

複合サイクルエンジンインレットの設計における三次元性について

A Consideration of Three Dimensional Effects to the Designing of RBCC Inlets

宇宙航空研究開発機構 研究開発部門

第四研究ユニット

谷 香一郎、長谷川 進、小寺 正敏

記号

A	: 面積
C _p	: 定容比熱
\dot{m}	: 流量
p	: 静圧
t	: 静温
u	: 速度

添字

0	: 主流
1	: 1 段目ランプ
2	: 2 段目ランプ
3s	: カウル衝撃波背後
3e	: ランプ端膨張波背後
4	: 分離部終端
in	: 捕獲した流れ

1. 始めに

JAXA 角田宇宙センターでは、将来の低コスト宇宙輸送機の推進器として、空気吸込みエンジンとロケットをエンジンを組み合わせた複合サイクルエンジン (RBCC) ¹⁻⁵ の研究を進めている。宇宙機は離陸から宇宙速度に至るまで幅広い速度域で推力を得る必要があり、複合サイクルエンジンでは、速度に応じてエンジンの動作モードを切り替えることで、必要な推力を発生させつつ、高い比推力を実現する。

極超音速の巡航機においては、エンジンの空気取り入れ口 (インレット) の設計に際して、巡航速度で最も性能が高くなることを目指して形状を決定する。一方 RBCC の様に加速環境で使用されるエンジンでは、低いマッハ数で確実に始動し、かつ想定される最大マッハ数で高い捕獲性能を持つことが必要となる。JAXA 角田では、広いマッハ数に適應できるインレットの設計指針を独自に定め、RBCC 供試エンジンの設計に適用した ⁶。その結果、良好な始動性は確保出来た。しかるに、旧来の設計手法では、インレット幅方向への気流の広がりなど、三次元性を有する流れについて、考慮していない。

本報告では、旧来の性能推定手法、設計手法を紹介し、三次元性を考慮した手法への改良について検討した。改良手法による結果は CFD の与える結果と比較し、妥当性について検討を加えた。

2. 極超音速機用インレットについて

極超音速機用のエンジンとしては、ラム、スクラムジェットをベースとしシステムが有力である。いずれも、インレットで発生する衝撃波を利用して気流の圧縮を行うが、エンジン全体の形状により、様々な形態が考えられる。代表的なインレット形状を図 1 にまとめる。1970 年代に NASA で提唱された側壁圧縮型エンジン ⁷ では、一対のくさび形側壁の間に交差する衝撃波を発生させ、圧縮を行なう。側壁に後退角をつけることで、衝撃波を通過した流れは、インレットの高さ方向に曲げられ、開放された低部 (カウル側) より一部の気流が漏れ出る。マッハ数の大小により、衝撃波の傾きが変わることから、マッハ数が小さい場合

により多くの漏れが発生し、よって始動性の向上に寄与する。逆に、高マッハ数になっても原理的に完全捕獲は達成できず、推力が空気流量に依存することを考えると、やや不利な形状である。

一方単段あるいは多段のランプを組み合わせたインレットは、従来より高速エンジンのインレットとして多く用いられてきた。側壁圧縮が一对の衝撃波の繰り返し反射を通して圧縮するのに比べて、各段一つの衝撃波で圧縮を行なうため、全長が長くなりやすい。一方で、完全捕獲が可能で、始動性も良好な設計が可能である。

軸対象形状では、コーンを中心に置くインレットや、等エントロピ的に内部流れを圧縮する Busemann インレット⁸が提案されている。スクラムジェットでは、燃焼器流入に至るまで超音速が維持されることから、円筒形状、得にコーン形状では周方向の流れの偏りが顕著なり、着火性に影響があることが懸念される。Busemann インレットのような内部圧縮の場合、Kantrowitze 条件⁹を超えた圧縮を行なうことから、補助的な気流の“逃し”による始動性向上が必要となる。いずれの形状も円錐衝撃波や特性線を用いた設計手法が存在するが、オフデザイン時の性能や多段化した際の性能を解析的に求めることが難しく、CFD の導入が必要となる。

これらの内、JAXA では設計が比較的容易なランプインレットを用いた検討を進めてきた。これは設計ツールが比較的容易に構築できること、ある程度二次元性が期待できることから、流れ場が理解しやすいことが主な理由である。今回は RBCC におけるランプインレットの設計に絞ってツール拡張の検討を行った。

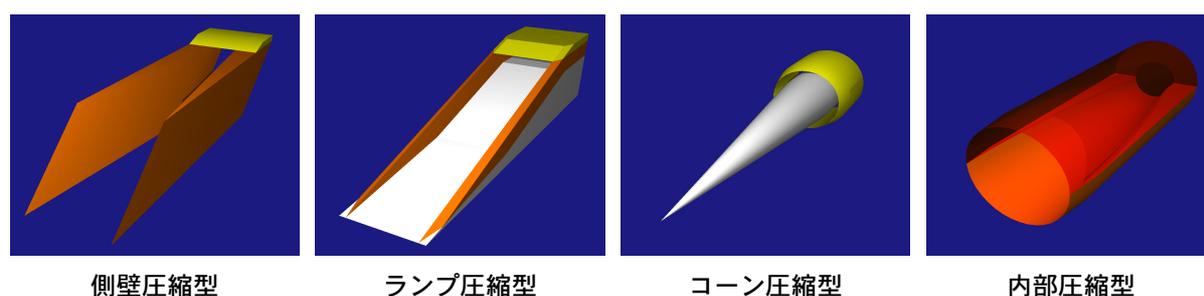


図 1 インレット基本形態

3. RBCC におけるインレット設計

3.1. 設計指針

RBCC は離陸から宇宙まで一つのエンジンでまかなう事を目指している。インレットはエンジンが最も効率良く (高 ISP) で飛行するラム/スクラムジェットの状態で性能を発揮するように設計を行なう。JAXA 角田では2つのポイントとして、始動性と空力性能が上げられ、それぞれについて以下の様に方針を立てている。

(1) 所定のマッハ数でインレット始動を保証する

- カウルダクトの絞り比が Kantrowitze 条件を大きく逸脱しないこと
- カウル衝撃波の入射位置はランプでは無いこと¹⁰

(2) 高マッハ数での空力性能確保

- ランプを多段化し、一段辺りの衝撃波損失を小さくし、全長を短くする
- 設定したマッハ数以上では完全捕獲 (インレット高さ分の気流を全て飲み込む状態) を達成すること。

一定の速度で巡航を主目的とする機体であれば、巡航状態にて始動し、かつ完全捕獲を満足するデザイン方針を取ることにも可能であるが、RBCC の用途を考えると、幅広いマッハ数で始動しつつ、高い性能も必要

となる。極超音速域では、気流が淀むことで高温となるため、可動部を多く作ることは冷却等の観点から好ましくない。そこで固定形状で、始動マッハ数と完全捕獲マッハ数を個別に設定し、それぞれに置いて上記の条件を満足するようにランプとカウル先端位置を決定する。即ち、始動マッハ数に置いては、カウル先端からの衝撃波がランプ終端部に入射するように位置決めし、ランプ面での境界層剥離を防ぐことで、十分な始動性を確保する。また、完全捕獲マッハ数に置いては、ランプ衝撃波が全てカウル先端に付着するように、ランプ形状を設定する。

3.2. 性能解析ツール

インレットデザインにおいては、設計指針に基づきデザインされたインレットの性能を、マッハ数に応じて求めるツールが必要である。ランプ面やカウルから発生する衝撃波は斜め衝撃波の関係式により、圧縮の様子を推定することが可能である。一方、ランプ終端から発生する線形波はPrandtl-Mayer 膨張波の関係式で膨張の様子を求めることができる。カウルダクト（分離部）では、カウル先端からの衝撃波とランプ端からの膨張波が干渉を繰り返すため、本来複雑な計算が必要となるが、本報で紹介するツールでは、これを保存則を用いて求める。図2に示すように、インレットに取り込まれた流れは、カウル先端からの衝撃波を最初に通過し、その後ランプ端膨張波を通過する流れと、ランプ端膨張波を通過後にカウル衝撃波通過する流れの2つに分割できる。本ツールでは、衝撃波通過直後の流れ（添字 3s）と膨張波通過直後の流れ（添字 3e）のそれぞれの流量を仮定し、二流が分離部出口に到達するまでに完全に混合するものとし、分離部終端における性能を求める。この時、流量 \dot{m}_{3s} と \dot{m}_{3e} の和は捕獲流量 \dot{m}_{in} に一致する。

$$\dot{m}_{in} = \dot{m}_{3s} + \dot{m}_{3e} \quad (1)$$

かつ、

$$\dot{m}_{in} = \dot{m}_4 = \rho_4 u_4 A_4 \quad (2)$$

また、カウルダクト部での面積変化はなく、摩擦損失を無視した上で、運動量とエネルギーも保存すると考える。

$$p_{3s} A_{3s} + u_{3s} \dot{m}_{3s} + p_{3e} A_{3e} + u_{3e} \dot{m}_{3e} = p_4 A_4 + u_4 \dot{m}_4 \quad (3)$$

$$\dot{m}_{3s} \left(C_{pt_{3s}} + \frac{u_{3s}^2}{2} \right) + \dot{m}_{3e} \left(C_{pt_{3e}} + \frac{u_{3e}^2}{2} \right) = \dot{m}_4 \left(C_{pt_4} + \frac{u_4^2}{2} \right) \quad (4)$$

加えて、仮定から、

$$A_{3s} + A_{3e} = A_4 \quad (5)$$

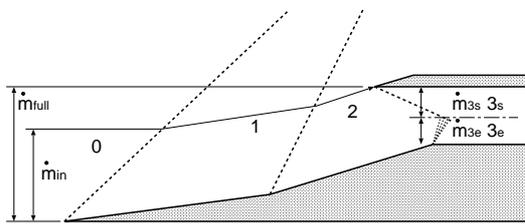


図2 インレット性能推定モデル

上式において、未知数は A_{3s} 、 A_{3e} 、 p_4 、 ρ_4 、 t_4 、 u_4 の6変数であり、上記5式に加えて気体状態式を加えることで得られる解の内、超音速解を採用する。なお、捕獲流量 \dot{m}_{in} は、カウル先端から上流に向かって流線を求めることで、求めることが可能である。

この方法は非粘性、2次元流れを仮定したものであり、本質的に流入境界層の影響とインレット幅方向への流れの変化を取り込むことは出来ない。

また、実際のインレットでは、構造体としての強度を得るため、カウルを支える側壁とカウルとの接合部に曲率を与えことが考えられるが、そうした三次元的な形状への対応も取り込んでおらず、インレット設計の課題となっていた。

3.3 ツールの拡張

本報告では、二次元流れのツールに簡易的な拡張を加えて、幅方向への流れの推定と、カウルに曲率を持たした場合を例にとり、三次元的な形状へのツール拡張を試みた。

まず、流れについては次のようにモデル化する。ランプ衝撃波による圧縮後、膨張波が発生して外向きに流れが曲がり。一方主流側には斜め衝撃波が発生し、ランプ面から漏れ出る流れと同じ向きになると考える。流れの向きと二流の圧力が釣り合うことを条件とすると、釣合いは一意に決まる。この時の流れの向きと、流れの諸量、また流線、衝撃波、ランプで構成される横漏れ領域面から、漏れ量を推定する。簡単のため、各段の入口では流れの方向は軸方向として計算を行っている。

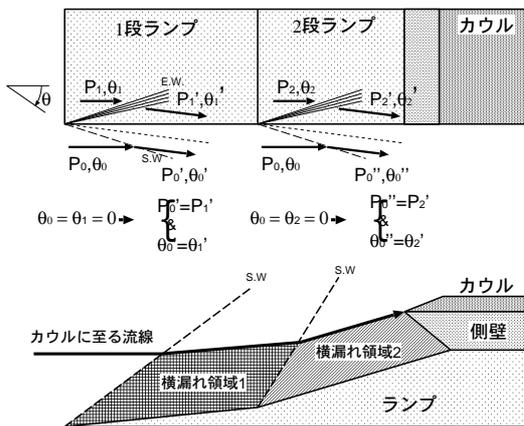


図 3 幅方向の漏れモデル

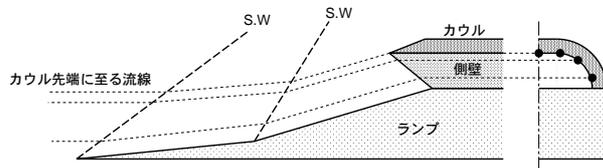


図 4 カウル曲率に対する捕獲量推定モデル

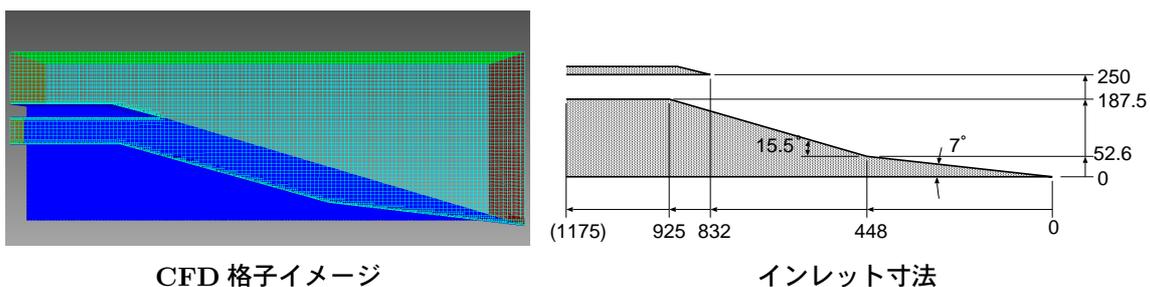
また、3D 形状の例として、カウルから側壁に向けて、曲率を持った壁について、捕獲率を推定する手法を検討した。ローカルな捕獲流量は、カウル先端から流線を上流に向かって追跡し、入口における流線の下壁面からの距離に、主流単位流量を掛けた値で求めることができる。エンジン幅方向にこの値を積分することで、全捕獲流量を求めることが可能である。

4. ツールの検証方法

今回のツール拡張の妥当性を検討するため、CFD との比較を行った。今回はインレット内部に発生する主要な衝撃波、膨張波による漏れ量を見積もることが主目的であり、流れの細部構造には着目していない。よって、比較的荒い格子を用いた簡易的な CFD により、分離部出口での流れの諸量を積分して得た性能値をを 2D ツールとの比較に用いた。

4.1 比較に用いたインレットについて

図 5 に、解析の対象としたインレットの寸法ならびに CFD 格子イメージを示す。インレットは JAXA 角田で進めている飛行実証検討の結果などから、M2.5 で始動し、M5 で完全捕獲となる条件を課して形状を決めたものである。二段ランプ形状であり、カウルはシンプルな平板形状である。全長は概ね 1 m、カウル内面高さは 0.25 m とした。CFD ではインレットの幅（ランプの幅）を任意に 0.21 m とした。



CFD 格子イメージ

インレット寸法

図 5 解析対象インレットモデル寸法

4.2 CFD コード、境界条件

計算は OpenFOAM¹¹ を用いて行った。同ソフトは種々の CFD、格子生成コードの集合体であり、この内超音速流れに適した sonicFoam を用いて計算を行った。収束性を上げるため、拡散項は二次精度風上差分とし、Spalart&Allmars の乱流モデルを用いている。計算セル数は約 123 万 (図 5) である。境界層の影響をできるだけ除外するため、インレット入口に一樣な主流を与えている。入口マッハ数は 2.0、2.5(始動)、3.0、4.0、5.0 (完全捕獲)、6.0 とし、それぞれ動圧 30 kPa となる標準大気高度を推定して、静圧、静温を設定している。流出境界はすべてゼロ次外挿である。図 6 に M2.0、2.5、5.0 での対称面静圧分布を示す。M2 ではカウル先端部に垂直衝撃波を生じ、不始動となり、M2.5 ではカウル衝撃波がランプ端に入射して始動している。また M5 ではランプ衝撃波がカウル先端に付着し、完全捕獲を達成しており、設計通りの流れ場を再現していることが判る。

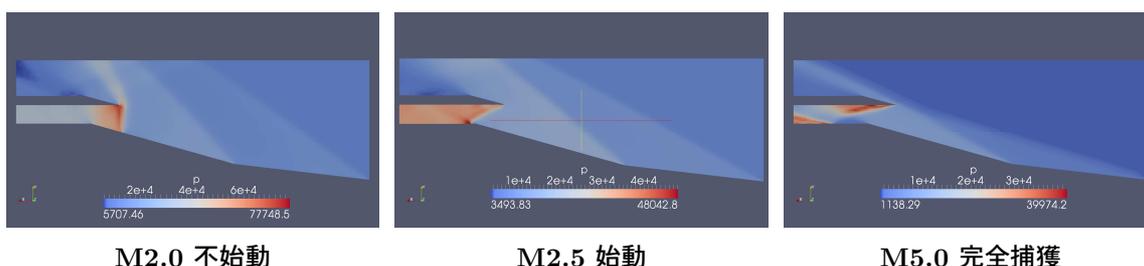


図 6 CFD による各流入マッハ数での静圧分布

5. ツールの検証結果

今回のツール検証は幅方向への流れによる漏れ量増加と、分離部等の三次元形状効果が正しく取り込まれている事の確認である。そこで、3.1 で示した基本形状に対して、長短の側壁を付与したモデルを想定して、計算を行った。短側壁モデル (SS) はカウル先端とランプ後端を結ぶ線を先端とし、ランプ部の側面は開放された状態である。長側壁モデル (SL) では、カウル先端とランプ上流端を結ぶ線を先端としており、完全捕獲時には理論上漏れが無くなる形状である。

また、カウルと側壁間に曲率を設けたモデルについても計算を行った。側壁は SL とし、分離部高さ (1-R モデル)、その 1/2(1/2-R モデル) の曲率半径を与えている。

5.1. 側壁有無による漏れ効果

SS 形状と SL 形状について、CFD から得られる性能値と漏れ流れモデルを組み込んだツールとの比較を図 7~10 に示す。図中の線はツールによる推定値、点は CFD による推定値を表す。

漏れの効果を端的に表す捕獲率については、今回のモデルは過大に評価している。これは二段目の漏れ量の評価に辿り、ランプ面の流れの向きを軸方向と仮定し、かつランプ面上の圧力を一段目での漏れ効果を見捨てて求めた事が一因である。SL 形状に対しては、概ね良い一致を示したが、モデルの改良が必要と思われる。CFD の結果からは、側壁有無による捕獲率の変化は、完全捕獲条件時で 20%に達しており、エンジン性能の観点からは大きな損失となる。

一方、総圧回復率についても、流量損失を過大評価している SS 形状については、ツールは大きな損失値を与える、流量損失が少ない場合は、概ねツールと CFD の値は一致している。インレットが不始動になった場合 (マッハ数 2)、ツールでは流入気流のマッハ数が 1 になるように流量を調整する手法を取り入れているが、このモデルにも問題があり、総圧を高めに予測する。平均マッハ数については概ね良い一致を示したが、圧力比は高マッハ数で一致が悪い。これはツールがカウル衝撃波側の流れとランプ端膨張波側の流れの完全混合を仮定し一樣な流れとなるのに対し、CFD では (また実際にも) 斜め衝撃波の反射が分離部出口で続いているために生じる差と考えられる。

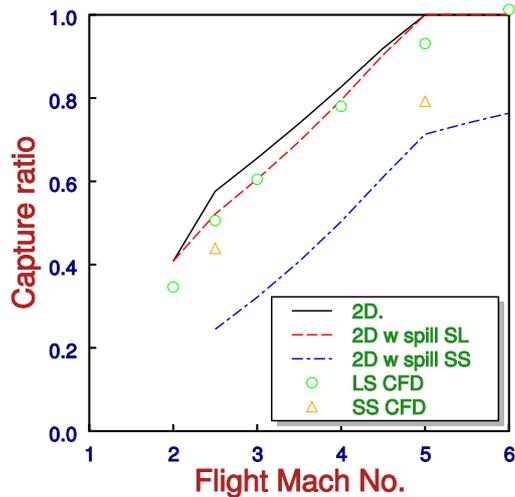


図7 捕獲率比較

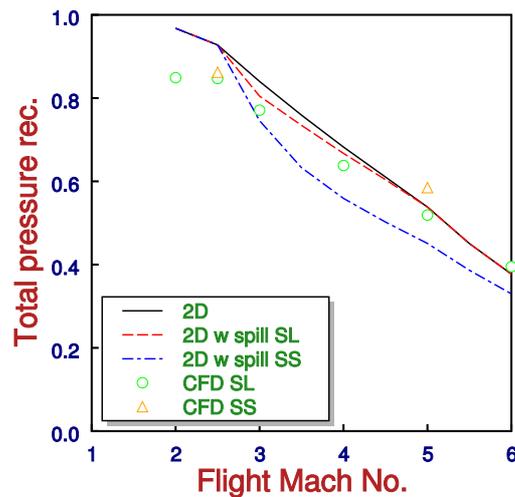


図8 総圧回復率比較

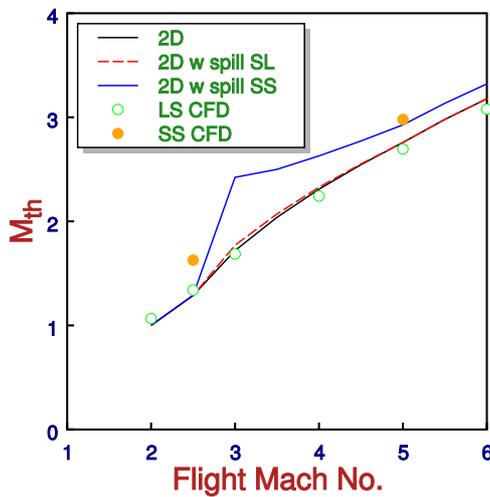


図9 平均マッハ数比較

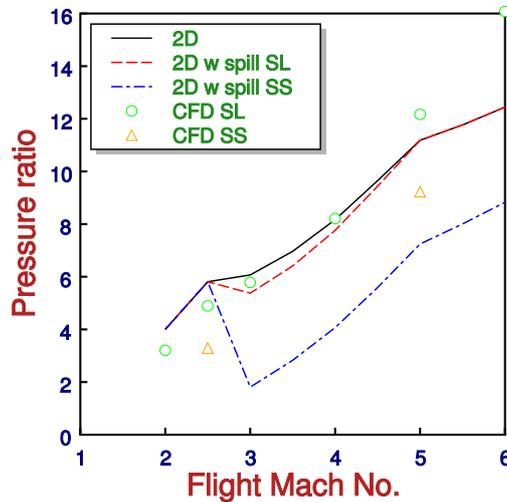


図10 圧力比 比較

今回のモデルはエンジン縦横比が概ね1程度の形状としているが、実際のエンジンでは、このような形状のエンジンを幅方向に複数並べる形状（あるいは、幅を大きく広げた形状）となることが予想される。漏れ流れはエンジンの左右端の限られた領域の流れ場が外向きに偏向することで起きる。この領域はエンジンの幅が広がっても変化することはないので、幅広のエンジンでは相対的に二次元的な流れ場が大きくなることが予測される。今回のCFD結果を元に、漏れ量を推定し、幅が広がった場合の相対的な漏れ量の変化を推定した結果を図11に示す。横軸は今回の形状のエンジンを幾つ並べるかの指標である。また副指標として、エンジン縦横比 (W/H) も示す。縦軸は二次元ツールによる捕獲率 (η_{2D}) に対する、横漏れ量込の捕獲率 η_{ss} である。幅の広がりと共に、相対的な横漏れは少なくなり、概ね縦横比4程度で二次元的な流量の95%を確保できることが判る。

5.2. 三次元形状による効果

図12~15に、カウル・側壁接合部に曲率を設けた場合の性能変化の様子を示す。結果的に、今回の様な形状変更を行った場合、性能の変化はわずかであった。

捕獲率については、大きな曲率を取ることで、わずかに流量が減少し、今回のモデルは定性的にその傾向を再現出来ている。マッハ数 2.5 では 1-R のケースでは側壁寄りで衝撃波が上流に移動し、これが引き金となってランプ面上に高圧域を作る (図 16)。このため不始動へ遷移し、CFD では捕獲率が下がる様子が再現された。ツールではカウル衝撃波を二次元モデルと同じと仮定して扱うため、このような不始動気味の変化を捉えることが出来なかった。同様に総圧回復率でもマッハ数 2.5 で違いが顕著となる。また圧力比でも、1-R モデルは高い値を示しており、側壁寄りの流れ場では流れ場が二次元的な流れから大きく変化していることが伺える。

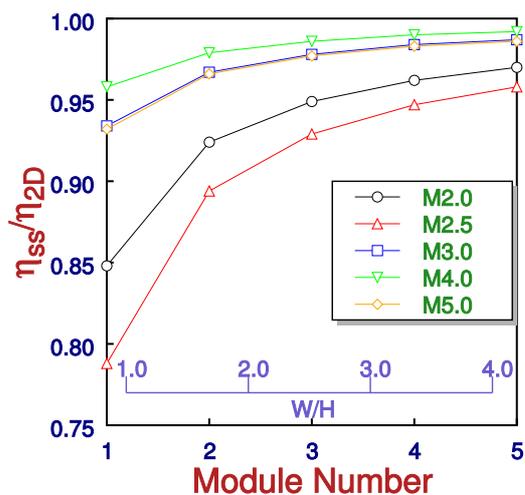


図 11 インレット縦横比の変化による漏れ量変化

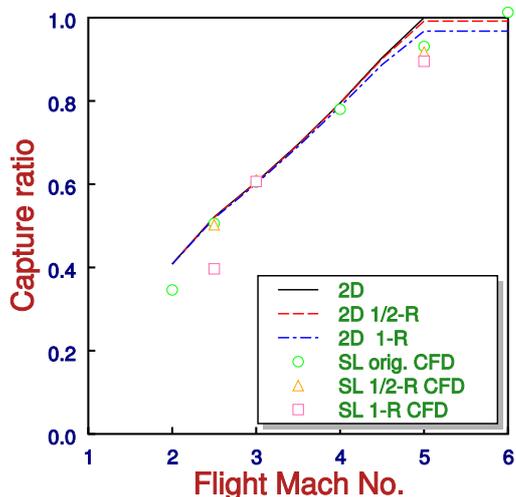


図 12 捕獲率比較

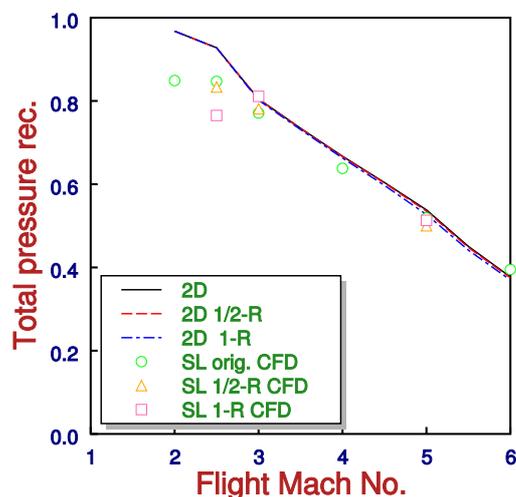


図 13 総圧回復率比較

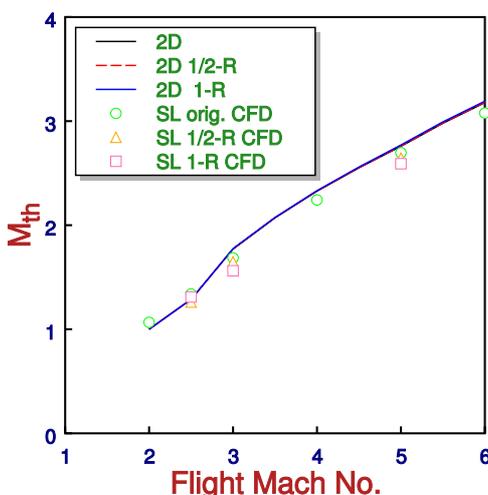


図 14 平均マッハ数比較

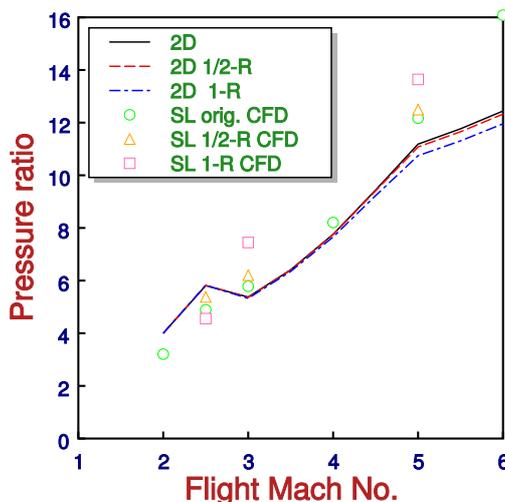


図 15 圧力比 比較

6. まとめ

幅広い速度域で使われる、複合サイクルエンジンのインレット設計・性能解析ツールの3次元流れへの拡張を試みた。CFD との比較から、拡張に用いたモデルの検証を行い、以下の知見を得た。

- (1) 基本となる設計指針とこれを元にデザインしたインレットは CFD の結果から、始動性、完全捕獲とも所定のマッハ数で達成することが確認できた。
- (2) 幅方向への漏れ流れに対する今回のモデルは、漏れ量を過大に評価する傾向がある。また不始動時の取り込み流量の推定手法、高マッハ数での分離部出口圧力の見積もり方も今後検討が必要である。
- (3) 幅方向の漏れ量の全取り込み流量に対する相対的な比率は、インレット幅の増加に伴い、減少する。インレット縦横比で4(横長)とすると、概ね二次元的な捕獲率の95%以上を確保できる。
- (4) カウル・側壁接合部への曲率付与を例に取り、三次元形状の捕獲率に対する影響をモデル化した結果、定性的な傾向は再現できることが分かった。

参考文献

1. Kanda, T., et al., "Design of Sub-scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," IAC paper IAC-05-C4.5.03, Oct. 2005.
2. Tomioka, S., Takegoshi, M., Kudo, K., Kato, K., Hasegawa, S. and Kobayashi, K.: "Performance of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine Model in Ejector Mode Operation," AIAA-2008-2618, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, OH, Apr, 2008.
3. Tani, K., Izumikawa, M., Saito, T., Ono, F. and Murakami, A., "Ram and Ejector-Jet Mode Experiments of the Combined Cycle Engine in Mach 4 Flight Conditions," AIAA-2008-0103, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan., 2008.
4. Tani, K., Tomioka, S., Kato, K. and Hiraiwa, T., "Current Status of Researches of the Combined Cycle Engine at JAXA," ISABE-2011-1334, 20th ISABE Conference, Gothenburg, Sweden, Sep., 2011.
5. Takegoshi, M., "Mach 8 Flight Condition Tests of Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," AIAA-2013-3668, 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Jose, CA, Jul., 2013.
6. Tani, K., Kanda, T., Kato, K., Sakuranaka, N. and Watanabe, S., "Designing and Aerodynamic Performance of the Combined-Cycle Engine Inlet in a Hypersonic Flow," IAC paper, IAC-05-C4.5.06, 56th International Aeronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17-21, 2005
7. Trexler, C.A., and Souders, S.W., "Design and Performance at a Local Mach Number of 6 of an Inlet for an Integrated Scramjet Concept," NASA TN D-7994, 1975.
8. Sannu Mölder, "Internal, Axisymmetric, Conical Flow," AIAA Journal Vol. 5, No.7, 1967, pp.1252-1255.
9. Crocco, L., "One-Dimensional Treatment of Steady Gas Dynamics," Fundamentals of Gas Dynamics, edited by H. W. Emmons, 2nd ed., Princeton University Press, Princeton, 1967, pp. 184-190.
10. Kubota, S., Tani, K., and Masuya, G., "Aerodynamic Performances of Combined-Cycle Inlet," Journal of Propulsion and Power, Vol.23, No.2, 2007, pp301-309.
11. <http://www.openfoam.com>