

再使用小型実験機の降下時における大気とエンジンの干渉に関する数値的研究

川崎 賢二 (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)

後藤 公成 (東日本スターワークス株式会社)

Numerical Analysis of Interaction between Atmosphere and RV-X Engine at Descent Stage

Kenji Kawasaki (Graduate School of Engineering, Tohoku University)

Toshiya Kimura (Japan Aerospace Exploration Agency)

Kosei Goto (East Japan Star Works Co.,Ltd.)

1. 緒言

現在, JAXA では打ち上げコスト削減を目的に, 再使用型のロケットが開発されている. 既に再使用ロケットエンジンの技術実証試験が完了しており^[1], 来年度より, 小型実験機 (RV-X: Reusable Vehicle - eXperiment) を用いた飛行実証試験が計画されている^[2]. RV-X の飛行実証試験計画を Fig. 1 に示す.

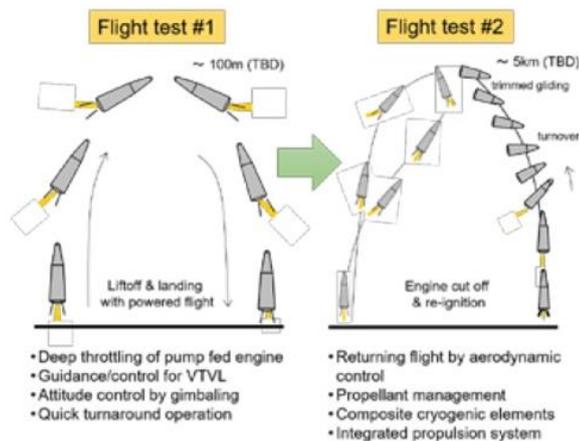


Fig. 1 RV-X の飛行実証試験計画^[3]

RV-X の飛行実証試験は 2 段階の試験が計画されている. 1 段階目はエンジンを燃焼させたまま, 離陸から着陸まで行う試験であり, 到達高度は 100m 程度を予定している. 1 段階目の試験では, エンジンのスロットリングやジンバル制御, ターンアラウンド運用の実証が行われる. 2 段階目はエンジンのカットオフと再着火を伴う試験であり, 到達高度は 5km 程度を予定している. 2 段階目の試験では, カットオフと再着火を伴う帰還・着陸飛行の実証に加えて, 燃料マネージメントや複合材タンク等の新規要素の実証も行われる^[3]. 本研究は, RV-X の 2 段階

目の飛行実証試験を研究対象としている. 飛行に関する一連の動作の中でも特に, 降下中, 機体を転回させてエンジンを再着火する時に注目している.

RV-X は一度停止したエンジンを再着火し, エンジン噴射で着陸を行う. この時, 再着火に失敗すると減速できずに地面に落下し, 機体の破壊につながるため, 確実に再着火しなければならない. エンジンの再着火は再使用ロケットに限らず, 従来の使い切り型ロケットにも用いられている技術である. 日本で開発されたロケットエンジンでは LE-5B エンジンに再着火技術が用いられている^[4]. LE-5B エンジンの再着火は宇宙空間にて行われるが, RV-X は大気中を高速で降下している時に再着火する. そのため, LE-5B エンジンとは異なり, RV-X ではエンジン再着火時に外気が流入する可能性がある. 外気がエンジン内部に流入する状況でのエンジン再着火については未知であり, 噴射器面の凍結等, 不着火となる可能性が考えられる. そこで, 外気流入の対策として, ヘリウムによるパージが検討されている. パージの勢いが十分に強い時, 外気は燃焼室に流入せず, 噴射器の凍結や不着火を防げると予測される.

JAXA では, 再使用ロケットエンジンが地面に落下している時の数値解析を行っており, エンジン内部に流入する外気の流れの把握やパージの有効性の検討に役立っている. この解析は, エンジンのみが降下している簡易な計算モデルを使用しており, 機体が外気流入に与える影響が考慮されていない. 加えて, 解析されたパージ条件の種類が少なく, 外気流入とパージガス流量の相関関係が明らかとなっていない. パージガスの量が多いほど, パージガスのタンクも大きくなり機体重量が増加するため, パージガスの量はできるだけ少ない方が望ましい. 本研

究では、RV-X の機体形状を用いて、降下時の CFD 解析を行った。解析結果より、RV-X が転回してエンジンに再着火する際、どのように大気とエンジンが干渉するか調査した。また、外気が燃焼室へ流入しないために必要なパージ量を明らかにし、機体の落下速度や迎角がパージ量に与える影響を明らかにした。

2. 計算手法および解析モデル

本研究では、CD-adapco 社で開発された汎用熱流体ソルバー STAR-CCM+ (Ver.10.06.010 -R8) を用いて CFD 解析を行った。

本解析の支配方程式である、多成分気体のナビエ・ストークス方程式を式(1)に示す。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint [\mathbf{F} - \mathbf{G}] \cdot d\mathbf{a} = \int_V \mathbf{H} dV \quad (1)$$

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

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{T} \\ \mathbf{T} \cdot \mathbf{v} + \dot{q}'' \\ J_i + \frac{\mu_t}{Sc_t} \nabla Y_i \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{f} \\ 0 \\ S Y_i \end{bmatrix}.$$

式(1)中、 \mathbf{F} は対流ベクトル、 \mathbf{G} は粘性流束ベクトル、 \mathbf{H} は外力ベクトル、 \mathbf{f} は体積力、 \mathbf{T} は粘性応力テンソル、 \dot{q}'' は熱流束ベクトル、 Sc_t は乱流シュミット数、 E は総エネルギー、 H は総エンタルピーを表している。 Y は質量分率であり、下付き文字は気体成分 i を意味する。多成分気体のナビエ・ストークス方程式について、連続の式、運動量保存則、エネルギー保存則、化学種の輸送方程式は連成形式で解かれる。速度フィールドは運動量保存則、圧力は連続の式から計算され、密度は状態方程式から求まる。本解析では、理想気体を仮定した。

一般に、乱流現象を直接解くことは計算コストの面で困難であることから、乱流をモデル化し方程式を解く。本研究では、アンサンブル平均化された RANS 方程式を解いており、乱流モデルは SST k - ω ^[5] を用いた。

数値解析手法について以下に述べる。先行研究より、降下時はエンジン内部にて大気为非定常の渦を形成することが知られているため、本解析では陰解法非定常解析を用いた。解析領域はセル中心有限体積法によって離散化されている。非粘性フラックスは AUSM+ FVS^[6]、粘性フラックスは 2 次精度中心差分を用いた。時間離散化には 1 次精度後退差分を

用いた。勾配計算には Hybrid Gauss-LSQ を、勾配制限法には Venkatakrishnan 制限関数^[7]を用いた。

解析モデルを Fig. 2 に示す。本解析は迎角 90° をベースとして、様々な迎角で CFD 解析を行った。Fig. 2 は迎角 90° の時の解析モデルである。迎角を変えて解析を行うため、1/2 モデルを使用した。境界条件について、機体は断熱壁面境界、解析領域の境界は自由流れ境界、対称面となる境界は対称面境界を用いた。なお、解析領域の境界に関して機体の落下速度が 50m/s の場合は、Fig. 2 の括弧内に示すように速度入口境界および圧力出口境界を用いた。本解析では高度 1km で固定している。燃焼室噴射器面の境界条件について、パージガスを噴射しない場合の解析は断熱壁面境界を、パージガスを噴射する場合の解析は流量入口境界を用いた。パージガスはヘリウムである。計算格子はポリヘドラルメッシュとプリズムレイヤーメッシュを用いた。迎角 90° にて、計算格子が解析結果に与える影響を検討しており、セル数 140 万程度のモデルを用いることにした。

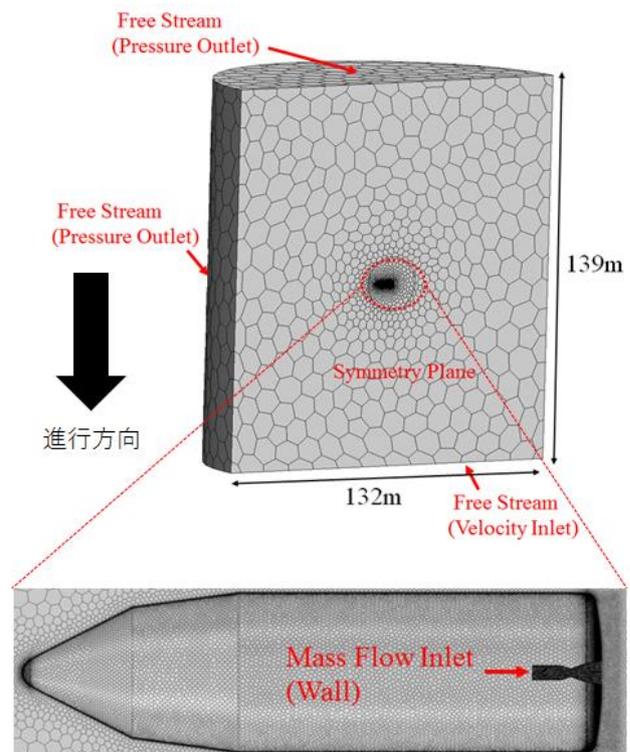


Fig. 2 解析モデル (上：全体，下：機体周辺)

解析条件を Table1 に示す。迎角 90° の時は、落下速度 50m/s, 100m/s, 150m/s で解析しており、どの落下速度においてもパージ有りとパージ無しの解析を行っている。90° 以外の迎角では、落下速度 100m/s のみ扱っており、30° から 75° はパージ有りとパージ無しの両方を、120° と 150° はパージ有のみを解析している。各迎角における、機体の向きと

進行方向の関係を Fig. 3 に示す. 迎角が 90° より小さい時は機体頭部から降下し, 迎角が 90° より大きい時は機体底面から降下する.

Table1 解析条件

迎角 [$^\circ$]	落下速度 [m/s]		
	50	100	150
30		有・無	
45		有・無	
60		有・無	
75		有・無	
90	有・無	有・無	有・無
120		有	
150		有	

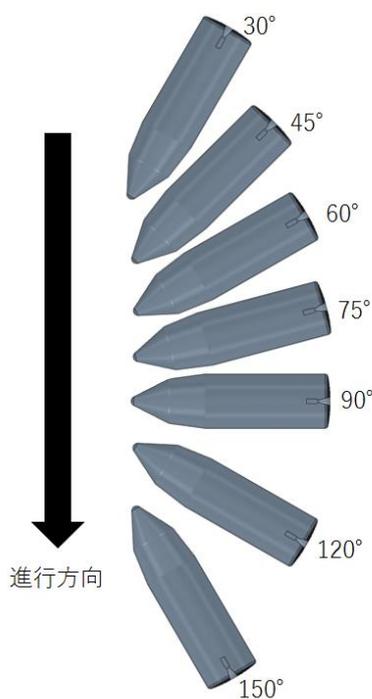


Fig. 3 機体の向きと進行方向

3. 迎角 90° , 落下速度 100m/s, 解析結果

パージが無い場合の, 対称面における速度ベクトルおよびヘリウムの質量分率分布を Fig. 4 に示す. Fig. 4 はエンジン周辺を拡大した図であり, 図中下側から上側に向かって外気が流れている. パージが無い時, 外気は燃焼室へ流入している. 外気が燃焼室へ流入すると燃焼室内にて渦が発生し, 燃焼室からエンジン出口へ向かう流れが発生している. 外気の燃焼室への流入と燃焼室からの流出は周期的に繰り返される.

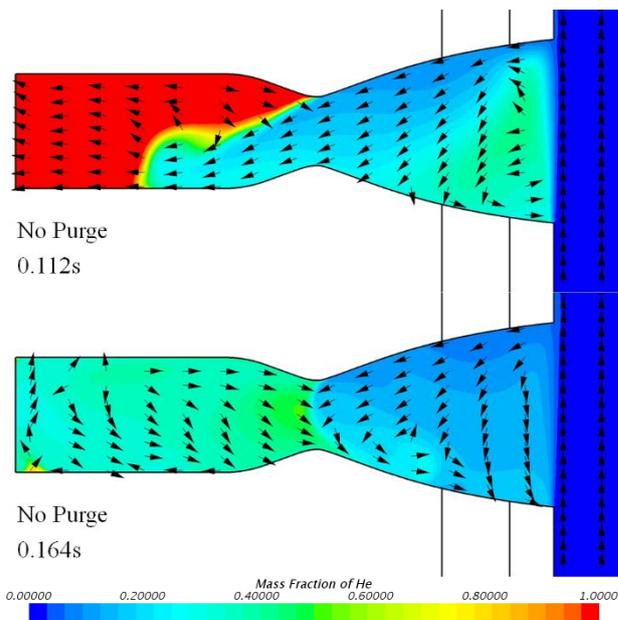


Fig. 4 速度ベクトル・He 質量分率 (パージ無し)

パージが有る場合の解析結果を述べる. 本解析では, パージ流量を 0.0325kg/s , 0.0302kg/s , 0.0250kg/s とした場合について解析しており, このパージ流量は境界条件の値を 2 倍にした, 全周モデルでの値となっている. パージ流量 0.0302kg/s の時の速度ベクトルおよびヘリウムの質量分率分布を Fig. 5 に示す. パージ流量が 0.0302kg/s より多い時, 外気は燃焼室へ流入しないことが明らかとなった. ノズル拡大部では, 大気とパージガスの干渉により, 非定常の渦が形成している. パージ流量が 0.0250kg/s の時は, 外気が燃焼室へ流入しており, パージ無しの場合と同様に燃焼室内部に渦が発生する.

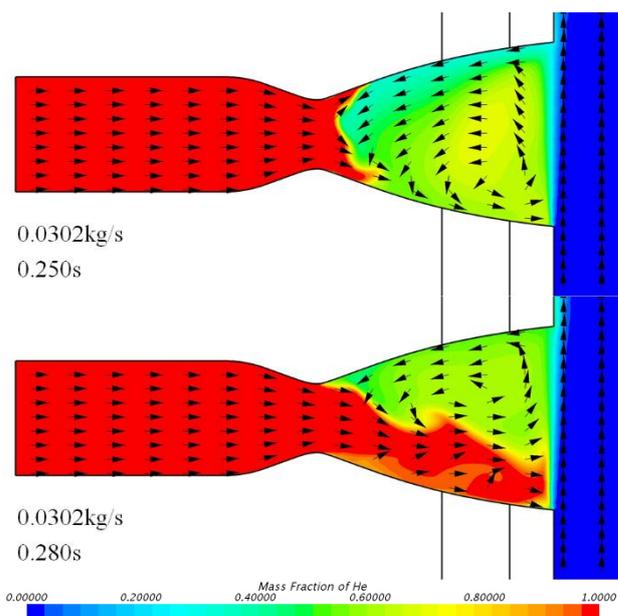


Fig. 5 速度ベクトル・He 質量分率 (パージ有り)

4. 落下速度，迎角の影響

4.1 落下速度の影響

迎角を 90° に固定し，落下速度を変えて解析を行った．落下速度とパージ流量の関係を Fig. 6 に示す．
 図中，バツ印は外気が燃焼室に流入した解析条件を，丸印は外気が燃焼室に流入しなかった解析条件を表している．点線は，落下速度ごとの，外気が燃焼室に流入しないパージ流量の最小値を結んだ線である．点線より，迎角 90° の時，機体の落下速度に比例して外気の流入を防ぐために必要なパージ量が増加することが明らかとなった．

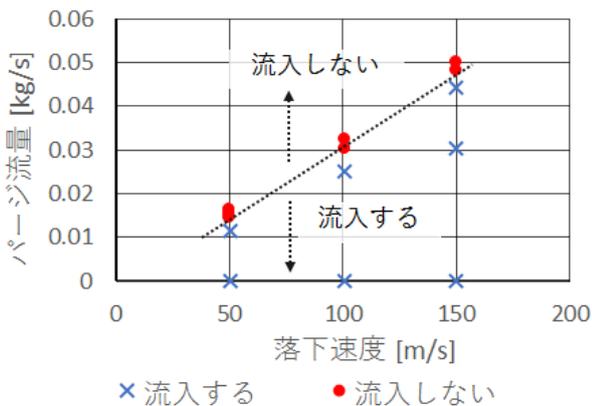


Fig. 6 落下速度とパージ流量の関係

4.2 迎角の影響

落下速度を 100m/s に固定し，迎角を変えて解析を行った．迎角とパージ流量の関係を Fig. 7 に示す．点線は，迎角 90° の時に外気が燃焼室に流入しないパージ流量の最小値を表した線である．迎角 45° から 75° にかけて，迎角 90° より外気が流入しやすくなり，多量のパージガスが必要となることが明らかとなった．迎角 30° ， 120° ， 150° では，少ないパージ流量で外気の流入を防ぐことができる．

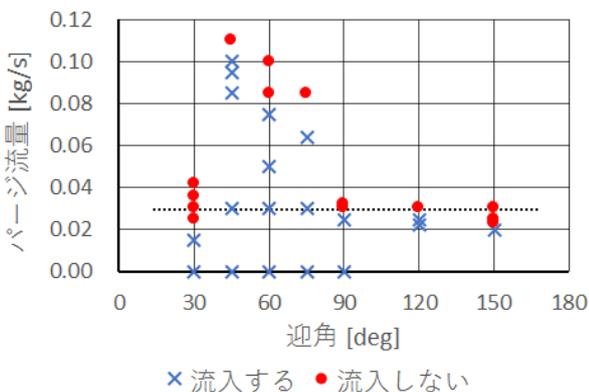


Fig. 7 迎角とパージ流量の関係

迎角 30° から 75° は機体頭部から降下する状態であるが，迎角 30° は外気が流入しにくく，迎角 45° から 75° は外気が流入しやすいことが明らかとなった．この理由を，機体底面周辺の流れ場を調査することで考察した．

迎角 30° の，対称面における全圧分布および速度ベクトルを Fig. 8 に示す．速度ベクトルに注目すると，迎角 30° では，図中左側の機体底面の角から流れが剥離し，図中右側の機体底面の角付近に再付着している．矢印で示した渦 1 が発生する際に再付着点が移動しているが，全体を通して，再付着点はほとんど移動しないと言える．また，渦 1 は再付着流れと機体底面の角から剥離する流れが干渉することで発生することが明らかとなった．全圧分布に注目すると，渦が発生している箇所でも全圧の低下が確認できる．特に，渦 1 では全圧が大きく低下している．

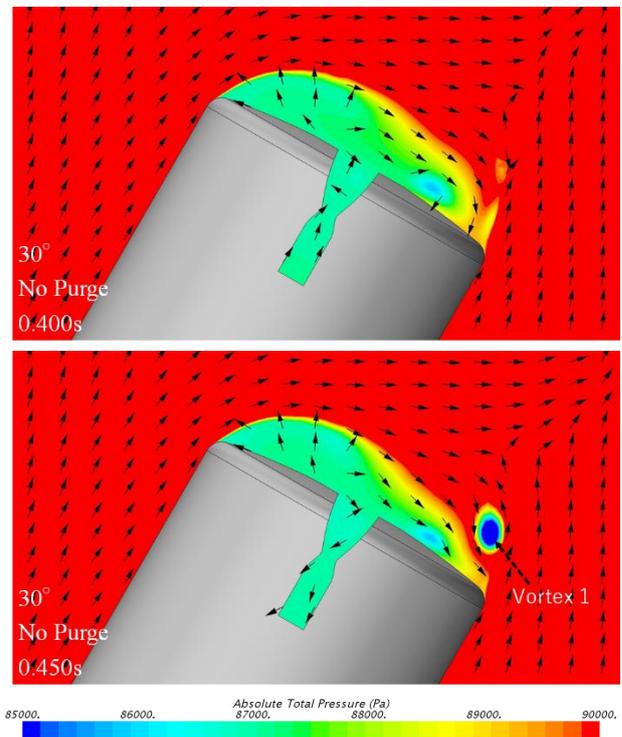


Fig. 8 迎角 30° の速度ベクトル・全圧分布

迎角 45° の，対称面における全圧分布および速度ベクトルを Fig. 9 に示す． 45° では，機体底面周辺に 2 つの非定常な渦が発生する．この 2 つの非定常な渦は時間が増えると大きさが大きく変化しており，渦は相互干渉していることが確認されている． 0.300 秒では，機体底面周辺の左右の角で流れが剥離し，ノズル出口付近で再付着していることが確認できる． 0.350 秒では，渦の大きさや位置の変化により再付着点が移動しており，ノズル出口から離れた場所で再付着する． 45° では時間が経過すると

再付着点が大きく移動することが全圧分布および速度ベクトルから明らかとなった。

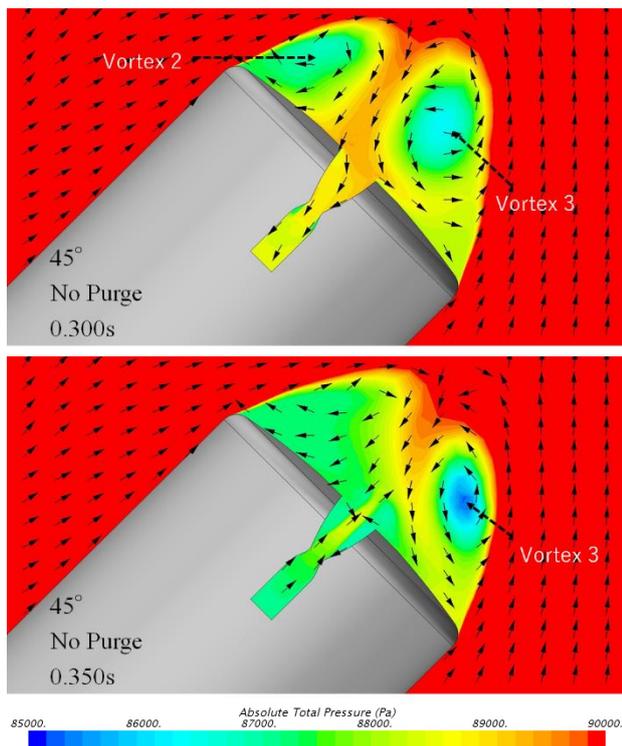


Fig. 9 迎角 45° の速度ベクトル・全圧分布

迎角 60° および 75° の全圧分布および速度ベクトルは省略するが、迎角 60° は 45° の時と同様に再付着点が大きく移動すること、迎角 75° は再付着点の移動は小さく、ノズル出口付近に再付着していることが確認されている。外気が流入しやすい 45° から 75° の共通点として、剥離流れがノズル出口付近に再付着していることが挙げられる。従って、再付着点の位置が、外気の流入しやすさに影響を与えていると考えられる。

再付着点の位置の影響を明らかにするため、Fig. 10 に示す、ノズル出口における流量の時間履歴を調査した。Fig. 10 の流量は、1/2 モデルの値である。正の値はエンジン内部から流出する流量を、負の値はエンジン内部に流入する流量を表している。迎角 45° および 60° は、迎角 30° や 90° と比較して流量変動が大きいことが確認できる。流量変動が大きいことは、外気が多く流入することを意味する。迎角 45° で最も外気が流入しているのは 0.305 秒頃と 0.365 秒頃である。この時の速度ベクトルおよび全圧分布を調査すると、Fig. 9 の 0.300 秒の時と同様に、ノズル出口に流れが再付着している。迎角 60° では 0.230 秒頃と 0.325 秒頃に最も外気が流入しており、この時刻ではノズル出口に流れが再付着している。以上より、ノズル出口付近に流れが再付着する場合、

外気が多く流入することが明らかとなった。

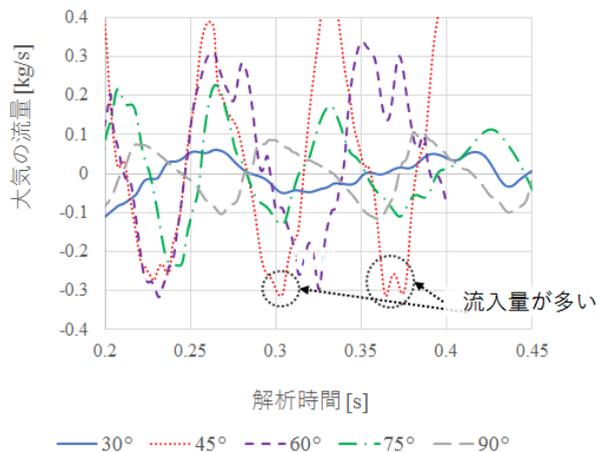


Fig. 10 ノズル出口における流量の時間履歴

ノズル出口に再付着すると外気が多く流入する理由を考察した。ノズル出口から離れた箇所に流れが再付着すると、ノズル出口付近では出口を横切る方向に流れが生じる。一方、ノズル出口付近に流れが再付着すると、ノズル出口付近ではエンジン内部に向かって流れが生じる。この流れの方向の違いが流量に影響を与えていると考えられる。

迎角 120°、150° は機体底面から降下する状態であり、迎角 90° 以下のパージ流量で外気の流入を防げることが明らかとなった。この理由を考察した。迎角 150° の流線を Fig. 11 に示す。迎角 120° および 150° では、機体底面に沿った流れが生じており、底面周辺に非定常な渦は発生しない。機体底面に沿った流れはノズル出口の端で干渉し、エンジン内部へ向かう流れとなる。

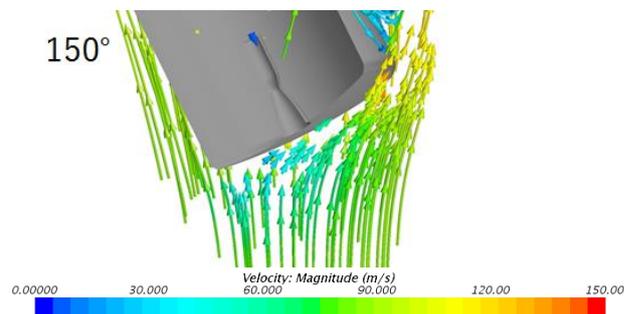


Fig. 11 迎角 150° の流線

続けて、静圧分布を Fig. 12 に示す。図中、赤い箇所がよどみ点を表している。迎角が 90°、120°、150° と大きくなるに従い、よどみ点がノズル出口に近づいていることが確認できる。よどみ点付近では静圧が高くなるだけでなく、流速が小さくなる。迎角 120° と 150° では、機体底面に沿った流れであ

り、 90° の時より流速が小さいため、エンジン内部に外気が流入しにくいと考えられる。

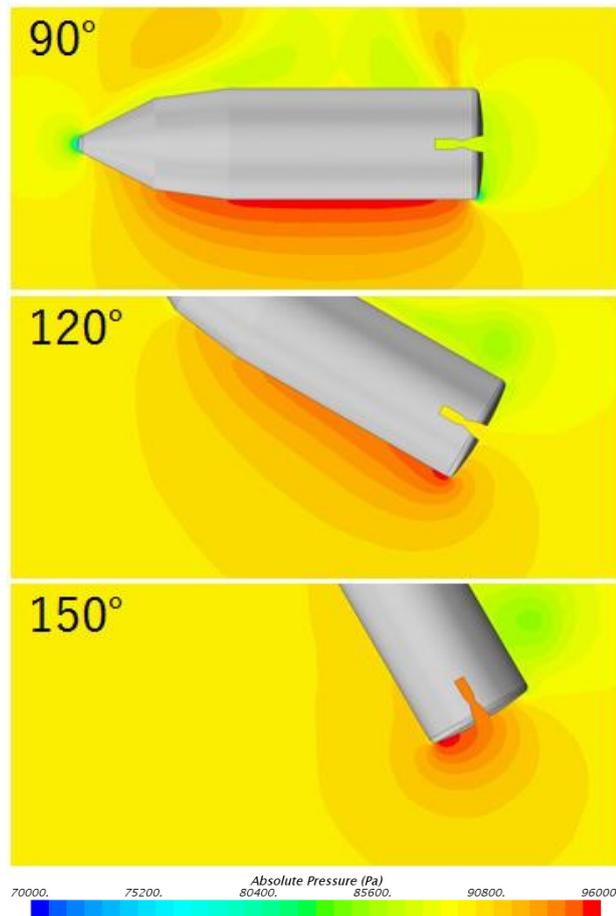


Fig. 12 迎角 90° , 120° , 150° の静圧分布

5. 結言

本研究では、RV-X の機体形状を用いて、降下時の CFD 解析を行った。解析結果より、以下の結論を得た。

- ① RV-X が大気中にて降下する際、パージを行わないと外気はエンジン内部に流入する。また、エンジン内部への外気の流入は機体の迎角に大きく依存する。
- ② 迎角が 45° から 75° で最も外気が流入しやすい状況となる。これは、機体底面付近に非定常な渦が発生し、剥離流れがノズル出口付近に再付着するためである。
- ③ 迎角が 90° より大きい時、機体底面に沿った流れが発生する。ノズル出口周辺の流れが 90° の時より低速なので、外気は流入しにくい。
- ④ 最も外気が流入しやすい迎角 45° で必要なパージ量は約 0.1100kg/s であると見積もられた。

参考文献

- [1] T.Kimura, T.Hashimoto, M.Sato, S.Takada, S.moriya, T.Yagishita, Y.Naruo, H.Ogawa, T.Ito, K.Obase and H.Ohmura, “Reusable Rocket Engine : Firing Tests and Lifetime Analysis of Combustion Chamber”, Journal of Propulsion and Power , Vol.32 , No.5 , September – October 2016.
- [2] 野中聡, 伊藤隆, 小川博之, 成尾芳博, 稲谷芳文, “再使用観測ロケット技術実証から次のステップへ”, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集 , 2016 年 9 月 6 日~9 日.
- [3] S.Nonaka, T.Ito and Y.Inatani , “Technology Demonstrations and System Design for Reusable Rocket Flight Experiment” , 68th International Astronautical Congress(IAC) , 25-29 September 2017.
- [4] J.L.Emdee , “A Survey Of Development Test Programs For Hydrogen Oxygen Rocket Engines” , 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit , January 8-11 2001.
- [5] F.R.Menter , “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications” , AIAA Journal , Vol.32 , No.8 , August 1994.
- [6] M.S.Liou , “A Sequel to AUSM: AUSM+” , Journal of Computational Physics , 129 , pp.364-382 , 1996.
- [7] V.Venkatakrishnan , “On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions” , 31th Aerospace Science Meeting & Exhibit , January 11-14 1993.