

低軌道への再使用輸送系を目指した RBCC エンジンのシステム検討

○富岡定毅、加藤周徳、小寺正敏、谷香一郎、齋藤俊仁、木村俊哉 (JAXA 角田)

System Study on a RBCC engine for Re-usable Launch Vehicle to Low Earth Orbit

○ Sadatake Tomioka, Kanenori Kato, Masatoshi Kodera, Koichiro Tani, Toshihito Saito, and Toshiya Kimura (JAXA-KSPC)

Keywords: Propulsion, Engines, Combined cycle engine, Performance prediction

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 configuration to low earth orbit is the final target of the current study, while point-to-point high-speed transportation using the same vehicles is also under consideration for near-term application. For long-range point-to-point transportation, system study on a RBCC (Rocket Based Combined Cycle) engine powered vehicle is undergoing, because a very high specific impulse is necessary to make dry-weight to take-off weight ratio reasonable. This vehicle will be used for first stage (termed as booster) of the TSTO-RLV. Performance prediction on the RBCC engine was conducted with varying design parameters especially on embedded rocket engine, to attain higher effective Isp taking airframe drag into account than that of rocket engines. The resulting engine performance was used to estimate the total take-off weight of the vehicle, to show that the vehicle equipping the RBCC engine can be 40% lighter than that equipping ordinary rocket engine with same operation pressure.

記号

D, F	機体抗力、エンジン推力
Isp, Ispe	比推力、有効比推力 ((1)式)
O/F	内蔵ロケット燃焼器の混合比
P_c, P_{re}	内蔵ロケット燃焼圧、ノズル出口圧
M, V	飛行マッハ数、飛行速度
Wi, Wf	加速前重量、加速後重量
Wp	推進剤重量
X	エンジン前縁からの流れ方向位置

添え字

1	ブースター段
rkt	内蔵ロケットエンジン

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。

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[1]。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) した、完全再使用の二段式宇宙輸送システム (TSTO) を目指していることが挙げられ、特にブースター段については、離着陸の形式や推進機関を含めた幅広い検討がなされている。

「リファレンスシステム」用エンジンシステムには再使用性の達成・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。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) を目標としている[2]。本発表では、エンジンシステムの検討状況を報告する。

2. RBCC システム

TSTO のブースター段の役割はオービター段を分離するマッハ 12 までの加速である。ブースター段にとってのペイロードとなるオービター段は、慣用ノズルを有する Wave rider 形状をしており、切離し時の総重量は 72 ton である[1]。

ブースター段には、HTHL 方式には揚力飛行を主とする NAL0 次形状と称する機体[3]を想定し、VTHL 方式

にはシャトル様の HIMES という機体[4]を想定している。RBCC エンジンを搭載する機体には HTHL 方式を想定し、機体規模としては全長 (ℓ) 60 m、乾燥重量 110 ton を想定している。推進剤の容量によって、機体規模を最適化する工程には着手していない。同機体には、標準形状で投影面積約 10 m²、最大で投影面積約 80 m² の外部ノズルを付けることが可能であり、その性能への影響も今回評価した。図 1 にブースター段機体の概要を示す。なお同機体は迎角 0 度では揚力係数が 0 であるため、迎角 5 度での飛行を基準とし、5 度コーンと同等の機首衝撃波を通過した空気流が、エンジンに流入することとした。

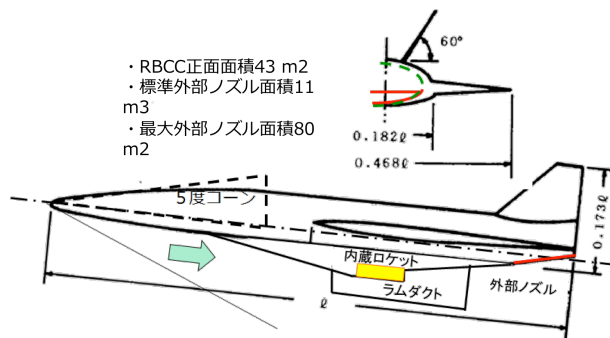


図 1. NAL0 次機体概要

図 2 に RBCC エンジンの概要を示す[2]。全幅約 12 m の機体下部に、幅 2 m の RBCC ユニットが 5 基並べて装着される。各ユニットの流路正面面積は高さ 4.3 m、幅 2 m (側壁厚さを除く) で、ランプ圧縮式の空気取入口に角度 9 度の楔を用いると、エンジン全長は約 30 m となる。

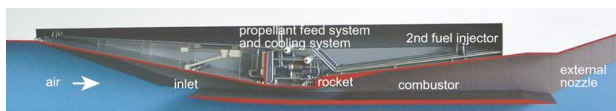


図 2. RBCC エンジンシステムの概要

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。

機体が迎角を持って飛行する場合、迎角相当の円錐楔によって空気が圧縮されるとした。前述の様にラム流路の空気取入れ口は楔角 9 度の単楔で、前縁からの衝撃波とカウル前縁からの衝撃波で圧縮される。始動性確保の為にカウルフラップを取り付けている。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ー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焼により熱を加え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高比推力を達成する。内蔵されたロケット燃焼器は低出力 (定格出力の 1/10 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。

本研究では、理論最高性能を追求するためにブースター一段用エンジンとしてロケットエンジンと比較しながら RBCC エンジンシステムの最大能力を検討した。以下の検討では、性能評価指針として有効比推力 (I_{sp_e}) を使用する。

$$I_{sp_e} = I_{sp} \times (1 - D/F) \quad (1)$$

ここで、 D は輸送機全体に対する抗力、 F はエンジン推力である。このパラメータは最大加速性能を示しており、エンジン比推力 (I_{sp}) と同様にエンジン推力が重要になってくる。 D にはオービター段の抗力も含まれることに注意されたい。(1) 式の有効比推力をロケット方程式に適用することで、大気内を直線加速運動する輸送機の初期重量 W_i 、 ΔV 加速終了時の重量 W_f 、との間に、以下が成立し、システム重量の概算値を求めることができる。

$$\Delta V = I_{sp_e} \times \ln(W_i/W_f) \quad (2)$$

なお、ブースター段の推進薬重量 W_{p1} が離陸重量 W_i に占める割合は、 $M0 \sim 12$ の加速時の W_i/W_{f1} を求めることで、

$$W_{p1}/W_{f1} = (W_i - W_{f1}) / W_i = 1 - 1/(W_i/W_{f1}) \quad (3)$$

より求めることができる

3. 空力設計および性能予測手法

RBCC エンジンの主要な設計パラメータは、ラム流路のサイズと内蔵ロケットの推力レベルであり、ラム流路設計の主要パラメータは、入口収縮比とラムジェット燃焼器の膨張比である。

今回の解析では、ラム流路のサイズは機体との関係で前報での値[5]より大きくすることが難しいと判断し、ユニット辺りの正面面積を高さ 4.3 m × 幅 2 m で固定した。また縮流比については、前報[5]で圧縮による圧力上昇と開口面積増による流量増のバランスがあり、飛行マッハ数 0 ~ 12 であれば飛行マッハ数 6 で捕獲率 100% となる条件が最適との答えを得たため、本研究ではこの設計点で固定した。本研究では、特にこれまで固定していた内

蔵ロケットエンジンの諸元を変化させ、RBCC エンジン性能への影響を評価した。

3-1. 内蔵ロケットエンジンの作動パラメータ

内蔵ロケットエンジンの主要な作動パラメータは

- ・ 推力レベル
- ・ ロケット基数
- ・ 燃焼圧力、内部ノズル開口比 (RBCC エンジン全体からは、ロケット燃焼室に取り付けるノズルは内部ノズル、ラム流路は外部ノズルとして作動する)
- ・ エンジンサイクル

などである。ロケット基数に関しては、同じ推力レベルで基数を増やすと、内部ノズル周面積が増え、ノズル肉厚に伴うベース面積が増え、性能上は不利となる。一方で基数を増やすと流路幅に合わせる為に内部ノズル出口の扁平率が増える。ここでは4基でした。

内蔵ロケットの主要な作動パラメータを同時に振ることは、計算を煩雑にするため、一つのパラメータを振る際には他のパラメータを固定した。

- ・ ロケット燃焼圧力を 6/12/24 MPa と振った。
⇒ 推力 3 MN 固定、内部ノズル出口圧 ~ 50 kPa 固定。
- ・ 内部ノズル開口比を 4/8/12 と振った。
⇒ 推力 6 MN 固定、ロケット燃焼圧力 6 MPa 固定。
- ・ 推力レベルを 6/7.5/9 MN と振った。
⇒ ロケット燃焼圧力 6 MPa 固定、内部ノズル開口比 8 固定

なお、飛行条件に合わせた作動条件変化としては、

- ・ M0 と M1 では、 $O/F=1.6$ 、燃焼圧力は設計条件。
- ・ M2 では、M3 に向けての推力急変を抑える為に、 $O/F=1.6$ のまま燃焼圧力を設計条件の 2/3 に下げる。
- ・ M3~M5 では、 $O/F=1.0$ で燃焼圧力は設計条件の 10%。
- ・ M6 以降では、燃焼圧力は設計条件で固定し、 $O/F=1.0$ ~ 1.6 の範囲で有効比推力が最大となる条件を算出する[5]。なお、有効比推力がラムジェットモード作動の値を超える点で、作動をスクラムジェットモードに切り替えたため、条件によっては M5 で燃焼圧力を設計点に引き上げたケースもある。

RBCC と比較する為のロケットエンジンについては、通常の慣用ノズルを持つものとし、燃焼圧力は RBCC と同じ 6 MPa、ノズル出口圧は 50 kPa とした。環境圧×ノズル投影面積を引くことで、高度の影響を評価した。

3-2. ラム流路部分の設計パラメータおよびラムジェットモード作動時の性能予測手法

インレットは飛行マッハ数 3.0 で始動する設計とし、この条件でラムジェットモード作動に切り替える。ラム流路の収縮比は、前述の様にフルキャブチャとなる飛行マッハ数 (M_{in}) を 6 で固定した。始動性を確保しつつ吸い込み性能を向上させるため、カウルフラップを導入した。フラップは M3~4 の範囲で有効に作動した。取入口の性能は、二次元の衝撃波関係式を用いて算出している。

ロケット排気と空気流は燃焼器入口で瞬時に混合するとして、ラム燃焼器への流入気流条件を求めた。解析で

は、ロケットのベース圧力の影響が無視できないことが示されているが、ベース圧力に関する知見は限られているため、空気流とロケット排気は、圧力が均衡するようにラムジェット燃焼器全体に膨張し、ベース圧力も同等の値になるものとした。

ラムジェットモード作動時には、ラム燃焼器に流入した空気は垂直衝撃波で亜音速回復し、拡大部内を圧力回復した後、指定した流れ方向位置で発熱により熱閉塞を生じ、その後超音速となってラム燃焼器から流出して行く。解析手法の簡略化の為に、垂直衝撃波による圧力回復と、距離無限小での完全燃焼を仮定しているが、供試エンジン模型での実験結果との比較から、推力発生の予測としては比較的良好な精度を持つことが示されている[6]。

ラム燃焼器の膨張比は、作動下限である M3 条件で有効比推力が最大となる熱閉塞位置を求め、ここを燃焼器後端とすることで定めた。今回の計算範囲では最適な膨張比はほぼ 2 となった。拡大部形状は角度 10 度の単ランプ式片開きとしている。角度を大きくすることで、ラム燃焼器重量・冷却要求を軽減することが出来るが、角度が大きすぎると亜音速回復を保持することが難しくなる[7]。最大角度は、流路断面積変化と燃焼効率分布のバランスで決まり、クライテリアの設定は設計技術上の課題の一つである[6]。なお、熱閉塞を生じさせる為にラム燃焼器出口に定断面ダクトを設け、熱閉塞を保持しやすくする方法も考案されている[8]。同方法は、しかしマッハ数の上昇に伴って、圧力回復位置の後退を生じ、性能的に不利となる。衝撃波位置をラム燃焼器入口に固定する方法と、閉塞位置をラム燃焼器出口に固定する方法の性能差も評価した。

ラム燃焼器を出た燃焼ガスは、外部ノズルを介して膨張を続ける。外部ノズルは単ランプ (SERN) 式として、側面およびカウル面を延長した仮想境界とランプ面に囲まれる流管内を一次的に膨張すると仮定して推力計算を行った。外気圧よりノズル圧が下がる場合には、外気圧でノズル面に沿って流れるものとした。

ラム燃焼器と外部ノズルについては、van Driest の式で摩擦抗力を算出して[9]、保存則に算入した。

3-3. ラムジェットモード以外の性能予測手法

エジェクタージェットモード作動時には、吸込み空気量はエジェクター効果で定まる。供試エンジン模型等の実験では、吸込み性能の制限要因として Fabri 閉塞の発生[10]と、空気/ロケット排気の混合による全圧損失に起因する背圧上昇による吸込み性能低下、が指摘されて来た[11]。ここではエジェクター効果はラム燃焼器入口断面積内で生じるとして、前者についてはロケット排気流が等エントロピー的に空気流の閉塞を生じる臨界圧迄膨張し、残った断面積で空気流が閉塞するモデルで吸込み量制限を、後者についてはラム燃焼器入口断面積内で完全混合して音速解が得られる迄空気流量を絞ることで吸込み量制限を、それぞれ表現し、より制限の厳しい効果を勘案した。完全混合気を形成した後の計算は、ラムケッ

トモード作動時と同じである。混合度合いを含めた吸込み量制限の定式化は、性能予測上の技術課題となる。

スクラムジェットモード作動については、前報[5]でロケット排気中にラム燃焼用燃料も含めることで、性能向上が見込めることが示されている。空気流とロケット排気流がラム燃焼器入口で完全混合・完全燃焼し、超音速で拡大部内を加速、外部ノズルに流出することとした。共に高速流である空気流とロケット排気の混合と、混合に伴うロケット排気内の未燃燃料の燃焼には距離が必要で、ラム燃焼器入口での完全混合仮定は、性能を過大に見積もることになる[12]。混合を加味した性能予測モデルの構築が性能予測上の技術課題となる。

3-4. エンジン重量および全機重量の概算評価方法

前節迄の方法で、発生推力と有効比推力を算出し、式(1)および(2)を用いて、ブースター段加速終了時に飛行マッハ数 M12 まで増速するのに必要な推進薬量と、したがって全機離陸重量を概算した。機体については、前述により乾燥重量を固定し、ペイロードに当るオービター段の全機重量も固定した。

エンジン重量は、ラム流路部分（取入口と外部ノズルは機体重量の一部とした）と補機を含むロケットエンジン部分に分けた。前者は金属製の冷却パネルを複合材製のリブによって補強した構造を考え、FEM 解析結果を工学式化した。等断面のダクト複数に分割し、それぞれ矩形断面の長辺 L、ダクトに掛かる圧力差（エンジン内圧-環境圧）P に対して、濡れ面積 S として、

$$H_{lb}(m) = (0.1692 \times L - 0.0343) \times p(\text{kPa}) + (17.19 \times L - 4.065)$$

$$W(\text{kg}) = (0.72 \times H_{lb}(m) + 37.38) \times S(\text{m}^2) : \text{金属リブ}$$

$$= (0.24 \times H_{lb}(m) + 37.38) \times S(\text{m}^2) : \text{複合材リブ}$$

ロケットエンジン部分については、炭化水素燃料であるため水素燃料の場合に比して推重比を稼ぎやすい一方で、燃焼圧力が 6 MPa と低いため、規模が大きくなる傾向にあり、以上勘案して推重比 50 を想定した。ポンプ等の供給を全て含めた値である。

以上を代表的な形状に当てはめると、内蔵ロケットの推力レベル 6 MN で、RBCC の推重比は約 15 と算出される。

4. 結果と考察

4-1. 内蔵ロケット諸元の全機性能への影響

図 3 に、ロケット燃焼圧力を 6 / 12 / 24 MPa と変化させたときの、有効比推力のマッハ数変化を示す。内部ノズル出口静圧を 50 kPa 程度で固定した為、燃焼圧力の上昇とともに内部ノズル断面積が増え、ラム部分（外部ノズル含め）の膨張比が制約される。このため燃焼圧力を 4 倍にしても、有効比推力の変化は小さく、 $Wp1/Wi$ は 71.6% から 69.3% に減るに留まった。信頼性・再使用性の問題などを勘案すると、燃焼圧力を低く抑えることに価値があると判断され、以下燃焼圧力は 6 MPa で統一した。

図 4 に、内部ロケットの膨張比を 4 / 8 / 12 と変化さ

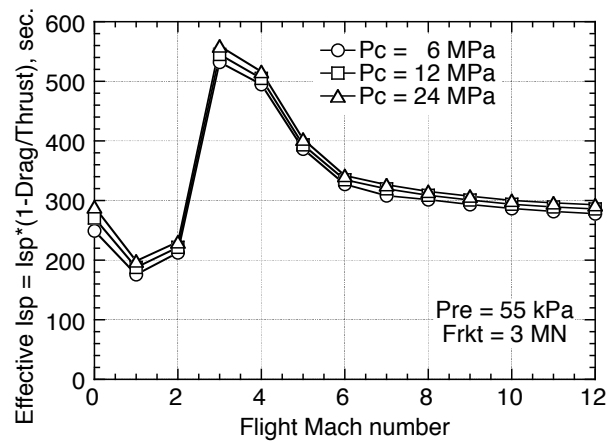


図 3 ロケット燃焼圧に対する有効比推力変化

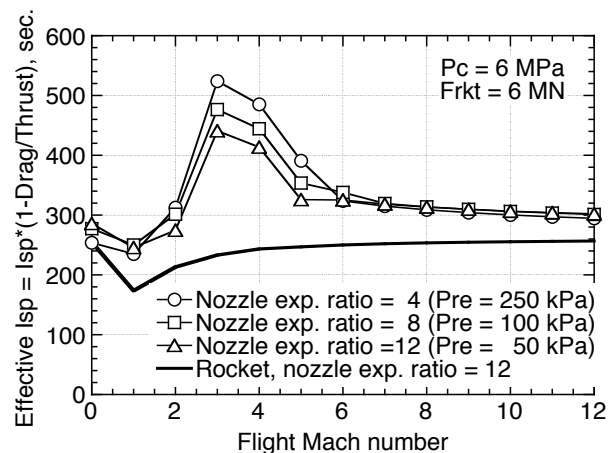


図 4 ノズル膨張比に対する有効比推力変化

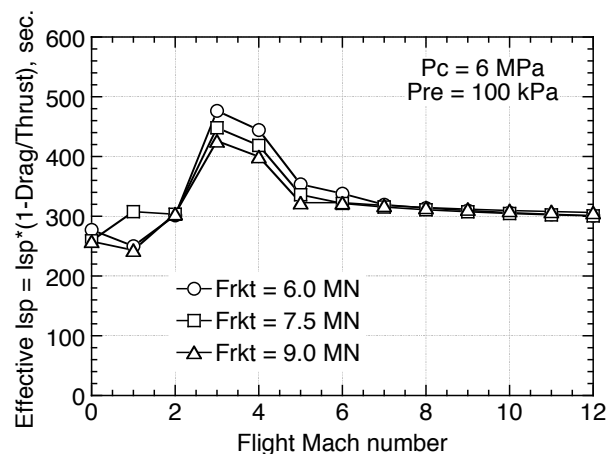


図 5 ロケット推力に対する有効比推力変化

せたときの、有効比推力のマッハ数変化を示す。内部ノズル出口圧は、設計点でそれぞれ 255 / 97 / 55 kPa となる。ノズル膨張比が小さいと、ラム部分の膨張比が稼げる一方で、ロケットとしての外部ノズルを含む膨張比は低下し、スクラムジェットモードでの性能が低下する他、エジェクタージェットモードでは不足膨張のロケット排気が空気側の膨張する Fabri 閉塞の発生で、空気吸込み量とラム燃焼器での推力発生が抑制され、性能が低下している。結果として、 $Wp1/Wi$ は 68.9% / 68.8% / 69.8%

となり、内部ノズル膨張比を8で固定した。

図には、比較の為にロケットエンジン（燃焼圧力6 MPa、膨張比12で出口静圧は50 kPa程度）のみでの値も示した。内部ロケットの膨張比が小さいにも関わらず、作動上限であるM12においても、RBCCの方が有効比推力が高いのは、空気吸込みの効果とラム燃焼器と外部ノズルが、ロケット燃焼器にとって非常に大きなノズル（膨張比80）となっていることに起因する。この傾向は、飛行動圧を下げてラム燃焼部分の発生推力を抑えた場合に更に顕著になる。ロケットエンジンのみでの $Wp1/Wi$ は79.4%となった。

図5に、内部ノズル（真空）推力を6 / 7.5 / 9 MNと変化させたときの、有効比推力変化を示す。結果として、 $Wp1/Wi$ は68.8% / 68.9% / 69.8%となった。後述の様に、全備重量に対する推力レベルが小さい方が、全機規模は小さくなり、有効比推力の向上と併せてシステム小型化には有効である。ただし、離陸に必要な推力は確保されなければならない。

4-2. 外部ノズル膨張比の全機性能への影響

図6に、ロケット燃焼圧力6 MPa、内部ノズル膨張比8条件で、外部ノズル膨張比を変えたときの有効比推力のマッハ数変化を示す。外部ノズル膨張比を増やすことで、性能が大幅に向上することが見て取れる。 $Wp1/Wi$ は68.8%から63.5%への大幅に低減されている。但し外部ノズルを延長する為には機体重量も増えるため、ある程度効果が相殺される可能性がある。

4-3. 飛行条件が及ぼす影響

これまでの検討は、飛行動圧50 kPaの条件で行って来た。中速域では空気利用の効果を高める為に、高い飛行動圧が求められるが、高速域では図5に示される様にロケット推力の比率を増しても有効比推力は低下せず、ロケット推力一定であれば飛行動圧が低い（ラム部分の推力発生が小さい）飛行条件でもシステム性能が低下しないことが予想される。高速域で飛行動圧を下げることは、機体の冷却等の面からメリットがあり、ここでは飛行動圧がRBCCエンジンに及ぼす影響を評価する。内蔵ロケットの推力6 MN、燃焼圧力6 MPa、膨張比8で、飛行動圧を50 / 30 / 10 kPaと低下させたときの有効比推力変化を示す。図から判断が難しいが、有効比推力が向上する様に、飛行動圧10 kPaではスクラムジェットモードへの切り換えを、M5条件で行っている。結果として、 $Wp1/Wi$ は68.9% / 68.3% / 68.4%となった。飛行動圧を低下させると中速域での性能が低下する一方で、機体抵抗の減少から高速域での性能は向上し、積分値への影響は小さい。また中速域迄は50 kPaで、高速域は10 kPaで飛行するパターンを計算してみると、 $Wp1/Wi$ は68.1%になった。実際にどのような軌道を取れるかは、飛行解析が必要となるが、高速域で高度をとる方法には、僅かではあるが効果があり、空力加熱の問題とも併せて、今後検討する必要がある。

4-4. 推力性能の無次元化試行

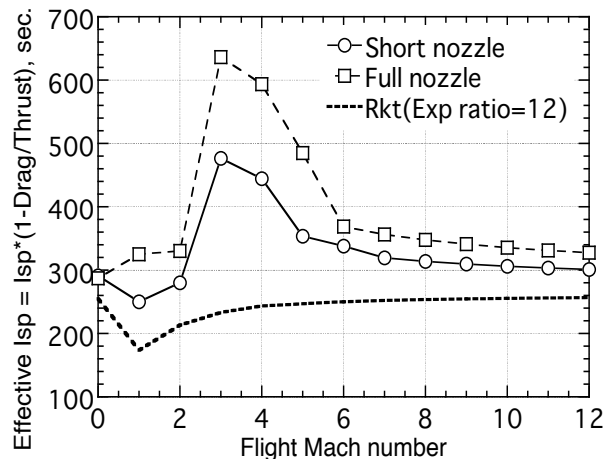


図6 外部ノズルによる有効比推力変化

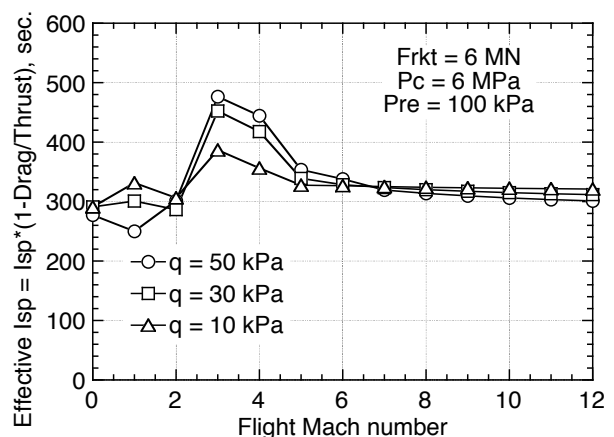


図7 飛行動圧による有効比推力変化

RBCCエンジンは飛行条件に性能が依存し、また全機システム規模（全機離陸重量）の変化に対してロケット部分の推力レベルを変える必要が有る。更に高速域では加速度制限から推力制御が必要となり、内蔵ロケットの推力レベルを変える必要が有る。以上を考えると、RBCCの推力・比推力を飛行動圧やロケット推力等の代表パラメータで無次元化出来れば、システム計算のサイクルを大幅に短縮出来ることが期待出来る。本節では、内蔵ロケットの推力レベルと飛行動圧を変化させ、発生推力の無次元化を試行した結果を示す。なお無次元化は、RBCC発生推力を飛行動圧とラムダクト入口の投影面積で除する場合（以下、無次元RBCC推力）と、RBCC発生推力から内蔵ロケットの発生推力（該当する外気圧下での推力）を引いて飛行動圧とラムダクト入口の投影面積で除する場合（以下、無次元ラム推力）を検討した。

図8に、内蔵ロケットの推力レベルを変化させたとき（図5と同じ計算）の、無次元RBCC推力と無次元ラム推力の飛行マッハ数依存性を合わせて示す。内蔵ロケットについては、燃焼器圧力と膨張比を固定して、エンジン寸法を変化させて推力レベルを変えているので、スロットリングではなく、離陸推力レベルで諸元を変化させた場合を想定している。

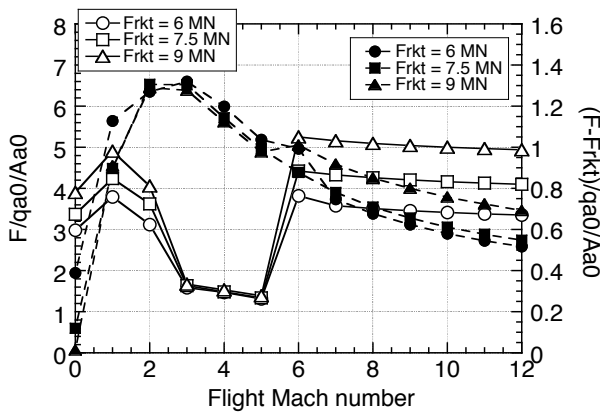


図8 ロケット推力を変えたときの無次元推力

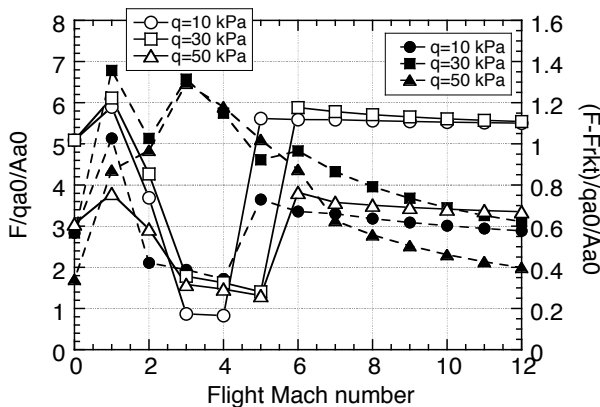


図9 飛行動圧を変えたときの無次元推力

ロケット推力レベルの変化量が小さいため、やや判断が難しい。無次元 RBCC 推力は、中速域 (M3~5) ではロケット推力を変えても比較的良好一致を見せるものの、低速域 (M3) と高速域 (M5) ではロケット出力の違いがそのまま無次元値に反映されて、無次元推力は一致していない。無次元ラム推力については、やはり中速域では比較的良好一致を示すものの、ロケット出力大=ロケット寸法大に対してラムダクトの膨張比が減ることを受けて、ロケット出力が大きい程低下している。この問題は、同一形状でのスロットリング時には回避される。低速域ではロケット出力に対する無次元ラム推力の違いは大きく、これは空気吸込み能力への影響が大きい為である。高速域で無次元ラム推力がロケット出力の影響を受けることは、直観的には分かり難い。

図9には、飛行動圧を変化 (50、30、10 kPa) させたとき (図7と同じ計算) の、無次元 RBCC 推力と無次元ラム推力の飛行マッハ数依存性を合わせて示す。ラムダクト形状は飛行動圧 50 kPa で設計し、同じ形状で飛行動圧を変化させた。無次元 RBCC 推力は低速域と中速域で飛行動圧の影響を強く受ける。ラム部分の発生推力が、空気流量や空気流全圧の影響を強く受ける為である。一方、高速域ではロケット推力が支配的である為、比較的一致して見える。飛行動圧が低い条件では、有効比推力の評価により M5 でスクラムモードへの切替えが行われ、他の条件と大きく違う推力レベルとなっている。

無次元ラム推力については、中速域では前述の様にラムダクト形状が固定されているため、飛行動圧 50/30 kPa ではほぼ一致する。一方で 10 kPa まで低下すると、ロケットの発生推力が中速域でも大部分を占めるために、無次元ラム推力は大きく低下する。高速域では更に動圧比に対して傾角が見えない。機体の抗力を含めた加速性能で作動点を最適化させたため、複雑な変化となった。

以上の結果から、RBCC エンジンについては、通常空気吸込みエンジンの様な飛行動圧と正面投影面積で整理することは難しいことが示された。

5. まとめ

エタノール/液酸を推進薬とする RBCC エンジンのシステム解析を行い、このエンジンをブースター段に搭載する TSTO システムの検討を行った。

- (1) 内蔵するロケットの諸元を振ったが、燃焼圧力・ノズル膨張比の影響は比較的小さく、燃焼圧力については燃焼器寿命等で選定して問題ない。
- (2) 外部ノズルの拡大は、性能向上に一次に働くが、ノズルの装着に伴う重量増加とのバランスが問題となる。
- (3) RBCC エンジンの推重比は、今回想定した推力レベルで 15 程度となる。
- (4) 同じ機体に同じ燃焼圧力のロケットエンジンを装着した場合と比較して、RBCC エンジンを搭載した機体は離陸重量で 3/4 倍から最大 6 割程度の離陸重量に抑えることが出来る。

[参考文献]

- [1] M. Yoshida, et. al., IAC paper IAC-12. D2.4.2, 2012.
- [2] T. Kanda and K. Kudo, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, pp.859-867, 2003.
- [3] 白水正男, 航空宇宙技術研究所資料 TM-598, 1989.
- [4] 長友信人, 他, 日本航空宇宙学会誌 第39巻 第454号, 1991.
- [5] 植田修一, 他, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- [6] 加藤周徳, 他, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム, 2013.
- [7] S. Tomioka, et. al., *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 1, pp.111-119, 2006.
- [8] T. Kanda, et. al., IAC paper IAC-05-C4.5.03, 2005.
- [9] E. R. van Driest, *Journal of Aeronautical Sciences*, Vol. 18, No. 3, pp.145-160, 1951.
- [10] S. Aoki, et. al., *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, 2005, pp. 496-503.
- [11] T. Kouchi, et. al., Proceedings of 47th Conference on Aerospace Propulsion and Power, B-12, 2006. (in Japanese)
- [12] 竹腰正雄, 他, 日本航空宇宙学会北部支部 2013 講演会, 2013.