

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

宇宙機用ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの概念検討

荻田 丈士, 谷 香一郎, 工藤 賢司

2007年3月

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

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

宇宙機用ロケットーラムジェット複合サイクルエンジンの概念検討
Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine
for an Aerospace Plane

苅田 丈士、谷 香一郎、工藤 賢司
Takeshi KANDA , Kouichiro TANI and Kenji KUDO

総合技術研究本部 複合推進研究グループ
Combined Propulsion Research Group
Institute of Aerospace Technology

2007年3月
March 2007

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

宇宙機用ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの概念検討

荻田丈士*、谷 香一郎*、工藤賢司*

Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane

Takeshi Kanda,* Kouichiro Tani* and Kenji Kudo*

Abstract

Operating conditions of a rocket-ramjet combined cycle engine for a single-stage-to-orbit aerospace plane were studied. The operation modes of the engine included an ejector-jet mode, a ramjet mode, a scramjet mode and a rocket mode. Characteristics of the engine operating conditions were studied analytically. Study of the effective impulse function revealed that a higher specific impulse was preferable in supersonic flight, whereas a greater thrust coefficient was preferable in hypersonic flight. These characteristics were examined by simulating an engine operating in an aerospace plane flight. A comparison was made between several engines with different combinations of thrust and specific impulse when used for the transportation of a mass into orbit. The mass that could be carried into orbit was larger with a ramjet mode of higher specific impulse and with a scramjet mode of greater thrust. In the present study, the thrust augmentation effect of the ejector-jet mode was also found to be small at low subsonic speeds and to increase with increasing flight Mach number.

概要

単段式宇宙機用のロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの作動条件について検討を行った。このエンジンはエジェクタージェットモード、ラムジェットモード、スクラムジェットモード、そしてロケットモードで構成される。エンジン作動特性について、解析的に検討を行なった。有効比推力についての検討から、超音速域では高比推力での作動が望ましく、極超音速域では推力の増強が必要であることが明らかとなった。これらの結果を、宇宙機の飛行シミュレーションによって検討した。比推力と推力の組合せを変えた幾つかのエンジンを使って、低軌道への運搬質量を比較した。その結果、高比推力のラムジェットモードおよび大推力のスクラムジェットモードによってより多くの質量を運ぶことがわかった。その他、低亜音速域では、エジェクタージェットモードの推力増強効果は小さく、マッハ数の増加と共にその効果は増加することもわかった。

記号

A	= 断面積	P	= 圧力
Ca	= 燃料の空気に対する質量比	R	= ガス定数
C_D	= 抵抗係数	r	= ロケット排気質量流量の空気流量に対する比
C_F	= 推力係数	S	= 翼投影面積
D	= 抗力	T	= 温度
F	= 推力	t	= 時間
h	= エンタルピー	u	= 速度
I_{sp}	= 比推力	ΔQ	= 燃焼による発熱量
M	= マッハ数	Δv	= 速度増分
m	= 質量	γ	= 比熱比
\dot{m}	= 質量流量	ϕ	= 当量比

* 平成 18 年 12 月 13 日受付 (Received 13 December, 2006)

* 総合技術研究本部複合推進研究グループ (Combined Propulsion Research Group, Institute of Aerospace Technology)

添字

<i>a</i>	=	空気
<i>ave</i>	=	平均
<i>c</i>	=	燃焼ガス
<i>e</i>	=	有効
<i>eng</i>	=	エンジン
<i>f</i>	=	燃料
<i>flt</i>	=	飛行状態
<i>H2</i>	=	水素
<i>p</i>	=	推進剤
<i>r</i>	=	ロケット
<i>t</i>	=	淀み状態
0	=	初期
1	=	終期

1. まえがき

宇宙機用に種々のエンジンが検討されている。幾つかのエンジンを機体に搭載する方式をコンビネーション推進システムと呼び、それに対してひとつのエンジンが幾つかの作動状態で運転する方式を複合サイクルシステムと呼ぶ¹。コンビネーション推進システムでは、個々のエンジンは高いエンジン性能を発揮するが、エンジンの総重量は大きくなる。ひとつのエンジンが作動中は、他の休止中のエンジンが抗力を引き起こす可能性もある。この休止中のエンジンは非運転時は死重量となる。複合サイクルエンジンでは、個々の作動モードの性能は単体のエンジンに比べて低いが、エンジン総重量は小さく、また余分な抵抗も誘起しない。

複合サイクルエンジンは長い歴史を持ち、種々のエンジンが提案され、研究されてきた²⁻⁴。よく知られた複合サイクルエンジンに、ロケットベース複合サイクルエンジン (Rocket Based Combined Cycle Engine, RBCC) がある^{5,6}。RBCC はエジェクタージェットモード、ラムジェットモード、スクラムジェットモードおよびロケットモードで構成される。

総合技術研究本部複合推進研究グループにおいても、このロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンが研究されている⁷⁻¹²。このエンジンもやはりエジェクタージェットモード、別の呼称では空気吸込みロケットモード、ラムジェットモード、スクラムジェットモード、そしてロケットモードで構成される。離陸から約マッハ 3 まではエジェクタージェットモードで作動し、マッハ 3 から 7 まではラムジェットモード、7 から 11 まではスクラムジェットモードで作動する。このエンジンは内部にロケットエンジンを有しているため、宇宙を推進する単

段式宇宙機 (Single-Stage-to-Orbit Space Plane, SSTO) に適している。このエンジンにはインレット収縮比、ロケットノズル膨張比、ロケット燃焼圧、ロケット混合比など多くの設計変数がある。これらの設計変数の最適化は、個々の作動モードの切替状況と強く関係する。

本研究ではこれらの設計変数のうち、宇宙機用エンジンとしてのロケットエンジン部の作動状態の指針を明らかにすることを目的とし、輸送能力を最大にするためにエンジン作動状態を解析的に検討した。解析の結果は、ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンを搭載した SSTO の飛行シミュレーションによって確認した。エンジン作動状態のシミュレーション計算においては、エジェクタージェットモードとラムジェットモードの拡大流路内での減速過程を、運動量釣り合いモデル¹³による計算により改善した。その他、エジェクタージェットモードでの作動状態についても検討を加えた。

2. ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの作動状態

図 1 は、本研究で想定したロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンを搭載した単段式宇宙機の概観を示す。図 2 にはこのエンジンの作動状態を示す。推進剤は液体水素と液体酸素である。図 3 は本研究で想定したモデルエンジンの構成と各部の大きさを示す。

エジェクタージェットモード、すなわち空気吸込み式ロケットモードでは、ロケット排気のエジェクター効果によって、空気がエンジンに吸い込まれる。推力はロケットエンジン部だけではなく、エンジン拡大部内でのロケット排気と吸い込まれた空気との混合気の圧力上昇によっても生み出される。拡大部で減速し亜音速になったロケット排気と空気との混合気に、第二燃料噴射器から燃料が噴射されて亜音速燃焼がもたらされる¹⁴。この燃焼加熱によって燃焼ガスは加速され、エンジン出口でチョークする。ラムジェットモードでは、比推力を上げるためにロケット排気は絞られ、拡大部での圧力上昇はもっぱら空気流の圧力回復に拠る。スクラムジェットモードではロケット部から、燃料過剰の予燃焼排気が、空気に対する燃料として供給される。外部からの空気流が少ない状態あるいは真空中ではロケットエンジン部の推力によるロケットモードで作動する。単段式宇宙機で用い軌道からの帰還時の再突入モードでは、インレットのランプ部を可動式としてエンジン入口を閉じることを想定した¹⁵。

極低温タンクからの断熱配管に続く推進剤供給システムは、図 3 のスロートセクション天板側のロケットの周辺に搭載される可能性が高い。このセクションはエンジ

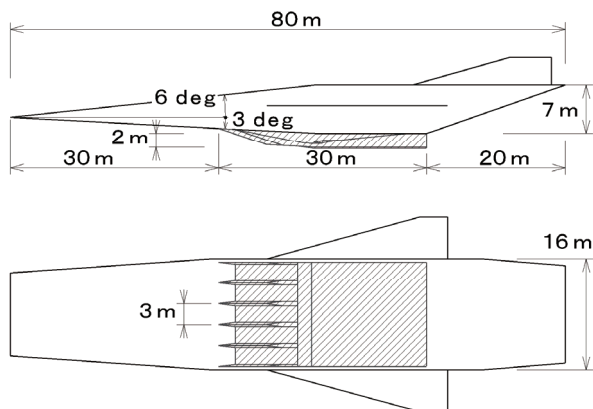


図 1 ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンを搭載した単段式宇宙機 (SSTO)。

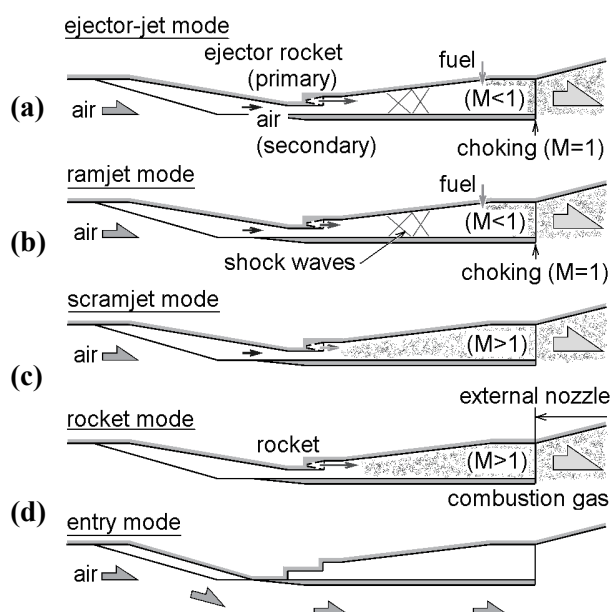


図 2 ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの作動状態。(a) エジェクタージェットモード、(b) ラムジェットモード、(c) スクラムジェットモード、(d) ロケットモード、(e) 再突入モード。

ンの中で最も重く、可動化が困難であると予想される。今回検討するエンジンモデルでは、このセクションとそれに続く燃焼器セクションを固定式とした。またエンジン出口にはスロートを設けなかった。幾何学的なスロートがない状態であっても亜音速燃焼およびそれに続くチョークが達成できることが、ラムジェットモードの実験において確認されている^{11,16}。エンジンで出口にスロートを設けなくてよいとエンジン構造を単純化でき、また軽量化できる。エンジン作動中のインレット部の収縮比も固定とした。今回のエンジンモデルのインレットはランプ圧縮式とした。

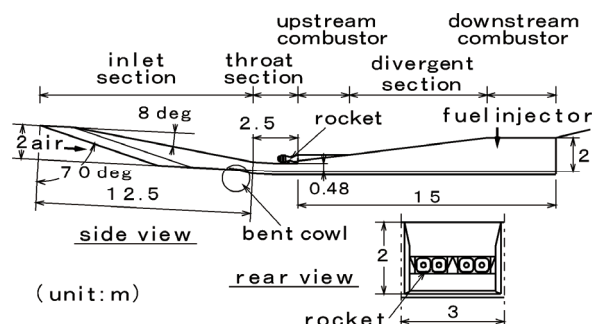


図 3 ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの各部名称と寸法。

3. エンジン作動状態の解析的検討

これまでの検討ではラムジェットおよびスクラムジェットモードでは高い比推力は必ずしも高いペイロードに結びつかない。例えば Kauffman らは、個別の空気吸込み式エンジンとロケットエンジンを用いた単段式宇宙機のシミュレーションを行い、極超音速域では比推力の高い空気吸込み式エンジンに加えて比推力で劣るロケットエンジンの併用が推進剤消費量の抑制に効果的であることを示した¹⁷。横山らは単段式宇宙機の最適化の検討を行い、やはり極超音速域では比推力の高いデュアルモードラムジェットエンジンだけでは推力が不十分であり、ロケットエンジンとの併用が必要であることを示した¹⁸。本検討では未だ明らかとされていない、ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードにおけるロケットエンジン部の適切な作動状態について検討を行う。併せてエジェクタージェットモードでの空気利用による推力増強効果についても検討する。

3.1 ラムジェットモード

低軌道までのポテンシャルエネルギーは例えば SSTO 質量を 200 Mg、高度を 100 km、重力加速度を $9.8 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$ とすると、約 $0.2 \times 10^6 \text{ MJ}$ となる。一方低軌道での運動エネルギーは質量を 100 Mg、速度を $8000 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ とすると約 $3.2 \times 10^6 \text{ MJ}$ となる。SSTO が軌道に到達するためには獲得すべきエネルギーとしては速度エネルギーの割合が遥かに大きいことがわかる。スペースプレーン抗力 D とエンジン推力 F_{eng} を用いると速度増分は次のように表される。

$$\begin{aligned} \Delta v &= Isp \cdot \left(1 - \frac{D}{F_{eng}} \right) \ln \frac{m_0}{m_1} \\ &= Isp \cdot \left(1 - \frac{S \cdot C_D}{A_a \cdot C_F} \right) \ln \frac{m_0}{m_1} \\ &= Isp_e \cdot \ln \frac{m_0}{m_1} \end{aligned} \tag{1}$$

有効比推力 $Isp_e = Isp \cdot (1-D/F_{eng})$ が大きいほど速度増分 Δv が達成された時点での質量 m_1 が大きくなり、ペイロードも大きくすることができ。以下ではこの有効比推力について検討する。

エンジン入口および出口を境界としたとき、エネルギー保存則は下記のように表される。

$$\begin{aligned} & (\dot{m}_a + \dot{m}_r) \left(\frac{1}{2} u_c^2 + h_c \right) \\ & \approx \dot{m}_a \left(\frac{1}{2} u_a^2 + h_a + \Delta Q_a \right) + \dot{m}_r \cdot \Delta Q_r \end{aligned} \quad (2)$$

ΔQ_a は単位空気流量あたりの、燃料との燃焼による発熱量を、 ΔQ_r はロケット排気単位流量あたりの発生熱量を表す。以下の検討では $\Delta Q_a = 3.53 \text{ MJ} \cdot \text{kg}^{-1}$ 、 $\Delta Q_r = 13.4 \text{ MJ} \cdot \text{kg}^{-1}$ とした。二次噴射燃料流量は空気流量に比べて遙かに少ないので省略する。発生熱量計算に際しての燃料当量比は1とする。

エンタルピーは運動エネルギーを含めて表すと下記のように表される。

$$h = \frac{1}{2} u^2 \cdot \frac{2}{(\gamma-1)M^2} \quad (3)$$

一般的にはエンジン下流に幾何学的な第二スロートを設け、燃焼ガスをチョークさせる。本検討で想定しているエンジンには幾何学的な第二スロートを設けていないが、二次燃焼によりチョークする。燃焼ガスが第二スロートでチョークするとき、排気速度は(2)式および(3)式を用いると下記のように表される。

$$u_c = \sqrt{\frac{2(\gamma_c - 1) \left(\dot{m}_a \left(\frac{1}{2} u_a^2 + h_a + \Delta Q_a \right) + \dot{m}_r \cdot \Delta Q_r \right)}{\gamma_c + 1} \frac{1}{\dot{m}_a + \dot{m}_r}} \quad (4)$$

一方、エンジン正味推力は次のように表される。

$$F_{eng} = (\dot{m}_a + \dot{m}_r) \cdot u_c + P_c \cdot A_c - (\dot{m}_a \cdot u_a + P_a \cdot A_a) \quad (5)$$

次節でのエジェクタージェットモードでこれらの式を使用することもあり、ロケット流量の少ないラムジェットモードでの検討ではあるが、ロケット流量を式に取り入れている。

質量流量は下記のように表される。

$$\dot{m} = PA \cdot M \sqrt{\frac{\gamma}{RT}} \quad (6)$$

(6)式を変形すると、圧力項は下記のように表される。

$$PA = \frac{\dot{m}}{M} \sqrt{\frac{R \cdot T_t}{\gamma}} \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} \quad (7)$$

ここでエンジン出口での燃焼ガスのトータルエンタルピーは、流入空気、ロケット排気および燃焼エネルギーの総和なので、

$$\begin{aligned} h_{tc} &= \frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1} R_c \cdot T_{tc} \\ &= \frac{\dot{m}_a \left(\frac{1}{2} u_a^2 + h_a + \Delta Q_a \right) + \dot{m}_r \cdot \Delta Q_r}{\dot{m}_a + \dot{m}_r} \end{aligned} \quad (8)$$

(8)式を用いると、チョーク時のエンジン出口での圧力項は、(7)式から下記のように表される。

$$P_c A_c = (\dot{m}_a + \dot{m}_r) \sqrt{\frac{2(\gamma_c - 1)}{\gamma_c^2 (\gamma_c + 1)} \frac{\dot{m}_a (h_{ta} + \Delta Q_a) + \dot{m}_r \Delta Q_r}{\dot{m}_a + \dot{m}_r}} \quad (9)$$

(4)式、(8)式、(9)式を用いると、(5)式で示したエンジン正味推力は下記のように表される。

$$\begin{aligned} F_{eng} &= (\dot{m}_a + \dot{m}_r) \\ & \times \left(\sqrt{\frac{2(\gamma_c - 1)}{\gamma_c + 1} \frac{\dot{m}_a (h_{ta} + \Delta Q_a) + \dot{m}_r \Delta Q_r}{\dot{m}_a + \dot{m}_r}} \right. \\ & \quad \left. + \sqrt{\frac{2(\gamma_c - 1)}{\gamma_c^2 (\gamma_c + 1)} \frac{\dot{m}_a (h_{ta} + \Delta Q_a) + \dot{m}_r \Delta Q_r}{\dot{m}_a + \dot{m}_r}} \right) \\ & - (\dot{m}_a u_a + P_a A_a) \end{aligned} \quad (10)$$

あるいは、

$$\begin{aligned} F_{eng} &= \sqrt{\frac{2(\gamma_c - 1)}{\gamma_c + 1}} \times \left(1 + \frac{1}{\gamma_c} \right) \\ & \times \sqrt{(\dot{m}_a + \dot{m}_r) \left(\dot{m}_a \left(\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1} R_a T_{ta} + \Delta Q_a \right) + \dot{m}_r \Delta Q_r \right)} \\ & - \dot{m}_a \sqrt{\frac{\gamma_a R_a T_{ta}}{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_a^2}} \left(M_a + \frac{1}{\gamma_a M_a} \right) \end{aligned} \quad (11)$$

燃焼ガスはエンジン出口でチョークするが流入気流はインレットでチョークしないので、流入流量にインレット収縮比は関係しない。

先に述べたように次節でのエジェクタージェットモードでの検討に式を使用するために、これまでの式にはロケット流量を明示していたが、ラムジェットモードではロケット流量は少なく逆に二次噴射燃料流量は多い。エンジン内全体流量の表示では簡単のために省略していた二次噴射燃料流量であるが、比推力の定義には明示する必要がある。この二次噴射燃料流量を用いると比推力は下記のように表される。

$$\begin{aligned}
 Isp &= \frac{F_{eng}}{\dot{m}_r + \dot{m}_f} \\
 &= \sqrt{\frac{2(\gamma_c - 1)}{\gamma_c + 1}} \cdot \left(1 + \frac{1}{\gamma_c}\right) \\
 &\quad \times \frac{\dot{m}_a + \dot{m}_r}{\dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a} \sqrt{\frac{\dot{m}_a (h_{ta} + \Delta Q_a) + \dot{m}_r \Delta Q_r}{\dot{m}_a + \dot{m}_r}} \\
 &\quad - \frac{\dot{m}_a u_a + P_a A_a}{\dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a}
 \end{aligned} \quad (12)$$

ここで、

$$\dot{m}_f = Ca \cdot \dot{m}_a \quad (13)$$

水素燃料流量は、量論混合比流量での水素・空気質量比1/34.3から求める。推力、抗力は無次元量である推力係数、抗力係数を用いて下記のように表される。

$$\begin{aligned}
 F_{eng} &\equiv C_F \cdot A_a \cdot \frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2 \\
 &\approx C_F \cdot \frac{1}{2} \dot{m}_a \cdot u_a
 \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned}
 D &\equiv C_D \cdot S \cdot \frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2 \\
 &\approx C_D \cdot S \cdot \frac{\dot{m}_a \cdot u_a}{2A_a}
 \end{aligned} \quad (15)$$

簡単のため、機体下面による予圧縮効果および3次元効果は無視する。このとき推力/抗力比は(11)式および(15)式を用いて下記のように表される。

$$\begin{aligned}
 \frac{F_{eng}}{D} &= \frac{F_{eng} \times 2A_a}{C_D \cdot S \cdot \dot{m}_a \cdot u_a} \\
 &= \frac{2A_a}{C_D \cdot S} \left[\frac{1}{M_a} \sqrt{1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M_a^2} \left(1 + \frac{1}{\gamma_c}\right) \sqrt{\frac{2(\gamma_c - 1)}{\gamma_c + 1}} \right. \\
 &\quad \times \sqrt{\left(1 + \frac{\dot{m}_r}{\dot{m}_a}\right) \left(\frac{1}{\gamma_a - 1} + \frac{\Delta Q_a}{\gamma_a R_a T_{ta}} + \frac{\dot{m}_r}{\dot{m}_a} \frac{\Delta Q_r}{\gamma_a R_a T_{ta}} \right)} \\
 &\quad \left. - \left(1 + \frac{1}{\gamma_a M_a^2}\right) \right]
 \end{aligned} \quad (16)$$

図4はロケット混合比 $(O/F)_r = 8$ 、抗力係数 $C_D = 0.02$ 、面積比 $S/A_a = 4.0$ のときの比推力、有効比推力および推力係数を示す。 C_D の値はニュートン法による計算値および実験結果¹⁹⁾に基づいた。面積比は今回の機体形状に基づいた。燃焼ガス、空気の比熱比をそれぞれ $\gamma_c = 1.3$ 、 $\gamma_a = 1.4$ とした。高いロケット燃焼圧ではロケット排気ガス流量も多い。飛行マッハ数が高くなると比推力および推力係数は単調に低下する。低マッハ数では燃焼圧0.2 MPaでの有効比推力が5 MPaでの値よりも高いが、高マッハ数では5 MPaでの値のほうが高い。なお(1)式からわかるように、機体の抗力がエンジンの発生する推力を上回ると有効比推力は負となる。

超音速飛行時には空気と燃料との燃焼により十分な推力が得られるため、高い比推力が高い有効比推力を生じた。ロケットエンジンに更なる推力の増強は必要なく、ロケットは保炎器として機能すれば十分であった。極超音速飛行時には空気と燃料による燃焼だけでは推力が不十分であり、そのために比推力が低下しても推力の高くなる高ロケット燃焼圧状態によって高い有効比推力が得られた。

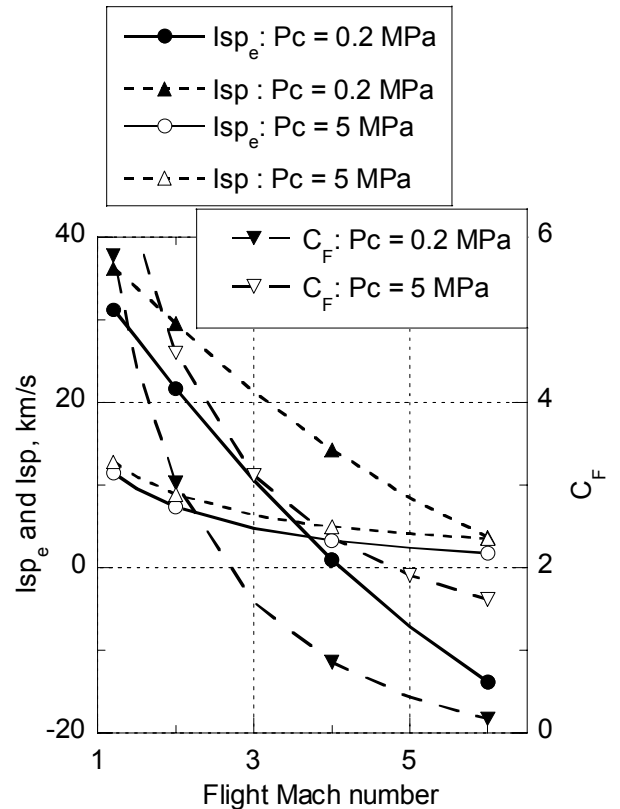


図4 $C_D = 0.02$ 、 $S/A_a = 4.0$ 条件での飛行マッハ数に対する Isp_e 、 Isp 、 C_F の変化。ロケット部の混合比は $(O/F)_r = 8$ 、燃焼室圧はパラメーター。

3.2 スクラムジェットモード

極超音速気流では、静エンタルピーに比べ運動エネルギーが非常に大きい。このときスクラムジェットモードにおけるエネルギー保存則は下記のように表される。

$$(\dot{m}_a + \dot{m}_r + \dot{m}_f) \frac{1}{2} u_c^2 \approx \dot{m}_a \frac{1}{2} u_a^2 + \dot{m}_a \Delta Q_a + \dot{m}_r \Delta Q_r \quad (17)$$

ここで \dot{m}_f はロケット排気に含まれる未燃水素燃料流量を示し、流入する空気流量 \dot{m}_a に対して量論混合比流量であるとする。(17)式より燃焼ガス排気速度は下記のように表される。

$$u_c \approx \sqrt{\frac{2}{\dot{m}_a + \dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a} \left(\frac{1}{2} \dot{m}_a u_a^2 + \dot{m}_a \Delta Q_a + \dot{m}_r \Delta Q_r \right)} \quad (18)$$

極超音速では、インパルスファンクションにおける運動量項は圧力項よりも大きい。

$$P_c \cdot A_c \ll \dot{m}_c \cdot u_c \quad (19)$$

$$P_a \cdot A_a \ll \dot{m}_a \cdot u_a \quad (20)$$

これらの条件を用いると、エンジン正味推力と比推力は以下のように表される。

$$F_{eng} = \left([\dot{m}_a + \dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a] \cdot u_c + P_c \cdot A_c \right) - (\dot{m}_a \cdot u_a + P_a \cdot A_a) \approx (\dot{m}_a + \dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a) \cdot u_c - \dot{m}_a \cdot u_a \quad (21)$$

$$Isp = \frac{F_{eng}}{\dot{m}_r + \dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_a + Ca \cdot \dot{m}_a + \dot{m}_r}{\dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a} \cdot u_c + \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a} \cdot u_a \quad (22)$$

ラムジェットモードで課されたエンジン下流でのチョーク条件は、スクラムジェットモードには課されない。このとき有効比推力は以下のように表される。

$$Isp_e \approx \left(\frac{\dot{m}_a + Ca \cdot \dot{m}_a + \dot{m}_r}{\dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a} \cdot u_c - \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a} \cdot u_a \right) \times \left(1 - \frac{\frac{1}{2} C_D \frac{S}{A_a}}{\frac{\dot{m}_a + \dot{m}_r + Ca \cdot \dot{m}_a}{\dot{m}_a} \cdot \frac{u_c}{u_a} - 1} \right) \quad (23)$$

この(23)式を用いて計算した、ロケット混合比(O/F)_r = 8における有効比推力を図5に示す。飛行マッハ数がパラメーターである。ここには示さないがロケット流量比が増加するに従って、比推力は単調に減少し、推力係数は単調に増加する。一方、有効比推力は、低マッハ数ではロケット排気流量比が増加するに従って低下するが、高マッハ数では増加する。すなわちラムジェットモードと同様、高い有効比推力を得るためには、低マッハ数では小ロケット流量で高比推力を達成することが有効であるが、高マッハ数では大ロケット流量で大推力を達成することが有効であることがわかる。

図5のマッハ8では、ロケット質量流量比に対して有効比推力変化はほぼ平坦であり、マッハ7以下での単調減少とマッハ9以上での単調増加の境界を示しているようである。このマッハ8近辺ではあるロケット質量流量比に対して、有効比推力が最大値を有する可能性がある。以下ではこの限られた領域での、有効比推力を最大とする質量流量比について検討する。(23)式を質量流量比で微分する。(23)式中、燃焼ガス流出速度 u_c は質量流量比の関数である。

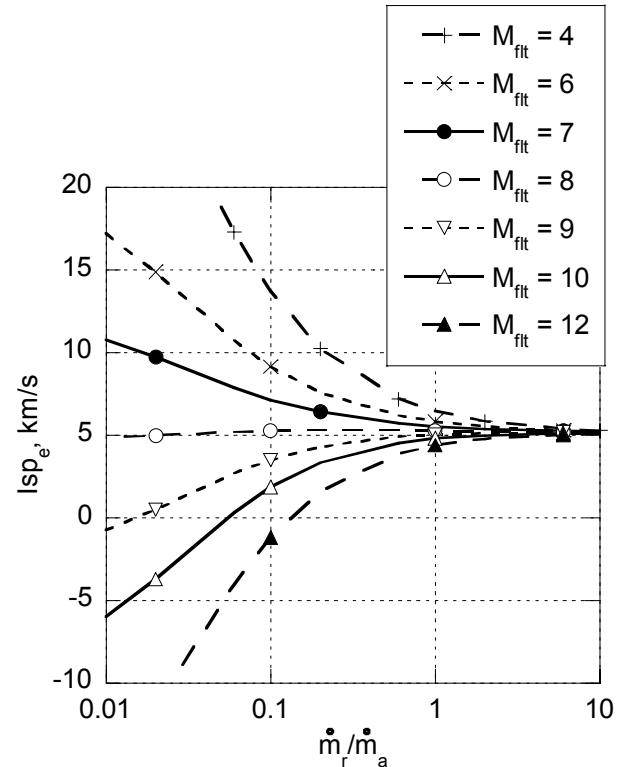


図5 スクラムジェットモードにおけるロケット質量流量比に対するエンジン有効比推力。飛行マッハ数はパラメーター。

$$\frac{du_c}{dr} = \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{1}{(1+r+C_a)^2} \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{2}u_a^2 + \Delta Q_a + r \cdot \Delta Q_r}} \times \left\{ \Delta Q_r(1+C_a) - \frac{1}{2}u_a^2 - \Delta Q_a \right\} \quad (24)$$

ここで見易くするために、質量流量比を

$$r = \frac{\dot{m}_r}{\dot{m}_a} \quad (25)$$

と表した。これより

$$\begin{aligned} \frac{dIsp_e}{dr} = & \frac{1}{(r+C_a)^2} \cdot \frac{1}{\left\{ (1+r+C_a) \frac{u_c}{u_a} - 1 \right\}} \\ & \times \left[(u_a - u_c) \left\{ (1+r+C_a) \frac{u_c}{u_a} - 1 - \frac{1}{2} C_D \frac{S}{A_a} \right\} \right. \\ & + (r+C_a) \frac{1}{2} C_D \frac{S}{A_a} u_c \\ & + (1+r+C_a)(r+C_a) \left\{ (1+r+C_a) \frac{u_c}{u_a} - 1 - \frac{1}{2} C_D \frac{S}{A_a} \right\} \frac{du_c}{dr} \\ & \left. + (1+r+C_a)(r+C_a) \frac{1}{2} C_D \frac{S}{A_a} \frac{du_c}{dr} \right] \quad (26) \end{aligned}$$

となる。マッハ 8 近傍での、有効比推力を最大にするロケット流量比を図 6 に示す。先に推測したとおり、飛行マッハ数 8.3 近辺ではあるロケット質量流量比に対して有効比推力が最大となることがわかる。但しこのように

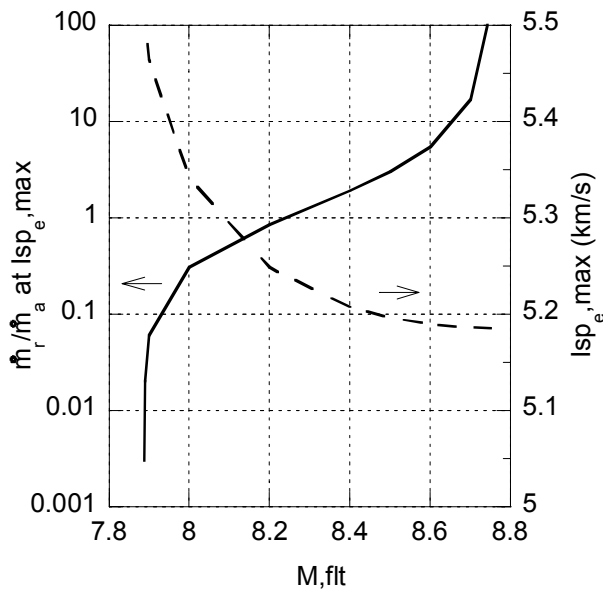


図 6 エンジン有効比推力を最大とするロケット質量流量比とそのときの有効比推力。

有効比推力が最大となるのは図 6 に示すように、ごく限られた飛行マッハ数領域においてのみである。

3.3 エジェクタージェットモード

ここではやはり解析的に、エジェクタージェットモードでの推力増加率について検討を加える。ラムジェットモード同様、燃焼ガスはエンジン出口でチョークするのでエンジン推力は(10)式あるいは(11)式で表される。一方、ロケットのエネルギー保存則は下記のように表される。

$$\begin{aligned} \frac{1}{2}u_r^2 + h_r &= h_p + \Delta Q_r \\ \frac{1}{2}u_r^2 &\approx \Delta Q_r \quad (27) \end{aligned}$$

これよりロケットの理想排気速度は、

$$u_r \approx \sqrt{2\Delta Q_r} \quad (28)$$

これより真空中でのロケットの理想推力は、下記のようにあらわされる。

$$\begin{aligned} F_r &= \dot{m}_r \cdot u_r + P_r \cdot A_r \\ &\approx \dot{m}_r \sqrt{2\Delta Q_r} \quad (29) \end{aligned}$$

これは真空状態での理想推力である。飛行状態でのロケットエンジン部単体での推力は以下のように表される。

$$F_{ra} = F_r - A_r \cdot P_{ta} \quad (30)$$

図 7 には、流入する空気がスロートでチョークする場合の、(30)式で表される飛行状態でのロケットエンジン部推力に対する、エンジン全体で発生する推力の比 F_{eng}/F_{ra} を示す。流入インパルスファンクションと流出インパルスファンクションを、やはり(30)式で無次元化して図 7 に示す。流入する気流の静圧は 100 kPa とした。このときマッハ数が増加するにつれて動圧も増加する。ここで先述のとおり推進剤は水素、酸素であり、発熱量は単位空気流量あたり $\Delta Q_a = 3.53 \text{ MJ}\cdot\text{kg}^{-1}$ 、単位ロケット排気流量あたり $\Delta Q_r = 13.4 \text{ MJ}\cdot\text{kg}^{-1}$ である。ロケット部の混合比は 8 である。ロケット部の基準燃焼室圧力は $P_c = 5 \text{ MPa}$ 、エンジン入口断面積は $A_a = 30 \text{ m}^2$ 、基準収縮比は $CR = 3.5$ 、ロケット部のスロート面積は $A_r = 0.3 \text{ m}^2$ とした。

ロケット部単体の推力に対する推力増加は亜音速域でほぼ一定である。(5)式あるいは(11)式の流出インパルスファンクション項はマッハ数と共に増加するが、流入インパルスファンクション項も同様にその絶対値は増加する。そのために推力比 F_{eng}/F_{ra} は亜音速域でほぼ一定となる。

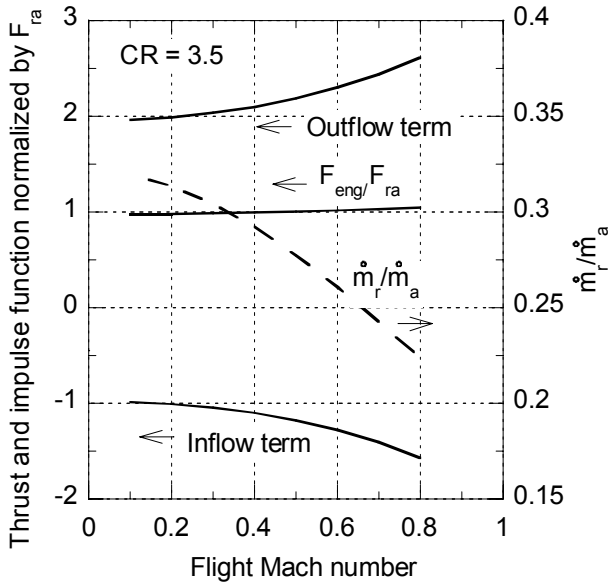


図7 飛行マッハ数に対する推力増強効果とロケット質量流量比の変化。流出および流入インパルスファンクションも併記。

(5)式で計算される推力はエンジンの流路形状に拠らない。すなわち出口でのインパルスファンクションがエンジン内で創出される保障はない。例えばインレット部の収縮比が低下するにつれてロケットエンジン部下流のエンジン流路拡大部、すなわち推力発生面面積も減少し、エンジン内で推力増強は達成されない。上記の解析ではこの点は検討されていない。インパルスファンクションが生成可能か否かについては別途、エンジン内部のシミュレーションを行なって検討する必要がある。収縮比が小さくロケット排気流量に比して空気流量が多くなる状態では、空気吸込み能力が低下するために、上記解析で仮定したインレット出口で気流をチョークさせることが難しくなることにも注意する必要がある²⁰。

4. シミュレーション方法

本章では、ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンを備えた単段式宇宙機のシミュレーション計算によって、前章での議論の検討を行なう。

4.1 単段式宇宙機

図1および3にシミュレーション計算で用いた機体およびエンジンの形状と寸法を示す。離陸時の機体全備重量は、前報⁷とおなじく460 Mgとした。機体前縁からエンジンまでの長さは30 mとした。機体水平軸と機体上流側下面とのなす角度を3度とし、この機体下面に5

基のエンジンを搭載している。エンジン入口および出口の高さは共に2 mとした。外部ノズル出口高さは7 mとした。

機体抗力を減らし、エンジンに流入する気流の運動量を減じないように、機体前縁は鋭くなければならない。前縁半径の小さい鋭角な機首であっても能動冷却は可能である^{7,15,21,22}。機体表面は受動熱防御のためにセラミックタイルで覆われているものと仮定した。

機体下面に発達する乱流境界は、1/7乗則に沿った速度分布を持つと仮定し、摩擦係数をWhiteの式²³で計算して、その高さを計算した。NASP計画で培われた境界層遷移の基準に照らし合わせると、エンジン入口で境界層は乱流である²⁴。機体表面の気流主流部は、平板上の2次元流れを仮定した。機体下面の気流状態に、亜音速気流状態では飛行気流状態を用い、超音速飛行状態では機首衝撃波通過後の気流状態を用いた。エンジン入口における境界層排除厚を用いて、流入する空気流量を計算した。

4.2 ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジン

今回の計算では飛行中、インレットの形状は一定とした。但し図2に示すように、再突入時の熱負荷からカウル前縁を防護するために、インレットランプ部は可動式であることを想定している¹⁵。燃焼器形状は一定であり、エンジン出口にストートは設けない。混合比と燃焼室圧のエジェクターロケット部の作動条件は、定まった幾つかの状態に設定される。エンジン下流平行部に設けた第二燃料噴射器から供給する水素流量は、エジェクタージェットモードおよびラムジェットモードにおいて十分な推力が得られるように調整した。

超音速でのインレット捕獲流量の計算には、2次元衝撃波関係式を用いた。エンジン内の気流および燃焼ガスの諸量は、1次元流れを仮定して計算し求めた。インレット性能は運動エネルギー効率を用いて、1次元的に求めた。外部ノズルでの燃焼ガスの膨張は、2次元Prandtl-Meyer関数を用いて計算した。燃焼ガスはエンジン内では平衡流を仮定し、外部ノズルでは凍結流を仮定した。上流燃焼器部内での気流とエジェクターロケット排気ガスとの干渉の様子は、後ほど説明する簡単なモデルを用いて計算した。エンジン内の乱流境界層の摩擦係数はWhiteの式²³を用いて計算した。

単段式宇宙機の低飛行動圧での飛行は構造強度および熱防御の点からは有利であるが、エンジン推力およびペイロードの点からは高飛行動圧での飛行が望ましい²¹。今回の検討では前報同様⁷、飛行動圧を50 kPaとした。ここでのエンジン形状および作動状態は、この飛行動圧

に合わせたものとなっているので、飛行動圧を変える場合は注意を要する。低いインレットの収縮比はマッハ 3 近辺での超音速での作動には適しているが、マッハ 5 以上の極超音速での作動には高い収縮比が適している。この収縮比は、ロケットノズル下流で流路が拡大するために低下する。ここではインレットの収縮比を 4.6 にした。先述のように、亜音速飛行状態では空気吸い込みによる推力増強効果は大きくない。そのため今回のシミュレーションでは、離陸からしばらくはロケットモードでエンジンを作動させ、遷音速飛行状態でエジェクタージェットモードへの切替えを行なった。

(a) エジェクターロケット

今回の検討では、それぞれのエンジンモジュールは 4 基のロケットエンジンを内蔵し、機体あたりでは合計 20 基のロケットを搭載する。混合比は二次燃焼の効果上げるために、通常の水素/酸素ロケットよりも高い 7 とした。スクラムジェットモードでのロケット作動状態の検討では、燃焼圧ごとに流入空気に対する当量比がほぼ 1 となるように、ロケットの混合比を設定した。

基準ロケット燃焼室圧力は 7 MPa とし、個々のロケットのスロート径は 0.14 m とした。燃焼室圧およびロケットの寸法は、亜音速および遷音速で十分に空気が吸込め、かつロケットモードにおいても十分な加速飛行ができるように選んだ。

(b) インレット

超音速での空気の圧縮にはランプ圧縮を採用した。ランプ角は 8 度としたが、この角度は境界層剥離が生じないように選んだ。超音速状態でのエンジン捕獲空気流量は、ランプ衝撃波通過後の気流状態を用いて算出した。カウルにはベントカウルを採用し⁸、超音速でのインレット始動領域をより低速へ拡大するようにした。このベントカウルの前縁は捕獲空気流量を上げるために、スロート部入口よりも 1 m 上流へ突き出した形状とした。亜音速飛行状態でのインレット内の空気流の総圧は一定とし、超音速状態では運動エネルギー効率を 0.98 とした。不始動状態で、ランプからの斜め衝撃波は付着状態であるときには、垂直衝撃波がカウル上流のランプ面上に立つと仮定した。ランプ衝撃波が離脱する状況では垂直衝撃波がインレット上流に立ち、亜音速流がエンジンに流入すると仮定した。

ロケットモードでは、インレットが開いた状態でエンジン性能を計算した。分離部流路が開いたままなのでこの部分からの反力は 0 とし、かつスロート下流からの燃焼ガスの逆流は無いと仮定した。インレット部は飛行動

圧が十分に下がってから閉じることを想定している。

(c) 上流燃焼器部

エジェクタージェットモードでは、ロケットノズル下流の上流燃焼器部において、吸込んだ空気流とロケット排気との間で運動量の交換が起きる。この様子を簡単なモデルによって計算した^{7,20}。このモデルでは空気流とロケット排気との分割流線を介して、空気からロケット排気に、あるいはロケット排気から空気に、運動量が伝えられる。この交換ののち、空気とロケット排気とは同じ静圧で、質量、インパルスファンクション、そしてエネルギーを保存しながら並行に流れる。空気流がスロート出口で音速あるいは超音速の場合には流入空気量は上流条件あるいはチョーク条件で定まるが、亜音速の場合には空気流とロケット排気との相互干渉によって流入空気流量が定まる。

スクラムジェットモードでは、この上流燃焼器部でロケット排気中の残留燃料と流入空気とが反応すると仮定した。今回の検討では数種のロケットエンジン部の燃焼圧力を設定したが、このロケット排気中の残留燃料の空気流に対する当量比が 1 となるように、ロケット燃焼器の混合比を設定した。

ロケットモードにおいては、空気流がある場合にはスクラムジェットモードと同様に、ロケット排気中の残留燃料と反応するものとした。真空状態では先述のように、ロケット排気はインレットへ逆流はせず、インレットおよびスロートセクション内の圧力は 0 と仮定した。ロケット排気は、開放状態であるスロートセクションからの反力が無い状態でロケットノズル出口から膨張し、上流燃焼器部内に膨張後は、拡大部内を等エントロピー膨張すると仮定した。

(d) 第二燃料噴射器およびエンジン出口でのチョーク状態

エジェクタージェットモードおよびラムジェットモードでは、第二燃料噴射器から水素燃料を噴射して亜音速燃焼を行い、エンジン出口でチョークさせる。エンジン出口での全質量流量は、ロケット排気と空気および第二噴射器からの燃料の総計である。エネルギーもこれらのエネルギーの総和となる。エンジン出口でのインパルスファンクションはこれらの質量とエネルギー、そしてチョーク条件から定まる。下流燃焼器部は平行ダクトで構成され、出口に幾何学的な絞りは無いが、先述のように燃焼加熱・加速によってエンジン出口で音速に達することが燃焼器実験によって確認されている。ロケット排気と空気とは拡大部出口で十分に混合していると仮定した。

燃焼前のこの混合気の状態は質量、エネルギーおよびインパルスファンクションの保存から決まる。インパルスファンクションはエンジン出口での値から規定するが、今回は下流燃焼器が平行ダクト形状なので、出口での値と同じとなる。

スクラムジェットモードおよびロケットモードでは、第二噴射器からの燃料の供給はない。エンジン出口でのチョークも起こさない。

(e) 拡大部

今回の計算のエジェクタージェットモードおよびラムジェットモードでは、空気流およびロケット燃焼ガスは擬似衝撃波開始位置まで、それぞれ個別に拡大部内を等エントロピー膨張する。擬似衝撃波開始位置は、インパルスファンクションの釣合からの運動量釣合モデルによる計算から決めた¹³。擬似衝撃波の様子を図8に示す。このモデルでは擬似衝撃波域内の壁面摩擦は0としている。またこのモデルでは圧力条件が擬似衝撃波開始位置と最終位置でしか規定されないために、擬似衝撃波内の圧力分布は簡単な直線状となっている。空気とロケット排気の流入インパルスファンクション、拡大部壁面からの反力、上流境界から擬似衝撃波までの間の摩擦力の合計が、燃焼前の混合気のインパルスファンクションに等しくなる位置に、擬似衝撃波の開始位置が決まる。燃焼前の混合気のインパルスファンクションは前節で説明したように、エンジン出口での条件から定めた。

スクラムジェットモードおよびロケットモードでは、ロケット排気あるいは空気と反応した燃焼ガスは、拡大

部中を等エントロピー膨張すると仮定した。

4.3 飛行シミュレーション

ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンを搭載した単段式宇宙機の、高度 100 km の低軌道までの飛行シミュレーションを行い、ロケットエンジン部の作動状態の違いによる軌道運搬質量の違いを比較した。シミュレーション方法は前報と同じである²⁵。機体は質点として扱い、2次元面内の飛行とする。機体の空力データは文献19に拠った。ロケットモードに切替えるまでのエンジン作動状態では、飛行動圧 50 kPa に沿った飛行を基準とした。

5. シミュレーション結果および考察

図9および10に飛行シミュレーションに用いたエンジンの比推力と推力係数を示す。推力係数の算出には飛行動圧と、エンジン入口での投影断面積とを用いた。ラムジェットモードではエンジン出口でのチョーク状態を達成するために、第二燃料噴射器からの燃料流量を段階的に変えた。そのためにラムジェットモードでの比推力および推力係数がなだらかに変化していない。3とおりのラムジェットモード状態と4とおりのスクラムジェットモードとを比較した。このときのロケット部の燃焼室圧力と混合比を表1に示す。ラムジェットモードの3とおりで、ロケット部燃焼圧が最も低い Ram-1 で比推力が最も高く、推力係数が最も低い。一方、ロケット部燃焼圧が最も高い Ram-3 では比推力が低く、推力係数が最も高い。スクラムジェットの4とおりで中でも同様に、ロケット燃焼圧が低い Scram-1 で比推力が高く、推力係数が低い。ロケット燃焼圧が高い Scram-4 では比推力が低く、推力係数が高い。

離陸前後では飛行動圧が低いために、エジェクタージェットモードでの推力係数が非常に高くなっている。一方、比推力は離陸直後の $3000 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ からマッハ 1 での $3600 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ まで、徐々に増加している。解析検討の章で述べたように亜音速域での推力増強効果は大きくないが、空気流とロケット部との断面積比などのエンジン形状やロケットエンジン部燃焼圧等の作動条件によってその程度は変わり、低速での推力増強に焦点をあてたエンジンを構成することも可能である。

これらのエンジン性能を用いて飛行シミュレーション計算を実施した。エンジン作動モードの切替えマッハ数は、軌道運搬質量を最大とするために、Ram-1、Ram-2といったエンジンの状態ごとに変えた。図11、12にエンジン状態ごとの機体質量と速度の変化を示す。離陸からマッハ 0.6 までとスクラムジェットモード以降は、全

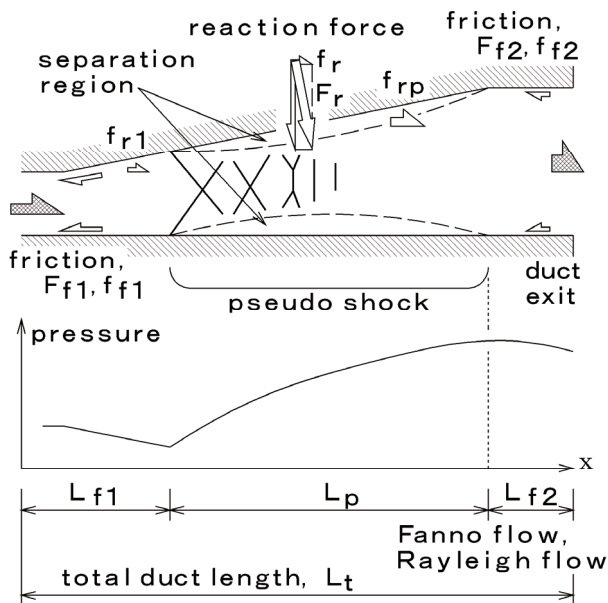


図8 擬似衝撃波の様子。各部に働く力と長さの説明を併記。

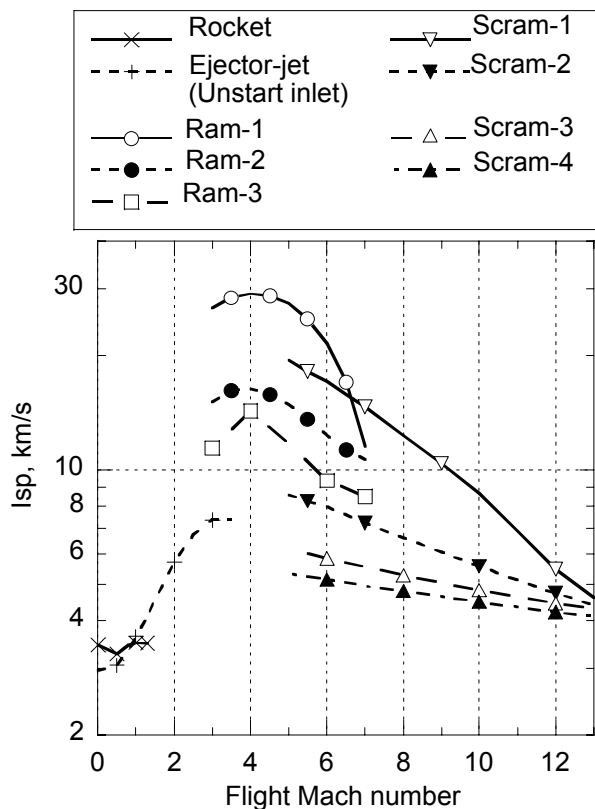


図 9 ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの比推力。

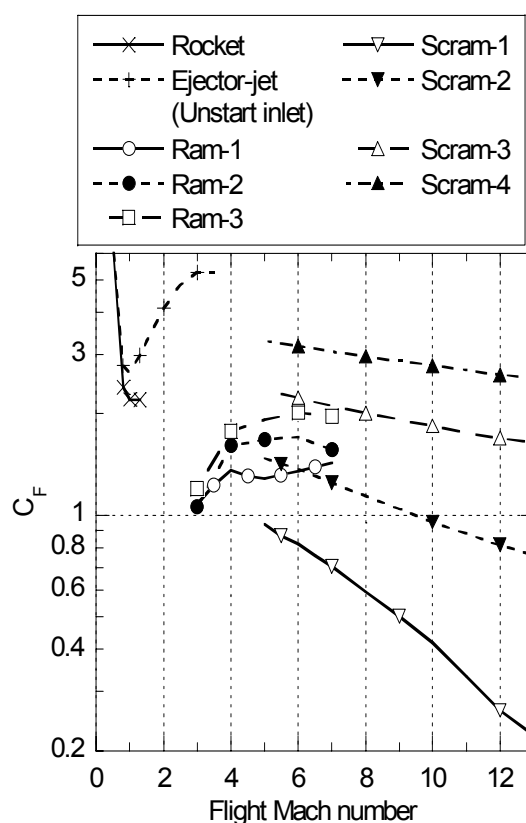


図 10 ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの推力係数。

表 1 ラムジェット/スクラムジェットモードでのロケットエンジン部の作動状態

	Ram-1	Ram-2	Ram-3	Scram-1	Scram-2	Scram-3	Scram-4	Rocket
P_c , MPa	0.2	0.6	1.0	0.4	2.0	4.5	7.0	7.0
O/F	7.0	7.0	7.0	0.5	2.5	4.5	5.5	7.0

でのシミュレーションでロケットモードを使用した。このときのロケット部作動状態は混合比 $O/F = 7$ 、燃焼圧 $P_c = 7$ MPa とし、空中を飛行中はこのロケット排気中の残留燃料の空気との二次燃焼を仮定した。

図 13 には軌道への運搬質量の比較を示す。ラムジェットモード間の比較のときのスクラムジェットモードには Scram-3 を、スクラムジェットモード間の比較に際してはラムジェットモードに Ram-1 を用いた。Ram-1 に関するシミュレーションではラムジェットモードからスクラムジェットモードへの切替えはマッハ 7 で行い、Ram-2 と Ram-3 に関するシミュレーションではマッハ 8 で切替を行った。Ram-1 と Scram-3 を用いた全行程での平均推進剤密度は $370 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$ であった。ラムジェットモード間の比較では、飛行時間は最も長いが高比推力が最も高い Ram-1 を用いた場合に、軌道投入質量が最も大きかった。

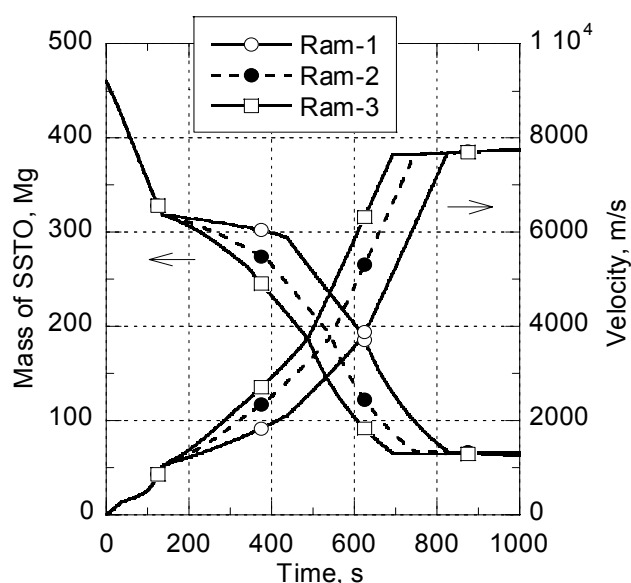


図 11 単段式宇宙機の質量と速度の変化 (ラムジェットモード)。スクラムジェットモードでは Scram-3 の性能を使用。

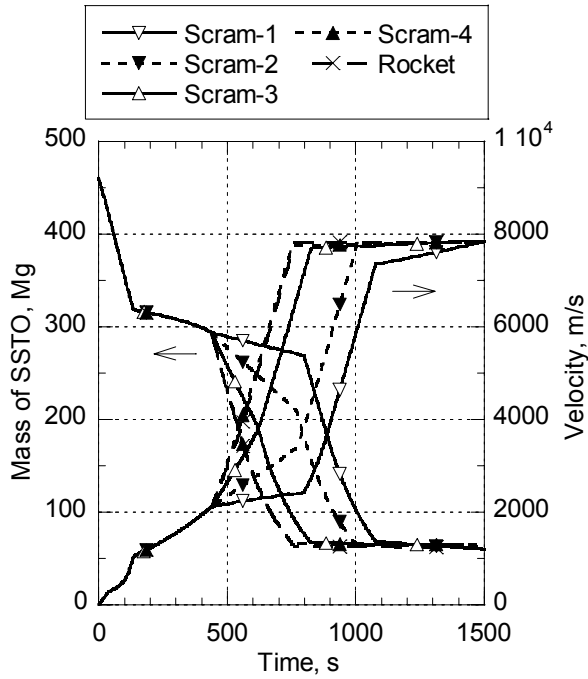


図 12 単段式宇宙機の質量と速度の変化（スクラムジェットモード）。ラムジェットモードでは Ram-1 の性能を使用。

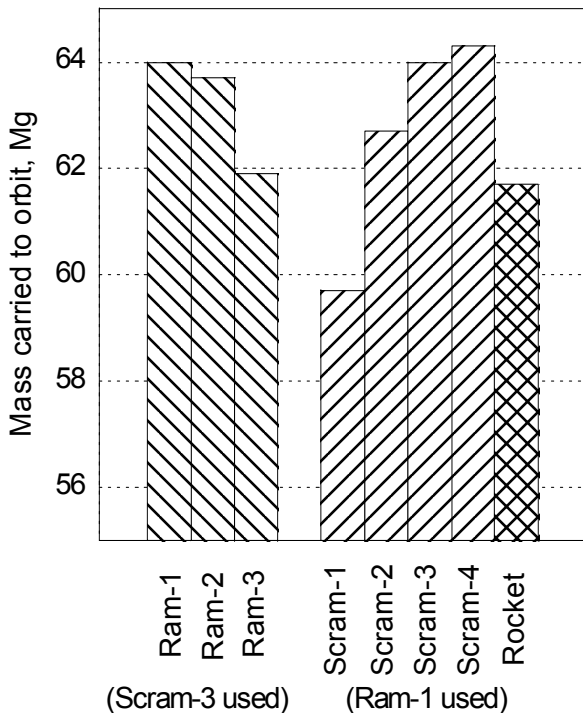


図 13 軌道への投入質量。ラムジェットモード間の比較では Scram-3 の性能を使用。スクラムジェットモード間の比較では Ram-1 の性能を使用。Rocket ではロケット部を燃焼室圧 7 MPa、混合比 O/F = 7 で作動。

スクラムジェットモード間では、最も推力係数の大きい Scram-4 を用いた場合に軌道投入質量が最も大きかった。Scram-1 ではスクラムジェットモードからロケットモードへの切替えマッハ数は 8 と低く、Scram-2 ではマッハ 11、Scram-3 と Scram-4 では 12 と高かった。比較のために行った、スクラムジェットモードを用いずにラムジェットモードからロケットモードへ切替えた場合には、ロケット排気中の残留水素が流入空気に対して当量比 0.8 であり二次燃焼による推力増強効果が小さく、同じロケット部燃焼圧である Scram-4 よりも少ない質量しか軌道に投入できなかった。

図 14 には平均有効比推力を示す。平均有効比推力は下記のように求めた。

$$Isp_{e,ave} = \frac{\int (F - D) dt}{\int \dot{m}_p dt} \quad (31)$$

Ram-1 と Scram-4 との組合せが最も高い値を示している。解析検討で示したように、ラムジェットモードでの高い比推力とスクラムジェットモードでの高い推力係数が高い有効比推力となり、大きな質量を軌道に投入できた。

今回の検討では、解析検討において大幅な簡素化した仮定を用い、シミュレーション計算においても幾つかの物理モデルや仮定を用いている。これらの結果の精度が不十分であったとしても、今回導かれた宇宙機加速のための超音速および極超音速におけるエンジン作動の指針は、その有効性を失うものではない。3 章で述べたようにこれまでに各種シミュレーション計算の結果として、

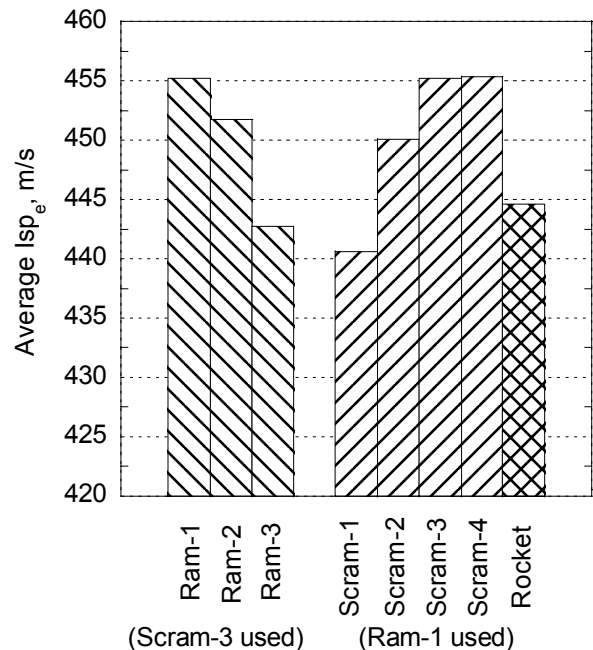


図 14 平均有効比推力。

超音速域では空気吸込み式エンジンの使用が、極超音速域では空気吸込み式エンジンとロケットエンジンとの併用が推進剤消費量の抑制に効果的であることが示されていた。本検討でのシミュレーション結果もこれらの結果とその傾向は一致している。本検討では更に速度増分および有効比推力の議論によって、その理由を解析的に示すことができた。

6. 結論

単段式宇宙機用のロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの作動状態について検討を行った。エンジンはエジェクタージェットモード、ラムジェットモード、スクラムジェットモードおよびロケットモードから構成され、推進剤は水素/酸素である。最初にエンジン作動状態について解析的に検討を行った。次に数種類のエンジン性能を用いて飛行シミュレーション計算を行った。シミュレーション計算にあたってはエンジン性能計算モデルを作成し、その性能計算結果を用いた。

解析検討から超音速飛行では高比推力が、極超音速では大推力が大きな推力増分に結びつくことがわかった。このことはロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンを用いた宇宙機の飛行シミュレーションによって確認された。すなわちラムジェットモードではロケットエンジン部の燃焼圧を下げて高比推力作動を行い、スクラムジェットモードではロケットエンジン部の燃焼圧を上げて推力増強を行うことにより、軌道への輸送質量が増加することがわかった。

その他、亜音速飛行でのエジェクタージェットモードの推力増強効果は大きくはなく、その効果は飛行マッハ数の増加に伴って増加することも明らかとなった。

参考文献

¹Bertin, J. J., "Hypersonic Aerothermodynamics," AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994, pp. 592-594.
²Escher, W. J. D., "A User's Primer for Comparative Assessments of All-Rocket and Rocket-Based Combined-Cycle Propulsion Systems for Advanced Earth-to-Orbit Space Transport Applications," AIAA Paper 95-2474, Jul. 1995.
³Olds, J. R., and Bradford, J. E., "SCCREAM: A Conceptual Rocket-Based Combined-Cycle Engine Performance Analysis Tool," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2, 2001, pp. 333-339.
⁴Heiser, W. H., Pratt, D. T., Daley, D. H., and Mehta, U. B., "Hypersonic Airbreathing Propulsion," AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994, pp. 447-451.

⁵Faulkner, R. F., "Integrated System Test of an Airbreathing Rocket (ISTAR)," AIAA Paper 2001-1812, Apr. 2001.

⁶Siebenhaar, A., "Strutjet Evolves to Meet Air-Breathing Propulsion Challenges for the 21st Century," *13th International Symposium on Air-Breathing Engines*, Paper 97-7135, Sep. 1997.

⁷Kanda, T., and Kudo, K., "Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp. 859-867. あるいは、荻田丈士、工藤賢司、"スペースプレーン用複合サイクルエンジンの概念検討"、宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-013、2004年3月。

⁸Kubota, S., Masuya, G., and Tani, K., "Aerodynamic Performances of a Combined Cycle Inlet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 4, 2006, pp. 900-904.

⁹Tani, K., Kanda, T., and Tokudome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode," AIAA Paper 2005-1210, Jan. 2005.

¹⁰Kanda, T., Kato, K., Tani, K., Kudo, K., and Murakami, A., "Experimental Study of a Combined-Cycle Engine Combustor in Ejector-Jet Mode," AIAA Paper 2006-0223, Jan. 2006.

¹¹Kato, K., Kanda, T., Kobayashi, K., Kudo, K., and Murakami, A., "Downstream Ramjet-Mode Combustion in a Dual-Mode Scramjet Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 3, 2006, pp. 511-517.

¹²Kato, T., Kanda, K., Kato, K., and Murakami, A., "Experimental Study of Combined Cycle Engine Combustor in Scramjet Mode," AIAA Paper 2005-3316, May, 2005.

¹³Kanda, T., and Tani, K., "Momentum Balance Model of Flow Field with Pseudo-Shock," AIAA Paper 2005-1045, Jan. 2005.

¹⁴Chinzei, N., Masuya, G., Kudo, K., Murakami, A., and Komuro, T., "Experiment on Multiple Fuel Supplies to Air Breathing Rocket Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 3, No. 1, 1987, pp. 26-32.

¹⁵Kanda, T., and Kudo, K., "Cooling Requirement of Combined Cycle Engine in Descending Flight," *Proceedings of 24th International Symposium on Space Technology and Science*, the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Tokyo, Japan, 2004, pp.39-44.

¹⁶Masuya, G., Chinzei, N., and Ishii, S., "A Study of Air Breathing Rockets - Subsonic Mode Combustion," *Acta Astronautica*, Vol. 8, No. 5-6, 1981, pp. 643-661.

¹⁷Kauffman, H. G., Grandhi, R. V., Hankey, W. L., and Belcher, P. J., "Improved Airbreathing Launch Vehicle Performance with the Use of Rocket Propulsion," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 28, No. 2, 1991, pp. 172-178.

¹⁸Yokoyama, N., Suzuki, S., Tsuchiya, T., Taguchi, H., and Kanda, T., "Multidisciplinary Design Optimization of SSTO Space Plane Considering Rigid Body Characteristics," AIAA Paper 2005-0710, Jan. 2005.

¹⁹Nomura, S., Hozumi, K., and Kawamoto, I., "Experimental Studies on Aerodynamic Characteristics of SSTO Vehicle at Subsonic to Hypersonic Speeds," *Proceedings of the 16th International Symposium on Space Technology and Science*, Committee of International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, Japan, 1988, pp. 1547-1554.

²⁰Aoki, S., Lee, J., Masuya, G., Kanda, T., and Kudo, K., "Aerodynamic Experiment on an Ejector-Jet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, 2005, pp. 496-503.

²¹Kanda, T., and Kudo, K., "Preliminary Study of Thermal Protection System of a Single-Stage-to-Orbit Plane," *Proceedings of the 22nd International Symposium on Space Technology and Science*, Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Tokyo, Japan, 2000, pp. 1354-1360. あるいは、工藤賢司、荻田丈士、「単段式スペースプレーンの熱防護システムについての予備検討」、航空宇宙技術研究所報告、NAL TR-1420、2000年12月。

²²Kudo, K., and Kanda, T., "Preliminary Study of Thermal Protection System of a Single-Stage-to-Orbit Plane (II)," *Proceedings of the 23rd International Symposium on Space Technology and Science*, Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Tokyo, Japan, 2002, pp. 1075-1080.

²³White, F. M., "Viscous Fluid Flow," McGraw-Hill, New York, 1974, pp. 642-644.

²⁴Berry, S. A., Auslender, A. H., Dilley, A. D., and Calleja, J. F., "Hypersonic Boundary-Layer Trip Development for Hyper-X," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No. 6, 2001, pp. 853-864.

²⁵Kanda, T., and Kudo, K., "Payload to Low Earth Orbit by Aerospace Plane with Scramjet Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 1, 1997, pp. 164-166.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-022

発行 平成19年3月30日
編集・発行 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (株)ビー・シー・シー・

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1
TEL:029-868-2079 FAX:029-868-2956

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体に加工することを禁じます。

