

UD ISSN 0452-2982  
UDC 629.78  
533.6.015

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-598

## 宇宙往還機の重量評価と感度解析(その1) SSTO第1報

白水正男

1989年1月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 宇宙往還機の重量評価と感度解析(その1)

## SSTO第1報\*

白水正男\*\*

### 1. はじめに

空気吸込型エンジンを用い水平に離着陸する再使用型のいわゆる宇宙往還機<sup>1,2)</sup>は、従来の使い捨てロケットに比べて、概念的に優れた特徴を有する。すなわち、有翼水平離着陸であることから運用のフレキシビリティが高く、再使用可能であることから運用コストの低減の可能性がある。

宇宙往還機の、従来の航空機あるいはロケットと大きく異なる特徴のひとつに、空力、推進、構造、制御等の技術の相互関係が密接で、ほとんど不可分なことがある。例えば、宇宙往還機の胴体下面は推進系の圧縮機あるいはノズルの役割を分担し、しかも、飛行条件(迎角等)によって推進系の性能が大きく変化するので、従来は推進系として閉じていた技術も、宇宙往還機の場合は機体形状、すなわち、空力、構造と一体として研究を進める必要がある。また、宇宙往還機は多くの拘束条件の下に極めて広い速度、高度、迎角範囲を飛行するため、空力的な固有安定性および空力操縦面による十分な操縦性を全ての飛行領域で確保することはほとんど不可能であり、運動制御技術と空力技術の関係が密接になる。あるいは飛行経路の選択についても、熱的条件として構造、推進と密接な関係をもつほか、推進系の性能も飛行経路に大きく依存する。このように、各技術が相互に密接にかかわりあうだけに、技術間のトレードオフの重要性が、従来の航空機、ロケットに比べて非常に高くなっている。

各技術課題の研究は、現在、主として要素研究として行われているが、上に述べたように、それぞれの技術が極めて深い相互依存性をもつため、

それらをまとめて一定の評価を行うシステムスタディの必要性が認識されていた。

本資料は、システムスタディの一環として行った、単段式宇宙往還機 (Single Stage To Orbit : SSTO) の性能に関して、主として、重量の観点からの成立性や感度に関して解析した結果の第1報である。

宇宙往還機に関する各技術が、現段階では極めて未成熟であることから、システムスタディも不確定要素を多く含むことは避けられない。今後、研究が進み、本解析の基礎となっているデータ、前提等が変化すれば、結果もそれに応じて変化することはいうまでもない。また、それぞれの技術が確定していくのに応じて、より精密なシステムスタディが必要とされてくるであろう。そういう意味から本資料は、中間的な報告にすぎない。

本資料の目的は、

- (1) 既存のデータ等に基づき、必要推進剤の重量、体積という観点から、考えられる SSTO の重量、大きさ、必要とされる重量軽減等間の定量的関係を推定する
- (2) 飛行経路に沿った諸量の変化を定量的に示す
- (3) SSTO の重量に対する諸量の感度を定量的に評価する

ことにより、宇宙往還機に関する研究のための基礎データを提供することにある。

宇宙往還機としては、本資料で対象とした SSTO のみでなく、二段式宇宙往還機 (Two Stage To Orbit : TSTO) 等も考えられる。TSTO に関しては、同様な解析を現在進めており、別途報告の予定である。

\* 昭和63年11月22日受付

\*\* 空気力学部

## 2. 本資料で用いた記号等

$ATR$	: エアターボラムジェット
$C_D$	: 抗力係数 (基準面積=翼面積)
$C_L$	: 揚力係数 (基準面積=翼面積)
$G$	: 海面上の重力加速度
$h$	: 高度
$h_{orb}$	: 目標円軌道高度
$I_{sp}$	: 比推力
$l$	: 機体全長
$L/D$	: 揚抗比
$M$	: 飛行マッハ数
$M_{AS}$	: $ATR$ から $SCR$ への切換えマッハ数
$M_{SR}$	: $SCR$ から ロケットへの切換えマッハ数
$M_\infty$	: 主流マッハ数 (風洞実験)
$N_{ATR}$	: $ATR$ 基数
$Ph$	: 飛行フェーズ
$q$	: 動圧
$\dot{Q}$	: 加熱率
$q_{c3}$	: $Ph-3$ における制御目標動圧
$Re$	: レイノルズ数 (機体全長基準)
$S_{SCR}$	: $SCR$ インテーク総面積
$SCR$	: スクラムジェット
$SSTO$	: 単段宇宙往還機
$T_{c4}$	: $Ph-4$ における制御目標熱輻射平衡温度
$T_{eq}$	: 熱輻射平衡温度
$T_{roc}$	: ロケットエンジン総推力
$v$	: 対地速度
$WAATS$	: 重量推算プログラム <sup>4)</sup> 名
$W_{emp}$	: 空虚重量
$W_{ent}$	: 軌道重量
$W_{pr}$	: 消費主推進剤重量
$W_{TO}$	: 離陸重量
$w_{RD}$	: 重量軽減係数
$\alpha$	: 機体迎角
$\alpha_{c5}$	: $Ph-5-1$ における制御迎角
$\gamma$	: 対地経路角
$\gamma_{c2}$	: $Ph-2$ における制御目標経路角
$\delta$	: $SCR$ の性能データにおける圧縮円錐

の半頂角

$\phi$  : 当量比 (流入空気中の酸素で完全燃焼する水素量に対する供給  $LH_2$  の割合)

## 3. 解析の方法

### 3.1 概要

本解析は、SSTO の飛行の計算機シミュレーションを行い、必要推進剤の重量・体積、機体の大きさ、最適なエンジンの大きさ等に基づいた重量評価を行い、軌道到達のために必要とされる機体の重量軽減の大きさを推定することを基本としている。

本解析は、滑走開始から軌道投入までのシミュレーションに基づいており、帰還に関しては軌道離脱用の OMS 推進剤重量が重量評価の対象に含まれているだけである。帰還を解析の対象から除外したのは次の理由による。本解析は、主として消費主推進剤の重量・体積と必要なエンジンの大きさに基づいた解析である。ところが、帰還飛行においては、エンジンを使用せず主推進剤を消費しないため、必要なエンジンの大きさや消費主推進剤重量は帰還飛行の経路等に影響されない。このため、仮に帰還飛行のシミュレーションを行ったとしても本解析の結果は変化しない。

飛行経路や機体等に関するパラメータの感度を評価する場合は、解析的方法がよりよい見通しを与えるのはいうまでもない。有翼の空気吸込型宇宙往還機の消費推進剤重量を、かなり単純化した近似、仮定のもとに解析的に推定する方法<sup>3)</sup>もあるが、本解析はそれより具体的かつ高精度の解析を目指したものであり、解析的取り扱いが極めて困難である。このため、本解析では、パラメータの値を変えたシミュレーション結果の比較により、最適化や感度解析を行った。

システムスタディとしては、その基礎として用いる各データの信頼性、妥当性が揃った、バランスのとれたものであることが望ましい。また、その中である要素を考慮するか無視するかは統一的な判断基準で選択されるべきである。しかし、残念ながら、現在、宇宙往還機に関して得られる基

礎データは限られていることから、上記の条件を満足するシステムスタディを行うことは不可能であり、比較的重要であると考えられるいくつかの要素が、このシステムスタディから欠落している。具体例を示せば、飛行経路の変化による熱的条件の変化が構造や熱防御系の重量におよぼす影響は、宇宙往還機の飛行経路選択の重要な要素のひとつであるが、それらによる重量変化を定量的に推定する適切な仮定が不明確であるため本解析では無視してある。また、推進系は、ATR/SCR/ ロケットの組合せに限定しているが、この組合せが最適であるという根拠は特になく、エンジンデータの入手性によるものである。そういう意味から、本解析は概念検討という面をもつ一方ケーススタディ的な面もある、いわば中途半端なものになっているのは否めない。

このような、システムスタディとしての不完全性を、補う目的からいくつかの基本的パラメータの値を変化させ、その感度を求めた。例えば、熱的に楽な飛行経路を選択した場合の、必要推進剤重量やエンジンの大きさ等の増大による重量的ペナルティの大きさが定量的に示されており、熱的条件の変化による構造重量等の増加とのトレードオフがある程度可能になる。

### 3.2 シミュレーションに用いた基礎データ、仮定等

この節では、各項目別に、仮定、基づいたデータ、根拠等について述べる。

#### [ 評価関数 ]

軌道への打ち上げ手段としての往還機の最も重要な性能指標は、ペイロード重量であろう。しかし、SSTO では、現在の技術レベルに基づいた重量推算をするとペイロード重量は負になり、ペイロード重量を評価関数とすることはできない。

また、ペイロード重量が負になるため、空虚重量等を含んだ軌道残存重量  $W_{ent}$  (離陸重量  $W_{TO}$  から軌道到達に要した消費主推進剤重量  $W_{pr}$  および推進剤ロス差引いた量) を性能指標とする考え方もあるが、SSTO の性能評価には次の理由からふさわしくない。離陸重量を一定として、例えば

エンジン数の増大というような機体重量の増加を招く手段で消費主推進剤重量  $W_{pr}$  を削減したような場合、軌道残存重量  $W_{ent}$  は確かに増加する。しかし、 $W_{ent}$  の増加よりそれに要した機体重量の増加の方が大きいと性能的には逆効果になり、必ずしも  $W_{ent}$  が大きければよいとは限らない。

本資料では、評価関数として次のように定義した重量軽減係数  $w_{RD}$  を用いた。これは所定の軌道まで上昇するためには、機体空虚重量  $W_{emp}$  をどの程度軽減させる必要があるかという指標であり、重量の面からみた成立性の容易さ、困難さを示すと考えられるものである。後に述べるように本解析では重量推算に WAATS<sup>4)</sup> プログラム (一部を変更した) を用いたが、WAATS では機体を構成要素に分割し各要素の重量の和をとることにより離陸重量  $W_{TO}$  や空虚重量  $W_{emp}$  を積算している。その各要素のうち原理的に重量軽減が不可能なもの (推進剤、ペイロード、乗員) を除いた全ての要素に一律に  $w_{RD}$  ( $< 1$ ) を乗ずると、空虚重量  $W_{emp}$  の推算値は  $w_{RD}$  に応じて軽減される。この  $w_{RD}$  に応じて軽減された空虚重量に基づく軌道残存重量を  $W_{ent}(w_{RD})$  と表し、シミュレーションによって得られた軌道到達に必要な消費主推進剤重量  $W_{pr}$  に基づく軌道重量を  $W_{ent}(W_{pr})$  と表すと、

$$W_{ent}(w_{RD}) = W_{ent}(W_{pr}) \quad (3-1)$$

となる  $w_{RD}$  の値がそのケースの重量軽減係数値となる。なお、いうまでもないが、 $w_{RD} \geq 1.0$  は重量軽減が不要であることを意味する。具体的な手順は、3.3 で改めて述べる。

#### [ 離陸重量 ]

(離陸重量以外の) 各パラメータの感度を求める時の条件として、本解析では離陸重量  $W_{TO}$  を固定した。

感度解析では、ある量を一定にして比較すると、一般には他の量の値は異なってくる。本解析では離陸重量  $W_{TO}$  を一定としたため、例えば軌道重量  $W_{ent}$  はケース毎に異なってくる。このことから、結果の解釈に若干注意を要する点が出てくるが、具体例は、4.2 の、ロケットエンジンの  $I_{sp}$  を 1.1 倍したケースのところで述べる。

### 〔機体形状〕

本解析では機体形状は、空力特性とWAATSによる重量推算の両者に影響を与える。機体形状は第3.1図に三面図を示したいわゆるNAL0次形状<sup>2)</sup>を仮定した。この形状の模型は、低速から極超音速 ( $M_\infty=7.1$ ) の風洞実験が行われ、抗力係数、揚力係数等の空力特性値が得られている。

### 〔機体大きさ〕

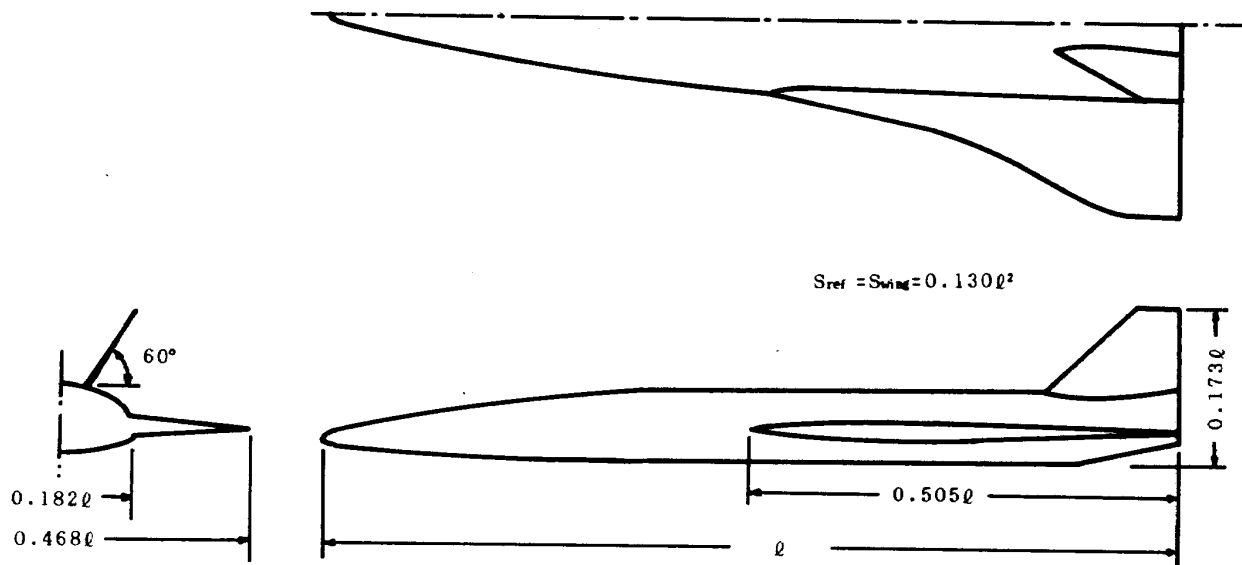
機体の大きさは、消費主推進剤の体積が、胴体のうち第3.2図に示す部分の容積に等しくなるように、NAL0次形状を全長をパラメータとして拡大/縮小させた。このように、推進剤体積と胴体大きさの関係を考慮する必要性については、3.3で述べる。

### 〔使用推進系〕

推進系は、ガスジェネレータタイプのエアターボラムジェット<sup>5)</sup>(ATR), スクラムジェット<sup>6)</sup>

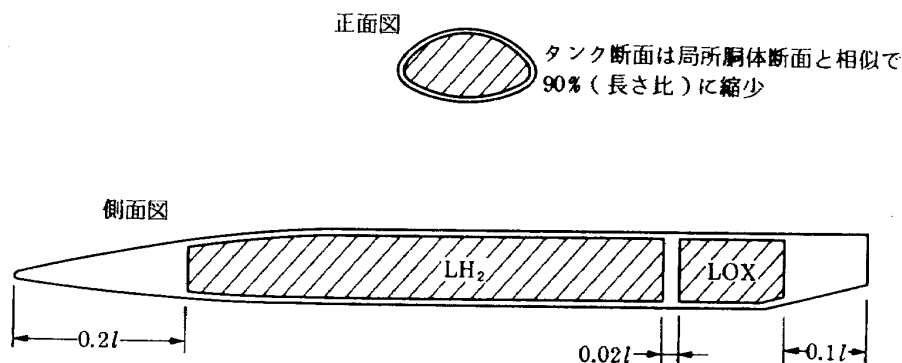
(SCR), 従来のロケットを順に切換えて用いると仮定した。宇宙往還機の推進系としては他の組合せや、一部の領域で2種のエンジンの併用等もあり得る。すでに述べたように、本解析でこの組合せを仮定したのはエンジン性能データの入手性によるものであり、ATR/SCR/ロケットの組合せが最適であるということの意味するものではない。また併用を仮定していないのはパラメータの数を減らし解析を簡単化するためである。エンジン間の切換え条件(飛行マッハ数)はパラメータとして変化させた。

エンジン性能データは、ATRは原動機部原動機性能研究室より提供を受けた。SCRは文献<sup>6)</sup>によるが、一部はデータの追加提供を受けた。性能データはいずれも計算値であり、ATRは推力密度と比推力が飛行マッハ数 $M$ , 高度 $h$ , 当量比 $\phi$ の関数として、SCRは推力係数と比推力が $M$ ,  $h$ ,



極超音速風洞模型は、外部ノズルを模擬した胴体腹面尾部の切り欠きがない

第3.1図 NAL0次形状の往還機の外形



第3.2図 胴体とタンク容量の関係

$\phi$ のほかインテーク前方に圧縮用の円錐を仮定しその半頂角 $\delta$ の関数として与えられている。ロケットの比推力は $I_{sp}=4410\text{m/s}$  (450秒)固定とし、推力も高度によって変化しない。使用推進剤はLOXと $\text{LH}_2$ であるが、ATRのLOXと $\text{LH}_2$ の割合(LOXはガスジェネレータで消費)はマッハ数に依存し、SCRは $\text{LH}_2$ のみを使用、ロケットは混合比( $\text{LOX}/\text{LH}_2$ )=6.0と仮定した。なお、ATRの性能は $0 \leq M \leq 6$ 、SCRの性能は $5 \leq M \leq 15$ の範囲で与えられている。ATRとSCRの性能例を第3.3図に示す。同図で、ATRの $I_{sp}$ がマッハ数方向に2カ所で不連続になっているのは、近似に用いた関数がそこで入替わるためであり、近似の誤差に相当する。

なお、本解析では、次に述べるNALO次形状模型の極超音速風洞実験<sup>7)</sup>における機体迎角と胴体下面の衝撃波傾斜の関係に基づき、SCRにおける機体迎角 $\alpha$ とエンジン性能データの変数 $\delta$ の間の関係を

$$\delta [\text{deg}] = 4.75 + 0.69 \alpha [\text{deg}] \quad (3-2)$$

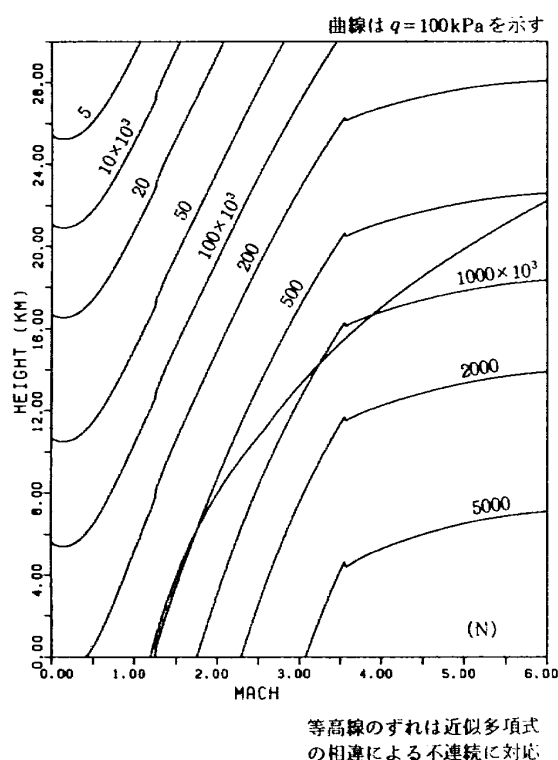
と仮定した。ただし、エンジン性能データにおいてインテーク以前の圧縮は円錐によって行われる

と仮定されており、一方、風洞実験模型で胴体下面は流れ方向にも曲率をもった楕円であることから、この関係によってもインテーク条件が完全に一致するものではない。

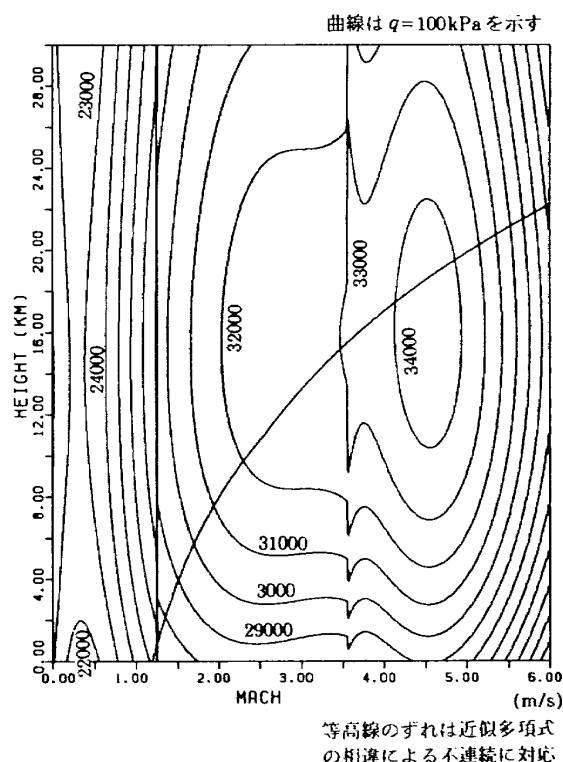
〔空力特性〕

NALO次形状模型の風洞実験<sup>8)</sup>で得られた抗力係数 $C_D$ 、揚力係数 $C_L$ および $M=25$ における値としてのニュートン理論による $C_D$ 、 $C_L$ の迎角による変化を、マッハ数毎に、迎角の2～7次式で近似したものをを用いた。中間のマッハ数に対する内挿は直線近似とした。すなわち、空力係数値は迎角とマッハ数のみの関数である。

第3.1図のように、風洞実験模型にはインテークを模擬したものは付随してなく、風洞実験で得られた空力係数値はインテークなしのものである。一方、エンジン性能データで与えられる推力はインテークのラム抗力を含んだものになっている。そのため、原則的にはインテークによる抗力は、(ラム抗力のみであるが)エンジン推力データの中で考慮されている。しかし、例えばロケットエンジンに切替えた後の(大気圏内の)インテーク抗力は無視されることになるし、ATRとSCR

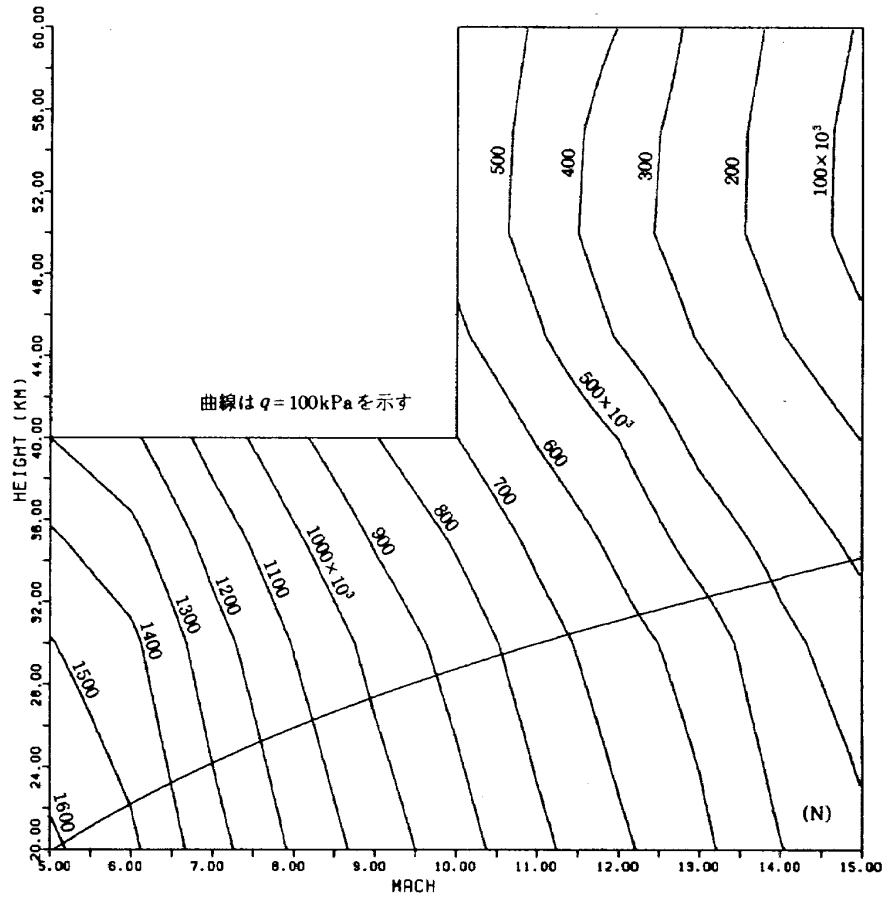
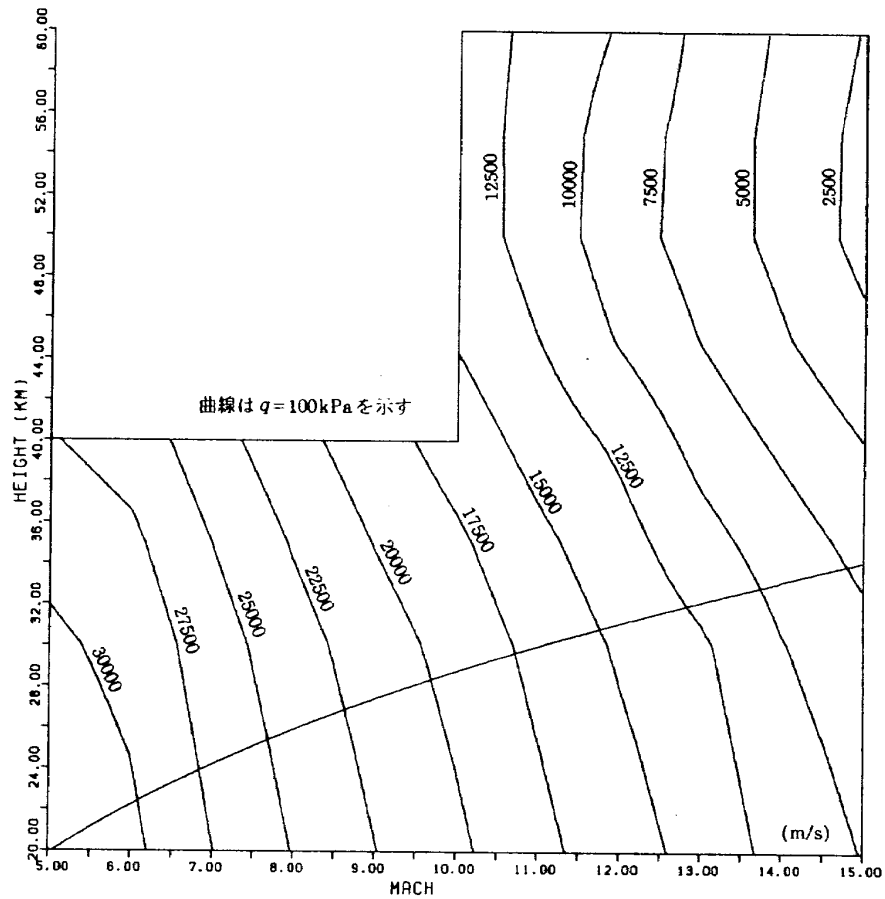


(1) ATRエンジンの推力(1基当たり)



(2) ATRエンジンの比推力

第3.3図 エンジン性能の例

(3) SCRエンジンの推力(1m<sup>2</sup>当り)

(4) SCRエンジンの比推力

第3.3図 続き

のインテークの大小関係も考慮されていない。

また、風洞実験模型は外部ノズルを模擬した形状になっておらず、シミュレーションで用いた抗力係数値は風洞実験時の底面抗力を含んだ値である。実際の飛行の大部分では外部ノズルをエンジン排気が覆っており、抗力の大きさもそれによって変化するが、その点も本解析では考慮されていない。

第3.4図に空力係数値の例を示した。

#### 〔機体重量推算〕

本解析の機体重量推算は宇宙往還機のような有翼の高速機の重量推算用のプログラムであるWAATS<sup>4)</sup>(a Computer Program for Weight Analysis of Advanced Transportation Systems)に基づいた。既に述べたように、実際には推進剤、ペイロード、乗員を除く各構成要素重要に $w_{RD}$ を乗じた形で用いている。また、構造重量、航法装置重量、熱防御材重量等の推算式の係数をオリジナルから変更した。これは、WAATSが過去の実際の航空機、ロケットの重量に基づいた経験則であるのに対し、新素材の利用等、最近の技術進歩を反映させるためである。また、ATR、SCRエンジンの重量はWAATSによらず、エンジン性能データと同様に入手した値を用いた。すなわち、ATRは海面上静止推力/重量比=10.0(1612kg/基)、SCRはインテーク面積当りの重量で1000kg/m<sup>2</sup>である。

WAATSは経験則に基づいた近似式であることから、特に外挿になる場合は値の信頼性は低下する。極端には要素の推算重量が負になってしまう場合もあり、そのような要素に対しては適切と思われる方法で修正を行った。また、宇宙往還機に必要な構成要素のうち、重量積算から脱落しているものも若干存在する<sup>9)</sup>。

WAATSの概要と、本解析で用いたWAATSの係数値を付録1に示した。

#### 〔飛行経路〕

本解析では簡単のため、飛行は垂直平面内(クロスレンジ=0)で行われるとし、地球自転速度の利用という観点から最も有利な赤道真東向き上昇を仮定した。基本的な飛行経路は、空気吸込型エンジンの使用中は動圧一定の経路に沿って上昇し、ロケットエンジンに切替えた後は速やかに大気圏から脱出するというものである。飛行経路は、第3.5図に模式図を示すように以下の5つのフェーズに大きく分けられる。

Ph-1 滑走フェーズ

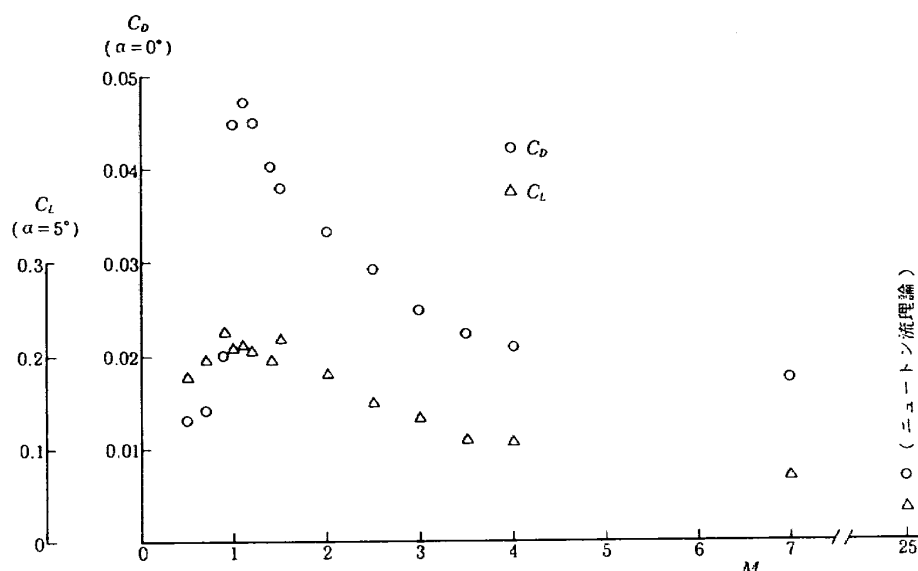
Ph-2 経路角一定の飛行フェーズ

Ph-3 動圧一定の飛行フェーズ

Ph-4 熱輻射平衡温度一定の飛行フェーズ(ただし、大部分のケースではこのフェーズは省略)

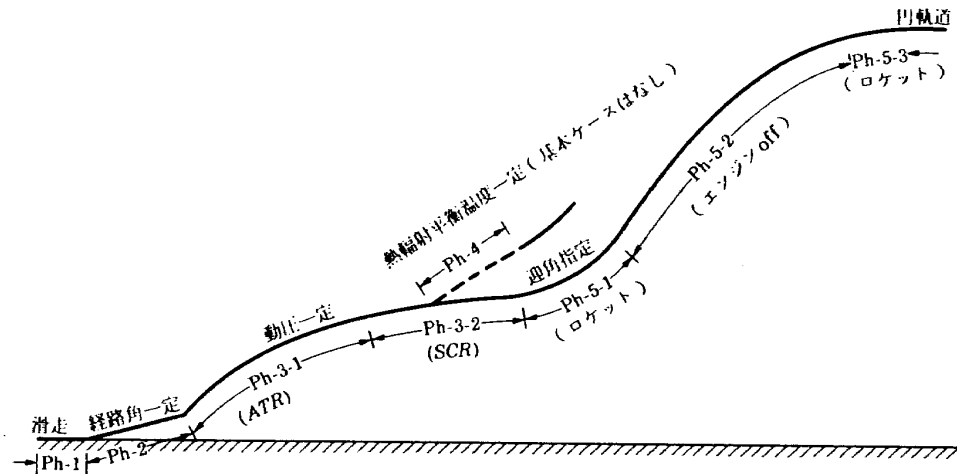
Ph-5 ロケットエンジンによる飛行フェーズ

このうち、Ph-1、-2はATR、Ph-4はSCRを使用



第3.4図 空力係数値の例





第3.5図 上昇経路の模式図

し、Ph-3 はマッハ数によって

Ph-3-1 ATRによる飛行フェーズ

Ph-3-2 SCRによる飛行フェーズ

に分けられる。また、Ph-5 はさらに

Ph-5-1 エンジン ON で、所定の迎角変化に従った飛行フェーズ

Ph-5-2 エンジン OFF によるコースティング

Ph-5-3 エンジン再燃焼による軌道投入フェーズ

に分けられる。

空気吸込型エンジンでは、同一速度では空気密度が高いほど、すなわち動圧が高いほど推力が大きくなる。また、SCRでは比推力も動圧が高い方が大きい(第3.3図参照)。しかし、一方、構造的には、飛行可能動圧範囲に上限がある。この両者から、動圧一定の経路に沿う飛行が比較的簡単で、かつ高性能が得られる飛行経路であると考えられる。このため、本シミュレーションでは動圧一定の経路に沿う飛行(Ph-3)を基本にした。

Ph-3に達するまでの飛行経路は比較的短く、この間に消費される主推進剤重量は相対的に少ないため、この領域を最適化しないでもそのことによる主推進剤消費量の差は小さいため、Ph-2では単に経路角一定とした(しかし、この領域の飛行経路は後で述べるようにATRエンジン数という観点からは無視できない影響をもつ)。

動圧一定の経路に沿って飛行すると、速度の増大に従って熱的条件が厳しくなる。飛行可能な熱

的条件の上限は、材料、機体形状、熱防御技術等に大きく依存するが、機首の熱輻射平衡温度 $T_{eq}$ が所定の値に達した後は、熱輻射平衡温度一定の経路に沿う飛行が考えられる。ケースによっては、このPh-4を含めた。

熱輻射平衡温度 $T_{eq}$ は、Detra-Kemp-Riddell<sup>10)</sup>の式で求めた球の淀み点の加熱率 $\dot{Q}$

$$\dot{Q} = 110 \sqrt{\frac{\rho_{\infty}/\rho_{SL}}{R_n}} (V/V_C)^{3.15} \left( \frac{h_0 - h_w}{h_0 - h_{300}} \right) \quad (3-3)$$

と加熱率 $\dot{Q}$ と熱輻射平衡温度 $T_{eq}$ の関係

$$\dot{Q} = \sigma T_{eq}^4 \quad (3-4)$$

から求めた。ただし、 $\rho_{\infty}$ : 大気密度、 $\rho_{SL}$ : 海面上の大気密度、 $R_n$ : 曲率半径、 $v_c$ : 7925m/s、 $h_0$ : 淀み点エンタルピー、 $h_{300}$ : 300Kにおけるエンタルピー、 $h_w$ :  $T_{eq}$ におけるエンタルピー、 $\sigma$ : ステファン・ボルツマン定数であり、 $R_n$ は0.5mとした。

ロケットエンジンに切替えた後の飛行(Ph-5)では、経路ではなく迎角を高度の関数として直接指定した。Ph-5では、その時点でエンジンを止めたと仮定した弾道飛行経路の頂点の高度が $h_{orb}$ を越えた時点でエンジンを一旦停止し、コースティング(Ph-5-2)に入る。軌道投入のための再燃焼(Ph-5-3)は、簡単のため $\gamma$ が1°まで減少した時点で開始した。

軌道投入(再燃焼終了)の判断は、運動エネルギーと位置エネルギーの和が、高度 $h_{orb}$ の円軌道における両者の和に等しくなるという条件で行った。

このため軌道投入後の経路角は、厳密には $0^\circ$ ではないし、高度も $h_{orb}$ と $\pm 10\text{km}$ 程度ずれる。

本解析で仮定したこの経路は、厳密な意味では重量軽減という点からも最適なものではないが、かなりそれに近いものであると期待できる。経路をさらに細かく選択することにより、消費推進剤重量を削減し、重量軽減率を改善することは可能ではあろうが、これ以上細かい経路選択を行うことは本解析の範囲を超えていると考えられるし、むしろ一般化されていない最適化は感度解析に有害な場合もある。

各フェーズの制御目標とフェーズの間の切換え条件については、表3.1にまとめた。

#### 〔機体の姿勢〕

本シミュレーションは、2次元2自由度の質点運動計算である。すなわち、Ph-2～4における機体迎角 $\alpha$ は所定の経路に沿って飛行するための制御変数である。また、Ph-1, 5では $\alpha$ を直接指定した。ロケットエンジンを含む全ての推力ベクトルは、常に機体中心軸（迎角の基準軸）に平行である。

トリムは考慮してなく、迎角をとることが空力的に可能か否かや、トリムをとるための抗力増大等のペナルティも無視している。

#### 〔制御方法〕

所定の経路に沿うための制御は迎角 $\alpha$ のみで行った。ただし、次に述べるように一部の領域では、別の目的のため、エンジン推力（当量比）も制御した。また、Ph-1, 5では迎角自身を直接指定した。Ph-2, 3, 4では $\alpha$ およびその変化率の最大値、最小値をフェーズ毎に定めたが、これは主として制御をスムーズに行うためのものであり、重量評価に対する影響はほとんどない。

例えば、経路角一定(Ph-2)から動圧一定(Ph-3)に移行する部分では、制御目標の切換えは動圧が $q_{c3}$ を超えた時点で行われるため、経路変更が間に合わず、一旦、動圧が $q_{c3}$ より最大で数%程度大きい領域に進入する。しかし、この動圧のオーバーシュートの時間は短く、主推進剤の消費量への影響は極めて小さいため、本解析の目的からは問題とはならない。

第3.1表 飛行経路の各フェーズの制御方針とフェーズ間の切換え条件

Phase	制御Logic	切換え条件
1	滑走 ( $\alpha = 0^\circ$ 、 $h = 0$ )	空力抵抗が推力より大きくならない範囲の迎角で揚力が自重を超える
2	一定経路角 $\gamma_{c2}$	$q = q_{c3}$
3	一定動圧 $q_{c3}$	$T_{c4} = T_{c4}$
4	一定熱輻射平衡温度 $T_{c4}$	$M = M_{c1}$
5-1	迎角 $= \alpha_{c5}$ (engine on)	コースティングの頂点が $h_{c1}$ を超える
5-2	engine off ( $\alpha = 0^\circ$ )	$\gamma = 1.0^\circ$
5-3	engine on ( $\alpha = 0^\circ$ )	エネルギー高度 = $h_{c1}$ におけるエネルギー高度
-	軌道	

エンジンは、原則として、ATR, SCRとも当量比 $\phi = 1$ で運転したと仮定したが、それぞれ次のような場合に当量比を変えることにより推力を制御した。このシミュレーションで仮定したATRは、第3.3図でもわかるように動圧100kPaに沿った飛行では $M \cong 3.5$ を中心とした領域で、他の領域に比べて非常に大きな推力を発生する。この大きな推力は（下に述べるように本解析では積極的な荷重制限は課していないが）、過大な荷重を発生させるとともに、WAATSによる engine mounts および thrust structure 推算重量を増大させる。これを防ぐ目的で、ATR推力が $6.3 \times 10^5 \text{ N/基}$ （ $= 65\text{tf}$ . この値に特に根拠はない）を超える場合は、許される当量比の範囲（ $0.5 \leq \phi \leq 1.0$ ）で、この値と一致するように当量比を減少させた。しかし、当量比を0.5にしても推力は2割程度しか減少せず、結果的に $6.3 \times 10^5 \text{ N/基}$ を超えてしまう領域も生じる（第4.2(4)図参照）。

SCRの $I_{sp}$ は、当量比 $\phi \geq 1.0$ では $\phi$ が大きいほど悪化する。しかし、 $I_{sp} = \{ \text{推力} - \text{機体全体の抗力} \} / \{ \text{推進剤消費率} \}$ で定義した有効 $I_{sp}$ は、場合によっては $\phi > 1$ に極大があり、その場合は有効 $I_{sp}$ が極大になる $\phi$ を選ぶことにより原則的には推進剤消費を削減できる。このため、本シミュレーションでは $1.0 \leq \phi \leq 2.0$ の範囲内で、有効 $I_{sp}$ が最大になるような $\phi$ の値を選択（ただし、 $\phi$ の値は0.2毎の離散値から選択）している。また、 $\phi$ の増大は推力係数値を増大し、結果として、最適なSCRエンジンを小さくできるという重量軽減

効果もある。

#### 〔荷重制限〕

実際の宇宙往還機の飛行に対しては、乗員に対する負担の低下や、構造的な理由から、荷重制限が課せられることが予想される。しかし、制御則に荷重制限等の拘束条件を追加するのは、制御則の複雑化から計算時間の増大を招き、解析の能率を低下させるため、本シミュレーションでは制御則としての荷重制限は課していない（ATRにおける $\phi$ の調節のように、最大荷重を低減させる配慮はいくつか取入れている）。本解析の基本ケースでは、Ph-2 から 3 への移行過程で大きな迎角をとる際に約 2.5G の荷重が作用するが、これを一定値以下に抑えるような飛行をしなければならないとしても、消費主推進剤重量  $W_{pr}$  への影響は無視できると考えられるため、本解析ではこの荷重値を小さくする対策は立ててはいない。Ph-5-3 でも機体重量の減少に伴い 3G 程度の荷重が作用するが、これも同様の理由からそのままにしている。その他の領域ではほぼ 2G 以下となっている。また、感度解析のために行った基本ケース以外では、もっと大きな荷重が発生しているものもあるが、それらについても対策は立てていない。

#### 〔大気モデル〕

大気密度、温度の大気モデルは、高度のみの関数であり、U.S. Standard Atmosphere, 1976<sup>11)</sup> の値を多項式で近似した式を用いた。また、レイノルズ数の算出に用いた粘性係数の値は、温度のみの関数として Satherland の近似式によった。

### 3.3 エンジン数の最適化と重量軽減率 $w_{RD}$ の算出

SSTO に必要とされる胴体の大きさは、 $\text{LH}_2$  の体積ではほぼ決まる。いいかえれば、消費主推進剤の重量が同一でもその OF 比（ $\text{LOX}/\text{LH}_2$  重量比）が異なると、推進剤の全体積が大きく変化し、必要な機体大きさも増減する。機体大きさの増大は構造重量の増加を招くし、空力抗力の増加やそれに伴う必要エンジン数の増加等により、重量評価に大きな影響をおよぼす。このため、次章で具体例を示すように、この種の解析では推進剤体積

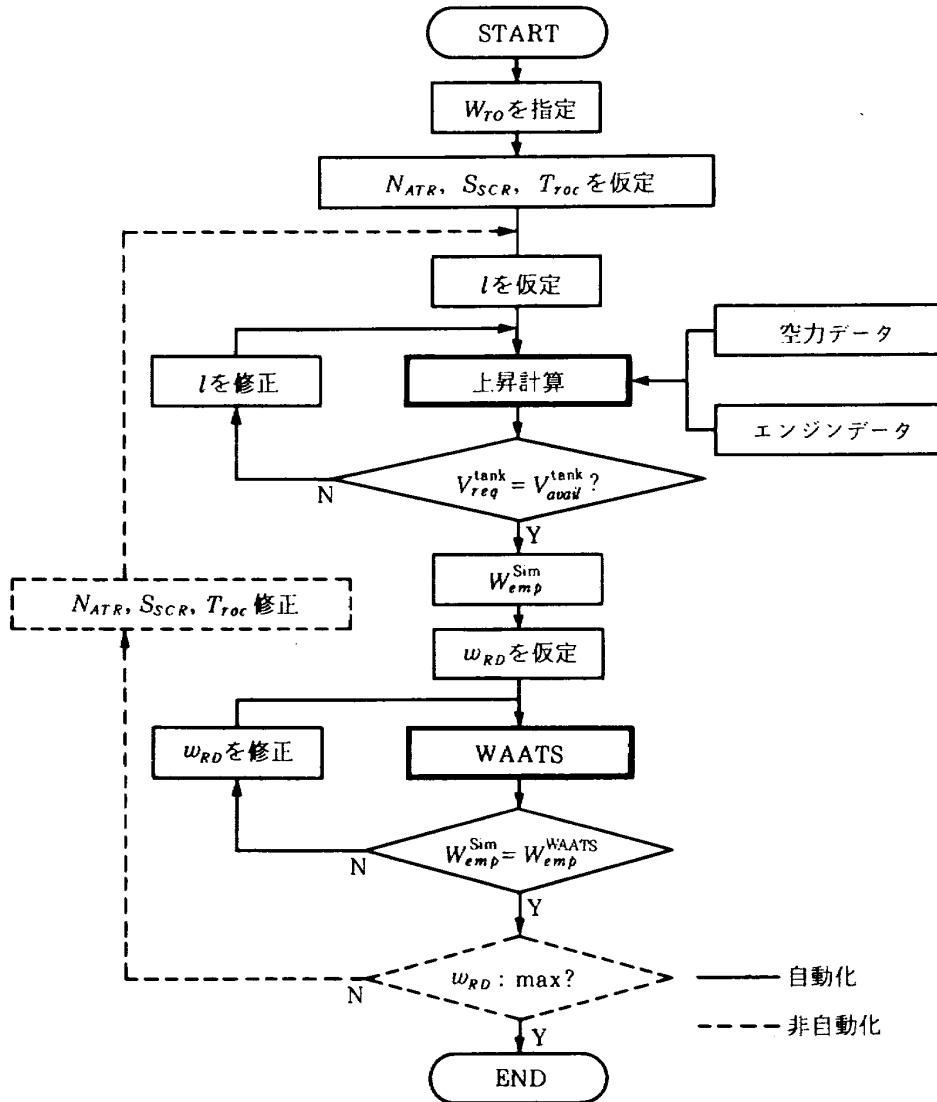
（重量ではない）の変化を考慮しないと定量的な精度低下だけでなく、定性的にも誤った結論が導かれることがある。

この理由から、このシミュレーションの一番内側のルーチンは、第 3.6 図に示したように、消費推進剤体積とタンク容積を一致させるものである。タンク容積は、前節の機体大きさのところで述べたとおり、第 3.2 図に示したように、胴体の体積に比例して変化すると仮定した。これは胴体全体の体積の約 64% に相当する。

離陸重量と機体大きさが決まるとシミュレーションにより軌道残存重量  $W_{ent}$  が求まり、それと WAATS による軌道残存重量  $W_{ent}$  が一致するという条件 (3-1) を満たすように、重量軽減係数  $w_{RD}$  の値を求めることができる。ところが、WAATS の重量推算式の中に空虚重量の関数になっている構成要素があり、そのような要素の重量は  $w_{RD}$  によるその要素自身の重量軽減と共に、他の構成要素の重量が  $w_{RD}$  によって軽減され空虚重量が減少する跳ね返り効果によっても軽減される。このため、 $w_{RD}$  の計算では (3-1) を満たすように若干のイタレーションが必要である。

以上のような手続きで  $w_{RD}$  の値を求めるルーチンの外側に、エンジンの大きさ（ATR では基数  $N_{ATR}$ 、SCR では総インテーク面積  $S_{SCR}$ 、ロケットでは総推力  $T_{roc}$ ）を最適化するルーチンがある。この種の解析において、最適なエンジンの大きさはパラメータの変化によって大きく変化することがあり、それを無視すると、機体体積と消費推進剤体積の関係と同様に、定量的だけでなく定性的にも誤った結論が導かれることがある。ここでエンジンの大きさの最適化は、離散値に対して行った。すなわち、離散値の間隔は、 $N_{ATR}$  では 1 基、 $S_{SCR}$  は  $5\text{m}^2$ 、 $T_{roc}$  は  $9.8 \times 10^5 \text{N}$  (100tf) であり、それらの組合せを変化させた結果のうち  $w_{RD}$  の値が最も大きくなるケースを最適と定義した。このエンジン最適化を行わない場合に得られる不適切な結論の具体例は、4.2 の SCR からロケットへの切換えマッハ数  $M_{SR}$  の感度のところで述べた。

ただし、ケースにおいては必ずしも最適なエンジンの大きさの組合せを選択せず、基本ケースの



第3.6図 機体大きさ、重量軽減係数 $w_{RD}$ 、最適なエンジンの大きさを求めるフローチャート

エンジンの大きさの組合せと同一にしたものもある。これはエンジンの大きさを離散値としたため、パラメータの値の変化により不用意に最適なエンジンの大きさが変化し、感度解析に支障が生じる場合があるためである。例えば、 $ATR$ の $I_{sp}$ を1.5倍したケースでは、基本ケースと同一の $S_{SCR}=30\text{ m}^2$ の時の $w_{RD}=0.545$ より大きな $w_{RD}=0.546$ が $S_{SCR}=25\text{ m}^2$ で得られている（これは、基本ケースで $S_{SCR}=30\text{ m}^2$ と $25\text{ m}^2$ の $w_{RD}$ がそれぞれ0.506, 0.505とほとんど変わらないことから、 $ATR$ の $I_{sp}$ を1.5倍したケースでは条件のわずかな変化で $S_{SCR}=25\text{ m}^2$ の $w_{RD}$ の方が $30\text{ m}^2$ の時よりも大きくなったものである）。しかし、 $ATR$ の $I_{sp}$ を1.5倍したケースとして、 $S_{SCR}=25\text{ m}^2$ の結果を基本ケースと比較すると、

$ATR$ の $I_{sp}$ が1.5倍になった効果（ $N_{ATR}$ が基本ケースの8から7に減少するのは主としてこのためである）と、それと直接関係がない $S_{SCR}$ が $30\text{ m}^2$ から $25\text{ m}^2$ になった影響が混在して分離できなくなり解析を複雑にするため、 $S_{SCR}$ は基本ケースと同一の $30\text{ m}^2$ のままで比較した。同様の配慮は、 $q_{c3}=120\text{ kPa}$ のケースの $S_{SCR}$ 、ロケットの $I_{sp}$ を1.1倍したケースの $S_{SCR}$ についても行った。

## 4. 結果および解析

### 4.1 基本ケース

#### 4.1.1 基本ケースで仮定したパラメータの値とその根拠

本解析では、第4.1表に示したパラメータ等の

値に基づいた飛行を基本ケースとした。この基本ケースは感度解析の際の基準としたものである。

まず、第4.1表のそれぞれの値を選択した理由について述べる。これらの値の多くは、現実性を考慮しつつ、 $w_{RD}$ の値を大きくするという観点により選択されたものである。

離陸重量  $W_{T0}=350t$ ：感度解析のところで述べるように、 $W_{T0}$ が大きいほど  $w_{RD}$ の値は大きくなり重量軽減という観点からの成立性はよくなる。しかし、現実的な  $W_{T0}$ の大きさには限界があり、基本ケースでは350tとした。これは、Boeing 747-100の最大離陸重量とほぼ同一である。

ペイロード重量 5t：この値には特に根拠はない。機体重量を軽減しないと軌道に到達できない状況にあるので、ペイロードなしという仮定もあり得るが、設定を現実的にするためペイロードを仮定した。ペイロードなしに対する  $w_{RD}$ の値は、 $W_{emp}$ の5t増加が許されるとして、

$$w_{RD} \times \{W_{emp} + 5t\} / \{W_{emp}\} \quad (4-1)$$

で近似的に求めることができる。

Ph-2の経路角  $\gamma_{c2}=3^\circ$ ：経路角一定で飛行するPh-2は、飛行時間が比較的短いため主推進剤消費量という点からは全体に占める割合は小さい。しかし、次節で述べるように、 $\gamma_{c2}$ を大きくすると抵抗が大きくなる遷音速領域をより高高度で通過することから、そこで十分な推力を確保する必要性から最適な  $N_{ATR}$ が増大し、 $w_{RD}$ の値の低下を招くという大きな影響がある。実際の飛行では  $\gamma_{c2}$ の値に下限が付くであろうが、それは現時点では不明確である。全体の成立性に大きな影響をおよぼす  $N_{ATR}$ の値が、このように根拠に乏しい  $\gamma_{c2}$ の値に依存するのは、解析として望ましくない。一方、 $\gamma_{c2}$ をある値より小さくすると、 $N_{ATR}$ の最適値はPh-2の遷音速領域での必要推力ではなく、飛行の大きな部分を占めるPh-3における関係で決まるようになるが、 $q_{c3}$ の値は  $\gamma_{c2}$ の値に比べて根拠を有するため、Ph-3における関係で  $N_{ATR}$ の最適値が決まる方が望ましい。基本ケースでは、ほぼそのようになる  $\gamma_{c2}=3^\circ$ を選択した。この結果、音速を越える高度が、約800mとかなり低くなっているが、 $\gamma_{c2}$ の感度のところで述べるよう

第4.1表 基本ケースにおいて仮定したパラメータ等の値

$W_{T0}$	350t
ペイロード	5t
$\gamma_{c2}$	$3^\circ$
$q_{c3}$	100.0kPa
$M_{AS}$	6.0
$M_{SR}$	12.0
$\alpha_{c5}$	scheduled
$h_{orb}$	500km
$T_{c4}$	Ph-4なし
$\phi(SCR)$	$1.0 \leq \phi \leq 2.0$

に、 $N_{ATR}$ を大きくすることなく高高度で遷音速領域を通過することは技術的に可能と考えられ、この  $\gamma_{c2}=3^\circ$ という仮定は、必ずしもそれ以上では飛行できないということではない。

Ph-3の動圧  $q_{c3}=100kPa$ ：すでに述べたように、推進系の特性により、動圧が高いほど  $ATR$ 、 $SCR$ ともエンジンが小さくてすむこと、 $SCR$ の  $I_{sp}$ が動圧が高いほど大きいこと、の両者の理由により、動圧が高いほど推進系の重量削減、推力当りの主推進剤消費減少という観点からは望ましい。しかし、構造的にも限界があり、基本ケースでは100kPaとした。これは、海面高度で  $v=1454km/h$  ( $M=1.19$ )での動圧に相当する。また、これはNASPで考えられていると伝えられる動圧範囲<sup>3)</sup>のほぼ上限に相当する。

$ATR$ から  $SCR$ への切換えマッハ数  $M_{AS}=6.0$ ：性能データが与えられているマッハ数範囲は、 $ATR$ は  $0.0 \leq M \leq 6.0$ 、 $SCR$ は  $5.0 \leq M \leq 15.0$ であることから、 $5.0 \leq M \leq 6.0$ の範囲で切換えることがシミュレーション上許される。エンジン切換えのひとつの基準として  $I_{sp}$ の大きさが逆転したら切換えるという原則があり、 $q=100kPa$ に対しては  $M=5.5$ で逆転する。その意味では、 $M_{AS}=5.5$ とするべきであるが、基本ケースでは切りよく  $M_{AS}=6.0$ とした。 $M_{AS}=5.5$ と6.0における差は比較的小さい。

$SCR$ からロケットへの切換えマッハ数  $M_{SR}=$

12.0：後で述べるように、今回の解析では  $M_{SR} \cong 13$  において  $w_{RD}$  の値は極大になっている。しかし、今回の解析では熱的な負荷の増大による重量増が考慮されてなく、その点が考慮されると  $w_{RD}$  が極大となる  $M_{SR}$  が低くなると考えられること等から、 $M_{SR}=12.0$  を基本ケースとした。

Ph-5-1 の迎角  $\alpha_{c5} = \text{scheduled}$  : 4.2 で述べるように、ロケットによる上昇に入る際のこの迎角を過大にすると、空力抗力によるロスが大きくなり  $w_{RD}$  が小さくなる。また、迎角が小さすぎると大気圏脱出に時間を要し、推進剤の消費が増加することから  $w_{RD}$  がやはり小さくなる。ところが、この両者の関係から決まる  $\alpha_{c5}$  で上昇すると、 $T_{roc}$  が小さい場合は大気が希薄になる高度で推力（鉛直成分）で自重を支えられずに一旦高度が低下し、推進剤消費が増大するため、高度の上昇と共に迎角を増大する必要がある（推力方向は機体中心軸に平行である）。このように  $\alpha_{c5}$  は第 4.1 図に示したように、高度の上昇とともに  $7^\circ$  から次第に大きくなるように schedule したものをを用いた。高度の上昇による  $\alpha_{c5}$  の増大を仮定しない場合でも、 $w_{RD}$  の値は特には増減はしないが、最適な  $T_{roc}$  が大きくなってしまい、機体の成立性という観点から望ましくない。

目標軌道高度  $h_{orb} = 500\text{km}$ ：これは、計画されている NASA の宇宙ステーションの高度にほぼ対応するものである。シミュレーション上、最終到達高度に最も大きな誤差を生じさせるのはコー

スティングにはいるタイミングであり、これは 0.1 秒の分解能で判断しているが、結果的に  $\pm 10\text{km}$  程度の誤差を生じている。しかし、 $w_{RD}$  に対する最終到達高度の感度は小さく、この程度の高度誤差は大きな問題とはならない。

Ph-4 の熱輻射平衡温度  $T_{c4}$ ：許される熱的条件の上限は熱防御システムの性能に大きく依存し、最適経路は同システムの重量増によるペナルティの大きさに依存する。現時点では、この両者とも極めて不確定であり、基本ケースでは熱的条件を考慮していない。すなわち、基本ケースには Ph-4 は含まれない。

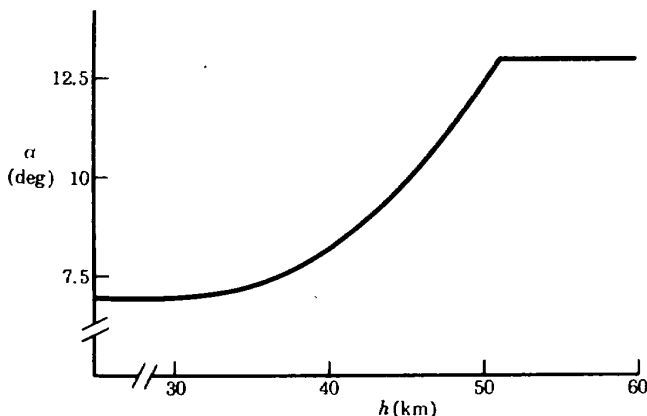
SCR の当量比  $\phi$ ：SCR のエンジンデータは  $0.6 \leq \phi \leq 3.0$  について与えられている。しかし、 $\phi < 1.0$  では性能の向上が期待できないこと、 $2.0 < \phi$  については、本シミュレーションのような  $\phi$  の離散値の中からの最適化では、 $\phi$  の値が時間と共に不自然かつ激しく変化し、また、それを防いでも性能向上があまり期待できないこと、の理由から基本ケースでは  $1.0 \leq \phi \leq 2.0$  の範囲で変化させた。

#### 4.1.2 基本ケースの結果

以上のパラメータの値に基づいた基本ケースの、機体の大きさ等を第 4.2 表、各フェーズの切換え時の諸量の値を第 4.3 表に示した。また、 $h-v$  線図、および高度  $h$ 、対地速度  $v$ 、ダウンレンジ、飛行マッハ数  $M$ 、推力、空力抗力、抗力係数  $C_D$ 、揚力係数  $C_L$ 、比推力  $I_{sp}$ 、機体迎角  $\alpha$ 、対地経路角  $\gamma$ 、荷重倍数、レイノルズ数  $Re$ 、動圧  $q$ 、熱輻射平衡

第 4.2 表 基本ケースの機体の大きさ等

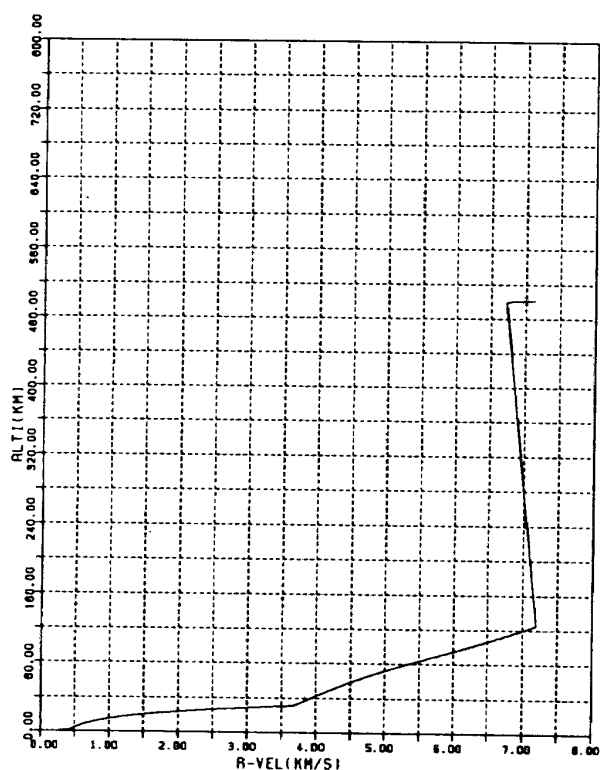
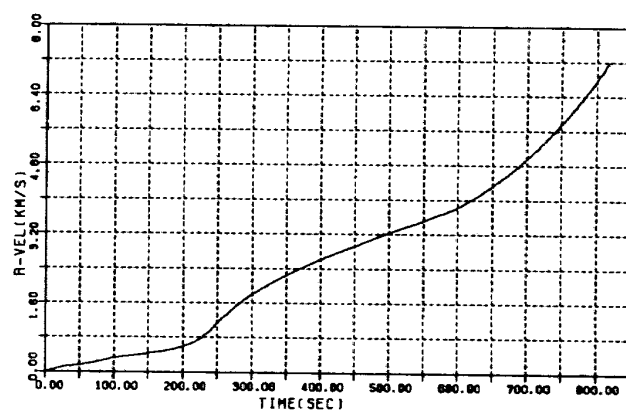
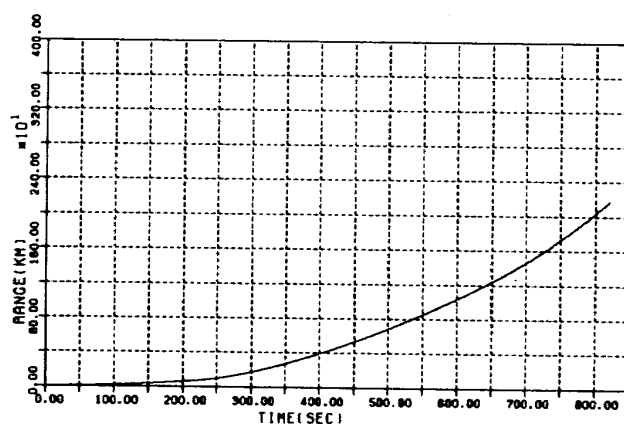
全長	64.0 m
スパン	29.8 m
翼面積	534.2 m <sup>2</sup>
空虚重量	83.6 t
(重量軽減後)	
翼面荷重	6419 N/m <sup>2</sup> (655kgf/m <sup>2</sup> )
NATR	8 (1.21m <sup>2</sup> /eng.)
S <sub>SCR</sub>	30 m <sup>2</sup>
T <sub>roc</sub>	$2.94 \times 10^6$ N (300 tf)



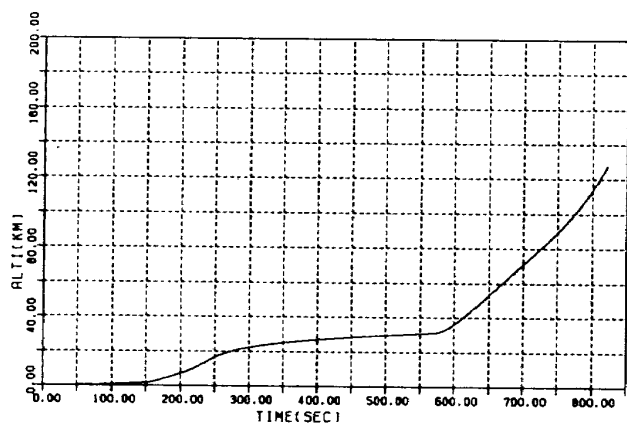
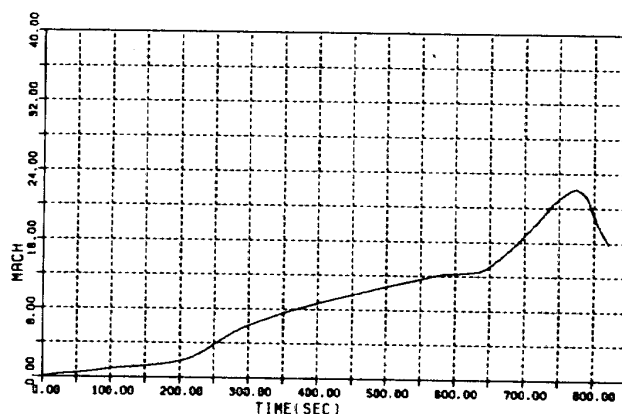
第 4.1 図  $\alpha_{c5} = \text{scheduled}$  の際の  $\alpha_{c5}$  と高度  $h$  の関係

第4.3表 基本ケースのフェーズ切換え時の諸量の値

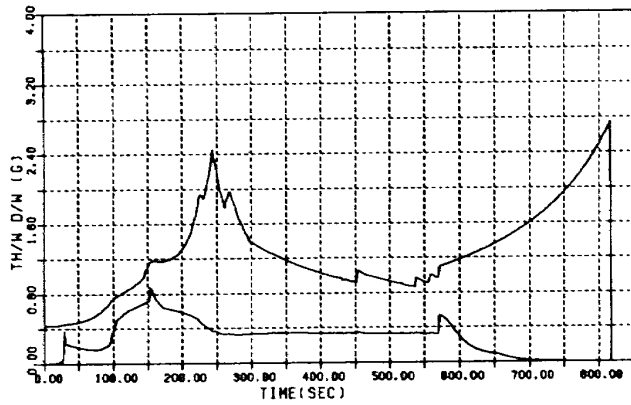
	離陸	Ph-3 開始	ATRから SCRへ	Ph-5 開始	Ph-5-2 開始	軌道
滑走開始からの時間 (m's")	0'25"	2'33"	4'58"	9'29"	13'38"	27'52"
距離 (km)	1.3	36.4	169.0	920	2157	7728
高度 (km)	0.0	1.8	22.1	31.0	125	502
対地速度 (km/s)	0.11	0.44	1.78	3.63	7.20	7.13
マッハ数	0.31	1.33	6.00	12.00	—	—
H <sub>2</sub> 重量 (t)	93.5	83.7	65.6	25.1	1.4	0.0
O <sub>2</sub> 重量 (t)	155.5	153.1	150.0	150.0	8.3	0.0
総重量 (t)	348.3	336.1	314.9	274.4	109.0	99.3

(1)  $h-v$  図(3) 対地速度  $v$ 

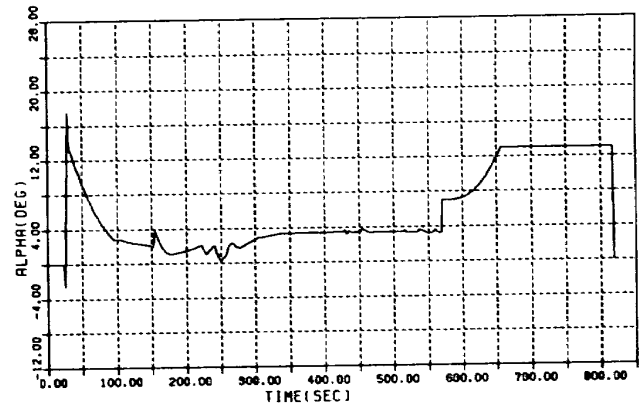
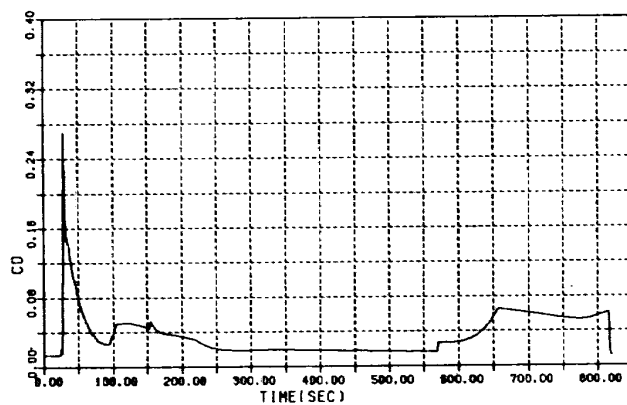
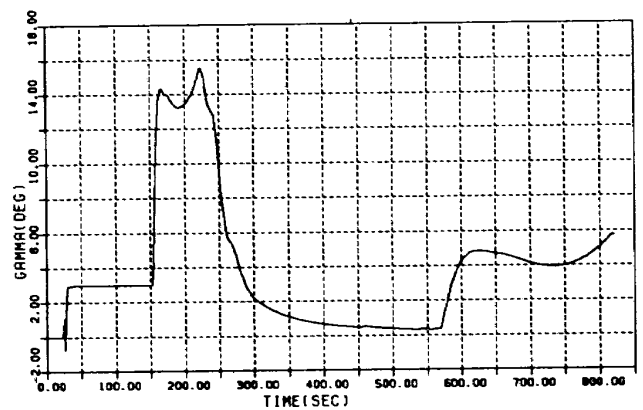
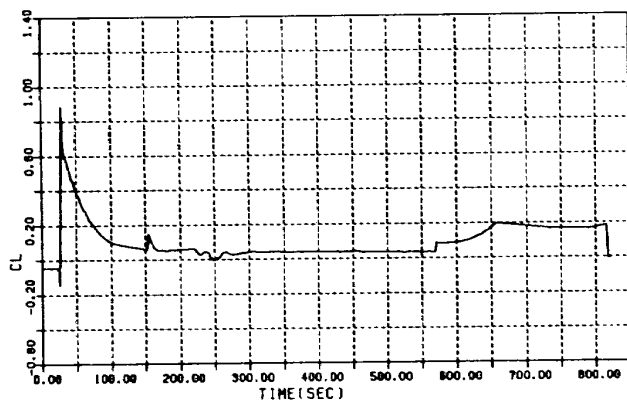
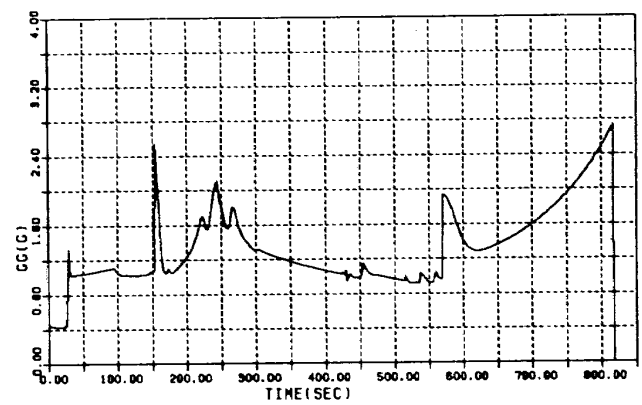
(4) ダウンレンジ

(2) 高度  $h$ (5) 飛行マッハ数  $M$ 

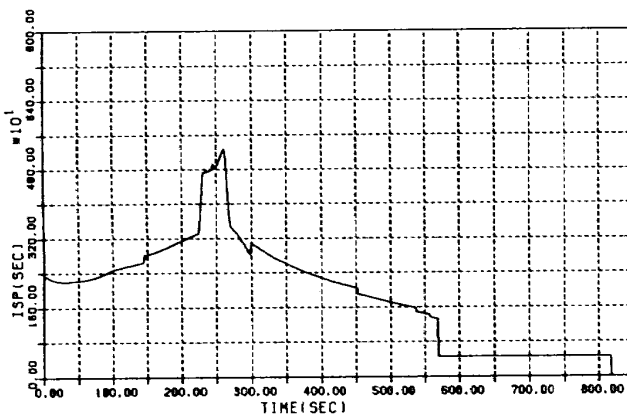
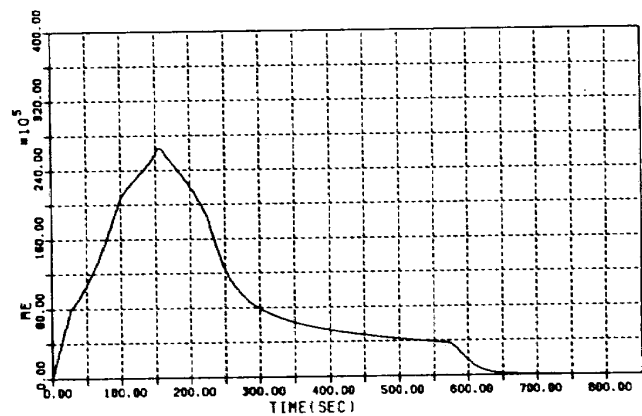
第4.2図 基本ケースの飛行中の諸量



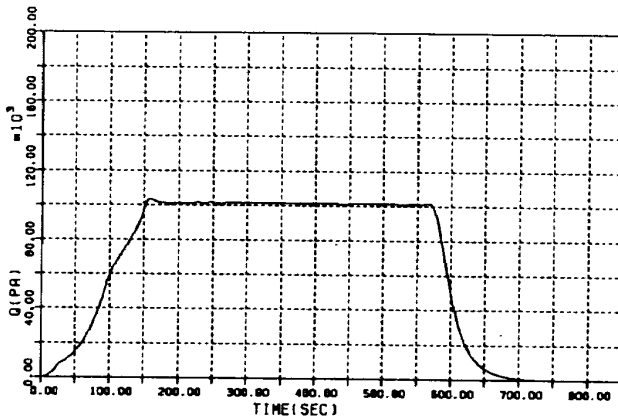
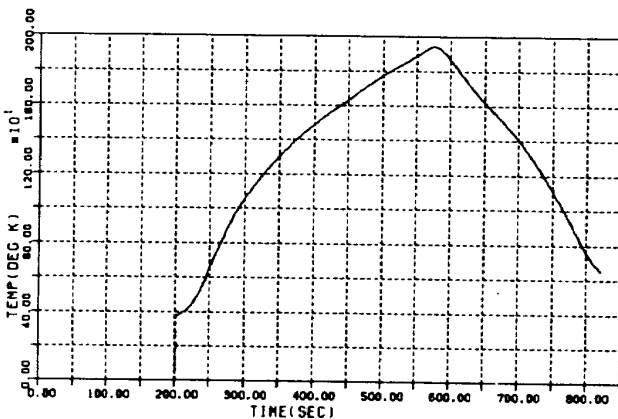
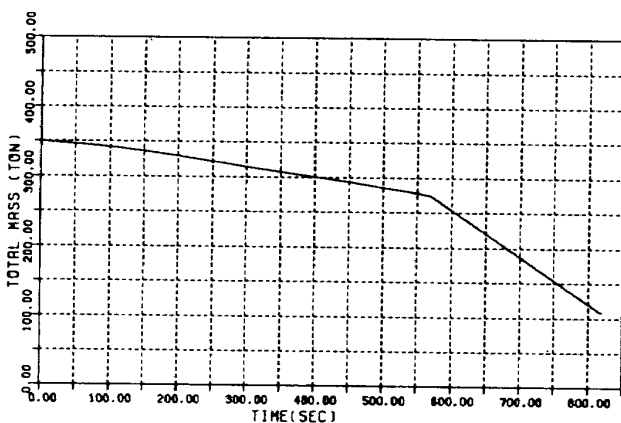
(6) 推力, 空力抗力

(10) 機体迎角  $\alpha$ (7) 抗力係数  $C_D$ (11) 対地経路角  $\gamma$ (8) 揚力係数  $C_L$ 

(12) 荷重倍数

(9) 比推力  $I_{sp}$ (13) レイノルズ数  $Re$



(14) 動圧  $q$ (15) 熱輻射平衡温度  $T_{eq}$ 

(16) 残存重量

## 第4.2図 続き

温度  $T_{eq}$ 、残存重量の時間履歴のシミュレーション結果の、離陸から Ph-5-1 の最後までを、第4.2図に示した。

第4.4表に示すように、基本ケースでは、機体全長が64.0m、消費主推進剤重量が250.8tという結果が飛行シミュレーションから得られた。この結果、離陸総重量  $W_{T0}$  から、推進剤とペイロード

等の重量を差し引いた空虚重量として許されるのは  $W_{emp}=83.6t$  となる。この値を用いて、第3-1式を満足するように決めた重量軽減係数の値は  $w_{RD}=0.506$  になり、空虚重量をほぼ半減しなければならないことを示している。このシミュレーションはいろんな点で必ずしも最適化されておらず、また、逆に考慮されていない要素重量もあることから、この  $w_{RD}$  の値は増減どちらの方向にも誤差を含んだものとはなっているが、SSTO の実現のためには大幅な重量削減や性能向上が必要であることが定量的に明らかである。

基本ケースの、重量軽減後の重量ブレークダウンを第4.3図に示した。離陸重量  $W_{T0}$  に対する空虚重量の割合は、約24%となる。

## 4.2 感度解析

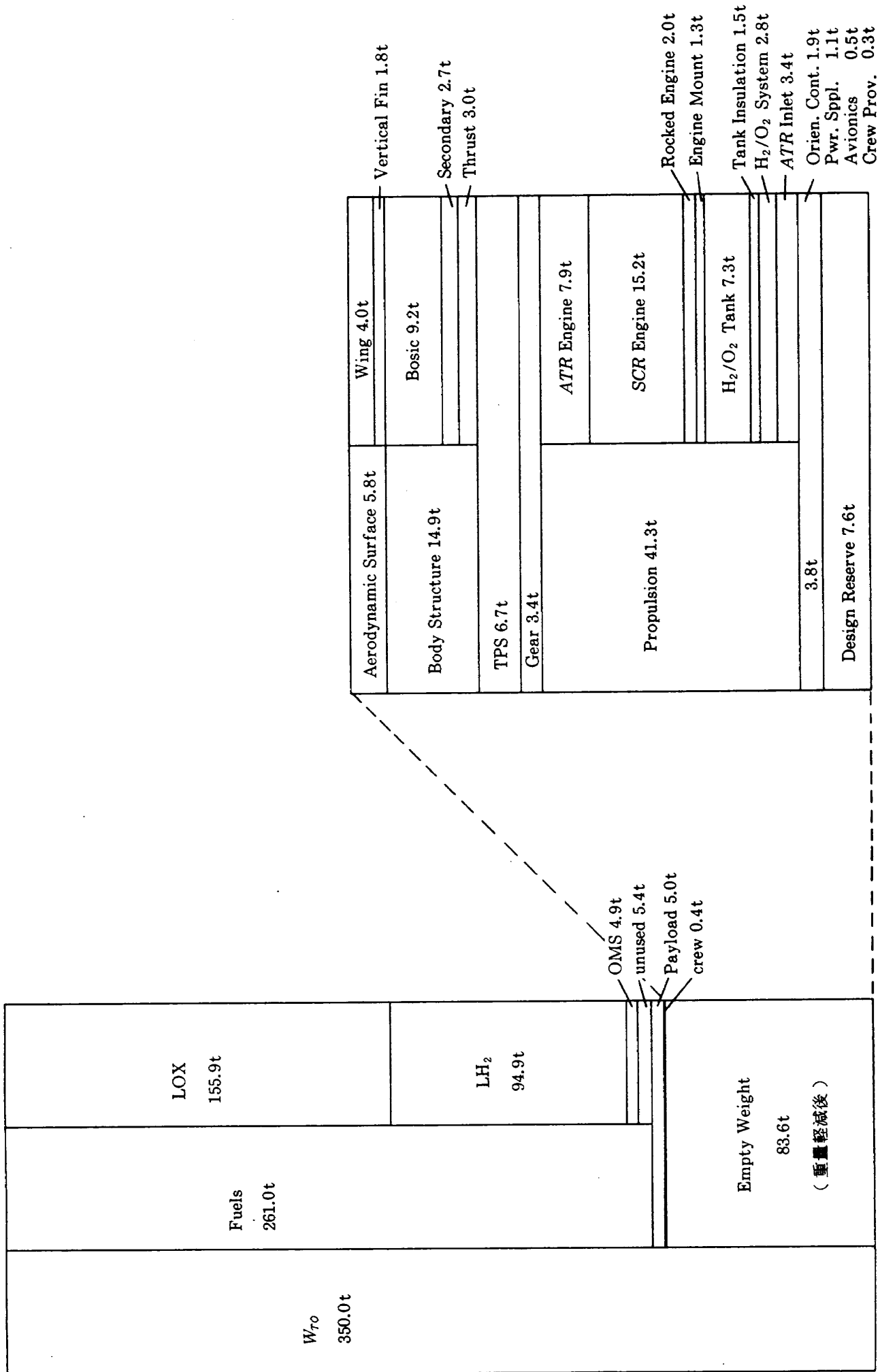
最初に述べたように、SSTO の研究では各技術が密接に関連しており、各技術の要求の間のトレードオフが重要になる。そのための基礎資料として、機体、エンジンや飛行経路に関するパラメータの値を変化させた際の、 $w_{RD}$  を始めとする諸量の変化を調べた。変化させたパラメータとその結果の主な値を、第4.4表にまとめた。

同表で、 $w_{RD}$  を乗ずる前の  $W_{emp}$  の値も示したが、これはエンジンや構造重量の増大によるペナルティの大きさを示すためのものである。つまり、消費主推進剤重量  $W_{pr}$  が同一で同じ軌道残存重量  $W_{ent}$  が許される場合でも、 $w_{RD}$  を乗ずる前の  $W_{emp}$  が大きいと  $w_{RD}$  は小さくなってしまう。

以下、各パラメータの感度に関する解析結果について概説する。

[離陸重量  $W_{T0}$ ]

離陸重量  $W_{T0}$  と重量軽減係数  $w_{RD}$  の関係を第4.4図に示した。この関係を外挿すると約1万2千トンで  $w_{RD}=1.0$  という結果が得られるが、水平離着陸の機体として現実的な重量ではないし、この領域では WAATS による推算そのものが妥当性を欠いているため、単なる数字上の結果にすぎない。現実的な範囲でみると、 $W_{T0}$  を2倍の700tにすると、 $w_{RD}$  は0.50から0.60と、約10ポイント ( $w_{RD}$  の0.01を1ポイントと呼ぶことにする。以下同様)



第4.3図 基本ケーの重量ブレイクダウン(重量軽減後)

第4.4表 感度解析で変化させたパラメータのその結果(その1)

Case	基本ケースから変更した パラメータ	ATR 基数 N <sub>ATR</sub>	SCRイ ンデ ックス S <sub>SCR</sub> (m <sup>2</sup> )	ロケット 総推力 F <sub>roc</sub> (t f)	機体 全長 l <sub>p</sub> (m)	WRDを 乗した 前の W <sub>orp</sub> (t)	重量 係数 W <sub>RD</sub>	WRDを 乗した 後の W <sub>orp</sub> (t)	ATR phase の時間 (m:s)	SCR phase の時間 (m:s)	全 飛行 時間 (m:s)	ATR による 消費 推進剤 (t)	SCR による 消費 推進剤 (t)	rocket による 消費 推進剤 (t)	全 消費 推進剤 (t)	全消費 推進剤 O/F比
0	基本ケース	8	30	300	64.0	170.6	0.506	83.6	4:53	4:31	27:52	35.1	40.5	175.2	250.8	1.64
1	W <sub>10</sub> = 545t	12	35	400	74.8	234.0	0.579	132.0	4:56	6:04	33:50	52.1	71.4	267.9	391.4	1.58
2	W <sub>10</sub> = 1000t	18	55	800	91.9	372.2	0.672	245.4	6:47	6:46	34:06	102.1	126.8	490.9	719.8	1.55
3	W <sub>10</sub> = 4000t	60	160	3800	146.0	1173.2	0.863	1004.2	8:08	8:21	35:35	395.7	520.6	1956.2	2872.5	1.54
4	W <sub>10</sub> = 8000t	116	265	6900	184.8	2121.3	0.942	1991.8	7:43	9:42	37:33	747.4	1115.6	3905.0	5768.0	1.51
5	M <sub>AS</sub> = 5.0	8	30	300	64.1	170.8	0.505	83.6	4:34	5:01	27:44	31.2	44.7	174.8	250.7	1.63
6	M <sub>AS</sub> = 5.5	8	30	300	64.1	170.7	0.507	83.8	4:45	4:26	28:03	33.0	43.0	174.4	250.4	1.64
7	M <sub>SR</sub> = 11	8	25	300	63.0	162.1	0.504	79.2	4:52	4:33	29:27	34.4	33.7	187.2	255.3	1.86
8	M <sub>SR</sub> = 13	8	30	200	55.9	173.6	0.512	86.1	5:12	5:21	40:40	36.7	52.0	159.4	248.1	1.35
9	M <sub>SR</sub> = 14	9	35	200	56.7	185.5	0.509	91.5	4:12	5:14	34:00	33.8	60.5	148.2	242.5	1.20
10	M <sub>SR</sub> = 15	9	40	200	58.3	195.7	0.502	95.1	4:20	5:17	29:26	34.9	71.3	132.7	238.9	1.00
11	q <sub>c3</sub> = 80kPa	8	30	300	64.8	171.8	0.496	82.4	5:47	5:32	29:31	38.4	42.2	171.3	251.9	1.55
12	q <sub>c3</sub> = 120kPa	8	30	300	63.6	170.2	0.510	84.1	4:36	3:55	26:56	33.4	39.7	177.0	250.1	1.69
13	α <sub>c5</sub> = 15°	8	30	200	64.2	169.4	0.487	79.8	4:59	4:32	33:35	35.2	40.7	178.7	254.6	1.66
14	α <sub>c5</sub> = 20°	8	30	200	64.6	170.8	0.441	72.7	5:01	4:33	24:28	35.0	41.2	185.9	262.1	1.70
15	T <sub>c4</sub> = 1773K, M <sub>SR</sub> = 13	9	45	300	68.3	204.2	0.454	89.4	4:20	8:27	30:51	35.1	70.3	139.4	244.8	1.05
16	γ <sub>c2</sub> = 10°	11	30	300	63.4	181.1	0.487	85.3	3:26	4:34	26:57	31.4	41.0	176.5	248.9	1.71
17	h <sub>orb</sub> = 300km	8	30	300	63.9	170.0	0.525	86.6	4:57	4:31	21:29	35.0	40.5	172.1	247.6	1.63
18	drag×0.7	6	20	300	64.0	149.9	0.585	85.4	6:28	6:50	31:17	33.6	41.8	173.3	248.7	1.63
19	I <sub>sp</sub> (ATR)×1.5	7	30	300	62.8	163.4	0.545	86.4	6:45	4:33	30:28	26.9	41.0	179.8	247.7	1.78
20	I <sub>sp</sub> (SCR)×1.5	8	25	300	61.7	158.4	0.573	88.3	4:41	5:35	30:08	33.4	29.6	182.8	245.8	1.94
21	I <sub>sp</sub> (ATR & SCR)×1.5	7	25	300	60.5	151.1	0.616	90.9	6:17	5:38	32:51	25.1	28.9	189.1	243.1	2.13
22	I <sub>sp</sub> (rocket)×1.1	8	30	300	63.6	168.8	0.568	93.2	4:55	4:30	28:47	34.8	41.0	164.8	240.6	1.59
23	φ(SCR)=1.0, M <sub>SR</sub> =15	9	55	200	59.0	216.1	0.447	93.1	4:23	5:41	29:11	35.3	75.4	130.3	241.0	0.95

第4.4表 感度解析で変化させたパラメータのその結果(その2)

Case	基本ケースから変更した パラメータ	ATR 基数 $N_{ATR}$	SCRイ ンテ グ面積 $S_{SCR}$ ( $m^2$ )	ロケット トータル推力 $T_{TOT}$ (tf)	機体 全長 $L$ (m)	$W_{eng}$ を 乗する 前の $W_{eng}$ (t)	重量 係数 $W_{eng}$	$W_{eng}$ を 乗した 後の $W_{eng}$ (t)	ATR phase の時間 (m:s)	SCR phase の時間 (m:s)	全 飛行 時間 (m:s)	ATR による 推進剤 (t)	SCR による 推進剤 (t)	rocket による 推進剤 (t)	全 消費 推進剤 (t)	全消費 推進剤 のF/B
0	基本ケース	8	30	300	64.0	170.6	0.506	83.6	4:58	4:31	27:52	35.1	40.5	175.2	250.8	1.64
24	$N_{ATR}$ (基本ケース)+2	10	30	300	63.4	177.0	0.498	85.4	3:23	4:34	26:52	30.5	41.0	177.3	248.8	1.71
25	$N_{ATR}$ (基本ケース)+1	9	30	300	63.7	173.6	0.503	84.5	4:00	4:33	27:24	32.1	40.9	176.4	249.4	1.69
26	$N_{ATR}$ (基本ケース)-1	7	30	300	65.1	169.4	0.493	80.8	7:31	4:29	29:33	43.6	40.3	169.6	253.5	1.53
27	$N_{ATR}$ (基本ケース)-2	6	30	300	推力不足により遷音速領域を越えられず											
28	$S_{SCR}$ (基本ケース)+10 $m^2$	8	40	300	63.1	180.2	0.491	85.7	4:53	3:12	27:09	34.5	36.0	178.1	248.6	1.75
29	$S_{SCR}$ (基本ケース)+5 $m^2$	8	35	300	63.5	175.2	0.500	84.8	4:54	3:46	27:34	34.6	37.9	176.8	249.3	1.71
30	$S_{SCR}$ (基本ケース)-5 $m^2$	8	25	300	64.9	166.9	0.505	81.7	5:04	5:37	28:13	35.8	45.1	172.0	252.9	1.54
31	$S_{SCR}$ (基本ケース)-10 $m^2$	8	20	300	66.6	165.6	0.487	78.0	5:17	7:28	29:20	37.3	53.8	165.4	256.5	1.36
32	$T_{TOT}$ (基本ケース)+100tf	8	30	400	64.0	172.5	0.502	83.9	4:58	4:31	23:51	35.1	40.5	174.9	250.5	1.64
33	$T_{TOT}$ (基本ケース)+50tf	8	30	350	64.0	171.5	0.503	83.6	4:57	4:32	25:15	35.1	40.5	175.2	250.8	1.64
34	$T_{TOT}$ (基本ケース)-50tf	8	30	250	64.0	169.6	0.509	83.7	4:58	4:32	33:46	35.1	40.7	174.7	250.5	1.64
35	$T_{TOT}$ (基本ケース)-100tf	8	30	200	64.1	169.1	0.496	81.2	4:59	4:31	37:27	35.2	41.5	176.5	253.2	1.66

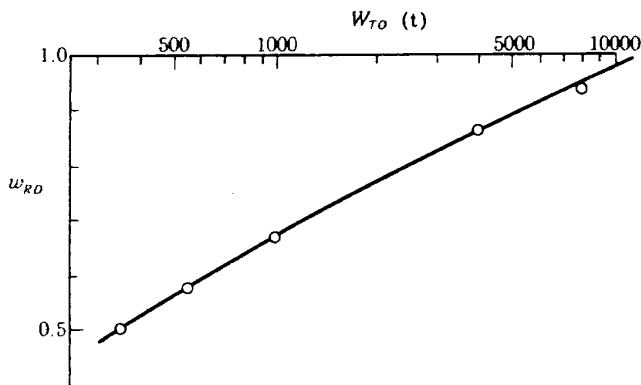
大きくなることがわかる。

離陸重量  $W_{TO}$  の増加による最適なエンジンの大きさの変化は、大雑把には  $N_{ATR} \propto W_{TO}^{0.85}$ ,  $S_{SCR} \propto W_{TO}^{0.7}$ ,  $T_{roc} \propto W_{TO}^{1.0}$  である。エンジンの大きさの感度のところで詳しく述べるように、最適な  $T_{roc}$  は Ph-5 における重量にほぼ比例することから  $W_{TO}$  に比例する。一方、最適な  $S_{SCR}$  は空力抗力に比例するが、SCR による飛行時は迎角が比較的小さいため空力抗力は自重（つまり、ほぼ揚力の大きさ）にはあまり依存せず、変化が面積の変化 ( $W_{TO}^{2/3}$ ) に近くなったものである。これらに対し、最適な  $N_{ATR}$  は遷音速領域での空力抗力によって決まるが、この領域では迎角が比較的大きいため、空力抗力の大きさは面積とともに迎角変化を通じて自重にも依存するし、重量変化 ( $W_{TO}^{1.0}$ ) と面積変化 ( $W_{TO}^{2/3}$ ) の中間的变化をしたものである。

機体全長は、推進剤が胴体に搭載できるという条件で決まっているため、当然ながらほぼ  $W_{TO}^{1/3}$  に比例している。この結果、翼面荷重は  $W_{TO}^{1/3}$  に比例して増大する。

[ATR→SCR 切換えマッハ数  $M_{AS}$ ]

ATR と SCR の  $I_{sp}$  がほぼ一致するマッハ数である  $M_{AS}=5.5$  (ケース 6) で  $W_{pr}$  が最小となり、それを受けて  $w_{RD}$  が最大となっている。しかし、 $5 \leq M \leq 6$  の範囲では ATR と SCR の  $I_{sp}$  の差がそれほど大きくないため、 $M_{AS}=5.0, 5.5, 6.0$  (基本ケース) で、 $w_{RD}$  を始めとして諸量の差は小さい。

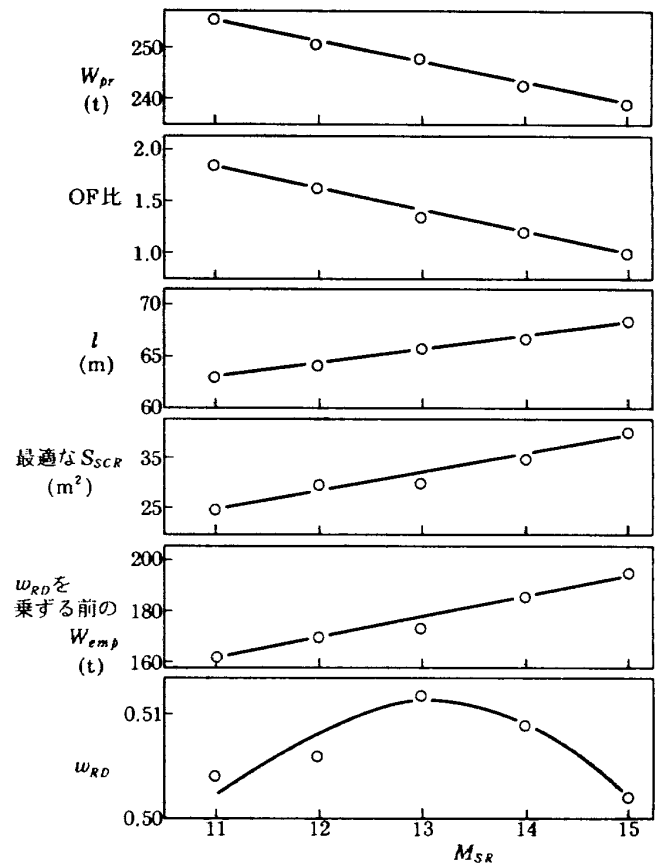


第4.4図 離陸重量  $W_{TO}$  と重量軽減係数  $w_{RD}$  の関係

[SCR→ロケット切換えマッハ数  $M_{SR}$ ]

動圧一定の経路に沿った SCR の比推力  $I_{sp}$  は、マッハ数  $M$  の上昇に従って低下するが、 $M=15$  でもロケットの  $I_{sp}$  よりは大い。このことは、同じ推力を得るための消費推進剤「重量」は、この速度領域でもロケットより SCR の方が少ないことを意味する。しかし、以下に述べる理由から、 $I_{sp}$  の値がロケットを上回っている限り SCR を使い続ける、という原則が必ずしも適切であるとはいえない。

その理由は、大きく3つ挙げられる。第4.5図に、消費主推進剤重量  $W_{pr}$ 、OF 比、機体大きさ（全長  $l$ ）、最適な SCR インテーク面積  $S_{SCR}$ 、 $w_{RD}$  を乗ずる前の  $W_{emp}$ 、 $w_{RD}$  の、 $M_{SR}$  による変化を示した。まず第1の理由は、 $M_{SR}$  を上昇させると、SCR の  $I_{sp}$  の方がロケットより大きいため  $W_{pr}$  は確かに減少するが、全消費推進剤の OF 比が低下し、結果として機体が拡大する。すなわち、



第4.5図 SCR からロケットへの切換えマッハ数  $M_{SR}$  と諸量の関係

単位消費推進剤「重量」当りの推力( $I_{sp}$ )はSCRの方が大きいですが、単位消費推進剤「体積」当りの推力がロケットの方が大きくなることの反映である。機体の拡大は、構造重量の増加と空力抗力の増大による $W_{pr}$ の増大を招き、結果として $w_{RD}$ の値を小さくしてしまう。第2の理由は、高いマッハ数ではSCRの推力が相対的に低下するため、空気抗力に抗して十分な加速を続けるためにはより大きな $S_{SCR}$ を必要とし、エンジン重量の増加により $w_{RD}$ の値を減少させる。第3の理由は、本解析では考慮されていないが、 $M_{SR}$ が上昇すると空力加熱がより厳しい領域を飛行することになり、熱防御系の重量が増加してしまうことである。

本シミュレーションでは3番目の効果は考慮されていないが、1, 2番目の効果のため $w_{RD}$ の値は $M_{SR}=13$ (ケース8)で極大になり、それ以上の $M_{SR}$ では逆に小さくなってしまふ。この $M_{SR}=13$ という $w_{RD}$ が極大になるマッハ数は、本解析で仮定したエンジン性能データ、機体形状、胴体に対するタンク容積の割合等の下での値であり、それらが変化すると当然変化する。しかし、ここに述べたような理由により、 $w_{RD}$ が極大になる $M_{SR}$ が存在することには変らない。

このケースを例にとり、エンジンの大きさを最適化した場合としない場合の結果の違いを示す。 $M_{SR}=15$ のケース10では、高マッハ数での推力不足を補うように $S_{SCR}$ が基本ケースの $30\text{m}^2$ から $40\text{m}^2$ に増大している。仮に、 $S_{SCR}=30\text{m}^2$ のまま $M=15$ まで飛行したら、SCRによる飛行時間が $5'17''$ から $7'28''$ に延び、SCRによる消費推進剤重量は $71.3\text{t}$ から $80.9\text{t}$ に増加する。この結果、機体全長が $68.3\text{m}$ から $70.9\text{m}$ と大きくなることもあって、 $w_{RD}$ は $S_{SCR}$ を最適化した場合の $0.502$ に比べて $0.472$ と悪化してしまう。この $3.0$ ポイントの悪化は、基本ケースと $M_{SR}=15$ の $w_{RD}$ の差 $0.4$ ポイントに比べて著しく大きく、この場合、エンジンの大きさを最適化しない解析はほとんど意味がないことがわかる。

[Ph-3における動圧 $q_{c3}$ ]

第3.3図にみられるように、SCRの $I_{sp}$ は動圧が高くなると単調に大きくなるが、 $q_{c3}=100\text{kPa}$

はATRの $I_{sp}$ の極大近くに相当するためATRの $I_{sp}$ は動圧が高くなってもそれほど増大しない。しかし、ATR, SCRとも推力は動圧と共に単調に増大するため、飛行時間、飛行距離の短縮による効果でATRとSCRで消費される推進剤重量は動圧が高いほど少なくなる。第4.4表のケース11, 12をみると、ATRとSCRによる推進剤重量はそのような傾向になっている。一方、ロケットにより消費される推進剤重量は、動圧が高いほど $M=12$ でロケットに切換わる高度が低いことが原因して、逆に動圧が高いほど大きくなっている。この結果、動圧を高めることによるATRとSCRで消費される推進剤の削減の大半はロケットによる消費の増大で打ち消され、全消費主推進剤重量 $W_{pr}$ は動圧によりそれほど変化しない。

このようにみると、本解析で動圧が高いほど $w_{RD}$ が大きくなっているのは、動圧が高いほどエンジン推力が大きく推進剤消費が減るという単純な理由のみからではないことがわかる。つまり、動圧が高いほど $w_{RD}$ が大きいのは、ロケットによる推進剤消費の割合が増大することによるOF比の増大で機体が小さくなり、構造重量および空力抗力が低下したことも同程度に寄与している。

この $q_{c3}$ の感度では、 $M_{SR}$ の場合と同様に、動圧増大に伴う空力加熱による熱防御系の重量増加の効果が考慮されていないし、WAATSで考慮されている構成要素に、動圧による変化が十分取込まれているとはいえないものがあるという問題もある。これらは、動圧上昇によるメリットを打ち消す側に作用するため、 $q_{c3}$ の増大は、意外に得るところが少ないと言えよう。

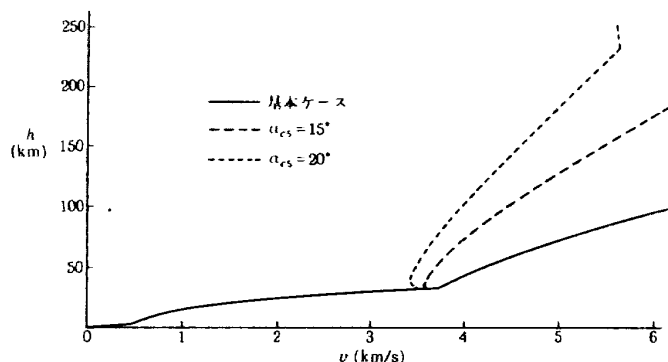
上に述べたように、高い動圧で飛行した場合、ロケットへの切換え高度が低いため、ロケットで消費される推進剤重量が増加し、ATR, SCRによる消費推進剤重量減少の大半が打ち消されてしまふ。これを防ぐため、高い動圧に沿った経路上昇する場合でも、ロケットへ切換える前にSCRを使用したままその高い動圧に相当する経路から離れてある高度まで上昇するという飛行経路が考えられ、そのような飛行経路をとることにより、 $w_{RD}$ の改善がある程度できるであろう(これは基本ケ

ースのPh-3の最終段階についていえる)。しかし、そのような飛行経路はパラメータの数が多く、本解析の範囲を超えていると考えられるため行っていない。

#### [Ph-5-1における迎角 $\alpha_{c5}$ ]

ロケットエンジンに切替えたPh-5では、大気はエネルギー収支上は抗力によるロスを生み出すだけにすぎず、大気圏内を飛行する時間は短い方が望ましい。ところが一方、Ph-5-1では $v=3.6\text{km/s}$ 程度( $M_{SR}=12$ の場合)で飛行しており、大気圏からの脱出のための経路角の変更(速度ベクトル方向の変更)には大きな力を必要とする。この力はロケット推力と揚力により発生させなければならないが、大きな揚力の発生には大きな空力抗力が伴うことから、大気圏を早く脱出しようとして急激な経路角の変更を行おうとすると空力抗力による大きなロスを伴う。この両者のバランスの結果、( $\alpha_{c5}$ が一定という条件の下で) $w_{RD}$ が極大になる最適な $\alpha_{c5}$ の値が存在する。第4.6図に $\alpha_{c5}=15^\circ$ 、 $20^\circ$ (一定値)の場合の $h-v$ 線図上の軌跡を基本ケースと比較した。 $\alpha_{c5}$ が大きい場合は、空力抗力が推力より大きくなって速度が一旦低下することが分かる。第4.4表のケース13, 14をみるとロケットによる推進剤消費が $\alpha_{c5}$ が大きいほど増大し、 $w_{RD}$ を悪化させているのがわかる。ATRとSCRによる推進剤消費も増えているのは機体大きさの増大による空気抗力の増大(および飛行時間の延長)による。 $w_{RD}$ の値を極大にするのは、条件によって異なるが、ほぼ $\alpha_{c5}\cong 7^\circ$ である。

基本ケースで、この $\alpha_{c5}=7^\circ$ 一定とはせず第



第4.6図 フェーズ5-1における迎角 $\alpha_{c5}$ による $h-v$ 線図の違い

4.1図に示したような scheduled としたのは、基本ケースのところでも述べたように、 $w_{RD}$ の増大のためよりむしろ $T_{roc}$ を小さくするためである。この $W_{T0}=350\text{t}$ のケースでは、 $\alpha_{c5}=\text{scheduled}$ とすると、わずかではあるが $w_{RD}$ の値は $\alpha_{c5}=7^\circ$ 一定よりむしろ悪化しているが、 $T_{roc}$ は大幅に小さくできる。実際にはここで仮定したような単純な scheduled ではなく、 $w_{RD}$ の改善と最適な $T_{roc}$ の縮小を同時に満たすもっと精密な制御を行うことになるであろうが、それによる改善幅は本シミュレーションの scheduled の結果に対してそれほど大きくないと推定される(scheduled として第4.1図に示したもの以外にもいくつか試みたが $w_{RD}$ の値にあまり差はなかった)。

Ph-5-1における迎角に関しては、特にトレードオフの関係にあるような要素はないが、本解析で感度を示したのは、 $\alpha_{c5}$ の $w_{RD}$ に対する感度が非常に大きく、高速度で経路角を変更することがいかにペナルティを伴うものであるかを示すためである。

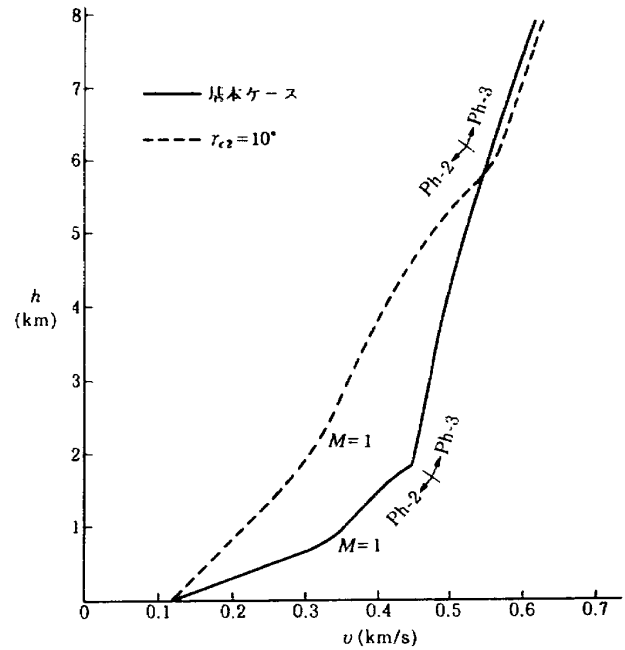
#### [Ph-2における経路角 $r_{c2}$ ]

Ph-2では速度が小さいため、Ph-5-1のような経路角を変更すること自体のペナルティはほとんどない(経路角を滑走状態から $r_{c2}$ に変更するPh-2の最初で $v=0.1\text{km/s}$ 程度である)。また、本解析の $r_{c2}$ の範囲では経路角自体が大きいことによるペナルティ(すなわち、揚力の垂直成分が $\cos r$ 倍になり、自重の $\sin r$ 倍が抗力に追加されること等)も小さい。

$r_{c2}$ による $w_{RD}$ への影響は主として次のような理由による。 $r_{c2}$ を大きくすると上昇率(単位時間当りの高度増加率)が大きくなるため、同じ速度に達する際の高度が高くなる。高度の上昇は動圧の低下、すなわちエンジン推力の低下を招き、速度があまり増加しないまま(一定経路角に沿って)高度のみが上昇し、ますます同一速度に達する高度が上昇する。また、動圧の低下のため自重を支える揚力を発生させるための迎角が大きくなり、空力抗力は動圧が低下しても減少しない(むしろ $L/D=\max$ となる迎角を超えることから、逆に増加する)。このため、特に遷音速領域で空力

抗力が大きくなるのに対し、エンジン推力は（それより高いマッハ数に比べて）小さいため、この領域を超えるのに要する時間が長くなり推進剤消費が増大する。このことから $r_{c2}$ を大きくすると最適な $N_{ATR}$ が増大する。

第4.7図に $r_{c2}=3^\circ$ と $10^\circ$ に対する $h-v$ 線図の違いを示した。 $r_{c2}=3^\circ$ に対して $r_{c2}=10^\circ$ では、 $M=1.0$ に達する高度が約2.8倍になり、動圧は約86%に低下している。この結果、最適な $N_{ATR}$ が8から11に増加する。第4.4表を示したように、基本ケースと $r_{c2}=10^\circ$ （ケース16）の消費主推進剤重量 $W_{pr}$ は、 $N_{ATR}$ が増えたため $ATR$ による飛行時間が短縮され、ケース16の方がむしろ少ないが、 $w_{RD}$ は $N_{ATR}$ の増加のため悪化している（ $w_{RD}$ を乗ずる前の $W_{emp}$ が基本ケースの170.6tから181.1tに増大している。 $N_{ATR}$ の増大は、 $ATR$ 本体だけでなく、インレット重量も増大させる）。



第4.7図 フェーズ2における経路角 $r_{c2}$ による $h-v$ 線図の違い

#### [Ph-4における熱輻射平衡温度 $T_{c4}$ ]

すでに指摘したように、本解析では熱的条件の変化による熱防御材料の重量変化については一切考慮していない。そのため、ここで得られている結果における重量増加は、熱輻射平衡温度一定の経路に沿って飛行するためのエンジン数、主推進剤重量 $W_{pr}$ の増大（および、それによる機体大きさの拡大）の影響のみを考慮してある。これは、熱的条件の変化による重量増加を適切に評価する方法が未完備であるためである。

動圧100kPa、 $M=12.0$ における熱輻射平衡温度は $T_{eq}=1937\text{K}$ （1664°C）である（半径0.5m球淀み点）。現在技術で1773K（1500°C）程度まではactive coolingなしでも可能であると考えられるが、1773Kと動圧100kPa、 $M=12.0$ における $T_{eq}=1937\text{K}$ ではあまり差がなく、 $T_{c4}=1773\text{K}$ では感度解析として基本ケースとの差は顕著ではない。このため、Ph-4を設けたことによる感度をみるケース15は、ケース8の $M_{SR}=13$ と比較した。

ロケットに切替える $M=13$ に達する高度は、ケース8が32.1kmであるのに対し、ケース15では45.9kmと高くなっており、それだけ高い高度を飛ぶ必要性から $S_{SCR}$ が30m<sup>2</sup>から45m<sup>2</sup>に増大している。またSCRの消費推進剤重量もケース8の

飛行経路に沿った地上（あるいは海上）環境や、飛行安全性の見地から、本解析の基本ケースの $h \approx 800\text{m}$ で音速に達するという経路は望ましいものでなく、実際には $3^\circ$ より大きな経路角で上昇することが必要になると考えられる。 $r_{c2}$ が大きい場合でも $N_{ATR}$ を増加することなく加速する方法として、遷音速領域近辺の推力が不足する領域のみロケットを補助的に用いる方法<sup>12)</sup>もあり、そのシミュレーションも試みた。後の $ATR$ エンジン数による感度のところで詳しく述べるように、ロケットエンジンを補助的に用いることにより、 $N_{ATR}$ の増加で推力を確保するよりは大きな $w_{RD}$ の値が得られ、重量評価の観点からは望ましいという結果が得られた。

#### [目標円軌道高度 $h_{orb}$ ]

これは、最終軌道高度による感度を定量的に示すためのシミュレーションで、特に興味ある結果は含まれない。 $h_{orb}$ を500km（基本ケース）から300km（ケース17）に下げると $W_{pr}$ は3t程度減少し、 $w_{RD}$ は約2ポイント改善される。軌道高度だけではなく、軌道傾斜角による影響等も今後の詳細な解析では必要になるであろうが、赤道上東向き打ち上げを仮定した今回のシミュレーションでは、そのような解析は不可能である。



52.0tから70.3tに増大し、結果的に $w_{RD}$ は0.512から0.454に悪化している。

この2つの結果から次のような解釈が可能である。ケース8における最高熱輻射平衡温度は $T_{eq}=2058\text{K}$ であるが、ケース8とケース15を比較すると、 $T_{eq}$ の最大値を2058Kから1773Kに低下させるために推進剤重量で18.3t、SCR重量で15t（重量軽減前）増加しており、 $T_{eq}$ を2058Kから1773Kに下げるときの重量ペナルティーは、この和33.3tであるといえる。この重量以下で $T_{eq}=2058\text{K}$ に対する熱防御系が実現できれば、 $M=13$ まで $q=100\text{kPa}$ の経路に沿って飛行する方が望ましいし、そのでなければ $T_{eq}=1773\text{K}$ に沿って飛行する方が望ましいといえる。無論、両者の中間的な選択もあり得る。また、この場合、 $T_{eq}=1773\text{K}$ に沿って飛行した場合の最適な $M_{SR}$ は13であるとは限らず、その点も含めた解析が必要である。

#### 〔空力抗力〕

いうまでもなく、大気圏内を飛行中は空力抗力によりかなりの割合のエネルギーロスがあるため、空力抗力を削減することによりSSTOの性能は向上することが期待される。ここで仮定した空力抗力の減少は、抵抗係数値の減少のみを意味するものではなく、基準面積をかけた $C_D S$ の減少を想定したものである。この仮定は、この程度の抗力低減が技術的に可能かどうかとは無関係である。

この結果で注意すべき点は、 $w_{RD}$ の改善の大部分は、空力抗力の低下による $N_{ATR}$ と $S_{SCR}$ と減少によって得られており、消費主推進剤重量 $W_{pr}$ の減少による寄与は比較的小さい点である。第4.4表に示した結果からわかるように、空力抗力を30%削減したケース18の $w_{RD}$ の基本ケースに対するゲイン、約8ポイントのうち、消費主推進剤重量 $W_{pr}$ の約2tの減少によるものは、 $w_{RD}$ を乗ずる前の $W_{emp}$ が150~170tであることから1ポイント余りにすぎず、残りのゲインは $N_{ATR}$ 、 $S_{SCR}$ の減少によるものである（エンジン最適化を離散値に対して行っているため、この議論は若干の定量的誤差を含むが、エンジンの大きさの縮小が主たる要因であることは変りない）。

本解析の重量評価という観点からははずれるが、

エンジン数の減少は、必要なインテーク面積の縮小を意味する。空気吸込みエンジンを用いるSSTOでは、胴体断面積に対するインテーク面積が従来の航空機に比べて非常に大きくなることから、インテーク面積を小さくできることは、機体形状の最適化を容易にするという観点からの機体の成立性に大きく寄与する。

#### 〔ATRの比推力 $I_{sp}$ 〕

この解析でベースにしているエンジン性能を表す値は、エンジンの推力係数（または推力密度）、比推力、重量の3つである。このうち、推力係数（または推力密度）は、重量評価においては推力重量比という形で使われていると考えることができ、推力係数（または推力密度）の改善はエンジン重量（インテーク等の重量を含む）の削減とほぼ等価である（すなわち、本解析では、推力係数を2倍にするということは、エンジン重量を1/2にすることとほぼ同じ意味になる）。一方、本解析では重量軽減係数 $w_{RD}$ を評価関数として用いているため、評価関数に対するエンジン重量の軽減による感度を推定するのは容易である。そのため、エンジンデータのうち、変化させて最も興味があるのは比推力 $I_{sp}$ の値となる。

ATRと次に述べるSCRに対しては、 $I_{sp}$ の値が1.5倍になったと仮定した場合のシミュレーションを行った。この仮定は、空気抗力の低減と同様に、その程度の $I_{sp}$ 増大が技術的に可能かどうかという議論とは無関係である。

後述のエンジン数のところで述べるように、最適なエンジンの大きさは、空力抗力と推力の比によって決まる。すなわち、エンジンを大きくするとエンジン重量が増加し、逆にエンジンが小さいと加速度が小さくなり飛行時間・距離の増大から消費推進剤重量の増加を招く。この両者の重量のかねあいで最適なエンジンの大きさが決まる。

ここで注意しなければならないのは、重量評価という観点から空力抗力によるロスを表す量として意味があるのは、ジュール等のエネルギー単位での大きさではなく、その仕事に必要な推進剤重量となることである。 $I_{sp}$ が大きいと、少ない推進剤によって（エネルギー単位で）同一のロスを補

うことができる。すなわち、 $I_{sp}$ が大きいと、飛行時間が延びることによる重量ペナルティ（推進剤重量増加）が相対的に小さくなり、より長い飛行時間を与える方向に最適なエンジンの大きさが変化し、結果的に最適なエンジンの大きさは減少する。これが、 $ATR$ の $I_{sp}$ を1.5倍した場合に最適な $N_{ATR}$ が8から7に減少した理由である。

$ATR$ の $I_{sp}$ を1.5倍にしたケース19では、 $w_{RD}$ が約4ポイント増大しているが、これは消費主推進剤重量 $W_{pr}$ の減少、推進剤体積の減少による機体の大きさの縮小、 $N_{ATR}$ の減少の3つの原因による。

$ATR$ の $I_{sp}$ の1.5倍の改善は極めて困難<sup>13)</sup>であるとされるが、当量比 $\phi$ を小さくすると $I_{sp}$ は増大する傾向にあり、 $\phi$ を小さくすれば $I_{sp}$ はかなり改善される可能性がある。 $\phi$ の減少による推力の低下（つまり必要エンジン重量の増大）と $I_{sp}$ の増大のトレードオフは今後の課題となろう。なお、 $I_{sp}$ を改善するために $\phi$ を積極的に1.0より小さくした飛行のシミュレーションは、 $\phi$ によるエンジン性能変化のデータが不十分であるため、行っていない。

#### 〔SCRの比推力 $I_{sp}$ 〕

$SCR$ の $I_{sp}$ を1.5倍にしたケース20に関しても、基本的には $ATR$ と同様のことがいえる。 $S_{SCR}$ は $30\text{m}^2$ から $25\text{m}^2$ に低下し、 $w_{RD}$ は約7ポイント改善される。これも、消費推進剤重量の減少、機体大きさの縮小、エンジン重量の減少の3つの原因による。

$SCR$ の場合は、 $\phi$ を小さくしても $I_{sp}$ はほとんど改善されず、むしろ $\phi$ を大きくして有効 $I_{sp}$ を大きくして運転する方が推進剤消費は減少する。

#### 〔ロケットの比推力 $I_{sp}$ 〕

ロケットエンジンの技術は、 $ATR$ や $SCR$ に比べて成熟していることや、ロケットによる消費推進剤重量が他のエンジンに比べて大きいため $I_{sp}$ の小さな変化で $w_{RD}$ に十分な感度があるという解析技術の理由から、ロケットの場合は $I_{sp}$ は1.1倍にしたシミュレーションを行った。ロケットの場合は、空力抗力との関係で最適なエンジンの大きさが決まるという要素がないため、 $I_{sp}$ を改善しても $T_{roc}$

はあまり変化しない。もっとも、ロケットエンジンは、 $ATR$ や $SCR$ に比べて非常に軽量なため、 $T_{roc}$ を小さくできて $w_{RD}$ の改善にはほとんどつながらない。

このように、ロケットの場合は、 $I_{sp}$ の改善はエンジン重量の減少を伴わず、推進剤の削減の大部分は密度が大きなLOXであることから $ATR$ や $SCR$ の場合のように機体の大きさの縮小も伴わないため（ $w_{RD}$ を乗ずる前の $W_{emp}$ が基本ケースに比べて、ケース22では2t弱しか減少していない）、 $w_{RD}$ の増大は消費主推進剤重量 $W_{pr}$ の減少によるものがほとんどである。しかし、ロケットで消費される推進剤重量がもともと大きいため、その $I_{sp}$ の改善は1割でも全消費推進剤重量に与える影響は大きく、 $w_{RD}$ の値はかなり改善される。

ここで注意しなければならないのは、 $I_{sp}$ が10%改善されたにもかかわらず、ロケットによる消費推進剤重量は、基本ケースの175.2tに対しケース22では164.8tであり、5.9%しか減少していない。これは $w_{RD}$ の増大に伴い、 $w_{RD}$ を乗じた後の $W_{emp}$ が基本ケースの83.6tに対して93.2tと10t近く増加したため、最終的に軌道に上がる重量が増加したことによる。これは、離陸重量 $W_{70}$ 一定で、重量軽減係数を用いるという本解析の前提が生み出した効果であり、このような解析方法をとる以上避けられないものである。

#### 〔SCRエンジンの当量比 $\phi$ 〕

本シミュレーションでは、すでに述べたように $SCR$ の当量比 $\phi$ は、有効 $I_{sp}$ が最大になるように $1.0 \leq \phi \leq 2.0$ の範囲で調節している。この効果は、マッハ数が高く推力が低下してきた場合に顕著になる。そこで、この $\phi$ を1.0に固定したケース23は、 $M_{SR}=15$ のケース10と比較した。 $\phi=1.0$ に固定した場合は、高いマッハ数での推力低下を補うため最適な $S_{SCR}$ がケース10の $40\text{m}^2$ から $55\text{m}^2$ に増大しており、かつ $SCR$ による推進剤消費も71.3tから75.4tに増加している。この結果 $w_{RD}$ は0.502から0.447へと大幅に悪化しており、高いマッハ数まで $SCR$ で飛行する場合には、当量比を1.0より大きくすることにより推力を増す運転が不可欠になることを示している。

また、 $\text{LH}_2$ は推進剤であると共に、エンジンあるいは機体の能動冷却のための冷却剤としての役割も有する。 $\phi = 1.0$ の運転では、エンジンの冷却のみとしても $M > 10 \sim 11$ で $\text{LH}_2$ が不足するという報告<sup>14)</sup>もあり、必要な冷却剤を確保するという観点からも $\phi > 1.0$ の運転が必要になるであろう。

#### [ATRエンジン数 $N_{ATR}$ ]

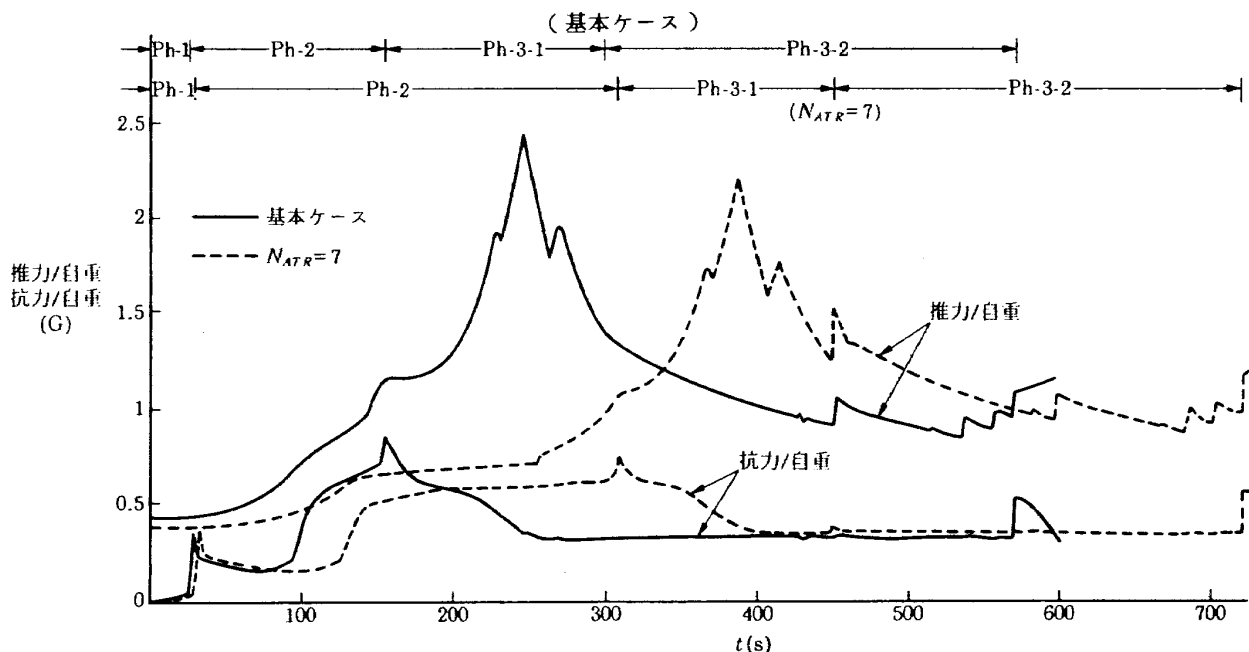
基本ケースにおいて各エンジンの大きさは(離散値の範囲内で)最適化されている。それぞれのエンジンの大きさをこの最適値からずらした場合の感度を調べた。

$I_{sp}$ の感度のところでも述べたように、最適な $N_{ATR}$ は、次の2つの要因のバランスで決まる。 $N_{ATR}$ が多くなると、エンジン重量、インテーク重量が増大することから $w_{RD}$ が悪化する。一方、 $N_{ATR}$ が少なくなると、加速度が小さくなり飛行時間・距離が増大することから空力抗力によるロスが増大し、消費推進剤重量・体積が増えて $w_{RD}$ が悪化する。

$N_{ATR}=7$ のケース26の推力と空力抗力の関係を基本ケースと比較したものを第4.8図に示したが、 $N_{ATR}=7$ では、抗力係数が極大になる遷音速～低超音速領域における推力と空気抗力の差がわずかになり、この領域を通過するのに要する時間が非常に長くなる。第4.4表に記したように、 $N_{ATR}$

$=6$ になるとある速度で定常状態に入り、もはやこの領域を超えることができなくなる。この遷音速領域はPh-2に含まれるが、 $\gamma_{c2}$ のところで述べたように、Ph-2では $N_{ATR}$ が少なくてエンジン推力が小さいと同一の速度に達する高度が高くなり、エンジン推力が一層低下する。この効果のため、 $N_{ATR}=7$ と8での遷音速領域での推力は $N_{ATR}$ の比以上に大きさが違っている。第4.9図に $N_{ATR}$ を変化させた時の機体全長 $l$ 、消費主推進剤重量 $W_{pr}$ 、 $M=0 \sim 6$ に要する時間、重量軽減係数 $w_{RD}$ の変化を示したが、 $N_{ATR}=7$ で急激に所要時間が増大しているのはこの事情による。 $N_{ATR}$ を多くすると $w_{RD}$ が悪化するのはいうまでもなくエンジンおよびインテーク重量の増大による。

このように、 $N_{ATR}$ の下限は、特定の速度領域(遷音速領域)において空力抗力と推力の差が小さくなることから決まるため、この領域のみ補助的な方法で推力を増強することにより $N_{ATR}$ を小さくすることができ、 $w_{RD}$ を改善できる可能性がある。結果は第4.4表からは省略したが、遷音速領域でロケットを補助的に使うシミュレーションを行った。その結果、 $\gamma_{c2}=3^\circ$ に対しては $N_{ATR}$ を少なくすることはできたが、 $w_{RD}$ は0.506が(使用ロケット推力、速度範囲をいろいろ変化したうち)最大で0.510に改善されたにすぎない。一方、 $\gamma_{c2}=10^\circ$ に対しては0.487が0.509に改善される。



第4.8図 基本ケースに対して $N_{ATR}$ を減少させた場合の推力と空力抗力の時間変化

この  $r_{c2}=3^\circ$  と  $10^\circ$  で  $w_{RD}=0.510$  と  $0.509$  が得られた2つのケースは両者とも  $N_{ATR}=5$  と等しく、それ以上  $N_{ATR}$  を小さくしても今度は遷音速領域以外での推力と空力抗力の関係で  $w_{RD}$  の改善が得られなくなるものと考えられる。逆にいえば、遷音速領域以外における推力と空気抗力の関係から決まる最適な  $N_{ATR}$  は5であり、それより大きな  $N_{ATR}$  は専ら遷音速領域突破の条件から決まって

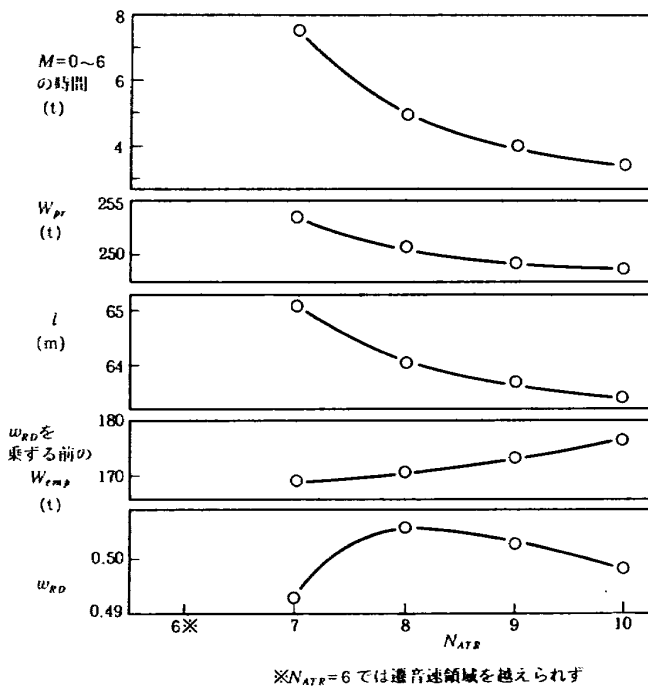
いるともいえる。

また、推力不足を補う方法には、 $SCR$ で行っているように、 $ATR$ の当量比  $\phi$  を1.0より大きくする方法や、さらに  $LOX$  も合わせて主燃焼室に供給する方法なども考えられ<sup>15)</sup>、この方がロケットの短時間の使用より技術的に望ましいと思えるが、そのような運転における  $ATR$  の性能データが入手できていないため、シミュレーションは行っていない。

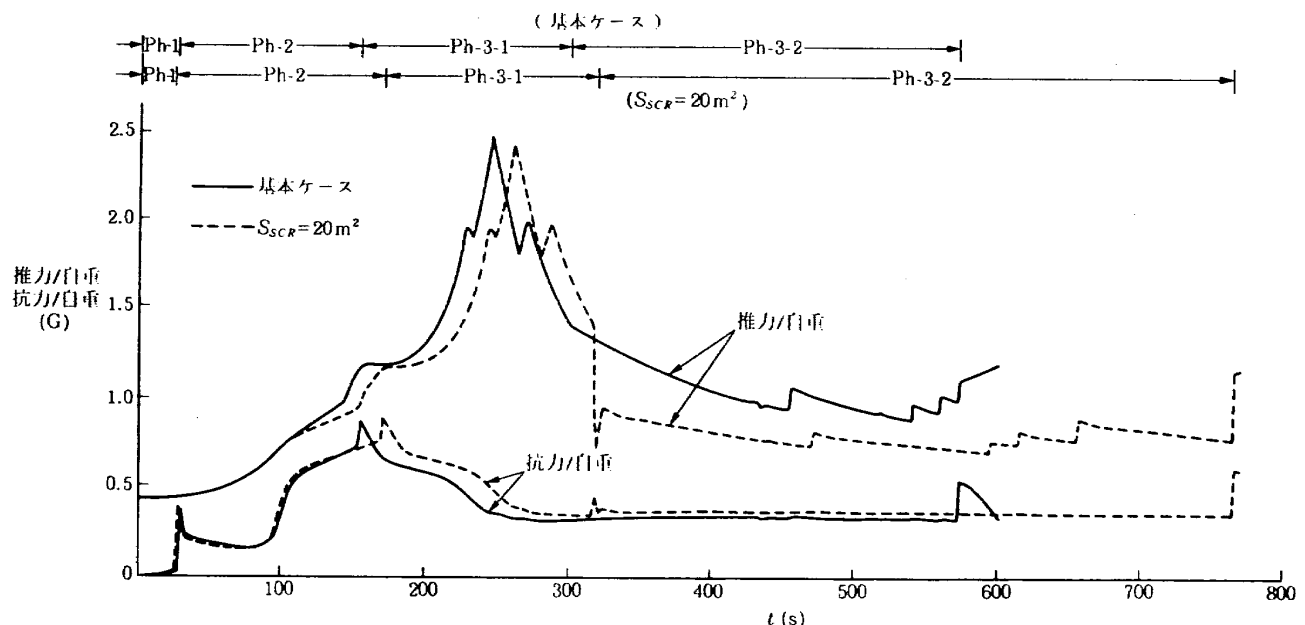
#### [ $SCR$ インテーク面積 $S_{SCR}$ ]

$S_{SCR}$  の最適化も  $N_{ATR}$  と似た状況にある。すなわち、 $S_{SCR}$  が大きいとエンジン重量の増大による  $w_{RD}$  の悪化が起こり、小さいと飛行時間の増大により空力抗力によるロスが大きくなる。

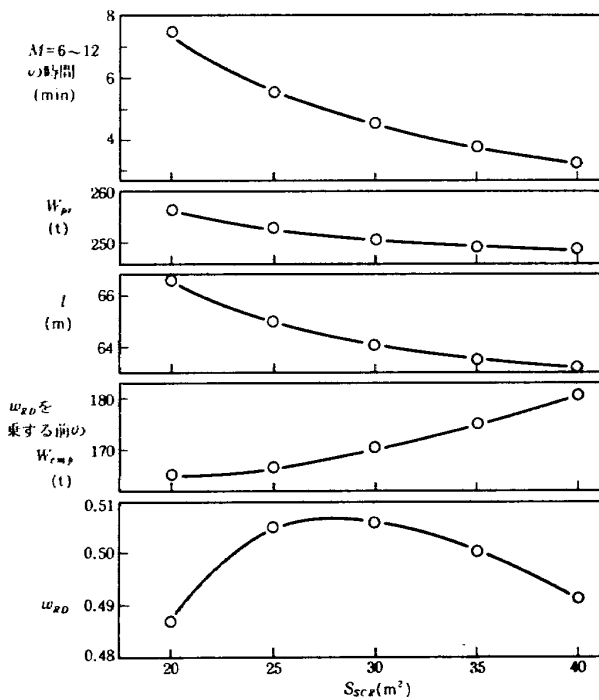
第4.10図に示した  $S_{SCR}=20\text{m}^2$  のケース31の推力と空力抗力の関係でわかるように、 $SCR$  の場合は、 $ATR$  における遷音速領域のように推力と空力抗力の差が小さくなって加速度が小さくなるような特定の速度領域はなく、基本ケースと比較して全体ではほぼ均一に所要時間が延びている。このため、第4.11図で  $S_{SCR}$  の減少による所要時間の増大は第4.9図ほど顕著ではない。逆にいえばそのような特定の速度領域がないことから、ロケットを補助的に用いることによる  $S_{SCR}$  の縮小や  $w_{RD}$  の改善は期待できない。もっとも、 $SCR$  においては基本ケースにおいてすでに当量比  $\phi$  を調節して、



第4.9図  $N_{ATR}$  を変化させた時の機体全長  $l$ 、消費主推進剤重量  $W_{pr}$ 、 $M=0\sim6$  に要する時間、重量軽減係数  $w_{RD}$  の変化



第4.10図 基本ケースに対して  $S_{SCR}$  を減少させた場合の推力と空力抗力の時間変化



第4.11図  $S_{SCR}$ を変化させた時の機体全長  $l$ , 消費主推進剤重量  $W_{pr}$ ,  $M=6\sim12$  に要する時間, 重量軽減係数  $w_{RD}$  の変化

推力が低下する高いマッハ数領域で推力を増大させるということを行っており、これがそのような操作に相当するといえる。逆に、第4.4表の結果で、 $\phi=1.0$ に固定したケース23の最適  $S_{SCR}$  がケース10の  $40\text{m}^2$  から  $55\text{m}^2$  に増大し、 $w_{RD}$  が  $0.502$  から  $0.447$  に悪化しているのが、このような操作を行わない場合に相当している。

#### 〔ロケットの推力 $T_{roc}$ 〕

ロケットの場合、空気抗力によるロスが  $ATR$  や  $SCR$  に比べて小さいことと、エンジン重量が小さいことのため、 $T_{roc}$  による  $w_{RD}$  の変化は小さいが、最適な  $T_{roc}$  が決まるメカニズムは基本的には同一である。ただし、飛行時間が延びることによるロスは、(距離の増大による) 空気抗力のロスに加えて、重力によるロスが無視できなくなる。特に  $T_{roc}$  が小さい場合は、大気密度が低い領域で推力だけでは自重を支えることができずに経路角が低下し、 $T_{roc}=200\text{t}$  のケース35では経路角がわずかであるが一旦、負となる(その後、残存推進剤重量減少により自重が減少し、再び上昇する)。 $\alpha_{cs}$  のところで述べたように、 $T_{roc}$  が小さい場合

はそれに応じて  $\alpha_{cs}$  を適切に変化させることにより  $w_{RD}$  の悪化を小さくできると考えられるが、いずれにせよ  $T_{roc}$  の  $w_{RD}$  に対する感度は、 $N_{ATR}$  や  $S_{SCR}$  によるものに比べて小さい。

## 5. む す び

一段式の宇宙往還機、いわゆる SSTO の重量解析を、計算機シミュレーションに基づいて行った。その結果、現実的と考えられる離陸重量  $350\text{t}$  クラスの機体に対し、空虚重量を現在技術に基づいた重量推算値より、50% 近く軽減する必要があるという結論が得られた。また、飛行経路やエンジン性能等に関するパラメータの値を変えたシミュレーションも行い、そのような量が変化した場合の必要重量軽減の割合等に対する感度も求めた。

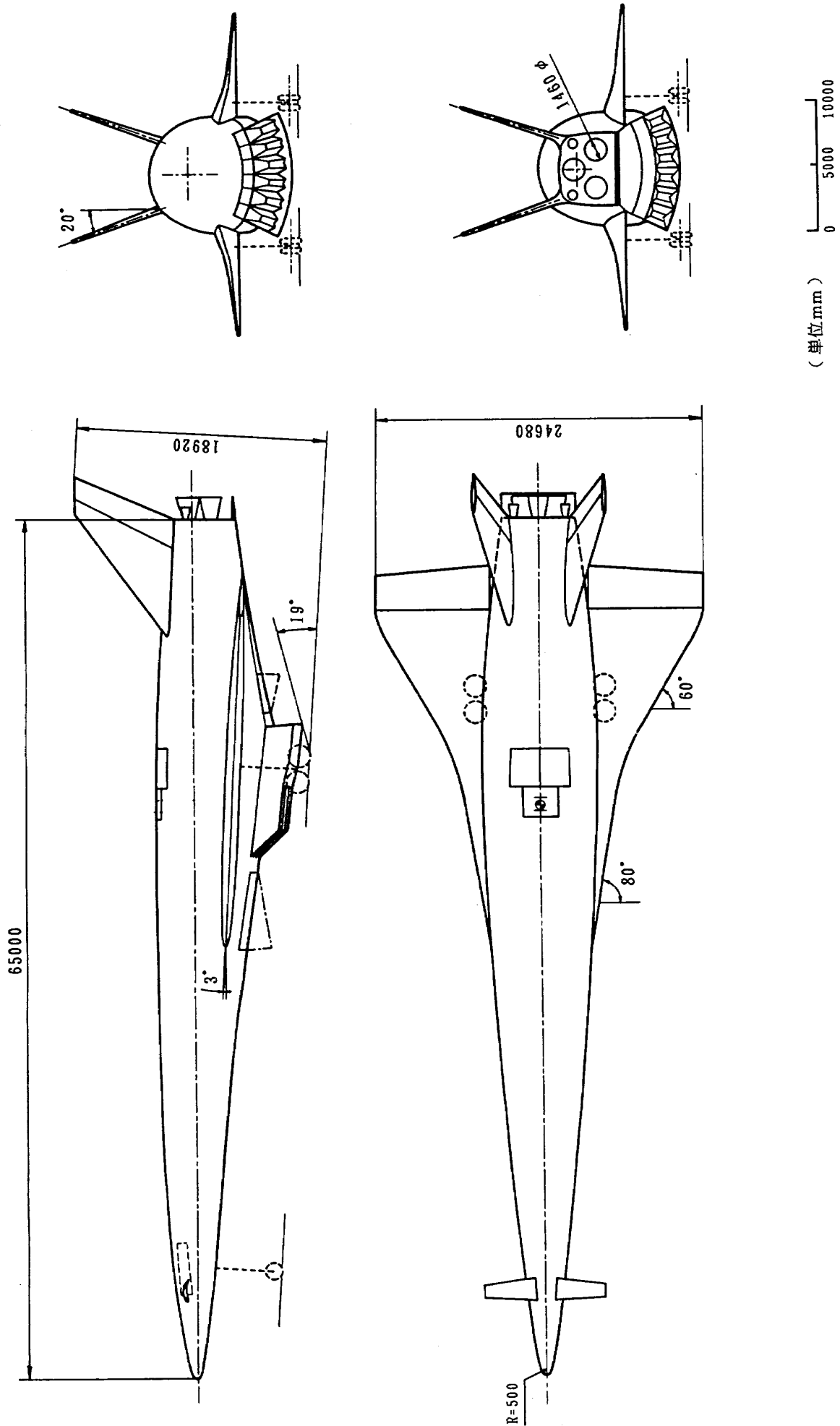
この結果は、SSTO の成立性(困難さ)を定量的に示すものであり、また、宇宙往還機に関する要素研究のための指針を与えるものであると考えられる。

上記の50%という必要重量軽減の大きさは、エンジン性能、空力特性等によって変化するわけで、空気吸込みエンジンの比推力を1.5倍、空気抗力を0.7倍にすることが可能であると仮定すれば、必要な重量軽減割合は約30%となる。そのような想定に基づいて本解析で得られた諸量にもとに描かれた SSTO の概念図の例<sup>9)</sup>を、第5.1図に示した。

この重量解析は、基づいている基礎データ、仮定等必ずしも十分なものとはいえず、SSTO に関する研究が進めばそれに応じてさらに精密な概念検討が必要とされるであろうし、また、可能になるであろう。

## 謝 辞

本研究を進めるにあたり、野村茂昭空気力学部超高速空気力学研究室長には、研究を勧めていただいたほか多岐にわたる助言をいただいた。また、筆者も一員として参加したスペースプレーン研究開発連絡協議会機体系分科会では主査、副査、委員の方々に多くのことを教えていただいた。ならびに、升谷五郎角田支所主任研究官(現宇宙グル



第5.1図 SSTOの概念図の例

ープ主任研究官), 坂田公夫原動機部主任研究官にはエンジンに関していろいろ教えていただいた。また, 角田支所ラムジェット性能研究室工藤賢司研究員には, スクラムジェットエンジンデータの追加計算をしていただいた。空気力学部極超音速風洞制御研究室渡辺重哉研究員には, 筆者との議論に度々つきあっていただいたほか, いくつかの問題提起もしていただいた。この場を借りて感謝の意を表します。

### 参 考 文 献

- 1) 科学技術庁研究開発局スペースプレーン検討会: スペースプレーン検討会報告 (1987).
- 2) 航空宇宙技術研究所宇宙往還系研究会: 宇宙往還系研究会報告書 (1987).
- 3) Heppenheimer, T. A. : The National Aerospace Plane, Parsha Market Intelligence (1987).
- 4) Glatt, C. R. : WAATS-A Computer Program for Weight Analysis of Advanced Transportation Systems, NASA CR-2420 (1974).
- 5) Sakata, K., Yanagi, R., Minoda, M. and Nouse, H. : Conceptual Study on Air-breathing Engine for Space Planes, AIAA Paper 88-2947 (1988).
- 6) 升谷五郎, 若松義男: スクラムジェットの性能計算, 航技研報告 TR-987 (1988).
- 7) 穂積弘一, 他: 宇宙往還機の極超音速風洞試験, 第31回宇宙科学技術連合講演会 (1987).
- 8) Nomura, S., Hozumi, K., Kawamoto, I., and Miyamoto, Y. : Experimental Studies on Aerodynamic Characteristics of SSTO Vehicle at Subsonic to Hypersonic Speeds, Proc. 16th. Intl. Symp. on Space Tech. and Science (1988).
- 9) スペースプレーン研究開発連絡協議会機体系分科会 (1988).
- 10) Detra, R. W., Kemp, N. H. and Riddell, F. R. : Addendum to 'Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere, Jet Propulsion Vol.27 (1957).
- 11) National Oceanic and atmospheric Administration : U. S. Standard Atmosphere 1976, U. S. Government Printing Office, Washington D. C. (1976).
- 12) Harsha, T. : Integrated Hypersonic Vehicle Design and Related Technologies, Lecture Notes of a Five-Day Short Course at UCLA (1987).
- 13) スペースプレーン研究開発連絡協議会第1回ワークショップ (1988).
- 14) 荻田丈士, 升谷五郎, 若松義男, 鎮西信夫, 冠 昭夫: 機体冷却を含むスクラムジェットのサイクル計算, 日本航空宇宙学会北部支部講演会 (1988).
- 15) 坂田公夫: 私信 (1988).

## 付録1 WAATS の概要と本シミュレーションで用いた係数値

WAATSは、その名称 (A Computer Program for Weight Analysis of Advanced Transportation Systems) が示すように、宇宙往還機のような高速機の重量評価のためのプログラムである。しかし、基本的には経験則に基づいたプログラムであるため、これまでに実際に飛行した航空機等の重量データに基づいている。ベースになっているのは、主として高速の戦闘機であり、わずかに X-15A が宇宙往還機に近い飛行形態の航空機として含まれているにすぎない (出版の時期からわかるようにスペースシャトルは含まれていない。また、インテグラルタンク重量は垂直打ち上げ式のロケット (サターンシリーズ) のデータに基づいている等、経験則として避けられない限界を含んでいる)。しかし、筆者の知る限りでは入手でき

る最も詳細な重量推算プログラムである。

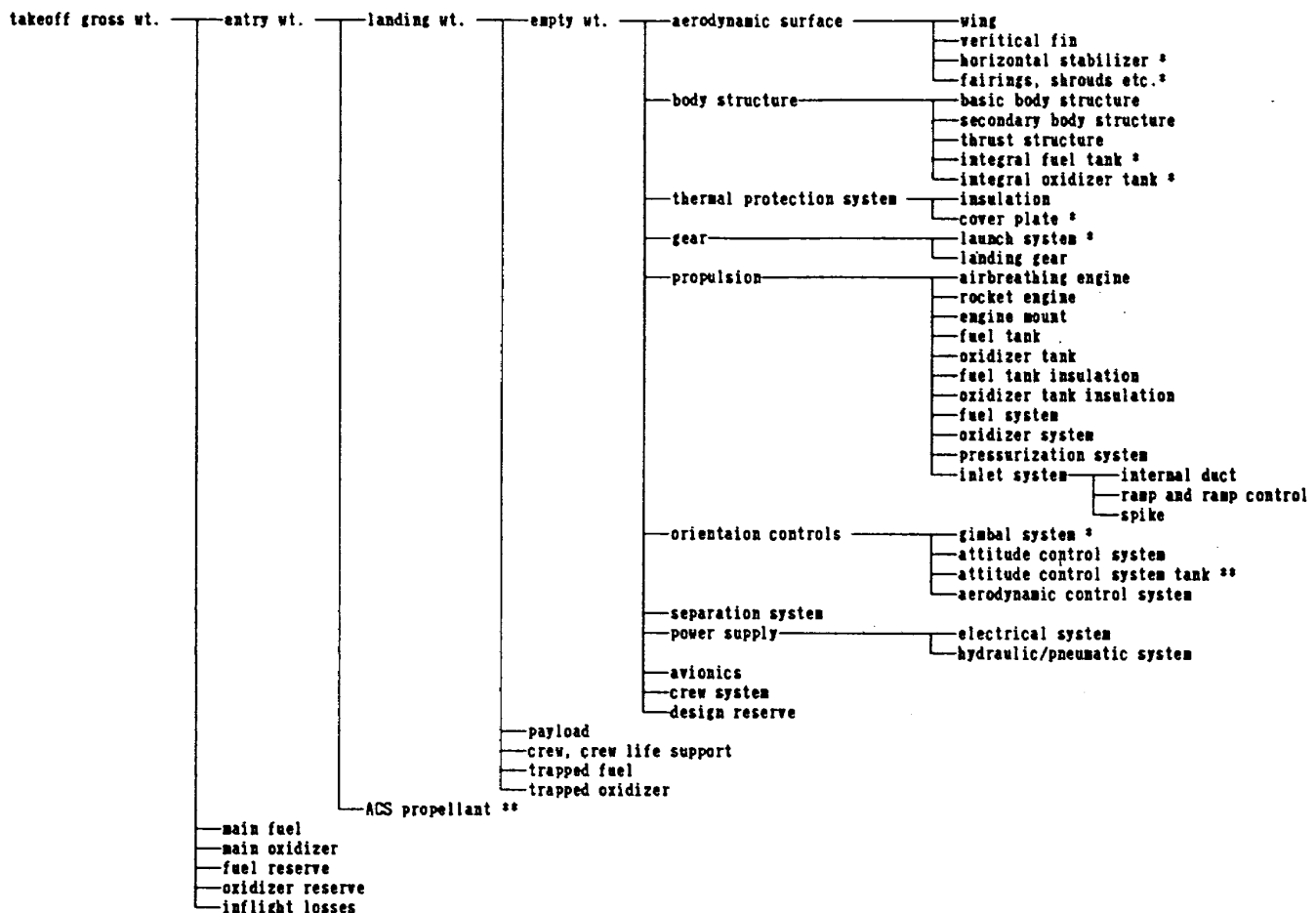
WAATS は、機体を構成要素に分割し、それぞれの重量を積算することにより重量を推算する方法をとっている。第 A-1 表に WAATS で考慮されている構成要素を示した。また、第 A-2 表に各要素の重量が依存する変数を示した。各要素の重量は、変数  $X_i$  と係数  $A_i$ 、 $B_i$  を用いて、

$$\sum_i A_i X_i^{B_i} \quad (A-1)$$

で推算されるが、本シミュレーションで用いた係数の値を第 A-3 表に示した。なお、WAATS は長さの単位として ft、重量単位として lb、圧力の単位として lb/ft<sup>2</sup> を用いており、第 A-3 表の値もこれらの単位を用いた場合のものである。

オリジナルの WAATS から変更した主な点は以下のとおりである。帰還の軌道離脱用の OMS 推進剤重量およびそのタンク重量を ACS の推進剤とタンク重量を読み換えることにより取り入れた。これは、逆推進用推進剤重量が比較的大きく、解

第 A-1 表 WAATS で考慮されている構成要素



\* 本解析では 0 とした項目。

\*\* 本解析では ATC を OMS と読み換えた。

注) WAATS の項目のうち、storable propellant に関するものはこの表から除外した。



第A-2表 WAATSの各要素重量が依存する変数

構成要素	各構成要素の重量が依存する変数	変数の意味
wing	WTO,XLF,STSPAN,SWING,TROOT,	WTO :takeoff gross wt.
vertical fin	SVERT	XLF :load factor
basic body structure	SBODY,ELBODY,HBODY,	STSPAN:structural span
secondary body structure	SBODY	SWING :gross wing area
thrust structure	TTOT	TROOT :theoretical root thickness
insulation	STPS	SVERT :vertical fin planform area
landing gear	WTO	SBODY :total body wetted area
airbreathing engine	NATR,ISCR	ELBODY:body length
rocket engine	TROC	HBODY :body height
engine mount	TTOT	TTOT :total stage vacuum thrust
fuel tank	VFUTK	STPS :total TPS surface area
oxidizer tank	VOXTK	NATR :number of ATR engines
fuel tank insulation	SFUTK	ISCR :total intake area of SCR
oxidizer tank insulation	SOXTK	TROC :total thrust of rocket
fuel system	TTOT,ELBODY	VFUTK :total volume of fuel tank
oxidizer system	TTOT,ELBODY	VOXTK :total volume of oxidizer tank
pressurization system	VFUTK,VOXTK	SFUTK :total fuel tank wetted area
internal duct	ELNLET,XINLET,AICAPT,PT2,GEOFCT,FCTMOK	SOXTK :total oxidizer tank wetted area
ramp and ramp control	ELRAMP,TMPFCT	ELNLET:length of duct
spike	XINLET	XINLET:number of inlets
ASC	WENTRY	AICAPT:total inlet capture area
ACS tank**	WACSP	PT2 :calculated engine inlet pressure
aerodynamic control system	WTO,ELBODY,GSPAN	GEOFCT:geometrical out-of-round factor
electrical system	WTO,ELBODY	FCTMOK:Mach number factor
hydraulic/pneumatic system	SWING,SVERT,QMAX,ELBODY,STSPAN,TYTAIL	ELRAMP:total length of ramp
avionics	fixed	TMPFCT:temperature correction factor
crew system	CREW	WENTRY:entry weight
design reserve*	WDRY	WATCP :ACS** propellants weight
payload*	fixed	GSPAN :geometric wing span
crew, crew life support*	CREW	QMAX :maximum dynamic pressure
trapped fuel*	WFUEL	TYTAIL:tail type coefficient
trapped oxidizer*	WOXID	CREW :number of crew members
ACS** propellant*	WLAND	WDRY :dry weight
main fuel*	given as the result of simulation	WFUEL :weight of main impulse and reserve fuel
main oxidizer*	given as the result of simulation	WOXID :weight of main impulse and reserve oxidizer
fuel reserve*	WFUELM	WLAND :landing weight
oxidizer reserve*	WOXIDM	WFUELM:weight of main impulse fuel
inflight losses*	WPMAN	WOXIDM:weight of main impulse oxidizer
		WPMAN:main impulse propellant

変数依存性は本解析で用いたもの。オリジナルWAATSとは一部異なる。

本解析で 0とした要素は除いた。

\*wを掛けなかった要素

\*\*本解析ではATCをOMSと読み換えた。

第A-3表 本解析で用いたWAATSの係数

AC( 1)=2324.0	AC( 51)=0.49	AC( 89)=1.10
AC( 4)=4.0	AC( 53)=4.345	AC( 92)=0.0075
AC( 15)=0.256	AC( 54)=1.0	AC( 94)=0.0075
AC( 17)=0.735	AC( 60)=0.323	AC( 98)=0.10
AC( 19)=0.00625	AC( 64)=0.1	AC(101)=0.795
AC( 21)=1.23	AC( 66)=1.167	AC(102)=0.004
AC( 25)=0.31	AC( 68)=2.64	AC(106)=117.35
AC( 36)=0.53	AC( 71)=1984.1	AC(107)=0.294
AC( 38)=1.25	AC( 72)=198.4	AC(109)=290.0
AC( 40)=0.59	AC( 74)=0.0005	AC(111)=0.903
AC( 42)=0.23	AC( 75)=250.0	AC(112)=1.0
AC( 44)=0.003	AC( 78)=0.608	AC(113)=1.0
AC( 45)=1.5	AC( 80)=200.0	AC(115)=0.015
AC( 47)=0.001	AC( 81)=1.0	AC(116)=0.004
AC( 48)=1.3	AC( 84)=0.01	AC(124)=0.01375
AC( 50)=0.09	AC( 86)=0.01	AC(125)=1.0

析に取り入れる必要があると考えたためである。しかし、統一は欠くが、OMS 自体の重量は評価してなく、WAATS オリジナルのACSの重量そのままである。ATR, SCR, ロケットエンジンの重量はWAATSの推算式に拠らず、それぞれ基数、総インテーク面積、総推力に比例して与えた。また、係数値をオリジナルWAATSから変更した主なものは、新材料の使用を想定して、wing, vertical fin の重量を与えるAC(1), AC(4)を0.8倍, basic structure, secondary structure の重量を与えるAC(5), AC(17)を0.75倍したこと、また、TPSの重量を与えるAC(2)を2.3から1.23に変更したこと、等である。

なお、WAATSはひとつの要素の重量計算式を2つ以上与えてユーザーに選択させている場合があり、その場合どの式を用いたかは第A-3表の係数を参照にされたい。

## 付録2 機体形状の改善に関する コメント

飛行中の空力抗力を小さくできれば、消費推進剤の削減、必要エンジン大きさの減少、機体の縮小等を通じて成立性が高まることは本文中で述べた。

重量を固定して考えると、飛行中の抗力を小さくするにはL/Dの値を大きくすればよいのはいうまでもない。そういう観点から基本ケースの飛行をみると、大気圏内の飛行の大半を占めるPh-3では、 $\alpha \cong 3^\circ$ で飛行しており、これはL/D<sub>max</sub>になる $\alpha \cong 7^\circ$ に比べて小さい。すなわち、Ph-3の飛行に関する限りは、もっと大きな迎角で飛行し、L/D<sub>max</sub>に近い迎角で飛行することが望ましい。

迎角を上げるには、揚力係数が小さい機体形状

に変更すればよく、その簡単な方法は翼面積を小さくすることである。もっとも、L/D<sub>max</sub>に近い迎角で飛行しても、肝心のL/D<sub>max</sub>の値が低下しては意味がないが、胴体単独のL/Dの値から推定して、翼面積を縮小しても極超音速領域でのL/D<sub>max</sub>の値はほとんど低下しないと期待できる。翼面積の縮小は、翼の重量も低減することから成立性に寄与することが期待できる。

さらに、通常の航空機と異なる点は、飛行迎角を増大することにより、インテークに流入する前の胴体下面による空気圧縮が増し、エンジン推力の増大が期待できることがある。このことにより、エンジン自体を小さくでき重量軽減に大きな効果がある他、インテーク面積の縮小により圧縮に必要な胴体下面面積も小さくなり、胴体断面形状を、構造重量、空力抵抗、必要熱防御材等の観点からより有利な円形に近づけることができるという効果もある。

一方、翼面積を縮小した場合の最大の問題は、離着陸性能への影響であろう。基本ケースでは、翼面荷重は655kgf/m<sup>2</sup>、離陸距離約2.0km（15m越）、離陸速度107m/s（385km/h、コンコルドとほぼ等しい）であるが、通常の航空機として考えても離陸条件に若干の余裕がある。また、離陸時に補助推力装置を用いることも含めた高揚力発生も技術的に可能と考えられる。また、離陸条件に関する制限が大幅に緩和され、高速領域に主眼をおいた機体形状が選択できるHOTOLのような台車を用いる方法は、単に脚の重量を大幅に削減できる以上の効果があると考えられる。

以上のような考え方に基づいた機体形状の改善、および本報告で述べたシミュレーションに基づくその評価を現在検討している。

---

## 航空宇宙技術研究所資料 598号

平成元年 1 月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町 7 丁目44番地 1  
電話三鷹 (0422) 47-5911 (大代表) ☎182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

---

