

# RBCC エンジン搭載スペースプレーン極超音速空力性能の 機体・推進統合解析

○船坂百合香（東京大学大学院），渡邊保真（東京大学工学系），鈴木宏二郎（東京大学新領域）

## Propulsion-Integrated Aerodynamic Analysis of the Spaceplane with RBCC Engine at Hypersonic Speeds

by

Yurika Funasaka, Yasumasa Watanabe and Kojiro Suzuki(The University of Tokyo)

### ABSTRACT

To promote the space utilization, reusable space planes have been attracting our attention from a viewpoint of the cost reduction in transportation. Among various design concepts, in the present study, we consider the space plane with the RBCC (Rocket-Based-Combined-Cycle) engines because of its wide coverage of the operation velocity at Mach number from 0 to 10 and above. However, the flow around the vehicle significantly interferes with the flow from the core rocket. To understand the fundamental nature of the aerodynamic characteristics of the space plane with RBCC engines, the two-dimensional Euler analysis has been conducted. The thrust performance is evaluated by the effective specific impulse, considering both the thrust and the drag force. The results show that the effective specific impulse exceeds the specific impulse of the pure rocket engine at the Mach number less than 7. The effects of the cowl shape, the main body shape and so on are also investigated. Additional analysis has been conducted to clarify the influence of the cowl and the rocket jet upon the aerodynamic characteristics. As a result of this analysis, it is shown that both the drag and the lift decrease by the cowl. On the other hand, the drag decreases and the lift increases by the jet of the rocket engine. Consequently, the aerodynamic characteristics are expected by the jet flow from the rocket engine, if the engine configuration, especially the position of the cowl, is appropriately designed.

記号

$I_{sp}$	比推力
$I_{sp_e}$	有効比推力
$F$	ロケットエンジン推力
$D$	機体抗力
$C_f$	ロケットエンジン推力係数
$C_d$	抗力係数
$C_l$	揚力係数
$C_m$	ピッチングモーメント係数
$\dot{m}$	質量流量
$\rho$	密度
$u$	水平方向速度
$v$	垂直方向速度
$p$	圧力
$E_t$	単位質量あたりの全エネルギー
$S$	機体長さ
$A$	ロケットエンジンノズル出口幅

添え字

$\infty$	一様流
$exit$	エンジンノズル出口

### 1. はじめに

宇宙利用を今後更に促進させるためには、打ち上げコストを低減させる必要がある。コスト削減のための策として、現行の使い捨てロケットに代わる、再使用型宇宙輸送システムの導入が挙げられる。特に、水平離着陸をする再利用可能な宇宙往還機であるスペースプレーンは、その究極のゴールと言えるであろう。

このスペースプレーンには、空気吸い込み式エンジンの搭載が検討されている。酸化剤として空気を用いるため、酸化剤の積載量を減らし、比推力を増加させることができる。中でも幅広い飛行速度に対応した RBCC (Rocket Based Combined Cycle) エンジン<sup>1)</sup>が注目されている (図1参照)。RBCC エンジンは内部にロケットエンジンが内蔵されており、飛行速度によって、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、ロケ

ットモードと動作を切り替える複合サイクルエンジンである。

RBCC エンジンを搭載したスペースプレーンは、機体下面によって空気の圧縮や膨張を行うため、機体全体がエンジンの役割を果たしていると言える。そのため、エンジン部分と機体周りの空気の流れが干渉し、また機体形状によりエンジンに流入する空気の流れは影響を受ける。従ってこのスペースプレーンの性能を解析するためには、機体とエンジンを別々に捉えるのではなく、統合して解析を行う必要がある。

本研究では、エンジンと機体周りの流れの干渉が特に機体全体の性能を左右すると考えられるスクラムジェットモードに注目し、機体とエンジンを統合した基礎的な流れ場の解析を行った。また、図1に示すカウルの有無、及びコアのロケットエンジン噴射の有無による空力特性の変化を解析し、スペースプレーンの性能への寄与について考察する。

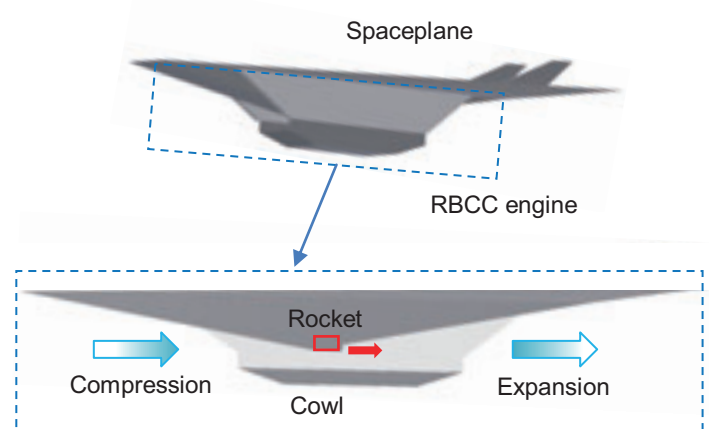


図1 RBCCエンジン概念図

## 2. 解法

### 2.1 解析モデル

本研究では図1のようなくさび型の機体を計算対象としている。飛行体形状は、植田らの研究<sup>2)</sup>をもとに図2に示すように設定した。ここで考えているスペースプレーンは、その形状から機体中心線近傍で流れの二次元性が強いと考えられる。ここでは、初期解析として図3に示す格子を形成し、二次元解析を行うこととした。奥行方向は単位長さ1mと仮定している。

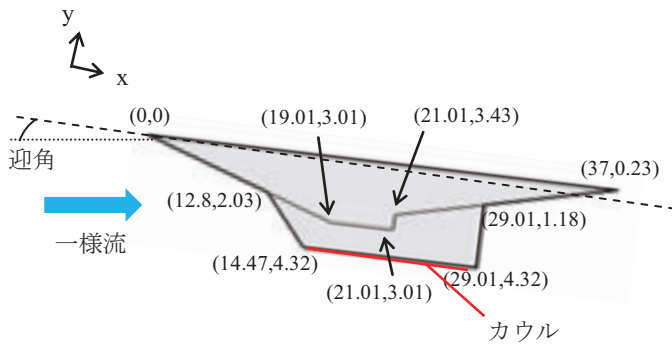


図2 中心線での二次元機体断面モデル

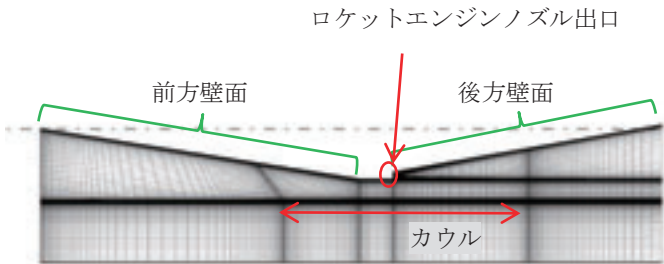


図3 計算格子 (格子数: 201×141)

### 2.2 支配方程式

支配方程式として、式(1)に示す二次元のオイラー方程式を解く。今回は初期解析であるため、非粘性で化学反応は考慮せずに計算を行った。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = 0$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E_t \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (E_t + p)u \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (E_t + p)v \end{bmatrix} \quad (1)$$

### 2.3 計算方法と計算条件

一般座標系で Yee の Symmetric-TVD スキーム<sup>3)</sup>を用いて計算を行った。時間積分には2段階のルンゲクッタ法を用いた。

計算条件を表1に示す。飛行高度は30kmとして、一様流の圧力、温度、密度を得ている。

また、ロケットエンジンに関しては、よどみ点での圧力と温度、排気のマッハ数を設定し、準一次元等エントロピー流れを仮定してノズル出口条件を与えている。この出口

条件の値を、図3に示したロケットエンジンノズル出口部分に境界条件として、また出口の後方部分に初期値として与えている。他の部分では一様流の条件を初期値としている。

図3に示したカウル部分は厚みが無視できると仮定して、上面及び下面に分けて壁面条件を与えている。

計算格子の右端と下端は流出境界であるが、今回の計算では亜音速部が無いものとして線形外挿している。

ロケットエンジンの推力、機体抗力、揚力及びピッチングモーメントはそれぞれ式(2)、(3)、(4)、(5)より、無次元化して計算している。 $C_p$ は式(6)で定義される圧力係数である。ここで、 $A$ はノズル出口の幅として0.42、 $S$ は機体長さとして37を与えた。また $\vec{V}_\infty$ は一様流の速度ベクトル、 $\vec{n}$ は壁面の法線ベクトル、 $\vec{b}$ は一様流に垂直な方向の単位ベクトルである。

$$C_f = \frac{\dot{m}u_{\text{exit}} + (p_{\text{exit}} - p_\infty) \times A}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (2)$$

$$C_d = \frac{1}{S} \iint C_p \frac{\vec{V}_\infty}{|\vec{V}_\infty|} \cdot \vec{n} dS \quad (3)$$

$$C_l = \frac{1}{S} \iint C_p \vec{b} \cdot \vec{n} dS \quad (4)$$

$$C_m = \frac{1}{S^2} \iint C_p \vec{b} \cdot \vec{n} x dS \quad (5)$$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \quad (6)$$

表1 計算条件

高度 30km での大気条件	
圧力	$1.2 \times 10^3$ [Pa]
温度	227 [K]
密度	$1.8 \times 10^{-2}$ [kg/m <sup>3</sup> ]
ロケットエンジンの条件	
よどみ点圧力	$1.0 \times 10^6$ [Pa]
よどみ点温度	4000 [K]
排気マッハ数	3
ガス種	空気を仮定

## 3. 結果および考察

### 3.1 マッハ数による流れ場の変化

本研究では、全ての計算において迎角は0度としている。マッハ4,7,10で飛行した場合について、上記の条件で計算した圧力分布をそれぞれ図4~6に示す。図の等高線は圧力係数のものである。図4は0.05おき、図5は0.02おき、図6は0.01おきに等高線を引いた。機体前方で圧縮された空気がカウル先端で更に圧縮されてエンジン内に入り、ロケットエンジンの排気とともに機体後方で膨張されている。カウルの先端でエンジン内に向けて斜め衝撃波が生じているが、マッハ数の増加に伴い、衝撃波の位置がカウルの奥へとずれている。また、マッハ3付近ではロケットエンジンノズル出口から下方に出る衝撃波がほぼ垂直衝撃波のようになった。

ロケットエンジンノズル出口から生じた衝撃波とカウル先端で生じた衝撃波は干渉し、機体後方の壁面では反射している様子が見られる。この反射によって機体後方の壁面にかかる圧力は増加する。図7は機体長さ方向をx軸に取った、マッハ4,7,10における壁面圧力係数の分布を示す。このグラフより、飛行速度が低いほど後方壁面にかかる圧力が大きく、進行方向に力が働いていることがわかる。今回の計算条件では、マッハ7で前方壁面と後方壁面にかかる力が釣り合い、抗力はほぼ0となる。従ってマッハ数が7より小さいと、後方壁面にかかる力の方が前方壁面より大きくなるので抗力は負の値をとる。つまり、機体下面が外部ノズルとして機能し、全体として推力が増加することになる。

また、同様にマッハ4,7,10で計算したマッハ数の分布を図8~10に示す。圧力分布と同様に、マッハ7とマッハ10の場合は、機体先端から生じた衝撃波がカウル先端で反射して減速されている。またマッハ4ではノズル出口から下方に出た衝撃波がカウルに達しており、衝撃波後方では速度の低下が見られる。しかし、マッハ7、マッハ10ではノズル出口から出た衝撃波はカウルの先端で生じた斜め衝撃波と干渉し、カウルまで達していない。従ってエンジン内の速度分布の様相は飛行マッハ数によって変化していることがわかる。



図4 圧力分布 (マッハ4)



図5 圧力分布 (マッハ7)



図6 圧力分布 (マッハ10)

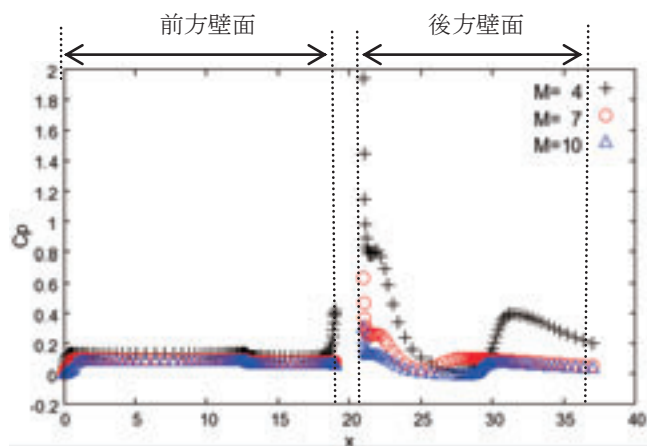


図7 壁面圧力係数の分布

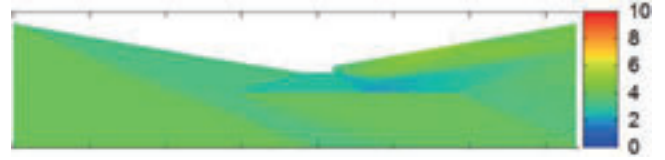


図8 マッハ数分布 (マッハ4)

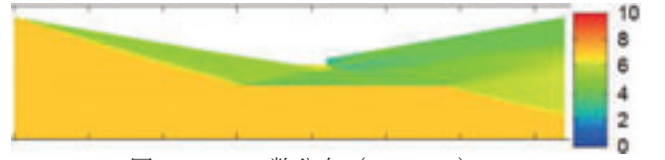


図9 マッハ数分布 (マッハ7)

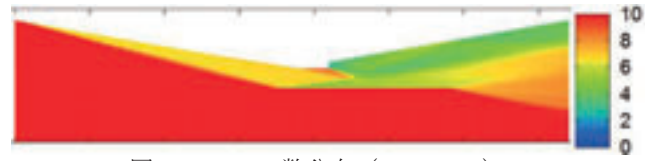


図10 マッハ数分布 (マッハ10)

### 3. 2 カウルの長さによる流れ場の変化

次にカウルの長さを変えて行った計算結果を示す。マッハ数を4として、カウルの右端の位置を変えずに、長さを長くして計算を行った(図11参照)。また、マッハ数を7として、同様にカウルの右端の位置は変えずに、短くして計算を行った(図12参照)。ここでも圧力係数を用いて、図11は0.05おき、図12は0.02おきに等高線を引いている。それぞれの場合における前方壁面と後方壁面での抗力係数の絶対値を表2に示す。括弧内の数値は元のカウルで計算した場合の抗力係数である。機体先端からの衝撃波がカウルに当たっている方が後方壁面にかかる圧力が上昇し、機体全体の抗力は減少すると考えられる。しかし、マッハ4の場合で見られるように、斜め衝撃波の位置によっては前方壁面にかかる力が増加する。従って機体先端からの衝撃波を反射し、反射した衝撃波は機体の後方壁面で再び反射するような長さのカウルが抗力の減少には望ましいと考えられる。



図11 カウルを長くした場合の圧力分布 (マッハ4)



図12 カウルを短くした場合の圧力分布 (マッハ7)

表2 壁面の抗力係数

マッハ数	前方壁面 [ $\times 10^{-3}$ ]	後方壁面 [ $\times 10^{-3}$ ]
4	16.4 (10.7)	28.6 (20.9)
7	7.4 (7.5)	5.9 (7.5)



### 3. 3 カウル、ロケット噴射の有無による影響

#### 3. 3. 1 流れ場の変化

次に、カウル及び、内蔵されたロケットエンジンの噴射の有無によって流れ場がどのように変化するかを比較した。図13に飛行マッハ数7の時のカウル有り・ロケット噴射有り、カウル有り・ロケット噴射無し、カウル無し・ロケット噴射有り、カウル無し・ロケット噴射無しの4パターンの圧力分布を上から順に示す。また図14に飛行マッハ数を7に固定した時の壁面圧力係数の分布を示す。図7と同様に、機体長さ方向をx軸にとっている。上図はカウル有りの場合についてカウル上面での圧力係数を、下図は機体下面の壁面圧力係数をプロットしている。

図13、14から機体前方の壁面に関してはどの場合においても同じ圧力値を示しているが、ロケット噴射が有る場合はノズル出口直後の壁面で圧力が上昇し、カウルが有る場合は衝撃波が反射するため、機体の後方壁面で圧力が上昇していることがわかる。従ってカウル有り、ロケット噴射有りの場合が最も後方壁面にかかる圧力が大きい。また、カウルが有る場合は、カウル上面にかかる圧力が大きく、つまり機体を押し下げる力が働いていることがわかる。

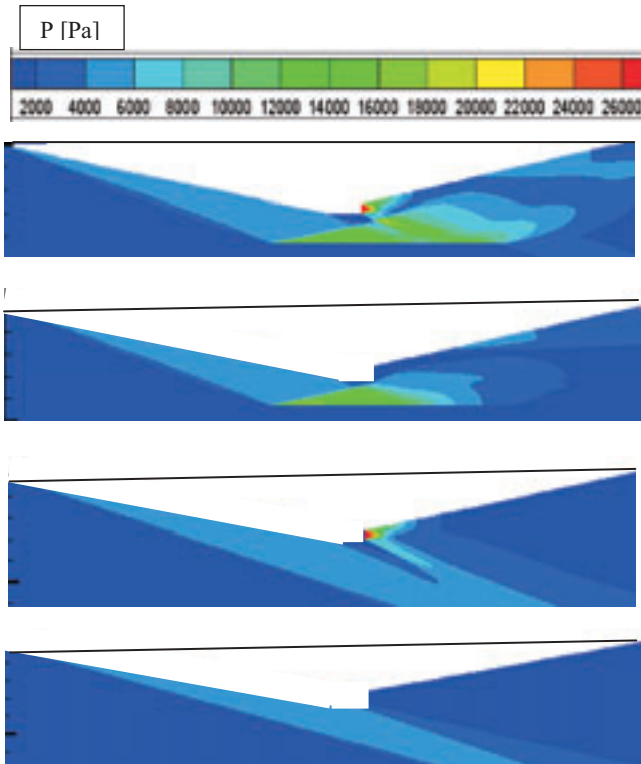


図13 飛行マッハ数7における圧力分布

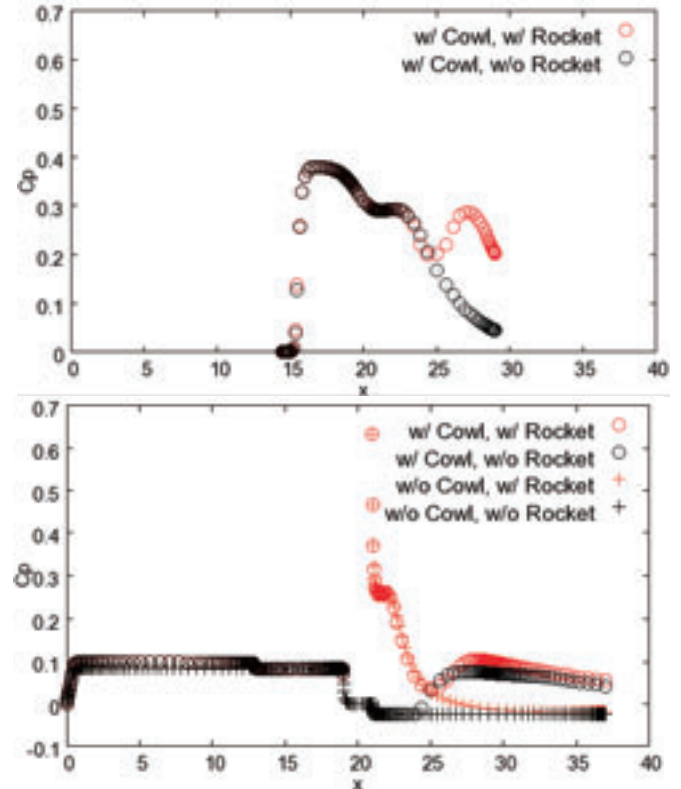


図14 カウルと機体の壁面圧力係数の分布

#### 3. 3. 2 有効比推力

続いて、カウル及びロケット噴射の有無による、機体の推力と空力性能への影響について考察する。従来のロケットでは式(7)に示す比推力を性能の指標に用いる。しかし、スペースプレーンは機体の受ける空気力を考慮する必要がある。従ってここでは、機体の受ける抗力の項を加えた式(8)の有効比推力<sup>4)</sup>を進行方向成分の力の評価に用いた。図15にカウルが有る場合と無い場合の有効比推力を示す。比較として載せた比推力はロケットエンジンのみのもので、約250[s]である。グラフより、カウルが有る場合は飛行速度がマッハ7より低いと、有効比推力が比推力を上回っていることがわかる。図16にカウルの有無、ロケット噴射の有無による抗力係数の変化を示す。グラフより、カウル有り、ロケット有りの場合が最も抗力が低くなり、特にマッハ7以下では負の値をとる。従って、カウルによって反射された衝撃波と、ロケットエンジンの気流の干渉によって機体抗力は減少し、マッハ7以下ではロケットエンジンのみの推力を超えた推進性能を示していると言える。

また、カウルが有る場合に関して、マッハ7でロケットエンジンの推力を変化させた場合において、前方壁面と後方壁面での抗力係数の絶対値をプロットしたものを図17に示す。この時のロケットエンジンの条件は表3に示す。ロケットエンジンの推力の増加に伴い、前方壁面の抗力係数は変化しないが、後方壁面の抗力係数は増加するため、機体全体の抗力を減少させることがわかった。以上から、ロケットエンジン噴射の気流は機体抗力の減少に寄与するということがわかる。

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (7)$$

$$I_{spe} = I_{sp} \times \left(1 - \frac{D}{F}\right) \quad (8)$$

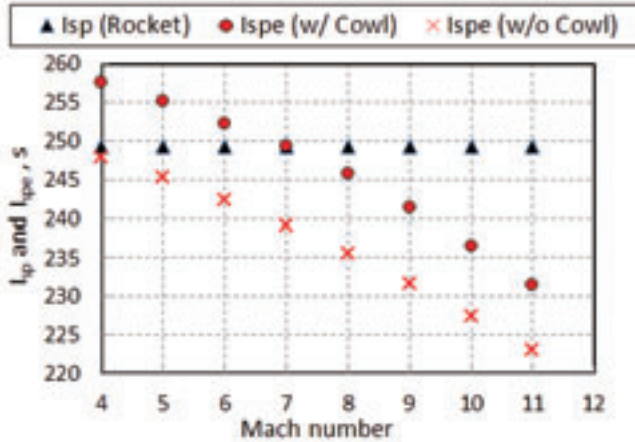


図 15 有効比推力と比推力の変化

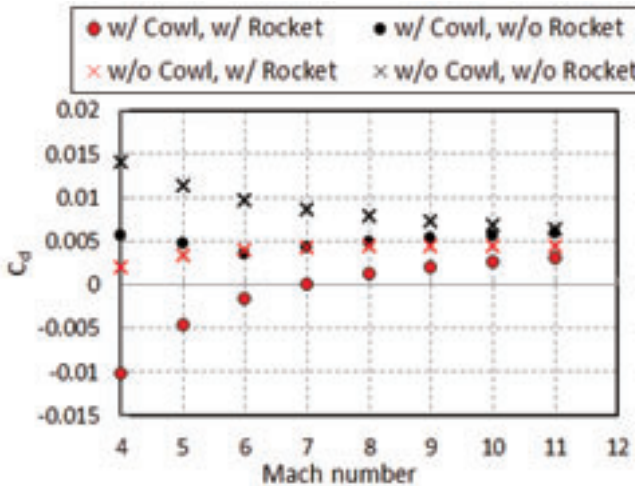


図 16 抗力係数の変化

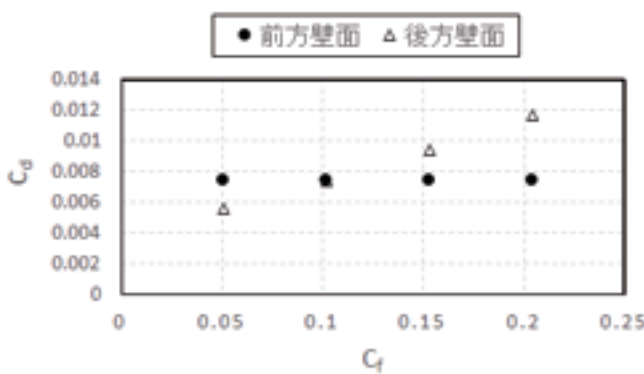


図 17 無次元推力と抗力係数の関係

表 3 ロケットエンジンの条件

無次元推力	0.05	0.10	0.15	0.20
よどみ点圧力 [MPa]	0.5	1.0	1.5	2.0
よどみ点温度 [K]	4000			
排気マッハ数	3			

### 3. 3. 3 空力性能の変化

3. 3. 2では進行方向の力について評価したが、ここでは他の空気力について注目する。図 18 に揚力係数の変化を示す。ピッチングモーメントの評価としては、モーメントが 0 となる点である風圧中心を用いて図 19 に示している。風圧中心は機首を 0%、機体後端を 100%として機体長さ方向の位置をプロットしている。

揚力について、カウルが有る場合は、図 13、14 に示すようにカウルにかかる圧力が大きく下向きの力が発生するため、揚力は減少する。ロケット噴射に関しては、機体の後方壁面にかかる圧力の上昇によって揚力が増加する。また、カウルが有る場合、カウルを押し下げる方向の力と、機体を持ち上げる力がほぼ同値のため偶力となり、機体の外側に風圧中心が位置する。従って揚力及びピッチングモーメントに関しては、カウルが無い方が良い空力特性を示すと言える。

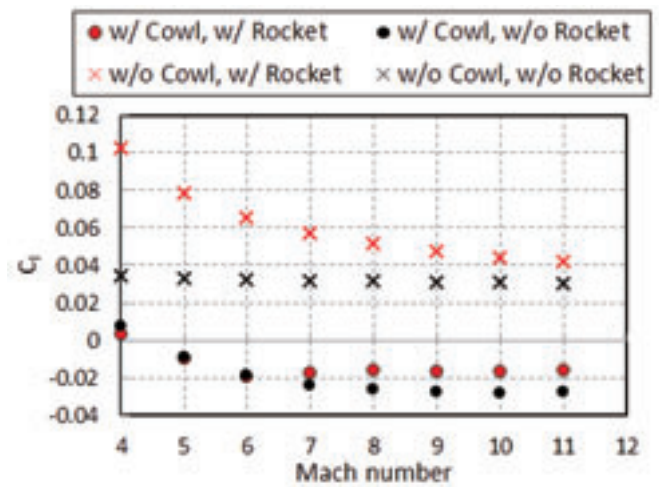


図 18 揚力係数の変化

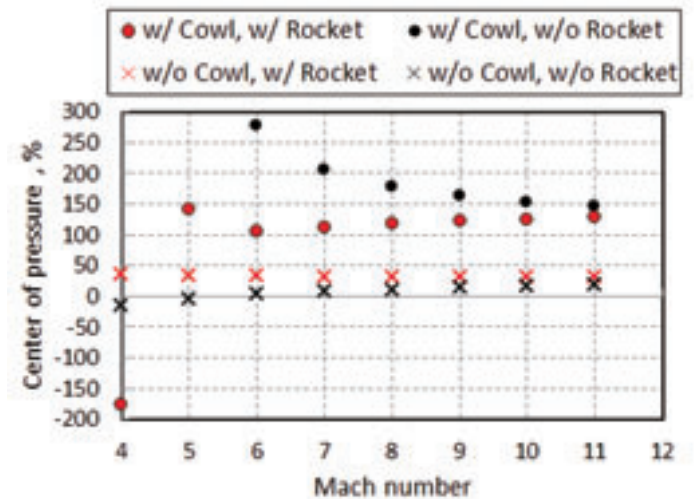


図 19 風圧中心の変化

## 4. 結論

本研究で行った、スペースプレーンの機体とエンジンを統合した二次元での流れ場の解析により、以下の知見を得た。

- エンジン内部では複数の衝撃波が発生し、飛行マッハ数やカウルの長さ等の条件によってそれぞれが干

渉し合っている部分がある。特に機体後方の壁面での衝撃波の反射によって、壁面圧力は上昇し、空力特性に影響を与える。

- 機体先端で生じた衝撃波をカウルで反射することのできる長さにカウルを設計すると、機体全体の抗力は減少するという結果を得たが、マッハ数とカウルの位置によっては、反射した衝撃波によって機体前方の壁面にかかる抗力が増大する可能性もあるので、更に検討する必要がある。
- 今回の計算条件では、カウルが有る場合、マッハ7以下で有効比推力が比推力を上回った。マッハ7以下では機体の下面が外部ノズルとしての効果を示し、推力を増加させていると考えられる。
- 推進方向以外の空気力に注目した場合、カウルによって、揚力の減少や機体バランスの不安定性が生じる。従って本研究で用いた機体モデルと上下を逆にし、機体の上にエンジンが有り、カウルに上向きの方が働くような配置にするといった改善が必要である。
- ロケットエンジンの排気と機体下面での空気の流れの干渉によって、推力の増加（抗力の減少）、揚力の増加に効果がある。

今後は今回の解析に粘性項を付加し、機体先端に丸みをつける、カウルの厚みを考慮した計算などを行い、機体とカウルの形状の変化が流れ場にどのような影響を与えるか、またロケット噴射の空力特性に対する有効な利用について検討する。

また、東京大学柏キャンパスにて極超音速風洞実験を行っている。図 20 に示す、ロケットエンジンを模擬したノズルを内包した模型を用いて風洞実験を行い、空気力の測定や三次元効果について検証する予定である。

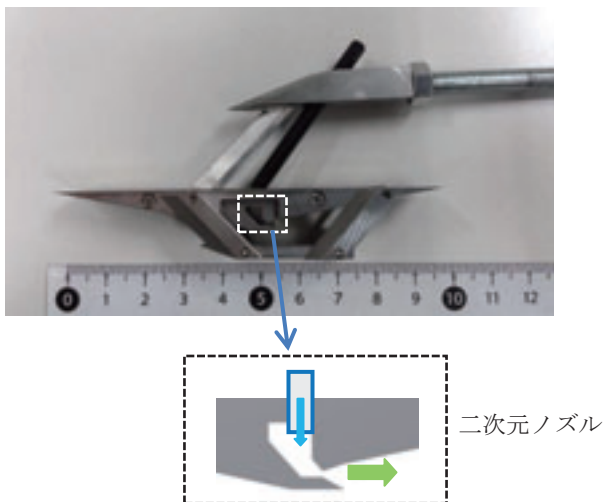


図 20 風洞用実験模型

本研究は、JAXA 共同研究「空力=推進統合によるエアブリージングエンジン搭載 TSTO ブースター機の空力設計」の支援を受けて行われた。ここに感謝の意を表す。

#### 参考文献

- 1) Tomioka, S. et al. : System Analysis of a Hydrocarbon-fueled RBCC engine applied to a TSTO Launch Vehicle, ISTS, 2013-a-36, 2013.

- 2) 植田修一他：再使用型 TSTO ブースター段への適用を目指した空気利用技術の研究状況，第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集，3S03, 2012.
- 3) Yee, H. : Upwind and Symmetric Shock-Capturing Schemes, NASA Technical Memorandum 89464, 1987.
- 4) 富岡定毅他：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，平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム講演集録，STCP-2012-036, 2013.