

ISSN 0389-4010
UDC 621.458,
621.454,
629.7.036.22

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1249

ロケット-ラム複合燃焼器の実験

佐藤和雄・坂本博・佐々木正樹
小野文衛・八柳信之

1994年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 性能計算	2
2.1 複合形式	2
2.2 飛行軌道	3
2.3 作動条件	3
2.4 計算方法と仮定	3
2.5 推進薬	7
2.6 計算結果と考察	8
3. 供 試 体	10
4. 実験装置	12
4.1 推進薬供給装置及び冷却水供給装置	12
4.2 計 測	13
4.3 実験方法	13
5. 実験結果と考察	15
5.1 ノズル膨張部壁圧分布	15
5.2 複合作動による比推力	15
6. ま と め	17

ロケット-ラム複合燃焼器の実験*

佐藤和雄*¹ 坂本 博*² 佐々木 正樹*²
小野文衛*¹ 八柳 信之*¹

Experiment of Rocket-Ram Combined Combustor

Kazuo SATO, Hiroshi SAKAMOTO, Masaki SASAKI,
Fumieo ONO and Nobuyuki YATSUYANAGI

ABSTRACT

There are limitations to achieve high specific impulse with rocket engine operations alone. However, in the flight at low altitude, combined engines with an airbreathing ramjet engine and a rocket engine can be expected to increase the specific impulse significantly in parallel operation.

In this paper, the superiority in the specific impulse of the double-nozzle type of rocket-ram combined engine over the single-nozzle type combined engine was shown by performance calculations. Then, a double-nozzle type of rocket-ram combined combustor with a total thrust of 5kN was designed and experimentally tested with varying ratios of thrust produced by rocket and ramjet. The propellants are LOX/kerosene+hydrogen for rocket combustion and air-hydrogen for ram combustion. With the thrust chamber having different diverging half-angles, namely 10°18', and 6°40', thrust and pressure distribution along the common expansion nozzle were measured to investigate the effect of interaction of the expanding gases of rocket and ram on thrust.

Enhancement of the specific impulse was experimentally verified. That is, the specific impulse which was gained in rocket-ram parallel operations, when the thrust ratio of rocket to ram was 50 to 50, was found to increase 90 percent over those in pure rocket operations.

Keywords : Combined engine, Propulsion, Liquid rocket.

概 要

ロケットエンジンを単独で作動させる場合にはその比推力を向上させるのに限界がある。しかしながら、低高度を飛行する際にロケットエンジンに空気吸込を伴うラムジェットエンジンを併用して作動させる複合エンジンを使用すれば比推力は大幅に向上する。本報ではダブルノズル型及びシングルノズル型ロケットラム複合エンジンについて簡単な一次元流れに基づいた理論性能計算を行った。その結果、総比推力においてダブルノズル型複合エンジンがシングルノズル型よりも優位性を示した。そこで、総推力5kNのダブルノズル型ロケットラム複合燃焼器を試作し、ロケット及びラムジェットによって発生する推力の比率を変えた燃焼実験を行い、その測定推力から比推力の増加を実験的に調べた。更に、推力に対してロケット側及びラム側排気の2つの燃焼ガス流の相互作用効果を調べるために、膨張角度の異なる2種類の共用排気ノズル(10°18', 6°40')について

* 平成6年7月25日受付 (received 25 July 1994)

*¹ ラムジェット推進研究部 (Ramjet Propulsion Research Division)

*² ロケット推進研究部 (Rocket Propulsion Research Division)

ノズル壁圧力分布及び推力を測定した。ロケット推進薬には液体酸素・ケロシン・水素を使用し、ラムジェット燃料には水素を使用した。

燃焼実験の結果、ロケットとラムジェット推力比50対50における併用作動時の比推力は純粋なロケット作動時の比推力より約90%増加し、複合化による優位性を実験的に示した。

ここで、ダブルノズル型複合エンジンはロケット、ラム同時作動時、それぞれのスロート部からの排気を共用ノズル部で膨張させ推力を発生させる形式を指すものとする。但し、ロケット側排気はロケットノズルで膨張後共用ノズルへ流入する。そのため、ラムスロート部はロケットノズル出口より僅かに上流に位置するものとする。

一方、シングルノズル型複合エンジンはロケット、ラム同時作動時、ロケット排気はラム側への燃焼ガス供給源としてのみ働くものとする。従ってロケットノズル出口はラムスロート部より上流に位置し、推力は共用ノズルによってのみ発生するものとする。

1. ま え が き

ロケットエンジンの燃焼圧力は高比推力を達成するために高圧化の方向に向かっている。例えば現用の米国スペースシャトルの主エンジンSSMEの燃焼圧力は20MPa、我が国が開発したH2ロケットの主エンジンLE7は13.5MPaといずれも高い燃焼圧力での作動となっている。しかしながら、更に高性能化達成のために高圧化を図ることは、高圧化に伴う燃焼器への熱負荷の増大等を伴う¹⁾ため、燃焼器の冷却、熱応力などの課題が生じる。従って、ロケットエンジン単独での作動により高比推力を達成することには限界がある。

ロケットエンジンとラムジェットエンジンを組み合わせ、併用して作動させる複合形式のエンジンは低高度を飛行するブースタ段において大気中の酸素を活用することから比推力の大幅な向上が可能となり、高比推力を達成する一つの手段と言える。複合形式については石井らの報告²⁾に多数の形式がレビューされている。その中で近年、固体ロケット推進薬を使用したダクトドロケットエンジンの実験的な研究が行われている³⁾。このエンジンは固体ロケット推進薬の一次燃焼によって発生する未燃物の多い燃料過濃な燃焼ガスをラムジェット燃焼器で二次燃焼させ高比推力を得るシステムである。しかしながら、固体推進薬を使用することから高度変化を伴う飛行に際し必要推力を満足するガス発生量の制御が技術的課題となっており、ガス発生量制御に適した燃料の研究が行われている。

本報では、離陸から高高度まで上昇することが可能なロケットエンジンとラムジェットエンジンを組み合わせた環状構造の複合エンジンを想定し、簡単なモデルを使用した性能計算を行うことによって複合エンジンの性能を検討した。ロケット推進薬には推進薬密度が大きく、流量制御が容易な液体酸素・炭化水素系液体推進薬を対象とした。次に、性能計算の結果、比推力が高いことを示したダブルノズル型ロケットラム複合エンジンについて、総推力5kNの複合燃焼器を製作し、ロケット及びラムジェットによって発

生する推力の比率を変えた燃焼実験を行いその測定推力から比推力の増加を実験的に調べた。更に、膨張角度の異なる2種類の共用排気ノズルによる燃焼実験のノズル壁圧分布測定及び推力測定から比推力に対する膨張角度への効果を調べた。

2. 性能計算

2.1 複合形式

ロケットエンジンとラムジェットエンジンの複合形式として図1に示すダブルノズル型複合エンジン(DN型)とシングルノズル型複合エンジン(SN型)の2形式について比較した。両複合形式はいずれも中心部のロケット燃焼器の周囲を同心円状のラムジェット燃焼器が囲む環状構造のエンジンであるが、ロケットとラムジェットを併用して作動させる際のロケット燃焼器の機能の違いによってロケ

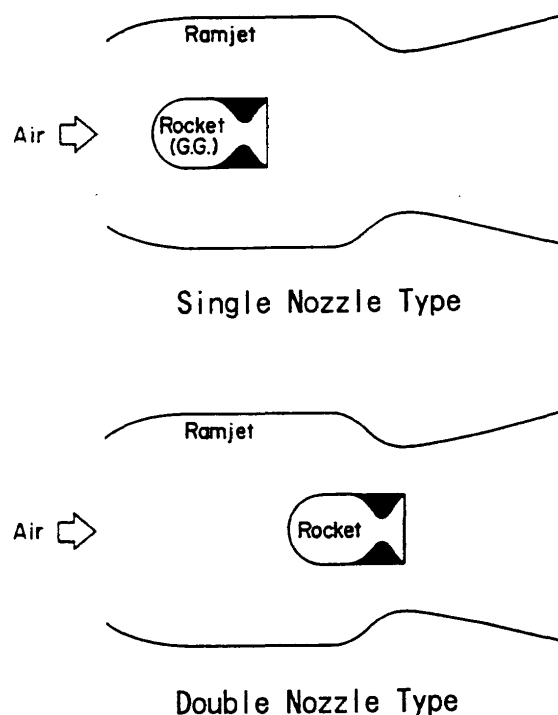


図1 複合形式

ット燃焼器の位置が異なる。すなわち、併用作動時、SN型ではロケット燃焼器がガス発生器として機能し、設定推力を満足しないラムジェット燃焼ガス発生量の不足分を補うための燃焼ガスを供給する。従って、ロケット燃焼器のノズル出口はラムジェット燃焼器の燃焼室内に位置する。また、SN型においてはガス発生器により供給されるガスの有する運動量による推力への寄与分は総推力に比して約3%弱であるため、これを無視するものとする。一方、DN型ではロケット及びラムジェットエンジンの双方に推力を分担させるため、外側のラムジェットノズルをロケット排気流とラムジェット排気流の共用ノズルとして使用する。このため、ロケット燃焼器のノズル出口位置はラムジェット燃焼器のノズルスロートの僅かに下流に位置する。エンジンの作動においては、高比推力を達成するためにラムジェットによって発生する推力が優先的に活用され、ロケットは設定推力に満たない不足推力分を補うために作動させる。ロケットの推力制御は燃焼圧力を制御することにより行う。又、ロケットノズル出口位置でロケット膨張ガス及びラム膨張ガスは等圧になるものとする。

2.2 飛行経路

ラムジェットエンジンの性能は飛行経路によって大きく影響される。図2及び図3はDN型及びSN型複合エンジンの性能を比べるために仮定した飛行経路FP-2とその動圧を示した。仮定した経路は最適化されていないが参考文献4)で示されている空気吸入エンジンの典型的な飛行経路を用いた。純粋なロケットの典型的な飛行経路FP-1に比べ低高度で速度が大きく、飛行マッハ数2で最大動圧が76.4kPaとなり純粋なロケットの最大動圧(24.2kPa)の約3倍である。

2.3 作動条件

性能評価の対象とした複合エンジンのサイズは複合エンジンが発生する総推力を1MNとし、ラムジェットエンジン推力とロケットエンジン推力の比を50:50とする飛行マッハ数を設定飛行マッハ数Moと定義し、各Moに対する形状寸法を一次元流の計算により求めた。ラムジェットエンジンのノズル出口の膨張比は離陸から設定飛行マッハ数までの飛行において、飛行高度及び飛行速度に従い燃焼ガスを最適膨張させるために可変とした。設定飛行マッハ数に到達した後はノズル出口径を一定とし、ノズル膨張比を固定とした。

DN型及びSN型複合エンジンの作動モードについては図4及び図5に示すように以下の4つの作動モードが可能である。

モード1：離陸から低飛行速度まではロケット作動モード
(場合によっては空気オーグメンティドロケッ

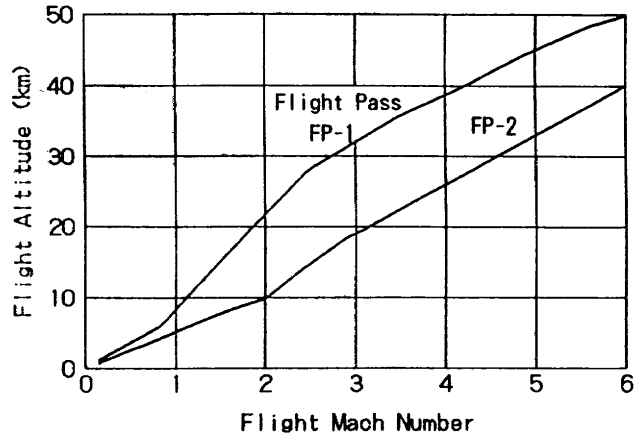


図2 飛行経路

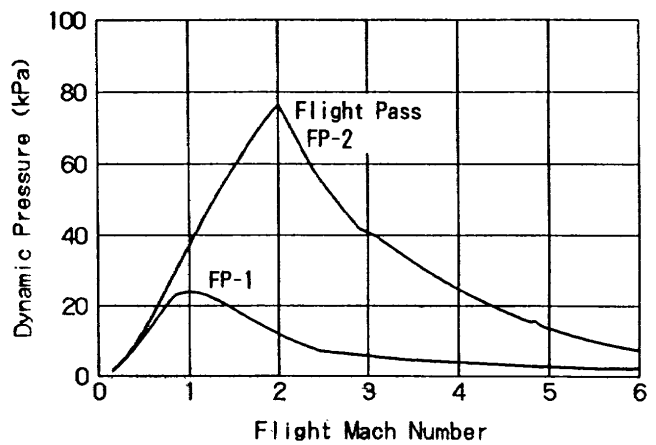


図3 飛行動圧

トの作動も可能であるが本計算では純ロケットモードとした)により推力を得る。発生推力は1MN。

モード2：高度40km以下において、ロケットとラムジェットを併用して作動させる複合作動モードにより推力を得る。総推力は1MN。SN型ではロケットがガス発生器として機能する。

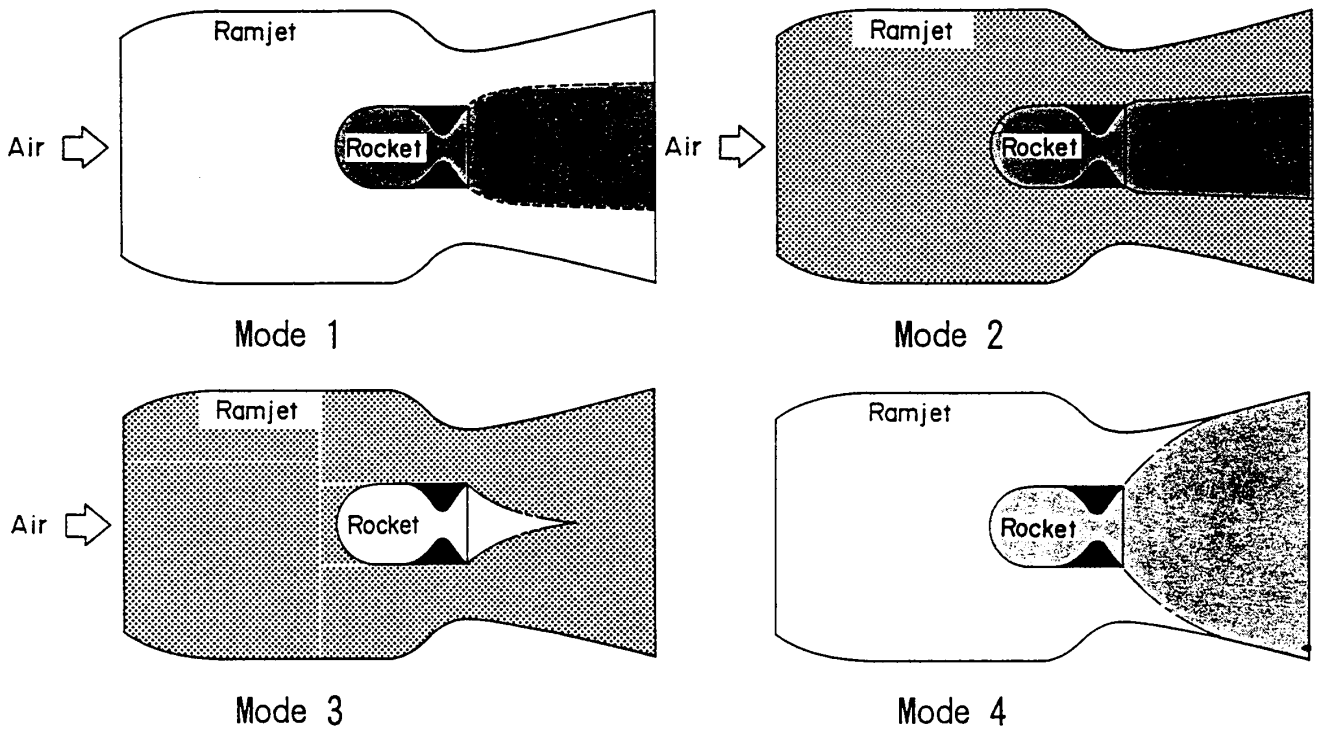
モード3：高度40km以下において、ラムジェット推力だけで設定総推力が得られる場合はロケットの作動停止。

モード4：高度40km以上において、ロケットだけの作動で推力を得る。推力は100kN。ロケットの排出ガスはロケットエンジンのノズルスロートから最外径の共用排気ノズル出口まで膨張させる。

その他の作動条件は、離陸時におけるロケットモードの最大燃焼圧力は40MPaとした。ピークに加えられる加速度は飛行中3g以下とした。

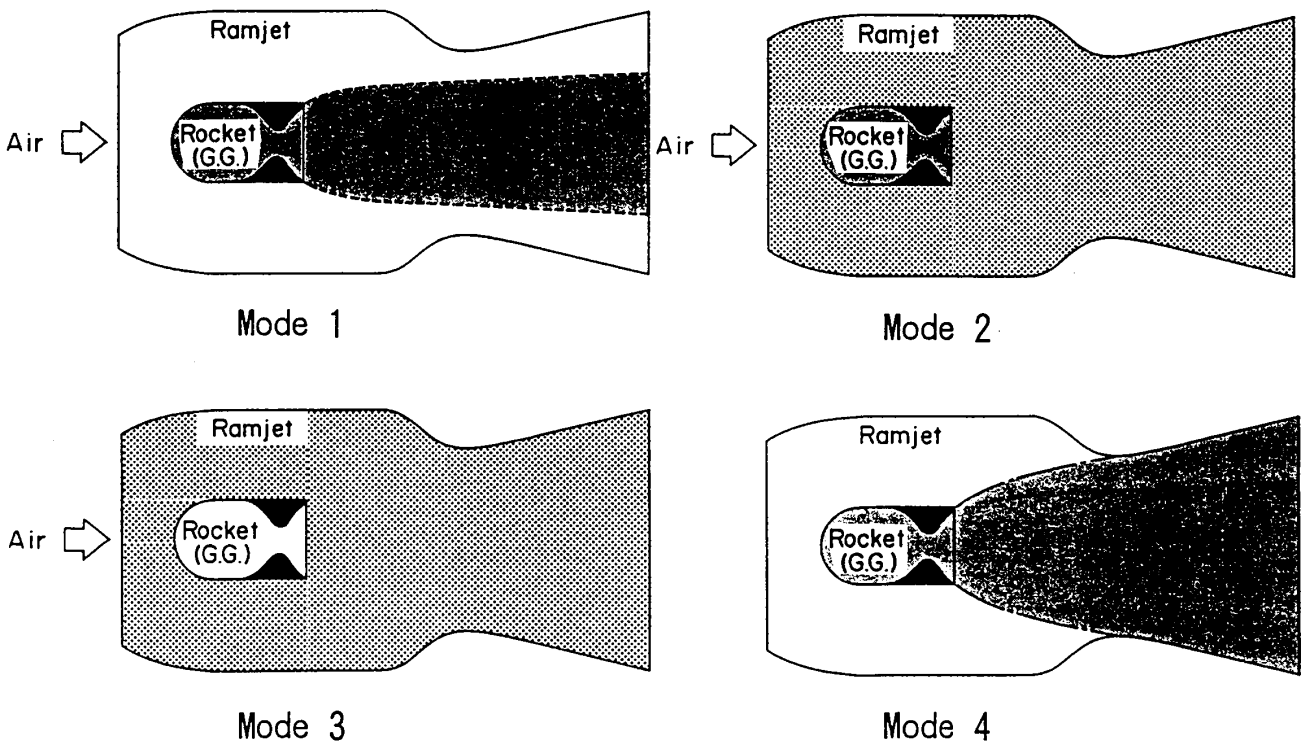
2.4 計算方法と仮定

複合エンジンの性能計算の仮定は燃焼、摩擦、衝撃波等に起因する損失は全て無いと仮定した。ノズル内の燃焼ガ



Double Nozzle Type

図4 DN型複合エンジンの作動モード



Single Nozzle Type

図5 SN型複合エンジンの作動モード

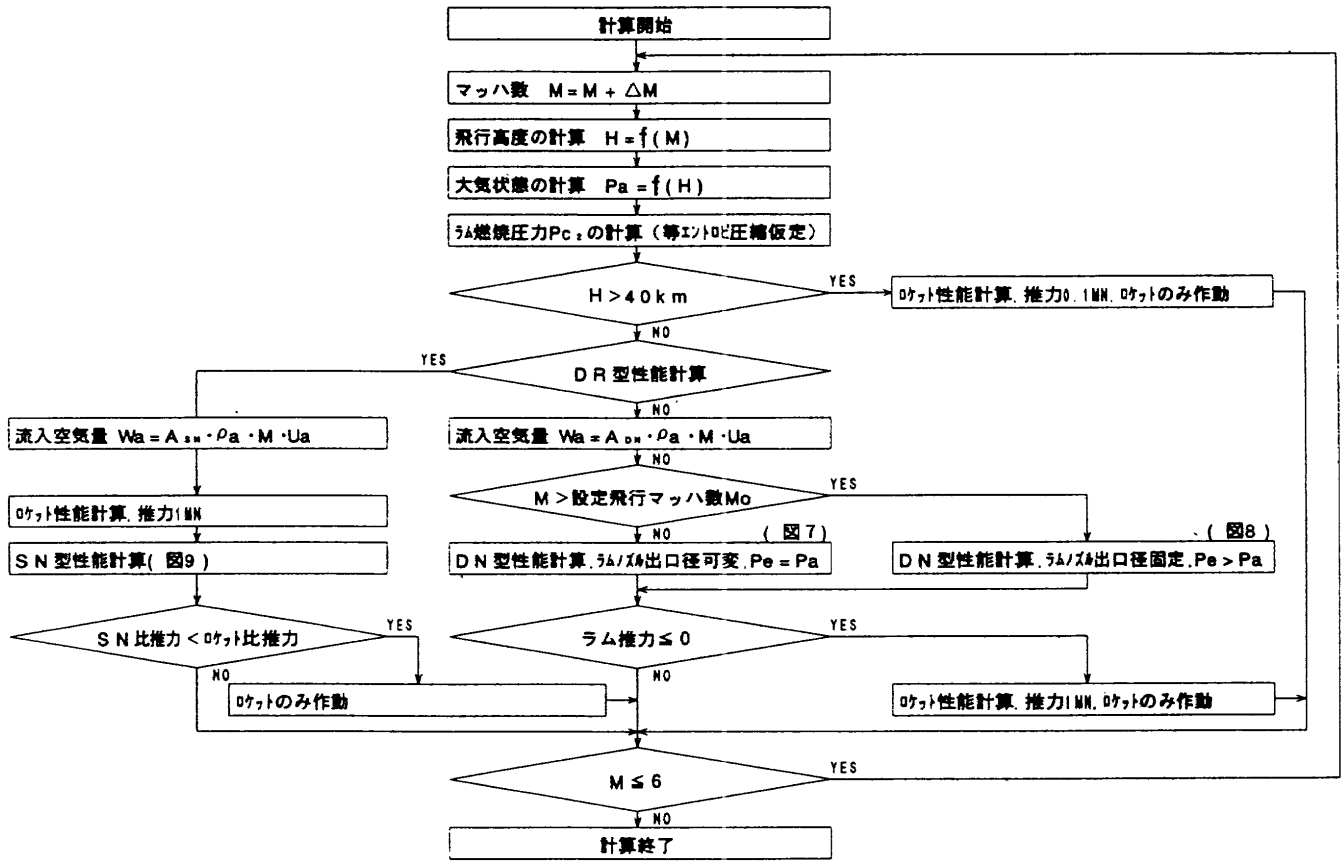


図6 複合エンジンの性能計算フロー

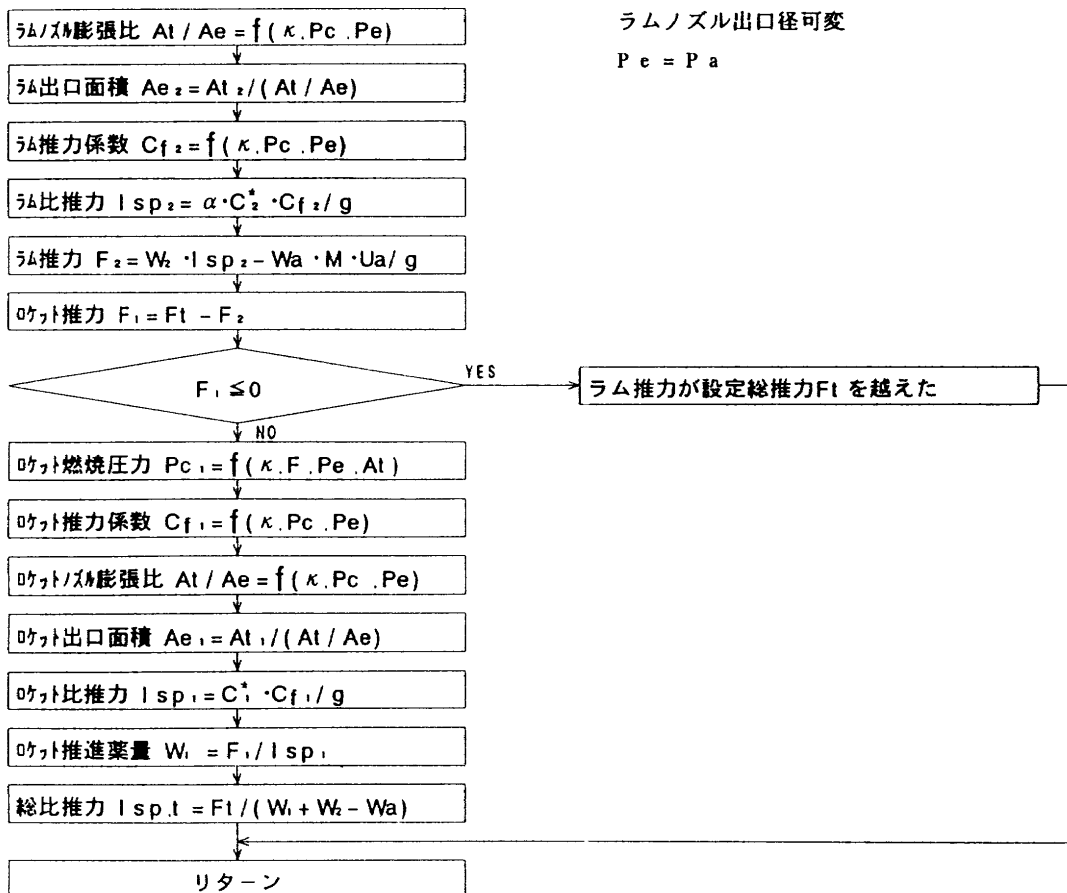


図7 DN型複合エンジンの性能計算フロー (Pe=Pa)

ェットの燃焼ガスは均質に混合し排出するものと仮定した。
 ここでは主にロケット-ラムジェット複合化による比
 推力の増加をロケット単独の場合と比較することを主目的
 としていることから空気取入口における総圧損失はないと
 仮定する。また、前述のようにSN型ではロケットはガス
 発生器としてのみ作動するので、運動量付加によるエゼク
 タ効果の圧力上昇は考えない。従って、ラム燃焼が充分低

速で行われるとして、燃焼圧力 P_{c_2} は次式に示すように流
 入する空気の等エントロピ圧縮によるよどみ圧力と等しく
 なる。

$$P_{c_2} = P_a \cdot (1 + (\kappa - 1) \cdot M^2 / 2)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (4)$$

ここで、 P_a は飛行高度における大気圧力、 κ は空気の
 比熱比 ($\kappa = 1.4$) である。

更に空気取入口の捕獲面積比も1と仮定した。従って、

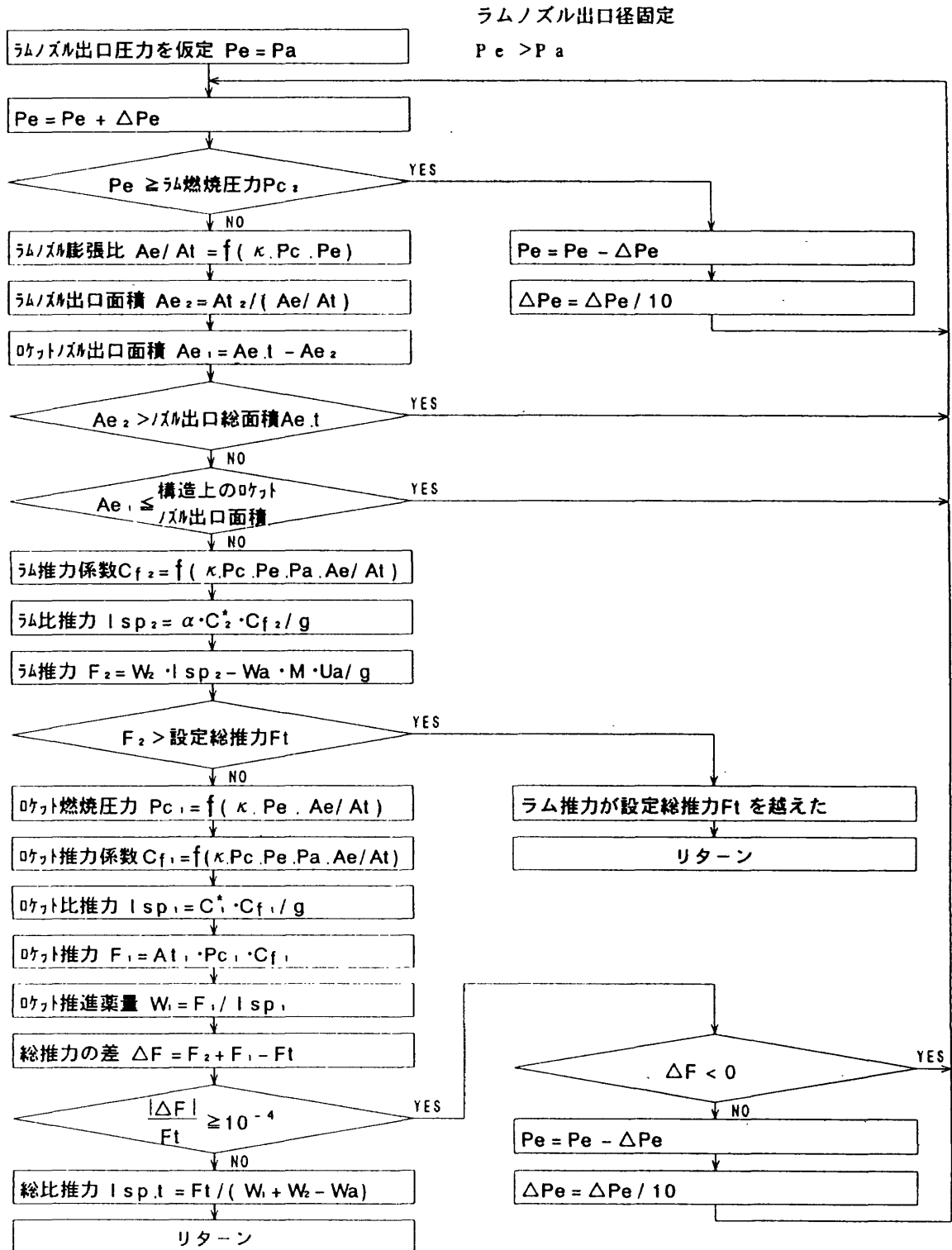


図8 DN型複合エンジンの性能計算フロー ($P_e > P_a$)

空気取入口の付加抗力は0である。

図6に複合エンジンの性能計算フローの概略を示す。計算手順は先ず飛行マッハ数に対して飛行高度を求め、飛行高度における大気の状態を標準大気表⁵⁾から内そうした後、(4)式からラムジェット燃焼圧力を定める。飛行高度40km以下では、複合エンジンの形式により計算ルートが分れる。更にDN型では飛行マッハ数がエンジン設定飛行マッハ数(Mo)を境にして計算手順が異なる。すなわち、飛行マッハ数がエンジン設定飛行マッハ数(Mo)以下の場合にはラムジェットノズル出口面積を可変とし、出口圧力が大気圧力と等しいとして計算を行う。図7に計算フローの詳細を示す。一方、飛行マッハ数がエンジン設定飛行マッハ数(Mo)以上の場合にはラムジェットノズル出口面積を固定とし、計算を行う。図8に計算フローの詳細を示す。ここではラムジェットノズル出口圧力を仮定して設定総推力を

満足するラムジェット推力及びロケット推力を繰返し計算により求める。両者共に比推力の向上を目的としているためラムジェット推力に優先度を与えて計算し、不足推力分をロケット推力が補う計算手順となっている。図9にSN型の計算フローを示す。ここでは要求総推力に満たないラムジェット燃焼ガス発生量の不足分をロケット側が補うことから、ロケット燃焼ガス発生率及び燃焼混合ガスの比熱比を仮定し、その推力係数を用いて、設定総推力を満足する最小のロケット燃焼ガス発生量を繰返し計算により求めた。

2.5 推進薬

離陸から高度40kmまでに使用する複合エンジンの推進薬として2組のケースを検討した。ケース1はロケット推進薬に液体酸素・ケロシン・水素(総燃料の約15wt%)を

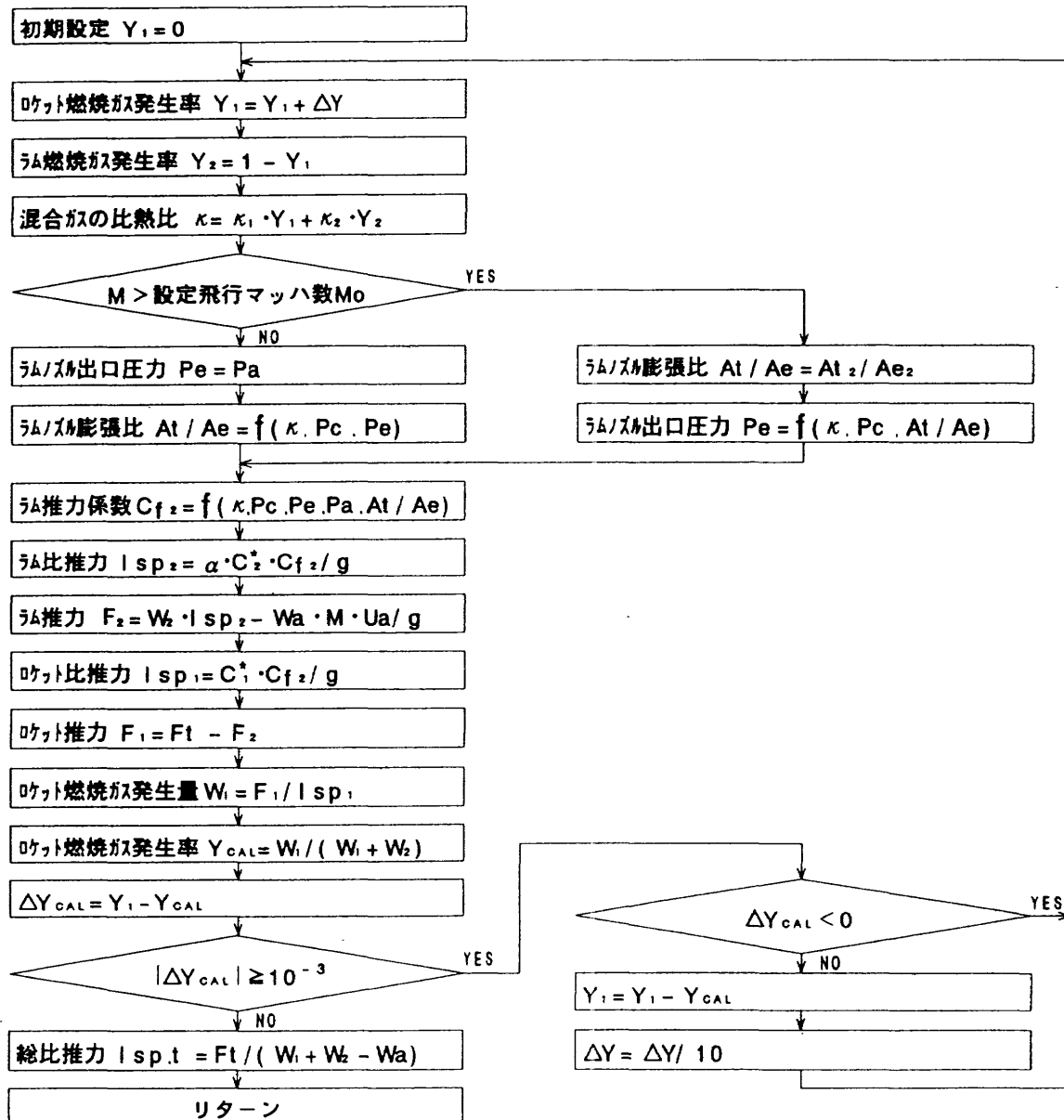


図9 SN型複合エンジンの性能計算フロー

使用し、ラムジェット推進薬に空気・水素を使用した場合である。ロケット推進薬に燃料密度の大きい炭化水素燃料を使用することは推進薬の高密度化を図る上で必要であり、水素の添加は高圧燃焼器の冷却剤を想定していること及び安定燃焼の確保のためである⁶⁾。ケース2はロケット推進薬に液体酸素・液体メタンを使用し、ラムジェット推進薬に空気・メタンを使用した場合である。液体メタンは炭化水素燃料の中で最も冷却能力に優れ、且つ密度は液体水素の約6倍である。ラムジェットエンジンが停止する高度40 km以上でのロケットエンジンの推進薬にはケース1及び2ともに液体酸素・液体水素とした。

2.6 計算結果と考察

ロケット推進薬に液体酸素・ケロシン・水素を用いラムジェット推進薬に空気・水素を使用した場合の結果を以下に示す。計算ではロケット推進薬の混合比(酸化剤/燃料)を2.6、ラムジェットの空燃比を32とした。図10は環状型複合エンジンの構成において最大寸法となるラムジェットノズル出口径を設定飛行マッハ数に対して示したものである。ノズル出口径は飛行経路に大きく依存する。一方、空気吸入エンジンの飛行に仮定した経路FP-2に対して複合

エンジンのノズル出口径はDN型がSN型より0.5m程度小さいノズル出口径となる。以下の検討では飛行経路FP-2に対して、ノズル出口径が約4mとなるエンジン設定飛行マッハ数 $Mo=2.5$ で最適化されたノズル形状の複合エンジンを基準とする。図11はDN型及びSN型複合エンジンの総比推力を全飛行マッハ数に対して示したものである。比推力特性は飛行マッハ数全般にわたってDN型がSN型よりも高く有利であることが分る。

図12~図14にロケットエンジンの燃焼圧力、ロケット及びラムジェットエンジンの推力係数を飛行マッハ数に対して示した。DN型においてロケットエンジンの燃焼圧力は離陸時の約40 MPaから徐々に減少し飛行動圧及び総比推力が最大となるマッハ数2.0で最小になりその後増加に転じる。これはラムジェットエンジンの推力を最大限に機能させ設定推力に満たない不足推力分をロケットエンジンが補うことによる変化である。一方、SN型では飛行マッハ数約1.2までロケットエンジンが作動するが、その後ラムジェットエンジンによる比推力がロケットエンジンよりも高くなるため作動モードがラムモードに変わる。ロケットエンジンは燃焼圧力をラム燃焼圧力と同圧力まで下げて燃焼ガスをラム作動側に供給する。

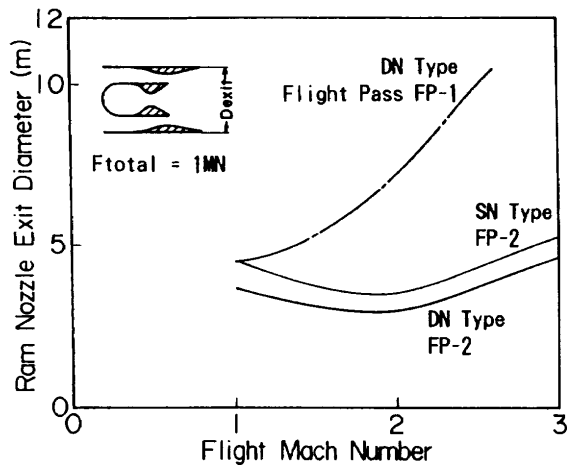


図10 ラムジェットノズル出口径

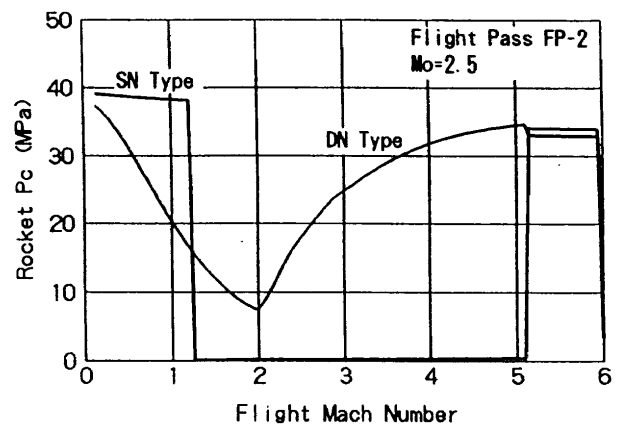


図12 ロケットエンジン燃焼圧力

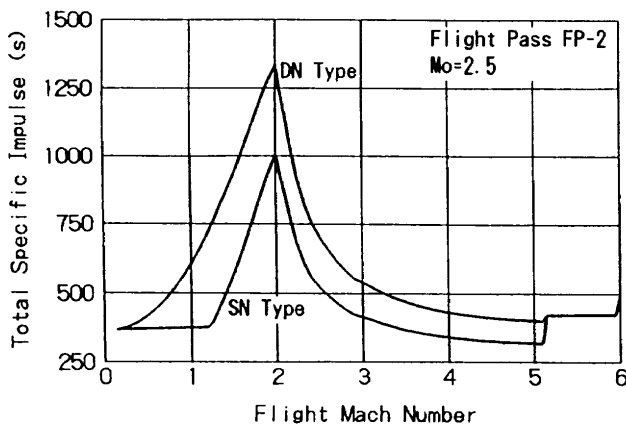


図11 総比推力

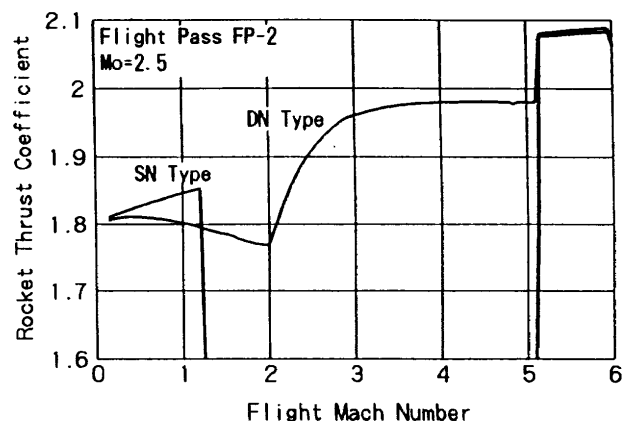


図13 ロケットエンジン推力係数

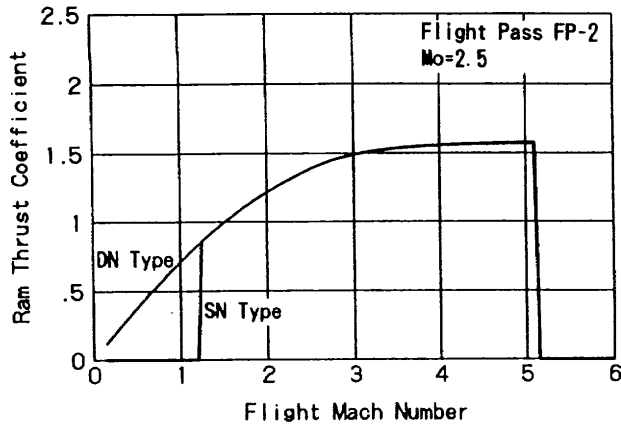


図14 ラムジェットエンジン推力係数

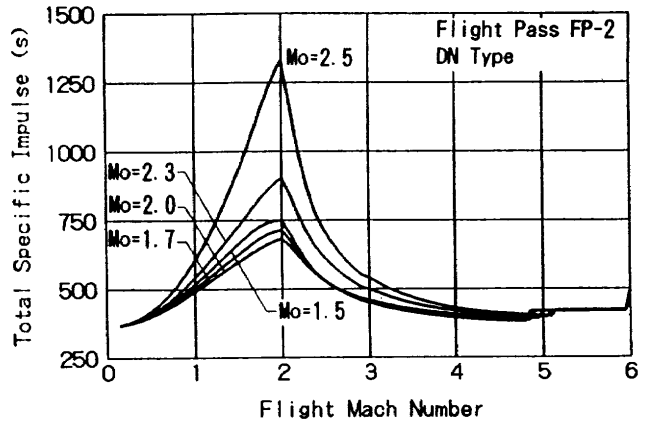


図16 DN型複合エンジンの総比推力

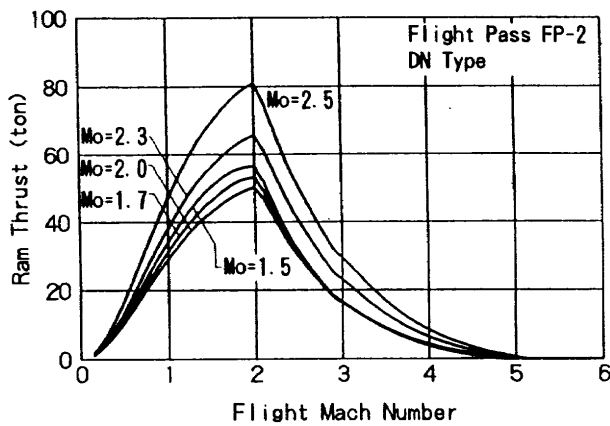


図15 DN型複合エンジンのラムジェット推力

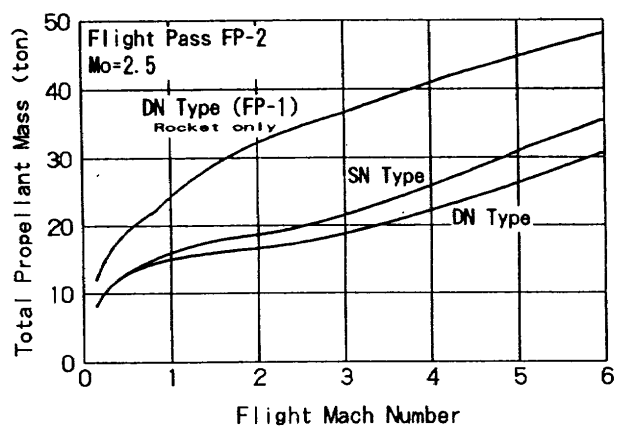


図17 飛行マッハ数に対する推進薬消費量

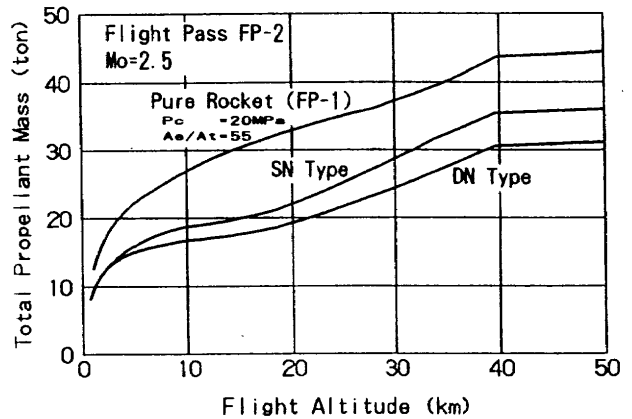


図18 飛行高度に対する推進薬消費量

図15と図16はDN型複合エンジンについて、エンジン設定飛行マッハ数 Mo を変化させた場合のラムジェット推力と総比推力を飛行マッハ数に対して示したものである。飛行マッハ数0.5~3.5までの範囲についてラムジェットエンジンによって発生した推力は複合エンジンの性能に対してかなり大きく影響し、純粋なロケットエンジンに比べ大幅な比推力の増強が可能となる。図17は飛行経路FP-2におけるDN型及びSN型複合エンジンの推進薬消費量と飛行経路FP-1におけるDN型のロケットエンジンだけを作動させた場合の推進薬消費量を飛行マッハ数に対して示したものである。DN型はSN型よりも推進薬消費量が少なく飛行マッハ数6ではSN型より約14%低い消費量となる。更に、ロケットエンジンを作動させた場合と比べると約30%（この場合、飛行経路が異なるため高度40kmに到達する飛行マッハ数FP-1で $M=4.2$ 、FP-2で $M=6.0$ における推進薬消費量の比較である。）低い。図18は複合エンジンと純粋なロケットエンジンの推進薬消費量を飛行高度に対して示したものである。この場合、純粋なロケットエンジンはノズル開口比を55とし、複合エンジンのロケット推進薬と同一推進薬を使用し、飛行経路FP-1を通ることを仮定した。高度40kmにおいてDN型での推進薬消費量は純粋なロケットエンジンと比べ約30%減少する。このような推進

薬消費量の減少はペイロードの増加につながる。

次に、ロケット推進薬に液体酸素・液体メタンを使用し、ラムジェット推進薬に空気・液体メタンを使用した場合の結果を図19~図24に示す。ロケット推進薬の混合比は4、ラムジェットの空燃比は16である。結果はロケット推進薬に液体酸素・ケロシン・水素、ラムジェット推進薬に空気・水素を用いた場合とほぼ同ような傾向を示すが、複合エンジンの総比推力はDN型で約28%及びSN型で約22%低い。

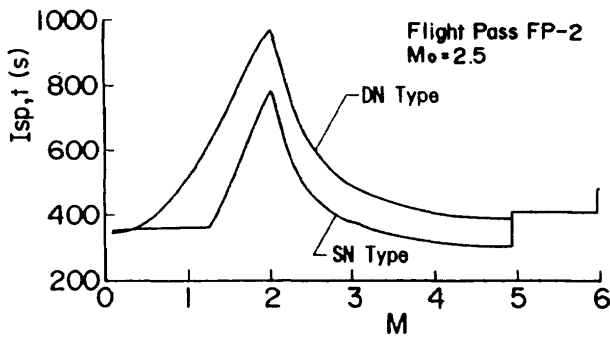


図19 総比推力

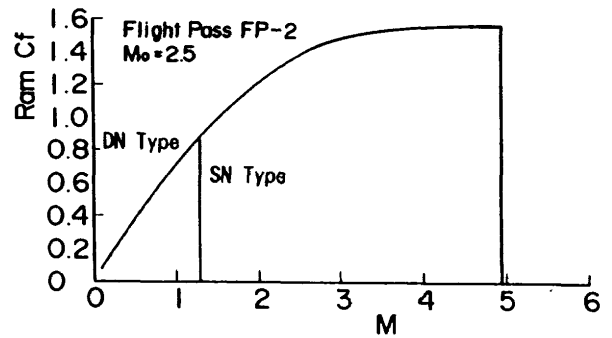


図22 ラムジェットエンジン推力係数

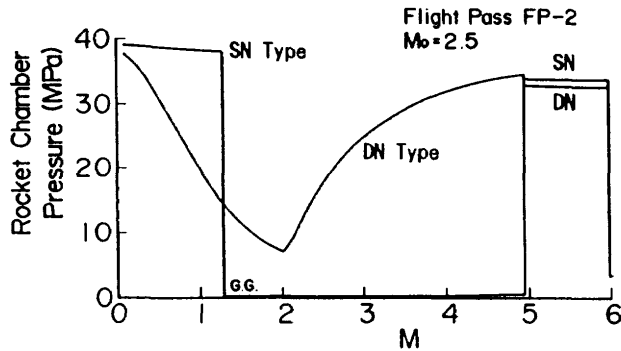


図20 ロケットエンジン燃焼圧力

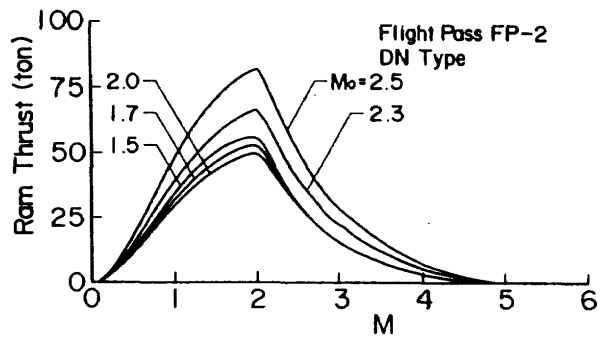


図23 DN型複合エンジンのラムジェット推力

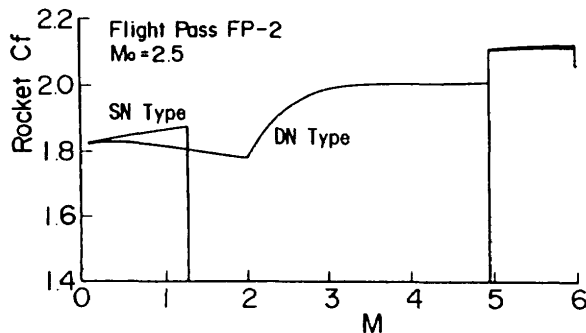


図21 ロケットエンジン推力係数

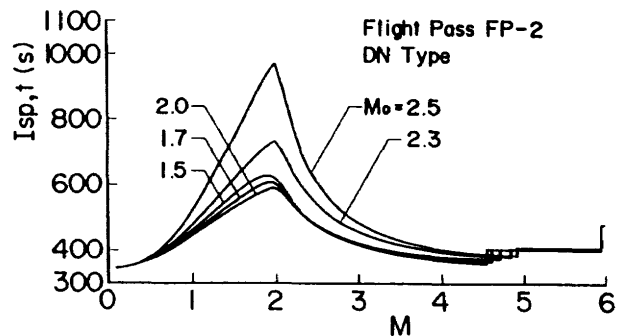


図24 DN型複合エンジンの総比推力

以上の計算結果から燃焼実験による比推力増加の検証は総比推力で優位性を示したDN型ロケットラム複合形式の燃焼器を用いることとした。又、推進薬は液体酸素・ケロシン・水素をロケット推進薬として使用し、窒素と酸素から成る模擬空気・水素をラムジェット推進薬として使用することとした。

3. 供試体

図25に供試燃焼器の組立図を示す。供試燃焼器は中央部の水冷却ロケット燃焼器と外側の無冷却ラムジェット燃焼器から構成された環状構造の複合燃焼器である。その主要諸元を表1に示す。ロケット燃焼器のノズル出口はロケット燃焼ガスの圧力が周囲のラムジェット燃焼ガスの静圧と等しくなるようにラムジェットスロート部より僅かに下流位置とした。

ラムジェット燃焼器については2個の供試燃焼器(A型及びB型ラムジェット燃焼器と称する)を用いた。複合燃焼器の設計値は総推力5kN(ロケット推力とラムジェット推力の比が50対50)、ロケット燃焼圧力5.5MPa、A型ラムジェット燃焼器の燃焼圧力1MPa、B型の燃焼圧力0.33MPaである。A型及びB型ラムジェット燃焼器のノズル膨張部には壁面に沿って9ヶの静圧孔が設けられ、膨張ガスの静圧プロファイルの測定を行う。A型ラムジェット燃焼器のスロート面積及びノズル出口面積は一次元流の計算による値であり、ノズル膨張半角度は $10^{\circ}18'$ とした。B型はノズル膨張半角度がA型より小さく $6^{\circ}40'$ とした。このノズル膨張半角度はA型の燃焼実験におけるロケット排気流の外縁の写真観察を基にした。

冷却はロケット噴射器近傍の入口マニホールドから中心軸方向に沿って冷却水を通しロケット燃焼壁面を冷却した

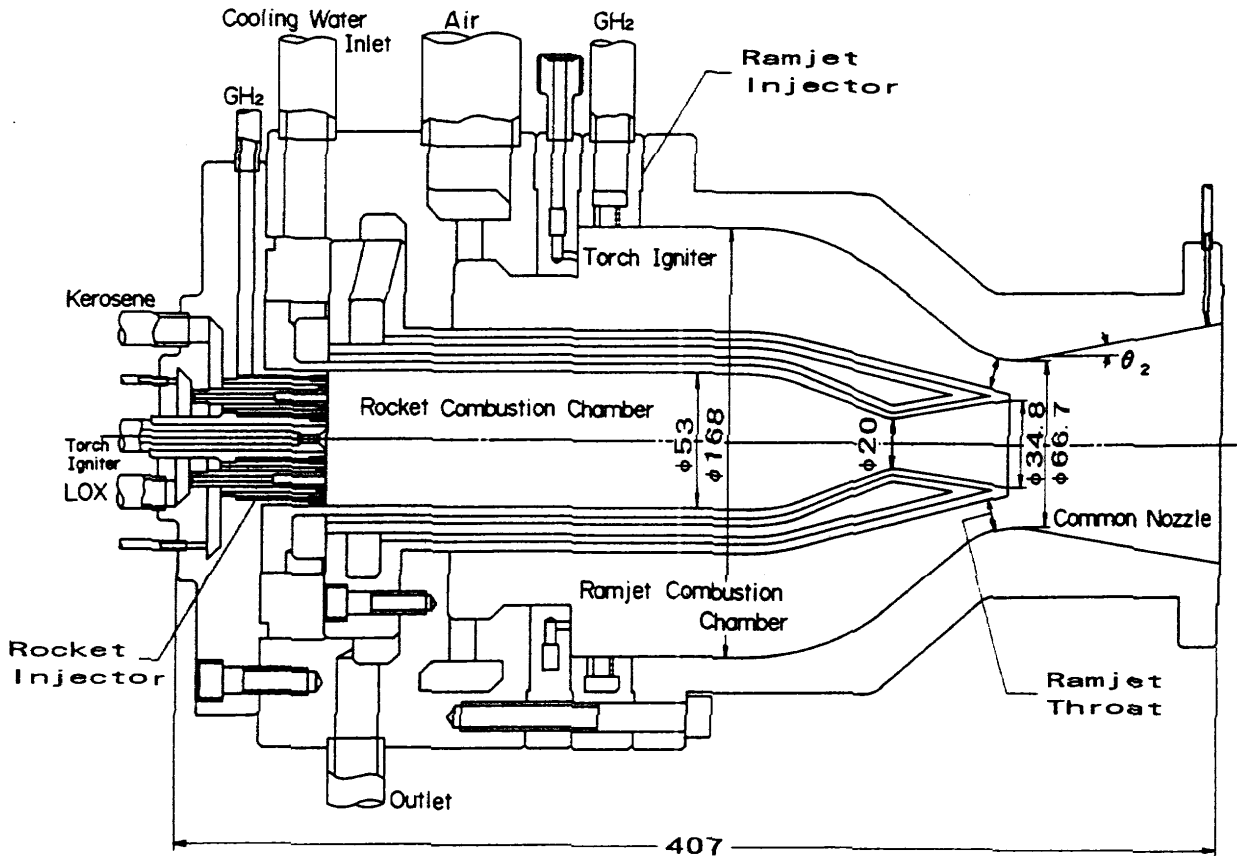


図25 供試燃焼器

表1 ロケットラム複合燃焼器の諸元

	Rocket	A Type Ramjet	B Type Ramjet
Throat Area (cm ²)	3.1	21.8	66.6
Chamber Area (cm ²)	22.1	162.2	162.2
Nozzle Exit Area (cm ²)	9.5	70.5	109.4
Divergence Half-Angle (deg)	9° 30'	10° 18'	6° 40'
Chamber Length (cm)	22.0	16.5	16.5

後、ノズル出口近傍から180°方向を変えてラムジェット燃焼壁面を通して排出する構造とした。又、B型燃焼器内壁には酸化ジルコニア+4%酸化イットリウムのコートング（被膜厚み約200μ）を施して遮熱性を高め熱による燃焼器の焼損を防ぐ対策とした。

図26にラムジェット噴射器の詳細図を示す。ラムジェット燃料であるガス水素の噴射要素は空気の流れ方向に対して直角に水素を噴射させるためリング状噴射器の内側に沿って円周上に設けた。噴射要素数は20要素であり、各要素は噴孔径2.5φと1.3φの一組から成り、内壁面全体の噴孔の配置は千鳥状である。

ロケット噴射器は2種類（A型及びB型ロケット噴射器と称する）を用いた。A型はロケット推進薬として液体酸素・ケロシンを使用する噴射器であり、B型は更に水素を添加する構造とした噴射器である。その噴射要素及び配置

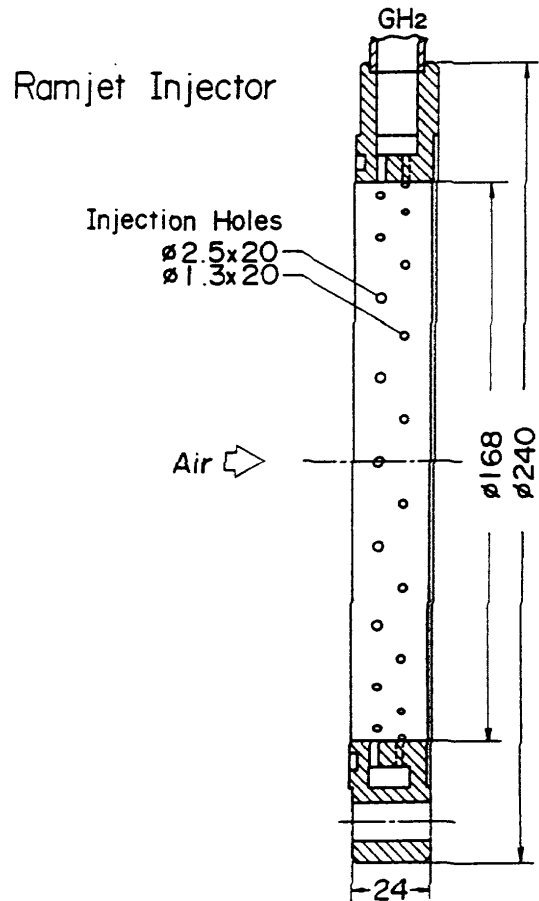


図26 ラムジェット噴射器

等の基本的な構造は同一である。図27はB型噴射器の噴射要素とその配置を示した。噴射器は中央にトーチガスの通路孔を設け、5個の異種三噴流衝突型噴射要素を噴射面に対して等角度(72°)に配置し、噴射面に多孔質材を用いて水素を添加する構造とした。この方式における水素の添加は噴射面の熱保護に有効である。一方、水素添加の無いA型の噴射面には無酸素銅を用いた。噴射要素は中央から液体酸素を噴射し、その両側からケロシンを噴射して三噴流

を一点で衝突させるものであり、噴孔径等の噴射要素の寸法は Elverum等⁷⁾の異種三噴流衝突型噴射要素に対する最適混合条件から決定した。

4. 実験装置

4.1 推進薬供給装置及び冷却水供給装置

図28にロケットラム複合燃焼器試験装置の推進薬供給系統図及び冷却水供給系統図を示す。ロケット推進薬の液体

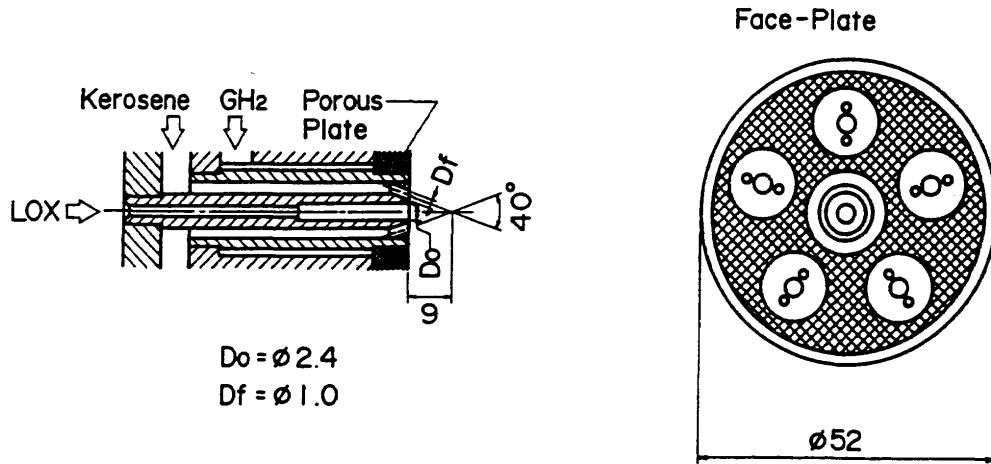


図27 ロケット噴射器 (B型) の噴射要素とその配置

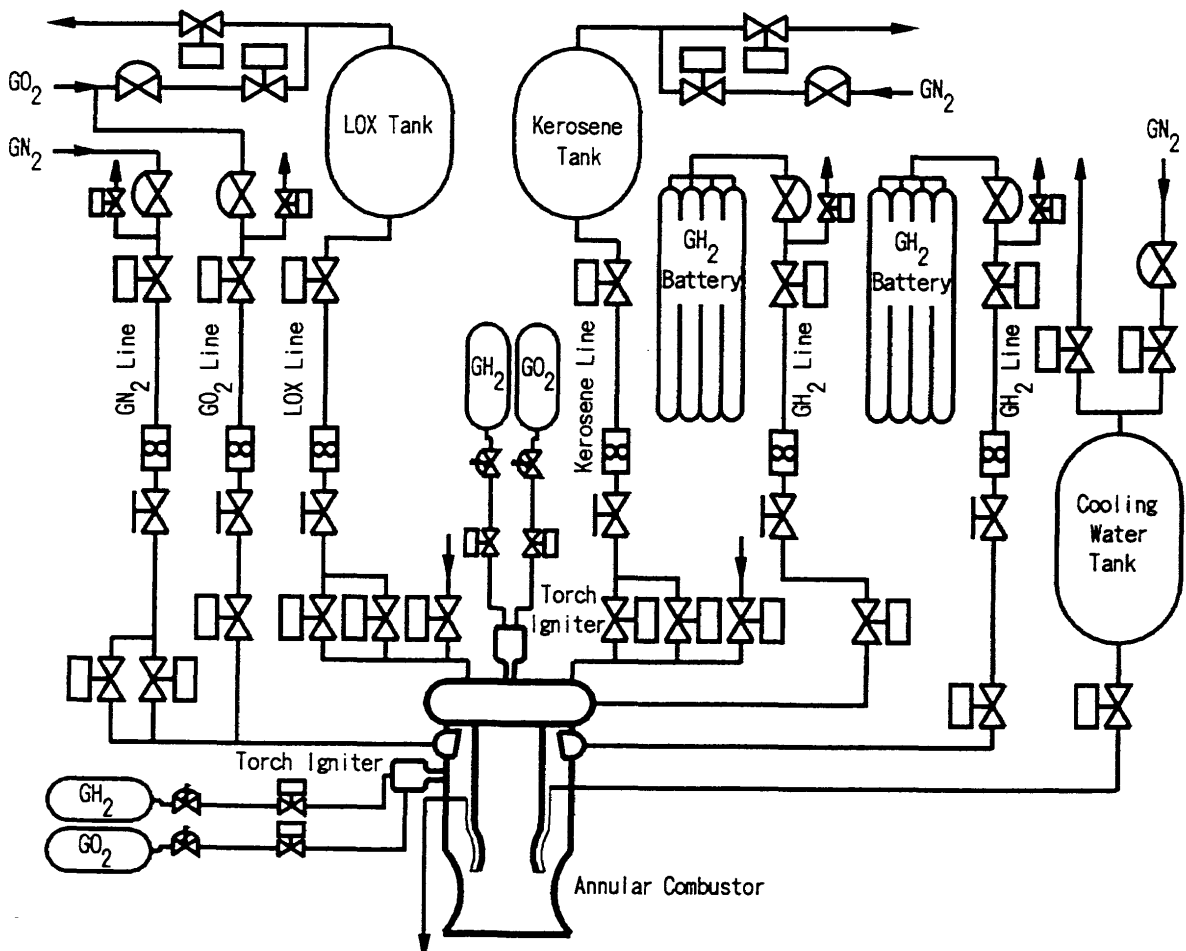


図28 推進薬及び冷却水供給系統図

酸素及びケロシンは加圧ランタンクから、水素は圧力25 MPaのポンペを集合した気蓄器からそれぞれ遮断弁、タービン流量計、調量弁、補弁、主弁を通して燃焼室に供給した。液体酸素ランタンクの加圧には液体酸素への異種ガスの溶け込みを避けるため高圧のガス酸素を加圧ガスとして用いた。ケロシンランタンク及び冷却水タンクは窒素ガスによって加圧した。液体酸素の供給配管は二重管構造とし、外管に液体窒素を通して予冷することによって内管を通る液体酸素の気液二相流による流量誤差を小さくする構造とした。

ラムジェット燃焼器に供給する空気は、ラム圧縮を行う高速空気の替りに、高圧のガス酸素とガス窒素をそれぞれ気蓄器から供給し酸素質量濃度約23%の割合で混合した常温模擬空気を燃焼器に供給した。ラムジェット燃料のガス水素は気蓄器から常温で供給した。

ロケット及びラムジェット燃焼器の点火装置にはガス水素・ガス酸素を燃焼させて主推進薬に着火させるトーチイグナイタを用いた。

4.2 計測

本試験での計測項目は液体酸素、ケロシン、ガス水素、ガス窒素及びガス酸素の流量、ランタンク、各流量計部及び供試体各部の温度と圧力並びに供試体の推力である。図29に計測システムの系統図を示す。センサーによって得られたこれら諸量の電気信号はシグナルコンディショナーで増幅されAD変換器を通してアナログ信号からデジタル信号に変換し、AD変換器内のバッファメモリに一時的に集録される。サンプリング速度は1ms/データである。集録したデータはその後、パーソナル計算機の光ディスク内に記録保存される。

液体酸素、ケロシン、ガス水素、ガス窒素及びガス酸素の流量計測には、タービン流量計を使用し体積流量を測定

した。質量流量への換算は液体酸素及びガス類の場合、流量計部の温度・圧力測定値に相当する密度を表⁸⁾より求め体積流量に乗じて算出した。ケロシンの場合、密度は比重計で測定した値を用いた。又、ロケット燃焼器の冷却水流量はオリフィスを用いて測定した。

圧力の計測にはストレインゲージ型センサを用い、一連の試験を実施する前にend-to-endで実加重校正を行いセンサの精度を確保した。

温度の計測には熱電対を用いた。極低温で供給される液体酸素及び常温で供給されるケロシン、ガス酸素、ガス窒素並びにガス水素の流量計部温度と噴射温度の測定は銅-コンスタンタン熱電対(JIS-T種)を用い、燃焼により高温となる燃焼室壁温度の測定にはアルメルークロメル熱電対(JIS-K種)を用いた。

推力の計測には引張型ロードセルを用いた。計測用ロードセルは一連の試験を実施する前に測定精度±0.01%FS(FS=1ton)の高精度引張型ロードセルを基準ロードセルとして用い校正を行った。

4.3 実験方法

燃焼実験は各種弁類等の開閉を全て自動制御により遠隔操作で行い実施した。図30は代表的な燃焼実験の始動から停止までの各種弁類の開閉及びトーチイグナイタ用点火栓のスパークのタイムシーケンスである。燃焼実験は最初にロケットの燃焼が先行し、数秒遅れてラムジェットの燃焼が始まり、ロケットとラムジェットの燃焼終了をほぼ同時とした。始動から停止までは7秒である。燃焼実験の定常データとしてはロケット及びラムジェットの燃焼圧力等がほぼ一定となる燃焼終了前の1秒間の計測データの平均値を用いた。図31に典型的な燃焼実験のオシログラムを示す。燃焼実験中の異常事態の発生における緊急停止はラムジェット燃焼器のスロート壁温度をバーンアウトディテクタに

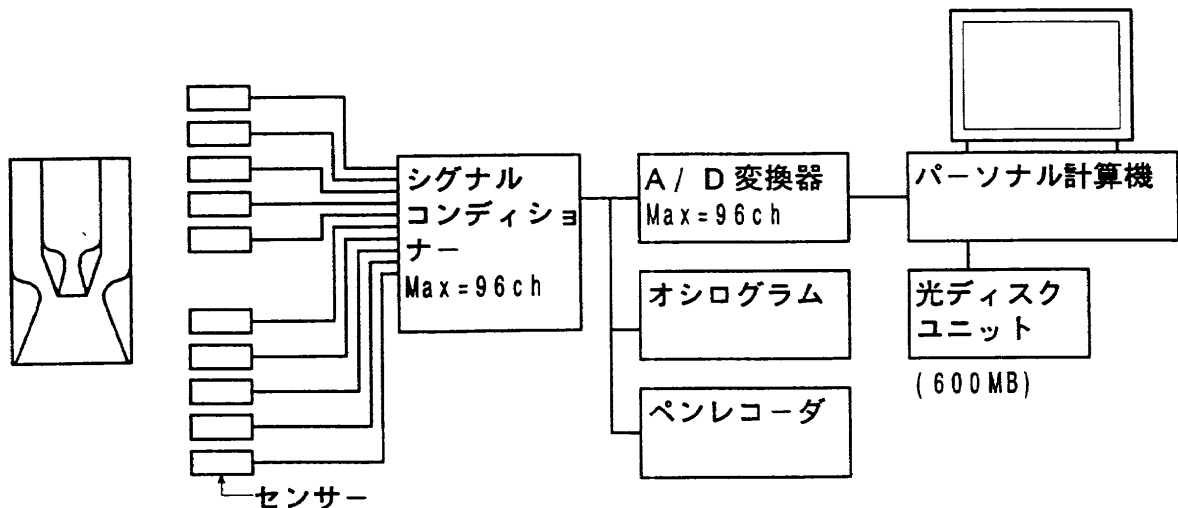


図29 計測システム

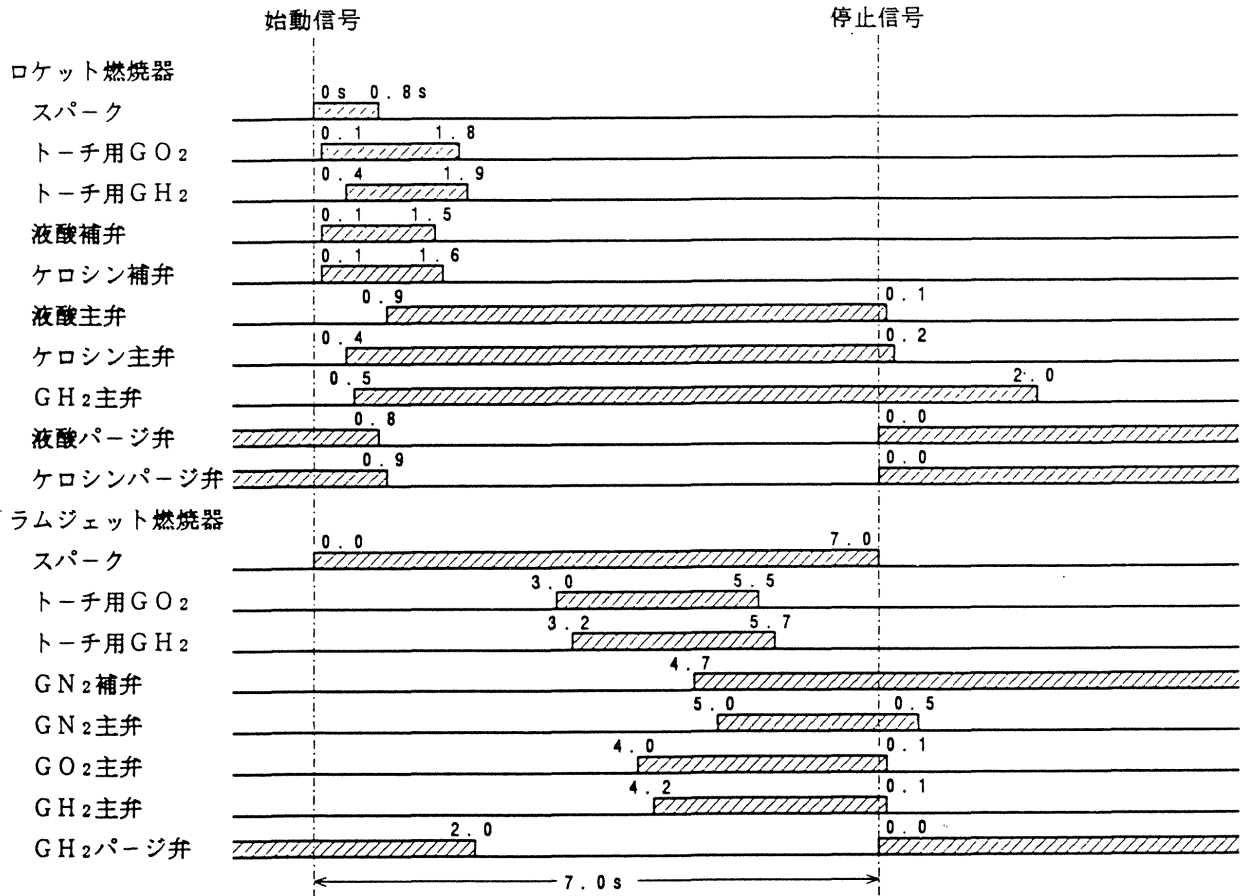


図30 燃焼実験のタイムシーケンス

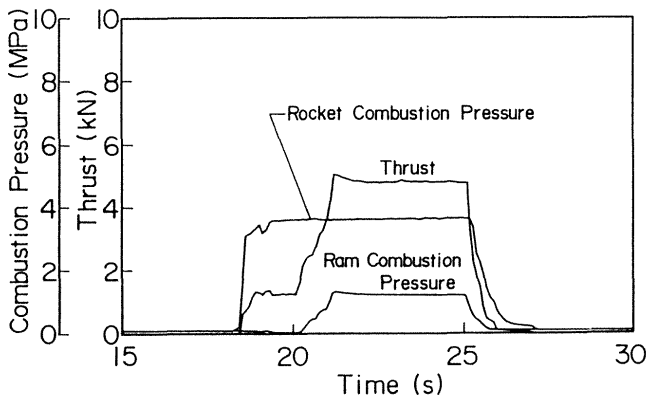


図31 燃焼実験のオシログラム

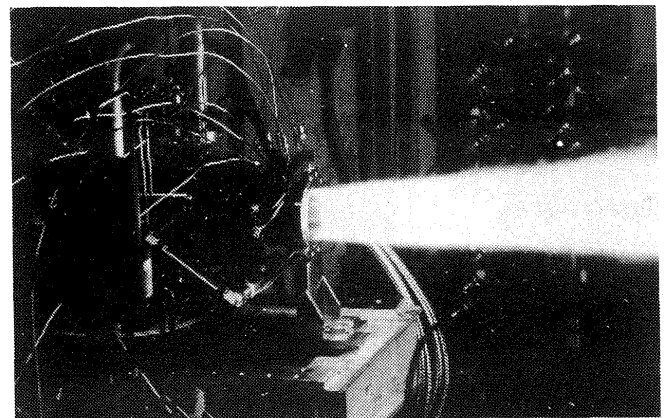


図32 ロケットだけの燃焼実験

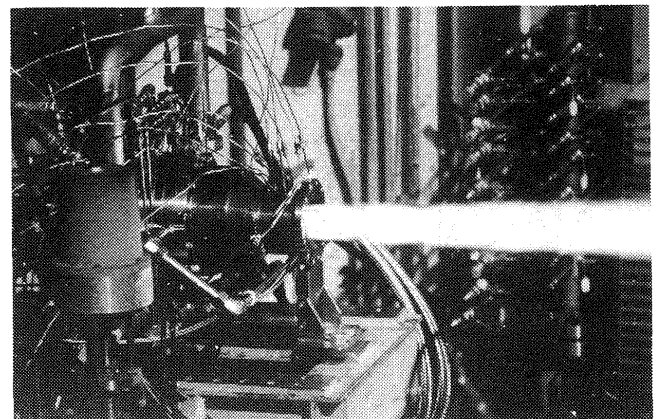


図33 ロケットとラムジェット併用作動の燃焼実験

よって監視し、異常な高温度を検知すると作動するようにした。その他に、テレビモニタによる燃焼状態の目視、ペンレコーダによるスロート壁温度変化の目視及びロケット燃焼器の冷却水流量の目視による監視によっても手動で緊急停止ができるシステムである。燃焼実験の様子を図32と図33に示す。図32はタイムシーケンスの前半の状態であり、ロケットだけが作動した様子である。図33はロケットとラムジェットが作動した様子である。表 2 に実験範囲を示す。

表 2 実験範囲

	燃焼圧力 (MPa)	混合比
ロケット	2.7 ~ 4.5	≒ 2.6
ラムジェット	0.35 ~ 1.3	≒ 32 (空燃比)

5. 実験結果と考察

5.1 ノズル膨張部壁圧分布

図34と図35はロケット及びラムジェット燃焼器を併用して作動させた場合のA型及びB型ラムジェット燃焼器ノズル膨張部壁面の静圧分布である。A型では測定した静圧プロフィールは、ロケットとラムジェットの流量比を変えても、両者の排気が合流する①と②間よりさらに下流の④まで変化しない。しかしながら、静圧測定孔⑤以降の膨張部では両方ともにラムジェットとロケット排気の合流部で発生した衝撃波が到達するために静圧が急に高くなる。A型においてロケット排気流の広がり半角度を9°30'と仮定した一次元流れの計算値と比べると②から⑧又は⑨までの領域で燃焼合流ガスは過膨張な状態であることがわかる。一方、A型よりもノズル膨張角度が小さいB型ではロケット排気流の広がり半角度4°30'を仮定した一次元流計算値と比べ、②から③又は④までの領域が過膨張状態であることがわかる。

剥離点での局所的な静圧 P_{sep} に対し衝撃波発生により生じた圧力増分 ΔP との比 $\Delta P/P_{sep}$ はノズル膨張角度の小さいB型 ($\Delta P/P_{sep} \approx 1.31$, $\theta = 6^\circ 40'$) がA型 ($\Delta P/P_{sep} \approx 1.63$, $\theta = 10^\circ 18'$) よりも小さい。

静圧測定孔⑨位置でのノズル出口圧力については2つのタイプがある。一つはノズル出口圧力が大気圧力より高くなる状態、すなわち、燃焼ガスの不足膨張状態 ($P_e > P_a$) であり、図34のRN12, RN13, RN14及び図35のRN17の場合である。もう一つはノズル出口圧力が大気圧力より低くなる状態、すなわち、過膨張状態 ($P_e < P_a$) であり、図35のRN18及びRN19がこれに相当する。それらのノズル出口圧力は以下に示される比推力と直接関連する。

5.2 複合作動による比推力

複合作動時の比推力 I_{sp} は次式によって表せる。

$$I_{sp} = \frac{F_m - F_a}{W_1 + W_2 - W_a} \quad (5)$$

ここで、 F_m は測定したロケットとラムジェットの同時作動による総推力である。 F_a は流入する空気によって受ける力(流入空気推力)であり空気流量 W_a と飛行速度の積である。想定飛行速度は実験で供給したラムジェット燃焼圧力を、海面上で空気の等エントロピ圧縮を行ったと仮定した場合によって得られる速度を用いた。 W_1 及び W_2 は

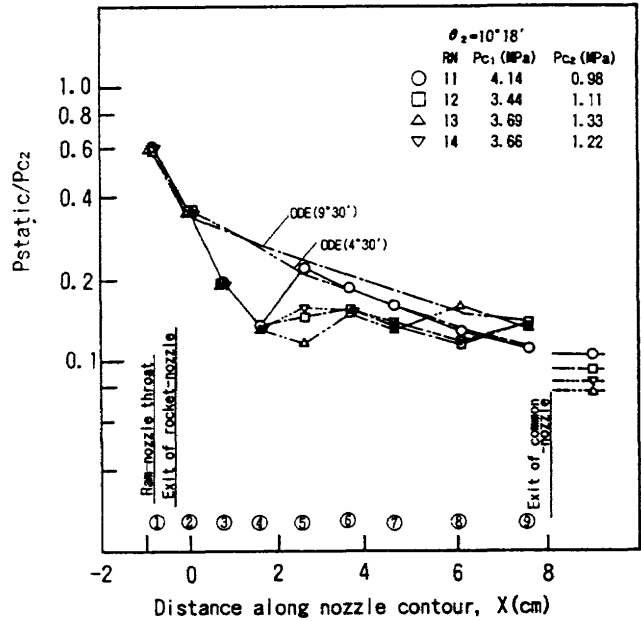


図34 A型ラムジェット燃焼器ノズル膨張部壁面の静圧分布

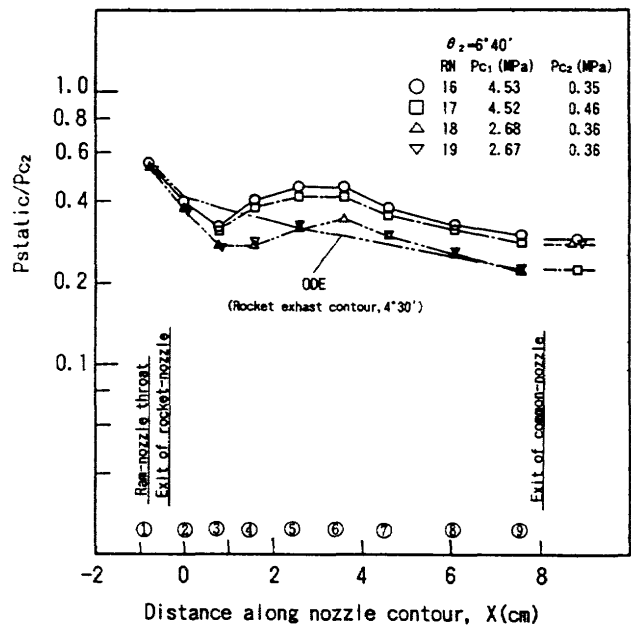


図35 B型ラムジェット燃焼器ノズル膨張部壁面の静圧分布

ロケット及びラムジェットの推進薬流量である。燃焼実験では総推力が測定されるが、ロケット及びラムジェット各々の推力を分離して測定できない。従って、各実験でのラムジェット推力とロケット推力の比はそれぞれの推力係数 C_f (6)式を計算によって求めることによってそれぞれの推力を算定した。 C_f を求める際の比熱比 κ は一次元流の化学平衡計算 (ODE) コード⁹⁾ で求めた値を用い、ノズル出口圧力 P_e は実験で測定したノズル出口圧力⑨の値を用いた。

$$Cf = \sqrt{\frac{2\kappa_n^2}{\kappa_n} \cdot \left(\frac{2}{\kappa_n+1}\right)^{\frac{\kappa_n+1}{\kappa_n}} \cdot \left[1 - \left(\frac{Pe_n}{Pc_n}\right)^{\frac{\kappa_n-1}{\kappa_n}}\right]} + \frac{Pe_n - Pa}{Pc_n} \cdot \frac{Ae_n}{At_n} \quad (6)$$

$$F_1 = Cf_1 \cdot At_1 \cdot Pc_1 \quad (7)$$

$$F_2 = Cf_2 \cdot At_2 \cdot Pc_2 - Fa \quad (8)$$

ここで、添字1及び2はロケットとラムジェットを意味する。Ae₁はロケットの排気ジェットがロケットノズルの膨張角度に沿ってラムジェットノズル出口位置まで線形的に膨張した場合を仮定した面積である。

Ae₂はラムジェットノズル出口面積であり供試燃焼器のラムジェットノズル出口面積AeからAe₁を差し引いた面積である。

$$Ae_2 = Ae - Ae_1 \quad (9)$$

図36は総推力に対するロケット推力の比を横軸にとり、縦軸に比推力を示したものである。複合燃焼器における純粋なロケットモードの比推力は横軸 F₁/F_{total}=100%に相当し約230秒、又純粋なラムジェットモードでの比推力は横軸 F₁/F_{total}=0%に相当し約2760秒である。ロケットとラムジェットを併用した試験範囲ではデータが分散しているが、ロケット推力とラムジェット推力比50対50での総比推力は約437秒であることが分る。その結果、複合燃焼器による比推力の増加は純粋なロケットモードの作動による比推力(230秒)に比べ約90%であることが分る。

ノズル膨張部内の壁圧分布と比推力との関係をより詳細に検討するため、図37に比推力をリニアスケールで再プロットした。結果は比推力が高いグループと低いグループの2つに分類され、ノズル膨張部壁圧分布図34と図35から不足膨張状態では高比推力を示し、過膨張状態では低比推力

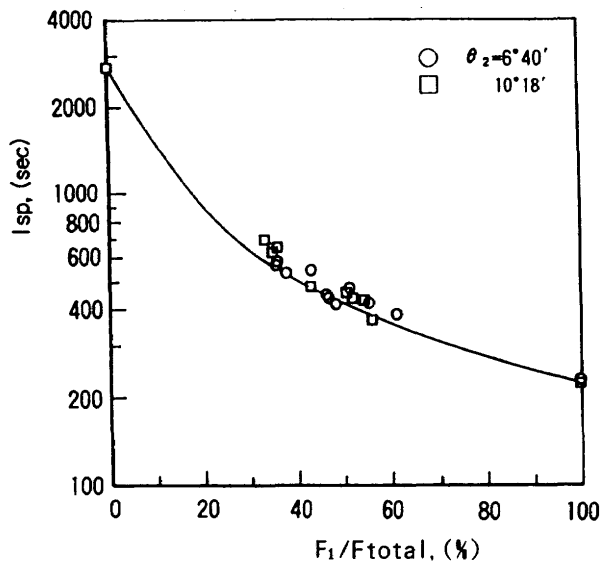


図36 複合作動による比推力

を示すことが分る。

次に、比推力へのノズル膨張角度の効果を検討するためにほぼ同一のロケット推力/総推力比43%における試験点TN11とTN17について比較する。TN17の場合はノズル膨張半角度6°40'のB型ラムジェット燃焼器で行った試験であり、ノズル出口で不足膨張状態である。TN11の場合はノズル膨張半角度10°40'のA型燃焼器で行った試験であり、ノズル出口圧力が大気圧力とほとんど同一である。比推力はTN17がTN11よりも約70秒高い。B型ノズルはノズル膨張比1.643とA型に比較して小さいにもかかわらず、TN17の比推力が高い値となったことは膨張過程で発生する衝撃波によって生じた圧力増分ΔP/Psepが最大1.31と比較的低いためであると考えられる。一方、TN11の場合は圧力増分ΔP/Psepが最大1.63と比較的高い値を示すために比推力の低下が大きくなったことによると考えられる。すなわち、一般的に強い衝撃波は大きな総圧損失を導くことによるものである。ノズル膨張角度の小さいB型ラムジェット燃焼器のノズル部分においてはノズル膨張角度及びロケットノズル出口との配置すべき位置についてはまだ最適化されてはいないが、設計点付近で効率的に推力を発生させていると言える。

更に、ロケット燃料にガス水素を添加することによる燃焼安定効果については、ロケット推力比35%まで低下させた状態でも低周波音響振動等の現象は観察されず燃焼状態が安定であることが確認された。一般には同一の噴射器で噴射流量を低下させ推力を絞った場合には低周波振動燃焼

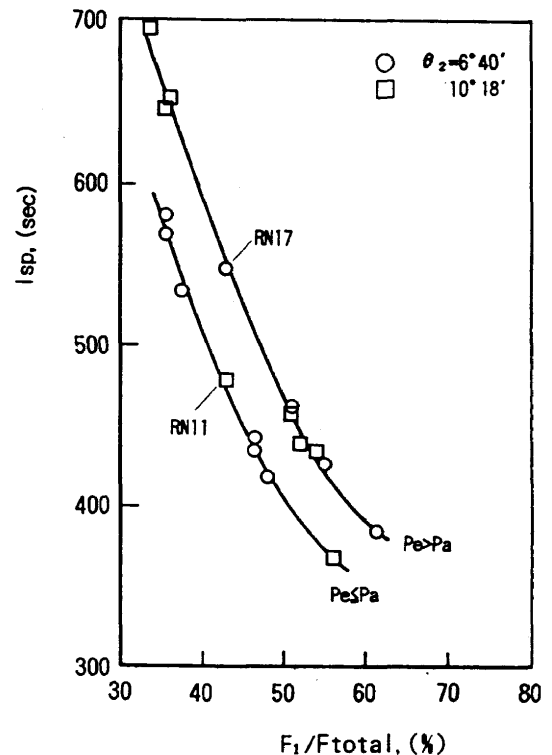


図37 過・不足膨張状態における比推力への影響

を発生させ易い。

6. ま と め

ダブルノズル型ロケットラム複合燃焼器による比推力の増加を実験的に確認し、次の結論を得た。

- (1) 共用膨張ノズル内では、壁圧分布の観察からロケット及びラムジェットの排気流が合流する領域においてその2つの燃焼ガスは滑かにノズル内面形状に沿って膨張する。しかしながら、下流域においては弱い衝撃波を発生させる。
- (2) 総推力に対するロケット推力の比が比50対50の条件において、ロケットとラムジェット併用作動における比推力は純粋なロケット作動での比推力より約90%増大させることができる。

参 考 文 献

- 1) Kumakawa, A., et al. ; Hot Gas Side Heat Transfer Characteristics of LOX/H₂ and LOX/HC Type Propellants, NAL TR-1062T (1990).
- 2) 石井進一, 鎮西信夫, 升谷五郎; 宇宙開発用ロケット/空気吸入複合エンジンについて, 航技研技術資料 NAL N-26 (1979).
- 3) 桑原卓雄, 他; ダクテッドロケットエンジンの研究Ⅱ, 第27回燃焼シンポジウム前刷集, (1989) pp.98-100.
- 4) Schoettle, U. M. ; Performance Analysis of Rocket-Ramjet Propelled SSTO Vehicles, IAF Preprint, IAF-85-133 (1985).
- 5) 日本航空宇宙学会編; 航空宇宙工学便覧 (1974) pp.5-16.
- 6) Yatsuyanagi, N., et al. ; Stabilizing Effect of Hydrogen Injection on LOX/Kerosene Unstable Combustion, Proceeding of 17th ISTS (1990).
- 7) Elverum, G. W., et al. ; Criteria for Optimum Mixture-Ratio Distribution Using Several Types of Impinging-Stream Injector Elements, Jet Propulsion Lab. Memo. 30-5 (1959).
- 8) N. B. Vargaftik ; Tables on the Thermophysical Properties of Liquids and Gases (1975).
- 9) S. Gordon and B. J. McBride ; Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations, NASA SP-273 (1971).

航空宇宙技術研究所報告1249号

平成6年10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

Printed in Japan