

# ダブルデルタ翼を適用した高速航空機の 低速域における空力特性の評価

○香山雄紀（早大院），廣谷智成，田口秀之（JAXA），手塚亜聖（早稲田大学）

Evaluation of aerodynamic characteristics in the low speed range  
of high-speed aircrafts applying a double-delta wing

Yuki Kayama (Waseda University), Tomonari Hirotsu, Hideyuki Taguchi (JAXA), Asei Tezuka (Waseda University)

Key Words: Double Delta Wing, Leading-edge Vortex, Vortex Breakdown Phenomenon, CFD

## Abstract

The objective of the work is to grasp the low-speed aerodynamic characteristics by wind tunnel test and CFD. The target plane has a 67/52-deg double-delta wing and the airfoil of main wing is NACA0006. As a result, leading-edge vortices and a vortex breakdown phenomenon are shown at angle of attack over 10 deg and make effect on the aerodynamic characteristics. By adjusting the RC effect in the turbulence model, CFD analysis results could be approximated to wind tunnel test results.

## 1. 研究背景・目的

1996年，アメリカで開催された民間による初の宇宙弾道飛行を競うコンテスト Ansari X Prize に 27 もの団体が参加したように，近年宇宙開発に挑戦する民間団体が各国に現れ，宇宙旅行の実現などを目指している<sup>1)</sup>。JAXA ではかねてよりマッハ 5 クラスの極超音速機の開発が行われてきた<sup>2)</sup>が，現在その解析手法等を活用して，民間企業の高度 110km 到達を目指すサブオービタルプレーンの開発を支援している<sup>3)</sup>。このサブオービタルプレーンは低速から超音速までの幅広い速度域を飛行するため，ダブルデルタ翼が採用されている<sup>4)</sup>。ところが，新エンジンの実用化や高高度かつ高速度域での飛行，リエントリーへの対応，制御系の実証など，開発には多くの技術的課題が存在する<sup>5)</sup>。そこで，段階的に技術の実証を行うべく，サブオービタルプレーンの開発に先駆けて 50%スケールの相似形状である機体を製作し，離着陸技術の実証を目的とした低速飛行試験計画が進められている。

本研究では，サブオービタルプレーンをスケールリングして得られた低速飛行試験機形状について CFD 解析と風洞試験を行い，空力特性データの取得，評価及びダブルデルタ翼上面の流れ場の理解を目的とする。

## 2. 対象形状

高度 110km に到達するという制約条件のもと，形状・軌道の統合最適化を用いてサブオービタルプレーンの初期形状が設計されている。本研究では，サブオービタルプレーンを 50%にスケールリングした低

速飛行試験機形状を対象とした。主翼はダブルデルタ翼になっており，前縁後退角は  $67^\circ / 52^\circ$  である。主翼の翼型は NACA0006，尾翼の翼型は NACA0010 であり，その外側にスキン分の厚み 6.42mm を持つ形状となっている。外翼の後縁から約 30%コード長の領域はエレポンとして操作可能としている。また，垂直尾翼の後縁から約 30%コード長領域はラダーとして操作可能としている。低速飛行試験機形状の三面図を図 1 に，諸元を表 1 に，モーメント基準点を表 2 に示す。

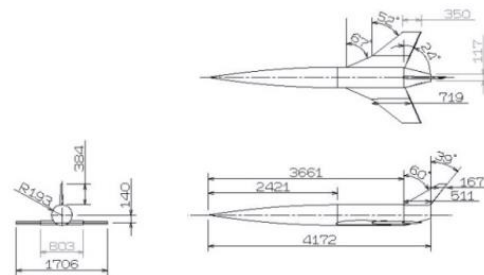


図 1 低速飛行試験機三面図

表 1 低速飛行試験機諸元

全長 [mm]	4172
全高 [mm]	769.5
全幅 [mm]	1706
基準面積	
全機の水平投影面積 [mm <sup>2</sup> ]	$2.128 \times 10^6$

表 2 モーメント基準点

x 方向	2748 [mm] (機体全長の 65.8%位置)
y 方向	胴体中心線上
z 方向	胴体中心線から -28.72 [mm]

### 3. 評価方法

本研究では、低速飛行試験機形状の空力特性を評価するため風洞試験と数値解析を使用した。

#### 3. 1 低速風洞試験

JAXA2m×2m 低速風洞（以下、LWT2）を用いて試験を行った<sup>6) 7)</sup>。その際、LWT2 測定部のサイズの制約から、低速飛行試験機形状を 20%にスケールした風洞試験模型を設計した。この模型にはフロースルーエンジンナセルパーツおよび左右エレボン、ラダーパーツ（それぞれ±30°, 0° の三つずつ）があり、パーツ交換によってさまざまな形態を実現できる。モーメント基準点は実機と相似な位置に設定した。

この試験の模型の様子を図 2 に、模型支持の概略図を図 3 に、計測項目を表 3 に、試験条件を表 4 に示す。



図 2 測定部に設置された模型の様子

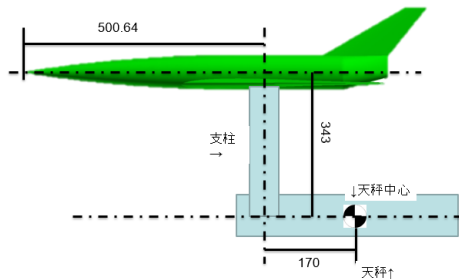


図 3 模型支持の概略図

表 3 低速風洞試験計測項目

六分力	内装天秤を用いて計測
表面圧力	模型に設けた 33 点の圧力孔にて計測

表 4 試験条件

流速 [m/s]	50, 25
迎角 [deg]	-10~20 (2.5 刻み)
横滑り角 [deg]	-10, 0, 10

計測の際には一つの姿勢角につき 3 回ずつ計測を

行っている。また、天秤位置より機体側に存在する支持棒などにかかる力も計測されてしまう。そのため、機体以外にかかる力の補正として、機体を取り外した力試験を行い、それを結果から差し引いている。また、圧力計測用チューブが天秤をまたぐ際に適度にたわませることで、圧力チューブが六分力計測へ干渉することを極力防いだ。

#### 3. 2 CFD 解析

JAXA 数値解析ユニットが開発した高速流体解析ソルバ FaSTAR<sup>8)</sup>を使用した。CFD 解析の手法を表 5 に示す。なお、計算モデルのパラメータは基本デフォルトの値を用いており、SA-noft2-RC 中の RC 効果（詳しくは後述する。）の効きを調節する cr3 は 1.0 である。

表 5 CFD 解析の手法

支配方程式	Navier-Stokes
時間積分	LU-SGS
乱流モデル	SA-noft2-RC
遷移モデル	$\gamma-Re\theta$
非粘性流束	SLAU2

計算格子は自動格子生成ソフト HexaGrid<sup>9)</sup>を用いて格子数約 2000 万で作成した。計算格子の一例を図 4 に示す。数値解析は JAXA のスーパーコンピュータ JSS2 を用いて実行した。

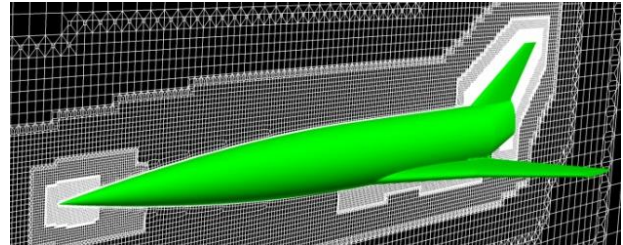


図 4 計算格子

解析条件および機体のスケールは低速風洞試験の条件、スケールに合わせて行った。CFD の解析条件を以下の表 6 に示す。

表 6 低速風洞試験用解析条件

マッハ数	0.143
全圧 [Pa]	101325
全温度 [K]	288.15

#### 3. 3 縦三分力の座標系

本稿では縦三分力で整理を行う。座標系は安定軸系を用いる。各空力係数を図 5 に図示する。なお、

図の矢印は力およびモーメントの正の向きを示す。

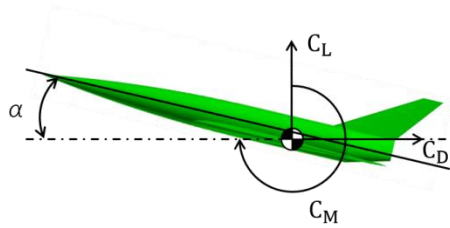


図5 縦三分力の定義

#### 4. 結果及び考察

##### 4.1 縦三分力

操舵、エンジンパーツのない基本形態の縦三分力を図6に示す。なお、緑線の”CFD cr3=0.3”については後述する。まず、青線のCFD結果(デフォルトの値を用いており、cr3=1.0)と風試結果について述べる。

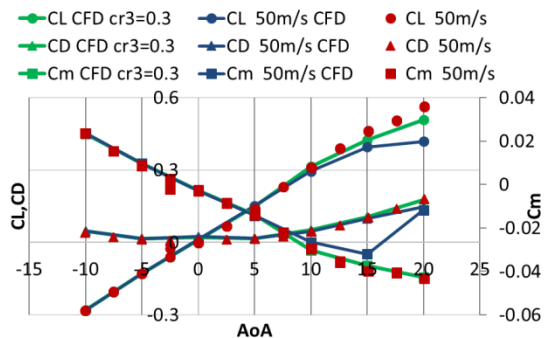


図6 縦三分力結果

図6を見ると、風試結果の $C_L$ は $20^\circ$ までほぼ線形に増加する結果となった。また迎角 $10^\circ$ 付近では一度揚力傾斜が大きくなっている。これは、剥離が始まったことにより前縁剥離渦が生じ、渦揚力が得られているためであると考えられる。一方CFDの結果は $10^\circ$ 以上の領域で風試と異なる傾向を示している。風試で確認できた $10^\circ$ 付近の揚力の粘りは見られず、 $15^\circ$ 以上の迎角では線形性を失い揚力の増加が小さくなっている。

次に $C_D$ を見ると、どちらの結果もほぼ二次関数的に変化するリーズナブルな結果となった。ただ、 $10^\circ$ 以上の迎角では二次関数的な変化以上の増加がみられ、その傾向は風試結果のほうがより顕著であった。

次に $C_m$ について見ると、どちらの結果でも $C_m$ が0を過ぎて右下がりの傾向を示している。つまり、縦の静安定が取れている。また $C_m$ が0となるトリム迎角は両者ともに約 $0^\circ$ であった。 $C_m$ に関しても両者の傾向が異なるのは迎角 $10^\circ$ 以上の領域で、風試では傾きが緩やかになりながらも減少を続けるのに対し、CFDでは迎角 $20^\circ$ では迎角 $15^\circ$ より $C_m$ が増加するという結果になった。

以上をまとめると、縦三分力の結果では、剥離の

影響が大きくなると考えられる迎角 $10^\circ$ 以上の領域で、風洞試験の結果とCFDの結果がずれている。このことから、剥離及び、今回注目している主翼上面の前縁剥離渦の様子がCFDと風試で異なっていることが考えられる。

この原因として、本研究でCFD解析に適用したSA-noft2-RCの影響が考えられる。SA-noft2-RCでは、乱流方程式の生成項において、平均流の曲率の影響を補正している(RC効果)。ところが、高迎角・高後退角の前縁剥離渦ではRC効果が強すぎて渦を過大にとらえてしまう傾向が知られている<sup>9)</sup>。

そこでRC効果の強さを決めるパラメータとなるcr3をデフォルトの1.0から0.3に変更して解析を行った結果が、図6中の緑線”CFD cr3=0.3”である。cr3修正前の結果と比較すると、迎角 $10^\circ$ 以上の領域で風試結果とよく一致する結果が得られた。特に、迎角 $10^\circ$ 付近で $C_L$ の勾配が増加する傾向や、迎角 $20^\circ$ でも $C_m$ が減少を続ける傾向などをとらえることができている。このことから、今回の風試の条件ではcr3=0.3の方がより風試に近いダブルデルタ翼上面の流れを評価できていると考える。

##### 4.2 主翼上面の流れ場

cr3=0.3では、風試で起こった現象をある程度とらえることができていると考え、主翼上面の流れ場をCFDの結果を用いて調査した。

図7に迎角 $15^\circ$ 、cr3=0.3での主翼上面の渦の様子を速度勾配テンソルの第2不変量にあたるQ値の等値面で示す。<sup>10)</sup>また、図8にその時の主翼上面での圧力分布を示す。

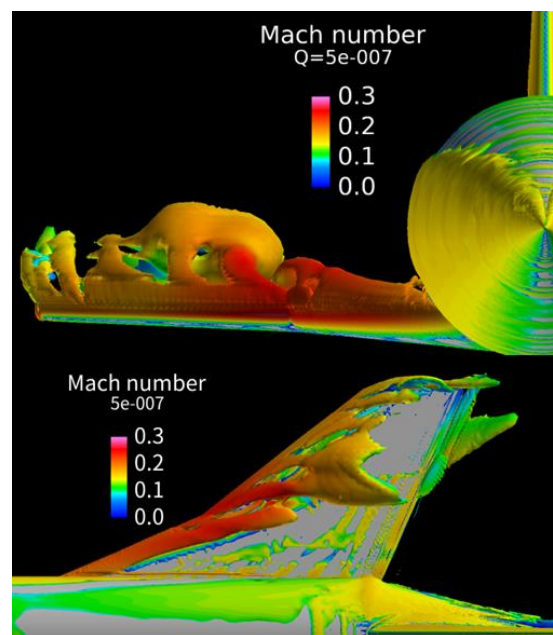


図7 主翼上面の等Q値面

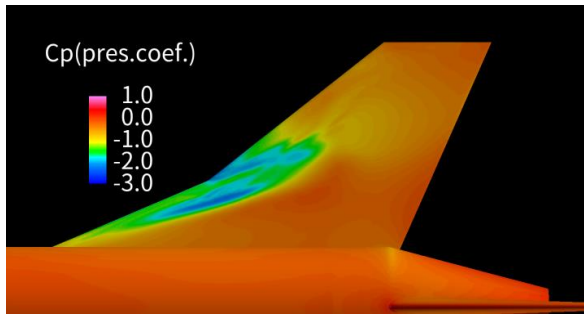


図8 主翼上面での  $C_p$  分布

図7をみると、内翼及びキंक位置から内翼の前縁に沿って渦が伸びている様子が見られる。この渦は下流で渦が急に拡大したのち、消滅している。

また、図8では、図7で渦が存在した内翼の前縁に沿う帯状の領域で下流に向かって  $C_p$  が低下している。この帯状の  $C_p$  の低下はキंक位置付近で-3程度の極値を示す。また、キंक位置の前縁からも内翼前縁とほぼ平行になるように筋のように  $C_p$  の低い領域が見られ、二つの低圧領域は融合している。その下流で低圧領域は先細りになり、リボンの結び目のようにオレンジ色の  $C_p$  が0程度の領域に挟まれるところで-1程度まで  $C_p$  が回復する。そしてその結び目から下流へ放射上になが-1程度の黄色の領域が広がっている。

図7で見られた渦の拡大、消滅は、ボルテックスブレイクダウンと呼ばれる渦構造の遷移現象との関連が考えられる<sup>11,12,13)</sup>。ボルテックスブレイクダウンが発生すると渦中心の全圧が極小値をとることが知られている。調査したところ、機体先端からみて全長の81.7%位置で極小値をとった。RC効果調整前の結果では79.3%位置だったため、cr3調整によるボルテックスブレイクダウン位置の後退が低圧領域の拡大につながり、結果が改善したと考えられる。

## 5. 結論

低速飛行試験機形状について風洞試験とCFD解析を行い、空力特性を把握した。また乱流モデル中のパラメータを変更することで風洞試験結果に近いCFD解析を行うことができた。CFD解析の結果をもとに主翼上面の流れ場を調査し、ボルテックスブレイクダウンの発生が空力特性に大きな影響を与えていることが確認できた。

謝辞 サブオービタルプレーン開発計画を主導されているPDエアロスペース株式会社ならびに機体・軌道同時最適化の結果をご提供いただいた東京大学森田氏に感謝する。

## 参考文献

- 1) M. Hossain, I. Kauranen, "Competition-Based Innovation: The Case of the X Prize Foundation", *Journal of Organization Design*, 3 (2014), pp. 46-52.
- 2) 田口秀之, 小林弘明, 小島孝之, 本郷素行, 佐藤哲也, 土屋武司, 津江光洋, "極超音速予冷ターボジェットの実験構想", 平成27年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2016.
- 3) N. Morita, T. Tsuchiya, S. Ogawa and H. Taguchi. "軌道・空力・構造同時最適化とサブオービタルプレーンに対する適用結果," 第62回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2018.
- 4) Heppen, R. R. and Hong, J., "The double-delta supersonic transport," AIAA Paper 64-602 (August 1964)
- 5) PD AeroSpace, "宇宙機開発プロジェクト > 開発状況" [https://pdas.co.jp/dev\\_status.html](https://pdas.co.jp/dev_status.html). (cited 2019-08-24)
- 6) T. Ito, H. Ura, K. Nakatani and Y. Yokokawa., "Aerodynamic/Aeroacoustic testing in Anechoic Closed Test Sections of Low-speed Wind Tunnels" AIAA paper 2010-3750, 2010.
- 7) 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 空力技術研究ユニット, "風洞利用のご案内(ユーザーズマニュアル)," 2016.
- 8) 橋本敦, 村上桂一, 菱田学, ラフルールパウルス, "HexaGrid/FaSTARを用いたデジタル風洞の開発", 第43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 2011 論文集, 2011.
- 9) K. Ohira, D. Kwak, J. Brezillonand and M. Gaffuri "Numerical Study of the Eddy Viscosity Turbulence Model for High Alpha Flow over the Low Aspect Ratio Wing", 第44回流体力学講演会, 2012.
- 10) Jeong, J., & Hussain, F. (1995). On the identification of a vortex. *Journal of Fluid Mechanics*, 285, 69-94. doi:10.1017/S0022112095000462.
- 11) Lambourne, N. C., and Bryer, D. W., "The Bursting of Leading Edge Vortices—Some Observations and Discussion of the Phenomenon," Ames Research Center R&M 3282, April 1961.
- 12) Liu, Jian & Luo, Kunyu & Haisheng, Sun & Yong, Huang & Zhitao, Liu & Xiao, Zhixiang. (2017). Dynamic Response of Vortex Breakdown Flows to a Pitching Double-Delta Wing. *Aerospace Science and Technology*. 72. 10.1016/j.ast.2017.10.008.
- 13) 橋本弘之, "ボルテックスブレイクダウン現象", ターボ機械第二巻第二号 163, 1974.
- 14) 香山雄紀, 廣谷智成, 田口秀之, 手塚亜聖 "ダブルデルタ翼を適用した高速航空機の低速域における空力特性の数値的評価" 第57回飛行機シンポジウム 1D10, 2019.