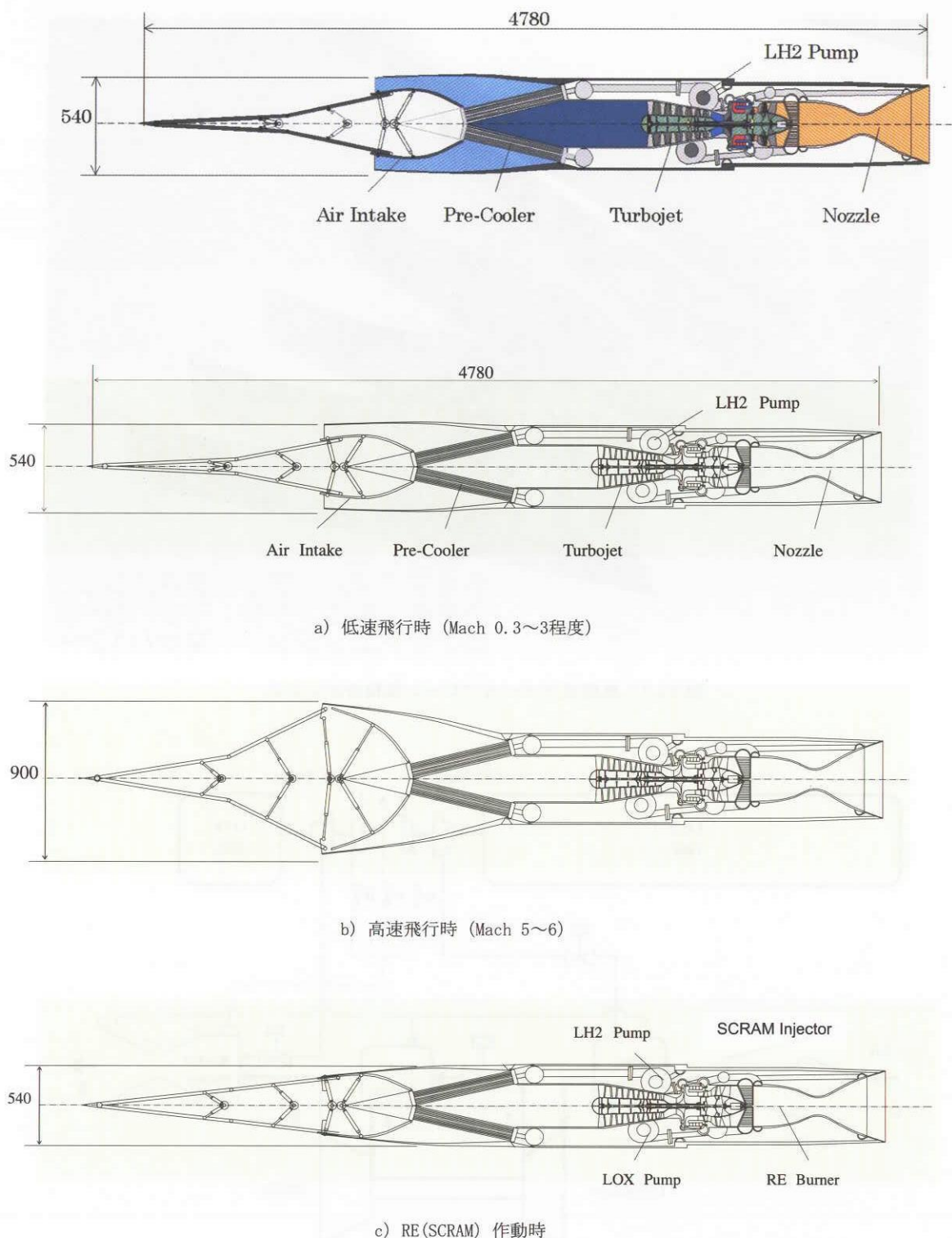


図3.1-3 予冷ターボジェット/ロケット複合エンジン断面図



表 3.1-1 エンジン諸元

定格回転数	31920 rpm
定格流量	10 kg/s
圧縮機入口直径	273 mm
圧縮機効率	0.85
タービン効率	0.90
機械効率	0.95
燃焼効率	0.95
飛行動圧	34 kPa

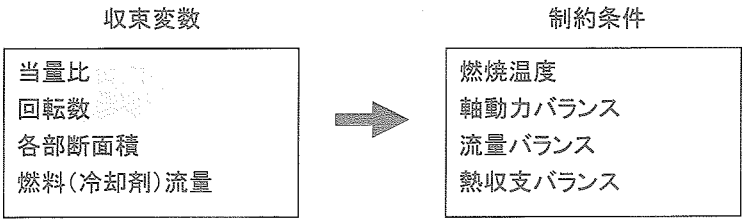


図 3.1-4 収束計算の概要

表 3.1-2 解析条件

	Case 1	Case 2	Case 3	RBCC
Dynamic Pressure [kPa]	34	34	34	34
Pressure Ratio	50	50	3.3	1.0
Combustion Temperature [K]	1100	2000	2000	2000
Equivalence Ratio	5.3	1.8	1.8	0.8

れる。概念設計においては、サブスケールエンジンにおける各コンポーネントの概略形状と寸法を設定した。また、飛行マッハ数に応じた非設計点性能解析を行った。

図 3.1-2 に予冷ターボ／ロケット複合エンジンの系統図を示す。推進剤としては、液体酸素（液酸）と液体水素（液水）を想定している。このエンジンは、バルブ切替により、予冷ターボエンジン（PCTJ）モードとロケットエンジン（RE）モードで作動できるようになっている。

PCTJ モードでは、液酸バルブは閉められ、液水のみが予冷熱交換器を介してエンジンに供給される。液水の一部はロケット燃焼器に冷却剤として供給され、通過する排気ガスの熱を吸収して、液水ターボポンプを駆動してから排出される。

RE モードでは、ターボ燃焼器上流の空気バルブが閉められ、液水と液酸がロケット燃焼器に供給される。RE モードでも液水の一部がロケット燃焼器に冷却剤として供給され、燃焼ガスの熱を吸収して、液水／液酸ターボポンプを駆動してから排出される。このサイクルは、LE-5B エンジン<sup>29)</sup> のエキスパンダー・ブリードサイクルと同等のものである。このエンジンをスクラムジェットに組み込む場合は、スクラムジェットの燃料噴射器をターボポンプ駆動ガスの排出孔として使用することも考えられる。

図 3.1-3 にスクラムジェットに組み込んだ予冷ターボ／ロケット複合エンジンの断面図を示す。a) は低速飛行時、

b) は高速飛行時、c) は RE およびスクラムジェット作動時のものである。スクラムジェットの寸法は実機エンジン<sup>30-32)</sup> の 30 % スケールに設定した。

3.1.2 解析条件

表 3.1-1 にエンジン諸元、表 3.1-2 に解析条件を示す。

燃焼温度は当量比を制御して一定（Case 1: 1100 K, Case 2,3: 2000 K,）となるようにした。当量比は予冷の効果が顕著になる燃料過濃側とした。

図 3.1-4 にエンジン性能解析の主要部分である収束計算の概要を示す。解析においては、各飛行条件において、燃焼温度、軸動力バランス、各部流量バランス、熱収支バランスの制約条件式がすべて満たされるように、当量比、回転数、各部流路面積、燃料（冷却剤）流量を収束変数として準ニュートン法を用いて収束計算を行った。

3.1.3 エンジン各部流路面積

図 3.1-5 にエンジン各部断面積の変数定義、図 3.1-6 にエンジン各部流路面積の解析結果（Case 1）を示す。インテークとエンジンの流量整合をとるために、実捕獲面積（Aii）とインテークスロート面積（Ait）を可変とした。Mach 0.3～3 付近（図 3.1-3a）では、エンジンに供給される空気流量分の有効捕獲面積（Aie）が Aii 以下になっている。この場合は、スピレージ流量分の運動量がすべて抵抗になることとした。Mach 3.5 以上（図 3.1-3b）では、Aii がスクラムジェットで制約される最大捕獲面積に達する。この場合は、エンジン回転数を下げて流量調整

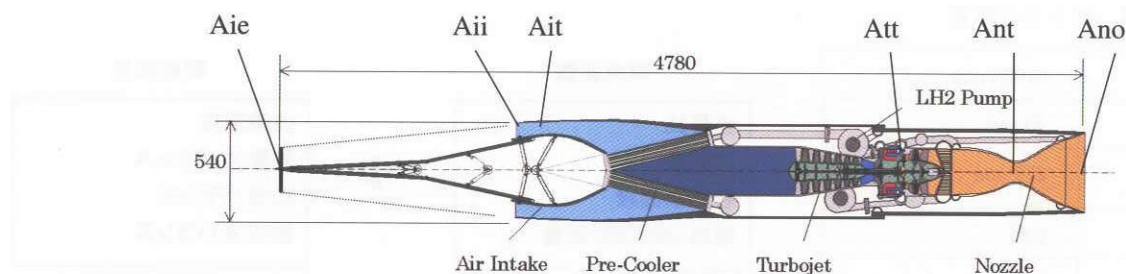


図 3.1-5 断面積の変数定義

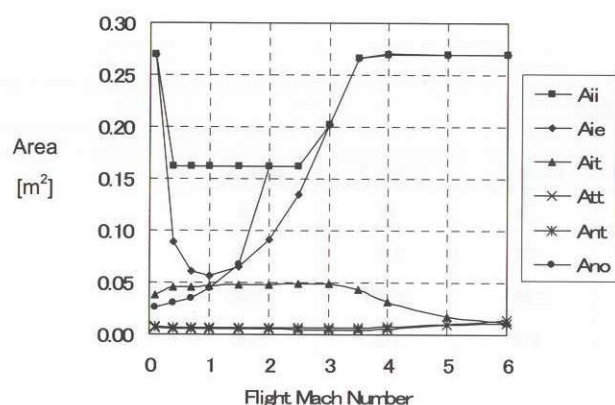


図 3.1-6 各部断面積の変化 (Case 1)

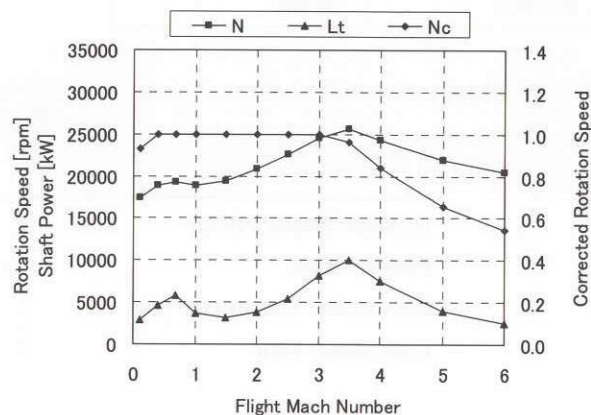


図 3.1-7 回転数と動力の変化 (Case 1)

をすることとした。

燃焼温度を一定とすると、マッハ数が上がって圧縮機入口温度が上昇した場合、圧縮機とタービンの流量不整合が生じる。この不整合が、通常のターボジェットより大きい場合、圧縮機静翼ではなく、タービン静翼を可変とし、タービンスロット面積 (Att) を調節した。これにより圧縮機作動マップ上の作動線は最高効率の線を通ることとし、圧縮機とタービンの効率是一定とした。また、エンジンとノズルの流量整合をとるために、RE のノズルスロット面積 (Ant) を可変とした。Att と Ant の変化量は大きくはないが、高温部での可変機構となるため、成立性については検討を要する。

ノズル出口面積 (Ano) はインテークの Aii 以下とした。Mach 2.0 以上では Aii に制限され、不足膨張となっている。

### 3.1.4 回転数・動力

図 3.1-7 はエンジン回転数と軸動力の解析結果 (Case 1) である。Mach 3 以下では、予冷により圧縮機入口温度が下がり、音速が下がるため、修正回転数 ( $N_c$ ) の上限により最大回転数 (N) が決まっている。一方、Mach 3.5 では、予冷器出口温度が設計点以上に上がるため実回転数の制約、Mach 3.5 以上では、インテークの Aii の制約により最大回転数が決まり、 $N_c$  が落ちている。

### 3.1.5 エンジン各部圧力

図 3.1-8 に圧力・温度の位置定義を示す。図 3.1-9 はエンジン各部圧力と圧力比の解析結果 (Case 1) である。圧力比は、Mach 3 以上で修正回転数が低下するのに伴って低下する。圧縮機出口圧 (P3) は Mach 3.5 で最大値 (8.0 MPa 程度) をとる。推力に直接関係するタービン出口圧 (P5) は 2.5 ~ 5.0 MPa 程度であり、RE 燃焼器を PCTJ 用ノズルとしても共用できる。

### 3.1.6 エンジン各部温度

図 3.1-10 はエンジン各部温度の解析結果 (Case 1) である。インテーク出口温度 (T1) はマッハ数の上昇に伴い、急上昇する。よって、インテークと予冷熱交換器上流部には、耐熱性の高い材料が要求される。圧縮機入口温度 (T2) について、通常のターボジェットで実用化されている 900 K レベル (Mach 3 飛行時) に対し、Case 1 では 600 K 程度であり、製作上の問題はない。燃焼器出口温度 (T4) に曝されるタービンは、燃料過濃燃焼のため、燃料で冷却することになる。燃料過濃燃焼の実用化のためには、始動方法等で詳細な設計検討が不可欠である。Case 1 の温度に関しては、T4 が低いことと、冷却剤流量が多くなることで、設計が容易となる。

### 3.1.7 流量・当量比

図 3.1-11 と図 3.1-12 は流量と当量比の解析結果 (Case 1,

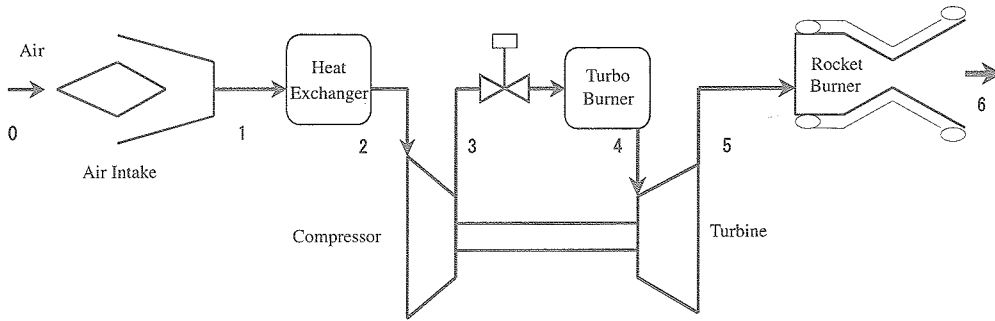


図 3.1-8 圧力・温度の位置定義

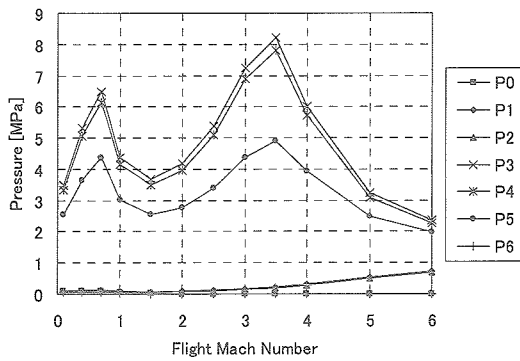


図 3.1-9 各部圧力の変化 (Case 1)

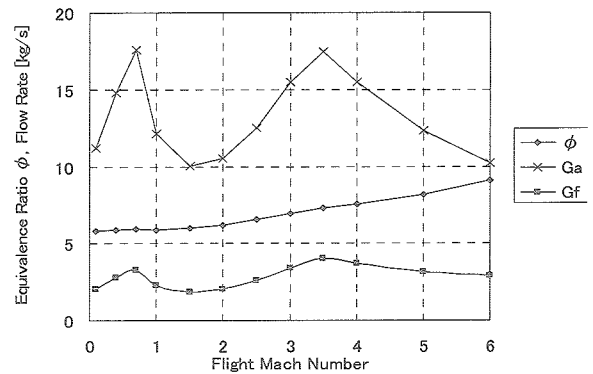


図 3.1-11 当量比と流量の変化 (Case 1)

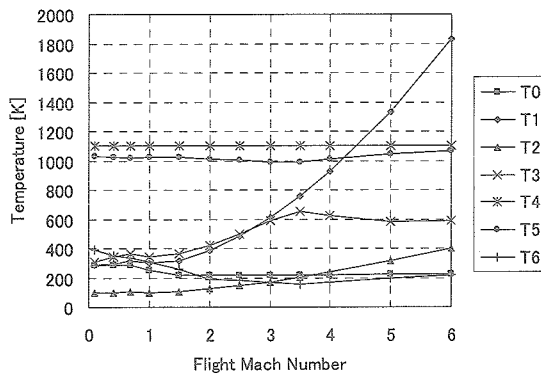


図 3.1-10 各部温度の変化 (Case 1)

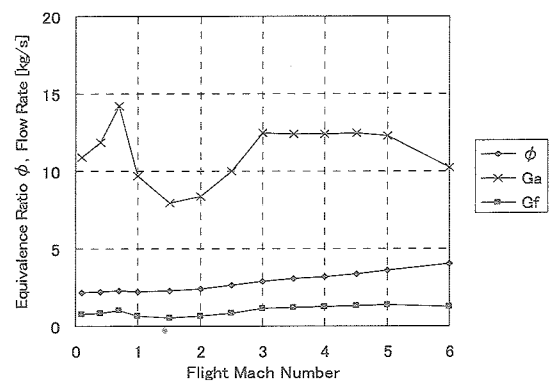


図 3.1-12 当量比と流量の変化 (Case 2)

Case 2) である。T4を一定とするために、マッハ数や圧力比の変化により燃焼器入口温度が変わるときは、当量比を制御することとした。燃料過濃燃焼のため、マッハ数上昇により燃焼器入口温度が上がるときは、当量比( $\phi$ )を上げる(より過濃にする)ことになる。これは、予冷熱交換器における冷却能力の向上にもなっている。Case 1とCase 2を比べると、Case 1の方が燃料流量(Gf)、空気流量(Ga)ともに多くなっている。Gfが多いのは、燃料過濃側で燃焼温度を下けているためであり、Gaが多いのは、冷却剤でもある燃料の流量が増えて冷却能力が上がり、空気密度が上昇しているためである。

### 3.1.8 エンジン性能比較

図 3.1-13 と図 3.1-14 は Case 1 ~ 3 の燃焼温度と圧縮機入口温度の比較である。Case 1 は燃料過濃側で当量比が高いため燃焼温度が低く、冷媒としての燃料の流量が増えるために圧縮機入口温度が低くなっている。比較用の RBCC においては、ラムジェット作動時は 2000 K の希薄燃焼とした。RBCC とはロケットベース複合エンジンのことであり、ここでは、マッハ 2.5 ~ 5 はラムジェットエンジン、マッハ 6 ~ 12 はスクラムジェットエンジン、それ以外の速度域ではロケットエンジンが作動するものとして、性能を推算した。ラムジェットエンジンの性能は、第 2 章

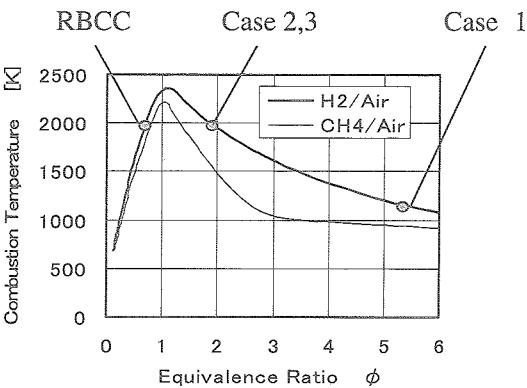


図 3.1-13 燃焼温度の比較

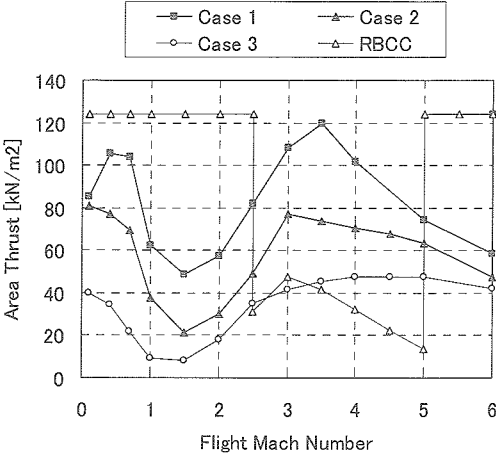


図 3.1-15 面積推力の比較

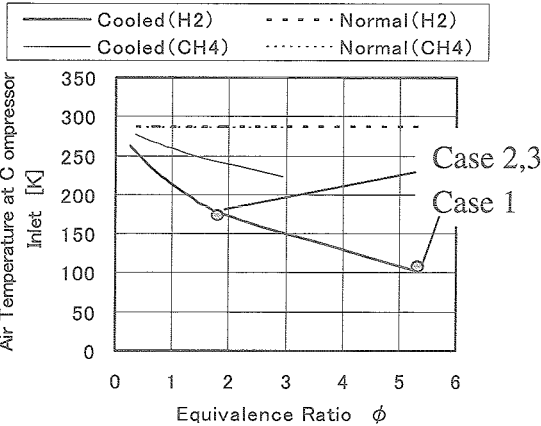


図 3.1-14 圧縮機入口温度の比較

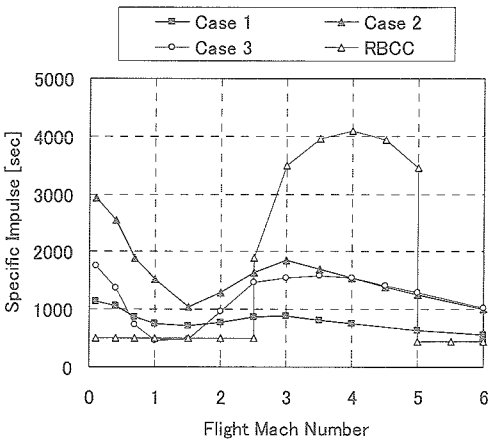


図 3.1-16 比推力の比較

の方法で圧縮機の圧力比を1として推算した。また、スクラムジェットエンジンの性能は文献<sup>1)</sup>から推定した。

図 3.1-15 は面積推力の比較、図 3.1-16 は比推力の比較である。ここで面積推力とは、最大正面面積（スクラムジェットの全正面面積）あたりの推力と定義している。Case 1 と Case 2 を比べると、Case 1 は面積推力が大きく、比推力が小さい。これは 5.1.7 で述べた  $G_f$  と  $G_a$  の違いの影響である。圧力比の小さい Case 3 は、Case 2 より面積推力、比推力ともに低い。また、タービン出口圧が低くノズルスロート径が大きくなるため、RE 燃焼器を別に用意する必要がある。よって、単段式スペースプレーンへの適用を考えると、性能、質量、スペースともに不利となる。

RBCC と Case 1 は傾向が全く異なるため、単純比較はできないが、平均した推力・比推力のレベルは近い。Case 1 の方が推進薬の大半が消費される低速領域において比推力が高いこと、RBCC で矩形断面のスクラムジェット流路をラムジェットとしても使用すると質量増加が大きいことを考慮すると、Case 1 の総合性能が高い可能性がある。

3.1.9 飛行解析

3.1.8 において、Case 1～3 と RBCC で、面積推力と比推力の変化の様子が大きく異なることが判った。面積推力と比推力の両方が他の全方式より高いものではなく、単純には比較できない。そこでまず、燃料消費量を算出するために、表 3.1-3 に示す条件を仮定して単段式スペースプレーンの飛行解析を行った。打上げ質量は 460 Mg とし、赤道から東向きに打ち上げて高度 100 km の円軌道に投入することを想定した。予冷ターボエンジンによる初期加速（マッハ 0～6）においては飛行動圧 34 kPa を仮定した。スクラムジェットエンジンによる加速（マッハ 6～12）においては飛行動圧 50 kPa を仮定した。スクラムジェットエンジンの性能は文献<sup>1)</sup>から推定した。マッハ 12 以上はロケットエンジンによる加速を行うこととした。

図 3.1-17 に Case 1 の飛行解析結果（マッハ 0～12）を示す。高度は、34 kPa と 50 kPa の空力軌道を通しながら徐々に上昇しており、スクラムジェットエンジンによる加速が終了するマッハ 12 付近で高度 30 km 程度となっ



表 3.1-3 飛行解析条件 (単段式)

Propellant	LOX/LH <sub>2</sub>
Initial Mass	460 Mg
Orbit Altitude	100 km
Dynamic Pressure (Initial)	34kPa
Dynamic Pressure (Scram)	50kPa
Mach Range (Initial)	0～6
Mach Range (Scram)	6～12
Mach Range (RE)	12～

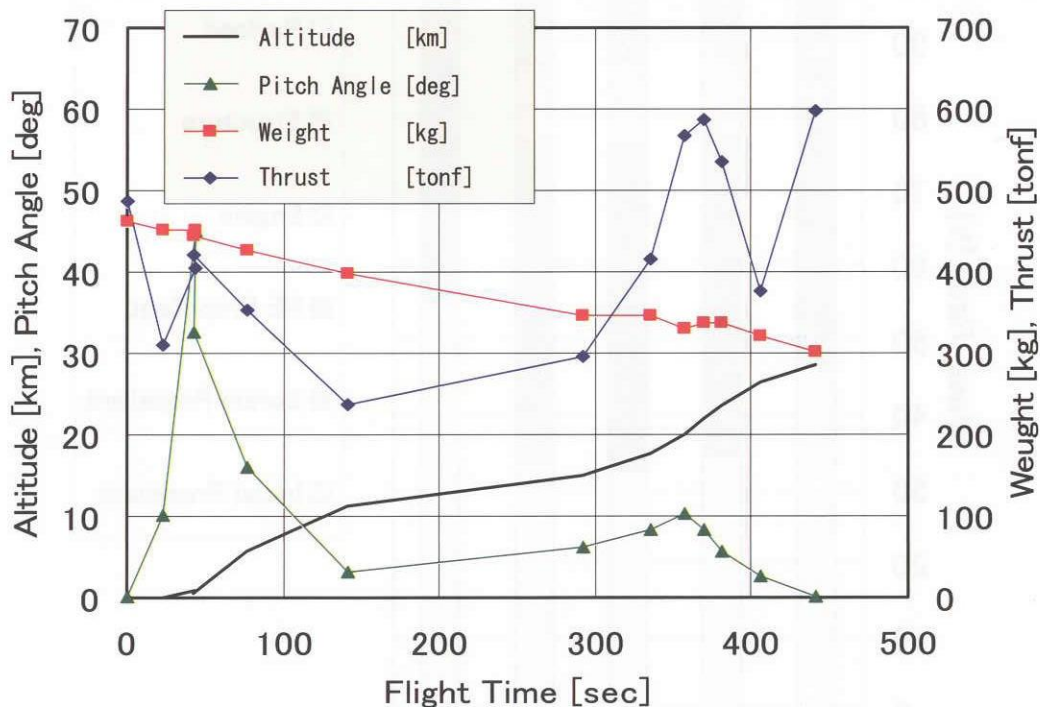


図 3.1-17 飛行解析結果 (Case 1)

ている。経路角は水平離陸した直後に45度程度まで急増加し、その後緩やかに減少している。質量は推進薬の消費量の分だけ徐々に減少しており、スクラムジェットエンジンによる加速が終了するマッハ12付近で300 Mg程度となっている。

### 3.1.10 質量推算

エンジン性能解析と飛行解析で得られた数値を用いて質量推算を行った。表 3.1-4 に質量推算結果、図 3.1-18 に質量配分の比較を示す。

Case 1～3 を比較すると、Case 1 は当量比が高くて比推力が低いため、初期加速用推進薬 (Initial Propellant) の質量が他より大きいことが判る。しかしながら、推力質量

比が他より大きいため、エンジン質量は小さくなっている。このエンジン質量の低減効果の方が大きいため、推進薬質量、エンジン質量および機体質量の合計は Case 1 が最も小さく、結果としてペイロード運搬能力が最大となっている。

Case 1 と RBCC を比較すると、推進薬質量は Case 1 の方が大きく、エンジン質量は RBCC の方が大きい。RBCC の質量は、矩形ダクトのパネルと梁の最適計算から求めた。Case 1 では矩形ダクトはスクラムジェットの内圧に耐える強度があれば十分であるため、比較的軽量に設計できる。一方、RBCC においては、ラムジェット作動もさせる必要があるため、スクラムジェットに比べて内圧が非

表 3.1-4 質量推算結果

	Case 1	Case 2	Case 3	RBCC	Rocket
Initial Propellant	213.0	158.5	148.8	153.9	256.5
Scram propellant	29.7	36.3	37.4	36.8	0.0
RE Propellant	130.5	159.4	164.4	161.8	152.9
Engine	17.5	51.2	53.2	48.1	10.2
Structure	55.8	53.6	54.1	44.1	39.1
Payload	13.5	1.1	2.0	15.4	1.3
Total Initial Mass	460.0	460.0	460.0	460.0	460.0

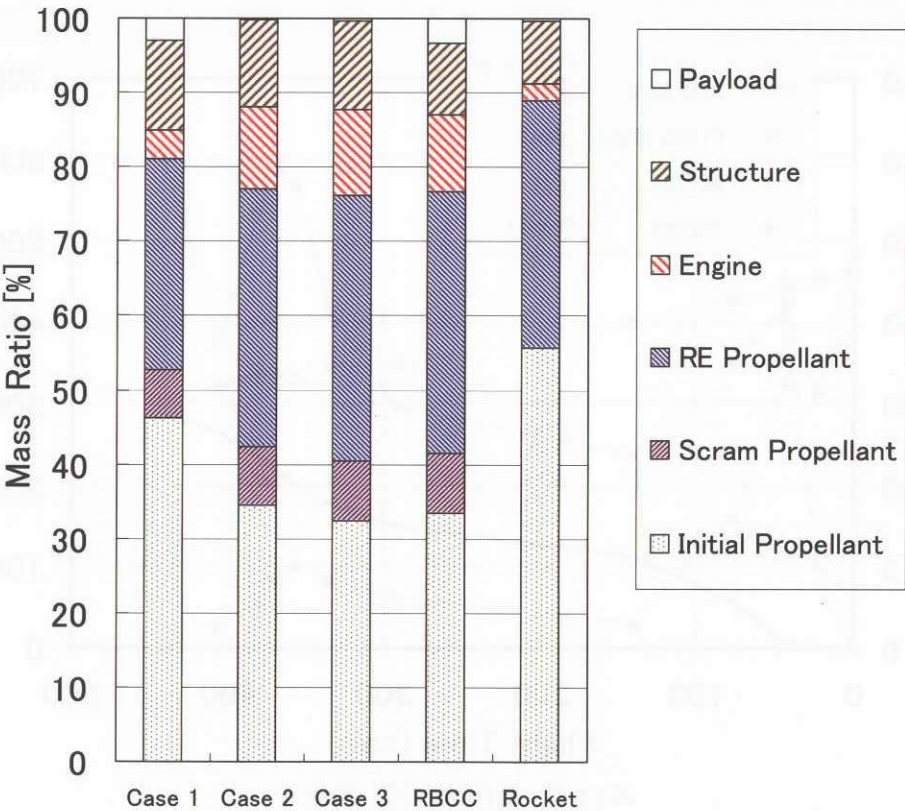


図 3.1-18 質量配分の比較

常に高くなり、矩形ダクトの質量が大きくなった。

さらに、機体質量に着目すると、Case 1の方が大きい。これは、予冷ターボエンジンの推進薬質量の全量が低密度の液体水素であるのに対し、RBCCの推進薬質量の大部分が液体酸素であり、タンクが相対的に小型になっているためである。結果として、Case 1とRBCCはほぼ同等のペイロード運搬能力があることが判った。

同じ図に、参考としてロケットエンジンのみを用いて垂直離陸させる単段式スペースプレーンの解析結果を示した。この場合は軌道に投入できるペイロードは非常に

小さく、Case 1の方が成立性が高いことが判った。

**3.2 単段式スペースプレーンの飛行性能比較**

3.1節において、予冷ターボエンジンとスクラムジェットエンジンを組み合わせた空気吸込式エンジンは、従来のロケットエンジンのみを用いる場合より単段式スペースプレーンの成立性が高いことが予想された。

一方、これまでに、単段式スペースプレーンを実現するための空気吸込式エンジンの組み合わせがいくつか提案されてきた。しかしながら、異なる種類のエンジン方



式について同じ条件で設計と飛行解析をして比較検討した例は非常に少ない。そこで、本節では、スクラムジェットエンジンに各種の初期加速用エンジンを組み合わせた場合のペイロード運搬能力の比較検討を行うこととした。

### 3.2.1 スクラム複合型エンジンの概要

図 3.2-1 にスクラム複合型エンジンとして、LACRES (スクラム複合型空気液化サイクルエンジン) と PATRES (スクラム複合型予冷ターボ/ロケットエンジン) の概念

図を示す。マッハ0～6の初期加速においては、スクラムジェットエンジンの側壁に格納されたLAC (空気液化サイクルエンジン) 又はPAT (予冷ターボエンジン) が作動し、マッハ6～12の中期加速においては、スクラムジェットエンジンが作動する。そして、マッハ12以上では、初期加速エンジンの燃焼器部分に液体酸素と液体水素が供給されてロケットエンジンとして作動する。

図 3.2-2 に、各マッハ数領域におけるエンジン内部の流

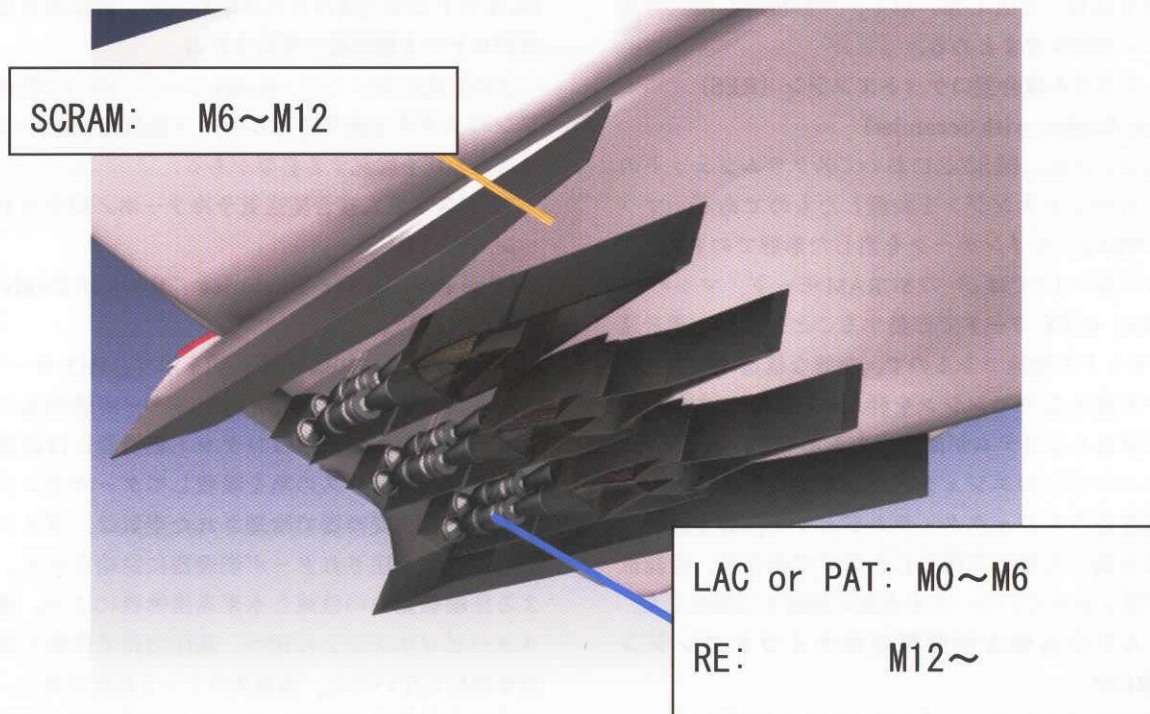


図 3.2-1 LACRES と PATRES の概念図

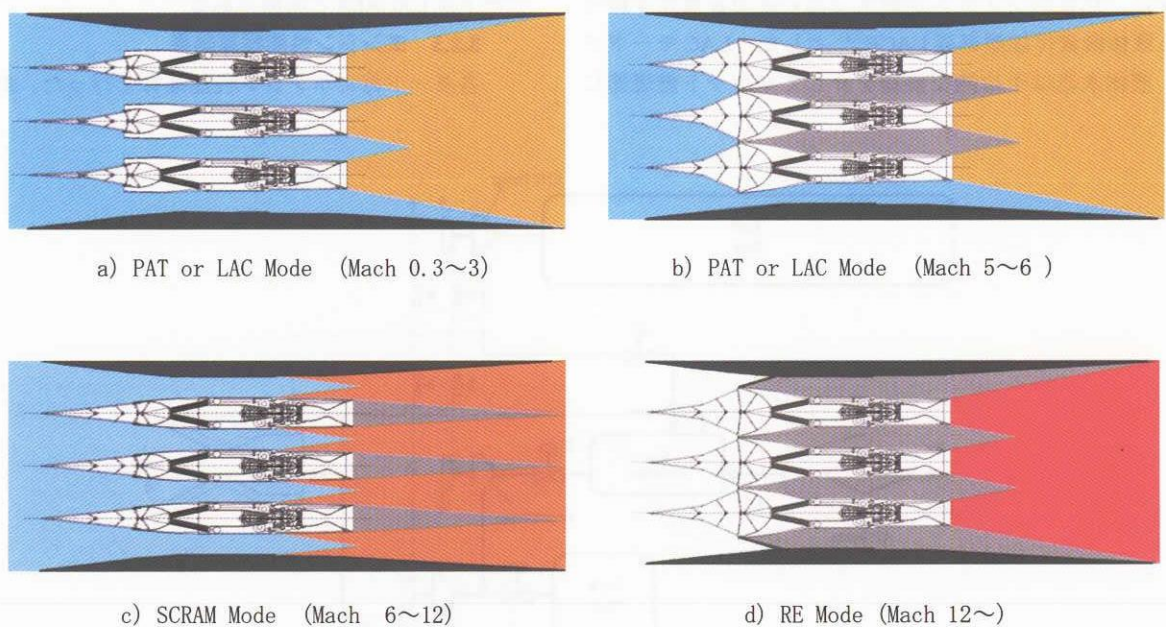


図 3.2-2 LACRES と PATRES のモード変化

れの様子を示す。a) は LAC (空気液化サイクル) モードまたは PAT (予冷ターボエンジン) モードでマッハ 0～3 の最小捕獲面積形態、b) は LAC または PAT モードでマッハ 5～6 の最大捕獲面積形態、c) は SCRAM (スクラムジェット) モードでマッハ 6～12 の形態、d) は RE (ロケットエンジン) モードでマッハ 12 以上の形態である。初期加速用エンジンはスクラムジェットの側壁内に収めることとし、空気吸込式エンジンの場合は、二次元分岐流型インテークの捕獲面積が必要に応じて変化し、空気を取り込むこととした。以下、今回検討した三方式のエンジンの特徴をまとめる。

### 3.2.2 スクラム複合型ロケットエンジン (RES) (Rocket Engine with Scramjet)

このエンジンは、図 3.2-2 においてスクラムジェットの側壁間にロケットエンジンを装備したものである。マッハ 0～6 では a) でインテークを閉じた形態での RE モード、マッハ 6～12 では c) の SCRAM モード、マッハ 12 以上では d) の RE モードで作動することとした。遷音速域を RE モードで加速できるので、複雑な構造の可変インテークが不要となりエンジンを軽量化できる。また、開発要素が少なくシステムが簡素であるという利点もある。ロケットエンジンのエジェクタ効果で空気を吸い込んでラム燃焼を行うエジェクタ・ラムジェット作動を追加すれば、より高い比推力を得られるはずであるが、性能推算方法が確立されていないため今回の検討では除外した。

### 3.2.3 スクラム複合型空気液化サイクルエンジン (LACRES) (Liquefied Air Cycle Rocket Engine with Scramjet)

図 3.2-3 に LACRES の系統図を示す。LAC モードのサイクルは、比較的システムが簡素で高い推力質量比を得られる液体酸素付加型単純 LACE<sup>3,4)</sup> とした。LAC モードでは、液体水素は予冷熱交換器を介してロケット燃焼器に

供給される。液体水素の一部はロケット燃焼器に冷却剤として供給され、排気ガスの熱を吸収してターボポンプを駆動する。予冷熱交換器で液化された空気は、ブーストポンプと液体酸素ポンプにより昇圧されロケット燃焼器に供給される。空気を液化するためには、理論混合比の 8 倍程度以上の液体水素を供給する必要があるため、燃焼温度を上げて高い推力質量比を確保するために液体酸素を付加供給する。Scram モードでは、再生冷却通路でガス化した水素がスクラムジェット燃焼器に供給される。RE モードでは空気バルブが閉められ、液体水素と液体酸素がロケット燃焼器に供給される。

この方式においては、Scram モードにおいて低速系エンジンのノズル下流で生じるベース抵抗を低減するようなノズル形状を検討する必要がある。

### 3.2.4 スクラム複合型空気予冷ターボ／ロケットエンジン (PATRES) (Pre-cooled Air Turbojet / Rocket Engine with Scramjet)

図 3.2-4 に PATRES の系統図を示す。PAT モードでは、液体水素が予冷熱交換器を介してターボ燃焼器に供給される。液体水素の一部はロケット燃焼器に冷却剤として供給され、排気ガスの熱を吸収してターボポンプを駆動する。予冷熱交換器で冷却された空気は、ガスタービンの圧縮機で昇圧されターボ燃焼器に供給される。冷却による圧縮機動力の低減と水素過濃燃焼により、通常のカスタービンエンジンに比べ、高圧力比で作動できる。空気を液化しないため、当量比は 1～5 程度で良く、基本的に液体酸素を追加供給しなくても比較的高い燃焼温度が得られ、推力質量比を確保できる。Scram モードと RE モードは LACRES と同様である。

### 3.2.5 エンジン性能推算結果

各モード毎にエンジン性能推算を行った。RE モードの

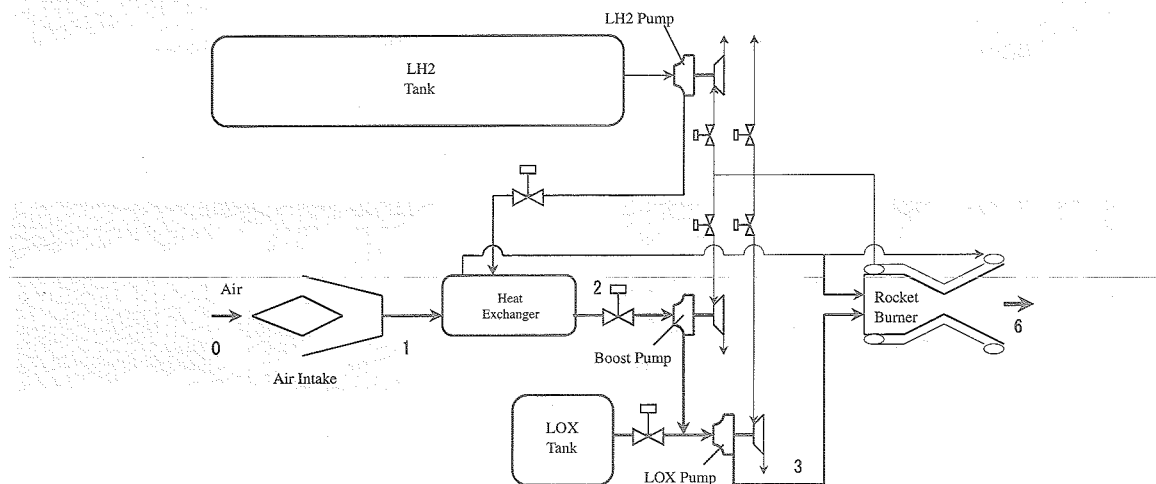


図 3.2-3 LACRES 系統図

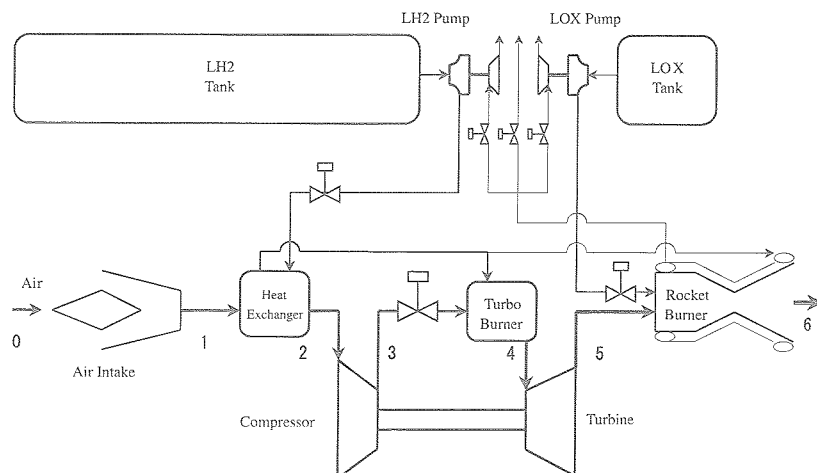


図 3.2-4 PATRES 系統図

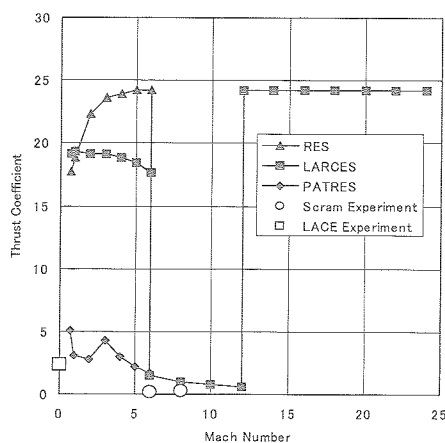


図 3.2-5 推力係数の比較

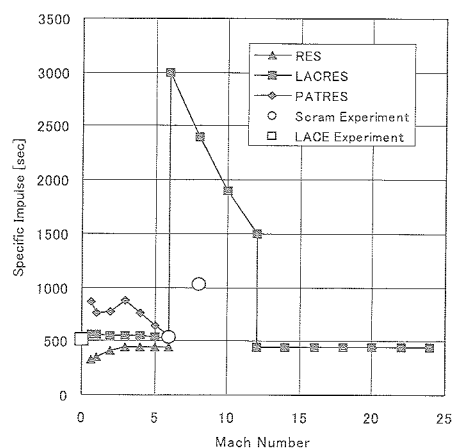


図 3.2-6 比推力の比較

性能は外気圧の変化による推力係数を考慮して推算した。LAC モードの性能は文献<sup>3,4)</sup>，PAT モードの性能は 3.1 節の Case 1，SCRAM モードの性能は文献<sup>1)</sup>の推算値を用いた。スクラムジェットの燃料に関しては、液体水素よりも密度の高い液体メタンを用いてタンクの体積を小さくするための超音速燃焼の基礎的研究<sup>35)</sup>もなされているが、ここでは初期加速にも液体水素を使用することを想定しているため、液体水素を使用することとした。

図 3.2-5 に推力係数の比較、図 3.2-6 に比推力の比較を示す。ここで推力係数は、推力を入口面積と飛行動圧で除して求めた。また、参考として、これまでに行われた実績として、LACE の実験値<sup>3)</sup>とスクラムジェットの実験値<sup>33,34)</sup>も示した。マッハ 0～6 の比推力は PATRES，LACRES，RES の順に高い。マッハ 0～6 の推力係数は RES，LACRES，PATRES の順に大きい。図中□は LACE の実験値である。比推力は推算値と一致している。

○はスクラムジェットの実験値である。推力係数、比推力ともに、推算値より低くなっている。これは、実験

においては外部膨張ノズルを使用していないことが原因と考えられる。

### 3.2.6 飛行性能解析結果

飛行解析は、3.1 節と同じ条件で行った。図 3.2-8 に PATRES の飛行解析結果を示す。絶対速度で 0～2000 m/s 付近が PAT モード、2000～4000 m/s 付近が Scram モード、4000～8000 m/s 付近が RE モードに相当する。姿勢角は初期加速時に最大値 45 deg をとるが、その後は 0～5 deg 程度になっている。PATRES においては、遷音速域における推力係数が低いため、この速度域における空力損失と重力損失を防ぐため、RE モードを挿入した。結果として、この速度域で質量が大きく低下したが、最終的なペイロードは向上した。LACRES においては RE モードの挿入は不要であった。

図 3.2-9 に平均有効比推力の比較を示す。平均有効比推力は、地上静止状態から軌道速度に達するまでの増速度とそれに要した推進薬の全質量から算出した。平均有効比推力は、飛行軌道の違いによる空力損失や重力損失の効



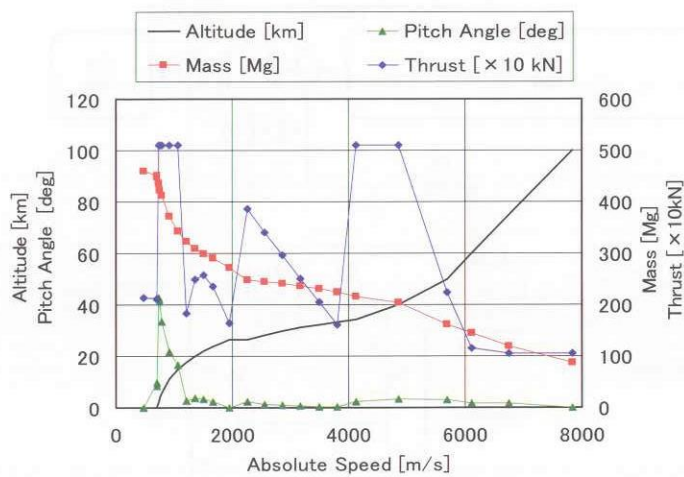


図 3.2-8 PATRES の飛行解析結果

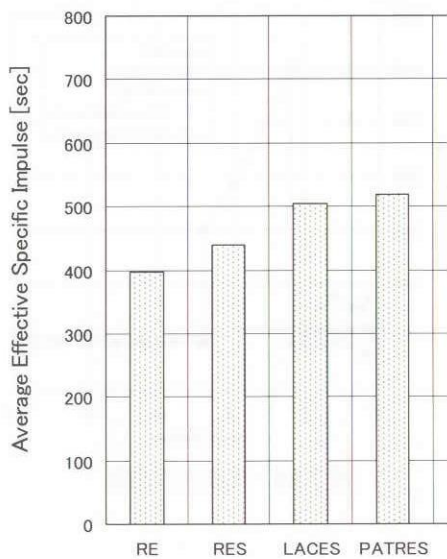


図 3.2-9 平均有効比推力の比較

果も含む変数であり、従来のロケットエンジンとは大きく異なる軌道を通る空気吸込式エンジンの総合性能を比較検討するために有用である。比較のため、ロケットエンジンのみを使用する垂直打上型の単段式スペースプレーン（RE）も加えてある。これを比較すると、PATRES, LACRES, RES, RE の順番で大きい数値となった。従って、PATRES が最も推進薬消費量の少ない方式であることが判った。

表 3.2-1 に質量推算結果、図 3.2-10 に質量比率の比較を示す。推進剤の質量比率は平均比推力の効果により、RE, RES, LACRES, PATRES の順に大きい。一方、LACRES と PATRES はエンジンの質量比率が大きく、最終的に軌道に到達するペイロードとしては RES, PATRES, LACRES, RE の順で大きいという結果となった。

表 3.2-2 にエンジン・機体質量の内訳、図 3.2-11 にエン

表 3.2-1 質量推算結果

%	RE	RES	LACRES	PATRES
Initial Propellant	55.9	61.1	49.8	47.7
Scram propellant	0.0	4.7	6.0	6.3
RE Propellant	32.6	20.2	26.0	27.2
Engine	1.8	2.4	7.4	5.6
Structure	9.0	9.4	10.0	11.1
Payload	0.6	2.3	0.7	2.2
Total Initial Mass	100.0	100.0	100.0	100.0

表 3.2-2 エンジン・機体質量内訳

Mg	RE	RES	LACRES	PATRES
Fuselage	0.00	0.00	0.00	0.00
Main Wing	6.54	7.00	7.42	3.00
Tail wing	1.21	1.21	1.21	1.21
LH2 Tank	1.28	1.67	2.31	6.16
LOX Tank	1.81	1.64	1.36	0.54
Turbojet	0.00	0.00	0.00	11.86
Heat Exchanger	0.00	0.00	23.16	3.27
Scramjet	0.00	2.34	2.34	2.34
Rocket Engine	8.50	8.50	8.50	8.50
Actuator	1.22	1.22	1.23	1.18
Landing Gear	2.05	2.60	3.43	3.60
Thermal Protection	24.31	24.73	25.50	30.79
Electronics	5.00	5.00	5.00	5.00
Total Structure	51.92	55.93	81.47	77.45

ジン・機体質量の比較を示す。質量を軽く推算したにもかかわらず、LACRES の予冷熱交換器の質量が過大となり、平均比推力向上の効果を打ち消した。LACRES についてはより比推力の高いサイクルを検討する必要がある。PATRES については推進剤に占める液体水素の比率が高いためにタンク体積が大きく、熱防御系の質量が過大となった。熱防御系の質量も含めた混合比の最適化が今後の課題である。また、打上げ質量の規模や目標軌道によっても質量割合が変化するため、今後はより広い範囲で検討を進める必要がある。

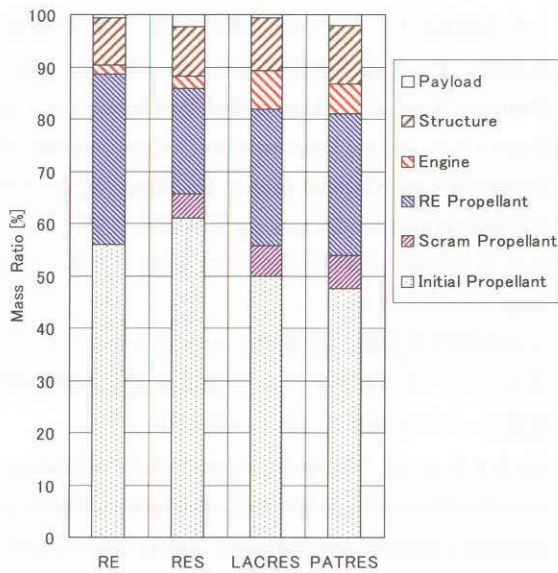


図 3.2-10 質量比率の比較

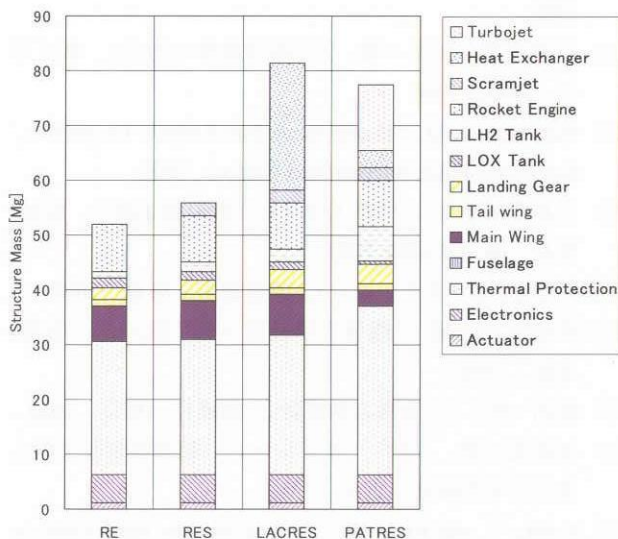


図 3.2-11 エンジン・機体質量の比較

#### 4. 結 論

本研究においては、宇宙航空機（スペースプレーン）を実現するためのエンジン方式として予冷ターボエンジンに着目し、飛行性能解析によって、最大性能を発揮するエンジン方式と諸元を明らかにした。

まず、単段式スペースプレーンに適用する初期加速用エンジンとして、スクラムジェットの側壁内に組み込むことを想定した予冷ターボ／ロケット複合エンジンの概念設計とエンジン性能解析を行った。次に、飛行解析と質量推算によりペイロード推算を行い、エンジンの圧力比と当量比を変えた場合の比較検討を行った。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・予冷ターボエンジンは、可変機構を用いることにより、スペースプレーンに適用可能な推力（50 kN/m<sup>2</sup>以上）と比推力（600 sec 以上）を発揮するエンジンとして成立する。
- ・高当量比の予冷ターボエンジンは、ノズル入口圧を 2.5 ～ 5.0 MPa 程度に設定することができるため、燃料／酸化剤システムの操作により、ノズル部分をロケットエンジンとしても作動させることが可能である。
- ・マッハ 0 ～ 6 で作動する予冷ターボエンジンのコアエンジン部分の温度環境は圧縮機出口温度で 600 K 程度であり、現時点の技術で製作可能である。
- ・単段式スペースプレーンに適用した場合、推力／正面面積の大きい当量比 5 程度の予冷ターボエンジンを用いることで、離陸質量に対し、最大の低軌道ペイロードが得られる。

さらに、単段式スペースプレーンに適用できる可能性のあるスクラム複合型予冷サイクルエンジンの各方式について、エンジン性能推算、飛行解析と質量推算によりペイロード推算を行い、各方式の特徴の明確化と比較検討を行った。その結果として、以下の結論が得られた。

- ・軌道まで到達するのに要する燃料消費量の指標である平均有効比推力は、スクラム複合型・予冷ターボ／ロケットエンジン（PATRES）が最も高く、520 sec 程度となる。
- ・スクラム複合型・予冷ターボ／ロケットエンジン（PATRES）の低軌道ペイロード比は 2.2 %、スクラム複合型・ロケットエンジン（RES）の低軌道ペイロード比は 2.3 % で、同程度である。
- ・スクラム複合型・ロケットエンジン（RES）の低軌道ペイロード比は、水平離陸で重力損失があるにも関わらず、垂直打上げ型のロケットエンジン（RE）のペイロード比（0.6 %）より高い。
- ・スクラム複合型・空気液化サイクルエンジン（LACRES）は、平均有効比推力が 500 sec 程度と高いが、この効果を予冷熱交換器の質量が打ち消してしまい、低軌道ペイロード比は 0.7 % となる。
- ・スクラム複合型・予冷ターボ／ロケットエンジン（PATRES）は初期加速に用いる液体水素の量が多いため、低密度の液体水素を搭載するためのタンクの体積が大きくなり、これに対応した熱防護系の質量が構造質量の 40 % を占めている。
- ・スクラム複合型・予冷ターボ／ロケットエンジン（PATRES）は、平均有効比推力の向上とエンジン質量の相殺により RES と同程度の低軌道ペイロード比となるが、熱防護系の質量も含めた当量比の最適化により、



さらに性能が向上する可能性がある。

本研究において、スペースプレーンに適用する予冷サイクルエンジンの比較検討を行う方法が確立された。また、単段式スペースプレーンの初期加速には当量比5程度の予冷ターボエンジンが適していることが解析的に示された。

## 謝 辞

本研究の遂行にあたり、将来宇宙輸送系研究センター、エンジン試験技術開発センター、航空環境技術開発センター、および複合推進研究グループの皆様から有益な助言をいただきました。ここにお礼申し上げます。

## 参考文献

- 1) Siebenhaar, A. and Bulman, M., "The Strutjet Engine: The Overlooked Option For Space Launch," AIAA-95-3124, July 1995.
- 2) Togawa, M., Aoki, T. and Kaneko, Y., "On LACE research," AIAA 92-5023, December 1992.
- 3) 深堀, 三木, 田口, 「空気液化サイクルエンジンの開発」第35回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.49-54, 1995.
- 4) Miki, Y., Taguchi, H. and Aoki H., "Status and Future Planning of LACE Development," AIAA 93-5124, November 1993.
- 5) Maita, M., Miyajima, H. and Mori, T., "System studies on space plane powered by scram/LACE propulsion system," AIAA Paper 92-5024, December 1992.
- 6) Bond W. H. *et. al.*, "Air Liquefaction and Enrichment System Propulsion in Reusable Launch Vehicles," AIAA J. Propulsion, Vol. 10, No. 4, pp. 485-491, 1994.
- 7) Parkinson, R. and Conchie, P., "HOTOL," AIAA-90-5201, 1990.
- 8) 上條, 野坂, 佐藤「圧縮機式空気吸込ロケットエンジン」, 日本航空宇宙学会北部支部1990年講演会前刷集, pp.21-24, 1990.
- 9) Balepin, V. *et. al.*, "Combined Propulsion for SSTO Rocket: From Conceptual Study to Demonstrator of Deep Cooled Turbojet," AIAA-96-4497, 1996.
- 10) 佐藤他, 「ATREX エンジンの開発研究 (プリクーラおよび再生冷却燃焼器付エンジンの燃焼試験)」, 第37回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.100-105, 1997.
- 11) 佐藤, 棚次, 小見, 富家, 原田, 「プリクーラを装着した ATREX エンジンの地上燃焼試験」, 第39回航空原動機・宇宙推進講演会講演集, pp.108-113, 1999.
- 12) Mitsuoka, T. *et. al.*, "Research and Development of Combined Cycle Engine Demonstrator," Third International Symposium on National project for Super/Hyper-sonic Transport propulsion System, pp. 229-236, 1999.
- 13) 国立天文台編, 「理科年表 平成3年」, 丸善, 東京, 1990.
- 14) 日本熱物性学会編, 「熱物性ハンドブック」.
- 15) エヌ・ベ・ヴァルガフチク, 「気体と液体の熱物理的性質」, ナウカ出版書 (日・ソ通信社).
- 16) Gordon S. *et. al.*, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations," NASA-SP-273, 1971.
- 17) 航空宇宙技術研究所業務委託成果報告書「ターボ・ロケット複合エンジンのシステム検討 (その1)」, 1998.
- 18) 生井武文, 松尾一泰, 「圧縮性流体の力学」, 理工学社, 東京, 1990.
- 19) Mattingly, J. D., "Elements of Gas Turbine Propulsion," McGRAW-HILL International Editions, 1996.
- 20) 日本機械学会, 「伝熱工学資料 (改訂第4版)」, 丸善, 東京, pp.253-256, 1994.
- 21) 西野宏, 「ガスタービン」, 朝倉書店, 東京, 1997.
- 22) 馬場秋次郎編, 「機械工学必携 (第7版)」, 三省堂, 東京, 1986.
- 23) 飯沼一男, 「工業熱力学演習」, 学献社, 東京, 1988.
- 24) 加藤寛一郎, 「スペースプレーン超高層飛行力学」, 東京大学出版会, 東京, 1989.
- 25) Kanda, T. and Kudo, K., "Payload to Low Earth Orbit by Aerospace Plane with Scramjet Engine," AIAA J. Propulsion, Vol. 13, No. 1, pp. 164-166.
- 26) Nomura, S., Hozumi, K., Kawamoto, I. and Miyamoto, Y., "Experimental Studies on Aerodynamic Characteristics of SSTO Vehicle at Subsonic to Hypersonic Speeds," Proceedings of 16th International Symposium on Space Technology and Science, 1988, pp. 1547-1554.
- 27) Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M., "HASA-Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles," NASA CR-182226, 1988.
- 28) Gunston, B., "Jane's Aero-Engines," Jane's Information Group, Alexandria, 1996.
- 29) 福島, 中辻, 長尾, 岸本, 長谷川, 森合, 藁科, 小林, 瀬下, 「LE-7 A, LE-5 B エンジンの開発状況」, 第38回航空原動機・宇宙推進講演会および第8回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演論文集,

- pp. 276–281, 1998.
- 30) 三木, 田口, 八柳「小型スクラムジェットエンジンの製作」, 平成6年度宇宙輸送シンポジウム論文集, pp. 80–83, 1995.
- 31) 三谷, 升谷, 田口「スクラムジェットエンジンの燃焼試験」, 平成6年度宇宙輸送シンポジウム論文集, pp. 84–87, 1995.
- 32) Taguchi, H. and Yatsuyanagi, N., “Numerical Simulation of Scramjet Engine Internal Flow,” ISABE 95-7083, 1995.
- 33) Sato, S., Izumikawa, M., Tomioka, S. and Mitani, T., “Scramjet engine test at the Mach 6 flight condition,” AIAA 97-3021, July 1997.
- 34) Kanda, T., Wakamatsu, Y., Ono, F., Kudo, K., Murakami, A. and Izumikawa, M., “Mach 8 testing of scramjet engine models,” AIAA 99-0617, January 1999.
- 35) Taguchi, H., Tomioka, S., Nagata, H., Kono, M. and Ujiie, Y., “A Study on Self-Ignition of Methane-Hydrogen Mixture Fuel Injected into High Enthalpy Supersonic Airstreams,” ISABE 93-5124, 1993.





宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-039

---

発行日	2005年3月31日
編集・発行	独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1 TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所	株式会社 東京プレス 〒174-0075 東京都板橋区桜川 2-27-12

---

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡下さい。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

〈本資料に関するお問い合わせ先〉

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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