

2A14 ロケット複合エンジンシステムにかかる技術研究状況について

○植田修一, 加藤周徳, 長谷川進, 平岩徹夫 (JAXA 角田)

Research Activity on a RBCC Engine System

Shuichi Ueda, Kanenori Kato, Susumu Hasegawa and Tetsuo Hiraiwa (JAXA KSPC)

Key Words: Space Transportation, Rocket-Based Combined Cycle Engine,

Abstract

Feasibility study on future transportation vehicle (termed as reference system) is undergoing at Japan Aerospace Exploration Agency, setting the target on reusable, manned launch vehicles. Two-staged vehicle to low earth orbit is the final target of the current study, with hydrocarbon fuel (namely ethanol) in scope for easy and low-cost operation, and finer system packaging due to high density. To compensate the Isp loss associated with usage of hydrocarbon fuel, airbreathing technology is fitted to the booster stage of the vehicle, i.e., application of a RBCC (Rocket Based Combined Cycle) engine. This engine is to embed rocket engines within a ramjet-duct, with various operation modes according to flight speed. Research activity has been conducted at JAXA to establish design methodology of this engine system with an emphasis on aerodynamic design with hydrogen as its fuel. Status of the research activity is herein reported.

1. はじめに

使い切り宇宙輸送システム (ELV) は 50 年以上にわたって運用され、5000 基以上の衛星と 500 人以上の宇宙飛行士を宇宙に送り出してきた。しかしながら、年間の打ち上げ回数は 1990 年代に入って減少に転じており、商業打ち上げは通信・放送などの分野に限られたものになっている。宇宙利用が他のビジネス分野に広がらない大きな要因は、使い切り輸送システムの非常に高額な打ち上げコストにある[1]。

長年にわたって再使用型宇宙輸送システム (RLV) が提案され、部分再使用輸送機であるスペースシャトルが 30 年以上運用されてきたが、輸送コストは ELV 以上の高額なものであった。VentureStar のようにさらに先進的な完全再使用輸送システムも提案されているが、いまだに宇宙にたどり着いたものは無い。スペースシャトルからの教訓のひとつは極低温水素燃料の取扱いがコスト増の要因となることであり、また、RLV システムが要求する高性能 (例として SSME) が結果として運用コストを増大させることである。

JAXA では、将来型宇宙輸送システムを目標として「リファレンスシステム」の研究開発を進めている[2]。本活動の特徴としては、炭化水素燃料の使用 (特に環境負荷の低いエタノール) と二段式宇宙輸送システム (TSTO) といったことを目標としていること

があげられる。「リファレンスシステム」用エンジンシステムには炭化水素利用に伴う比推力性能低下を回復し、かつ運用性向上のための負荷低減 (例えば燃焼圧力低減) を許容できるだけの性能余裕が要求される。このため、ロケットエンジンを凌駕する性能を得るために空気吸い込み型エンジンの検討を行っている[3]。

空気吸い込み型エンジンとしては、システム設計上の柔軟性からロケット-ラムジェット複合サイクルエンジン (RBCC) を対象としている。本発表では、エンジンシステムの研究、特に空力設計手法の確立に向けた活動の現状を報告する。

2. RBCC システム

図 1 に対象となるロケット-ラムジェット複合サイクルエンジン (RBCC) エンジン[4]の概要を示す。

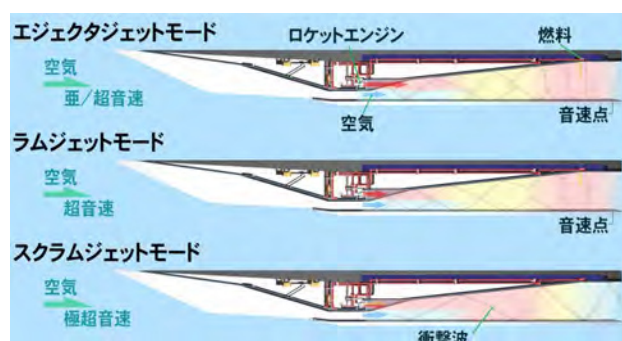


図 1 RBCC エンジンシステムの概要

ロケットエンジンは、空気吸い込みエンジン流路（以下、ラム流路部分と呼称）に設けた後ろ向きステップに埋め込まれ、飛行速度の増加に応じて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の作動モードに切り換えられる。SSTO 機においては、さらにラム流路部分を閉じたロケットモードでの作動が加わる。

エンジン前方の機体下面は RBCC エンジンに流入する気流を圧縮するインレットの一部として機能する。ロケットエンジンは、空気取入口の作動とラム燃焼器での圧力上昇を分離するための分離部（定断面ダクト）内の機体側の壁面に内蔵され、空気吸込み部分の作動状況に合わせて出力等を変化させる。エジェクタージェットモード作動は、超音速迄の初期加速に用いられる。ロケットエンジンを定格出力で運転することで加速性能を得るとともに、ロケット排気流の運動量を利用したエジェクタ効果により空気流を誘起して、空気流に対する燃料噴射（以下、ラム燃料と呼称）により燃焼（以下、ラム燃焼と呼称）・圧力上昇を得て推力増強を図る。

ラムジェットモード作動は、超音速領域から極超音速領域にかけて用いられる。燃焼器に超音速で流入する空気流にラム燃料を噴射して燃焼させることで機械的な絞り無しに閉塞させ、閉塞位置の上流で擬似衝撃波により流れを亜音速に減速させることで、推力発生面の圧力を高めて推力を達成する。内蔵ロケットエンジンは低出力（1/10 出力程度）として、ラム燃焼への点火源／ガス発生器として利用する。

スクラムジェットモード作動においては、加速性能を重視することでペイロード性能が向上するため、ロケットエンジン部分の出力を上げ、空気吸い込みエンジン流路においては超音速燃焼をさせることで推力／比推力増強を行う。

3. 空力設計・性能予測手法に関する研究状況

空気吸い込みの効果は、内臓ロケットエンジンの出力を絞るラムジェットモード作動領域で最大となる。従って、設計は同作動領域で性能最大となることを目的とし、他のモードでの性能は予測できることを目的とした。

空力設計・性能予測手法を検証するために、水素／酸素を用いるサブスケールの供試エンジン模型を製作し、地上設備において性能評価実験（主に吹き出し風洞を使用。設備については文献 5 を参照）を行った。以下、性能評価実験結果を中心に、空力設計・性能予測手法の研究現状を示す。

3.1 ラムジェットモード時を対象とした空力設計・性能予測手法

以下、システム検討で用いている空力設計の手法と、これを演繹した供試エンジン模型の形状について述べる。図 2 に供試エンジン模型の概要を示す。

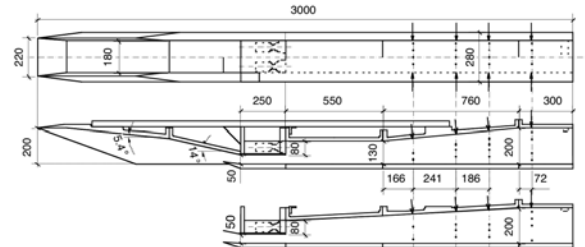


図 2 供試エンジン模型概要

幅広いマッハ数に対応する為に、ランプ圧縮式の空気取入口を基本とする。始動性を確保しつつ縮流比を得る為に、カウル先端部はカウルフラップ付きとする。カウル先端およびフラップ根部からの衝撃波がランプ面に入射しないことを、始動性確保の為にクライテリアとしている。供試エンジン模型においては、フラップ部は可動式とせず、カウル先端部を丸ごと交換することで形状変化を模している。

設計においては、二次元の衝撃波関係式に境界層補正を加えることで、形状や縮流比を変化させた場合の捕獲率と全圧回復率を評価した。

供試エンジン模型（縮流比 ~ 5 ）の実験[6,7]において、直接捕獲率等を測定することは難しく、ここでは設計手法の検証に 3 次元 CFD を用いた。図 3 には、飛行マッハ数 6 条件での実験と CFD での静圧分布を比較して示す。空気取入口部分については CFD の結果は実験と良い一致を見せ、空気取入口性能の定量評価に CFD 結果を用いることが出来ると判断した。表 1 には、二次元の衝撃波関係式と境界層補正で算出した捕獲率と、CFD により求めた捕獲率を比較して示す。表から明らかな様に、二次元の衝撃波関係式と境界層補正によって、高い精度で空気取入口性能を予測することが出来ており、同手法はシステム検討レベルで十分な精度を持つと判断できた。

表 1 取入れ口性能予測値の比較

	Flight M	4	6	8
B/L profile	$\delta 99\%$ (mm)	35	58	87
	1/n power law	n=6.5	n=11.4	n=9
3D CFD	Capture ratio	0.44	0.65	0.70
2D calculation	Capture ratio	0.45	0.62	-

空気取入口出口の分離部には、ロケットエンジン（供試模型においてはロケット燃焼器）を埋め込んだ。ロケットエンジンの諸元は、離陸時の推力要求で決定される。供試エンジン模型内蔵のロケット燃焼器の諸元は、工作可能性等に鑑みて決定した。想定実寸エンジンに対して、ロケットの出力が相対的に大きく、また大きなベース面を必要としている。

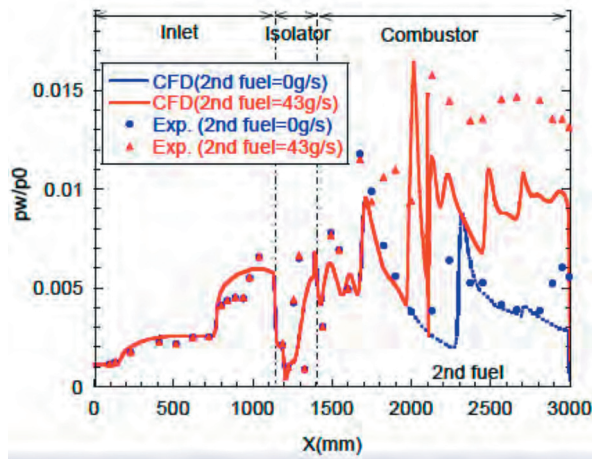


図 3 CFD と実験結果の比較

ラム燃焼器の膨張比は、空気取入口の縮流比と合わせ、エンジン設計の基本パラメータである。空気取入口が始動するマッハ数で、ラム燃焼器出口（ダクト最大断面積位置）で熱閉塞を達成したときに機体の加速能力（比推力×(1-機体抗力/エンジン推力)）で評価される）が最大となる様、一次元の内部流計算によって膨張比を決定する。膨張比を大きく取りすぎると、熱閉塞達成に過大な燃料流量が必要となり、比推力が低下する。膨張比を小さく取ると、より低いマッハ数で熱閉塞を得る為に比推力は向上するが、エンジン推力が低下して加速性能は低下する。この設計手法では、空気取入口正面投影面積>ラム燃焼器出口断面積が一般で、ラム燃焼器出口より下流は外部ノズルとして膨張を続ける。供試エンジン模型では、実験設備の都合・エンジン単体での性能評価を容易とする、等の理由から、空気取入口正面投影面積=ラム燃焼器出口断面積と設定している。

したがって、地上実験での検証項目は、一次元の内部流計算手法の予測精度の検証と予測手法への入力項目となる発熱分布予測手法の検定が主となる。内部流の予測には CFD を用いる方法もあるが、ラムジェットモード作動では超音速流の亜音速回復など、強い圧力勾配とこれに伴う剥離等の発生があり、現在の CFD 手法では十分な精度の予測は出来ない（図 3 の X>1.4 m の領域を参照）。燃焼器内では圧力レベ

ルは倍程度異なり、衝撃波の位置なども顕著に違いが見える。したがって、ラムジェットモードでの内部流計算には、一次元手法が現実的と判断された。

図 4 に、工学モデル[8]を用いた燃焼効率の予測と、一次元解析手法を用い実測壁圧を入力とする燃焼効率推算値を比較して示す。また表 2 には、エンジン出口で試料採取を行って成分とピトー圧測定から求めた断面平均の燃焼効率を、一次元の推算値と比較して示す。表 2 から、一次元推算の予測誤差は、10% 未満であることが分かる。また図 4 から、噴射孔径を基準とする工学モデルによって、燃焼効率を良い精度で予測出来ることが分かる。

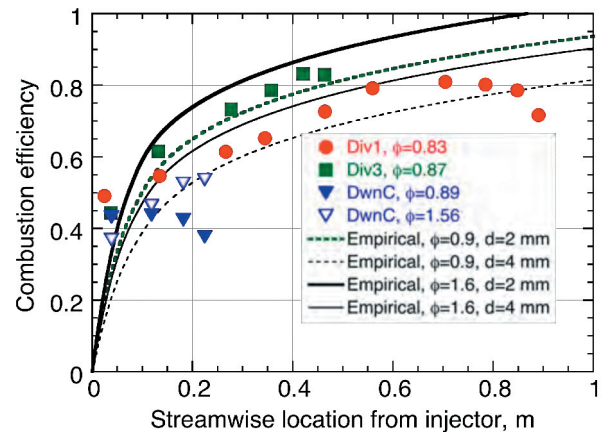


図 4 燃焼効率の予測と実験での推算値の比較

表 2 エンジン出口燃焼効率の推算値と実測値の比較

Injection		1D calculation	Flow survey
at X= 2.1 m	Mach number	1.14	1.05
	Combustion efficiency	1	0.87
at X= 2.8 m	Mach number	1.15	1.14
	Combustion efficiency	0.53	0.69

内部流計算手法では、超音速の流れが垂直衝撃波で圧力回復し、亜音速拡散の後、燃料噴射位置で燃焼によって熱閉塞を生じる、という内部流れの 3 保存式を解く。図 5 には、供試エンジン模型の飛行マッハ数 6 条件で、ラム燃焼器出口で熱閉塞を生じたときの、静圧分布予測値と実測値を比較して示す。熱閉塞位置での燃焼効率は、図 4 に示した工学モデルから、80%としている。一次元予測法では、圧力回復を垂直衝撃波でモデル化しているが、実際には擬似衝撃波を介して亜音速回復を生じるため、圧力回復はより上流の位置から生じ、回復した圧力レベルは低い。予測においても運動量保存が成立しており、拡大部における推力発生について、実験と予測での違いは 3% であり、発生推力=エンジン性能予測手法としては、十分な精度と判断出来る。

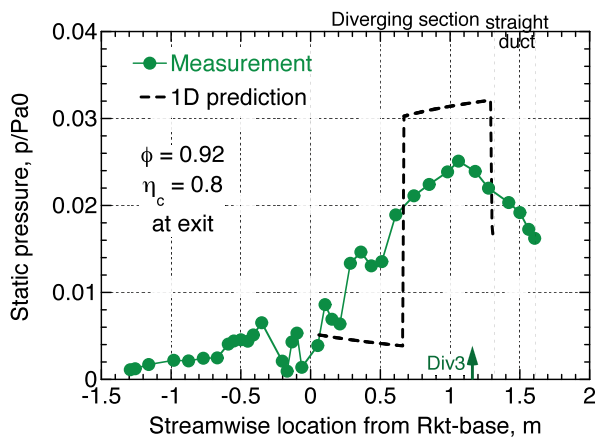


図 5 一次元予測結果と実験結果の比較

3.2 エジェクターモードでの性能予測

エジェクターモード作動においては、ロケット排気の運動量を利用して空気を吸込み、吸込んだ空気とロケット排気流が混合すると超音速流を形成する。超音速流が形成された後は、ラムジェット作動と同等の計算によって、性能を推算することが出来る。したがって、エジェクターモードにおける性能予測においては、空気吸込み量の予測が問題となる。

常温の窒素をロケット燃焼器から噴射した要素研究[9]においては、分離部出口で空気流が閉塞する理想状態が達成出来たのに対し、燃焼ガスをロケット燃焼器から噴射した供試エンジン模型実験においては、高温のロケット排気と空気流が混合することでエントロピー増加とこれに伴う静圧の上昇を生じ、流入空気流が妨げられる事態が発生した[10]。

以上から、空気吸込み量を予測するには、空気とロケット排気流の混合度合いと、それによる圧力上昇を見積ることが重要となる。空気流の入口条件はマッハ数1を上限とする変数であり、二流の混合度合いを変えて吸込み性能を評価した。供試エンジン模型の場合の結果を図6に示す。実験値から推算された吸込み空気流量を達成するには、混合度合いは20~30%となることが分かる。空気流とロケット排気流の混合は基本的に剪断混合であり、剪断混合層の発達度合いを見積もる工学式が多く提案されている(例えば文献11)。現在、これらの工学式を用いて混合度合いを予測する手法を検討している。

詳細設計段階で性能を予測する手法として、CFDが考えられる。図7には、供試エンジン模型形状変更に向けて実施したCFDの結果を示す。当初ロケット排気孔の下流に空気・ロケット排気の定断面混合ダクトを設けていた(上図)が、前述の圧力上昇を緩和する為に、拡大ダクトに切り替えた(下図)。ラ

ムモード作動条件でも、ラム燃焼器入口付近に定断面(混合)ダクトを設けることは、摩擦増による性能低下、冷却要求の増大と重量の増大等の不利点を多く持つ一方で、性能向上への寄与は少なく、定断面ダクトの装着は現在考えられていない。

図7では、拡大ダクトにすることで空気流が分離部出口で閉塞する最大吸込み条件が達成されている。一方実験では、分離部出口の静圧は閉塞条件まで下がっておらず、CFDの予測精度は不十分であった。流路の拡大とラム燃焼器内での逆圧力勾配によって空気流側の大規模な剥離を生じており、CFDでの予測を難しくしている。

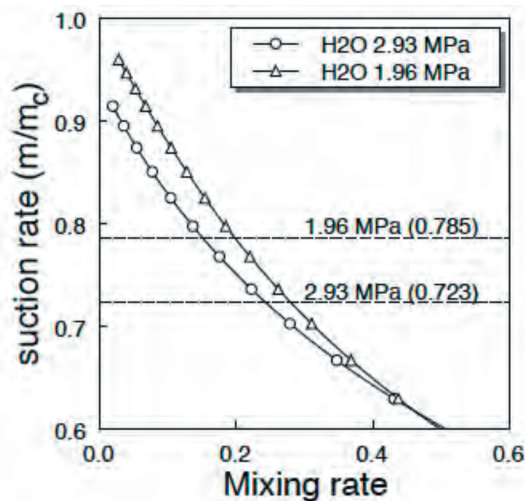


図 6 混合度合いによる吸込み性能評価

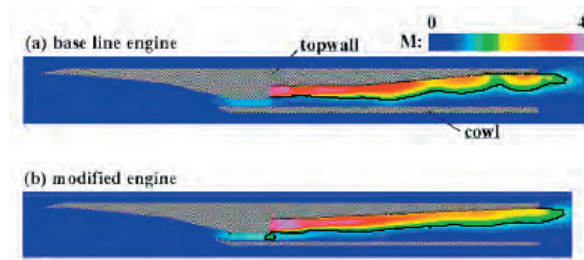


図 7 ラム燃焼器形状改修に向けたCFD結果

3.3 スクラムジェットモードでの性能予測

スクラムジェットモード作動に付いては、ラムジェットモード作動を対象に設計されたラムダクトと離陸時推力要求等から設計されたロケットエンジンを組み合わせた場合の、性能予測が可能かが焦点となる。また一方で、作動マッハ数の上限が何処で・何時与えられるかも、システム検討上重要な事項になる。このため、性能予測手法の検証の為に飛行マッハ数8条件での吹出し風洞での実験[12]を、作動上限見極めの為に飛行マッハ数11条件での衝撃波風洞での実験[13,14]をそれぞれ実施し、検討を加えた。

性能予測は、システム検討を念頭に置いた一次元計算と、より詳細な設計フェーズを念頭に置いたCFD計算の両方を実施した。図8に、一次元計算で得られる静圧分布と実験結果を比較して示す。一次元計算では、空気流とロケット排気流がラム燃焼器入口で接触した後直ちに混合し、熱閉塞を生じる場合には燃焼効率 < 1 で音速解[15]を、生じない場合には燃焼効率1の超音速解をとると仮定した。図から明らかな様に、ラム燃焼器の前半部分では予測値は推力発生を過大評価し、後半部分では比較的良い一致を見せる。空気流とロケット排気流の混合は剪断を通じて徐々に行われる為に、完全混合仮定が過大な評価となった。剪断混合による混合効率分布を含めた予測手法の改良を進めている。

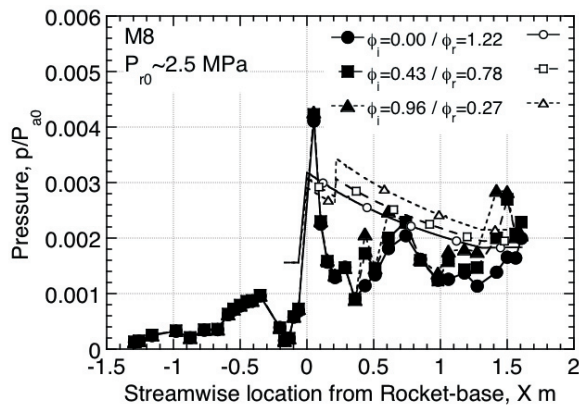


図8 一次元予測結果と実験結果の比較

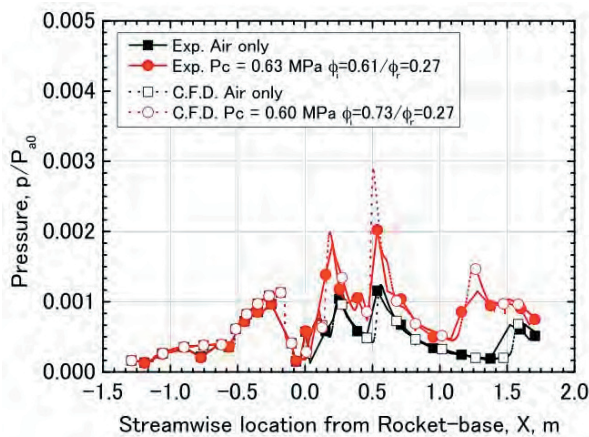


図9 CFD予測結果と実験結果の比較

図9には、CFDと実験での静圧分布を比較して示す。スクラムジェットモード作動時には、空気流およびロケット排気流の運動量が大きい為に大規模剥離を生じておらず、CFDによる予測は実験と良い一致を見せている。よって詳細設計段階でのツールとしてCFDは十分な精度を持っているが、概念検討フ

ェーズのツールとしては計算時間が掛かるため、一次元予測手法の精度向上が必要となる。

飛行マッハ数11条件の実験には、高温衝撃風洞を用いた[13,14]。同風洞は、作動機体として空気と窒素を選択出来るため、反応可能な条件と不可能な条件での結果を直接に比較出来る特徴が有る。ロケット燃焼器については、供試体外に設置した爆轟波管を用いて燃焼ガスを模擬した。

システム検討から、ラム燃料についてもロケット燃焼器を介して供給することがシステム性能上有利であることが示されているため[16]、当初、ロケット燃焼器を燃料過濃状態で作動させた。当該条件下で供試エンジン模型作動実験を実施したところ、ラム燃焼を生じていないことが示された。別途実施した混合実験[14]から混合不足が、反応解析[13]から低Da数条件であることがそれぞれ示され、改良策として、ラム燃料の一部を独立して噴射し、その燃焼によって得た圧力回復を利用して反応促進を、上覧の発生を利用して混合促進を、それぞれ図った。図10に得られた静圧分布を、反応可能条件・反応不可能条件で比較して示す。独立噴射をエンジンランプ側壁面から行ったときに、独立分ラム燃料の噴射孔廻り(X~-50 mm)で同燃料の燃焼による圧力上昇と、ラム燃焼器半ば(X~600 mm)でのロケット排気中のラム燃料の燃焼による圧力上昇がそれぞれ観測された。全体での燃焼効率は、40%に留まるため、更なる混合・燃焼促進が必要となっている。

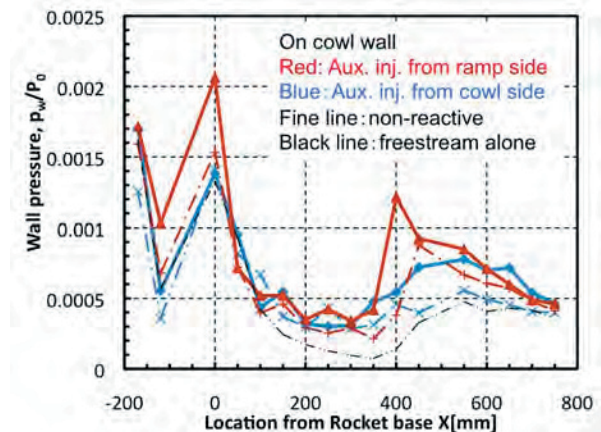


図10 反応可能/不可能条件での静圧分布比較

4. エンジン構造・供給系等の検討

エンジン構造設計・供給系(補機)設計については、リファレンスシステム検討の中で実施している。詳細は文献[16]を参照されたい。

空気吸込みエンジンを加速機に用いる問題点の一つは、エネルギー発生密度の低さ=推重比低さにあ

る。特にラム燃焼器部分は、発生推力を十分に得る為にロケットエンジンに比して格段に大寸法となり、重量軽減が重要な課題となる。そこで、特にラムダクト部分の構造軽量化と重量推算を目的とした検討を実施して来た[16]。ダクトは冷却パネルをリブで支える構造とし、FEM 解析を交えて軽量構造を追求した。金属製冷却パネルと、複合材利用のリブ構造の重量推算式を得て、システム検討に反映している。

当該 RBCC エンジン、飛行マッハ数に合わせて、特にロケットエンジン部分を含め作動条件を大きく変えている。したがって、特に冷却バランスや供給系の動力バランスが取れることの確認は重要である。静的条件（過渡期ではないの意味）における冷却バランス（壁面熱伝達量と、EA/LOx 推進剤の吸熱可能量の比較）の例を図 11 に示す。特にスクラムジェットモード領域で冷却要求は高まり、酸素も冷媒として用いることでバランスが取れる状態となる。ラムダクト寸法の検討や、飛行経路を含めた作動条件の検討により、冷却要求を低減することが必要となる。

動力バランスについては、当初バランスを取りやすい GG サイクルを想定していたが、動力獲得に必要な推進剤量が総流量の 20%に達する状態となり、SC サイクルに切り替え、成立性を確認している。今後は、制御含む冷却計算の詳細化と、動力や圧力のバランス検討の精度向上等を実施して行く。

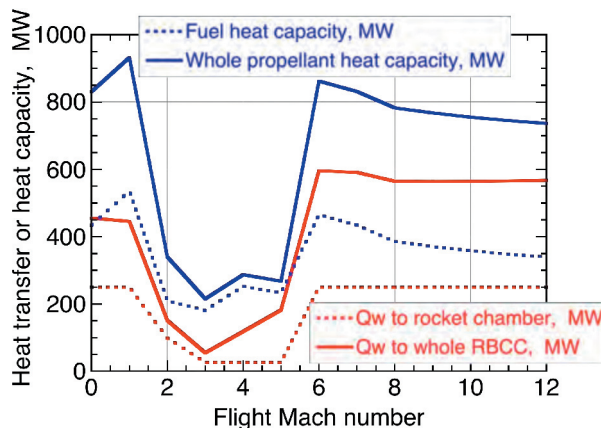


図 11 エンジンシステム冷却バランス評価例

5. 炭化水素燃料利用に向けた活動の現状

3章に示した様に、これ迄の空力設計手法確立に向けた研究活動は、水素燃料を対象として実施して来た。一方で、4章に示した様に、現在は炭化水素燃料を想定したリファレンスシステムの検討を行っていて、水素燃料を前提とした空力設計手法や冷却等の構造設計手法を、炭化水素に拡張する以下の研究活動に着手している。

- ・ エチレンを用い、水素燃焼時の実験評価や熱流束予測等の手法を炭化水素に拡張する研究
- ・ エタノールを対象としてラム燃焼特性・ロケット燃焼特性を把握する研究。
- ・ エタノールを対象として吸熱特性を評価する研究。炭化水素燃料は、火炎の余熱帯で熱分解し、CO や H2 を大量に生成する。従来の燃料の消費率と異なる評価方法と、化学組成に合わせた摩擦や熱流束の予測法を構築するための実験研究に着手している。

エタノールについては、再生冷却後のガス状態でラム燃焼器に噴射することを模擬するための装置の整備を進めている。並行して、液体エタノール/液酸のロケット燃焼器の実験が進められている。

吸熱特性に関してはロケット燃焼器の冷却問題と併せ、亜臨界[17]・超臨界圧力での吸熱特性を実験的に検証している。

6. まとめ

炭化水素燃料利用に伴う比推力低下を補う空気利用技術の研究を実施しており、特に空力設計手法に関する研究状況と、システム検討および炭化水素利用に関連する研究状況の概況を示した。

参考文献

- 1) NASA, Commercial Space Transportation Study, 1994.
- 2) M. Yoshida, *et al.*, IAC paper IAC-12. D2.4.2, 2012.
- 3) S. Ueda, *et al.*, IAC paper IAC-12. C.4.5.1, 2012.
- 4) T. Kanda and K. Kudo, *J. Propulsion and Power*, 19 (2003), pp.859-867.
- 5) RJTF 建設グループ, 「ラムジェットエンジン試験設備」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1347, 1998.
- 6) K. Tani, *et al.*, AIAA paper 2008-0103, 2008.
- 7) K. Kato, *et al.*, AJCPP paper 2010-087, 2010.
- 8) G. S. Diskin, and G. B. Northam, AIAA paper 87-2164, 1987
- 9) 谷、莉田、久保田, “複合エンジン低速域での空力特性”, 宇宙輸送シンポジウム予稿集, 2004.
- 10) S. Tomioka, *et al.*, ‘AIAA paper 2008-2618, 2008.
- 11) D. Papamoshou and A. Roshko, *J. Fluid Mechanics*, 197 (1988), pp. 453-477.
- 12) M. Takegoshi, *et al.*, AIAA paper 2013-3668, 2013.
- 13) S. Tomioka, *et al.*, ‘ISTS paper 2011-a-62, 2011.
- 14) T. Komuro, *et al.*, ISTS paper 2013-a-38, 2013.
- 15) T. Mitani, *et al.*, JAXA-RR-03 -020E, 2004.
- 16) S. Tomioka, *et al.*, ISTS paper 2013-a-36, 2013.
- 17) M. Takegoshi, *et al.*, AIAA paper 2011-5624, 2011.