

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

極超音速飛行試験用小型水素燃料逆流 アニュラ燃焼器の開発と試験

岡井敬一、下平一雄、黒澤要治、田口秀之、佐藤哲也、本郷素行

2006年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

極超音速飛行試験用小型水素燃料逆流アニュラ燃焼器の開発と試験^{*1}

岡井敬一^{*2}、下平一雄^{*2}、黒澤要治^{*2}、田口秀之^{*3}、佐藤哲也^{*2}、本郷素行^{*4}

Development and Tests in a Small Hydrogen-Fueled Reverse-Flow Annular Combustor for Hypersonic Flight Experiment

Keiichi OKAI^{*2}, Kazuo SHIMODAIRA^{*2}, Yoji KUROSAWA^{*2},
Hideyuki TAGUCHI^{*3}, Tetsuya SATO^{*2} and Motoyuki HONGO^{*4}

ABSTRACT

This paper describes the development and test results of a small hydrogen-fueled reverse-flow annular combustor for a scaled pre-cooled turbojet engine. The Japan Aerospace Exploration Agency is encouraging the development of this turbojet engine, and a practical demonstration will be made under both ground and in-flight conditions up to Mach 6. Due to the limited size of the entire engine, a small reverse-flow annular combustor has been adopted for this demonstration. The particular type of pre-mixer that we use is important for achieving favorable degree of mixing and combustion. In the paper, the procedure used to arrive at the present design is briefly described, and the results of the combustion test are reported in detail. The combustion test was performed under a wide range of conditions: from sea level static conditions to in-flight conditions up to Mach 6. The test result shows that the overall combustion characteristics, such as exit temperature profile and pressure loss, are within the allowable limits under all test conditions. It was shown that the restrictions arising from the geometry in a flyable small gas-turbine engine were overcome in the composition of gaseous fuels with the introduction of the radial-injection pre-mixer configuration.

概 要

本稿は、現在宇宙航空研究開発機構において開発が行われており、地上から飛行マッハ数6条件に至るまでの試験が計画されている小型極超音速ターボエンジンに搭載される、小型水素燃料逆流アニュラ燃焼器の開発および試験結果について述べたものである。小型試験模型としてのサイズの制約から、ガスタービン燃焼器として逆流アニュラ燃焼器方式を選定した。混合と燃焼を規定の流路・条件で満足させるために、動径方向噴射予混合器を採用した。本燃焼器の製作における設計の過程を略述し、試験を行った結果について広範に説明した。燃焼試験は、地上静止条件から、飛行マッハ数マッハ6に至るまでの条件で行った。試験の結果、燃焼器出口温度、圧力損失などの基本的な特性が、全ての試験条件で仕様の範囲内であることが確認された。今回導入した、動径方向噴射予混合器によって、気体水素を燃料とする条件の下で小型の燃焼器においても規定の性能を満足することが確認された。

^{*1} 平成18年1月19日受付 (received 19 January, 2006)

^{*2} 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター (Aeroengine Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

^{*3} 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

^{*4} 宇宙科学研究本部 技術開発部 (Space Technology Development Department, Institute of Space and Astronautical Science)

記号

CFD:	数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics)
D, d:	直径
J:	動圧比
M:	マッハ数
m:	質量流量
P:	圧力
Q/A:	熱流束
q:	動圧
T:	温度
U:	速度
X:	水平軸
Y:	垂直軸
ϕ :	当量比
ρ :	密度
σ :	総括圧力損失

添字

e:	燃料噴射器側壁下流端
f:	燃料
g:	ガス
hB:	ライナ裏面への対流熱伝達
hF:	燃焼ガスからの対流熱伝達
hot:	反応にかかわる項
j:	噴流
KL:	ライナ板厚み方向熱伝導
max:	最大値
RB:	ライナ裏面への輻射
r:	最大断面積位置
ref:	参照
RF:	燃焼ガスからの輻射
wall:	壁面、側壁垂直方向位置
3:	燃焼器入口
4:	燃焼器出口

1. はじめに

ガスタービンの小型化は、小はマイクロガスタービン、MEMS (マイクロマシン) にいたるまでいくつものスケールを対象としている。これらのうち、汎用レベルのガスタービンにおいては、圧縮機とタービン間の軸の回転数が高いことに伴う危険回転数を回避するために、出来るだけ小型で軸長の短いエンジンとする必要が生じる点だが、設計上の主要な制約となる。このような要求を満足する燃焼器形態として、逆流アニュラ燃焼器が多く採用されており[1]、実用燃焼器としては地上用やヘリコプター用などに用いられている。ただし、逆流アニュラ燃焼器であれば径方向に相対的に膨らむため、遠心圧縮機や

斜流圧縮機との組み合わせで用いられる傾向がある。逆流アニュラ燃焼器の利点として、先に述べた短い軸長に加え、燃焼領域の有効活用の可能性ならびに燃料噴射器の取り付けの容易さが挙げられる。一方で、燃焼器ライナの面積/容積比が大きいため冷却が難しく、とりわけ航空用のエンジンで問題になる小容積と高い負荷に対応する効率的な燃料噴射、燃料と空気の混合ならびに燃焼が難点と考えられる。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、1986 年より最大飛行マッハ数 6 を想定したターボジェットエンジンの研究開発に取り組んできた。この地上静止状態から極超音速飛行状態までに対応するエンジンは、再使用型宇宙往還機の初段推進系として、また、極超音速巡航航空機の推進系として有望視され研究が進められているものである。2005 年に策定された JAXA 長期ビジョン[2]においても、航空機の高速度と宇宙輸送への展開を目指して、段階的に超音速/極超音速技術を蓄積し、2025 年までに図 1 に示されるようなマッハ 5 クラスの極超音速実験機の実証を行うことが目標として掲げられた。主要な技術課題に対して試験研究が行われ、飛行解析やエンジンシステム検討などが実施されてきた。これらの成果を踏まえ、現在は飛行実証・飛行環境試験を目的とした小型実証エンジンの開発研究が行われている。現在の候補エンジン形式は、液体水素を燃料とした予冷ターボエンジンである[3]。このエンジンは、可変形状インテーク、予冷器、ガスタービン (以下、コアエンジンと称する)、ラム燃焼器、可変形状ノズルによって構成されている。本エンジンは、燃料である液体水素をコアエンジンの圧縮機前方に設けた予冷器 (熱交換器) に供給することで、圧縮過程における中間冷却を利用した熱効率向上を図る他、圧縮機入口の空気温度を下げることで、飛行領域の拡大を可能にするという特徴を有する。このエンジンのエンジンサイクルおよび制御過程の実証を目的とした、推力 1kN 級の小型実証エンジンを図 2 に示すような形式で開発中である。現在計画されている試験は、気球を利用した落下カプセルにおける飛行マッハ数 2 の飛行環境試験 [4]と、JAXA 角田宇宙センターにおける極超音速環境を模擬した風洞試験であり、供試体の設計要求として、全長 2m、断面積 250mmx250mm、目標エンジン重量 100kg と定められた[3]。本エンジンに搭載されるコアエンジンは、定められた容積の中で性能を発揮するものでなければならない。コアエンジン回転系の軸長を短くする等の条件から、コアエンジンのガスタービン燃焼器として逆流アニュラ形式を採用し、設計製作ならびに試験を行った。燃焼器流路の外径は 170mm である。小型の燃焼器における難点の一つが、燃料噴射器の構造である。本燃焼器においては、水素燃料を用いるという条件を利用し

て、燃料と空気の混合促進機構として燃料垂直噴射式の旋回予混合器を採用した。以上のように、本燃焼器は水素燃料を用いた比較的流速条件の大きい小型逆流アニュラ燃焼器であるという点が特徴的である。

燃焼器の開発に当たっては、従来、試行錯誤により修正を加えることが多く行われていたが、最近では、CFD を援用した半経験式・解析式・過去の開発データベースを用いて設計を行い、開発段階での試作品の製作回数を極力減らす方法が主流となりつつある。本燃焼器の設計においても、主体として経験式・解析式を用いて設計を行い、要所においてCFDの解析を行い、噴射器特性については単一噴射器を製作し特性試験を行うことで燃焼器の製作を一回に限定して所定の性能をもたらすことを期した。本燃焼器の設計にあたっては、設定点を地上静止状態・予冷器非作動条件とした。製作した燃焼器について、飛行環境を模擬した条件で燃焼試験を実施した。

本報告は、小型実証エンジン用燃焼器の開発の過程および燃焼試験結果についてまとめるものである。



図1 極超音速航空機

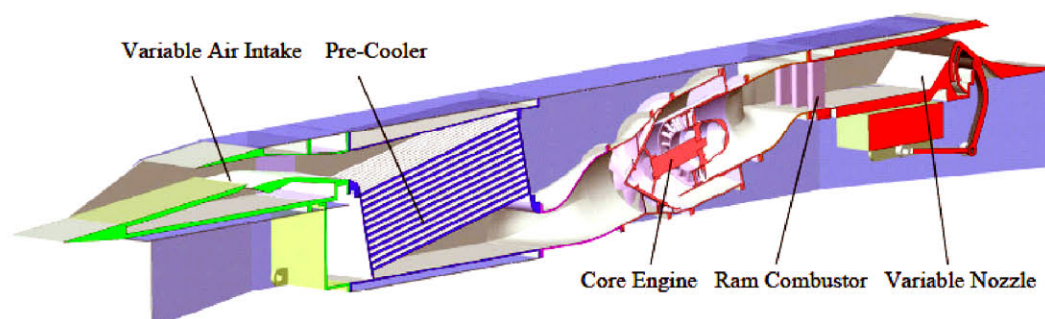


図2 小型実証エンジン

2. サブスケールエンジンの仕様

対象とする予冷ターボエンジンは液体水素を燃料としているが、コアエンジンに導入される時点で燃料は気化しており、コアエンジン燃焼器においては気体水素を燃料として取り扱う。エンジンの解析と基本設計の結果、エンジンの推力は再熱燃焼器で主として発生させるため、コアエンジンの推力に対する感度は相対的に小さいことが示された[3]。そのため、コアエンジンに無冷却タービンを採用することを踏まえ、燃焼器出口温度を一定値 1223K に定めた。小型実証エンジンを対象とした詳細解析によって与えられた、燃焼器に係る条件を図 3 に示す。燃焼器の入口条件は、幅広い飛行マッハ数に応じて、インテークや予冷器といった他のエンジン要素と関連し変化している。

先にも述べたように、コアエンジンの設計に当っては、実施する試験の要求に合わせて容積などの制約が設けられている。圧縮機は、限られた容積中で規定の性能を発揮するために、単段斜流圧縮機を採用した。圧縮機について定められた出口径と、軸長を極力短くするという要求から、燃焼器形式として逆流アニュラ形式を採用した。タービンは、単段無冷却タービンとしている。

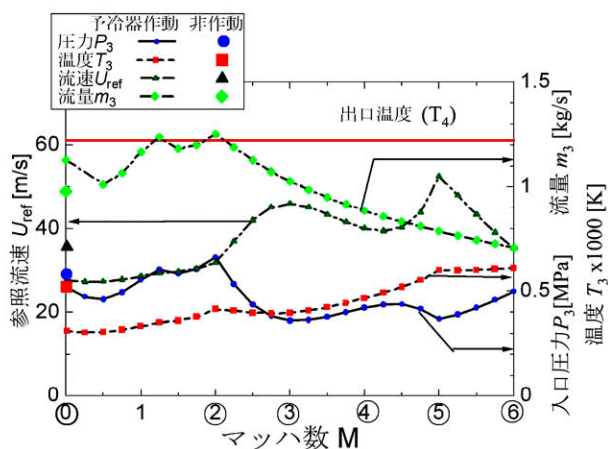


図 3 燃焼器条件

3. 燃焼器の設計

3.1 設計の手順

本燃焼器の設計に適用した手順を、図 4 に示す。上流側のエンジンサイクル解析結果として与えられる燃焼器に課される諸条件を勘案し、一次設計を行う。各構成要素に関わる予備設計を行い、CFD 解析や単管燃焼器試験結果を反映しながら相互に矛盾の無いよう、設計要件を満たすまで修正を加えるという方法である。設計における一次形状設定方法として、公刊の資料を基にした。JAXA 総合技術研究本部の前身である航空宇宙技術研究所において、ガスタービン燃焼器の設計に係る解析・経験式表現などをまとめ出版してきている[5][6][7]。燃焼器の設計に係る参考書としては、文献[1][8][9][10]などがある。小型水素燃焼器の開発報告として、文献[11][12]などが参考になる。逆流アニュラ燃焼器の設計開発報告は、たとえば文献[13]、[14]などがある。旋回器の設計は[15]を参考にした。加えて、流れの様相を大まかに把握するために CFD による解析を行った。使用した数値計算コードは市販の GASP コード[16]である。流路長などの幾何学配置や、流量・圧力などを燃焼器入り口、コーナ流れ部など限られた領域をそれぞれ簡易に表現し、設計で用いるデータの参照としたものである。計算負荷などを考慮し、燃焼器全体解析などは設計の過程では実施していない。製作した燃焼器の概観を、図 5 に示す。以下本節では、燃焼器の熱空気力学的流路設計の概要を述べる。燃焼器の材料は、ライナ部とセンターガイドが HASTELLOY X であり、その他は SUS316 ならびに SUS304 を用いた。

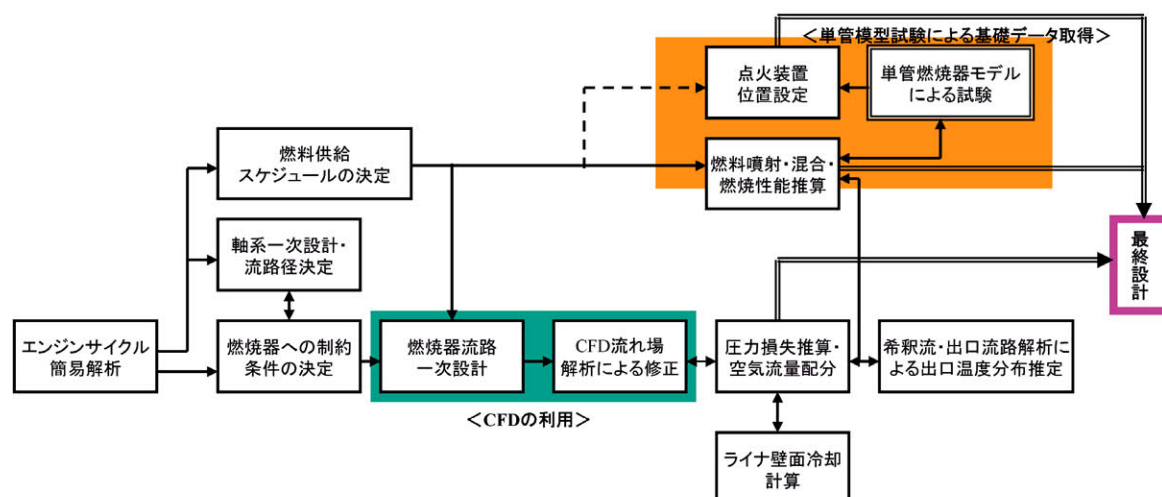


図4 設計の手順

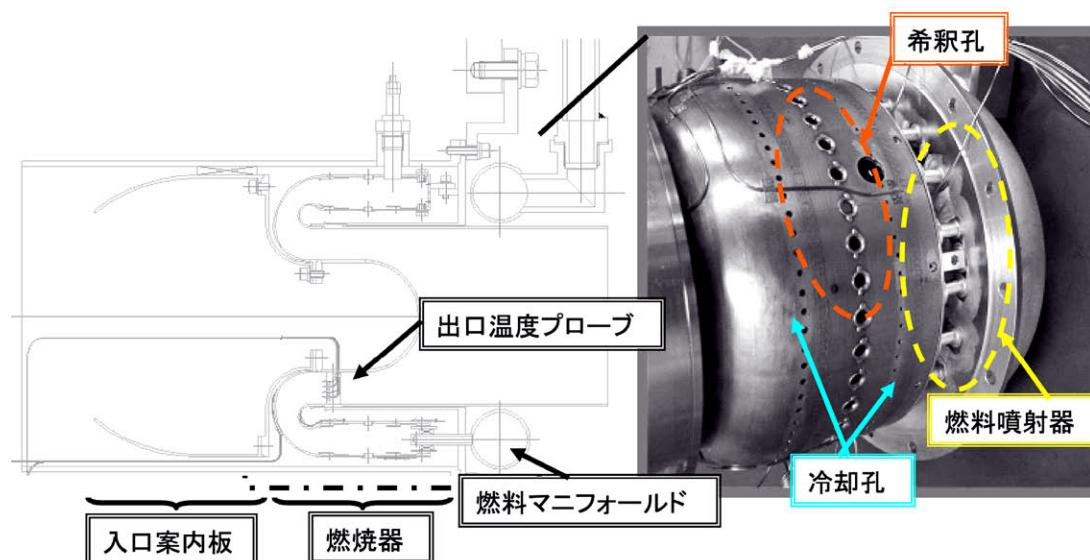


図5 燃焼器断面図およびアウタライナ写真

3.2 ディフューザ

燃焼器設計に際して入口と出口部の径が圧縮機およびタービンの要求により定められているため、ディフューザとライナ外側背面にあたる流路は、ライナ部の容積との連関で定められる。すなわち、一方に十分な大きさを定めると他方が小さくなってしまう。小型実証エンジンは高空での着火が要求されるため、着火確率を上げるためにライナの容積を極力大きくする必要がある。こうした制約の下、ディフューザの設計が行われた。ディフューザ部で生じる圧力損失は有効利用出来ないため、極力小さくすべきだが、限られた容積の中で取りうる形状として決定した。

3.3 容積と径

3-1 に示した基礎資料を参考に一次設計を行い、最終的な設定は必要に応じて CFD 解析を援用して決定した。一次設計は、空気負荷・燃焼負荷ならびに従来燃焼器の形状を参照して定められた。過去の報告で与えられる空気負荷と燃焼効率の関係などは、主としてクロシン燃料に対応するものであり、これらのデータについては、本設計において水素燃焼器・とりわけ小型の燃焼器のデータ[11][12]を参照としている。CFD での解析は、軸対称二次元の非反応流としたもので、一次設計で定められた値を参照に、流路長など形状を変化させた数値計算を行うもので、最終的な形状を決定するのに用いられた。CFD では、ディフューザ、コーナ部、ライナ部など、各部分

を切り出し個々に解析し、さまざまなサイズ、流量など流れの状態を変化させてデータ取得した。これらデータは、ライナの形状や、逆流燃焼器特有の二箇所の流れの逆転部流路を決定する際に参照され、また、入口条件を変化させた際の流路の代表的な流れ方向位置の圧力・温度・流速データは、流量配分を定める際の基礎データとして用いられた。後に示す冷却・希釈孔の位置や大きさ・個数の決定には経験式を用いたが、経験式で用いるライナ内外部の流れの諸量は、ここで解析して得られたCFDの結果を参照している。

3.4 燃料噴射器と燃料マニフォールド

気体水素を燃料として用いるため、一般的な液体燃料に比較すれば燃焼に係る過程は容易であるが、限られた容積中で空気と燃料の混合および燃焼を完結させるために、図6に示すような燃料噴射器形態を用いた。これは、導入する空気に対し旋回板により旋回を与え、その旋回空気流に対して垂直方向に気体水素を噴射するが、空気の旋回、運動量混合に加え、燃料を外側壁面に衝突させることで空気と燃料の混合を促進させることを期したものである。水素燃焼に係わる旋回流型燃焼器については、湯浅・後藤の基礎研究[17]などがある。これは、出口温度分布一様化と燃焼器短縮化を目指した旋回流型燃焼器基礎試験を行ったもので単筒燃焼器による試験報告である。本燃焼器で採用した旋回流に燃料を垂直噴射する燃料噴射方式は、Double Annular Counter Rotating Swirler (DACRS)-Iとして当初研究された噴射器形状に類似している。ところが、当該噴射器 (DACRS-I) については、当初方式は燃料噴流の貫通力不足の難点から採用されていない[1]。また、類似した燃料噴射器形態は、天然ガスなど通常の燃料では種々の不安定現象が生じやすいとされている[18]。本燃焼器における燃料噴射器は、以上のような報告を参考にしながら、燃料として用いられる水素の特性を生かし不安定性の発生を防ぎ、かつ燃料噴射管側壁に燃料噴流を衝突させ、拡散による空気との混合を促進させることで燃焼器の小型化要求に見合った燃料噴射器としたものである。ここでは、水素燃料の特性として壁面衝突後の拡散混合を期しやすいこと、他の燃料に比べて不安定性が生じにくいという特性を勘案した。小型燃焼器へ搭載する燃料噴射器であるため、噴射器の相対的な大きさがライナ容積に対して大きくなるが、燃料噴射器を保炎器としても利用することで、所要容積の有効活用を図る。先に述べたように、広範な燃焼器運転条件ではあるが、出口温度 1223K を達成する条件は燃料当量比 $\phi=0.2\sim0.3$ と限られるため、これらの条件で燃料の壁面衝突効果が満たされるように形状設計した。この壁面衝突効果について、製作した燃焼器の実験データを

用いた検証を、6 節にて示している。この燃料噴射器の特性については、単管燃焼試験模型によって事前に確認し、燃焼器の最終設計に反映させている。ここで、ライナ高さ (模擬ライナの円管内径) は 20mm である。噴射器の空気流路内径は 12mm、中心部の水素配管は直径 6mm、外周部に直径 1mm の水素噴射孔が 8 ヶ設けられている。アニュラ燃焼器の開発段階においては、複数の燃焼噴射器を備えたセクタ燃焼器試験が行われることがある[7]が、本燃焼器の開発に当たっては、単一燃料噴射器の着火特性を調べることに重点をおき、ライナ高さ (ライナ流路の幅) を合わせるためライナ高さと同一の直径を持つ模擬円筒ライナを備えた単管燃焼試験模型を用いた。このため、燃焼特性を調べる目的では本来体積を合わせるべきであるが、本単管燃焼器模型の形態は、アニュラ燃焼器では体積が相対的に増大するため、より厳しい条件でデータを取得しているといえる。単管燃焼器試験部の構成を図7に示す。図には、空気および水素の流入路が示されている。それぞれの配管上流に流量制御器・圧力計測部がある。ここでは、空気流・燃料水素流の温度計測は行っていない。図7の単管燃焼器部分には、点火栓の挿入孔が見える。この孔部に点火栓を挿入し、点火を行った。この単管燃焼器試験によって、燃料噴射器の特性に関する基礎資料を取得し、また点火栓の位置を変化させた点火試験も行い、点火栓の配置決定の資料を取得した。燃焼特性の把握に際しては、空気流量と対応する当量比を変化させ、空気・燃料の各流量および燃料噴射圧力のデータを取得し、模擬ライナの壁面の加熱による色変化など間接的な方法で燃焼形態などの確認を行った。燃料噴射器について、噴射孔個数を変化させた実験を行い、流量と圧力損失の関係が目的に合うものとして孔個数を 8 個と選定した。点火栓位置の決定に際しては、点火栓の孔位置を軸方向に複数個設け、各位置に点火栓を配した場合の着火状況を複数の空気流量条件、各空気流量に対して燃料当量比 0.1 の条件で着火を確認し、極力上流に点火位置を設定できるよう定めた。燃料噴射器一つの最終形態は、旋回板 45 度 4 枚、燃料噴射孔直径 1mm のもの 8 個であり、この選定された形状を下に、ライナ形態では燃料噴射器が周上等間隔に 20 個配置された。

燃料供給系は、上記の 20 個の燃料噴射器と燃料マニフォールドからなる。燃料マニフォールドは直径 25.4mm (1 インチ) の円環状であり、上流燃料供給口とは 1 本の配管で結ばれている。

3.5 希釈・冷却孔の配置

本燃焼器では空気のうち半分近くを燃料噴射器から投入しており、その他の空気はライナ開口部である、希釈

孔と一次、二次空気冷却孔から投入する。開口面積は、圧力損失を定める主要なパラメタである。ライナ部でのライナ開口面積比に対する圧力損失係数の既存器について得られている減少傾向のデータから、あらかじめ開口面積の概略を定め、希釈孔、冷却孔に配分する方法をとった。さらに、燃焼器温度上昇に対する希釈空気量・冷却空気量の関係を過去のデータなどを用いて概略仮決める。その上で、ライナ流入空気量配分を開口面積に割り振り、圧力損失、噴流貫通度、混合パターン、ライナ壁冷却性能をそれぞれ推算し適宜修正を加えていった。なお、この推算に用いられる主流の圧力・流量などの値は、3-3に述べたCFD解析結果を参照している。具体的な算定法は、文献[7]に示されるように、各開口部での圧力損失を抵抗に見立てた各経路に分流した等価抵抗回路を構築し、要求を満足するまで修正を加えるものである。この際、本燃焼器は逆流アニュラ燃焼器であるため、ライナの外側と内側の空気の流れが逆で圧力・空気流量分布も異なることに注意する必要がある。希釈空気のライナ内での軌跡は、逆流アニュラ燃焼器に対して重要であり、たとえば、文献[19]のような実験報告がある。これらの傾向も、最終的な孔分布を定める際に参照した。冷却孔は、膜冷却方式としており、その冷却能については、文献[9]の算出を各冷却孔に対して実行し、修正等を行った。最終的な開口部設計結果から推定される空気流量配分は、設計点に対して、燃料噴射器と同軸の主燃焼領域空気導入口：48%、希釈孔：34%、冷却孔：18%である。

3.6 点火

本燃焼試験に際しては、航空用燃焼器として一般的な火花点火栓を用いて点火を行った。用いた点火栓は、FJR710-600で用いられた点火栓であり直径は10mmである。燃焼試験時の点火エネルギーは4Jである。小型実証エンジンの計画されている試験の内、気球を用いた試験では、高空での着火が要求される。搭載用点火栓の小型化、高空での電動モータによる予圧縮を経ての点火については、目下検討が進められている。

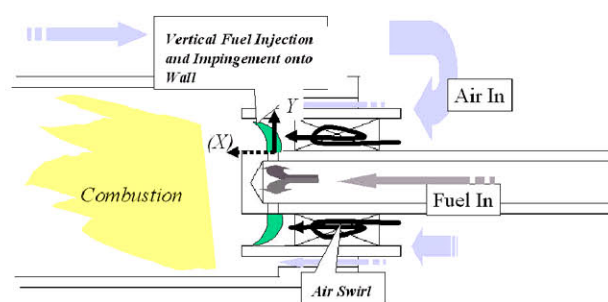


図6 燃料噴射器

3.7 最終形状

以上のように設計された燃焼器の形状を図8に示す。本図には、搭載された点火栓の図も示されている。同図には、次節で述べる試験用のケーシングへの搭載形態が示されている。図9に、主要構成部品の単体写真を示す。図中番号は、図8の符号に対応させたものである。図8には、燃焼器装置内の計測部についても記してある。燃焼器入口上流に、圧縮機流路を模擬する模擬流路板（図中⑤）を設けている。圧縮機出口での旋回成分は除かれるので、旋回板は備えていない。アウトライナ（②）・インナライナ（③）・センターガイド（⑦）はHASTELLOY X製である。センターガイド部（⑦）に出口温度計測レークが取り付けられている。燃料噴射器（ノズル）は20個あり、燃料マニフォールドと溶接により取り付けられている。燃焼器ライナ流路部外径170mm、燃焼器出口外径110mmである。以下、本報告では流れの進行方向で上流・下流と表現する。たとえば、ライナ内部については、逆流アニュラ燃焼器であるため燃料噴射器側を上流、つまり図8の紙面右側を上流、左側を下流と呼ぶことにする。希釈孔の配置および個数は、プランジ付きのものでアウトライナ側φ4.3x40、インナライナ側φ3.6x40である。冷却方式は膜冷却方式で、冷却孔配置および個数は、アウトライナ側上流（図8紙面左）φ2.3x80、下流側（紙面右）φ1.5x80、インナライナ側上流（紙面右）φ1.5x60、下流（紙面左）φ2.2x60である。

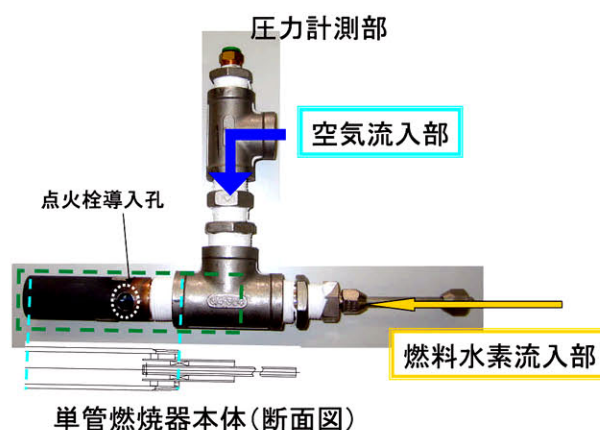


図7 単管燃焼器試験セットアップ

計測点

M1	入口部計測（全温・全圧）
M2	燃焼器内圧力
M3	出口部温度・圧力
M4	アウタライナ後流部壁温（OR）
M5	インナライナ後流部壁温（IR）
M6	アウタライナ上流部壁温（OF）
M7	インナライナ上流部壁温（IF）
M8	サンプル計測点

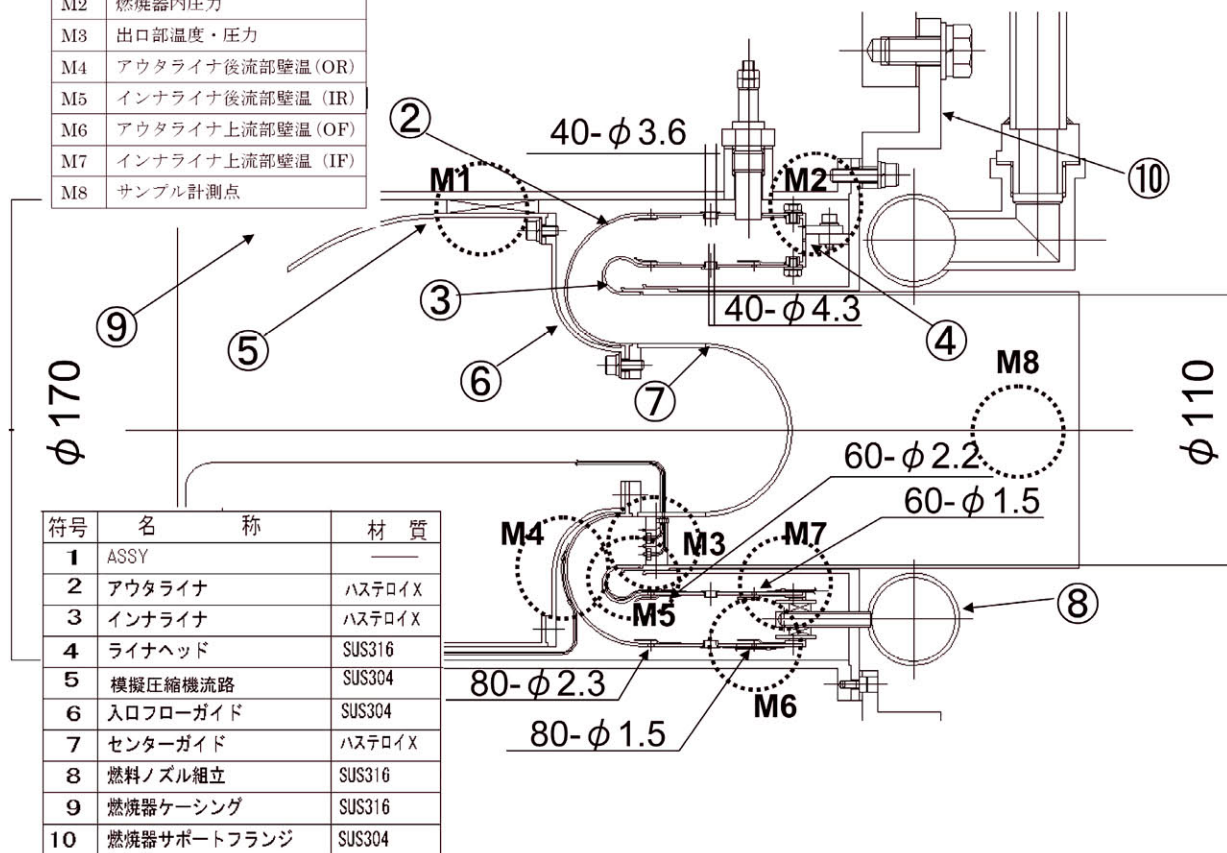


図8 燃焼器全体組立図



図9 燃焼器主要構成部品（番号は、図8に対応）

4. 燃焼試験の方法と条件

燃焼試験は、JAXA 総合技術研究本部の航空推進 7 号館内中圧系燃焼試験装置を利用して行われた。当該建物には、加圧環境燃焼試験用に、中圧系、高圧 A 系、高圧 B 系の 3 系統の燃焼試験装置がある[20]。試験の設備や手順は、「極超音速機用ラム燃料ターボラム燃焼器模型」の試験報告[21]に概略従っている。図 10 に水素供給系、図 11 に空気供給系を示す。燃焼試験は、予備試験として出口大気開放試験を実施しているが、本報告に示す結果はすべて全系加圧条件下での試験によるものである。燃焼器は、図 12 に示すように燃焼設備空気供給系統に接続するために試験用ケーシング中に設置される。図 13 には、試験用ケーシング内配置図(a)と試験用ケーシング外観(b)を示す。図 13(a)に示されるように、計測用熱電対、圧力配管等を試験用ケーシング側方フランジより導き出した。

燃焼試験は、予熱部出口での供給空気全温 T_3 、全圧 P_3 、燃焼器入口条件で推算した次式：

$$U_{ref} \equiv \frac{m_3}{\rho_3 A_{ref}} \quad (\text{式 1})$$

で定義される参照流速 U_{ref} 、および燃料当量比 ϕ を設定し、各部の圧力・温度の計測およびガス分析を行った。ここに、 m_3 、 ρ_3 はそれぞれ燃焼器入口空気流量および密度、 A_{ref} はライナ並行部の断面積である。本燃焼試験では、入口空気の条件は温度・圧力とも飛行環境試験に合わせたが、燃料の温度・圧力については飛行解析結果の要求に合わせることはせず、燃料当量比を変化させた試験を行った。

空気流量 m_3 と燃料流量は、JIS に基づくオリフィス流量計で計測した[21]。燃焼器入口全圧と全温は、試験ケーシング直近上流の管中心部で計測した。また、燃焼器ケーシング内にも入口全圧・静圧孔を設けて計測している。燃料供給圧力は、燃料がマニフォールドに入る直前の管内圧力を測定した。燃焼器出口全圧計測は、燃焼器出口部の以下に示す出口温度計測位置と同一位置別位相にて行った。燃焼器内圧力計測点は、図 8 に参照されるように、ライナヘッド近傍で取得している。燃焼器出口下流に全圧管を配し、ガス採取を行い、試験後採取ガスのガスクロマトグラフィによる分析を行った。ガス分析を行う試料は、真空ボトルへ採取した。燃焼試験後、ボトルの試料は注射器により取り出し、分析器（島津製 GC-8A）にて分析した。分析成分は水素、酸素、窒素であり、分析前に水素および空気の混合ガスによって校正

を行っている。本燃焼器は、逆流アニュラ燃焼器であるため、燃焼器ライナの内部燃焼領域の可視化は困難である。ビデオによる撮影は、燃焼器出口部後方からの撮像を行った。ライナ壁温は、K 型熱電対による計測を行っているが、表面の温度分布を把握するため、感温塗料 OG6 を壁面に塗布した。ライナ壁温計測は、アウタライナ・インナライナそれぞれに上流・下流部に設け、各計測点に付き 90 度ずつ 4 つの位相で計測している（計 16 点）。出口温度は、R 型熱電対を用いて計測した。計測点は、90 度ごとに動径方向 4 点ずつ分布させ計 16 点である。試験結果の評価にあたり、計測の精度は、誤差が温度・圧力についてそれぞれ 2.2%、0.3%であった。実験時に一定値として設定した値の平均値に対するばらつき(%)については、本試験の主要な結果をまとめた表 1、表 2 を参照されたい。

燃焼試験の手順は、以下のようなものである。まず、空気供給系の条件を定める。続いて、当量比 $\phi \sim 0.1$ 程度の水素燃料を供給し、点火栓にて点火する。そののち、徐々に燃料供給量を増やし、静定することに計測を行い、出口の平均温度が設定の 1223K をやや上回る状態まで当量比を増大させ、最後の条件でガス採取を行う。試験に際しては、計測データを確認しながら、図 14 に示されるように、燃焼器出口から観察できるアウタライナ下流とセンタガイドをビデオカメラ映像により確認しながら進行させる。

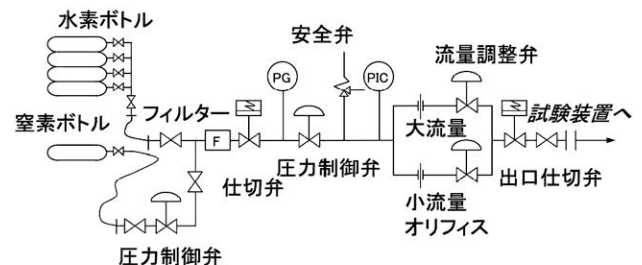


図 10 水素供給系

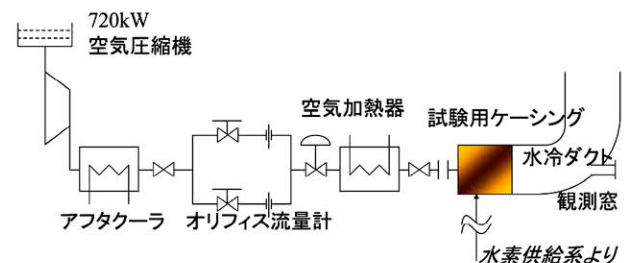


図 11 空気供給系および試験部

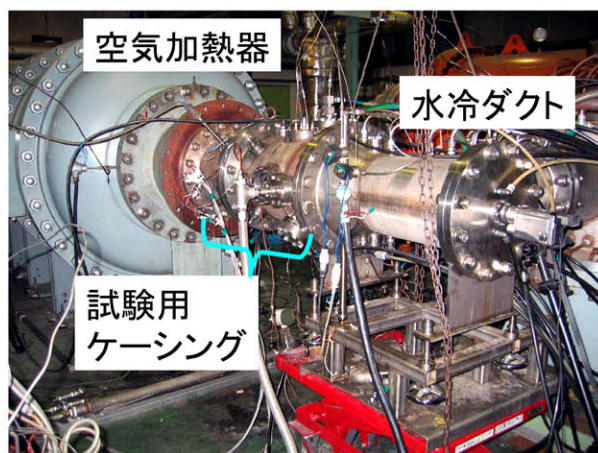
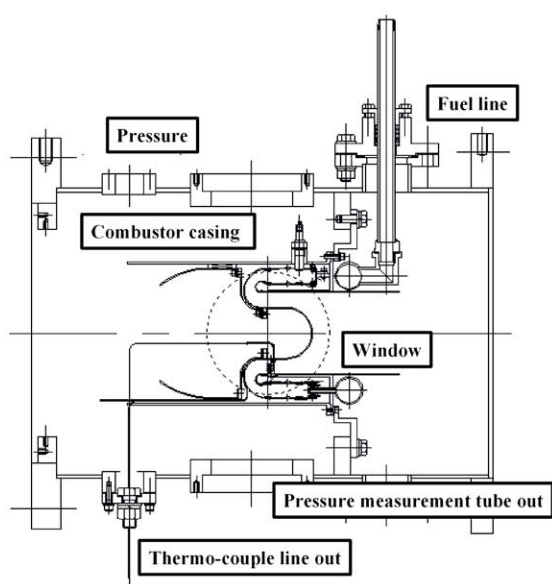
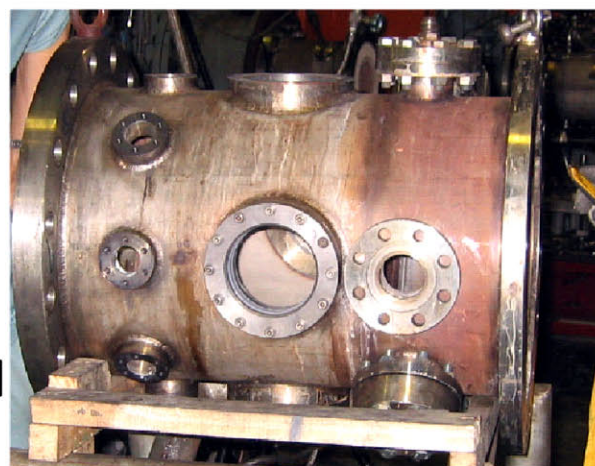


図 12 燃焼試験設備

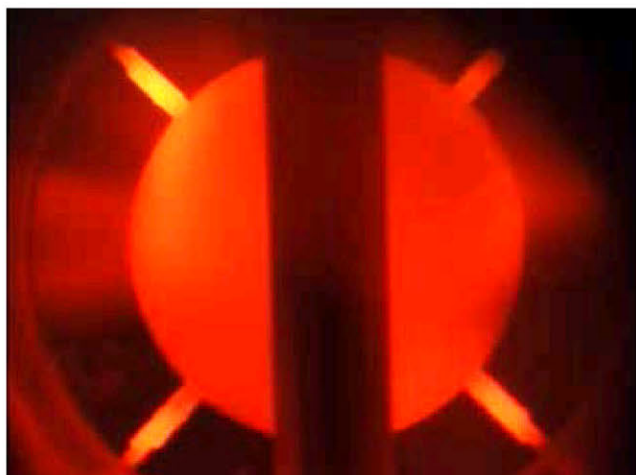


(a)試験用ケーシング内配置



(b)試験用ケーシング外観

図 13 試験用ケーシングセットアップ



(a)燃焼器模型出口（供試体が断熱材で覆われている）(b) 燃焼試験時写真（(a)の破線枠内；センターガイドが赤熱している）

図 14 燃焼器出口後方画像

表 1 飛行環境模擬燃焼試験における代表的なデータ

試験条件 (単位)	入口圧力 P_3 [kPa]	入口温度 T_3 [K]	参照流速 U_{ref} [m/s]	当量比 ϕ [-]	出口温度 T_4 (平均)[K]	総括圧力損失 σ_t [%]	空気流量 m_a [kg/s]	燃料流量 [kg/s]	壁温@IF (平均)[K]	壁温@IR (平均)[K]	壁温@OF (平均)[K]	壁温@OR (平均)[K]
地上静止 (予冷器非作動)	582	525	36.8	0.00	520	7.4	1.00	0.0000	515	519	520	522
	580	524	37.1	0.10	866	8.3	1.00	0.0030	527	579	542	693
	585	517	35.8	0.13	920	7.8	0.99	0.0036	523	587	541	706
	584	523	36.2	0.17	1066	8.1	0.99	0.0050	530	628	554	780
	584	521	36.1	0.24	1248	8.3	0.99	0.0069	524	673	547	890
	584	516	35.8	0.25	1286	8.2	0.99	0.0073	521	694	544	914
地上静止 (予冷器作動)	506	325	30.6	0.00	324	6.9	1.16	0.0000	324	324	324	324
	506	327	30.7	0.10	668	8.0	1.16	0.0035	339	400	342	491
	514	335	30.6	0.20	978	8.6	1.15	0.0065	352	500	361	627
	517	337	30.7	0.21	1019	9.2	1.15	0.0069	356	519	366	646
	514	339	31.1	0.22	1074	9.4	1.15	0.0075	360	539	371	661
	514	341	31.3	0.25	1144	10.0	1.15	0.0084	367	560	381	687
飛行マッハ数2	509	348	31.6	0.29	1255	9.6	1.13	0.0096	383	600	401	743
	664	418	32.0	0.00	415	6.9	1.24	0.0000	417	417	416	417
	653	412	32.5	0.08	668	7.7	1.26	0.0028	418	455	427	530
	662	408	31.3	0.09	717	7.6	1.24	0.0033	415	462	426	551
	665	417	31.9	0.13	848	7.7	1.24	0.0048	428	498	444	610
	662	432	33.3	0.18	1012	7.9	1.25	0.0065	438	540	448	705
	662	431	33.2	0.24	1174	8.5	1.24	0.0086	441	585	454	795
	661	430	33.2	0.25	1219	8.8	1.24	0.0092	442	603	456	809
	663	424	32.5	0.26	1241	8.6	1.24	0.0094	439	612	454	805
	661	426	33.0	0.27	1256	8.7	1.25	0.0096	441	615	458	814
飛行マッハ数3	661	428	33.1	0.27	1257	8.8	1.25	0.0097	443	616	458	818
	362	401	46.6	0.00	400	12.5	1.03	0.0000	400	400	400	401
	365	399	46.0	0.07	612	14.3	1.03	0.0021	405	439	408	515
	365	400	46.3	0.11	741	13.8	1.03	0.0032	409	466	414	586
	363	401	46.5	0.15	882	14.5	1.03	0.0046	410	497	415	672
	363	402	46.6	0.21	1046	15.3	1.03	0.0062	417	539	424	766
	362	402	46.8	0.22	1093	15.7	1.03	0.0067	420	553	427	792
	362	401	46.8	0.24	1153	16.1	1.03	0.0073	424	574	432	822
飛行マッハ数4	368	401	45.8	0.27	1225	18.4	1.03	0.0081	429	602	442	853
	421	467	40.1	0.00	462	10.3	0.88	0.0000	458	462	462	463
	412	466	41.2	0.11	832	12.2	0.89	0.0029	467	529	482	648
	413	467	41.0	0.13	914	10.8	0.88	0.0034	469	544	483	691
	420	467	40.0	0.18	1028	11.5	0.88	0.0045	469	571	484	752
	419	467	40.1	0.25	1220	12.3	0.88	0.0064	472	619	489	861
飛行マッハ数5	419	467	40.2	0.25	1240	11.9	0.88	0.0064	475	634	494	881
	417	467	40.3	0.26	1255	12.2	0.88	0.0066	475	638	495	890
	368	604	52.8	0.00	600	14.5	0.79	0.0000	593	598	601	604
	368	601	52.5	0.08	867	15.9	0.79	0.0019	598	640	610	737
	366	599	52.8	0.11	946	15.6	0.79	0.0025	597	653	611	776
	370	598	52.0	0.16	1080	15.3	0.78	0.0036	598	678	615	843
飛行マッハ数6	369	598	52.0	0.20	1200	15.5	0.78	0.0046	600	710	619	921
	369	597	52.1	0.21	1237	15.7	0.79	0.0049	601	723	620	946
	368	596	51.9	0.22	1259	15.8	0.78	0.0051	601	730	620	959
	499	606	34.3	0.00	602	5.6	0.69	0.0000	595	600	603	605
	495	604	35.8	0.13	1008	6.7	0.72	0.0027	607	685	638	806
	498	606	35.4	0.15	1067	6.5	0.71	0.0031	617	702	644	831
飛行マッハ数6	498	606	35.3	0.17	1120	6.6	0.71	0.0034	621	720	651	858
	499	605	35.2	0.21	1242	6.7	0.71	0.0044	622	758	657	918
	499	606	35.3	0.23	1278	6.6	0.71	0.0047	615	772	647	953

*1 試験で一定値と定めている項については、その条件内での平均値に対するずれを右側に示している。

*2 太字は、各条件内で出口温度が規定温度であるとしたものを指している。

表 2 圧力変化試験時の主要データ

試験条件 (単位)	入口圧力 P_3 [kPa]	入口温度 T_3 [K]	参照流速 U_{ref} [m/s]	当量比 ϕ [-]	出口温度 T_4 (平均) [K]	総括圧力損失 σ_t [%]	空気流量 m_a [kg/s]	燃料流量 [kg/s]	壁温@IF(平均) [K]	壁温@IR(平均) [K]	壁温@OF(平均) [K]	壁温@OR(平均) [K]
200[kPa]	203	334	28.0	0.00	333	6.0	0.42	0.0000	332	333	332	333
	202	359	29.1	0.23	1053	7.8	0.40	0.0026	368	573	395	779
	200	361	29.6	0.27	1178	8.2	0.40	0.0031	396	631	405	894
	205	363	28.9	0.28	1205	8.3	0.40	0.0033	400	648	409	920
	202	364	29.5	0.31	1262	8.7	0.40	0.0036	405	674	416	966
	293	371	32.3	0.00	370	8.3	0.62	0.0000	370	370	370	371
	301	373	31.6	0.11	721	8.2	0.62	0.0019	393	456	395	558
	301	375	31.7	0.13	816	8.2	0.62	0.0024	402	480	405	606
	300	376	31.9	0.22	1059	8.6	0.62	0.0040	399	566	404	785
	297	377	32.4	0.29	1241	9.5	0.62	0.0053	409	634	419	909
300[kPa]	300	378	32.1	0.30	1259	9.6	0.62	0.0054	411	650	421	932
	401	382	32.7	0.00	381	6.7	0.84	0.0000	381	381	381	382
	397	382	33.3	0.07	613	7.5	0.84	0.0017	391	431	398	495
	399	383	33.1	0.12	771	7.5	0.84	0.0029	401	481	413	569
	400	384	33.0	0.23	1086	8.6	0.84	0.0056	404	571	410	797
	399	385	33.2	0.24	1117	8.7	0.84	0.0059	406	583	412	819
	399	385	33.3	0.26	1164	8.9	0.84	0.0063	409	601	416	852
	398	386	33.5	0.29	1242	9.0	0.84	0.0070	412	630	422	902
	399	386	33.3	0.29	1254	9.3	0.84	0.0072	414	639	423	913
	501	387	31.8	0.00	387	6.7	1.01	0.0000	387	387	387	387
400[kPa]	493	387	32.6	0.07	620	7.3	1.01	0.0021	397	433	400	507
	497	388	32.4	0.11	756	7.4	1.01	0.0033	403	469	407	570
	501	388	32.0	0.19	992	7.8	1.01	0.0056	403	533	410	714
	501	388	32.2	0.24	1141	8.6	1.01	0.0072	409	593	420	798
	496	389	32.5	0.29	1271	8.8	1.01	0.0085	418	644	436	808
	496	389	32.6	0.30	1286	9.0	1.01	0.0087	420	647	438	813

*1 試験で一定値と定めている項については、その条件内での平均値に対するずれを右側に示している。

*2 太字は、各条件内で出口温度が規定温度であるとしたものを指している。

*3 4つの条件中では、200kPa条件の値の平均からのずれが比較的大きい。これを参照とした残りの条件のずれを括弧書きで示す。

5. 燃焼器燃焼試験結果

図 15 に、当量比 ϕ に対する、出口平均温度 T_4 と総括圧力損失 σ_t (%) を各試験条件に対して示している。いずれの条件でも、当量比 $\phi=0.2\sim0.3$ で出口設定温度 (=1223K) に達している。出口温度が設定温度をわずかに上回る温度となる条件で、燃焼器出口部の成分分析を行った。いずれの試験条件においても、燃焼効率がほぼ 100% (残留水素成分が検出されない) であった。総括圧力損失 σ_t は、次式で定義される：

$$\sigma_t = \Delta P_{3-4} / P_3 . \quad (\text{式 2})$$

ここで、 ΔP_{3-4} は、燃焼器入口出口の総圧差、 P_3 は、燃焼器入口総圧である。総括圧力損失は、設計点で 8% 程度であり、また、試験条件により大きく異なり同一試験条件でも当量比・出口温度が増大する毎に大きくなっている。

図 15 に示す出口温度は面積平均値であるが、出口温度は、図 8 および図 18 枠内に示すように 90 度毎の 4 カ所ずつ計 16 点で取得した。出口温度分布例を、設計点に対して図 16 に示す。図中、P1～P4 は、図枠内の①～④の位相に対応している。この図から、計測された範囲では、径方向への分布は小さいものの、位相による分布が生じていることが分る。この分布は、同図内に模式的に示すように、燃料マニフォールドに対する燃料流入口が一つのみであることによる噴射燃料量の不均一や、④について点火栓の後流にあることが原因と考えられる。この結果は、飛行形態のコアエンジン製作に際して反映される予定である。ただし、本試験において、燃料温度が飛行形態を模擬していないことに留意する必要がある。燃料温度は、実際のエンジン運転に際しては、予冷器による熱交換等のため、常温より高い可能性がある。燃料温度が高いと、密度が小さく、速度は増大する傾向がある。したがって、今回取得した条件に比べると実条件では、燃焼がより容易であると同時に、圧力損失が大きくなるため燃料供給圧力条件が高まる可能性がある。

飛行環境を模擬した条件は、図 3 より、入口条件が大きく変化していることがわかる。入口温度 T_3 および参照風速 U_{ref} を一定にして、入口圧力を変化させる試験も併せて実施した。この場合、入口圧力に対して空気流量 m_3 ならびに密度 ρ_3 が比例することになる。図 17 には、4 つの入口圧力条件の場合の、当量比に対する出口平均温度と総括圧力損失の変化を示す。同図から、出口平均温度と総括圧力損失については与えられた条件で圧力依存性がないことが確認できる。

図 18～21 には、ライナ壁面の温度分布について、感温塗料塗布結果と熱電対計測結果を示す。図 18 に示すよう

に、試験実施前に、感温塗料を壁面温度計測熱電対の配置位置（同一箇所 90 度毎に 4 点配置）を中心に、位相約 45 度の範囲に塗布した。図 18 には、試験前の状態（図左）と試験後の状態（図右）についてアウタライナ外観を示す。図 19 には、インナライナ、アウタライナの塗布面色変化について示してある。同図の感温塗料塗布結果は、上面がインナライナ、下面がアウタライナに対するものであり、図に I～III と示すように大きく 3 つの領域に別れている。ここで、図にある参照温度とされているのは、メーカ提示の 10 分間温度暴露条件での値である。実際には複数の条件を連続的に変えて与えた結果の色変化なので、感温塗料塗布結果は定性的に最高温度の分布を与えるると捕らえることが出来る。同図に、熱電対の配置を記してある。図から、冷却孔位置下流には、低温域（領域 I）があり、燃焼器ライナから出口までのコーナ部にわたり、中・高温域（領域 II・III）で高温域は限られた領域のみ存在することが見て取れる。希釈孔の直近下流に温度上昇（領域 II）が見られるが、ライナ内への希釈空気の垂直方向噴射による乱れの影響であり、温度上昇ならびに希釈空気の効果については規程の範囲であることが確認された。温度変化の周方向分布も概ね同様であった。図 20 には、飛行環境試験での設定温度条件に対する壁面配置熱電対の計測結果が示されている。各位置の温度は、周方向分布がほとんど見られなかったため周方向 4 点の算術平均を示している。ライナ材料として用いた HASTELLOY X は多くの燃焼器に用いられる耐熱材料であるが、本燃焼器の使用用件として、壁面温度 973K (700℃) 以下を目標とした。計測された温度で最も高い値を示すのがアウタライナの燃焼器出口コーナ部であるが、この温度も許容内であることが示されている。図 17 に示した圧力依存性確認試験と同一の条件で、出口温度が設定温度の場合のライナ壁面温度分布を図 21 に示す。同図から、壁温は、アウタライナ下流部の温度が入口圧力に対して減少し、その他の温度は圧力依存性がほとんどないことがわかる。

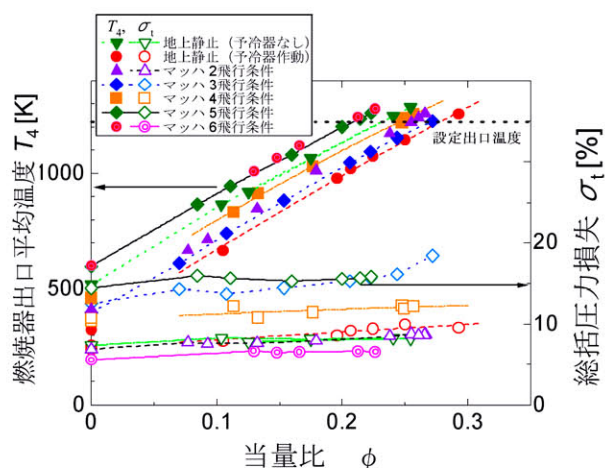


図 15 当量比に対する出口温度および圧力損失

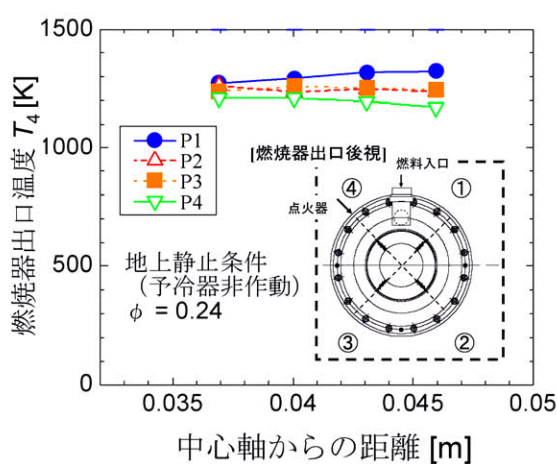


図 16 設計点における出口温度分布

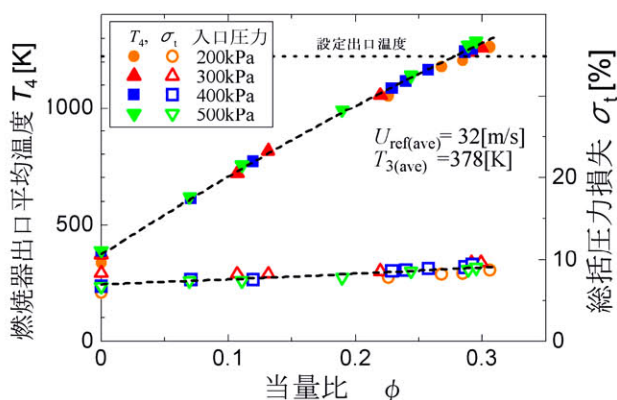


図 17 入口圧力を変化させた場合の当量比に対する出口温度および圧力損失 (参照風速および入口温度一定)

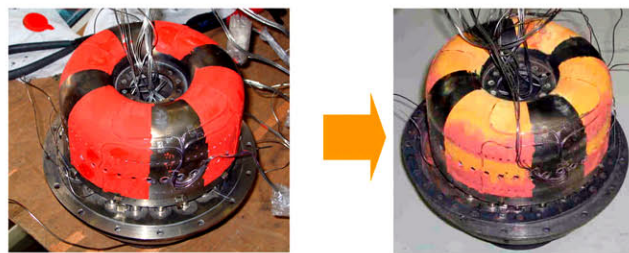


図 18 感温塗料の塗布 (試験前と試験後)

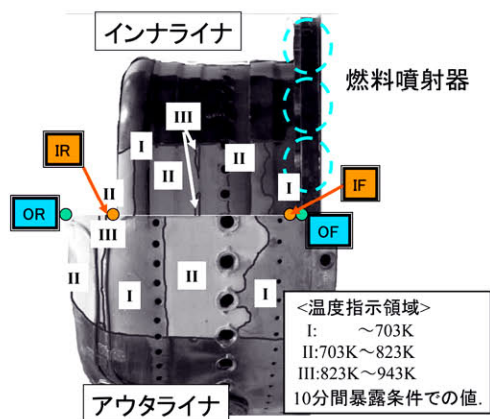


図 19 感温塗料の色変化による壁面温度分布

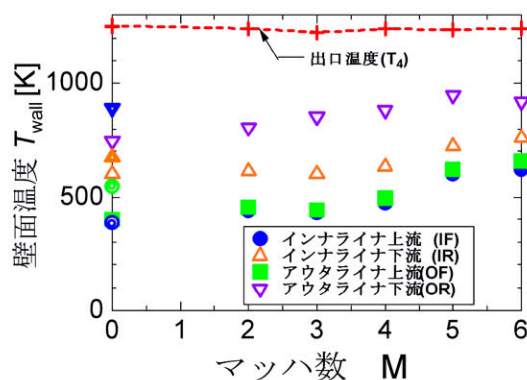


図 20 飛行環境での壁面温度 (計測点は図 21 参照)

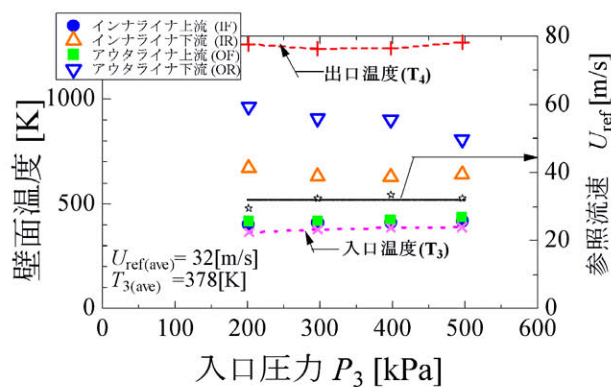


図 21 入口圧力を変化させた場合の壁面温度分布 (参照風速および入口温度一定)

6. 結果の検討

前節で、燃焼器としての基本特性を示した。燃焼器としての性能をまとめ、試験条件の範囲で熱構造的な問題をもたらさないことが確認された。本節では、前節で示したデータを元に、いくつかの検討を行う。

図 15 で示したように、当量比に対する出口平均温度が、試験条件によりことなる傾向を示していた。この傾向の相違は、試験条件毎の入口温度条件が大きく異なることに起因するものである。温度上昇度で整理した図を図 22 に示す。同図から、予め予想されるように燃焼による温度上昇度は、当量比により定まることが確認された。

また、図 15 には、圧力損失も示されているが、これも試験条件により値が大きく異なっており、条件によっては 15% を超える大きな値を示している。一般に、燃焼器の圧力損失は平均流速に大きく依存するとして、参照流速に対して整理されることが多い。燃焼器に流入する空気流量約 1kg/s に対して、燃焼器外径が 170mm と小さく流路幅も狭いため、流速が大きくなることは避けられない。実際、図 15 で大きな圧力損失を生じている条件は、図 3 を参照すると平均流速が大きい条件に対応していることがわかる。図 15 に示される圧力損失の傾向は、最終的なエンジンの設計に置いては留意する必要がある。このような大きな流速においても、吹き消え等の不安定現象は試験の範囲内では観察されなかった。このことは、燃料が水素であって吹き消え等が生じにくかったことに加え、燃料噴射器の先端部が適切な保炎器として作用していることを示している。燃焼器の圧力損失評価に当たっては、式(2)の総括圧力損失の他に、次式：

$$\text{圧力損失係数} \equiv \Delta P_{3-4} / q_r \quad (\text{式 3})$$

に定義される圧力損失係数がある。ここで、 q_r は、密度として入口密度 ρ_3 を、流速として最大断面風速 (U_r) を用いた動圧である。参照流速は、一般には入口の密度条件と最大断面積（内筒と外筒間の断面積）を用いて算出される（最大断面風速）。これは、参照流速が燃焼器の圧力損失を決める主要なパラメタであり、直流型の燃焼器であれば燃焼器入口がライナ内に流入する空気の上流の状態を規定しており、かつ最大断面積とライナ断面積の比がほぼ一定という条件のもと、最大断面積がライナ外部導入流れを代表する面積と考えることが出来るからである。ところが実際には、最大断面積とライナ断面積の比が必ずしも一定であるわけではなく、本燃焼器のようにライナ外部導入流れがライナの外側と内側で流れの向きが逆で圧力等も異なる場合には、そのまま適用することは難しい。過去の設計指針の資料などでは、逆流アニ

ュラ燃焼器設計に際しても、参照流速の代表面積が、最大断面積で記述されていることがあるが、これは流速が比較的低い燃焼器にのみ適用できるものと考えられる。最大断面風速は本報告で用いる参照流速を最大断面積とライナ断面積の比（本燃焼器では約 0.5）で除した値で与えられる。圧力損失係数は、燃焼器の形態によって概略一定値を取るものとされている。以下では、圧力損失の各条件に対する変化について、過去に適用された評価方法を参照にしながら考察する。理想気体の状態方程式を用いると、

$$\frac{\Delta P_{3-4}}{q_r} = \frac{\Delta P_{3-4}}{P_3} \cdot \frac{P_3}{(1/2)\rho_3 U_r^2} = \sigma_t \cdot \frac{2RT_3}{U_r^2} \propto \sigma_t \cdot \frac{T_3}{U_{ref}^2} \quad (\text{式 4})$$

である。燃焼器設計の指針には、このような関係から、設計要件の総括圧力損失をみたすべき T_3/U_r^2 をまとめたものもある[22]。図 17 に示した参照流速と入口温度を一定に保った状態で入口圧力を変化させた場合の総括圧力損失が入口圧力依存性を示さなかったのは、式(4)の最後の比例関係に対応したものであり、本燃焼器の圧力損失特性について従来の関係式に準じていることが見て取れる。ここから、圧力損失は、参照流速と入口温度で整理でき、図 23 には、総括圧力損失 σ_t と U_{ref}^2/T_3 の関係を示す。同図から、総括圧力損失は明確な U_{ref}^2/T_3 依存性を示すことがわかる。各条件では、出口温度の増大に伴い総括圧力損失も増大しているが、これは、反応に係わる圧力損失の寄与である。ここで、反応に係る圧力損失 ΔP_{hot} を次式：

$$\Delta P_{hot} \equiv \Delta P_{3-4} - \Delta P_{3-4} (@ER=0) \quad (\text{式 5})$$

で定義する。この定式化から、水素の体積流の増大における空気力学的圧力損失効果も含まれることになる。流速が十分小さく、面積一定のダクトを流れる均一な混合気体における反応場を仮定した場合、

$$\Delta P_{hot} / q_r \approx T_4 / T_3 - 1 \quad (\text{式 6})$$

と推定される[1]。しかし、現実には、この仮定は成り立たないので、

$$\Delta P_{hot} / q_r = K_1 (T_4 / T_3 - K_2) \quad (\text{式 7})$$

のように表現する。この式に対して、定数 K_1, K_2 として

これらを実験的に求めることが過去にされている[23]。

(式 2) にない反応に係わる圧力損失の入口圧力に対する割合を σ_{hot} で表記し、(式 4) の関係と、(式 7) より、

$$\frac{\Delta P_{hot}}{q_r} = \frac{\Delta P_{hot}}{P_3} \cdot \frac{P_3}{(1/2)\rho_3 U_r^2} = \sigma_{hot} \cdot \frac{2RT_3}{U_r^2} \propto \frac{T_4}{T_3} - K_2,$$

$$\sigma_{hot} \frac{T_3}{T_4} \cdot \frac{1}{1-K_2(T_3/T_4)} \cdot \frac{2RT_3}{U_r^2}$$

$$\approx \sigma_{hot} \frac{T_3}{T_4} \cdot \frac{2RT_3}{U_r^2} \propto \left(\sigma_{hot} \frac{T_3}{T_4} \right) \cdot \left(\frac{T_3}{U_{ref}^2} \right) \approx Const. \quad (式 8)$$

と考える。これが成り立てば、 $(\sigma_{hot} T_3/T_4)$ と (U_{ref}^2/T_3) が比例関係となる。図 23 にはこれらの関係も示している。総括圧力損失と同様に、規定温度付近でこれらの比例関係が見られることが分かる。総括圧力損失の場合と同様に、各条件に対する $(\sigma_{hot} T_3/T_4)$ は、出口温度が増大するにつれ大きくなるが、その増大幅が、 (U_{ref}^2/T_3) の増大につれ大きくなるが見て取れる。(式 8) の関係では、 $1-K_2(T_3/T_4) \approx 1$ と仮定しているが、この仮定によって増大幅の関係が決まるわけではないことは、温度上昇度(図 3 における T_3 と T_4 の関係) からわかる。この各条件での増大幅の傾向は、流速の速い流れ場においてより大きく発熱による圧力損失効果が顕著に現れていることに対応するものと考えられる。

すでに図 17 に示したように、入口温度、参照流速一定の下で入口圧力を変化させても、総括的な燃焼挙動に変化は見られなかった。一方で、図 21 に示されるように、図 17 と同一の条件で入口圧力を増大させた場合に、アウトライナ下流の壁温が減少する傾向が見られている。壁温を決める熱収支関係は、一次元で表現すると

$$(Q/A)_{RF} + (Q/A)_{hF} = (Q/A)_{KL} = (Q/A)_{RB} + (Q/A)_{hB} \quad (式 9)$$

のようになる[9]。ここで、 Q/A は熱流束、添え字が RF、hF、KL、RB、hB それぞれについて、燃焼ガスからの輻射、燃焼ガスからの対流熱伝達、ライナ板厚み方向熱伝導、ライナ裏面への輻射、ライナ裏面への対流熱伝達の寄与を示す。この内熱伝達の寄与に架かる膜冷却の効果は、冷却空気およびライナ部流れの運動量に依存すると表現される。そこで、圧力の増大とともに増大する空気流量(空気密度)に対応して、アウトライナの壁面冷却の効果が顕著になったと考えられる。このように、

入口温度および参照流速一定の条件では、入口圧力の変化は当量比に対する出口温度の関係で示される包括燃焼挙動および圧力損失に影響を与えないが、壁面冷却の効果には一定の影響を及ぼしていることがわかる。

前節において、いずれの飛行条件でも熱構造的な問題を生じずに出口規定温度を達成し、かつ規定温度の条件で燃焼器出口での燃焼効率が低いことが示された。限られたライナ容積の中で燃料と空気の混合と燃焼が完結するよう、燃料噴射器として、空気旋回器下流に壁面衝突を伴う燃料垂直噴射させる形態を採用した。この燃料噴射器の有効性について、燃料の貫通能力の観点から評価する。図 6 に示されるように、ライナ内空気進行方向に X 軸、燃料水素噴射方向を Y 軸とする。本推算では、燃料流については、流量、上流圧力および温度は実験データを用いた。旋回空気流については、空気流量のみ、燃焼器入口空気流量に、設計値空気流量配分を乗じた値を用い、その他燃焼器内圧力・温度は実験データを用い、断熱変化の仮定の下、旋回板の下流諸量を推算した。文献[1]によれば、横断流に噴射される噴流の軌跡は以下のように表わされる：

$$Y/d_j = 0.82J^{0.5} (X/d_j)^{0.33} \quad (式 10)$$

ここに、 J は、以下のように定義される動圧比である：

$$J \equiv (\rho_j U_j^2) / (\rho_g U_g^2) = q_j / q_g \quad (式 11)$$

ここで、 d_j は、燃料噴射孔の有効径である。図 24 に、式(10)で側壁位置 $Y=Y_{wall}$ に対応する X の当量比依存性を示す。燃料の噴流が壁面に衝突するためには、図 24 に示す $Y=Y_{wall}$ における X の値が、壁面の下流下端位置 $X=X_c$ 以下でなければならない。また、横断流に対して燃料噴流が貫通するためには、貫通能力が十分である必要がある。軸対称ライナ壁面の噴流貫通能力について、Norster の表現[1]が、以下の様に表わされる：

$$Y_{max}/d_j = 1.25J^{0.5} \dot{m}_g / (\dot{m}_g + \dot{m}_j) \quad (式 12)$$

ここに、 \dot{m}_g は空気流の流量、 \dot{m}_j は噴射される噴流の流量である。この貫通能力も、図 24 に示されている。壁面への貫通に指標は、 $Y_{max} > Y_{wall}$ となる。以上、2 つの条件が、当量比の 0.2 より大きい値で満たされることが同図より示される。単管を用いた大気圧燃焼試験でも、当量比が増大するにつれ観察される火炎長さがある当量比において急激に短くなっており、また、単管の模擬円筒

ライナ壁への加熱による変色域も上流域で観察された。この観察結果から、燃料の壁面衝突の効果により空気流全域に対する燃料の混合が促され、保炎の形態が旋回による保炎形態から、リムにおける保炎形態への移行がなされたものと推察される。ただし、この火炎長の当量比に対する短縮効果は、単管試験における燃料当量比 0.8 程度（本燃焼器における規定温度達成条件の単管試験燃料当量比は約 0.75 である；本燃焼器において評価している当量比 ϕ は、希釈空気などを含む総空気量に対する当量比であることに注意されたい）に至る条件で小さくなった。水素の層流燃焼速度は、当量比が 1 を十分超えるまで増大するため、ここで述べた火炎概形の挙動については水素体積流による相反効果の影響があると考えられる。燃料の水素は質量流量としては空気流量に対して小さいが、体積流量としては大きくなる。ここでいう、体積流量の効果は、式(11)で示した体積流量として与えた噴流能とは異なるものである。すなわち、水素噴流の流路中において空気流を遮る効果が、この相反効果として見受けられる可能性がある。そのため、本燃焼器の噴射器の設計としては、工学的に満足出来るものの、水素を扱う燃焼器一般における詳細な設計や運用に当たっては、水素の体積流量に対する留意が必要であることが推察される。

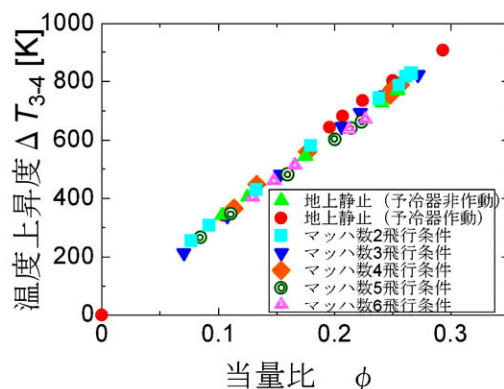


図 22 当量比に対する燃焼器における温度上昇

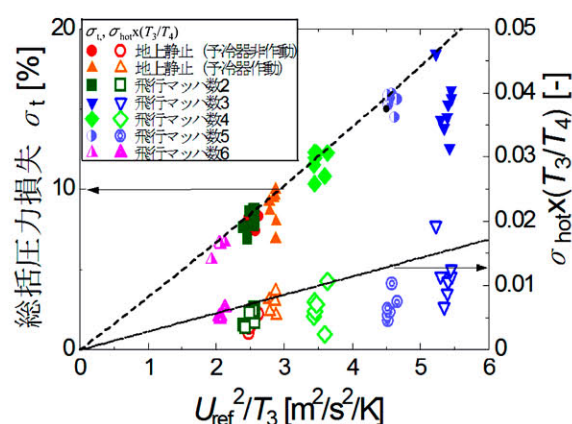


図 23 参照流速に対する圧力損失
(総括圧力損失および燃焼に起因する圧力損失)

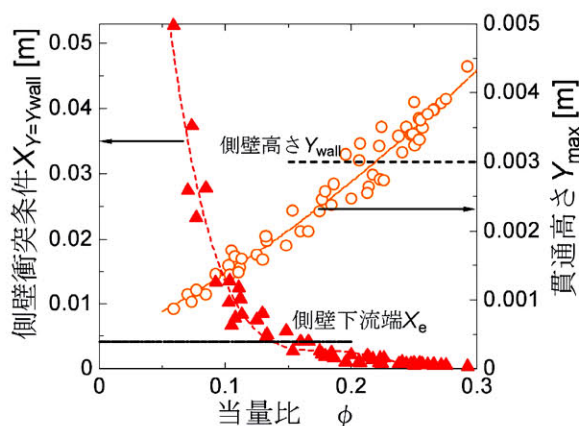


図 24 燃料噴射の貫通能力推定

7. まとめと実機への搭載にむけて

本報告では、極超音速推進系である、予冷ターボジェットシステムの系統実証用小型エンジンに搭載されるコアエンジン燃焼器の設計要件・設計方法および結果、燃焼試験の結果についてまとめた。本燃焼器の開発にあたっての主要課題は、小型化への対応であった。コアエンジンの小型化への要求から、逆流アニュラ燃焼器を採用し、燃料となる気体水素の空気との混合を促進させるため、旋回空気流に垂直に燃料を噴射し、噴射空気が噴射器外壁に衝突することで混合が促進される構成とした。燃焼試験の結果、本燃焼器は、飛行試験に対する要求を満たし、試験条件の範囲内で熱構造的な問題を生じないことが明らかとなった。各試験条件に対するデータを取得し、燃料分布不均一などに起因すると見られる出口温度の相に対する分布など課題も確認された。

本燃焼器設計を参照にコアエンジンの最終設計を進めている。燃焼器の試験データを利用しつつ、実機への適用にあたり加えて行うべき修正点は、以下の通りである。①回転系との適切な接続、②燃焼器出口の回転部・タービン外壁部への微量の冷却空気経路の確保③適切な容量点火装置の導入④燃焼器出口の温度分布適正化のための燃料流入経路の改善ならびに燃料噴射器の形状と配置の精度確保。

また、本燃焼器の開発に当たってはCFDを部分的にのみ利用しているが、CFDを用いた燃焼器内の反応場解析を併せて実施している。ガスタービン燃焼器のCFD解析においては、冷却・希釈空気などを含む複雑な流れ場を解析する点と、燃料噴霧の微粒化過程の解析が解析精度向上の上で重要な項目となる。本燃焼器は、そのうち前者のみを重点化することができる点で、噴霧の微粒化過程を除く燃焼器内流れ場の解析精度確認の上で有用な対象と考えることが出来る。

謝辞

本燃焼器の設計・評価にあたり、航空エンジン技術開発センター主幹研究員田丸卓元原動機部長に、資料提供を含め多くの助言を戴いた。また、同研究員 Laurent Zimmer 氏・立花繁氏に旋回流・燃焼評価について、同研究員吉田征二氏に燃焼器設計について助言を戴いた。記して謝意を表す。

参考文献

[1] Lefebvre, A. H., Gas Turbine Combustion, 2/E, Taylor and Francis, 1999.
[2] JAXA 長期ビジョン、<http://www.jaxa.jp>、または、JAXA 編、JAXA 長期ビジョン、丸善プラネット、2005。

[3] Taguchi, H., Sato, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K., Fujita, K., Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments, AIAA Paper 2005-3419, 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 2005.
[4] Fujita, K., Sawai, H., Taguchi, H., Kojima, T., Okai, K. and Sato, T., Pre-cooled Turbojet Engine Flight Experiment Using Balloon-Based Operation Vehicle, International Astronautical Congress 2005, IAC-05-C4.5.01, 2005.
[5] 鈴木邦夫、相波哲朗、田丸卓、ガスタービン燃焼器の設計プログラム (I)、航空宇宙技術研究所資料、NAL TM-275、1975。
[6] 鈴木邦夫、田丸卓、堀内正司、斎藤隆、ガスタービン燃焼器、航空宇宙技術研究所報告、NAL TR-208、1970。
[7] 田丸卓、航技研におけるガスタービンおよびジェットエンジン燃焼器研究開発、航空宇宙技術研究所資料、NAL TM-676、1995。
[8] 日本機械学会編、燃焼工学ハンドブック、丸善、1995。
[9] Mellor, A. M., Ed., Design of Modern Turbine Combustors, Academic Press, 1990.
[10] Mattingly, J. D., Heiser, W. H. and Pratt, D. T., Aircraft engine design, 2nd Ed., AIAA Education series, 2002.
[11] Burnett, M., Development of a Hydrogen-Burning Annular Combustor for Use in a Miniature Gas Turbine Engine, NASA CR-66362, 1969.
[12] 高橋克昌、村山元英、磯村浩介、田中秀治、小型ガスタービン用水素燃焼器の開発、日本ガスタービン学会誌、Vol.31, No.6, pp.53-56, 2003。
[13] Mongia, H., G., and Smith, K., An Empirical/Analytical Design Methodology for Gas Turbine Combustors, AIAA 78-998.
[14] Roesler, T. C., Mongia, H. C. and Stocker, H. L., Analytical Design and Demonstration of a Low-Cost Expendable Turbine Engine Combustor, AIAA 92-3754.
[15] 辻正一、燃焼機器工学、日刊工業新聞社、1971。
[16] Aerosoft GASPex Users Manual, 2005。
[17] 湯浅三郎、後藤登、超小型水素ガスタービン用旋回流型試験燃焼器内での水素の燃焼特性、日本機械学会論文集(B編)51巻486号、p.2767-2772, 1985。
[18] Broda, J. C., Seo, S., Santoro, R. J., Shirhattinker, G. and Yang, V., An experimental study of combustion

- dynamics of a premixed swirl injector, Proceedings of the Combustion Institute 27, 1849-1856, 1998.
- [19] Riddlebaugh, S. M., Lipshitz, A. and Greber, I., Dilution Jet Behavior in the Turn Section of a Reverse Flow Combustor, AIAA, Aerospace Sciences Meeting, 20th, Orlando, US, 1982.
- [20] 牧野敦、下平一雄、山田秀志、山本武、黒澤要治、林茂、高温高圧燃焼試験設備の拡充整備、宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部・航空プログラムグループ公開研究発表会前刷集、p.163-p.164、2005.
- [21] 田丸卓、下平一雄、斎藤隆、山田秀志、極超音速機用水素燃料ターボラム燃焼器模型の試験結果、航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-1193, 1999.
- [22] 鈴木邦男、内燃機関、21-2、p.77、1982.
- [23] Scull, W. E. and Mickelsen, W. R., Flow and Mixing Processes in Combustion processes, Chapter II, NACA Report 1300, 1957.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-05-011

発 行 平成 18 年 3 月 31 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 (有) ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記をお願いいたします。

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

© 2006 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・電子媒体等に加工作することを禁じます。

