

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-602

宇宙往還機の重量評価と感度解析(その2)

TSTO第1報

白水正男

1989年2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2)

TSTO第1報*

白水正男**

1. はじめに

宇宙往還機^{1,2)}に関する研究が、最近精力的に進められている。宇宙往還機は、大きく分けると、分離なしで軌道まで上昇する単段式宇宙往還機(Single-Stage-To-Orbit : SSTO)と、ある速度、高度で軌道機が母機から分離し、軌道機のみが軌道に達し、母機は地上に帰還する二段式宇宙往還機(Two-Stage-To-Orbit : TSTO)に分けられる。このうち前者に関しては、重量評価と感度解析の第1報をすでに報告した³⁾。本資料は、SSTOの重量評価と同一の手法で行ったTSTOの重量評価、感度解析の結果をまとめたものである。

TSTOは、重量的に大きな部分を母機として切り離すため、SSTOに比べて重量的な観点からの成立性は高まるのが当然予測される。しかし、その程度は必ずしも定量的には明らかではない。また、TSTOでは、母機と軌道機の大きさ・重量の比や切離し速度・高度等、SSTOにはないパラメータがある。これらのパラメータの値は本研究のような重量解析の結果のみに基づいて決められるものではないが、例えば、風洞実験用のTSTO模型の形状を決定するにも、母機と軌道機の大きさの比、それぞれに要求される空力的条件等がある程度見当づける必要がある。さらに、これらのパラメータや必要とされる重量軽減の程度等の間、どのような関係があるかも明らかにする必要がある。

すなわち、本資料の目的は、入手できるデータに基づき、

- (1) 考えられるTSTOの母機と軌道機の重量比、大きさ、必要とされる重量軽減の大きさ等の目安を得る

- (2) それらの値と総重量、切離しマッハ数等の諸量間の関係を明らかにする

ことにより、TSTOの研究のための基礎データを提供することである。

前に行ったSSTOに関する解析³⁾の機体形状は、最適ではないにしてもSSTOを想定したものであった。TSTOの母機および軌道機に適した機体形状は、当然SSTOとは異なることが予想される。しかし、今回のTSTOの機体形状は、空力特性データの入手性から、すでに風洞実験が行われているSSTO形状と同一(またはそれから若干変更したもの)であると仮定しており、TSTOとしての最適形状からかなりはずれたものとなっている。

本解析の主たる目的のひとつは、TSTOに関する風洞実験を実施するためのTSTOとしての第0次形状(母機と軌道機の大きさの比を含む)を決定するための基礎データを得ることであり、そういう意味からは、前に行ったSSTOの重量解析³⁾よりさらに一步予備的なものに位置付けられる。

また、そういう観点から、感度解析を行ったパラメータもSSTOの場合とはおのずと異なってくる。すなわち、エンジン性能向上や、空気抗力削減等の影響の評価は行っていない。また、結果として最も注目したのは、重量軽減係数よりも、母機と軌道機の大きさ、重量の比である。パラメータとしても、母機と軌道機の大きさの比に大きな影響をもつ母機の翼面荷重や、TSTO特有の性能である巡航能力等を追加した。

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)
a_{1c4}	: Ph-4-1における制御目標鉛直加速度
h	: 高度
h_{sep}	: 切離し時の高度

* 昭和63年12月5日受付

** 空気力学部

I_{sp}	: 比推力
L^c	: 軌道機全長
L^m	: 母機全長
L/D	: 揚抗比
M	: 飛行マッハ数
M_{sep}	: 切離しマッハ数
N_{ATR}	: ATR 基数
Ph	: 飛行フェーズ
q	: 動圧
q_{C3}	: Ph-3における制御目標動圧
R_{cr}	: 巡航距離
S_{SCR}	: SCR インテーク総面積
SCR	: スクラムジェット
$SSTO$: 単段式宇宙往還機
T_{roc}	: ロケットエンジン総推力
$TSTO$: 二段式宇宙往還機
v	: 対地速度
$WAATS$: 重量推算プログラム ⁴⁾ 名
W_{TO}^c	: 軌道機離陸重量
W_{TO}^m	: 母機離陸重量
w_{RD}	: 軌道機重量軽減係数
WL^m	: 離陸時の母機の翼面荷重
α	: 迎角
γ	: 対地経路角
γ_{C2}	: Ph-2における制御目標経路角
γ_{sep}	: 切離し時の対地経路角
添字	
c	: 軌道機 (child)
m	: 母機 (mother)

3. 方 法

3.1 概 要

本解析の方法は、SSTO の関する重量評価³⁾と基本的には同一である。すなわち、TSTO の滑走開始から、切離し、軌道機の軌道投入までの飛行の計算機シミュレーションを行い、その結果の解析から、パラメータと性能の間の関係を求めるものである。本解析で対象としたTSTOは、水平離着陸型であり、母機はATR(一部のケースでは、高マッハ数飛行のためSCRも使用)を用い、軌道機は従来型のロケットエンジンを使用する。

本解析は、重量、大きさという観点からTSTO自身の性質を明らかにするとともに、SSTOとTSTOを対比することも目的としている。このことから、本解析では極力SSTOと同一の手法、仮定を用いた。以下、各項目毎にSSTOの解析の場合と比較しながら仮定、基づいたデータ等について述べる。SSTOと共通のものに関しては説明を簡略化したためSSTOに関する報告³⁾を参照されたい。

使用エンジンを特定していること等のため本解析もSSTOの解析と同様の概念検討としての面と共に、ケーススタディ的な面もある。すなわち、SSTOと同等の仮定の下で行ったSSTOとTSTOの比較のためのケーススタディともいえる。

3.2 シミュレーションで用いた基礎データ、仮定等

[重量軽減係数 w_{RD}]

SSTOの報告で述べたように、空虚重量が過大で、計算上ペイロード重量が負になるような場合の性能評価には、空虚重量をどれだけ軽減すればよいかという割合を示す重量軽減係数 w_{RD} を評価関数として用いることが望ましい。TSTOの解析においてもSSTOの場合と同様に、軌道機の重量推算を行う場合にWAATSの各構成要素(推進剤、ペイロード、乗員を除く)に w_{RD} を乗じ、軌道到達に必要なその値を評価関数として用いた。ただし、母機に関しては重量軽減なしで機体が成立するため重量軽減は仮定していない(母機の重量軽減係数=1.0)。

[離陸総重量]

基本ケースは、SSTOとの比較のためSSTOの基本ケースと同一の350tを離陸総重量(母機と軌道機の離陸重量の和)とした。

パラメータの感度をみるケースでは、原則として離陸総重量を一定として比較したが、巡航能力を付与したケースでは、軌道機の離陸重量を基本ケースと一致させて比較した。

[機体形状]

TSTOとしての最適な機体形状は、母機、軌道機とも、SSTOとは当然異なると予想される。し

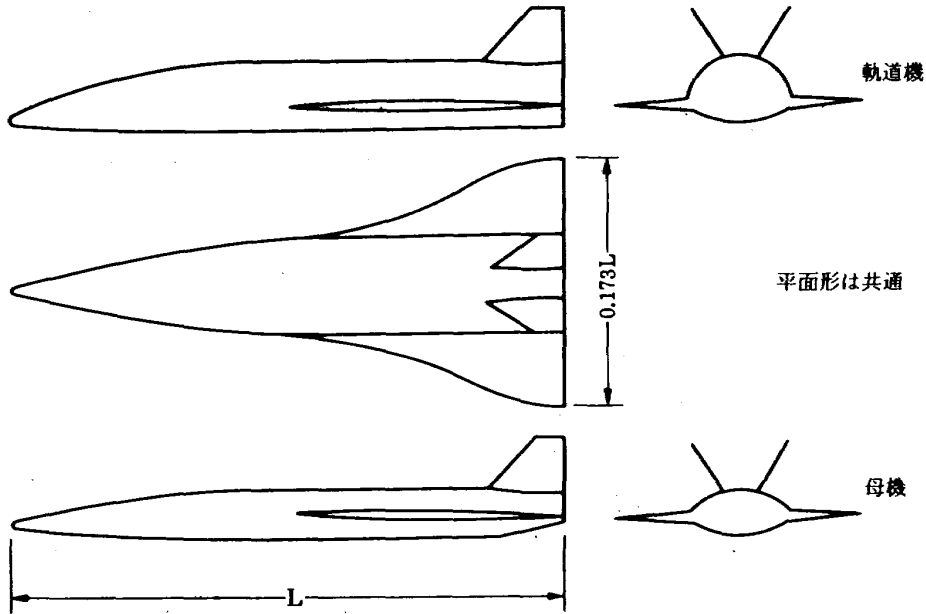
かし、本解析では、TSTO として適当と思われる形状を仮定しその空力特性を推定するという事は行わず、すでに風洞実験が行われている第 3.1 図の SSTO の形状と基本的には同一形状を仮定した。ただし、軌道機は、SSTO の形状のままでは翼面積に対する胴体容積が小さく、必要推進剤を収納するスペースを確保するために機体を大きなものにすると重量評価からみた機体の成立性が非常に悪化する。これを防ぐため、軌道機に関しては胴体の上半分の断面形状を同図に示したように楕円から半円に拡大したと仮定した。これに伴う空力係数値の修正については、空力特性の項で述べる。

[機体大きさ]

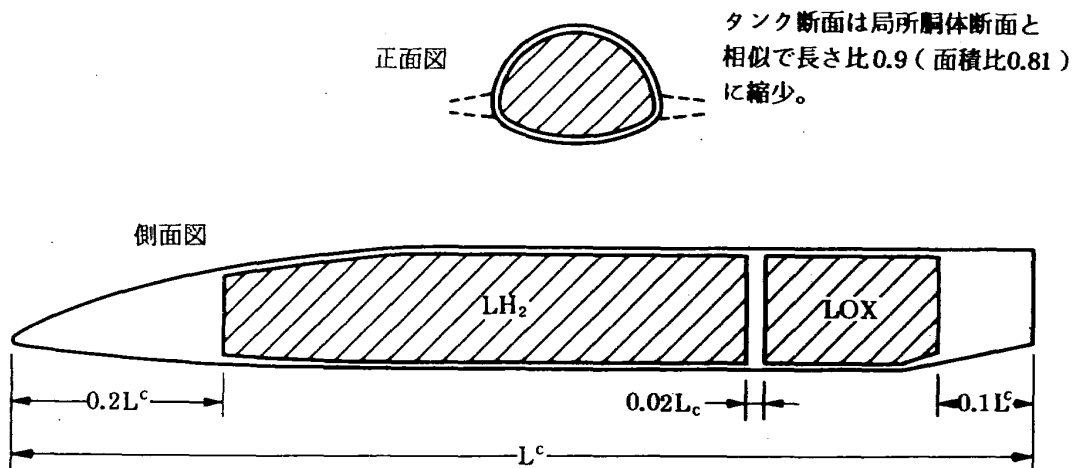
母機、軌道機それぞれの大きさ(全長)は以下の条件を満足するように決めた。

軌道機は、与えられた離陸重量 W_{TO} の機体が、高度 500km の円軌道に乗るために必要な推進剤体積が、胴体のうち第 3.2 図に示す容積と等しくなるように決めた。これは、SSTO の解析で仮定した大きさの決定方法と同一である。

母機については、このように推進剤体積と胴体容積の関係から決めた機体大きさでは小さすぎ、離陸時に十分な揚力を発生させることができない。すなわち、母機においては、離陸に必要な揚力を翼で発生できるかどうか機体の大きさを決める



第 3.1 図 機体形状



第 3.2 図 胴体に占める推進剤タンクの割合(軌道機)

際の重要な条件であると考え、離陸時の翼面荷重が仮定した値と一致するという条件で大きさを決定した。

〔使用推進系〕

SSTOの結果との比較という観点から、SSTOと同一の推進系を仮定した。すなわち、母機には切離しマッハ数 M_{sep} が $M_{sep} \leq 6.0$ のケースではガスジェネレータタイプのエアターボラムジェット⁵⁾ (ATR)を仮定した。 $M_{sep} > 6.0$ (実際には $M_{sep} \geq 9$ のみを行った)のケースでは、スクラムジェット⁶⁾ (SCR)も用い、両者の切離しマッハ数は I_{sp} の値がほぼ一致することからほぼ最適になる $M=5.5$ とした。軌道機はロケットエンジンのみであり、ロケットの I_{sp} 、混合比はSSTOの場合と同一のそれぞれ4410m/s (450秒)、6.0とした。

〔空力特性〕

母機、軌道機とも、SSTOと同様に風洞実験結果⁷⁾を、多項式近似したものをを用いた。ただし、機体形状のところで述べたように軌道機は胴体断面を拡大したため、次のように抗力係数の値を増大させた。抗力は、圧力抗力、摩擦抗力、誘導抗力に分けて考えることができるが、それぞれ簡単には断面積、表面積、揚力に比例すると仮定できる。胴体断面積を拡大したことにより揚力はほとんど変化しないと考えられ、また表面積の増大も比較的小さい。このため、胴体断面積拡大に伴って、圧力抗力の大きさのみが断面積に比例して増大すると仮定した。具体的には、 $\alpha=0^\circ$ (揚力=0) の場合のニュートン流理論による計算値を機体前面投影面積に比例して増大させ、この増大分を、全てのマッハ数、迎角における抗力係数値に加えた。すなわち、

$$C_D (\text{拡大型}) = C_D (\text{基本形状}) + 0.0052 \quad (3.1式)$$

である。

また、切離し前の状態の空力特性値は、

$$C_L (\text{母機+軌道機}) = C_L (\text{母機}) \quad (3.2式)$$

$$C_D (\text{母機+軌道機}) = C_D (\text{母機}) + C_D (\text{軌道機}) \quad (3.3式)$$

と仮定した。すなわち、揚力は母機のみ揚力と

等しく、抗力は両者の抗力の和である。TSTOのように、2つの機体が非常に接近または接触した場合の空力特性は、両者の位置関係、迎角等によって大きく変化する⁸⁾ため、予測は容易ではない。そのため、本解析では上記のような単純な仮定をおいたが、これは第0次の近似としては妥当であると考えられる。

〔重量推算〕

SSTOの場合と同様に、一部変更したWAATS⁴⁾を用いた。変更箇所はSSTOの場合と基本的には同一であり、詳細はSSTOの報告³⁾を参照されたい。ただし、熱防御系の重量(単位面積当りの重量)は、母機については $AC(21)=0.40$ とさらに小さくした。また、すでに述べたように、軌道機については w_{RD} による重量軽減を行い、母機についてはそのまま(重量軽減係数=1.0)とした。

〔飛行経路〕

第3.3図に模式的に示したように、SSTOと基本的には同一である。すなわち、

Ph-1 滑走フェーズ

Ph-2 経路角一定のフェーズ

Ph-3 動圧一定のフェーズ

— 切離し —

Ph-4 ロケットエンジンによる飛行フェーズ
(軌道機)

Ph-4' 帰還フェーズ(母機)

このうち、Ph-4は、

Ph-4-1 エンジンONで、空気力と推力による鉛直加速度が所定の値となるような飛行フェーズ

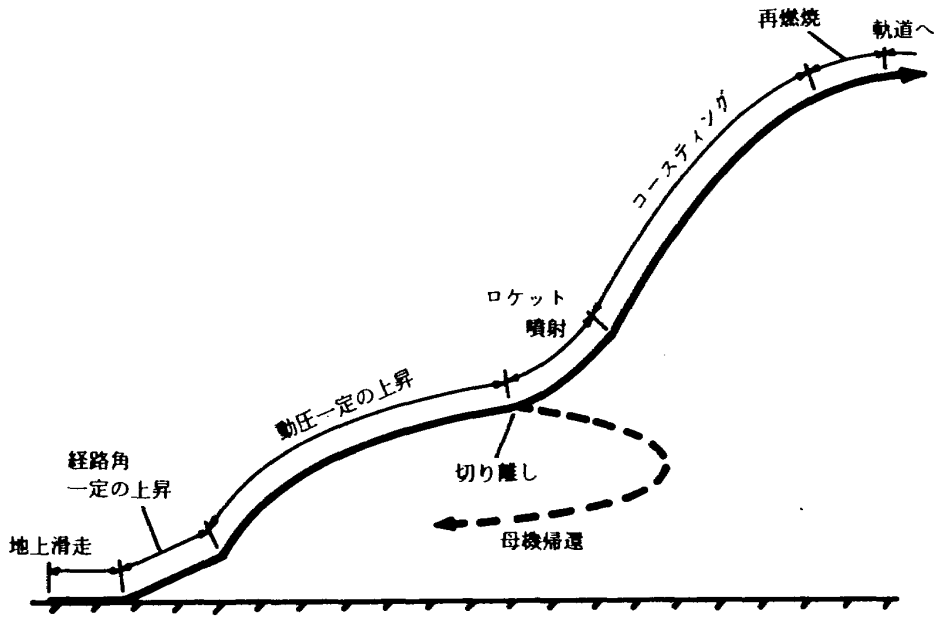
Ph-4-2 エンジンOFFによるコースティング

Ph-4-3 エンジン再燃焼による軌道投入フェーズ

に分けられる。

さらに、Ph-3の途中に、一定高度、速度による巡航を含むケースもある。

Ph-4-1のロケットエンジンによる上昇フェーズで、SSTOの場合のように、予め設定した迎角(高度の関数)に従った飛行制御としなかったのは、SSTOの解析ではロケットフェーズに移る際の高度が各ケースにおいてほぼ一定であったのに

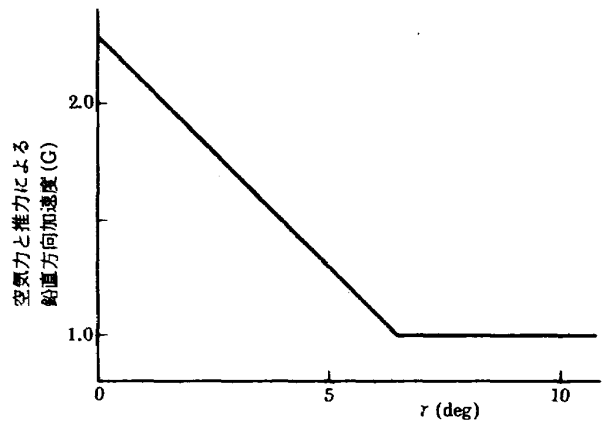


第 3.3 図 飛行経路の模式図

対し、本解析では切離し時の高度 (h_{sep}) や経路角 (γ_{sep}) をパラメータとして大きな範囲で変化させたため、高度の関数としての迎角制御では各ケースで条件が揃わないためである。空気力と推力による鉛直加速度の大きさを経路角の関数として第 3.4 図に示したようになるように制御することにより、比較的最適に近い結果が得られる。

〔巡航〕

後で述べるように、SSTO に比べて TSTO がもつ大きな特長は、その大きな巡航能力である。巡航を行う高度は、次のような理由から動圧が q_{c3} である Ph-3 の経路より高い方が望ましい。ATR の推力は、Ph-3 においては加速に十分な大きさを有しており、巡航にはかなりの余力を有している。一方、翼面積は離陸時の条件に基づいて選択されており、動圧が大きな Ph-3 では自重を支持するための揚力が発生する迎角は小さいことから、L/D が小さくなってしまふ。加速中は、大きな推力を発生させることが L/D が小さいことより優先されるため、動圧が高い方が望ましいが、大きな推力を必要としない巡航では、空力抗力によるロスを小さくするという観点から、高度を上げることによって動圧を下げ迎角を大きくして L/D を増大させる飛行が望ましい。また、ATR は当量比を小さくすることによって比推力の値を大きくすることが可能で、推力に余裕がある巡航ではそのよ



第 3.4 図 Ph-4-1 の対地経路角と空気力と推力による鉛直加速度の関係

うにして推進剤消費を削減することが望ましい。最適な巡航高度および速度は、高度の上昇によるエンジン推力の低下、比推力の変化、L/D の改善、および巡航高度までの上昇や巡航後の降下等の関係で決まり、厳密に求めるのは容易ではない。また、本解析ではそれを高精度で求める必要性もない。そのため、本解析では比較的最適に近いと考えられる巡航高度 25km、巡航速度 $M=4.5$ を仮定し、巡航部分についてはシミュレーションを行わずに、L/D、比推力、機体重量等の値から解析的に消費推進剤重量を求めた。また、動圧 100kPa の経路 ($M=4.5$ で約 18km) と巡航高度の間の上昇および降下による必要推進剤の増減は考慮していない。すなわち、シミュレーション上は所定の巡航 (R_{cr} 往復) に必要な推進剤重量を巡航を行

わない場合の消費推進剤重量に加えたにすぎない。

[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, 3, 4-1 における機体迎角 α は所定の経路（経路角、動圧、または鉛直加速度）に沿って飛行するための制御変数である。推力ベクトルは全て機体中心軸（迎角の基準軸）に平行である。SSTO の解析の場合と同様、トリム等は無視している。

[制御方法]

Ph-2, 3, 4-1 で所定の経路に沿って飛行するための制御は迎角のみで行った。推力は原則として当量比 $\phi=1.0$ であるが、SSTO の場合と同様に、推力が他の領域に比べて非常に大きくなる $M \cong 3.5$ 付近では ATR の推力が $6.3 \times 10^5 \text{ N/基}$ を超えないように当量比（推力）を小さくした。この操作は SSTO の解析の場合と同一であり、詳しくは SSTO の報告を参照されたい。また、SCR を用いたケースについても SSTO の解析の場合と同様に有効 I_{sp} （機体の空気抗力を加味した比推力）を最大にするように当量比を変化させた。

[荷重制限]

制御則としての荷重制限は課していない。本解

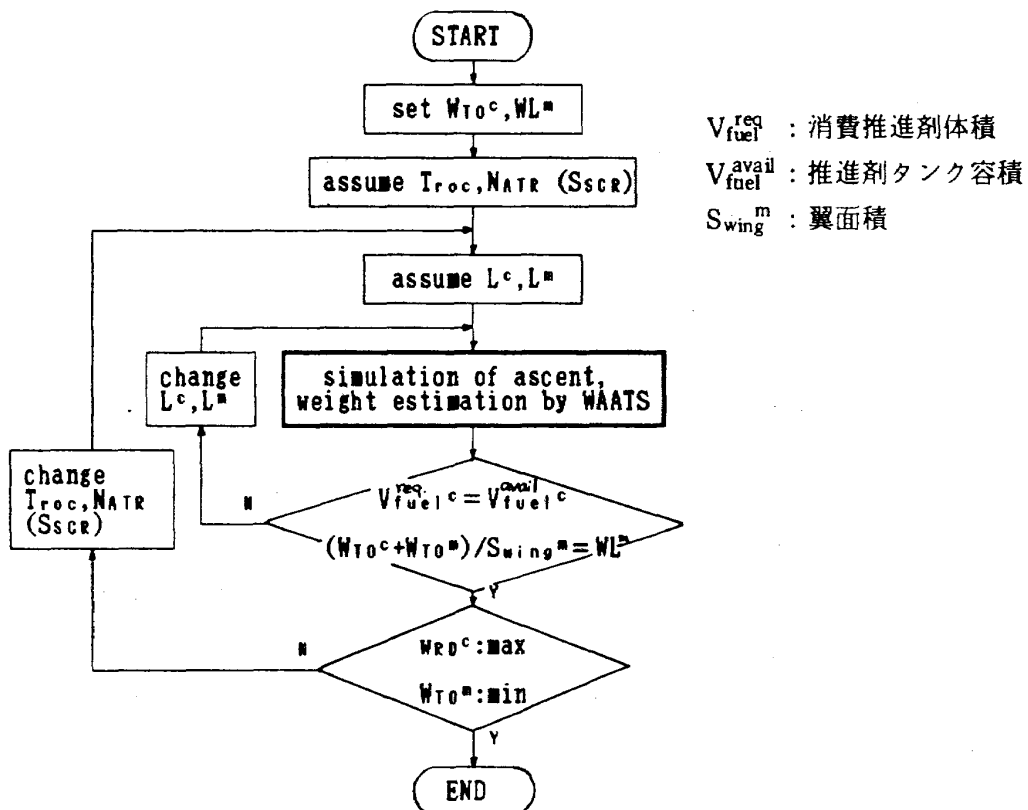
析における飛行中の最大荷重は軌道機が軌道に投入される際の値で約 7G に達する。これは、軌道機の重量（基本ケースで軌道投入重量 43.1t）に比べてロケットエンジンの総推力 ($2.94 \times 10^6 \text{ N} = 300 \text{ tf}$) が過大であるために生じたものである。TSTO では、切離し時の軌道機の重量と軌道投入時の重量の比が 4 倍余りになり、切離し時の重量に対して十分な推力は軌道投入時には過大となってこのような大きな荷重が発生する。実際の飛行では、推力の調節や一部のエンジンを停止させることによるこの過大な荷重は避けることが可能であり、そのことによる重量評価に対する影響は無視できると考えられるためこの過大な荷重値はそのままとした。

[大気モデル]

大気密度、温度は高度のみの関数であり、U. S. Standard Atmosphere, 1976⁹⁾ の値を多項式近似したものをを用いた。

3.3 機体大きさと最適エンジン大きさの導出

本解析では、母機および軌道機の大きさは以下のような条件で決定した。なお、両者を決定するためのフローチャートを第 3.5 図に示した。



第 3.5 図 機体大きさ、エンジン大きさを決めるためのフローチャート

軌道機は切離し時(切離しまでは推進剤を消費しないので、離陸重量に等しい)の総重量 W_{TO}^c を指定し、その重量の機体が軌道まで到達するのに必要な推進剤が胴体のうち第3.2図に示した範囲に搭載できるという条件で機体大きさ(全長)をイタレーションで決定した。これにより、許される空虚重量の大きさが得られ、その値と重量推算プログラム WAATS で得られる値の関係から必要な重量軽減係数 w_{RD} が得られるが、実際には SSTO の解析の場合と同様に、WAATS を含むループによる若干のイタレーションを必要とする。

母機は、離陸時の翼面荷重が指定した値に等しくなるという条件で大きさを決定した。母機の重量軽減係数は、軌道機と同一の値にするという仮定も考えられるが、本解析では 1.0 を仮定した*。大きさを指定することにより、WAATS による重量推算と飛行シミュレーションによる必要推進剤の計算によって、母機の離陸重量 W_{TO}^m が求まる。

離陸時の総重量(母機と軌道機の重量の和)を指定した値と一致させるためには、軌道機の切離し時の重量 W_{TO}^c を増減させたシミュレーションを繰り返し、一致するような W_{TO}^c を選択することによって対応した。

エンジン大きさ(ATRにおいては基数 N_{ATR} , SCRにおいてはインテーク総面積 S_{SCR} , ロケットにおいては総推力 T_{roc})のうち、 T_{roc} は軌道機の重量軽減係数 w_{RD} を最大にするという条件、 N_{ATR} は母機の離陸重量 W_{TO}^m が最小になるという条件で決定した。ただし、最適化はそれぞれの離散値について行い、離散値の間隔は N_{ATR} は 1 基、 S_{SCR}

は $5m^2$, T_{roc} は $2.54 \times 10^5 N$ (25tf) とした。

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

基本ケースのパラメータの値は次のような根拠に基づいて選択した。

離陸総重量 $W_{TO}^m + W_{TO}^c = 350t$: 本解析の目的のひとつに、SSTO の結果と比較することがある。その場合、両者で揃えるべきもっと適切な量は離陸時の総重量(TSTOにおいては、軌道機と母機の重量の和)であると考えられるため、SSTO の基本ケース³⁾の離陸重量と一致させた。

Ph-2 の経路角 $\gamma_{c2} = 3^\circ$; これも SSTO と合わせた。 3° という値を選択した理由については、SSTO の報告を参照されたい。

Ph-3 の動圧 $q_{c3} = 100kPa$: SSTO の場合と同一である。

切離しマッハ数 $M_{sep} = 6.0$: 感度のところで述べるように、切離しマッハ数が高いほど軌道機の w_{RD} は大きくなり、重量から見た成立性は高まる。しかし、本解析で仮定している ATR は $M \leq 6.0$ でしか使用できないため、最大のマッハ数を切離しマッハ数とした。

離陸時の翼面荷重 $WL^m = 4900N/m^2 (= 500kgf/m^2)$: 離陸時の翼面荷重は、離陸距離と密接な関係がある。 $4900N/m^2$ ($500kgf/m^2$) という値は、コンコルドとほぼ等しく、結果的に離陸速度もコンコルドとほぼ等しくなっている。SSTO の解析

* 重量軽減係数の定義は母機と軌道機で同一であるが、その意味するところは若干異なる。すなわち、軌道機の重量軽減係数は(与えられた総重量と切離し条件で)軌道到達に必要なとされる重量軽減の割合であり、それを達成しないと軌道まで到達できない。一方、母機では、重量軽減をすると空虚重量が減少するため、 $W_{TO}^m + W_{TO}^c$ が一定であれば W_{TO}^c が増えて、(軌道機にとって)単に楽になるだけであり、それを達成しないと成立しないということではない。

また、母機の重量軽減係数値を軌道機と一致するように決めた場合の軌道機の w_{RD} の改善をしてみる。仮に $W_{TO}^m = 120t$ とし、 w_{RD} を 1.0 から 0.9 とすると W_{TO}^c は約 12t 増えるが、後に示す第 4.3 図でわかるように、軌道機の総重量の 12t の増加は、軌道機の w_{RD} を約 0.02 (母機の w_{RD} の低下の 1/5) しか改善せず、母機の w_{RD} を 1.0 と仮定した場合と軌道機と一致させた場合の軌道機の w_{RD} の差はあまり大きくない。

これらの理由から、母機と軌道機の重量軽減係数を一致させた結果を示すと母機の成立にも重量軽減が必要であるかのような誤解を与えかねないことを恐れて、本解析では、母機の w_{RD} は 1.0 と仮定した。繰り返しになるが、母機も重量軽減を行うとすれば、軌道機の w_{RD} は上述の程度、改善されると考えられる。

の場合の翼の大きさは、翼面荷重ではなく、必要推進剤重量の体積と胴体容積の関係で決まった機体大きさにより自動的に決まっており、結果的にSSTOの基本ケースの翼面荷重は 6421N/m^2 ($=655\text{kgf/m}^2$)となっている。TSTOの基本ケースをこの値に合わせるという考え方もあるが、 6421N/m^2 という値がある根拠に基づいたものではなく結果的に決まったものにすぎないため、一致させることはしなかった。この結果、基本ケースの全長(母機の全長)はSSTOの基本ケースより大きくなる。

切離し前のマニューバ=なし：後で述べるように、TSTOでは母機の推進剤搭載能力に余裕があるため、切離し前にマニューバを行い、高度および経路角を増大させ、軌道機の必要推進剤を軽減させ、 w_{RD} を大きくすることが可能となる。基本ケースでは特にマニューバは行わず、所定の動圧一定の経路に沿った飛行のままの高度、経路角で切離すと仮定した。

巡航距離 $R_{cr}=0\text{km}$ ：SCRを用いて高いマッハ数で切離しを行うケースを除いては、離陸地点から切離し点までの距離は 100km 程度である。後に述べるように、TSTOでは母機の推進剤搭載能力に余裕があるため、上昇の間に巡航を行い、打ち上げ地点の緯度より低い軌道傾斜角の軌道への直接打ち上げや、軌道面合わせのためのクロスレンジをとるという運航もできる。基本ケースでは、特にミッション要求もないことから、推進剤が最小で機体としての成立性が最も高い $R_{cr}=0\text{km}$ を基本とした。

4.1.2 基本ケースの結果

基本ケースの機体の大きさ等の諸量を第4.1表に、飛行経路に沿った諸量の変化を第4.2表に示した。また、母機、軌道機の大きさ、胴体に占める推進剤体積の割合を第4.1図に示した。

離陸重量 W_{TO} が 350t と等しいSSTOの基本ケースの結果と比較して、次の2点が特徴的である。

まず、重量軽減係数についてみると、SSTOについての解析³⁾では、離陸重量が 350t のSSTOでは $w_{RD}=0.506$ という結果が得られているのに対し、TSTOの軌道機では $w_{RD}=0.832$ と大幅に増大しており、重量的に成立性が高まっている。しかも、軌道機の再突入時の翼面荷重は約 2000N/m^2 ($=200\text{kgf/m}^2$)と比較的小さく、翼面積を縮小することによって、空虚重量の減少すなわち重量軽減係数の改善がはかれると期待できる。

次に、第4.1図にみられるように(なお、母機にもLOXを搭載しているのは、ATRのガスジェネレータで使用するためである)、母機の胴体は

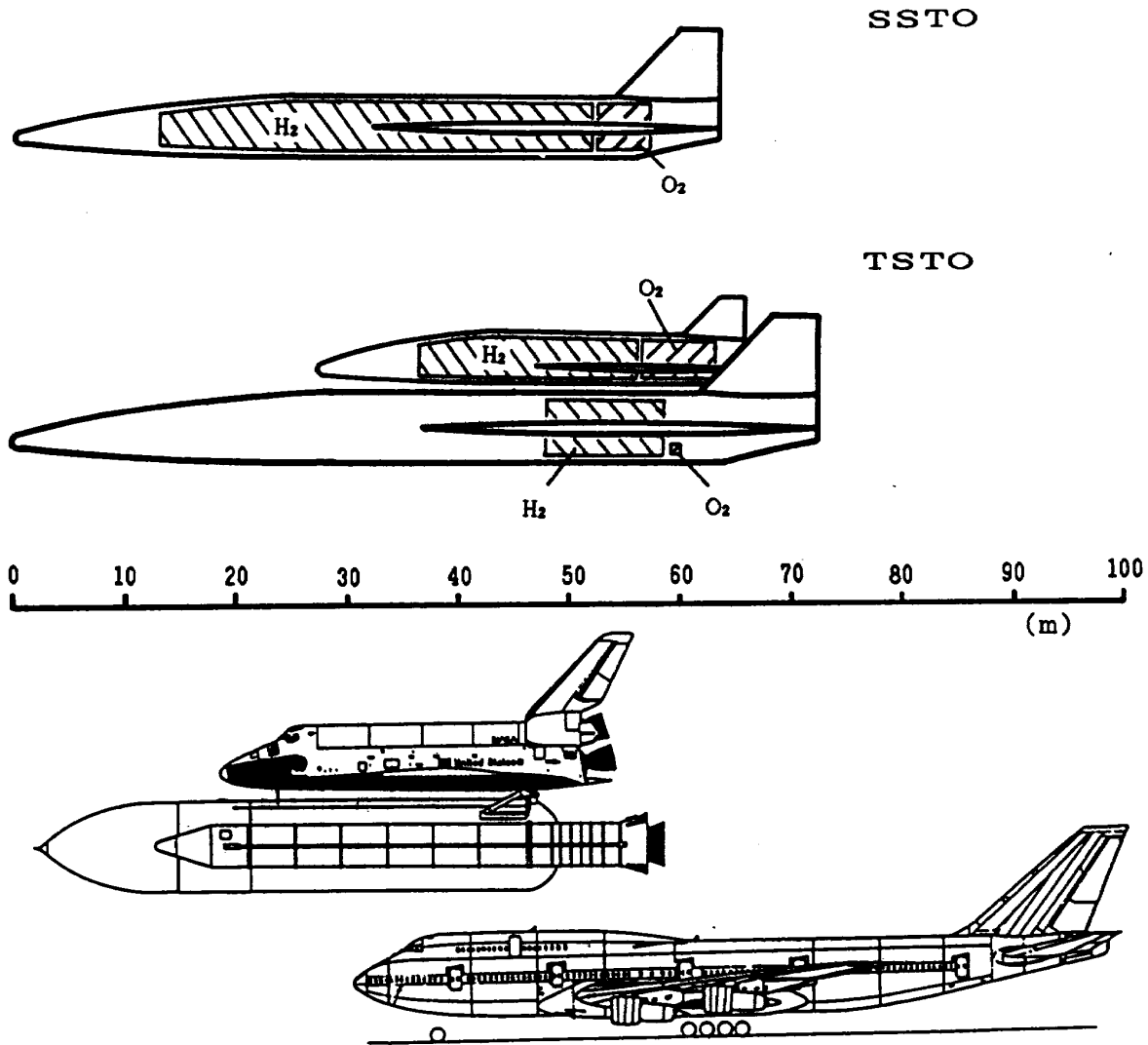
第4.1表 基本ケースの機体に関する諸量

	母機	軌道機
全長	73.3m	37.9m
スパン	34.1m	17.7m
翼面積	352.3m^2	94.2m^2
空虚重量*	125.9t	32.6t
N_{ATR}	12	-
T_{roc}	-	$2.94 \times 10^6\text{ N}$ (300 tf)

*重量軽減後

第4.2表 基本ケースの上昇経路に沿った諸量

	Ph-2 開始	Ph-3 開始	切離し	燃焼 終了	再燃焼 開始	軌道
滑走開始からの時間 (m's")	0'14"	1'40"	3'31"	6'51"	19'11"	19'20"
距離 (km)	0.7	24.5	120	860	5600	5654
高度 (km)	0.0	1.2	31.2	106	494	495
対地速度 (km/s)	0.09	0.43	1.78	7.09	6.59	7.12
マッハ数	0.3	1.3	6.0	-	-	-
母機推進剤重量 (t)	39.6	26.7	2.57	-	-	-
軌道機推進剤重量 (t)	138.9	138.9	138.9	5.6	5.6	0.0



第 4.1 図 基本ケースの機体大きさ、胴体に占める推進剤重量の割合

必要推進剤体積に対して相当な余裕を残しており、胴体全長・断面積の縮小により重量軽減，空気抗力の低下が期待できる。これにより，母機の離陸重量が減少し，同一の総重量の下で軌道機に許される重量が増大するため，軌道機の重量軽減係数の改善が予想される。

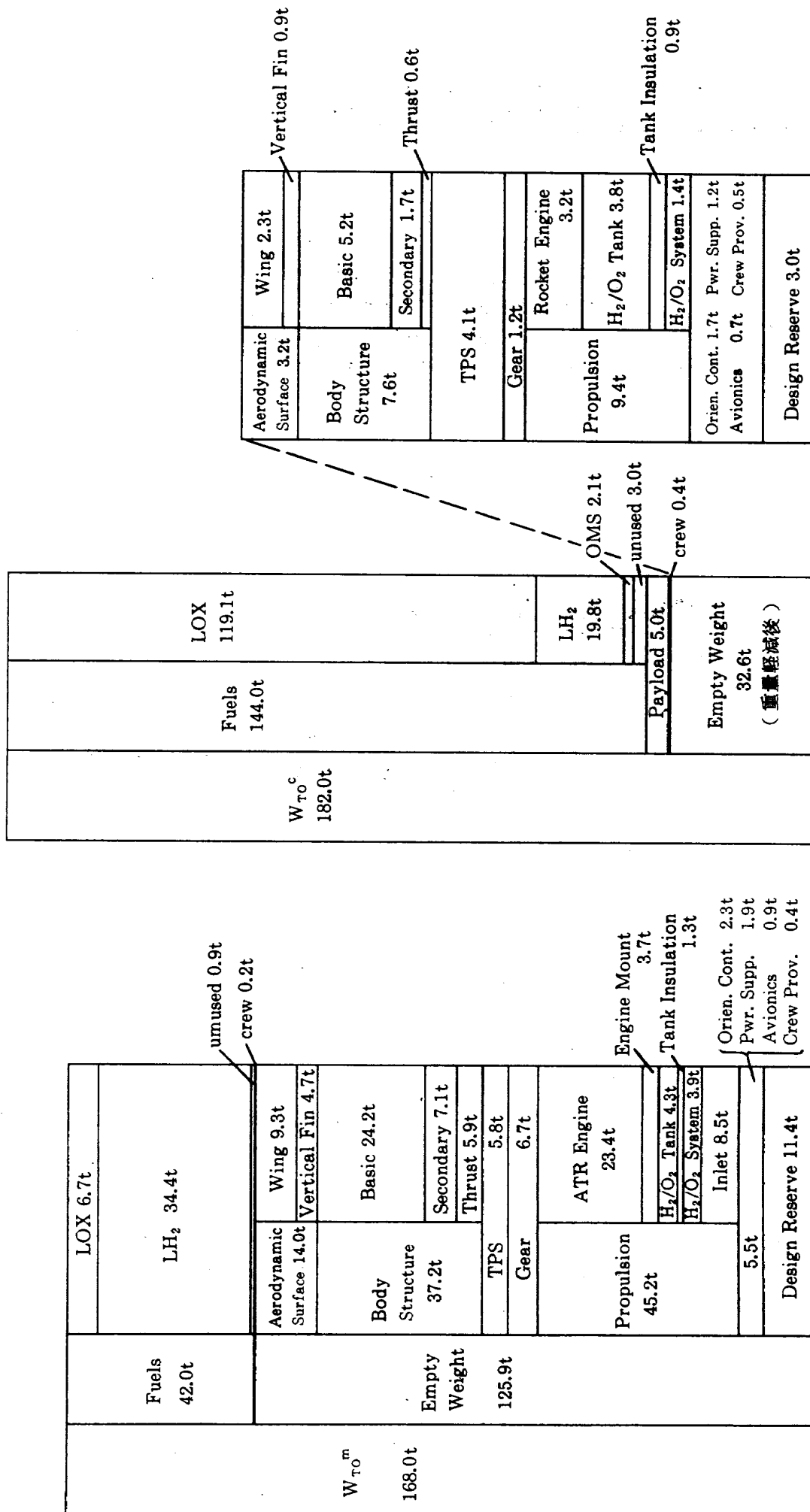
また，ここで注意しておく必要があるのは，この結果は 5t のペイロードを仮定した場合のものであり，軌道機の空虚重量 32.6t（重量軽減後）に対するペイロード重量の割合が大きいため，ペイロードなしと仮定すると重量軽減係数は約 0.96 に改善される。

第 4.1 図に，比較のために示した SSTO の基本ケースの機体大きさが，TSTO の母機より小さいのは，SSTO と TSTO 母機の機体の大きさ決定方法の違いにより，結果的に両者の離陸時による面

荷重の大きさが異なる（TSTO は 4900N/m^2 ，SSTO は 6419N/m^2 ）ためであり，SSTO と TSTO との形式上の相違によるものではない。

基本ケースの（軌道機は重量軽減後の）重量ブレイクダウンを第 4.2 図に示した。軌道機の総重量に占める推進剤の割合は約 79% と，SSTO の基本ケースの場合の 75% と同程度である（ $v=0$ からの上昇である SSTO に比べて，速度増分が小さい $M=6$ からの上昇である TSTO の軌道機の推進剤重量の割合の方が大きいのは，SSTO では $M=12$ まで比推力が大きな空気吸込型エンジンを使用するためである）が，母機では推進剤重量の割合は約 25% と小さくなる。

基本ケースにおける離陸距離（35ft 越の距離）は約 1240m であり，離陸速度（脚が滑走路を離れる際の速度）は 108m/s （ $=210\text{kt}$ ）である。離陸



第 4.2 図 基本ケースの重量ブレイクダウン

距離については一般の滑走路からの運用としても余裕があり、離陸速度はコンコルドとほぼ同一であることから、離陸速度を増し翼面荷重を増大することは可能であろう。

4.2 感度解析

最初に述べたように、本解析で仮定した機体形状は、TSTOとして最適なものから大きくはずれており、この形状を仮定したままで細かい感度解析を行うことにあまり意味はない。そのため、予備解析ともいえる本解析では、離陸重量の他は、TSTO特有のパラメータすなわち切離し条件および巡航性能に関係したパラメータの感度のみを解析した。

感度解析の結果を第4.3表にまとめた。以下、各パラメータの感度について述べる。

[軌道機の離陸重量 W_{TO}^c]

Case 1~7が、軌道機の離陸重量 W_{TO}^c の感度を示す結果である。シミュレーションの都合上、離陸総重量 ($W_{TO}^m + W_{TO}^c$) ではなく、離陸時の軌道機の重量 W_{TO}^c をパラメータとして指定した。軌道機の重量軽減係数 w_{RD} と離陸時の総重量の変化を第4.3図に示した。

母機の離陸重量 W_{TO}^m は軌道機の離陸重量に対してほぼ直線的に増加しており、結果的に総重量も軌道機の離陸重量に対して直線的に比例する。重量軽減係数 w_{RD} の値は、離陸重量の増大にしたがって改善され、軌道機の離陸重量 $W_{TO}^c = 350t$ 弱 ($W_{TO}^m + W_{TO}^c = 650t$ 弱) で1.0に達する。

離陸重量の増加による重量軽減係数の改善は、SSTOの場合に比較して著しい(SSTOでは、 $w_{RD} = 0.8$ から1.0に改善されるのに、総重量は5倍程度増大する必要があったが、TSTOでは2倍弱で十分となっている)。これは、SSTOとTSTOという形式の相違によるものではなく、TSTOの軌道機の離陸重量がSSTOに比べて小さいため、それに占めるペイロード、乗員、航法装置等機体大きさに依存しない量や、重量軽減の対象とならないペイロード、乗員の割合の相違に起因するものである。

W_{TO}^c による、母機と軌道機の大きさ(全長)

比 L^c/L^m は、両機体の大きさの決定方法が異なる ($L^c \propto W_{TO}^c{}^{1/3}$, $L^m \propto [W_{TO}^m + W_{TO}^c]^{1/2}$) ことにより、 W_{TO}^c とともに変化する。すなわち、 W_{TO}^c が大きいほど L^c/L^m は減少する。母機と軌道機の大きさの決定方法が変化すれば、この関係は当然変化する。

最適な N_{ATR} は、ほぼ $W_{TO}^{0.93}$ に比例する。これは、SSTOで最適な N_{ATR} が $W_{TO}^{0.85}$ に比例したのと若干異なるが、これもTSTOとSSTOの違いによるものではなく、TSTOの解析では翼面荷重が W_{TO} によらないのに対し、SSTOでは W_{TO} が増大すると結果的に翼面荷重が増大したという相違による。

[切離しマッハ数 M_{sep}]

(1) SCRを使用しない場合

軌道機の重量軽減係数を大きくするという観点からは、軌道に達するまでの速度増分がより小さくてすむ M_{sep} が高い場合の方が望ましいことは当然予測される。その程度を定量的に示したのがCase 8, 9であり、結果を第4.4-(1)図に図示した。この感度では、離陸重量 ($W_{TO}^m + W_{TO}^c$) を基本ケースと同一の350tに固定しており、 M_{sep} の低下による w_{RD} の悪化は、 W_{TO}^c の増大による w_{RD} の改善の効果でやや緩められている。

M_{sep} の上昇による w_{RD} の改善は比較的大きく、後に述べる切離し時の高度 h_{sep} や経路角 r_{sep} の変化によるものより大きな効果が期待できる。本解析で母機の推進系として仮定したATRは、 $M > 6$ での運用は困難とされ、性能データも $M \leq 6.0$ しか与えられていない。切離しマッハ数が6.8である西独のSanger¹⁰⁾と本解析で仮定したTSTOの相違のひとつがこの点である。

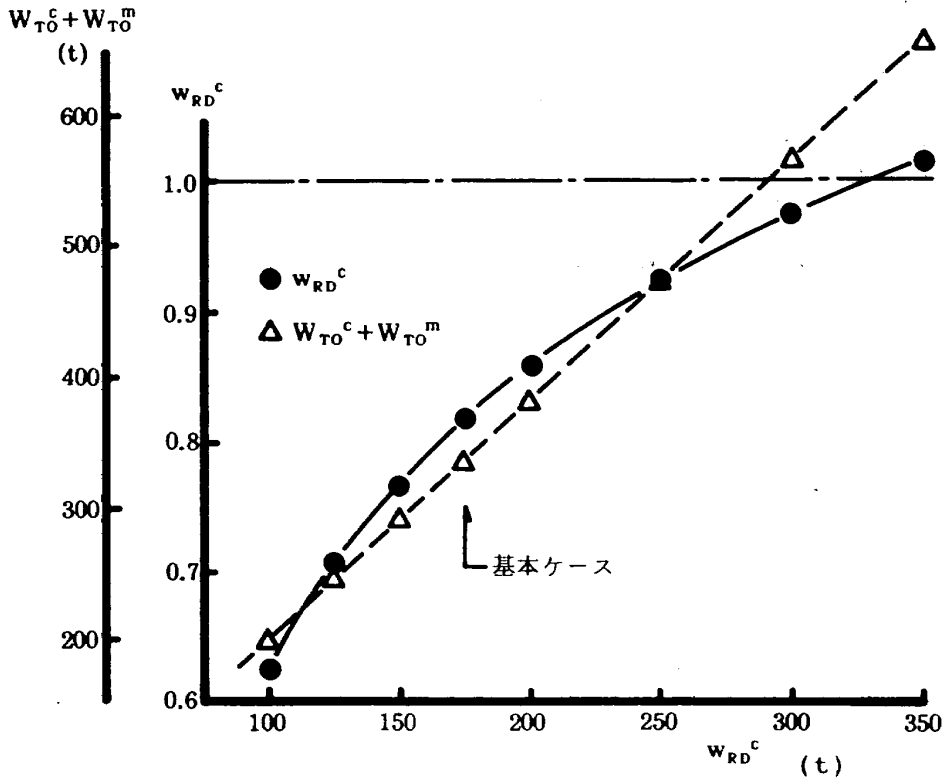
(2) SCRも使用する場合

母機にスクラムジェット(SCR)を搭載し、ATRが使用できない高マッハ数で使用するることによって、 M_{sep} を上昇させることが可能になる。重量評価という観点からみた場合、SCRの搭載は母機の空虚重量を増大させ、離陸総重量を一定とした比較では軌道機に残される離陸重量が減少するという不利があるが、それと必要推進剤重量の減少の効果のトレードオフで得失が決定する。高マッ

第4.3表 感度解析の結果

Case	基本ケネースから変更したパラメータ	ATR 基数 N _{ATR}	SCRイン ク面積 S _{SCR} (m ²)	ロケット 総推力 T _{roc} (tf)	離陸時 翼面積 W _L ^m (kgf/m ²)	切離し マッハ 数 M _{sep}	軌道機 全長 L ^c (m)	母機 全長 L ^m (m)	全長比 L ^c /L ^m	軌道機 総重量 W _{T0^c} (t)	母機 総重量 W _{T0^m} (t)	離陸時 総重量 W _{T0^{m+c}} (t)	軌道機 重量係数	切離し までの 距離 W _{RD} (km)
0	基本ケース	12	-	300	500*	6.0*	37.9	73.3	0.517	182	168	350*	0.832	120
1	W _{T0^c} =100t	7	-	175	500*	6.0*	31.0	55.2	0.562	100*	99	199	0.627	118
2	W _{T0^c} =125t	9	-	200	500*	6.0*	33.5	61.3	0.546	125*	120	245	0.708	108
3	W _{T0^c} =150t	10	-	250	500*	6.0*	35.5	66.8	0.532	150*	141	291	0.768	122
4	W _{T0^c} =200t	13	-	325	500*	6.0*	39.1	76.7	0.510	200*	183	383	0.860	122
5	W _{T0^c} =250t	16	-	425	500*	6.0*	42.1	85.4	0.493	250*	225	475	0.925	122
6	W _{T0^c} =300t	19	-	500	500*	6.0*	44.8	93.2	0.480	300*	267	567	0.976	122
7	W _{T0^c} =350t	23	-	525	500*	6.0*	47.2	100.6	0.469	350*	308	658	1.016	112
8	M _{sep} =5.5	12	-	300	500*	5.5*	38.2	73.3	0.521	184	166	350*	0.797	104
9	M _{sep} =5.0	12	-	300	500*	5.0*	38.5	72.4	0.525	187	163	350*	0.763	93
10	M _{sep} =9 (SCR使用)	11	30	200	500*	9.0*	31.9	73.3	0.435	117	233	350*	0.933	720
11	M _{sep} =10 (SCR使用)	11	35	175	500*	10.0*	30.5	73.4	0.416	105	246	350*	0.987	802
12	M _{sep} =11 (SCR使用)	11	40	175	500*	11.0*	28.7	73.4	0.391	92	259	350*	1.029	903
13	M _{sep} =12 (SCR使用)	11	45	150	500*	12.0*	26.9	73.2	0.367	79	271	350*	1.062	1042
14	γ _{sep} =5°	-	-	300*	-	6.0*	37.9	-	-	182*	-	-	0.835	-
15	γ _{sep} =10°	-	-	300*	-	6.0*	37.9	-	-	182*	-	-	0.846	-
16	γ _{sep} =15°	-	-	300*	-	6.0*	37.9	-	-	182*	-	-	0.844	-
17	H _{sep} =25km	-	-	300*	-	6.0*	37.9	-	-	182*	-	-	0.841	-
18	H _{sep} =30km	-	-	300*	-	6.0*	37.8	-	-	182*	-	-	0.850	-
19	H _{sep} =35km	-	-	300*	-	6.0*	37.8	-	-	182*	-	-	0.858	-
20	W _L ^m =300kgf/m ²	17	-	200	300*	6.0*	33.4	94.6	0.353	124	226	350*	0.709	84
21	W _L ^m =400kgf/m ²	14	-	275	400*	6.0*	36.3	82.0	0.443	161	189	350*	0.792	105
22	W _L ^m =600kgf/m ²	11	-	325	600*	6.0*	38.9	66.9	0.581	196	154	350*	0.853	150
23	W _L ^m =700kgf/m ²	11	-	350	700*	6.0*	39.5	62.0	0.637	206	144	350*	0.869	122
24	R _{cr} =1000km	14	-	300	500*	6.0*	37.9	78.1	0.485	182*	215	397	0.832	1112
25	R _{cr} =3000km	18	-	300	500*	6.0*	37.9	92.1	0.412	182*	370	552	0.832	3123

*は、指定した値を示す。N_{ATR}、S_{SCR}、T_{roc}は(原則として)最適値
Case 14~19は、切離し以降のみをシミュレート



第 4.3 図 軌道機の離陸重量 W_{TO}^c による感度

ハ数での切離しは、空気力学的に見てより多くの困難を伴うとも考えられるが、その問題は本解析の対象ではない。

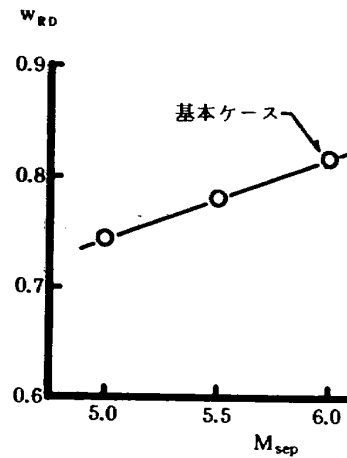
Case 10~13が、SCRの併用により M_{sep} を上昇させた場合の感度であり、結果を第 4.4-(2)図に示した。この場合、ATRとSCRの切換えは両者の I_{se} がほぼ一致し消費推進剤重量が極小になる $M=5.5^3$) と仮定した。結果は、 $9 \leq M_{sep} \leq 12$ について示した。

SCRの搭載により、 w_{RD} は、 M_{sep} が6に近い場合はATRのみの場合に比べて当然悪化するが、 M_{sep} の増大に伴って改善され、 $M_{sep} \cong 7$ ではほぼ基本ケースと並び、それより高い M_{sep} では w_{RD} の値は改善される。 $M_{sep} \cong 10.5$ では、ほぼ $w_{RD} = 1.0$ を達成する。

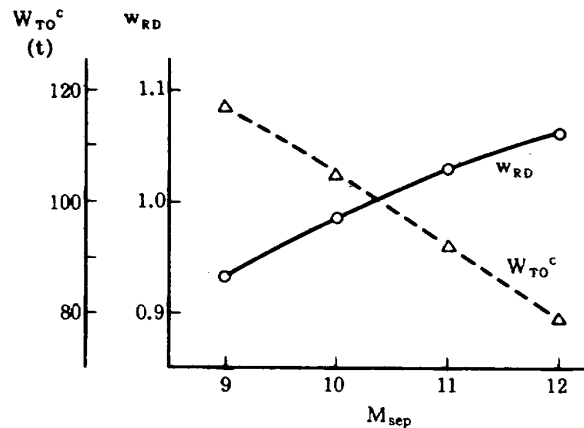
このように、 M_{sep} の上昇は、それがあがる程度の重量ペナルティを伴うものであっても、 w_{RD} の改善に対する寄与は大きく、TSTOの成立性のためにはより高いマッハ数まで使用できる推進系が重要であるといえる。

[切離し時の高度 h_{sep} および対地経路角 r_{sep}]

すでに述べたように、TSTOにおいては、母機

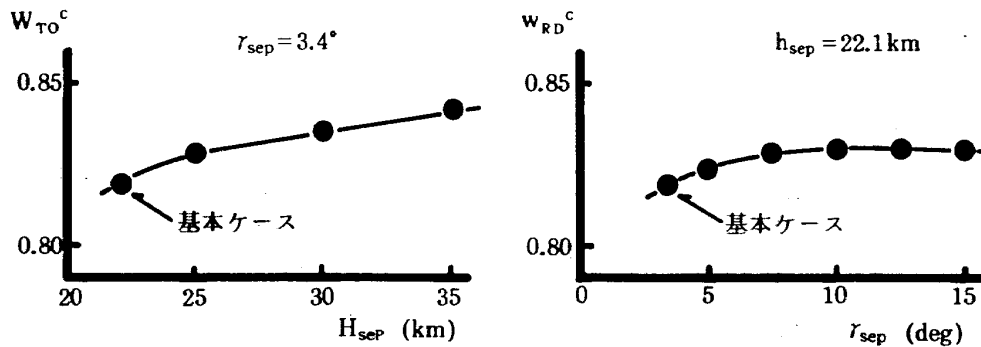


(1) ATR のみの場合



(2) SCR も使用する場合

第 4.4 図 切離しマッハ数 M_{sep} による感度



第 4.5 図 切離し時の高度 h_{sep} , 対地経路角 γ_{sep} による感度

の推進剤搭載容積, 重量には比較的余裕があり, それに対して軌道機は余裕がない。このことから考えられるのは, 切離し前に推進系から許されるマッハ数の範囲内で, 切離し高度 h_{sep} , 対地経路角 γ_{sep} を増大させ, 軌道機による消費推進剤重量を削減する方法である。

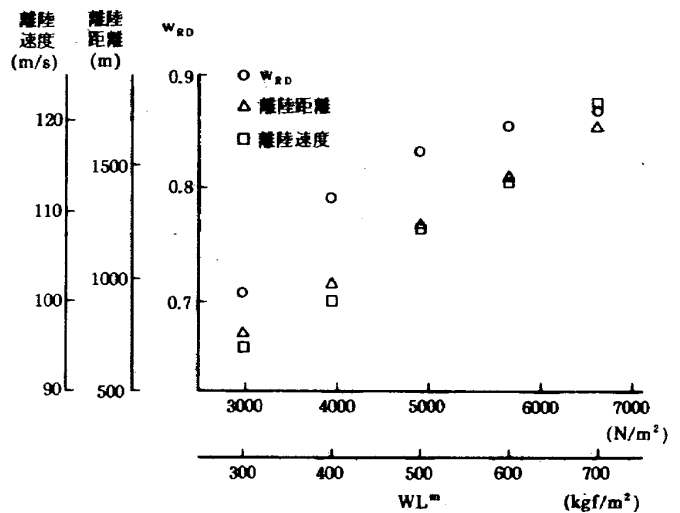
Case 14~19は, 母機のマニューバにより, h_{sep} , γ_{sep} をそれぞれ基本ケースから増大させたと仮定した場合の感度であり, 結果を第 4.5 図に図示した。シミュレーションを簡単化するため, これらのケースでは母機の飛行はシミュレートしていないが, マニューバに伴う母機の消費推進剤重量の増加による成立性への影響は無視できよう。

高度と経路角の増大は, 重量軽減係数の改善に効果を有するがその程度は比較的小さく, 成立性の評価に影響をもつほどではない。しかし, これらの切離し前のマニューバは, 特に大きなペナルティを伴うことなく実行が可能であり, 実際の運用ではある程度取込まれるべきものであろう。

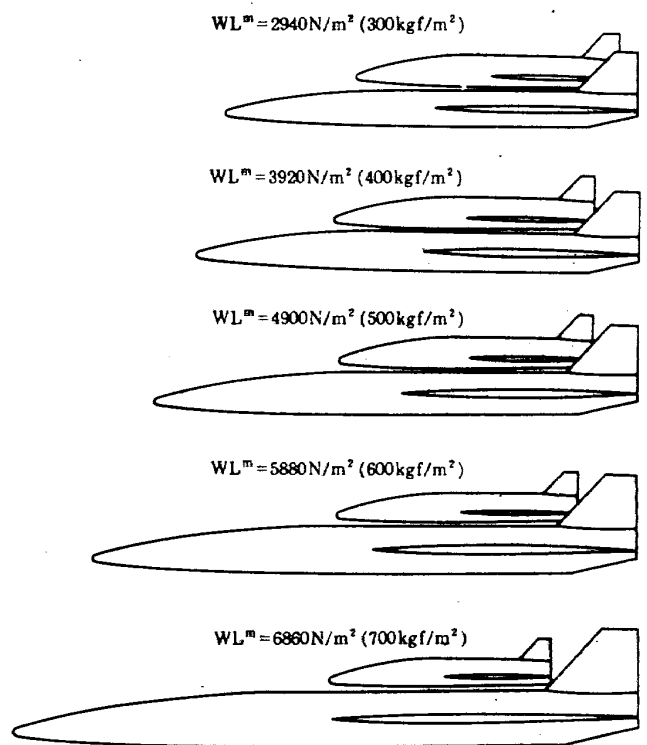
[離陸時の翼面荷重 WL^m]

離陸時の翼面荷重を小さくすると, 離陸速度が低下し, 離陸距離を短縮することができるが, 母機の重量が増大し, 離陸総重量 ($W_{TO}^m + W_{TO}^c$) 一定では結果的に軌道機の w_{RD} は悪化する。離陸時の翼面荷重の大きさと, 離陸距離(35ft越の距離), 離陸速度(脚が滑走路を離れる時の速度)および軌道機の重量軽減係数 w_{RD} の関係を第 4.6 図に示した。また, それぞれの翼面荷重に対する母機と軌道機の大きさの関係を第 4.7 図に示した。

翼面荷重をどこまで大きくできるかは離陸条件で決まるが, 基本ケースの 4900N/m^2 ($=500\text{kgf/m}^2$)



第 4.6 図 翼面荷重による感度



第 4.7 図 翼面荷重の違いによる機体大きさの変化

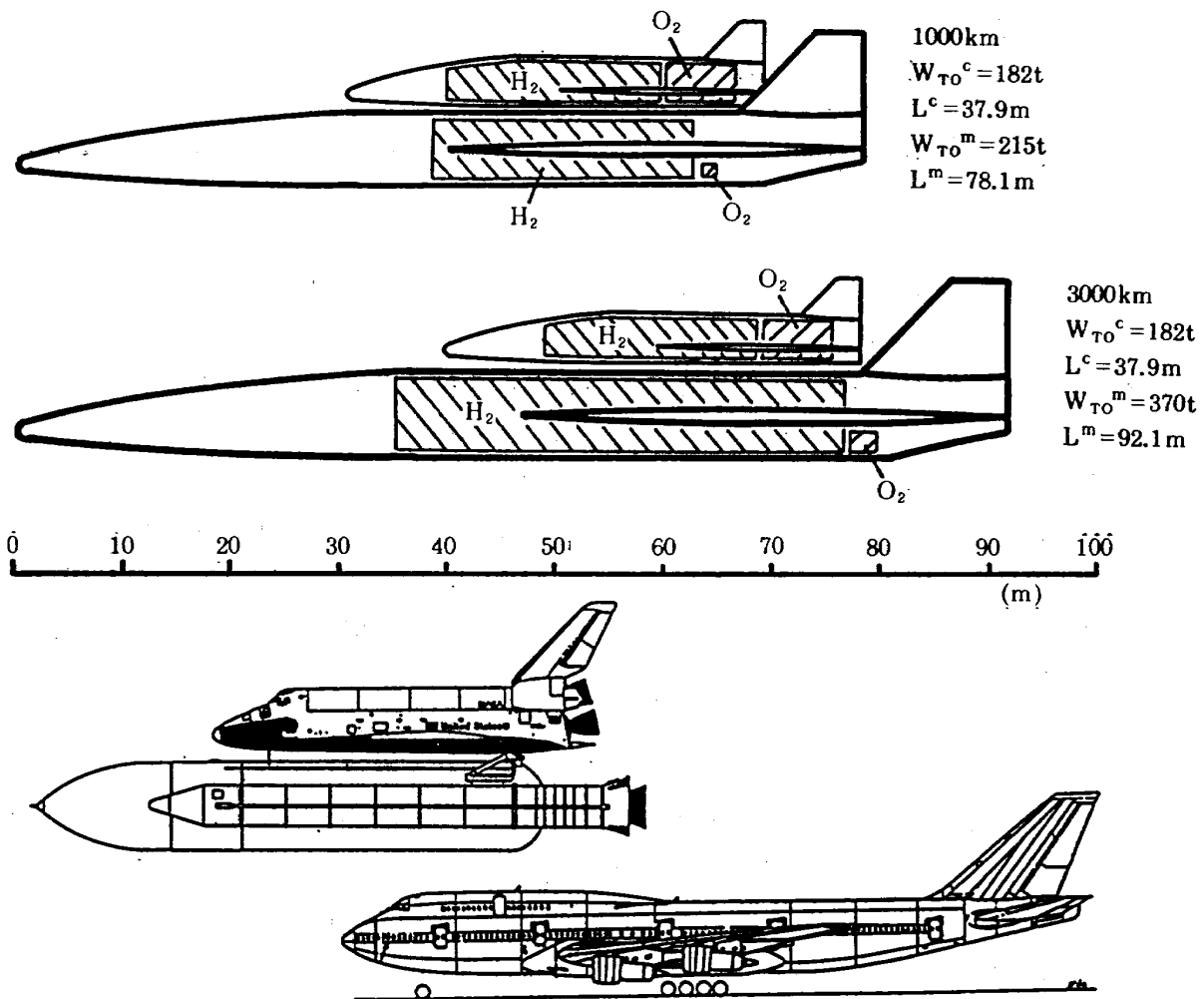
m²)より若干の増大は可能であると考えられ、それにより母機構造重量の軽減が可能となり、重量からみた軌道機の成立性は高まる。

[巡航距離 R_{cr}]

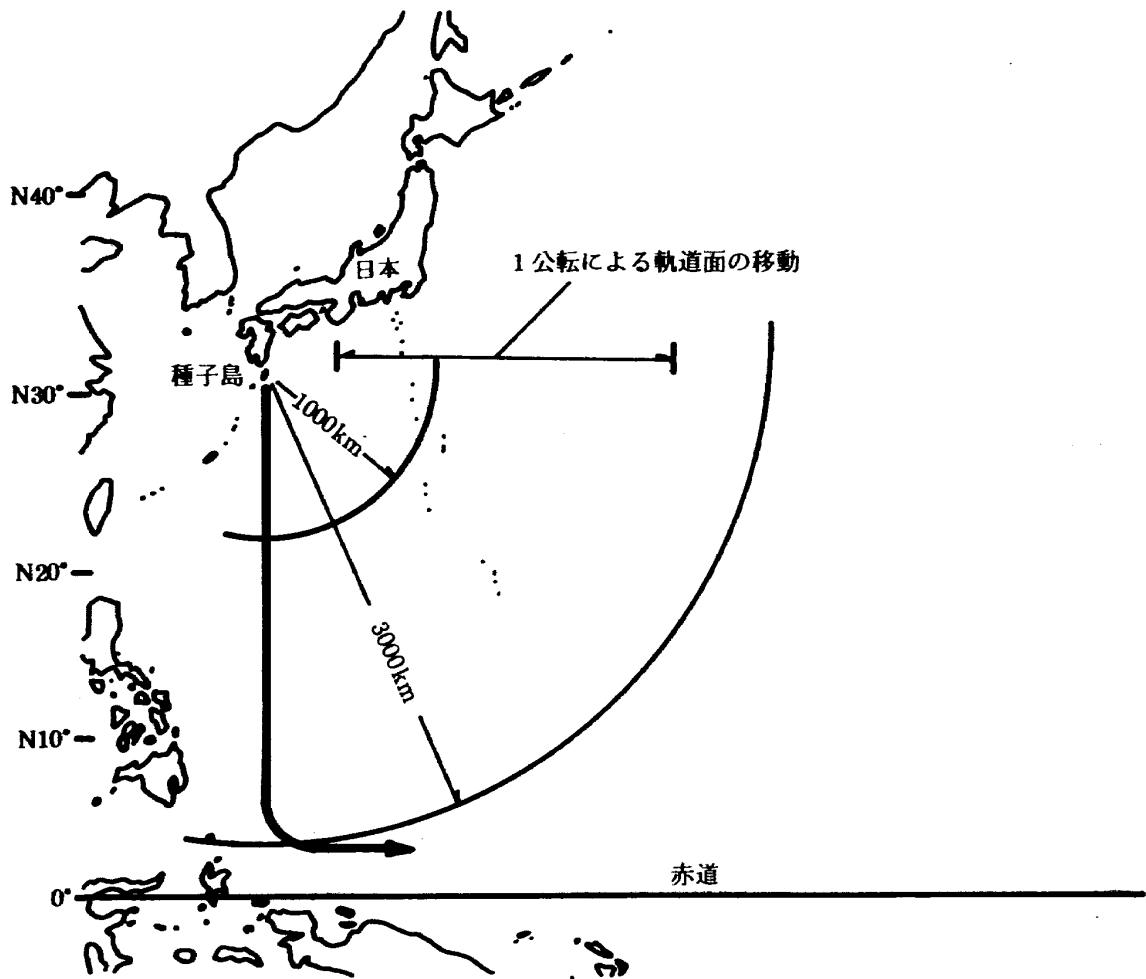
巡航を伴う場合の感度解析では、軌道機の離陸重量を、基本ケースと同一の182tに固定した。このように仮定すると、巡航距離の増大は、母機の推進剤重量の増大、およびそれに伴う母機大きさの拡大(翼面荷重一定を仮定)により、離陸総重量の増大を伴う。

第4.8図に、巡航能力を付与した場合の機体大きさと、推進剤容積を示した。また、第4.9図に種子島から離陸したと想定した場合のR_{cr} = 1000

km, 3000kmの円弧を示した。同図に、低周回軌道1公転での地表に対する軌道面のずれも示したが、最大1000km程度の巡航で軌道面との同期が、また、3000km程度の巡航で赤道面への打ち上げが、それぞれ切離し前の母機の巡航の結果として可能になる。巡航に伴う機体の拡大は、R_{cr} = 3000 kmを仮定したCase 25では、離陸総重量は552tにのぼり全長も約92mになる。しかし、第4.8図にみられるように、R_{cr} = 3000kmでも母機の胴体にはまだ余裕が残っており、基本ケースのところで指摘したように、軌道機および母機の形状の最適化することにより、この両者の削減は可能である。



第4.8図 巡航を伴う場合の機体大きさと推進剤容積の比較



第4.9図 種子島から巡航した場合の経路模式図

4.3 本解析に基づいたTSTO形状に関するコメント

本解析結果に基づいて、TSTOとしてより望ましい機体形状を予測すると、

- (1) 母機の胴体は長さ、体積共に大幅に縮小することが望ましい。
- (2) 母機の翼平面形は、最大飛行マッハ数がSSTOより低いため後退角を小さくして、離陸時の揚力を増大することが望ましい。
- (3) 軌道機の翼面積は、帰還時の翼面荷重に余裕があり、縮小することが望ましい。

ということが出来る。

(1)により母機の構造重量を削減できるし、空気抗力も減少すると期待できる。また、(2)により離陸時の揚力係数が増大し、翼面荷重を増大することができ結果的に母機の翼面積を縮小できる。この、(1)、(2)の結果、離陸総重量を一定と考えると軌道機の離陸重量の増大が許される。また、(3)に

より軌道機の構造重量が削減でき、離陸重量の増大と合わせて、重量軽減が緩和される。

以上の効果を大雑把に推定してみる。(2)の効果と離陸速度の増大を考慮して翼面荷重は $5880\text{N}/\text{m}^2$ ($=600\text{kgf}/\text{m}^2$)とすると、Case 22において、母機のうち胴体の構造重量は31.3t、TPS重量は5.8tである。胴体の縮小による構造重量、TPS重量の削減が10t期待できるとすると、母機による使用推進剤重量が変化しないとしても、軌道機に許される離陸重量が196tから206tに増加する。 $W_{\text{TO}} = 206\text{t}$ に対する w_{RD} は、第4.3図より約0.87になると推定される。軌道機の空虚重量に占める翼の重量は約7%、TPSの重量は12%であり、翼面積の縮小で両者合わせて3%低下させることができれば、 w_{RD} は0.90程度になると推定される。この状態で、ペイロードが5tではなく1.5t程度であれば、 $w_{\text{RD}}=1.0$ となり、現在技術で成立する。

この場合の母機の翼面積は $350,000/600=583\text{m}^2$

であり、胴体を本解析の形状と相似とすれば軌道機の全長は39.5mとなる。

定量的推定は困難であるが、例えば軌道機を部分的に母機の胴体に埋め込むなどして空気抗力を減少させ、必要推進剤重量やエンジン大きさ等を小さくできれば、さらに重量軽減の必要を緩和できるであろう。

5. ま と め

二段式宇宙往還機(TSTO)は、重量のかなりの部分を途中で切離し地上に帰還させることから、単段式宇宙往還機(SSTO)に比べて重量からみた成立性は高い。本解析で仮定した基本ケース(母機と軌道機を合わせた離陸総重量=350t)に対して、軌道機の重量軽減係数は0.832(母機は重量軽減なし)と、同一の離陸重量のSSTOの0.506に比べて大幅に改善されており、重量という観点からみたTSTOの成立性の高さが裏付けられた。この0.832という値は、軌道機および母機の形状をTSTOの要求条件に適合したものとすることでさらに改善が期待される。

本解析で仮定した機体形状に対しては、基本ケースで母機の全長が73.3m、軌道機の全長が37.9m、全長比0.517が得られた。しかし、TSTOとしてみた場合、本解析で仮定した形状は、軌道機に対しては翼面積が過大であり、母機に対しては胴体全長・体積が過大である。それらの改善を仮定し、本解析の結果により推定したTSTOの基本的諸量は、離陸総重量350t(母機144+軌道機206t)、母機翼面積583m²、軌道機全長39.5m、軌道機の重量軽減係数0.9となる。この結果は、TSTOの風洞実験模型の設計等今後の解析の重要な基礎データとなる。

TSTOの成立性の向上のためには、切離し時の速度を大きくすることが最も効果的であり、高マッハ数まで使用可能なエンジンの開発が望まれる。また、TSTOに巡航性能を付与することもそれほ

ど困難な技術課題ではないと考えられる。SSTOでは事実上期待できないこの巡航性能は、TSTOの大きな特長であろう。

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) 白水正男：宇宙往還機の重量評価と感度解析(その1)SSTO第1報，航技研資料TM-598(1989)。
- 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 airbreathing Engine for Space Planes, AIAA Paper 88-2947 (1988)。
- 6) 升谷五郎, 若松義男：スクラムジェット性能計算, 航技研報告 TR-987 (1988)。
- 7) 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)。
- 8) 野田順一他：二段式往還機の超音速予備風試：第32回宇宙科学技術連合講演会(1988)。
- 9) National Oceanic and Atmospheric Administration : U. S. Standard Atmosphere 1976, U. S. Government Printing Office, Washington D. C. (1976)。
- 10) Koelle, D. E., Kuczera, H. and Hogenauer : The German SANGER Space Transportation System Concept, Proc. 16th. Intl. Symp. on Space Tech. and Science (1988)。

航空宇宙技術研究所資料 602号

平成元年 2 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 三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18
