

小型無人超音速機オオワシの機体・推進系空力性能に関する風洞試験

○ 湊 亮二郎, 溝端 一秀, 東野 和幸 (室蘭工大・航空宇宙機システム研究センター)

Keywords : Supersonic Unmanned Aerial Vehicle, Dynamic Wind Tunnel Test, Air Intake

1. 序論

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、次世代航空宇宙輸送システムの基盤技術を飛行実証するため、フライングテストベッドとして小型無人超音速実験機オオワシの開発を進めている。第一世代のオオワシ実験機（オオワシⅠ）は双発のターボジェットエンジンを搭載し、2010年に亜音速飛行実験を行った。現在は超音速飛行が可能な第二世代オオワシ（オオワシⅡ）の飛行試験を行うべく、機体、エンジン、誘導制御といった要素技術の研究開発を進めている。



図1 オオワシⅠの概念図（上：M2006モデル）と prototype 飛行実験機（下）

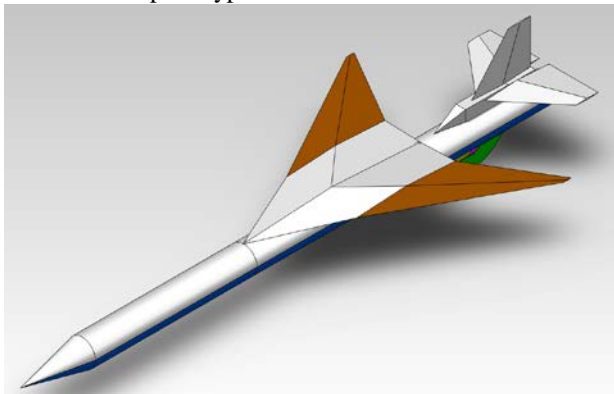


図2 オオワシⅡの概念図（M2011モデル）

同実験機の超音速飛行試験には、機体系から推進系に至るまで、風洞試験による検証が不可欠である。機体系について言えば、遷音速領域における空

気抵抗の低減や、離着陸時における飛行制御のため、機体の姿勢変化角速度による空力微係数のデータ取得といった課題がある。前者については、機体胴体にエアリアルールを適用したり、ノーズコーンの形状の改善などが求められる。後者については、風洞機体模型を風洞試験中に動的に姿勢変化させる動的空力風洞試験を行う必要がある。一方、推進系について言えば、同実験機は単発の Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet エンジンを搭載する予定だが、このエンジンの入口には超音速エアインテークを搭載することになっている。当然ながらエアインテークの性能も超音速飛行の実現に関わる重要技術の一つである。

本稿では、小型無人超音速実験機に関わる研究開発のうち、風洞試験に関わるものについて報告する。

2. 機体系空力性能に関する空力試験研究

オオワシⅡの超音速飛行の実現には、遷音速領域での抗力低減が必須となる。音速突破に伴う造流抵抗のため、遷音速領域では機体の空気抵抗が増加することが知られている。遷音速領域での推力余裕（= エンジン推力-機体空気抵抗）が大きければ、遷音速領域を速やかに突破できて、燃料消費量を抑制することが出来る。

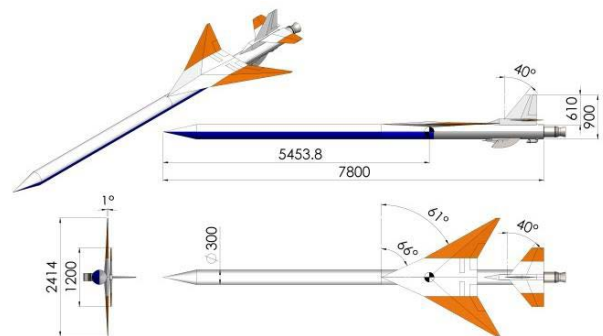


図3 オオワシⅡの機体寸法

オオワシⅡの機体形状諸元として、機体胴体直径は 300mm、機体全長は 7.8m、翼幅 2.41m である。主翼形状は、遷音速領域での抗力低減のため 6%厚ダイヤモンド翼形状を採用しており、平面形状は低速での空力特性改善のため Cranked Arrow 翼を採用している。ロール安定性のため、高翼式を採用しており、さらに上反角を 1° つけている。本研究では、機体抗力の低減のため、機体形状にエアリアルールを

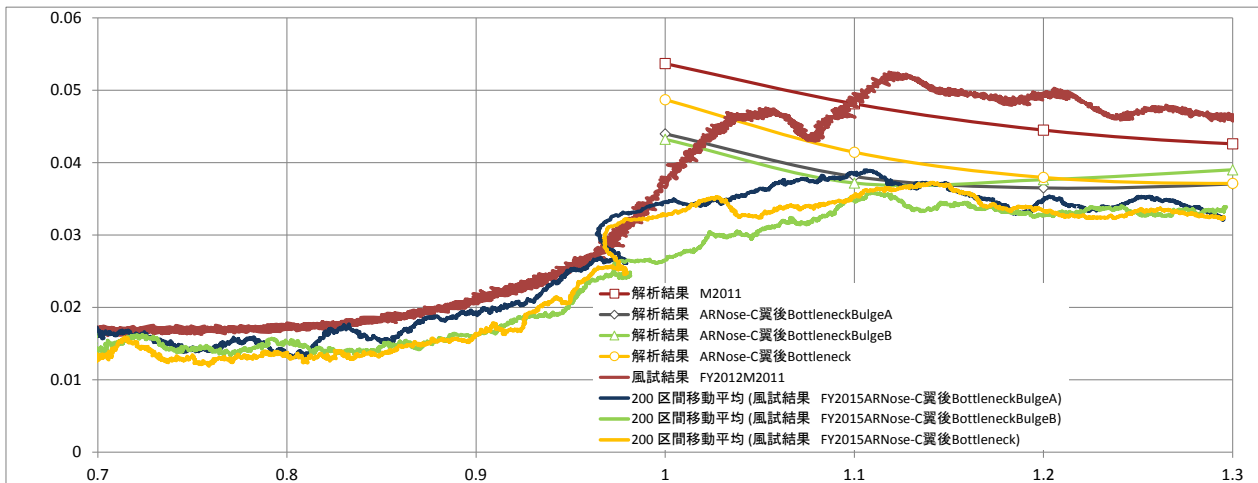


図4 エリアルール適用したオオワシIIの遷音速機体抗力特性（縦軸：抗力係数，横軸飛行マッハ数）

適用し、機軸方向の断面積分布を Sears-Haack 曲線に近づけるべく、以下の4点の改良を試みた。1) ノーズコーン尖角の鋭角化、2)主翼と尾翼の間の胴体側面を、バルジ (Bulge) をつけて太らせる。3)主翼下の胴体をくびらせる(Bottleneck)。4)主翼および尾翼を前方に移動させる。

図4はオオワシIIの遷音速機体抗力特性を示している。縦軸に抗力係数，横軸に飛行マッハ数である。オオワシIIの機体胴体の基本形状(M2011形状)は、ノーズコーンと円筒胴体を組み合わせたものである。この基本形状に、エリアルールを適用するための4つの改良点を全て適用した場合、マッハ1.1~1.3の遷音速領域で25%程度の抗力低減が達成できるという結果が得られた。この結果は機体構造との整合性を考慮しながら、今後の機体設計に反映させていくことになる。

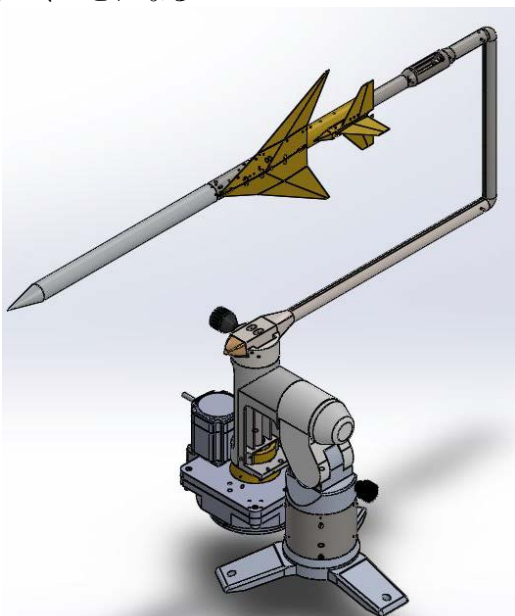


図5 動的風洞試験用ピッチ・ヨー駆動装置

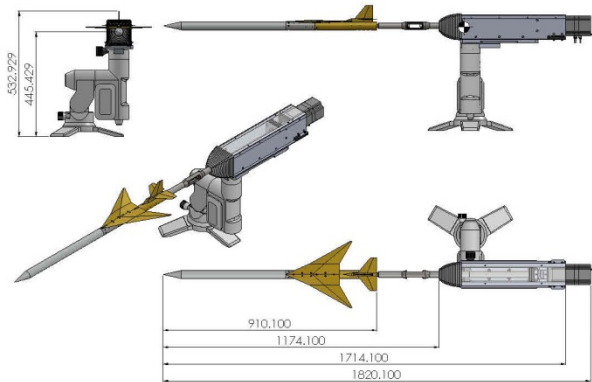


図6 動的空力風洞試験用ロール駆動装置

図5と図6に動的空力風洞試験に用いたピッチ・ヨー駆動装置とロール駆動装置を示した。オオワシIIは超音速飛行に適した機体形状になっているため、離着陸時には自動操縦に頼らざるを得ない。そのため飛行制御ソフトウェアを構築するには、機体姿勢変化角速度による空力微係数 C_{lp} , C_{np} , C_{yp} , C_{mq} , C_{lr} , C_{nr} , C_{yr} 等のデータを把握する必要がある。そのためには風洞模型供試体を風洞運転中に姿勢変化させる必要がある。これらの駆動装置はそのような動的風洞試験に用いられるものである。動的風洞試験で得られた空力微係数の時系列データは、無風時の時系列データを差し引くことで、重力、遠心力などの影響を除去することができる。これまでの動的風洞試験で得られた空力微係数データは、風洞模型の姿勢を固定した静的風洞試験データや理論解析で得られたデータと有意な差が見られており、それらの評価を今後突き詰めていく必要がある。

3. 超音速インテーク風洞試験

オオワシIIの飛行試験には、機体の空力特性の把握以外にも、超音速エアインテークの性能評価も必要になってくる。前述のようにオオワシIIには、単

発の Gas-Generator Cycle Air Turbo Ramjet (GG-ATR) エンジンを搭載することになっており、エンジンは機体胴体に格納される。そのためインテークダクトの形状は、入口が機体外部にあり、途中に斜め流路ダクトを通じて機体内部に空気を取り込む構成になる。斜め流路の流路角が大きくなれば、内部の流れに剥離を生じさせ、圧力損失を大きくする恐れがある。流路角が小さければ圧力損失の抑制が期待できるが、機体外壁にインテークダクトを通すためのスペースを開ける必要があり、機体構造設計上、問題になり得る。

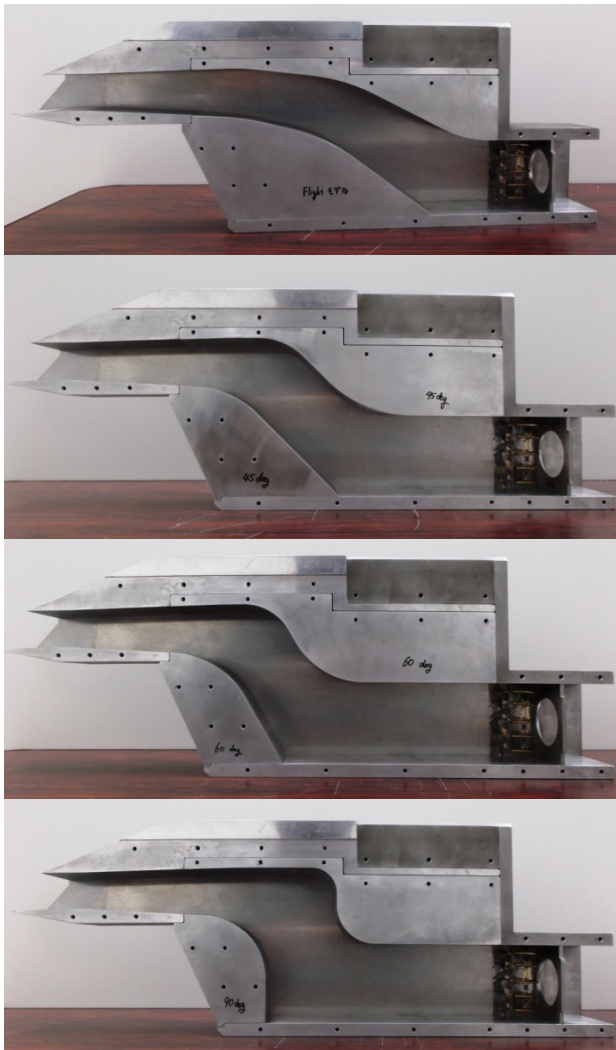


図7 遷音速風洞試験で用いたインテークモデル（上から Flight モデル，45° モデル，60° モデル，90° モデル）

本稿では、インテークダクトの斜め流路の流路角に着目し、JAXA/ISAS 遷音速風洞試験で流路角の大きさとインテークの空力性能について計測を行った。図7はその試験で用いたインテークダクト風洞試験供試体である。これらの供試体は4つあり、実機搭載を検討している Flight モデルの他、インテークダクトの斜め流路角を45°，60°，90°にしたモデルを使用した。このインテークモデルの出口には、オ

リフィスを装着し、流量を調節できるようにしている。オリフィスの上流側にはピトー管を3×5=15本設置し、気流の全圧を計測する。またオリフィスの前後には静圧孔を設けて、静圧も計測した。

インテークの圧力回復率はピトー管で計測した全圧を、面積重みを付けた平均値で評価した。流量捕獲率は、オリフィスで気流がチョークしていることを利用してチョーク流量を用いて評価した。ただしオリフィスでの流量係数は過去の試験データを使っており、大体0.85～0.88程度である。

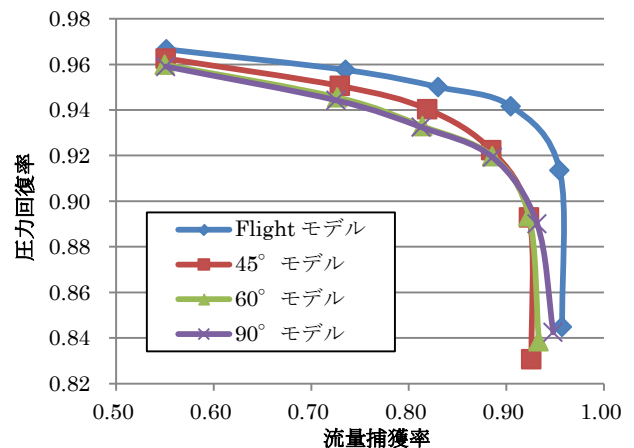


図8 マッハ1.3におけるインテークの空力特性マップ

図8に遷音速風洞試験で得られた4つのインテークモデルの空力特性マップを示す。風洞の気流マッハ数は、1.3にしている。これは、オオワシIIの飛行経路解析から、エンジン推力と機体空気抵抗の差である推力余裕が、マッハ1.3の時に最も少ないため、このマッハ数条件に焦点を当てて超音速インテークの風洞試験を行った。この図から圧力回復率が最も高いのは、流路角が最も小さい Flight モデルであることが分かり、予想作動点における圧力回復率は94%程度である。他の3つのモデルの特性曲線はかなり一致しており、それらの圧力回復率は Flight モデルと比較して2%程度小さいだけである。これらより、インテークダクトの流路角の影響はかなり小さいことが分かる。

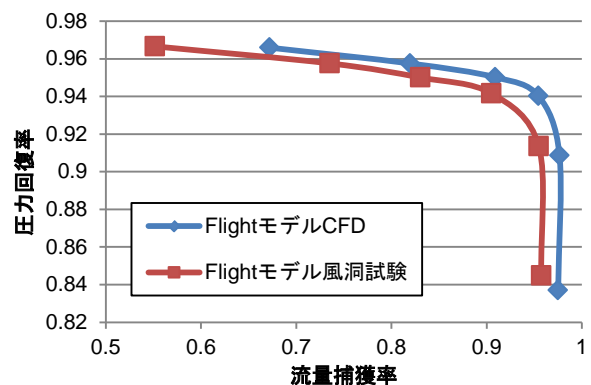


図9 Flight モデルの風洞試験と CFD 解析の比較

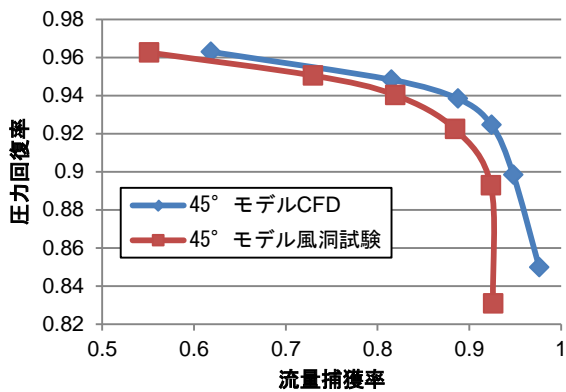


図 10 45° モデルの風洞試験と CFD 解析の比較

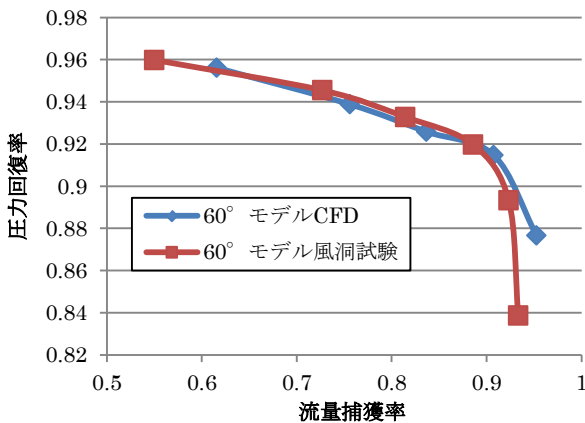


図 11 60° モデルの風洞試験と CFD 解析の比較

図 9 から図 11 にそれぞれ，Flight モデル，45° モデル，60° モデルの風洞試験結果と CFD 解析結果の比較を示した。CFD 解析では ANSYS Fluent を使用し，乱流モデルは Spallart Allmaras モデルを使用した。これらの図から，マッハ 1.3 における超音速インテーク空力特性の CFD 解析は風洞試験結果と良い一致を見せている。

4. 結言

本研究の結論を以下にまとめる。

1. 大気中を高速飛行するための基盤技術を飛行実証するためのフライングテストベッドとして，小型無人超音速実験機オオワシ II について，空力，推進，構造，誘導制御などシステム全体の研究開発を進めている。
2. オオワシの翼形状は 6% 厚ダイヤモンド翼形，Cranked Arrow 平面型翼を採用して，空力特性の安定化を図っている。更にエアルールを適用することで遷音速領域における抗力低減を図ることが出来た。
3. 風洞模型供試体を通風中に姿勢変化させる動的風洞試験により，姿勢変化角速度による空力微係数の計測・評価を行った。動的風洞試験結果と静的風洞試験結果，または理論解析結果には有意差があり，その検証をすすめることが必要である。
4. 超音速インテーク・ダクトの斜め流路角が及ぼす，

空力性能の影響について，遷音速風洞で試験を行った。最も性能が良かった Flight モデルの作動設計点での圧力回復率は，94% 出あった一方で，他の 3 つのモデルの圧力回復率は 92% 程度であった。

5. 超音速インテークの風洞試験について，CFD 解析を実施したところ，比較的良い一致を見ることが出来た。

参考文献

- 1) MIZOBATA, K., et. al. “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research,” ISTS Special Issue: Selected papers from the 29th International Symposium on Space Technology and Science, Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol.12, No. ISTS 29, pp. Po 3 1-Po3 10, 2014.
- 2) B.E.L. Deckker and Y.F.Chang “An Investigation of Steady Compressible Flow Through Thick Orifices” 1965