フェンスによる超音速空力干渉を利用したカプセル分離^{*1}

Improvement in Capsule Abort Performance Using Supersonic Aerodynamic Interaction by Fences

香 山 寛 人^{*2}・汪 運 鵬^{*2}・小 澤 啓 伺^{*3}・土 井 克 則^{*4}・中 村 佳 朗^{*4}
Hiroto KOYAMA, Yunpeng WANG, Hiroshi OZAWA, Katsunori DOI and Yoshiaki NAKAMURA

Key Words: Aerodynamic Interaction, Supersonic Flow, Launch Abort System, Capsule-Type Space Transportation, Fence

Abstract: The space transportation system will need advanced abort systems to secure crew against serious accidents. Here this study deals with the capsule-type space transportation systems with a Launch Abort System (LAS). This system is composed of a conic capsule as a Launch Abort Vehicle (LAV) and a cylindrical rocket as a Service Module (SM), and the capsule is moved away from the rocket by supersonic aerodynamic interactions in an emergency. We propose a method to improve the performance of the LAV by installing fences at the edges of surfaces on the rocket and capsule sides. Their effects were investigated by experimental measurements and numerical simulations. Experimental results show that the fences on the rocket and capsule surfaces increase the aerodynamic thrust force on the capsule by 70% in a certain clearance between the capsule and rocket. Computational results show the detailed flow fields where the centripetal flow near the surface on the rocket side is induced by the fence on the rocket side and the centrifugal flow near the surface on the capsule side is blocked by the fence on the capsule side. These results can confirm favorable effects of the fences on the performance of the LAS.

1. 緒 論

宇宙輸送の商業化をはじめとする宇宙利用の活性化において、安全な宇宙輸送システムの確立が急務である¹⁾。これまでの宇宙輸送システムは、スペースシャトルに代表される再使用型のものと、アポロ (Apollo) やソユーズ (Soyuz) のようなカプセルを用いた使い切りロケットによるものに分類される。これらはいずれも優れた技術を持った宇宙輸送システムではあるが、それぞれ課題を有する。

再使用可能なスペースシャトルは、この 30 年間宇宙輸送の主力として利用されてきた。しかし、再使用に伴う機体や飛行システムの老朽化に加えて、搭乗員の緊急脱出システム (LAV: Launch Abort Vehicle)²⁻⁴⁾ を持たないことが安全上重大な課題であった。実際に発生した 1986 年のチャレンジャー号打ち上げ時の爆発事故や 2003 年のコロンビア号大気圏再突入後における空中分解事故⁵⁾ によって、これらの課題は広く認知され、結果として 2011 年のスペースシャトル引退の要因の一つとなった。

一方、カプセル式の宇宙輸送システムは、緊急脱出システムの搭載が比較的容易であり、例えば、脱出用ロケット等を用いて、緊急時に搭乗員が乗ったカプセルをメインロケットから離脱させることで、搭乗員の安全を確保できる可能性がある。ただし、カプセルがロケットから離脱する

過程において、二物体間の複雑な流れに起因して各々に想定外の空気が作用する結果、ロケットから離脱するカプセルに十分な推力が働かず、一旦離脱したカプセルが再びロケットに衝突する再接触 (Recontact)²⁾ の危険性も存在する。この現象は、打ち上げ中の動圧が高い低高度で生じやすい⁶⁾。

小澤ら⁷⁾ は、この二物体間の空力干渉を逆に利用して、空気の力で二物体を分離できる可能性を示した。具体的には、円錐形のカプセルと円柱形のロケットを仮定し、カプセル底面の 1.5 倍の径を有するディスクをロケットの先端面に付加することで空力干渉の状態を変化させた。その結果として、複数の所定の二物体間隔において、カプセル底面の圧力が大きく上昇し、カプセルをロケットから引き離すような空気がカプセルに作用することを示した。

このような空力干渉の特性は非常に有用であるが、カプセルを危険な領域から素早く離脱させるために、あるいは、それを補助する推進システムを小型化するためには、その空気力はできるだけ大きくすることが望まれる。

本研究では、カプセルに作用する空気をさらに増加させるために、ディスクに加えて、ロケット前面やカプセル底面の円周上にフェンスを取り付けることを提案する。その効果を超音速風洞による実験と数値シミュレーションによって定量的に評価すると共に、その力学的構造を解明する。

2. 実 験 方 法

2.1 模型 本研究で用いた実験模型の形状を第 1 図に示す。第 1 図 (a) はフェンスが無い場合の形状である。底面

^{*1} © 2012 日本航空宇宙学会
平成 23 年 3 月 22 日原稿受付

^{*2} 名古屋大学大学院工学研究科

^{*3} ドイツ航空宇宙センター

^{*4} 名古屋大学工学部

第1図 実験模型

第1表 超音速風洞の通風条件 (ISAS/JAXA)

M_∞	Re	P_0 [kPa]	P_∞ [kPa]	T_0 [K]
3.0	1.6×10^7	2.2×10^2	6.0	292

直径 $D = 100$ mm, 半頂角 20° のカプセルを模擬した円錐と, 直径 $D = 100$ mm のロケットを模擬した円柱を, $\phi 16$ の円柱で接続する. また, ロケットの前面に直径 148 mm ($1.48D$) の円板形状のディスクを取り付ける. ディスクの断面積はカプセルの底面積の 2.2 倍である. さらに, カプセルとディスクの間隔は $h = 40$ mm ($h/D = 0.40$) とする.

第1図 (b) はディスク前面の外周上にフェンスを取り付けた場合, 第1図 (c) はディスク前面およびカプセル底面の外周上にフェンスを取り付けた場合の形状である. 各フェンスの高さは 5 mm, 厚さは 1 mm とする.

2.2 実験方法 本研究では, JAXA 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA) の吹き出し式超音速風洞を使用する. そのテストセクションの断面サイズは 600 mm $\times$ 600 mm である. その通風条件を第1表に示す. 試験気体は空気であり, 一様流のマッハ数は $M_\infty = 3.0$, カプセル全長を代表長さとするレイノルズ数は $Re = 1.6 \times 10^7$ である. なお, 一様流に対する模型中心軸の迎角は 0° としている.

前述の模型を本風洞に設置し, シュリーレン法によって

空力干渉流れ場を可視化すると共に, 圧力センサによって模型表面上の静圧分布を計測する.

3. 計算方法

3.1 計算条件 本研究では, 実験模型が軸対称形状であり, かつ流れ場の主要な構造の理解を目的としているため, 流れ場を軸対称と仮定して計算する. 物体形状は第1図に示す形状と同じである. 計算格子のセル数は約 15 万である.

気体は空気とし, 適切な物性値を与える. 一様流の条件は第1表に示す条件と同じである.

3.2 計算方法 流体の支配方程式は, 圧縮性 Navier-Stokes 方程式である. 気体は完全気体とする. また, 乱流モデルとして, Baldwin-Lomax モデルを適用する. 空間の離散化には有限体積法を用い, 非粘性流束は Roe の近似 Riemann 解法, 粘性流束は中心差分法によって, それぞれ求める. なお, セル境界での物理量は, Van Albada の制限関数を加えた MUSCL 法によって決定される. また, 時間積分には 2 次精度の Runge-Kutta 法を用いる. なお, 上述の計算格子および計算方法は, 小澤ら⁷⁾ が用いたものと同様である. そこでは, 実験結果との比較から計算結果が妥当であることを示している. また, 複数の解像度の格子による計算結果を比較することで格子収束性を確認し, 本研究が注目している現象を捉える上では, 格子の解像度が十分であることを示している.

4. 実験結果

4.1 空力干渉流れ場 シュリーレン法による可視化について, フェンスが無い場合 (No fence) を第2図 (a) に, 両側にフェンスがある場合 (Two fences) を第2図 (b) にそれぞれ示す. この図で色が暗い領域ほど密度勾配が大きい. また, 可視化結果から推定される流れ場の概要を第3図 (a), (b) にそれぞれ示す.

フェンスが無い場合 (第2図 (a), 第3図 (a)), 円錐形のカプセル先端から発生する斜め衝撃波に加えて, カプセルの底面端部からも圧縮波が生じていることが分かる. これらの圧縮波によって, その下流で静圧は大きく増加すると共に, 二つの波は衝撃波・衝撃波干渉を起こす. また, カプセル底面端部から発生したせん断層は, その背後のロケット前面に取り付けたディスクの端部付近に向かって伸び, その先では弓状衝撃波 (bow shock) が発生する. これにより, ディスク前面の端部付近では静圧がさらに上昇する. また, この衝撃波とカプセル先端からの斜め衝撃波がディスクよりも下流側で衝撃波・衝撃波干渉を起こす^{8,9)}. 小澤ら^{7,8)} は, ロケットの上面に径の大きなディスクを取り付けることによって, 上述の空力干渉をより強くして, カプセルをロケットから引き離すような空気力を与えることを実現している.

ディスク前面およびカプセル底面の外周上にフェンスを取り付けた場合 (Two fences) の流れ場を第2図 (b) および第3図 (b) に示す. フェンスが無い場合と同様に, カプ

(a) フェンスが無い場合 (No fence case)

(b) 両側にフェンスがある場合 (Two fences case)

第2図 空力干渉流れ場のシュリーレン可視化結果

(a) フェンスが無い場合 (No fence case)

(b) 両側にフェンスがある場合 (Two fences case)

第3図 空力干渉流れ場の概要

セル先端から発生する斜め衝撃波、カプセルの底面でフェンスと結合する端部から発生する圧縮波、せん断層が確認できる。すなわち、流れ場の基本的な構造はフェンスの有無によって変化しない。しかし、その圧縮波やせん断層は、フェンスの無い場合に比べて不鮮明である。また、カプセルとディスクに挟まれた隙間部において、明暗部がまだら状に分布している様子が分かる。これは、カプセル底面付近からの圧縮波やせん断層が振動していること、および隙間部での物理量分布がより激しく乱れていることを示唆する。

4.2 カプセルとディスクに作用する空気力 フェンスが無い場合 (No fence)、ディスク前面にフェンスがある場合 (One fence)、カプセル底面とディスクの両側にフェンスがある場合 (Two fences) における物体表面上の静圧分布を調べる。第4図 (a) はカプセル底面の時間平均静圧の半径方向分布で、第4図 (b) はディスク前面での同分布である。なお、両図の横軸は中心軸からの距離をカプセル底面の直径 D で無次元化している。また、第4図 (a) には円錐周りの流れに関する Taylor-Maccoll の理論式¹⁰⁾ より導出したカプセル前面での静圧値も示す。本実験条件では、カプセル前面の静圧は一樣流静圧の約3倍である。

両図を見ると、ディスク前面の端付近を除いて、カプセル底面およびディスク前面での静圧分布の時間平均はほぼ一樣であることが分かる。また、フェンスの有無にかかわらず、その静圧値はカプセル前面での静圧よりも高い。

(a) カプセル底面

(b) ディスク前面

第4図 時間平均表面静圧分布の計測結果

第2表 抵抗係数

	Capsule	Rocket
	C_D	C_D
No fence	-0.35	0.86
One fence	-0.50	0.97
Two fences	-0.59	1.06

この静圧上昇は、フェンスの存在によってさらに大きくなる。例えば、カプセル底面での静圧分布について、フェンスが無い場合（No fence）は一樣流静圧の5倍程度であるのに対して、ディスク前面にフェンスがある場合（One fence）は、一樣流静圧の6倍程度に、さらに両側にディスクがある場合（Two fences）には一樣流静圧の7倍程度まで静圧が上昇する。

第4図に示す静圧分布から算出される抵抗係数を第2表に示す。カプセル、ロケット共に、正の抵抗係数は前面から後方へ抗力が作用していることを表す。なお、抵抗係数の算出において、カプセル前面の静圧値は前述のように理論式から導出し、ロケットのベース圧は一樣流静圧に等しいと仮定している。

第2表を見ると、カプセルには前方への空気力が、ロケットには後方への空気力がそれぞれ作用し、その空気力の大きさはフェンスによってさらに増加することが分かる。例えば、フェンスが無い場合（No fence）に比べて、フェンスが両側にある場合（Two fences）のカプセルに作用する推力は約70%、ロケットに作用する抗力は約20%増加する。すなわち、カプセルとロケットの間には空力干渉の結果として両者を引き離す斥力が作用し、それはフェンスによってさらに大きくなる。このように、空力干渉を活用したカプセル緊急分離システムにおいて、本研究が提案するフェンス形状の空力デバイスは非常に効果的である。

5. 計算結果

本研究では、流れ場の詳細および静圧上昇のメカニズムを明らかにするため、実験と併せて数値解析を行った。その結果を以下に示す。

5.1 実験結果との比較 初めに、実験結果と比較することで、計算結果の妥当性を示す。

ある瞬間における密度勾配の分布について、フェンスが無い場合（No fence）を第5図(a)に、両側にフェンスがある場合（Two fences）を第5図(b)にそれぞれ示す。第2図と同様に、色が暗い領域ほど密度勾配が大きい領域を示す。図を見ると、どちらの場合においても、カプセルの先端から発生する斜め衝撃波、カプセルの底面でフェンスと結合する端部から発生する圧縮波やせん断層、およびディスク前面端付近の弓状衝撃波が現れており、その概要は第2図に示す実験結果とよく一致する。

物体表面上の静圧分布について、フェンスが無い場合（No fence）、ディスク前面にフェンスがある場合（One fence）、両側にフェンスがある場合（Two fences）におけるカプセル底面の時間平均静圧の半径方向分布を第6図(a)に、ディスク前面の同分布を第6図(b)にそれぞれ曲線で示す。ま

(a) フェンスが無い場合（No fence）

(b) 両側にフェンスがある場合（Two fences）

第5図 密度勾配分布の計算結果

(a) カプセル底面

(b) ディスク前面

第6図 時間平均表面静圧分布の計算結果

(a) フェンスが無い場合 (No fence)

(b) ロケット側にフェンスがある場合 (One fence)

(c) 両側にフェンスがある場合 (Two fences)

第 7 図 カプセル・ディスク間における速度ベクトル分布の計算結果

た、第 4 図 (a) および (b) に示した実験結果も同図にそれぞれシンボルで示す。実験結果と同様に、カプセル底面およびディスク前面での時間平均静圧の分布は、ディスク前面の端付近を除いてほぼ一様であり、その静圧値はフェンスの存在によって大きくなる。また、その値も実験結果と

比較的良好一致している。

以上の結果より計算結果が妥当であると判断し、その結果に基づいて流れ場の詳細を解析する。

5.2 カプセルとディスク間の流れ場 カプセルとロケットを引き離す働きをするカプセル底面とディスクに挟まれた空間の流れ場について、ある瞬間での速度ベクトル分布を第 7 図に示す。フェンスが無い場合 (No fence) を第 7 図 (a) に、ディスク前面にフェンスがある場合 (One fence) を第 7 図 (b) に、両側にフェンスがある場合 (Two fences) を第 7 図 (c) にそれぞれ示す。

どの場合においても、せん断層の下方に時計回りの渦が形成され、その下方に反時計回りの剥離渦が誘起されることが分かる^{11, 12)}。カプセル底面の端部から剥離した流れは、ディスク前面の端部に弓状衝撃波を伴って衝突する。これにより、第 4 図 (b) や第 6 図 (b) に示されるような大きな静圧上昇が発生する。また、その流れの一部は内側に流れ込んで剥離渦を形成する。この内側への流れは一様流と逆の方向に向きを変え、カプセル底面の端部付近に到達した後、その一部はさらに内側へ流れ込んで、反時計回りの剥離渦を形成する。

このとき、ディスク前面およびカプセル底面のフェンスは、流れを隙間の内側に引き込みやすくする役割を果たす。第 7 図 (b), (c) を見ると、ディスク前面のフェンスがその外側へ逃げる流れを妨げていることが分かる。また、第 7 図 (c) を見ると、カプセル底面のフェンスが、渦に沿った逆流が外側へ流出するのを妨げていることが分かる。

ただし、ディスク前面にフェンスがある場合 (One fence) や両側にフェンスがある場合 (Two fences) の計算結果では、隙間内部の流れ場やカプセル後縁から発生する圧縮波やせん断層が周期的に変動する現象が確認された。これは、流れが衝突する箇所に設置されたフェンスが一時的に流れを外側に導くことに起因する。

6. ま と め

本研究では、カプセル式宇宙輸送機における空力干渉を利用した緊急分離システムの性能向上手段として、ロケット前面およびカプセル底面にフェンスを取り付けることを提案した。その有効性およびメカニズムを超音速風洞実験と CFD の結果に基づいて明らかにした。

カプセル底面やロケットディスク前面の外周上にフェンスを設置すると、カプセルに作用する推力やフェンスに作用する抗力は大きく増加する。例えば、両方にフェンスを設置した場合、カプセルに作用する推力は約 70%、ロケットに作用する抗力は約 20% 増加する。このフェンスの効果は、フェンスを付けることにより、カプセルとロケット間の実質的な間隔が短くなり、その影響で、カプセル底面端部から発生する斜め衝撃波の衝撃波角が大きくなり、静圧が上昇したことに起因する。

このフェンス形状の空力デバイスは、カプセルの緊急分離システムにおける簡素でパッシブな空力制御手段として、非常に効果的で有用である。

参 考 文 献

- 1) Dulepov, N. P., Lanshin, A. I., Sokolova, O. V. and Tjurikov, E. V.: Propulsion Systems for TSTO Airplane-Accelerators of Different Types, AIAA Paper 2001-1914, 2001.
- 2) Pandya, S., Onufer, J., Chan, W. and Klopfer, G.: Capsule Abort Recontact Simulation, NAS Technical Report, NAS-06-005, 2006; see also AIAA Paper 2006-3324, 2006.
- 3) Davidson, J.: Crew Exploration Vehicle Ascent Abort Overview, AIAA Paper 2007-6590, 2007.
- 4) Hayes, W. P.: Crew Exploration Vehicle Launch Abort System Flight Test Overview, AIAA Paper 2007-6596, 2007.
- 5) Pulsonetti, M. V. and Thompson, R. A.: LAURA Aerodynamic Computations for Space Shuttle Columbia STS-107 Baseline and Damage Scenarios, AIAA Paper 2004-2278, 2004.
- 6) 今田高峰: エスケープシステムを前提とした有人宇宙船の飛行経路及び課題, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2007.
- 7) 小澤啓伺, 北村圭一, 森 浩一, 中村佳朗: 超音速空力干渉を利用したカプセル型宇宙輸送システムの緊急分離, 日本航空宇宙学会論文集, **57** (2009), pp. 175–182.
- 8) Ozawa, H., Hanai, K., Kitamura, K., Mori, K. and Nakamura, Y.: Experimental Investigation of Shear-Layer/Body Interactions in TSTO at Hypersonic Speed, AIAA Paper 2008-723, 2008.
- 9) Edney, B.: Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speed in the Presence of an Impinging Shock, FFA Rep. 115, 1968.
- 10) Taylor, G. I. and Maccoll, J. D.: The Air Pressure on a Cone Moving at High Speeds, Proc. Roy. Soc. London A, **139** (1933), pp. 279–311.
- 11) Charwat, A. F., Roos, J. N., Dewey, C. F., Jr. and Hitz, J. A.: An Investigation of Separated Flows—Part I: The Pressure Field, J. Aerospace Sci., **28** (1961), pp. 457–470.
- 12) Charwat, A. F., Dewey, C. F., Jr., Roos, J. N. and Hitz, J. A.: An Investigation of Separated Flows—Part II: Flow in the Cavity and Heat Transfer, J. Aerospace Sci., **28** (1961), pp. 513–527.