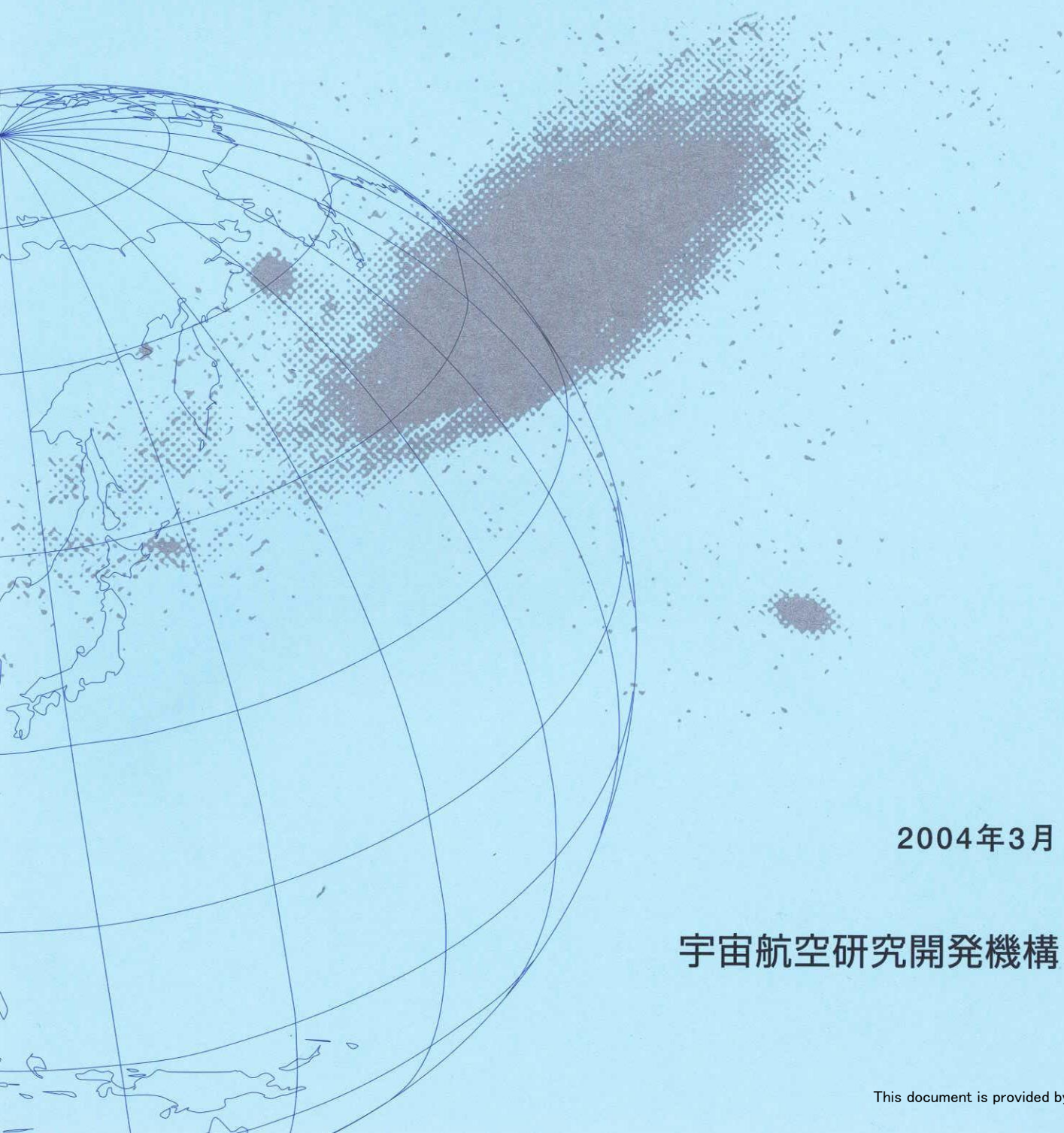


宇宙航空研究開発機構研究開発報告

スペースプレーン用複合サイクルエンジンの概念検討



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

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

スペースプレーン用複合サイクルエンジンの概念検討
Conceptual Study of a Combined Cycle Engine for an Aerospace Plane

苅田 丈士、工藤 賢司
Takeshi KANDA, Kenji KUDO

総合技術研究本部 宇宙推進技術共同センター
Space Propulsion Research Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

2004年3月
March 2004

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

スペースプレーン用複合サイクルエンジンの概念検討*

荻田丈士*¹、工藤賢司*¹

Conceptual Study of a Combined Cycle Engine for an Aerospace Plane*

Takeshi KANDA,*¹ and Kenji KUDO*¹

Abstract

Operating conditions and performance of a fixed-geometry combined cycle engine for a Single-Stage-to-Orbit aerospace plane were calculated with a simple simulation model. The cooling requirement of the engine and pitching moment of the plane were investigated using the calculated flow conditions. The engine was composed of an ejector-jet mode, a ramjet mode, a scramjet mode and a rocket mode. The engine had a fixed geometry in its operation. Subsonic combustion was conducted with no second throat in the combustor under the ejector-jet mode and ramjet mode. Propellants were liquid hydrogen and liquid oxygen. The coolant flow rate became larger than the fuel flow rate. The excessive flow rate reduced the specific impulse above Mach 9, and restricted application of the air-breathing engine mode up to Mach 11. The pitching moment of the plane would be balanced even in the space in the configuration with the combined cycle engine mounted on the windward surface.

Key words: Combined-cycle engine, Conceptual study, Engine performance, Cooling requirement, Pitching moment, Ejector-jet, Ramjet, Scramjet, Rocket

概 要

シミュレーションモデルを用いて、単段式スペースプレーン用固定形状複合サイクルエンジンの作動状態およびエンジン性能を計算した。求められたエンジン内の諸量を用いてエンジンの冷却要求、スペースプレーンのピッチングモーメントについて検討した。エンジンはエジェクタージェット、ラムジェット、スクラムジェット、ロケットの各モードで作動する。エンジン作動中は固定形状とした。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エンジン出口に第2スロートを設けることなく、亜音速燃焼ガスをチョークさせる。推進剤は液体水素、液体酸素である。高飛行マッハ数域では冷却剤流量が量論混合比流量を上回り、マッハ9以上では比推力の低下をもたらした。空気吸込み式エンジンの有効適用範囲はマッハ11までであった。エンジンはスペースプレーン下面に取り付けられることが想定されている。このような取り付け状態であっても、空気力の作用しない宇宙で、機体のピッチングモーメントは釣り合いを取ることができることを示した。

1. まえがき

現在、スペースプレーン用スクラムジェットエンジンの研究が行われている。スクラムジェットは極超音速飛行時に高い性能を示し、単段式 (SSTO) スペースプレーンへの適用が考えられている。しかしながらSSTOプレーンが宇宙へ行くためには他のエンジンが必要とされる。そのため複合サイクルエンジンの研究が進められてきた。複合サイクルエンジンの研究は長い歴史を持ち、様々な形式のエンジンが提案され、研究が続けられている¹⁻³⁾。近年、よく知られているものにロケットベース複合サイクルエンジン (RBCC) がある^{4,5)}。RBCCはエジ

ェクタージェット、ラムジェット、スクラムジェット、ロケットの各作動モードで構成される。

他方、ロケットエンジンやターボジェットエンジン等の幾つかのエンジンをひとつの機体に搭載する場合、これをコンビネーションエンジンシステムと呼ぶ⁶⁾。それぞれのエンジンは各作動領域で高いエンジン性能を発揮する。しかし多数のエンジンを搭載するためにその総重量は大きくなる。またあるエンジンを作動中、他の休止中のエンジンは付加抵抗を誘起する可能性があり、且つ死重量ともなる。複合サイクルエンジンはそれぞれの作動モードでさほど高い性能を発揮することはできないが、

* 平成16年1月23日 受付 (received 23 January, 2004)

¹ 総合技術研究本部 宇宙推進技術共同センター

(Space Propulsion Research Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

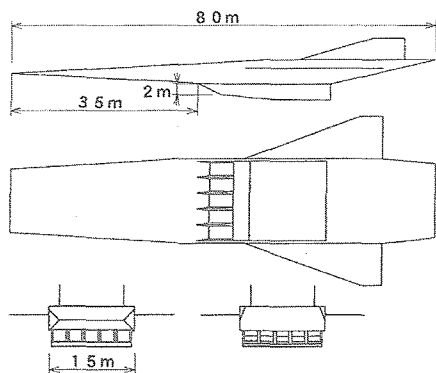


図1 単段式 (SSTO) スペースプレーンのイメージ図

1機体にひとつのエンジンであるためにエンジン総重量は軽く、また付加抵抗も誘起しない。

宇宙航空研究開発機構では現在、この複合サイクルエンジンの研究を進めている。対象としているエンジンはRBCC同様、エジェクタージェット、ラムジェット、スクラムジェット、ロケットの各作動モードで構成される。ここでは最初にエンジンの作動状態について説明し、性能計算方法について述べる。次にエンジン内部の状態、エンジン性能、SSTOプレーンに搭載した場合の飛行シミュレーション結果を示す。

スクラムジェットエンジンでは高飛行マッハ数での作動時に、再生冷却流量が量論混合比流量を上回ることが知られている⁷⁾。複合サイクルエンジンでは更にエジェクターロケットがエンジンに加わっており、冷却要求は更に増大する可能性がある。そこで上記の計算で求めたエンジン内部諸量を用いて冷却要求の検討を行った。

スペースプレーンでは、超音速および極超音速での飛行時に機体で予圧縮された空気を取り入れられるように、エンジンを機体下面に取り付けることが想定されている

(図1)。このとき機体下面に取り付けられたエンジンの推力軸は、スペースプレーンの重心を通らない。空気中を飛行中は翼等の空力要素によって、重心周りのピッチングモーメントを釣り合わせることも可能であるが、飛行動圧の低い状態あるいは宇宙では空力要素による釣り合いは不可能となる。このように真空中では、SSTOスペースプレーンはエンジン推力だけでモーメントの釣り合いをとる必要がある。本稿では先のエンジン諸量を用いて、真空中でのモーメントの釣り合いについても検討を行った。

2. 複合サイクルエンジンと作動状態

図2に本検討で対象とする複合サイクルエンジンの作動概念図を示す。先述のようにエジェクタージェット、ラムジェット、スクラムジェット、ロケットの各作動モ

ードで構成される。推進剤は液体水素と液体酸素である。ラムジェットモードでの要素試験において、燃焼器出口にスロートを設けない状態においても亜音速燃焼、チョーク状態が達成された⁸⁻¹⁰⁾。このスロートのないチョーク

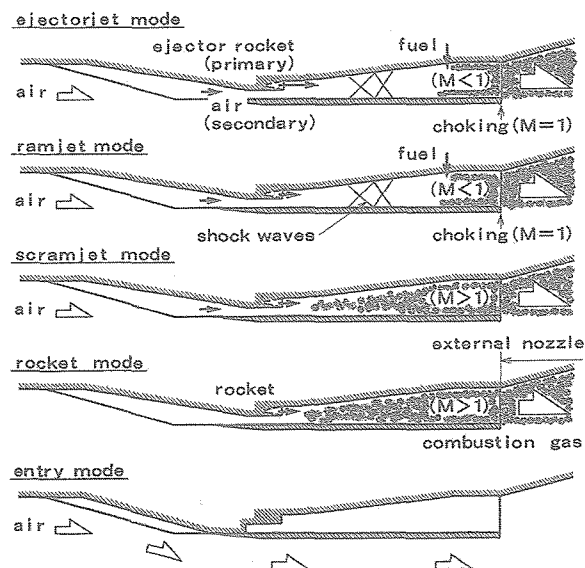


図2 複合サイクルエンジンの作動状態概念図

状態は、主に亜音速混合気の燃焼による加速によって達成された。燃焼器出口にスロートを設けないことでエンジンの駆動機構が簡素化され、軽量化が期待される。本稿のエンジンはその作動中、エンジン壁面を固定形状とした。後述のように可動部は、エンジン停止時のインレットランプ部のみとした。固定壁とすることで高温ガスのエンジンおよび機体内部への侵入を防ぐことが容易になり、また可動部としたときの隙間を内部から外部へ流すガスによる比推力の低下も無くなる。固定形状とすることで壁面形状についても制約が減り、応力集中などの問題も緩和され、構造設計も容易となる。

エジェクタージェットモードでは、ロケット排気によってディフューザー内の空気とロケット排気の混合気の総圧が、初期の空気流の総圧以上に上がる。ディフューザー内で亜音速に減速しながら圧力が上昇することにより、ロケットそれ自身の推力以外にも推力を発生する。第2燃料噴射器から供給される燃料と亜音速混合気は燃焼し、加速され、エンジン出口で音速に至る。これまでの空気吸込み式ロケットの研究結果から、上記のような亜音速燃焼モードのほうが超音速燃焼モードよりも高い混合および燃焼性能を達成できることがわかっている^{8,11)}。

ラムジェットモードでは流入気流の総圧が十分に高いので、流入気流によるディフューザー内での圧力回復に

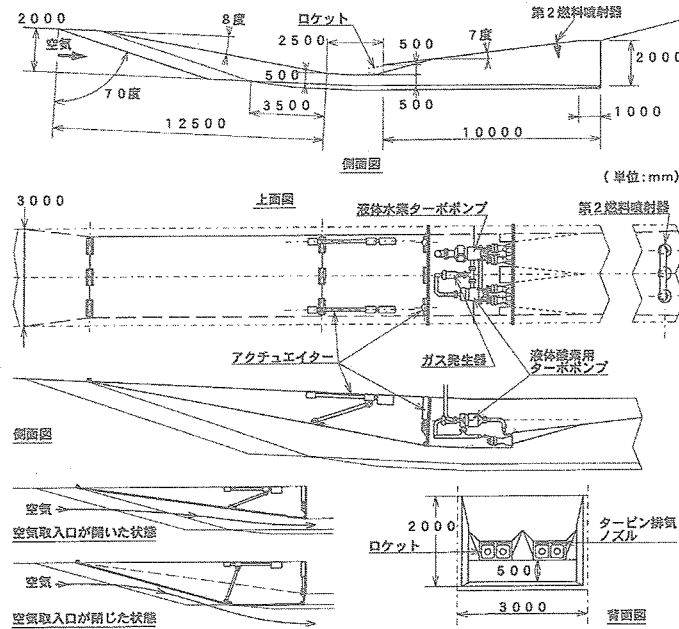


図3 複合サイクルエンジンのイメージ図

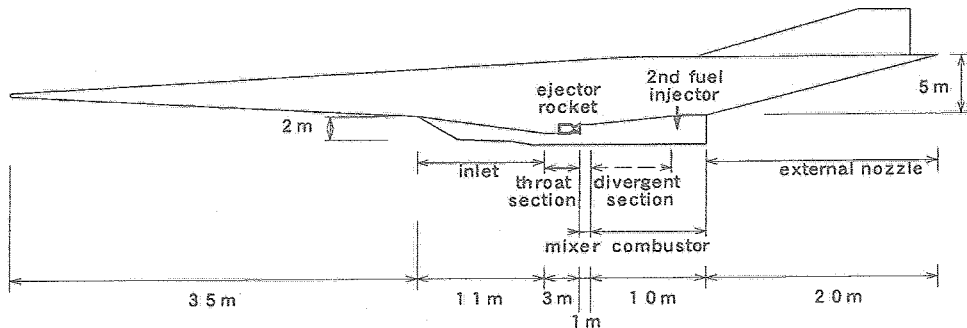


図4 検討に用いたSSTOプレーン各部の名称と寸法

より推力を発生する。このときロケット内圧を下げて排気流量を減らし、排気ガス温度は高く保つことで、下流の亜音速燃焼のトーチとして機能させる。スクラムジェットモードではロケットから、燃料過剰の予燃焼ガスを燃料として供給する。比推力が低下しても予燃焼ガスを供給する理由は気流総温が十分に高くない状態であっても確実に燃焼させるため、およびロケットで推力を発生させるためである。

図3は本検討に基づく3次元イメージである。ロケットはエンジン天板に取り付けられている。第2燃料噴射器は拡大部下流に取り付けられている。極低温推進剤タンクと繋がるターボポンプなどの推進剤供給系は、ロケットのセクションに配置した。このセクションはエンジン内で最も重くなり、可動とすることには困難が予想される。本稿のエンジンではこのロケットセクションとそれに続

くセクションを固定式とし、インレットの収縮比もやはり固定とした。インレットは上下圧縮のランプ圧縮式とし、宇宙から地上への帰還時にはこのランプによってエンジン入口を閉じる。

3. 計算方法

3.1 SSTO プレーン形状と境界層

図4は今回の検討で想定しているスペースプレーンとエンジンのイメージである。エンジン各部の名称と寸法を示す。機体全長は80 m、機首からエンジン入口までは35 m、機体幅は15 m、エンジン長さは25 m、機体後方下面の外部ノズルは20 mである。機体上面および下面は機体軸に対してそれぞれ3度の角度を有する。機体下面に5つのエンジンモジュールが並んでいる。エンジン高さは入口および出口で共に2 mである。この高さのとき、飛

行マッハ数が12で機体下面が気流に対して6度の偏角を持つ条件で、機首衝撃波はエンジン入口の直下方を通る。機体高さ、すなわち外部ノズル高さは5 mである。機首前縁幅は機体幅の約1/2である8 mとした。機首幅が短いと気流の予圧縮効果が減少するが、約1/2の機首前縁幅であれば十分な圧縮効果が得られる¹²⁾。

抗力を減らし、エンジンに流入する空気の流量および運動量を減じないために、機種前縁は鋭角である必要がある。このような鋭角な前縁は宇宙への飛行時にも、宇宙からの帰還時にも、強制冷却により構成可能である^{13,14)}。機体表面は熱防御システム (TPS) セラミックタイルで覆うものとした。

機体下面の境界層厚さは乱流を仮定し、速度分布に1/7乗則を用い、Whiteの式¹⁵⁾を用いて摩擦係数を計算して求めた。非粘性主流部は平板上を流れる2次元流れとした。亜音速飛行条件では機体への流入気流状態を境界層外縁の主流状態とし、超音速飛行条件では機首衝撃波通過後の気流状態を主流条件とした。境界層遷移に関するNASP条件¹⁶⁾を適用すると、エンジン入口での境界層は乱流である。エンジンに流入する流量の算出には計算によって求めた排除厚を用いた。

3.2 エンジン形状と作動状態

可動部の多いエンジンではエンジン壁面形状を適切に設定することができるので高いエンジン性能を期待することができるが、実際のエンジンでは可動可能部分や可動可能位置は制約される。また可動部が少ないほうがエンジンは簡素化され、軽量となることが期待される。本稿では宇宙へ向けて空気中を飛行中は、インレットを含めてエンジン形状を変えないものとした。インレットランプ部は可動式と仮定したが、宇宙からの帰還飛行時にエンジン入口を閉じるためだけに可動する。図2の作動概念図にはエンジン入口を閉じた状態も示す。燃焼器形状も固定式であり、エンジン出口に第2スロートはない。ロケットの混合比や燃焼圧などの作動状態はターボポンプの作動状態が制約を受けることから、幾つかの状態に限定した。第2燃料噴射器からの燃料流量は可変とした。

1次元モデルを用いてエンジン内の空気流および燃焼ガスの状態を計算した。外部ノズル入口角部での膨張後の、外部ノズル表面を流れる燃焼ガスの状態は2次元Prandtl-Meyer関数を用いて計算した。エンジン内の気流は平衡状態を、外部ノズルでは凍結状態を仮定した。エジェクタージェットモードにおけるロケット排気と空気流との干渉状態は後述のモデルを用いて計算し、流入空気流量を求めた。乱流境界層の摩擦係数はWhiteの式¹⁵⁾を用いて計算した。

以下に述べるエンジン形状および作動状態は飛行動圧を50 kPaに仮定した場合の値である。想定飛行経路を変える場合、特にロケットの作動状態の見直しが必要となる。複合サイクルエンジンには多数の設計パラメーターがある。本稿で示す寸法、設定圧力などはその一例である。今後、最適化を進める必要がある。

(a) インレット

インレットにはランプ圧縮形式を採用した。ランプ角は8.3度である。超音速での空気捕獲流量はこのランプによる衝撃波通過後の状態から求めた。収縮比は5.0であり、帰還時にインレットを閉じる時を除いて一定である。側板前縁の後退角は70度である。インレット内が亜音速状態のとき、気流の総圧損失は無視した。超音速状態では運動エネルギー効率を0.98とした。不始動時には垂直衝撃波がインレット入口に立ち、亜音速気流がエンジンに流入する。

ロケットモードではインレットが開いている状態と、インレットを閉じた状態の2種類のインレット状態に対してエンジン内の流れの計算を行った。インレットは飛行動圧が下がってからあるいは軌道に達してから閉じられると想像されるが、エンジン性能はインレットを閉じた状態のほうが高い。インレット閉の状態では図2および図3に示すように、インレットランプが動いてエンジン入口を塞ぐが、下流の燃焼器などの部分は動かない。

(b) ロケット (エジェクターロケット)

各エンジンモジュールは4基のロケットエンジンを搭載しており、機体全体では20基を搭載している。スロート径は0.14 m、ロケットノズル出口面積比は9.5である。燃焼器長さは0.3 m、燃焼器特性長 L^* は0.72である。混合比O/Fはエジェクタージェットモード、ラムジェットモードおよびロケットモードでは6.0、スクラムジェットモードでは0.5とした。燃焼器内圧はエジェクタージェットモードおよびロケットモードでは7.0 MPa、ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは0.6 MPaである。

(c) 混合および拡大セクション

エンジン入口での面積に対する混合部の収縮比は3.33である。拡大部出口面積はエンジン入口と同じである。

エジェクタージェットモードにおけるロケット排気と空気との干渉現象については、超音速エジェクターとして研究されてきた¹⁷⁻¹⁹⁾。本稿では混合セクションでの気流とロケット排気の運動量交換についてモデルを立てた。図5(a)および(b)にモデルの概念図を示す。インレットから混合セクションに流入する気流が超音速の場合には、図5(a)に示すように、高圧側の流体が膨張して低圧側の流体を同じ圧力になるまで圧縮する。本モデルでは分割

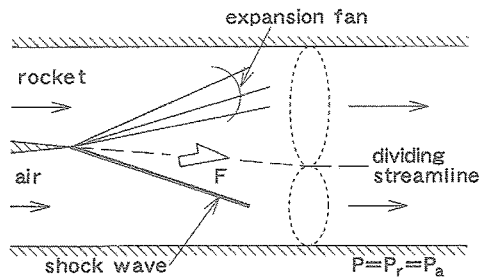


図5(a)

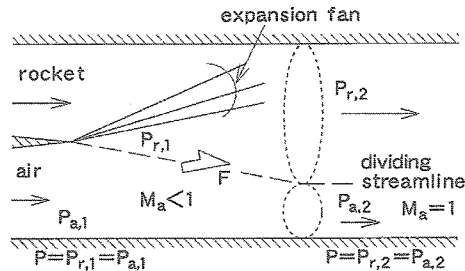


図5(b)

図5 エジェクタージェットモードにおけるロケット排気と空気流との干渉モデル概念図。(a) 空気流が超音速の場合、(b) 空気流が亜音速の場合。

流線を、干渉前の流れの状態に基づいて計算した直線で近似した。膨張、圧縮の計算には2次元Prandtl-Meyer関数、2次元衝撃波関係式を用いた。運動量は分割流線を通じて伝えられる。干渉した後、気流とロケット排気は質量、全インパルスファンクションおよびエネルギーを保存しながら1次的に、同じ静圧で、平行に流れる。

気流が亜音速で流入する場合には(図5(b))、ロケット排気は膨張扇を通して流れ、分割流線は気流側に傾く。分割流線は徐々に湾曲し、音速点で壁面に平行になる。本モデルではまず干渉前の亜音速気流静圧を仮定して流入流量を計算する。ロケット排気はこの仮定した気流静圧にまで2次的に膨張する。超音速流入気流時の計算と同様に、干渉前の諸量を用いて分割流線を計算してこれを直線で近似し、交換運動量を計算する。分割流線は気流の音速点まで延長する。干渉後、気流とロケット排気はやはり1次的に、同じ静圧で、平行に流れる。この干渉後の質量、運動量、エネルギーが保存則を満足するように、亜音速流入気流の静圧の仮定値を修正していく。気流のチョーク圧がロケット排気静圧よりも高い場合には気流はチョークし、流れの状態は上記の超音速で空気が流入する場合の方法で求める。

その後、空気とロケット排気は混合せずエンジン拡大部(ディフューザー)を超音速で流れ、等エントロピー

膨張する。ディフューザー内で形成される衝撃波列は垂直衝撃波で置き換えた。垂直衝撃波通過後、空気とロケット排気とは完全に混合するが反応はしない。ラムジェットモードでも同様の手法で流れの状態を計算する。スクラムジェットモードではロケット排気は混合セクションで完全に空気流と反応すると仮定して流れの状態を計算した。その後、燃焼ガスは拡大部を等エントロピー膨張させた。

ロケットモードではインレットは開いていることを想定した。スクラムジェットモードからの切り替え直後の空気がエンジン内に流入する状態では、ロケット排気は上述のスクラムジェットと同様に混合セクションで空気と反応して余剰水素が燃焼し、燃焼ガスは拡大部で膨張する。真空状態ではロケット排気のインレットへの逆流は無いものと仮定し、インレット内とスロートセクションの圧力は0とした。ロケットノズルを出た燃焼ガスは混合セクションで膨張するが、インレット側には壁面が無いことからこの部分で受ける反力は0である。拡大部では等エントロピー膨張を仮定した。

(d) 第2燃料噴射器とチョーク状態

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、拡大部下流に設けられた第2噴射器からの燃料と亜音速の空気・ロケット混合気が亜音速燃焼し、エンジン出口でチョークする。燃焼器出口部分には直管部が設けられており、この部分で亜音速燃焼、チョークする。断面積はエンジン入口と同じである。

3.3 飛行シミュレーション

複合サイクルエンジンを用いたSSTOプレーンの、高度100 kmの軌道への飛行シミュレーションを行なった。

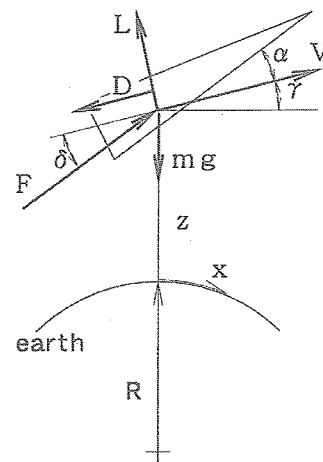


図6 飛行シミュレーションにおけるスペースプレーンに作用する力、速度および座標

シミュレーション方法は先の報告と同じである²⁰⁾。離陸時初期重量は460 Mgとした。スペースプレーンを質点として扱い、2次元平面でのシミュレーションである。種々の力、速度などを図6に示す。図中、 x 、 R 、 z 、 v 、 γ 、 α はそれぞれ地球表面に沿っての距離、地球半径、高度、速度、経路角、迎角である。 F 、 δ 、 D 、 L 、 m 、 g はそれぞれ力、エンジン推力と機速ベクトルとの角度、抗力、揚力、質量、高度 z における重力加速度である。用いた式は下記のとおりである。

$$\frac{dx}{dt} = \frac{R}{R+z} \cdot v \cdot \cos \gamma \quad (1)$$

$$\frac{dz}{dt} = v \cdot \sin \gamma \quad (2)$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F \cdot \cos \delta - D}{m} - g \cdot \sin \gamma \quad (3)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{F \cdot \sin \delta + L}{m \cdot v} - \frac{g \cdot \cos \gamma}{v} + \frac{v \cdot \cos \gamma}{R+z} \quad (4)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{F}{I_{sp}} \quad (5)$$

式中、 t は時間、 I_{sp} はSI単位系での比推力である。スペースプレーンの空力データは文献21に拠った。空気吸込み式エンジン作動中の基準飛行動圧は50 kPaである。

3.4 気流あるいは燃焼ガスからの熱流束

熱流束はReynoldsアナロジーによって計算した。後退角を有しない前縁部の熱流束はFayとRiddellの方法²²⁾を用いて計算した。激み部とその下流の平板部との間の熱流束はLeesの方法^{23,24)}で計算した。後退角を有する前縁部の熱流束はBeckwithとGallagher²⁵⁾の方法で計算した。抗力を減らしエンジンへの流入気流量を減らさないために、前縁部の半径は0.005 mと機体形状に比して小さくした。この程度までであれば加工も可能と考えた。機首前縁部と外部ノズルとを除き、エンジン材料にニッケル合

金を想定してエンジン壁温を1000 Kに設定した。ガス総温がこの壁温よりも低い場合にはエンジンへの熱流束は無いものと仮定した。エンジン壁温は内部断熱材使用上限温度²⁶⁾よりも高いが、エンジンはビーム構造で機体に取り付けられ、エンジンに流入した熱はこの部材を伝わりと想定される。この部材部分での遮熱により機体内部の熱環境は保持可能と想定した。ロケット部への熱流束はBartz²⁷⁾の方法で計算した。ロケットでの熱流束は高く、特にスロート近傍で高い。そのため多くのロケットエンジンの冷却ジャケットには熱伝導度の高い銅合金が使われている。本稿ではロケット壁材に銅合金を想定し、壁温を800 Kに設定した。

3.5 再生冷却

図7に示すような再生冷却システムを想定し、計算して求めた気流あるいは燃焼ガス状態を用いて、必要エンジン冷却流量を計算した。各エンジンモジュールは個別に冷却される。各エンジンコンポーネントでは天板、側板、カウルは個別に冷却される。燃焼器セクションは流れ方向に更に2分した。外部ノズルは流れ方向に4分割した。各壁面の冷却パネルは矩形の冷却流路を有する。側板、カウルの前縁はパネルとは別に冷却される。この前縁の冷却流路断面は円形を仮定した。

エンジンは燃料である液体水素で冷却する。水素への熱伝達率はTaylorの方法²⁸⁾で計算した。冷却剤の摩擦係数は経験則に基づく公式²⁹⁾を用いて計算した。冷却ジャケットの熱伝達計算ではフィン効果³⁰⁾を考慮した。壁厚は1 mmとした。冷却後の水素はロケットの燃料噴射マニホルドあるいは拡大流路出口部に設けられた第2燃料噴射器のマニホルドに流入する。水素および酸素の物性値の算出には計算コード³¹⁾を用いた。

機首前縁や外部ノズルの冷却には安全上の理由から、液体水素は使用すべきではないと考えた。また、これらのエンジンから遠く離れたコンポーネントを液体水素で冷却している間には、途中の冷却剤流路での熱流入あるいは熱流出の可能性があり、冷却効率の低下、周辺への

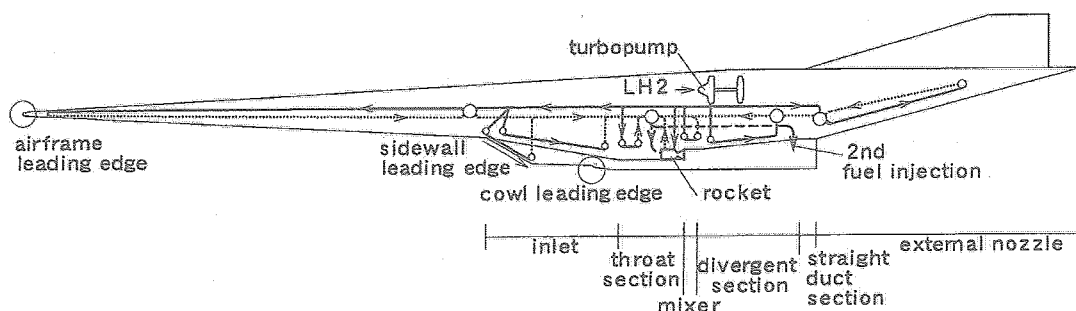


図7 複合サイクルエンジンおよびSSTOプレーン再生冷却系統概念図

影響も懸念される。このような事情から種々の冷却剤で外部ノズルを冷却することが既に検討されている³²⁾。ここでは外部ノズルおよび機首前縁は松村石油株式会社製のパーレルシリコンフルード®STで冷却することを検討した。この流体の使用温度域は230 Kから670 Kであり、毒性が無く、組成は安定している。この流体の使用温度域を鑑み、機首前縁の壁温は600 Kに設定した。外部ノズル壁温は内部断熱材使用温度²⁹⁾を考慮して500 Kに設定した。この流体により交換された熱は、液体水素に吸収させた。

ロケット冷却ジャケット出口での水素の状態は、液体水素/液体酸素であるロケットLE-5およびLE-7の作動状態を参考に規定した。冷却ジャケット出口での水素温度は400Kとし、冷却ジャケットでの圧力低下はロケット燃焼圧力の0.15倍とした。燃料噴射インジェクターでの圧力低下はロケット燃焼圧力の0.2倍とした。

3.6 ピッチングモーメント

真空環境中で、機体の重心周りのピッチングモーメントを検討した。モーメントの方向は図8に示すとおりである。ロケット推力は機首上げ方向に作用する。ロケットの推力は大きいモーメントの腕は短い。外部ノズルの発生する推力は機首下げ方向に作用する。推力値は小さいが、モーメントの腕は長い。 x 方向長さが一定の条件で外部ノズル高さが大きくなると、外部ノズル開き角は大きくなりノズル表面の圧力は下がる。このとき外部ノズルの投影面積は増加するが、外部ノズルの発生するモーメントは小さくなる。図に示すように x 方向の原点は機首前縁に、 y 方向の原点は機体底面にとった。ピッチングモーメントは、インレット開状態とインレット閉状態について求めた。インレット開状態での収縮比は5である。インレット閉状態の場合もスロートセクションの収縮比は5である。ロケットエンジンの推力作用点は機首前縁から $x = 48$ m、機体底面から $y = -1.5$ mの位置とした。

4. 結果および考察

4.1 エンジン推力性能と作動状態

図9(a)、(b)および(c)に比推力、推力係数および酸素・水素の混合比を示す。図10(a)から(f)にはエンジン内の気流および燃焼ガスの状態を示す。迎角は3度である。推力係数は飛行動圧で無次元化しているためにマッハ0付近で大きくなっている。次章で述べるようにスクラムジェットモードでは冷却に要する水素流量が燃料としての流量よりも多い。比推力はこの冷却に必要な余剰水素流量を加えた場合と、加えない場合のふたとおりを計算した。推力の計算にはこの余剰冷却流量を加えなかった。図9(a)中、余剰冷却水素流量を加味した比推力計算値は、cooling fuel flowと表示した。図9(c)のスクラムジェットモードには、余剰冷却水素流量を加えた混合比も示した。

マッハ4付近では3とおりの作動状態が得られた。インレット不始動状態のエジェクタージェットモード (図10(b))、インレット始動状態のエジェクタージェットモード (図10(c))、そしてラムジェットモード (図10(d)) である。始動状態と不始動状態の間にインレットは流入気流マッハ数に対して履歴効果を示す³³⁾。加速上昇中のインレット不始動状態は、より高い飛行マッハ数まで続く。

インレット始動状態のエジェクタージェットモードでは推力が大きく、比推力は中程度である。この状態ではエンジン拡大部内の最終衝撃波は拡大部のほぼ中央にあった。このとき拡大部内部では断面積の拡大に伴い混合気体の圧力が上昇し、拡大部で発生する推力は高い。また始動状態であるため、インレットの抗力は小さく、エンジン全体として高い推力および比推力が得られた。他方、インレット不始動状態のエジェクタージェットモードでは拡大部内の最終衝撃波は出口付近にあった。このとき拡大部内で、超音速気流の膨張する部分が多く壁圧が低いために、拡大部で発生する推力は小さい。またインレットは不始動状態であるために抗力は大きい。エンジン全体としての推力および比推力は小さい。

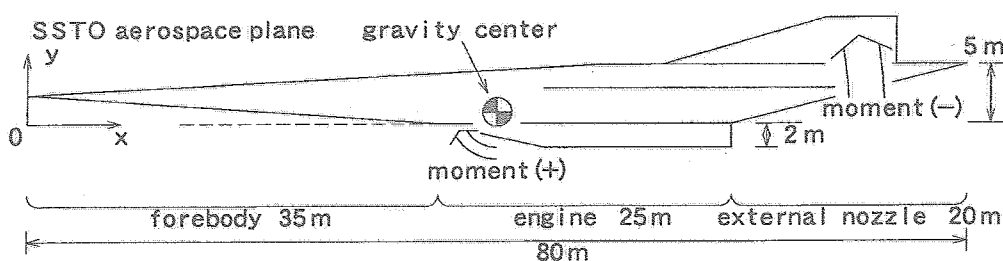


図8 機体重心まわりのピッチングモーメント方向および重心位置の座標

エンジン作動状態、特にエジェクタージェットモードとラムジェットモードでの作動状態と適切なエンジン形状は飛行経路に左右される。従って想定飛行動圧を変更

した場合にはエンジン形状、ロケットの作動状態等も変更する必要がある。

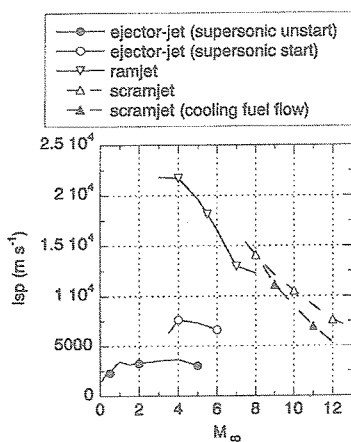


図9(a)

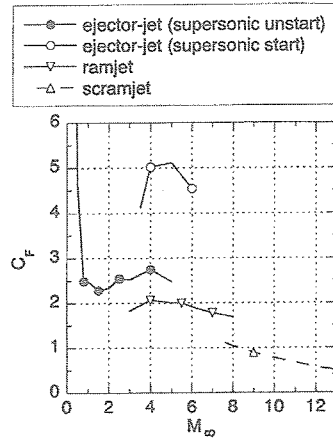


図9(b)

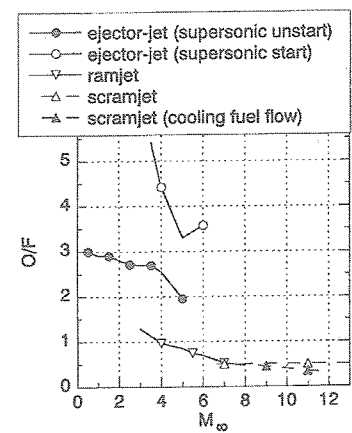


図9(c)

図9 複合サイクルエンジン性能。(a) 比推力、(b) 推力係数、(c) 混合比 O/F。図中、cooling fuel flow は余剰冷却流量を加えた水素流量による結果を示す

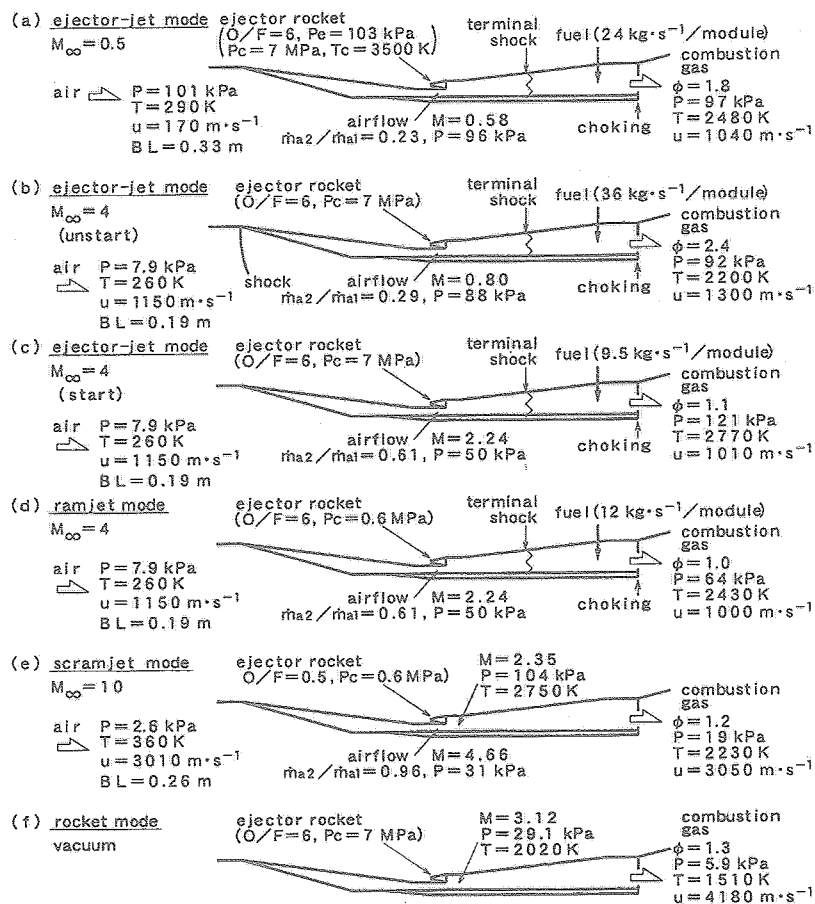


図10 複合サイクルエンジン内の気流および燃焼ガスの状態。(a) 飛行マッハ数0.5でのエジェクタージェットモード、(b) 飛行マッハ数4でのエジェクタージェットモード (インレット不始動)、(c) 飛行マッハ数4でのエジェクタージェットモード (インレット始動)、(d) 飛行マッハ数4でのラムジェットモード、(e) 飛行マッハ数10でのスクラムジェットモード、(f) 真空中でのロケットモード

4.2 必要冷却剤流量

図11にはロケットの混合比 $O/F = 6$ 、燃焼圧力7 MPaでの、ロケット部の熱流束と半径分布を示す。熱流束はスロート部で最大で約 $50 \text{ MW} \cdot \text{m}^{-2}$ となった。図12は飛行マッハ数0.5でのエジェクタージェットモードの冷却剤流量、マッハ5でのラムジェットモードの冷却剤流量、マッハ8、10、12でのスクラムジェットモードの冷却剤流量および真空中でのロケットモードの冷却剤流量を示す。冷却剤流量は燃料としての水素流量で無次元化した。機首前縁冷却のための流量は空気吸い込み式エンジン部に含めた。

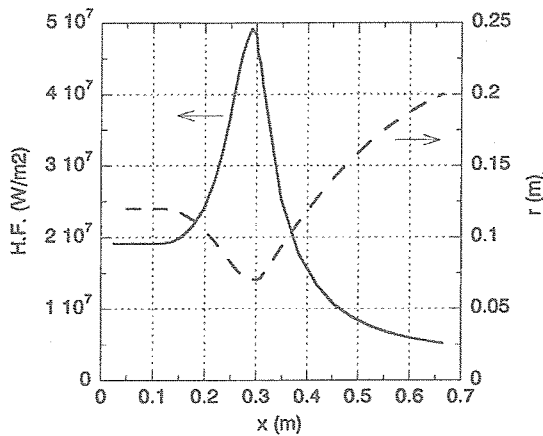


図11 燃焼圧7 MPa、 $O/F = 6$ におけるロケットでの熱流束分布と半径

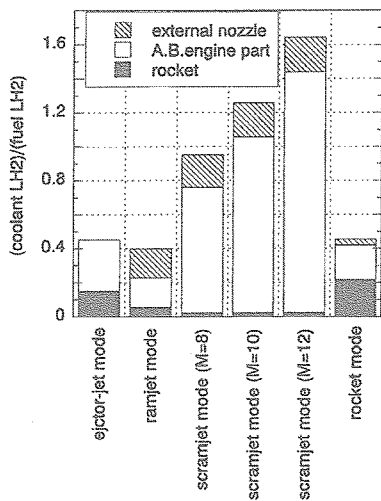


図12 冷却水素流量。推進剤としての水素流量で無次元化

エジェクタージェットモードでは、外部ノズルでの膨張後のノズル表面圧力が環境圧よりも低かったため、燃焼ガスは外部ノズルに付着せずに流出すると仮定し、外部ノズルでの冷却剤流量は0とした。ロケットモードでは2次噴射燃料が無いのでエジェクタージェットモードよ

りも全燃料水素流量は少ないが、ロケット部の作動状態は同じである。

外部ノズルの設定壁温が500 Kと低いために、ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードではこの部分の冷却剤流量が多い。ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは燃焼ガスは外部ノズル壁面に付着している。スクラムジェットモードではロケット部の冷却剤流量は少なかったが気流総温が高いために空気吸い込み式エンジン部の冷却剤流量が多く、飛行マッハ数9以上で冷却剤流量が燃料水素流量を上回った。マッハ12では冷却剤流量は燃料流量の1.6倍となった。

エジェクタージェットモードとロケットモードではロケット燃焼圧力が7 MPaと高いために、水素供給圧力は9.5 MPaとなった。ラムジェットモードでは3.5 MPa、マッハ10のスクラムジェットモードでは4.7 MPa、マッハ12のスクラムジェットモードでは6.9 MPaとなった。ラムジェットモードおよびスクラムジェットモードでは設定したロケット燃焼圧は低い、水素臨界点付近での物性値の不安定を避けるために、燃料噴射マニホールド内圧力を3 MPaと高く保つ必要があった。ポンプ供給圧はロケットモードで最も高かったが既存のLE-7、SSME等よりは低く、10 MPaを超えることはなかった。水素ポンプ供給圧を抑えられたことで、エンジンシステム全体の圧力レベルを抑えることができた。このことはエンジンの開発を容易にするだけでなくエンジンシステムの軽量化、保守点検の容易さにも繋がり、再使用エンジンに適していると考えられる。

4.3 飛行シミュレーション

図13に複合サイクルエンジンを備えたSSTOプレーンの高度100 kmの低軌道までの飛行シミュレーションの結果を示す。離陸直後を除き、空気吸い込み式エンジン作動中の飛行動圧は50 kPaである。エジェクタージェットはマッハ3まで用い、このときインレットは不始動状態である。ラムジェットモードはマッハ3から7まで用いた。スクラムジェットモードはマッハ7から11まで作動させ、余剰冷却量を加えた水素流量による比推力を用いた。ロケットモードではインレットは開いた状態である。

離陸から軌道到達までの力積と消費推進剤量から求めたエンジン作動全域での平均比推力は $5160 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ であった。飛行時間は先に求めたATR、スクラムジェットそしてロケットで構成されるコンビネーションエンジンシステムを用いたSSTOプレーンの飛行時間²⁰⁾よりも短かった。この飛行時間の短縮は今回の複合サイクルエンジンの大きな推力に拠る。飛行時間が短いほど機体表面の熱防御システム重量は減る¹³⁾。軌道投入質量は67 Mgであ

った。余剰冷却水素流量が無いとした場合のスクラムジェットの有効飛行範囲はマッハ12まで延び、軌道投入質量は68 Mgとなった。エンジン質量をスクラムジェットとロケット^{20,34)}の合計と仮定すると複合サイクルエンジンの質量は14 Mgと推算される。軌道投入質量はエンジン形状、作動状態の最適化等により今後、増大できる可能性がある。

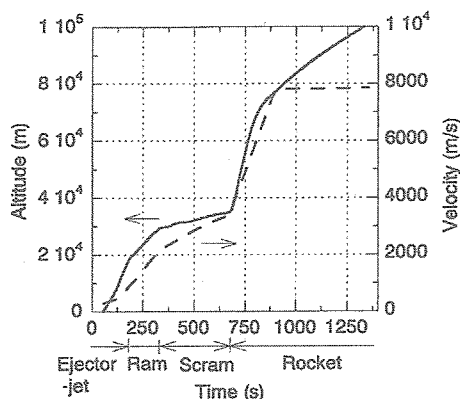


図13 高度100 km軌道へのSSTOプレーンの飛行経路

4.4 ピッチングモーメント(1)

真空状態のロケットモードでのピッチングモーメントの釣り合いについて、幾つかのパラメーターを設定して検討を行った。基準重心位置は、 x 方向($x_{G.C.}$)は水平方向に機体長さの1/2である機首から40mの位置($x_{G.C.}/L_{AF} = 0.5$)に、 y 方向($y_{G.C.}$)は機体底面位置すなわちエンジン上面位置にした。ロケット混合比の基準状態は $O/F = 6.0$ とした。モーメントはロケットエンジン推力と機体高さの1/2で無次元化した。

重心位置の影響を図14(a)、(b)に示す。図14(a)では y 方向重心位置は $y_{G.C.}/H_{AF} = 0$ で一定である。重心位置が下流に移動すると重心と外部ノズルとの距離が短くなり、外部ノズルによるモーメントが小さくなる。モーメントは重心位置が $x_{G.C.}/L_{AF} = 0.6$ 付近にあるときにバランスした。インレットを閉じた状態では閉じた壁面にエンジン内面から力がかかり、インレットを開いた状態よりも正方向モーメントが増加する。図14(b)では x 方向重心位置は $x_{G.C.}/L_{AF} = 0.5$ で一定である。モーメントは、重心位置が機体底面から僅かに上方の $y_{G.C.}/H_{AF} = 0.2$ 付近にあるときに釣り合った。

図15には外部ノズル高さ H_{EN} の効果を示す。重心位置は基準位置にある。外部ノズル高さが大きくなるとノズル開き角が増し、ノズル表面圧が低下する。このとき外部ノズルによる負方向のモーメントは減少し、全体モーメントは増加する。図16にはロケットの混合比 O/F の効果を示す。混合比が変わると比熱比などの物性値が変わる。

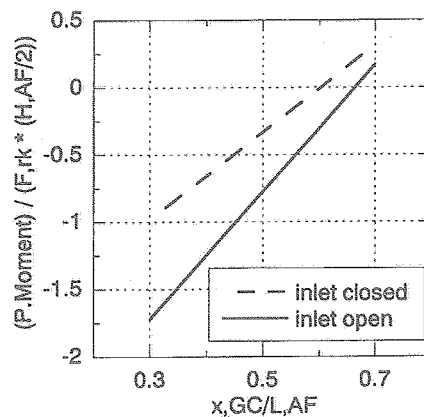


図14(a)

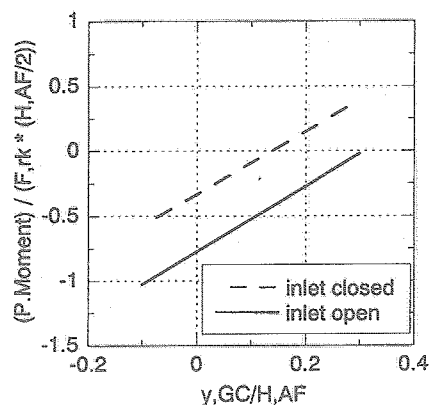


図14(b)

図14 機体のピッチングモーメントに対する重心位置の影響。(a) x 方向移動の影響、(b) y 方向移動の影響

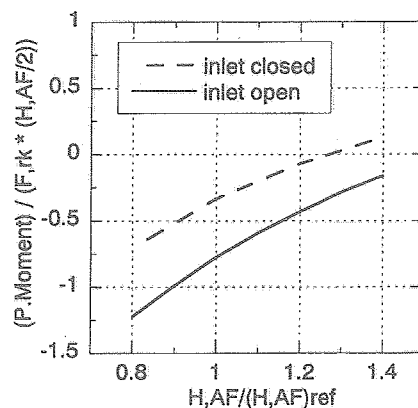


図15 機体のピッチングモーメントに対する外部ノズル高さの影響

またロケットの推力も変化する。 $O/F = 8$ では $O/F = 4$ の場合に比べてロケット出口でのマッハ数は低く、圧力は高い。同様に拡大部出口でのマッハ数は低く、圧力は高い。そのため $O/F = 8$ の時の外部ノズル壁圧は高くなり、機首下げモーメントが大きくなる。このとき O/F の増加と共にロケットエンジンの推力が増加して機首上げモーメントが増加するが、外部ノズルの寄与のほうが大きい。混合比が量論混合比を過ぎ $O/F = 9$ となるとエンジン推力は低下し、同時にエンジン拡大部内の圧力は低下しマッハ数は上昇する。そのため外部ノズルによる機首下げモーメントは小さくなる。ロケットエンジンの混合比をコントロールできるのであれば、混合比によってもモーメントの釣り合い状態を制御できる。

図14、15および16に示すように、今回用いたような機体およびエンジン形状において、ピッチングモーメントは0付近であった。従ってエンジンを機体下面に取り付けたSSTOプレーンであっても、真空状態でピッチングモーメントのバランスを取ることができる。

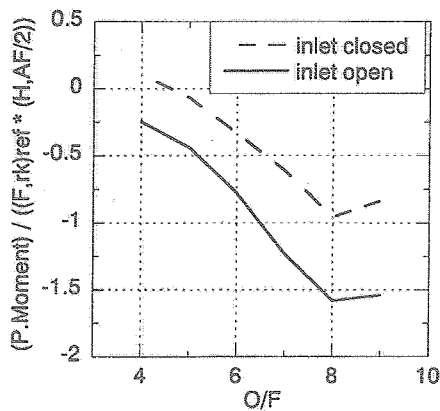


図16 機体のピッチングモーメントに対するロケット混合比の影響

4.5 ピッチングモーメント(2)

実際のスペースプレーンの飛行ではエンジン作動モードの移行中も飛行状態は変化するが、ここではマッハ数を11に、飛行動圧を50 kPaに固定し、スクラムジェットモードからロケットモードへの移行中のピッチングモーメントの変化の概要を調べた。翼などの空力要素の影響は含めていないが、機体下面および上面の効果は含めた。インレットは開状態である。機体周りの気流状態は2次元衝撃波関係式とPrandtl-Meyer関数で計算した。ロケットの作動状態はスクラムジェットの $(P_c \text{ (MPa)}, O/F) = (0.6, 0.5)$ から $(1.5, 1.5)$ 、 $(3.0, 3.0)$ 、 $(4.5, 4.5)$ を経て、ロケットの作動状態 $(6, 7)$ へと変化すると仮定した。

計算結果を図17に示す。ロケットの推力係数 $C_{F,rk}$ は、飛行動圧50kPaとエンジン入口断面積を用いて計算した。

ピッチングモーメントは機体高さの1/2と基準ロケット推力で無次元化した。実線左端の点がスクラムジェットモードを、右端の状態がロケットモードを表す。機体下面のエンジン上流の部分の空気力による正方向モーメント

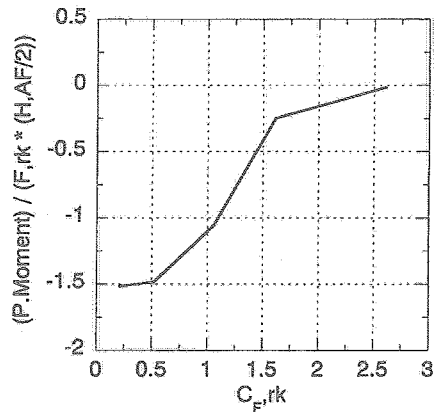


図17 スクラムジェットモードからロケットモードへ移行するときのピッチングモーメントの変化。実線左端がスクラムジェットモード、右端がロケットモード。飛行マッハ数は11、飛行動圧は50 kPaに固定

トが大きい。しかしスクラムジェットモードでは外部ノズルによるモーメントが依然大きく、モーメントは全体として負である。翼による釣り合いが必要である。ロケット推力が増加するにつれ全体モーメントに占めるロケットによるモーメントの割合が大きくなり、全体モーメントは0に近づく。実際の飛行では、SSTOプレーンはスクラムジェットモードからロケットモードへの移行中にも高度を増し、ロケットモードでは空気力によるモーメントへの寄与は低下する。図14から16に示したようにスペースプレーンは真空中でモーメントの釣り合いが取れるように設計することが可能である。大気飛行中に翼等によって釣り合いが取れていたモーメントは、軌道への上昇飛行中に0となる。

5. 結論

スペースプレーン用の固定形状複合サイクルエンジンの性能を簡単なモデルを用いて計算した。エンジンはエジェクタージェット、ラムジェット、スクラムジェットおよびロケットの各作動モードで構成される。エジェクタージェットモードにおいては、亜音速燃焼作動を採用した。推進剤は液体水素と液体酸素である。液体水素は能動冷却の冷却剤としても使用される。

冷却剤としての液体水素流量はスクラムジェットモードで大きく、マッハ9以上では推進剤としての水素流量を

上回った。水素供給圧力の最大値は10 MPaを下回った。再使用エンジンとしては適切な範囲にあると考えられる。

機体下面にエンジンを取り付けた形状のスペースプレーンであっても、真空中でピッチングモーメントの釣り合いを取ることができた。

冷媒の調査にあたって、川崎重工業株式会社 榎本吉也氏の協力を得た。ここに感謝の意を表する。また境界層の扱いに関し、宇宙航空研究開発機構 藤井啓介主任研究員の協力を得た。ロケットエンジンの交換熱量計算にあたっては宇宙航空研究開発機構 若松義男チーフマネージャの計算コードを用いた。

参考文献

- 1) W. J. D. Escher; A U.S. History of Airbreathing/Rocket Combined-Cycle (RBCC) Propulsion for Powering Future Aerospace Transports, with a Look ahead to the Year 2020, 14th International Symposium on Air Breathing Engines Paper, ISABE 99-7028 (1999/9).
- 2) J. R. Olds, and J. E. Bradford; SCCREAM: A Conceptual Rocket-Based Combined-Cycle Engine Performance Analysis Tool, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2 (2001) pp. 333-339.
- 3) W. H. Heiser, D. T. Pratt, D. H. Daley, and U. B. Mehta; *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA Education Series (1994) pp. 447-451, AIAA.
- 4) R. F. Faulkner; Integrated System Test of an Air-breathing Rocket (ISTAR), AIAA Paper 2001-1812 (2001/4).
- 5) A. Siebenhaar; Strutjet Evolves to Meet Air-Breathing Propulsion Challenges for the 21st Century, 13th International Symposium on Air-Breathing Engines Paper, ISABE 97-7135 (1997/9).
- 6) J. J. Bertin; *Hypersonic Aerothermodynamics*, AIAA Education Series (1994) pp. 592-594, AIAA.
- 7) T. Kanda, G. Masuya, and Y. Wakamatsu; Propellant Feed System in a Regeneratively Cooled Scramjet, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 7, No. 2 (1991) pp. 299-301.
- 8) G. Masuya, N. Chinzei, and S. Ishii; A Study of Air Breathing Rockets – Subsonic Mode Combustion, *Acta Astronautica*, Vol. 8, No. 5-6 (1981) pp. 643-661.
- 9) T. Kanda, N. Chinzei, K. Kudo, and A. Murakami; Dual-Mode Operation in a Scramjet Combustor, *Journal of Propulsion and Power* 掲載予定.
- 10) K. Kato, T. Kanda, K. Kudo, and A. Murakami; Ramjet-mode Operation in a Scramjet Combustor, 16th International Symposium on Air-Breathing Engines Paper, ISABE 2003-1150 (2003/9).
- 11) N. Chinzei, G. Masuya, K. Kudo, A. Murakami, and T. Komuro; Experiment on Multiple Fuel Supplies to Air Breathing Rocket Combustors, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 4, No. 1 (1987) pp. 26-32.
- 12) M. Kodera, T. Kanda, and K. Tani; Effect of Airframe Geometry on Thrust Performance of Aerospace Plane, AIAA Paper 2000-3342 (2000/7).
- 13) T. Kanda, and K. Kudo; Preliminary Study of Thermal Protection System of a Single-Stage-to-Orbit Plane, *Proceedings of the 22nd International Symposium on Space Technology and Science* (2000) pp. 1354-1360, Japan Society for Aeronautical and Space Sciences.
- 14) K. Kudo, and T. Kanda; 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* (2002) pp. 1075-1080, Japan Society for Aeronautical and Space Sciences.
- 15) F. M. White; *Viscous Fluid Flow* (1974) pp. 642-644, McGraw-Hill.
- 16) S. A. Berry, A. H. Auslender, A. D. Dilley, and J. F. Calleja; Hypersonic Boundary-Layer Trip Development for Hyper-X, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No. 6 (2001) pp. 853-864.
- 17) W. L. Chow, and A. L. Addy; Interaction between Primary and Secondary Streams of Supersonic Ejector Systems and Their Performance Characteristics, *AIAA Journal*, Vol. 2, No. 4 (1964) pp. 686-695.
- 18) J. Fabri, and R. Siestrunk; Supersonic Air Ejectors, *Applied Mechanics*, Vol. 5 (1958) pp. 1-34.
- 19) S. Aoki, J. Lee, G. Masuya, T. Kanda, K. Kudo, and A. Murakami; Experimental Investigation of Ejector-Jet, AIAA Paper 2003-0188 (2003/1).
- 20) T. Kanda, and K. Kudo; Payload to Low Earth Orbit by Aerospace Plane with Scramjet Engine, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 1

- (1997) pp. 164-166.
- 21) S. Nomura, K. Hozumi, and I. Kawamoto; Experimental Studies on Aerodynamic Characteristics of SSTD Vehicle at Subsonic to Hypersonic Speeds, *Proceedings of the 16th International Symposium on Space Technology and Science* (1988) pp. 1547-1554, Japan Society for Aeronautical and Space Sciences.
 - 22) J. A. Fay, and F. R. Riddell; Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol. 25, No. 2 (1958) pp. 73-85, 121.
 - 23) L. Lees; Laminar Heat Transfer Over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, *Jet Propulsion*, Vol. 26, No. 4 (1956) pp. 259-269.
 - 24) F. M. White; *Viscous Fluid Flow* (1974) pp. 596-605, McGraw-Hill.
 - 25) I. E. Beckwith, and J. J. Gallagher; Local Heat Transfer and Recovery Temperature on a Yawed Cylinder at a Mach Number of 4.15 and High Reynolds Numbers, NASA TR R-104 (1958).
 - 26) M. K. Loockwood, J. L. Hunt, and J. G. Martin; Airbreathing Hypersonic Vehicle Design and Analysis Methods, AIAA Paper 96-0381 (1996/1).
 - 27) D. R. Bartz; A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients, *Jet Propulsion*, Vol. 27, No. 1 (1957) pp.49-51.
 - 28) M. F. Taylor; Correlation of Local Heat-Transfer Coefficients for Single-Phase Turbulent Flow of Hydrogen in Tubes with Temperature Ratios to 23, NASA TN D-4332 (1968/1).
 - 29) F. M. White; *Viscous Fluid Flow* (1974) pp. 486-487, McGraw-Hill.
 - 30) E. R. G. Eckert, and R. M. Drake, Jr.; Analysis of Heat and Mass Transfer (1972) pp. 78-85, McGraw-Hill.
 - 31) R. C. Hendricks, A. K. Baron, and I. C. Peller; GASP - A Computer Code for Calculating the Thermodynamic and Transport Properties for Ten Fluids: Parahydrogen, Helium, Neon, Methane, Nitrogen, Carbon Monoxide, Oxygen, Fluorine, Argon, and Carbon Dioxide, NASA TN D-7808 (1975/2).
 - 32) S. Jones, and D. Petley; A Comparison of Cooling Methods for the Airframe Nozzle of a Single-Stage-to-Orbit Aircraft, AIAA Paper 91-5036 (1991/12).
 - 33) D. M. van Wie, F. T. Kwok, and R. F. Walsh; Starting Characteristics of Supersonic Inlets, AIAA Paper 96-2914 (1996/7).
 - 34) C. R. Glatt; WAATS - A Computer Program for Weight Analysis of Advanced Transportation Systems, NASA CR-2420 (1974/9).

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-013

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

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

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター

