亜音速領域における宇宙往還機の胴体断面形状が 空力特性に及ぼす影響について^{*1}

Effect of Fuselage Cross Sections on Aerodynamic Characteristics of Reusable Launch Vehicles in Subsonic Flow

只 熊 憲 治^{*2,*3}・守 田 航^{*2,*4}・麻 生 茂^{*5}・谷 泰 寛^{*5}
Kenji TADAKUMA, Wataru MORITA, Shigeru ASO and Yasuhiro TANI

Key Words: Aerodynamic Characteristics, Fuselage Cross Section, RLV, Subsonic Flow

Abstract: An experimental study on aerodynamic effect of RLVs (Reusable Launch Vehicles) due to fuselage cross sections has been conducted in subsonic flow. Three fuselage models and two wing-body models have been considered. Fuselage models have a circular, a square and a triangular cross section. Wing-body models have a square and a triangular cross section with wings. Experiments have been conducted under test conditions of free-stream Mach number $M_\infty = 0.3$ and Reynolds number $Re = 3.2 \times 10^6$. Aerodynamic forces are measured and flow fields are visualized by smoke-wire technique and oil-flow technique. Results show that fuselage cross sections have much effect on whole aerodynamic characteristics, the fuselage model with a triangular cross section has higher lift coefficient in high angle of attack region than that of the other fuselage models and the wing-body model with a triangular fuselage cross section does not stall till high angle of attack region compared with the “Square” fuselage wing-body model.

1. 序 論

宇宙輸送システムは、宇宙活動における最も基本的な基盤の1つである。現在、完全再使用型宇宙往還機 (Reusable Launch Vehicle, RLV) の開発が進められているが、さらなるコスト削減、信頼性・安全性の向上が求められている。

再使用型宇宙往還機において、コスト削減、信頼性・安全性を向上するためには、高い空力性能を得ることが重要課題の1つである。揚力向上は、着陸速度を遅くし、着陸滑走距離を短くすることができ、帰還候補地が増えることにつながる。また、揚抗比向上は、着陸時において、滑走路へのアプローチを容易にし、高速時において、クロスレンジやダウンレンジを増加させる。

そこで、著者らは、宇宙往還機形状に対し、高い空力性能を得るための検討を行った。一般に、再使用型宇宙往還機は通常の航空機と比較して、胴体の太さに対して翼が小さいため、胴体の影響がより大きい。このため再使用型宇宙往還機に対しても、胴体の断面形状を工夫することによって機体全体の空力性能の向上が期待できると考えられる。

過去に、ミサイルの胴体形状が空力特性へ与える影響や、デルタ翼を有する翼胴模型の胴体形状が渦崩壊位置に与え

る影響を調べた例は多数存在する¹⁻⁸⁾。しかしながら、宇宙往還機のような胴体の影響が大きく、高迎角での飛行も行う機体に対して、胴体断面形状がどのように空力特性に影響を与えるかについて調べた研究は著者の知る限りない。

したがって、本研究では、胴体の断面形状が空力特性に及ぼす影響を調べ、その有効性について検討することを目的とし、実験を行った。実験は、胴体のみの模型及び翼胴模型を使用し、胴体断面形状が全機空力特性に及ぼす影響を調べた。本論文では、それらの実験結果及び考察について報告する。

2. 実験装置と方法

2.1 風洞及び模型 本実験では、宇宙航空研究開発機構/宇宙科学研究本部所有の 600 mm × 600 mm の測定部を持つ吹きおろし式の遷音速風洞及び九州大学所有の直径 2 m の円形断面測定部を持つ回流式低速風洞を用いた。

実験に使用した模型を第 1 図及び第 2 図に示す。断面形状の異なる 3 種類の胴体模型を第 1 図に示す。胴体模型の断面形状は真円、四角形、二等辺三角形であり、すべて、全長 0.3448 m、水平投影面積 1.93 m² である。これ以降、断面形状が真円の模型を「真円胴体」、四角形の模型を「四角胴体」、二等辺三角形の模型を「三角胴体」と呼ぶこととする。「真円胴体」のノーズ形状は鈍頭オジャイブであり、「四角胴体」、「三角胴体」のノーズ形状は先端に近づくにつれて断面が徐々に円に近づく。先端部分は 3 つとも半径 7 mm の球状になっている。また、空力加熱を考慮した現

^{*1} © 2007 日本航空宇宙学会

平成 18 年 9 月 29 日原稿受理

^{*2} 九州大学大学院工学府航空宇宙工学専攻

^{*3} 現 防衛省航空自衛隊

^{*4} 現 川崎重工業 (株)

^{*5} 九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門

第1図 胴体模型概略図と写真（全長及び水平投影面積が等しい）

第2図 翼胴模型概略図と写真（全長及び水平投影面積が等しい）

第1表 実験条件

M_∞	α	Re
0.3	$-15 \sim 40^\circ$	3.2×10^6

実的な機体を模擬するために、「四角胴体」、「三角胴体」の基準断面の角に丸み（丸み半径 6 mm）を持たせてある。

断面形状の異なる 2 種類の翼胴模型を第 2 図に示す。翼胴模型の断面形状は四角形、二等辺三角形の 2 種類であり、胴体だけの模型である「四角胴体」及び「三角胴体」模型と同じ模型を用いている。主翼は、それぞれの模型で同一の主翼を用いており、取り外し及び付け替えが可能である。また、主翼は後退角 45 度のシングルデルタ翼形状であり、翼端は有限の翼弦長を持つ clipped delta 翼となっている。翼型は NACA0010 翼型を基本形状としたものを用いているが、機体底面をフラットにするために若干の修正を加えている。なお、主翼に後退角 45° のシングルデルタ翼を採用した理由は、昨今、各国で研究されている再使用型宇宙往還機に後退角 45° 程度のシングルデルタ翼を用いたものが増えてきているためである⁹⁻¹³⁾。これらの模型は、すべて、全長 0.3448 m、水平投影面積 3.14 m² である。これ以降、断面形状が四角の翼胴模型を「四角翼胴」、二等辺三角形の翼胴模型を「三角翼胴」と呼ぶこととする。

2.2 実験方法と実験条件 実験は、第 1 図及び第 2 図で示した 3 つの胴体模型及び 2 つの翼胴模型に対して、空気力測定及び流れの可視化を行った。空気力測定の実験条件

を第 1 表に示す。ここで、 M_∞ は主流マッハ数、 α は迎角、 Re はレイノルズ数であり、無次元化に用いた代表長は、模型全長（= 0.3448 m）である。流れの可視化は、スモークワイヤ法及びオイルフロー法を用いた。なお、スモークワイヤ法を用いた可視化実験のみ九州大学所有の直径 2 m の円形断面測定部を持つ回流式低速風洞を用いた。

3. 実験結果及び考察

3.1 空力特性に関する結果と考察 まず、空力特性について考察する。それぞれの模型に対する揚力特性、抗力特性、揚抗比特性及びピッチングモーメント特性を第 3 図に示す。それぞれの空力特性は、動圧及び翼胴模型の水平投影面積（= 3.14 m²）で無次元化している。なお、「真円胴体」、「三角胴体」及び「四角胴体」の水平投影面積は 1.93 m² であるが、同グラフにおいて翼胴模型と比較するため、翼胴模型の水平投影面積 3.14 m² で無次元化を行った。また、ピッチングモーメント特性の基準点は模型先端であり、頭上げが正である。

第 3 図 (a) に揚力特性を示す。まず、異なる胴体断面形状を有する 3 つの胴体模型について、「真円胴体」及び「四角胴体」と比較して、「三角胴体」では揚力係数が大きいこ

第3図 $M_{\infty} = 0.3$ の空力特性

とが分かる．翼胴模型の場合， $\alpha = 20^\circ$ 以上の揚力係数が「四角翼胴」と「三角翼胴」で大きく異なり，「四角翼胴」では明らかに失速しているのに対し，「三角翼胴」では明確な失速を示さず，その揚力係数は「四角翼胴」と比較して著しく大きいことが分かる．また，胴体模型と翼胴模型を比較すると，高迎角における「三角胴体」と「四角胴体」の揚力係数の差よりも，「三角翼胴」と「四角翼胴」の差の方が大きいことが確認できる．これは，「四角翼胴」と比較して「三角翼胴」は，揚力係数を増加させる効果を有することを示している．

第3図(b)に抗力特性を示す．異なる胴体断面形状を有する3つの胴体模型について，「真円胴体」及び「四角胴体」と比較して，高迎角時において「三角胴体」では抗力係数が大きいことが分かる．「三角胴体」は，第3図(a)の揚力特性で示されたように，高迎角時において他の2つの胴体模型と比較して，揚力係数が大きい．そのため，高迎角時において，その揚力の増加分に相当する抗力が増加し，他の2つの胴体模型より，抗力係数が大きいと考えられる．また，低迎角時において，「三角胴体」，「真円胴体」，「四角胴体」の順に抵抗が大きいことが分かる．これは，主流に対する模型の前面投影面積の違いによるものだと考えられる．

第3図(c)に揚抗比特性を示す．異なる胴体断面形状を有する3つの胴体模型について， $\alpha = 0^\circ$ 以降，「真円胴体」及び「四角胴体」と比較して，「三角胴体」の揚抗比が大きいことが分かる．これは，低迎角時，主流に対する模型の前面投影面積が「真円胴体」及び「四角胴体」より「三角胴体」の方が小さく，抗力が小さいためであり，高迎角時には，それに加えて「三角胴体」の揚力係数が大きいため

である．翼胴模型の場合についても同様な理由により，「四角翼胴」より「三角翼胴」の揚抗比が大きいと考えられる．

第3図(d)にピッチングモーメント特性を示す．グラフより，胴体模型及び翼胴模型共に，高迎角時において，三角の胴体断面を有する模型のピッチングモーメント係数が大きいことが分かる．

3.2 可視化結果及び考察 前節の空力特性に関する結果より，高迎角時において，「四角翼胴」より「三角翼胴」の揚力係数が大きいことが明らかになった．この点について考察するためにオイルフロー法及びスモークワイヤ法による流れの可視化を行った．

第4図及び第5図に $\alpha = 30^\circ$ におけるスモークワイヤ法による可視化結果を示す．いずれもスリット光を模型側面に照射し，模型先端から全長の75%位置断面及び模型後縁断面の流れ場を模型の下流方向から撮影したものである．第4図は「四角胴体」と「四角翼胴」，第5図は「三角胴体」と「三角翼胴」の可視化結果である．

第4図(a)より，「四角胴体」において模型上面に前縁剥離によって生じた縦渦が形成され，後端に向かうにつれて渦直径が大きくなっていることが分かる．第4図(b)より，「四角翼胴」の胴体上面においても第4図(a)の「四角胴体」と同様な縦渦が形成されていることが分かる．翼上面の後縁では，ぼんやりとしたスモークが確認され，流れが淀んでいると推測することができる．

第5図では，第4図と同様に「三角胴体」及び「三角翼胴」のどちらについても前縁剥離によって生じた縦渦が形成されていることが分かる．しかしながら，第5図(b)より「三角翼胴」の模型後縁における流れ場は，第4図と異

なり、胴体で形成された縦渦が翼面上にまで達し、「三角胴体」で形成された縦渦より大きな縦渦を形成していることが確認できる。

これらのスモークワイヤ法による可視化結果より、まず、高迎角において「四角翼胴」より「三角翼胴」の揚力係数が大きいことについて考察する。 $\alpha = 30^\circ$ において、主翼後退角 45° では「四角翼胴」で翼面上に縦渦が生成できなかった。一方で、「三角翼胴」では、胴体により発生した縦渦が、翼面上にまで達していることが確認できた。したがって、胴体から発生した前縁剥離渦の影響領域が広がったため、「四角翼胴」に比べ大きな揚力係数を得ていると考えることができる。

次に、翼胴模型において、胴体断面を三角にした場合の効果について考察する。Ericsson らは、翼胴模型では、翼のみの模型と比べて、前縁剥離渦の崩壊位置がより翼前縁に移動し、また、崩壊する迎角がより小さくなることを明らかにしている^{6, 7)}。また、松野らによれば、後退角 45° の

デルタ翼のみの揚力特性は、 $\alpha = 30^\circ$ より手前で失速することが明らかになっている¹⁴⁾。本研究における「四角翼胴」の場合、松野らの翼のみの結果より小さい迎角で失速を示しており、Ericsson らの実験結果と同様に、胴体の影響により、崩壊が早まったと推測することができる。しかし、本研究における「三角翼胴」の揚力特性は、胴体から発生した前縁剥離渦が翼面上にも影響を与えることにより、 $\alpha = 30^\circ$ 以上でも失速を示していない。これらより、翼に胴体を付加した場合、通常、揚力係数を減少させる方向へ作用するが、胴体を三角断面にすることにより、胴体から発生した縦渦が翼面上にも影響を与え、翼のみの模型よりも失速迎角を大きくし、高迎角域の揚力係数を増加させるという翼と胴体の干渉効果を有すると考えることができる。

スモークワイヤ法で確認された流れ場をオイルフロー法による可視化結果においても確認する。第6図に $M_\infty = 0.3$ における「四角翼胴」及び「三角翼胴」の可視化結果を示す。

第6図(a)より、「四角翼胴」の翼面上ではオイルがた

第 6 図 オイルフロー法による可視化結果 (「四角翼胴」と「三角翼胴」, $\alpha = 30^\circ$, $M_\infty = 0.3$)

まり太い筋状のフローパターンを示している。また、翼後縁に比べ、翼前縁付近でオイルがたまり筋が太くなっており、翼面上で逆流していることが分かる。これらより、翼面上の流れは、翼前縁で剥離し、失速していると考えられることができる。また、胴体上面におけるフローパターンは翼面上のパターンと異なっていることが分かる。一方、第 6 図 (b) より、「三角翼胴」の翼面上では、翼端に向かう流れを確認でき、胴体における流れと連続的であることが分かる。つまり、これらよりスモークワイヤ法による可視化結果によって確認された「四角翼胴」で翼面上に縦渦が生成されなかったこと、及び、「三角翼胴」における胴体から翼面上にまで達する前縁剥離によって生じた縦渦の形成が、オイルフロー法による可視化結果においても確認することができた。

4. 結 論

本研究では、異なる胴体断面形状を有する胴体模型及び翼胴模型を用いて、亜音速領域における胴体断面形状が空力特性に及ぼす影響を風洞試験によって実験的に調べた。得られた結論は以下のとおりである。

1) 胴体模型について、高迎角時、「真円胴体」及び「四角胴体」と比較して、「三角胴体」の揚力係数が大きいことが確認された。

2) 翼胴模型の場合、 $\alpha = 20^\circ$ 以上において「四角翼胴」では明らかに失速しているのに対し、「三角翼胴」では明確な失速を示さず、その揚力係数は「四角翼胴」と比較して著しく大きいことが確認された。

3) 高迎角における「三角胴体」と「四角胴体」の揚力係数の差よりも、「三角翼胴」と「四角翼胴」の差の方が大きいことが確認できた。そのため、「四角翼胴」と比較して「三角翼胴」模型は、揚力係数を増加させる効果を有すると考えられる。

4) 高迎角時に「四角翼胴」より「三角翼胴」の揚力係数が大きい理由は次のとおりである。迎角 30° において、「四角翼胴」では翼面上に縦渦は生成されず、一方で、「三角翼胴」では、胴体から発生した縦渦が、翼面上にまで達していることが確認できた。したがって、胴体から発生した前縁剥離渦の影響領域が広がったため、「四角翼胴」に比べ大

きな揚力係数を得ていると考えられる。

5) これらにより、空力的に胴体の影響が大きい宇宙往還機が、亜音速領域において高迎角での飛行を行う際には、胴体断面形状を工夫することが空力性能向上に有効であることが明らかになった。

参 考 文 献

- 1) Daniel, D. C., Yechout, T. R. and Zollars, G. J.: Experimental Aerodynamic Characteristics of Missiles with Square Cross Sections, *J. Spacecraft Rockets*, **19** (1982), pp. 167–172.
- 2) Sigal, A. and Lapidot, E.: Aerodynamic Characteristics of Configurations Having Bodies with Square, Rectangular, and Circular Cross Sections, *J. Spacecraft Rockets*, **26** (1989), pp. 85–89.
- 3) Sigal, A.: Aerodynamic Characteristics of Rectangular Cross Sectional Bodies at $M_\infty = 0.85$, *J. Aircraft*, **25** (1988), pp. 1018–1022.
- 4) Nelson, H. F.: Wing-Body Interference Lift for Supersonic Missiles with Elliptical Cross-Section Fuselages, *J. Spacecraft Rockets*, **26** (1989), pp. 322–329.
- 5) Nelson, H. F.: Aerodynamic Forces on Noncircular Cross-Section Missile Forebodies, *J. Aircraft*, **29** (1992), pp. 612–618.
- 6) Ericsson, L. E.: Effect of Fuselage Geometry on Delta-Wing Vortex Breakdown, *J. Aircraft*, **35** (1998), pp. 898–904.
- 7) Straka, W. A. and Hensch, M. J.: Effect of a Fuselage on Delta Wing Vortex Breakdown, *J. Aircraft*, **31** (1994), pp. 1002–1005.
- 8) Hall, R. M.: Influence of Forebody Cross-Sectional Shape on Wing Vortex-Burst Location, *J. Aircraft*, **24** (1987), pp. 645–652.
- 9) Sippel, M., Klevanski, J., Burkhardt, H., Eggers, T., Bozic, O., Langholf, P. and Rittweger, A.: Progress in the Design of a Reusable Launch Vehicle Stage, *AIAA Paper 2002-5220*, 2002.
- 10) Spies, J.: RLV Hopper: Consolidated System Concept, *IAC-02-V.4.02*, 2002.
- 11) Wallace, J., Olds, J., Charania, A. C. and Woodcock, G.: A Study of Arts: A Dual-Fuel Reusable Launch Vehicle with Launch Assist, *AIAA Paper 2003-5269*, 2003.
- 12) Jategaonkar, R., Behr, R., Gockel, W. and Zorn, C.: Data Analysis of Phoenix RLV Demonstrator Flight Test, *AIAA Paper 2005-6129*, 2005.
- 13) Brown, F. N. and Olds, R. J.: Evaluation of Multidisciplinary Optimization (MDO) Techniques Applied to a Reusable Launch Vehicle, *AIAA Paper 2005-707*, 2005.
- 14) 松野 隆, 横内 滋, 中村佳朗: 前縁フラップによる 45° デルタ翼のロール制御, *日本航空宇宙学会論文集*, **52** (2004), pp. 429–434.