

## 再使用観測ロケットのエンジン排気と機体の干渉に関する CFD 解析

田中智之 (東北大学大学院工学研究科)

木村俊哉 (宇宙航空研究開発機構 研究開発部門)

野中聡 (宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所)

伊藤隆 (宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所)

## CFD Analysis on Engine Plume Acting on Reusable Sounding Rocket

By

Tomoyuki Tanaka (Graduate School of Engineering, Tohoku University)

Toshiya Kimura (Japan Aerospace Exploration Agency)

Satoshi Nonaka (Japan Aerospace Exploration Agency)

Takashi Ito (Japan Aerospace Exploration Agency)

## 1. はじめに

近年、活発な宇宙利用のため、大幅なコストの削減が可能であると予想される再使用可能な宇宙輸送機への注目が集まっている。JAXA においても再使用ロケットシステム構築技術の習得および観測ロケット運用コストの大幅削減を目指して再使用観測ロケット (RSR :Reusable Sounding Rocket) の開発が行われている。

RSR は 4 基のエンジンを用いた垂直離陸を行い、高度 100 km に到達後、帰還時には滑空・転回を経て最終的に 4 基のエンジンのうち対向する 2 基のエンジンを用いて垂直着陸を行う計画になっており<sup>(1)(2)</sup>、既に角田宇宙センター (宮城県) においてロケットエンジンの技術実証試験が完了している<sup>(3)</sup>。垂直着陸時には、超音速のエンジン排気、空気、地面と機体の干渉が予想される。以前から数値解析を用いた着陸時熱負荷の解析が行われており<sup>(4)</sup>、先行研究では高度 50cm においてエンジン推力を変えた解析の結果、推力によって変化する流れ場の様子が明らかにされた。しかし、熱負荷に大きな影響を与えると予想される高度や使用するエンジン基数については触れておらず、機体に作用する熱負荷との関係は明らかになっていない。そこで、本研究では着陸時に機体に作用する熱負荷と高度やエンジン条件 (排気方向、エンジン基数) の関係を明らかにし、機体設計への知見を得ることを目的に現在検討中の RSR の機体形状とエンジン技術実証試験で得られたエンジン推力条件を用いてエンジン排気と機体の干渉の数値解析を行った。

## 2. 解析手法

解析には CD-Adapco 社の汎用熱流体ソルバーである STAR-CCM+ 10.06.010 -R8 を用いた。

本解析では現象の非定常性を考慮し非定常計算を行う。検討中の機体形状、着陸時のエンジン排気と空気の相互作用を考慮するため、多成分気体にお

る 3 次元流体解析が必要となる。解析手法としては、空間離散化にセル中心有限体積法、時刻刻みに 1 次精度の後退差分近似を用い、時間発展にはオイラー陰解法による時間積分を行った。数値流束スキームには AUSM+<sup>(5)</sup> (非粘性項) と 2 次精度中心差分 (粘性項) を採用している。再構築用勾配計算法に最小 2 乗法とガウス法を組み合わせた Hybrid Gauss-LSQ を用い、勾配制限法に Venkatakrishnan 制限関数<sup>(6)</sup>を採用して解析を行った。本研究では様々な高度やエンジン条件で解析を行うため、乱流モデルには計算負荷の比較的小さい RANS の k-ε Realizable 2 層モデルを採用した。本解析の支配方程式である多成分気体の 3 次元非定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式は以下の通りである。

$$\frac{\partial}{\partial t} \left( \int_V \mathbf{W} dV \right) + \int_a (\mathbf{F} - \mathbf{G}) \cdot \mathbf{da} = \int_V \mathbf{H} dV \quad (1)$$

$$\mathbf{W} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho \mathbf{v} \\ \rho E \\ \rho Y_k \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho \mathbf{v} \\ \rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v} + p \mathbf{I} \\ \rho \mathbf{v} H \\ \rho Y_k \mathbf{v} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0 \\ \mathbf{T} \\ \mathbf{T} \cdot \mathbf{v} + \dot{\mathbf{q}}'' \\ \mathbf{J}_k + \frac{\mu_t}{Sc_t} \nabla Y_k \end{pmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{pmatrix} 0 \\ \mathbf{f}_g + \mathbf{f} \\ 0 \\ S_{Y_k} \end{pmatrix}$$

$$E = H - p / \rho, \quad H = C_p T + |\mathbf{v}|^2 / 2.$$

$$\dot{\mathbf{q}}'' = -\lambda \nabla T + \rho \sum_{k=1}^{N_a} h_k Y_k \tilde{\mathbf{U}}_{ki},$$

$$-\rho Y_k \tilde{\mathbf{U}}_k = \left( \rho D_{m,k} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \nabla Y_k,$$

$$J_k = \rho D_{m,k} \nabla Y_k = \frac{\mu_k}{Sc_{m,k}} \nabla Y_k,$$

$$p = \rho RT \sum_{k=1}^{N_g} Y_k / M_k \quad (2)$$

$$\sum_{k=1}^{N_g} Y_k = 1, \quad (3)$$

(2)式、(3)式はそれぞれ理想気体の状態方程式と質量分率による拘束条件である。ここでは主要な変数は習慣的な命名則に従うものとしている。添え字  $k, m, t$  はそれぞれ化学種  $k$ 、分子、乱流を表している。 $Y$  は質量分率、 $\tilde{U}$  は拡散速度、 $h$  はエンタルピー、 $R$  は普遍気体定数、 $M$  は分子量、 $C_p$  は定圧比熱である。なお  $S_{Yk}$  は化学種  $k$  の化学反応による生成項だが、本研究では燃焼反応などの化学反応を考慮しないため、0 である。拡散速度は Fick の法則に従うと仮定しているため、分子拡散フラックス  $\mathbf{J}$  は拡散係数と濃度勾配から求まる。本解析では、分子拡散係数  $D_{m,k}$  と乱流拡散係数はそれぞれ粘性係数とシュミット数から求め、シュミット数  $Sc_{m,k}$  と乱流シュミット数  $Sc_t$  はいずれも 0.9 としている。気体の比熱や熱伝導率などの物性値は温度や圧力などによらず一定としている。

RSR では着陸時の降下速度として 1m/s 程度を想定しているが、エンジン排気は降下速度に対して十分速く、準定常状態を仮定した解析の結果、機体下部に生じる温度分布は約 0.3s 程度で変動が小さくなることが確認できた。そのため、本解析では降下速度は考慮せず、それぞれの高度において準定常状態を仮定して解析を行い、変動が小さくなった際の値の比較を行う。

### 3. 解析条件

#### 3.1 機体形状および計算格子

機体形状には JAXA で検討中の RSR の機体形状を用いた。機体の上部は R の付いた円錐、底面は角に R の付いた正方形となっており、それらを滑らかに接続した形状となっている。機体には 4 基のエンジンを搭載し、着陸脚が機体の隅に付いている。解析には Fig.1 の右図のように隣り合う 2 つのエンジンの半分ずつを含むような 1/4 モデルを使用し、計算コストの削減を図った。

計算格子の生成についても STAR-CCM+ を使い、6 面体のセルが主体な非構造格子であるトリムメッシュによる解析を行った。計算格子による数値拡散を抑えるため、エンジン排気の直下では計算格子を

細かく生成している。本研究では高度を変化させ、それぞれの高度での比較を行うため、Fig.2 のように格子を生成している。また、物体表面における境界層内部の解析のため、物体近傍セルでの無次元距離  $y^+$  値は  $y^+ \approx 1$  となるように格子を生成している。格子数は高度によって異なるが、約 60 万から 120 万セル程度の計算格子で解析を行った。

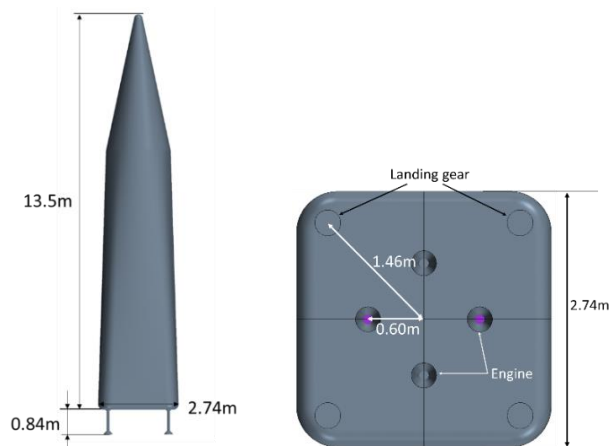


Fig.1 Shape of RSR: left) side view, right) bottom

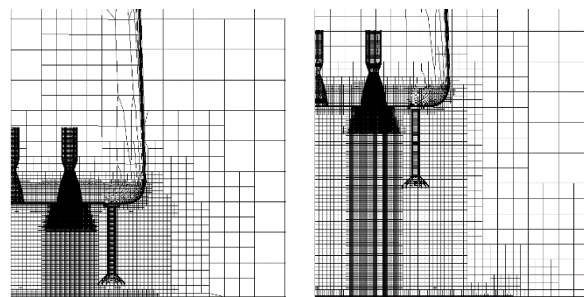


Fig.2 Computational mesh: left) 1m, right) 2m

#### 3.2 境界条件

解析領域の外観図を Fig.3 に示す。解析は 1/4 モデルを用いて行い、解析領域は出口境界の影響を抑えるため、機体上方に機体底面から 45m、半径方向に 65m としている。Fig.3 において青色の面、橙の面それぞれ、対称面境界と圧力出口境界を表している。また、本解析では機体内部の熱伝導は考慮せず、機体表面とノズル内部、地面は断熱壁として解析を行った。圧力出口における圧力は  $10^5 \text{Pa}$  とし、温度は 273K とした。本解析では、角田宇宙センターで行われた技術実証試験から推察されたエンジン条件を Fig.3 の右図のようにエンジンの燃焼室噴射器面に設定することで、エンジンを模擬する。

Table.1 に推力を変更した場合の入口境界条件を示す。また、エンジン排気ガスの物性値についてもエンジン推力によって燃焼室内部の圧力・温度および混合比が異なるため、推力ごとに異なる。Table.2 に解析に用いたエンジン排気ガスの物性値を示す。エンジン排気の物性値は技術実証試験で得られた条件と化学平衡計算プログラムである NASA-CEA<sup>(7)</sup>を用いて算出している。

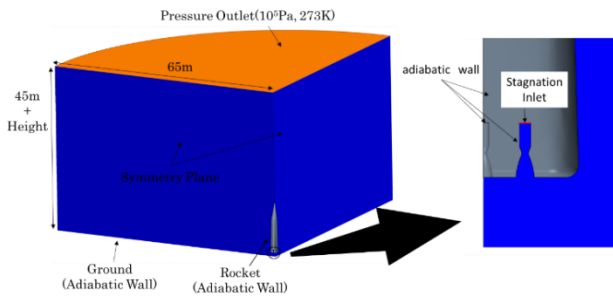


Fig.3 Overview of Analytical model

Table.1 Boundary condition of engine inlet.

入口境界条件			
推力[%]	全圧[MPa]	静圧[MPa]	全温[K]
20	1.002	0.974	3193
40	1.629	1.584	3395
80	2.879	2.809	3466

Table.2 Engine exhaust gas property

燃焼ガス				
推力[%]	分子量	$C_p[J/(kg \cdot K)]$	$\lambda[W/(m \cdot K)]$	$\mu[Pa \cdot s]$
20	15.34	$1.119 \times 10^4$	2.119	$1.016 \times 10^{-4}$
40	14.52	$1.272 \times 10^4$	2.570	$1.059 \times 10^{-4}$
80	14.51	$1.157 \times 10^4$	2.239	$1.979 \times 10^{-4}$

## 4. 結果と考察

### 4. 1 高度と熱負荷の関係

高度と機体に作用する熱負荷の関係を調べるため、RSR 着陸時のエンジン条件(40%推力×2 基使用)で解析を行った。解析はエンジン排気と機体の干渉が予想される高度 5m から 1m 刻みの 5 ケースと着陸脚が地面に接している高度(0.84m)の計 6 ケースで解析を行った。ここで高度は機体底面から地面までの距離としている。解析の結果、いずれの高度においてもエンジン排気は地面と衝突後、地面に沿って流れ(壁面流)、それぞれのエンジンから生じた壁面流が 2 つのエンジンの中間面(対称面上)で衝突

することで、機体方向へ向かう上昇流(吹き返し)を生じることが確認できた。

Fig.4 に高度を変化させた場合の温度等値面の様子を示す。Fig.4 は解析に用いた 1/4 領域のみ表示している。Fig.4 から RSR のエンジン条件では高度 3m 以下で吹き返しが機体と干渉し機体が加熱されていることが見てわかる。一方、高度 4m の場合、エンジン排気と機体の干渉が生じていないことが Fig.4(a)から確認できる。これは、高度が高くなるにつれて吹き返しの勢いが減衰することに加えて、高速のエンジン排気に吸い寄せられ、地面方向の流れが誘起された周囲の空気が吹き返しに衝突することで、吹き返しの流れ方向が変化する。そのため、エンジン排気と機体の干渉が生じないと推察できる。高度 3m の等値面では機体中心軸を中心として、細長く等値面が伸びている。これは、機体中心軸上ではエンジン排気と周囲の空気の攪拌があまり生じず、中心軸から離れるにつれて急激に空気と攪拌されるため、このような分布が生じる。Fig.4(c)を見ると高度 2m の場合には吹き返しとエンジン排気間の領域で温度が低くなっていることが見て取れる。これは、高度が低下したことで、周囲の空気がより強く吸い込まれることで、機体中心まで外気が流入していると考えられ、これにより機体中心軸上における吹き返しの温度も高度 3m の場合よりも減少しやすくなっている。

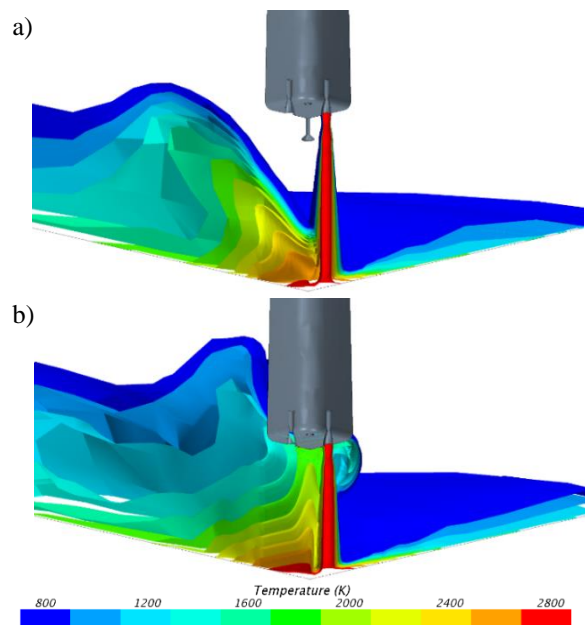


Fig.4 Isothermal surface: a) 4m, b) 3m.

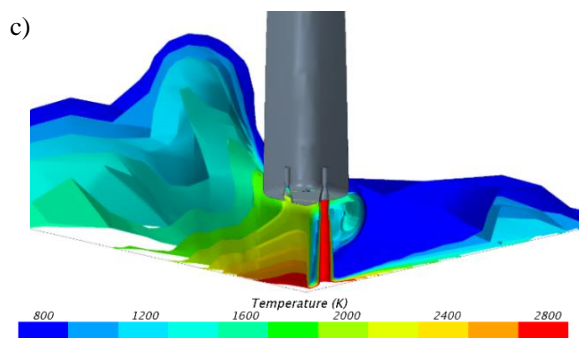


Fig.4 Isothermal surface: c) 2m.

高度 3m における流れ場の様子を Fig.5 に示す。Fig.5 は流線ベクトルを表示しており、ベクトルの色は左側で速度の大きさ、右側で温度を表している。高度 3m 以下では吹き返しが機体底面に衝突し、吸い込まれた周囲の空気と吹き返し、機体底面に沿う流れによって Fig.5 のように機体下部に循環領域が形成されることが確認できる。この循環領域によって底面だけでなく、着陸脚全体が加熱される。Fig.6 に機体下部 50mm の平面での速度ベクトルの様子を示す。Fig.6 における青色のエンジンは使用していないエンジン、赤色のエンジンは使用しているエンジンである。Fig.6 から吹き返しが衝突する 2 つのエンジンの中間面上から着陸脚の存在する機体の外側（図の横方向）に流れが生じている様子が確認できる。また、使用しているエンジンの外側では、エンジン排気と機体底面に沿う流れが干渉することで、流れが周囲より遅くなっている様子が確認できる。吹き返しの干渉する高度 3m 以下の底面に生じる温度分布を Fig.7 に示す。Fig.7 は機体底面に接している気体のよどみ温度である。

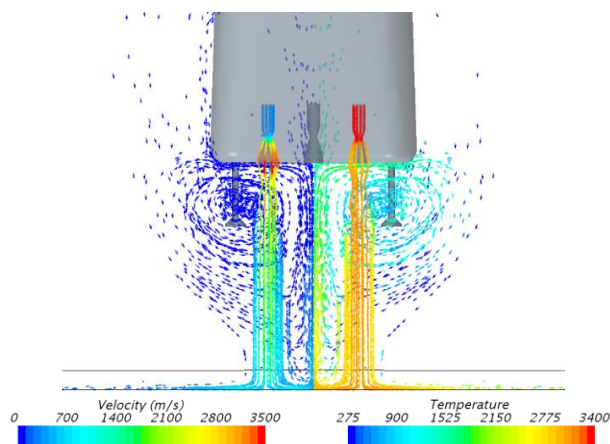


Fig.5 Flowfield and temperature distribution  
(Altitude: 3m).

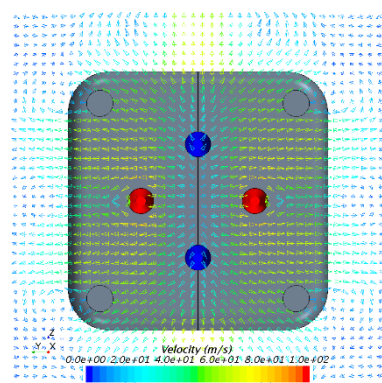


Fig.6 Flowfield below bottom surface (-50mm)

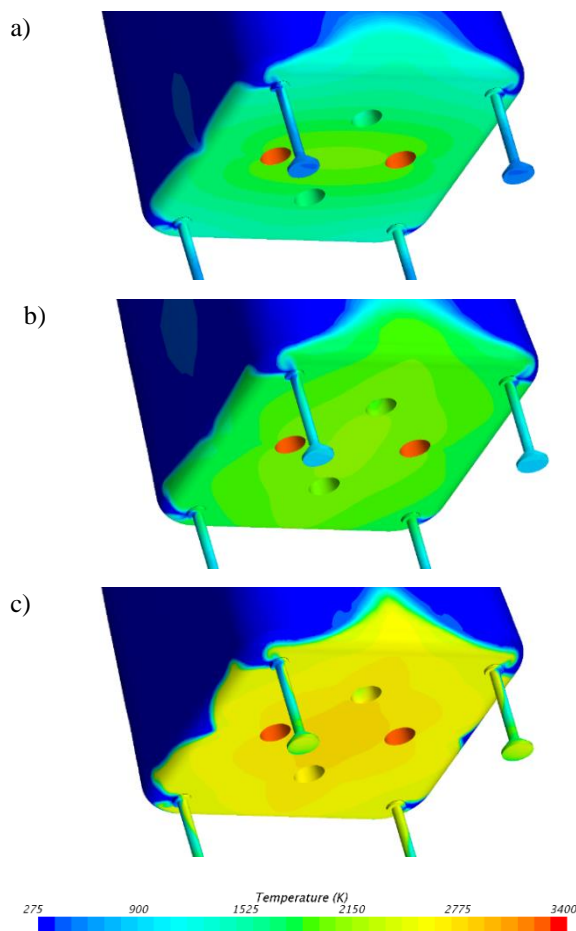


Fig.7 Temperature distribution on bottom surface:  
a) Altitude 3m, b) 2m, c) 1m.

Fig.6 から確認できたように高温の吹き返しは機体底面に衝突後、機体底面に沿って流れるため、機体底面全体が加熱されている様子が Fig.7 から見て取れる。高度が低くなるほどエンジン排気と外気との攪拌が進まず、機体底面に衝突する吹き返しの温度が高くなる。そのため、高度 1m では非常に温度が高くなっている様子が確認できる。高度によって



機体底面における温度分布が変化しており、高度 3m では使用しているエンジンを含む楕円状領域で温度が高くなっている。一方で高度 2m の場合は使用していないエンジンの方向で温度が高くなっている。高度 1m の場合には比較的等方的な分布が生じていることがわかる。高度 3m の場合には、Fig.4(b) からも確認できるように、機体中心軸上では吹き返しの温度が高いが、中心軸から離れると温度が大きく減少している。使用していないエンジンの方向では、この温度が減少した吹き返しが衝突するため、図のように使用していないエンジンの方向で温度が低くなる。これにより、比較的温度的の高い機体中心付近で高温になっている。高度 2m では外気が機体中心軸上まで流入することで、吹き返し全体で温度が減少する。そのため、吹き返しが直接衝突する領域で温度が高くなる。高度 1m の場合では、外気が強く吸い込まれることに加え、機体下部の循環領域が高温で図の横方向の流れにおいて温度があまり減少しないため、Fig.7(c) のような分布が生じる。

着陸脚に作用するエンジン排気も底面と同様の傾向で、高度が低くなるほど熱負荷が大きくなることが確認できた。また、着陸脚が壁面流と干渉しない高度では、着陸脚は Fig.6 のような機体底面に沿う流れによって付け根が加熱され、その後、循環領域によって全体が加熱される。このため、着陸脚においては付け根側で熱負荷が大きい。着陸脚の下側と壁面流の干渉は高度 1m 程度から生じ、着陸脚が地面に接しているケースでは底面よりも大きな熱負荷が脚の下側に生じることが確認できた。

#### 4. 2 エンジン基数と熱負荷の関係

本解析では高度による影響に加えて、使用するエンジン基数による流れ場や熱負荷への影響を検討した。エンジン条件は RSR の 40% 推力×2 基と総推力を等しくするため、20% 推力で 4 基使用と 80% 推力で 1 基使用の 2 ケースを行った。高度はいずれも 2m とし、1 基使用の場合にはエンジンの位置も機体中心に変更している。

温度等値面の様子を Fig.8 に示す。Fig.8(a) からエンジンを 4 基使用して着陸を行う場合、機体下部に非常に高温の領域が生じていることがわかる。これは、外気が機体下部まで流入していないことを意味している。4 基のエンジンを使用する場合には、機体中心の直下で 4 基のエンジンから生じた壁面流が衝突することで強力な吹き返しを形成する。さらに、隣り合う 2 基のエンジンから生じる壁面流が 2

つのエンジンの中間面上で衝突することで、着陸脚方向に吹き返しを形成する。この 2 基のエンジンから生じる吹き返しによって外気の流入が妨げられるため、機体下部が非常に高温になる。さらに、4 基使用の場合、吹き返しの形状が変化することで、着陸脚全体にエンジン排気が衝突し、着陸脚への熱負荷が非常に大きくなる。一方、エンジンを 1 基のみ使用する場合、吹き返しが全く生じず、エンジン排気と機体の干渉は生じないことがわかる。そのため、Fig.9 に示すようにエンジンを 1 基のみ使用する場合には機体底面の温度が非常に低くなっている。一方、4 基使用の場合では、底面の温度が 2 基の場合と比べて非常に高く、機体に大きな熱負荷が作用していることが見て取れる。4 基の場合では前述の 4 基のエンジンから生じる吹き返しが支配的で、空気と攪拌しないまま、機体に衝突することで Fig.9(a) のように高温で機体中心を中心とした同心円状に近い温度分布が生じることがわかる。

使用するエンジン基数を変更した解析から同一総推力でも使用するエンジン基数によって流れ場が変化し、機体に作用する熱負荷が大きく変化することが分かった。解析の結果、着陸時にエンジンを 4 基使用する場合には 2 基使用の場合よりも機体に大きな熱負荷が作用し、エンジンを 1 基のみ使用して着陸を行う場合には機体に熱負荷がほとんど作用しないことが明らかとなった。

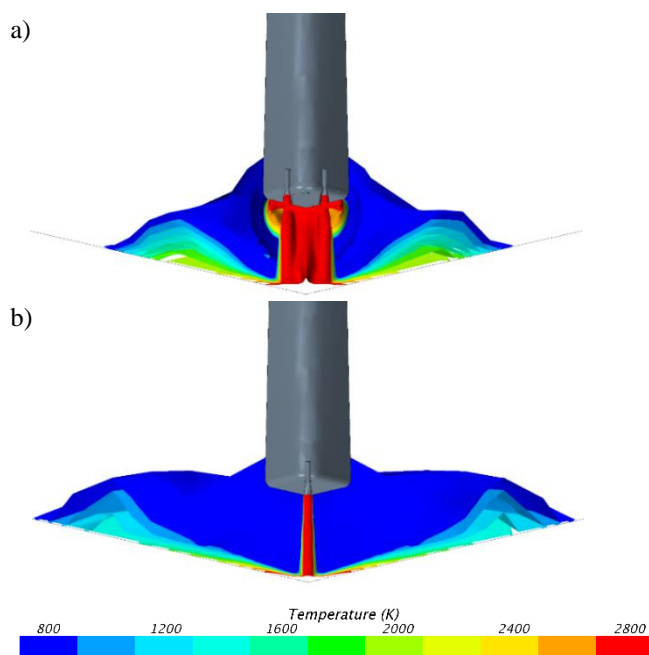


Fig.8 Isothermal surface: a) 20%×4, b) 80%×1

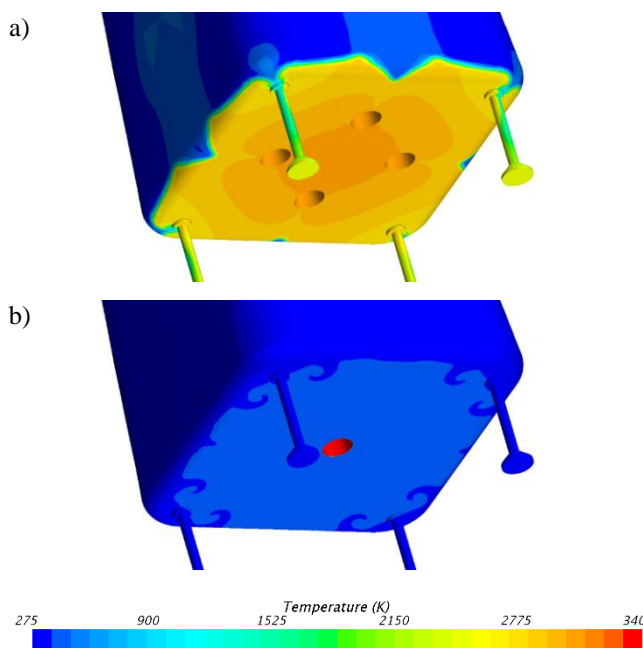


Fig.9 Temperature distribution on bottom surface:  
a) 20%×4, b) 80%×1

#### 4. 3 排気方向による影響

着陸時に複数基のエンジンを使用する場合、それぞれのエンジンから生じた壁面流同士が衝突することで、吹き返しを形成し機体に大きな熱負荷が作用することが確認された。ロケットエンジンは姿勢制御のためにエンジンを傾けるジンバル機構を有している。このジンバル機構を用いてエンジンの排気方向を変更することで機体に作用する熱負荷を軽減できないか検討を行った。Fig.10 に排気方向を変更した解析モデルを示す。

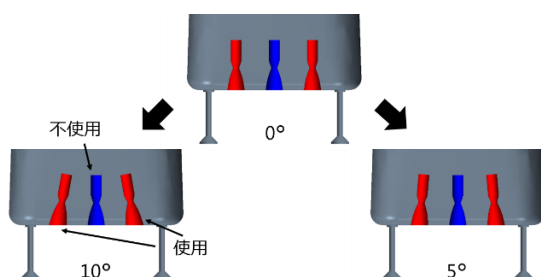


Fig.10 Side view of the case changing direction.

エンジンの排気方向は Fig.10 のように使用するエンジンを傾けることによって変更した。この際、ノズル出口の最も機体中心に近づく部分を回転中心としている。エンジンを回転させたことで生じるノズルと機体底面の間の隙間はノズル出口付近の接線によって補間を行った。ジンバル機構によって制御可

能であると想定される鉛直方向 (0°) から 5° 傾けた場合と 10°傾けた場合の 2 ケースについて RSR のエンジン条件を用いて、高度 2m で解析を行った。

解析によって得られた温度等値面の様子を Fig.11 に示す。Fig.11 から排気方向を 5°、10°変更したどちらのケースにおいても、吹き返しと機体の干渉が生じていることが確認できる。しかし、角度を大きくするほど、機体下部における吹き返しの温度が減少している様子が見て取れる。これは、地面に対してエンジン排気が斜めに衝突するようになったことで吹き返しを形成する機体中心方向へ流れるエンジン排気の流量が減少したこと、エンジン排気の移動距離が大きくなり空気との攪拌がより進むようになったことの 2 つが理由として挙げられる。機体下部の温度等値面は排気方向を変更した場合でも同様の傾向を示している。

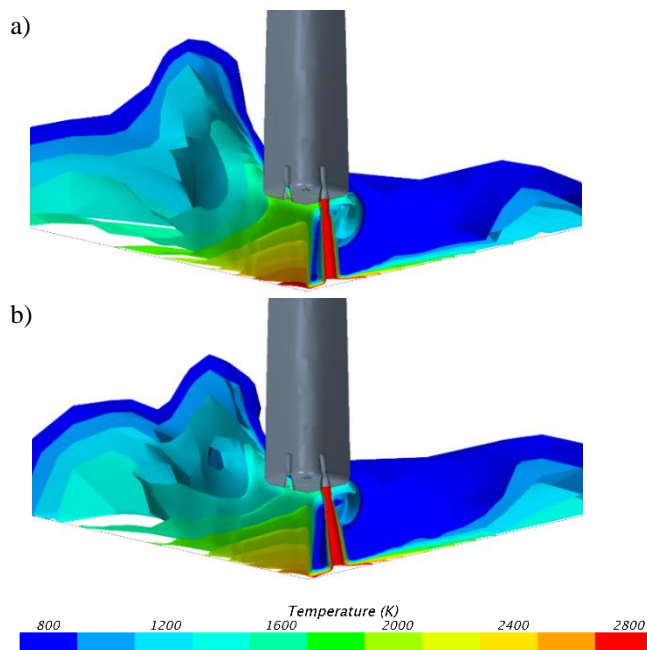


Fig.11 Isothermal surface: a) 5°, b) 10°

エンジン排気を外側に排出することによって、吹き返しの温度が減少し、機体に作用する熱負荷が減少するということが Fig.12 から確認できる。排気方向を 10°変更した場合でも、垂直方向推力は 4%程度しか減少せず ( $\sin 80^\circ = 0.965$ )、底面温度が 250K ほど減少していることから、エンジン排気を外側に排出することは機体に作用する熱負荷の軽減に有効であると考えられる。

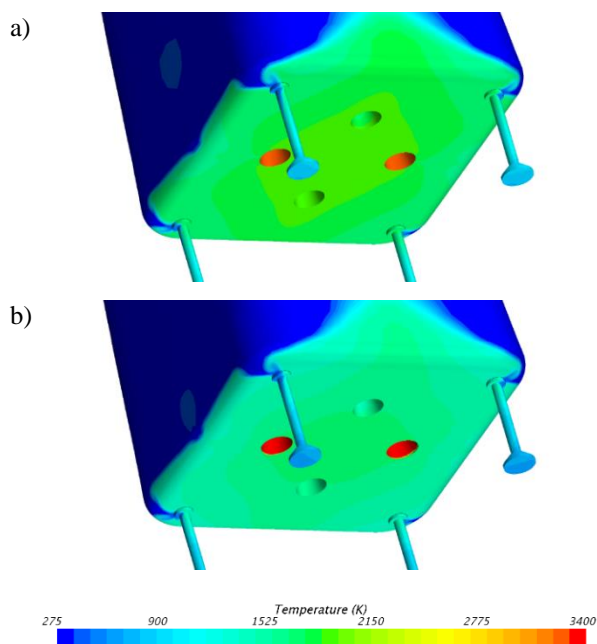


Fig.12 Temperature distribution on bottom surface: a) 5°,  
b) 10°.

## 5. 結論

多成分気体の3次元非定常CFD解析によってRSR着陸時のエンジン排気と機体の干渉を明らかにし、エンジン条件や高度を変更した解析結果から以下の結論を得た。

- ・エンジンを2基使用して着陸を行う場合、2つのエンジンの中間面で吹き返しが生じ、RSRのエンジン条件では、高度3m以下でエンジン排気と吹き返しの干渉が生じ、機体に熱負荷が作用する。
- ・エンジンを4基使用する場合、同一総推力でも2基の場合よりも大きな熱負荷が機体に作用する
- ・エンジンを1基のみ使用する場合、吹き返しが生じず、機体に作用する熱負荷は非常に小さい
- ・エンジン排気を外側に排出することは機体に作用する熱負荷の軽減に有効である。

## 参考文献

- 1) 佐藤, 橋本, 高田, 木村, 成尾, 八木, 伊藤, 小川, 丹生, 瀧田, 福田. “再使用観測ロケットエンジンの設計思想と技術実証”, 日本航空宇宙学会北部支部2014年講演会 第15回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2014年3月.
- 2) 佐藤正喜, 橋本知之, 高田仁志, 木村俊哉, 成尾芳博, 八木下剛, 伊藤隆, 小川博之, 丹生謙一, 瀧田純也, 福田勇也. “再使用観測ロケットエンジンの設計思想と技術実証”, 日本航空宇宙学会北

部支部2014年講演会 第15回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2014年3月.

- 3) Kimura, T., Hashimoto, T., Sato, M., Takada, S., Moriya, S., Yagishita, T., Naruo, Y., Ogawa, H., Ito, T., Obase, H., and Ohmura, H. “Development of a Reusable LOX/LH2 Rocket Engine – Firing Tests and Lifetime Evaluation Analysis”, 51<sup>st</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 27 – 29 July 2015.
- 4) 葛生和人, 野中聡, 青野淳也, 嶋英志. “再使用観測ロケット着陸時プルームのCFD解析”, 第44回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2012論文集.
- 5) Liou, M. -S. “A Sequel to AUSM: AUSM+”, Journal of Computational Physics, 129, pp. 364-382, 1996.
- 6) Venkatakrishnan, V. “On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions”, 31<sup>st</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 11-14, AIAA-93-0880, 1994.
- 7) Glenn research center Chemical Equilibrium with Applications, <https://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAweb/>, (2017年2月8日).