

# 航空機開発における JAXA 風洞群の役割と将来像

浜本 滋\*

## Contribution and Vision of the Wind Tunnels at JAXA for Development of Aircraft Shigeru Hamamoto\*

### 1. はじめに

JAXA 調布航空宇宙センター（東京都調布市）に整備されている風洞群は、我が国の航空機開発の基盤を形成する大型試験設備として、1960 年代に整備が始まって以来、数多くの開発試験に使用されてきた。戦後国内で開発された航空機、宇宙機（ロケット、宇宙往還実験機など）のほとんどは JAXA 風洞群を使用して開発が行われた。JAXA はこれらの風洞群の維持管理運営を行うとともに、風洞試験を行うユーザのニーズに応えた試験計測技術の研究開発を行い、技術基盤の強化に努めている。

本発表では JAXA 風洞群が航空機開発において果たすべき役割の観点から、「風洞ビジョン」として提案する風洞群及び風洞技術の将来像について説明する。

### 2. JAXA 調布航空宇宙センターの風洞群

JAXA 調布航空宇宙センターの風洞群は、戦後の航空再開時期に、国策により調布地区にまとめて設置されたものであり、整備当初より旧航空宇宙技術研究所がその維持管理運営にあたってきた。2003 年 10 月の JAXA 発足時にその役割が JAXA に引き継がれ、現在に至っている。

Fig.1 に主要風洞を速度域毎に対象となる機体／技術課題等と合わせて図式的に示す。また、Table 1 に各風洞の諸元を一覧で示す。

これらの風洞群は Table 1 に示すように、航空機開発のための技術基盤を形成する大型の開発風洞と、風洞試験・計測技術の研究開発や基礎的な空気力学研究に用いられる比較的小規模な研究用風洞に分類される。開発用風洞については、JAXA の設備共用事業の一環として JAXA 外部のユーザの利用にも対応している。

### 3. 航空機開発における JAXA 風洞群の役割

#### 3.1 風洞試験の役割

航空機開発における風洞試験の役割を、航空機開発のライフサイクルに照らして Fig.2 に示す。風洞試験は CFD（Computational Fluid Dynamics：計算流体力学）とともに、各種の性能要求を満たすための機体の設計段階において、設計者が必要とする空力データを提供するものである。概念設計～基本設計段階では主に機体の形状を決めるためのデータが取得され、基本設計～詳細設計では機体の制御に必要となる空力データベース構築のためのデータが取得される。また、開発が進み、飛行試験が行われる際には、飛行試験で確認される諸問題解決においても、風洞試験が必要となる場合が多い。

Fig.2 に示すとおり、現在の航空機開発においては、風洞試験は CFD による解析とともにその役割を果たしている。最近の機体は性能要求の高度化や多様化により複雑な設計が必要となる中で、風洞試験と CFD を最適に組み合わせ、設計にかかる時間やコストを最小化することが重要となっている。

Fig.3 には、航空機開発（民間機）に要した風洞試験時間数の推移を示す。1970～80 年に開発された機体では風洞試験時間数が指数関数的に増大する傾向が見られたが、その後に開発された B-777、B-787 では 2 万時間以下に抑えられているのは、CFD の発達によるところが大きい。一方で、Fig.4 に示すように、要求の高度化にともなう設計の複雑化によって、風洞試験に求められるデータ数は年々増大している。これは、限られた開発期間において、風洞試験時間も制約される中で、風洞試験には高い生産性が要求されていることになる。また、CFD と対比して風洞試験で取得すべきデータとして、高い精度だけではなく、特殊な環境の模擬（離着陸条件や着氷などを含む）が求められることになる。

\* 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構  
E-mail: hamamoto.shigeru@jaxa.jp

### 3.2 JAXA 風洞群の役割

JAXA 風洞群は、単に開発試験に供されるだけでなく、試験ニーズに合わせて試験計測技術の研究開発を実施し、その成果をユーザに還元している。

最近では PSP（表面圧力場計測技術）<sup>2)</sup>、PIV（粒子画像流速計測技術）<sup>3)</sup>、音源探査技術<sup>4)</sup>等の先端計測技術の研究開発成果を実際の開発試験に適用している。また、2m×2m 遷音速風洞の空気力測定データの高精度化<sup>5)</sup>や、風洞試験における不確かさ解析に代表される基盤的な取り組みでも成果を挙げている。

### 3.3 CFD との連携／融合

先に述べたとおり、風洞と CFD は協調して機体設計に供されるツールであり、両者を連携／融合することでお互いを補完し、より良いツールとする活動が進められている。

その一例が現在、JAXA で整備が進められているデジタル／アナログ・ハイブリッド風洞システムである。これは、情報技術／情報システムを利用し、風洞試験と CFD を有機的に融合し、風洞試験を実施する機体の設計者に対して、試験の効率化、高度化を実現する環境を提供するものである。<sup>6)</sup>

## 4. 風洞の将来像

### 4.1 『風洞ビジョン 2025』

JAXA では、将来に向けた活動として 2018 年度に 2025 年（平成 37 年）の達成を目指した風洞ビジョンを策定した。<sup>7)</sup>

ビジョンは次の 3 項目からなる：

- (1) 風洞試験・計測技術の開発等を通じ、世界トップ品質の風洞群を整備し、アジア標準風洞としての地位を確立する。

【具体的な施策例】

JAXA 風洞ユーザの 10%以上を海外から獲得する。

- (2) 欧米風洞の試験能力を凌駕する世界トップの風洞 1 基を新規に開発する。

【具体的な施策例】

「実機飛行条件模擬能力と環境（騒音）計測能力を兼備した世界唯一の低速風洞」の整備（ただし、「世界最高精度／効率／低コストの遷音速風洞」等、他の案も含め今後検討）

- (3) 風洞技術をベースとした、世界をリードする実機空力特性予測・評価技術を獲得する。

【具体的な施策例】

風洞技術と CFD 技術の融合、飛行試験データの活用等の推進

今後、この風洞ビジョンを実現するための具体的方策を検討・実施し、JAXA 風洞群がより役に立つよう、努力していく所存である。

### 4.2 高レイノルズ数風洞の構想

「風洞ビジョン 2025」の 2 項目目でも述べられている世界トップの新規風洞として、JAXA では以前から高レイノルズ数風洞整備の検討を行ってきた（Fig.4 に低温遷音速風洞のイメージ図を示す）。<sup>8)</sup> 高レイノルズ数風洞の整備については、技術的な成立性や各種の課題解決を検討する一方で、その必要性や予算、整備後の運用方法などの施策的な検討も必要であり、我が国の総力を挙げた取り組みが必要である。

## 5. まとめ

JAXA 調布航空宇宙センターの風洞群は、長い歴史を持ちながらも、時代に即した試験計測技術を後盾に、我が国の航空機開発に供されてきた。今後も引き続き各種の試験ニーズに応えるとともに、社会に役立つ JAXA の航空技術研究開発をサポートする技術基盤の維持と発展に寄与していきたい。

### 参考文献

- 1) Melanson, M.R. : An Assessment of the Increase in Wind Tunnel Testing Requirements for Air Vehicle Development over the last Fifty Years, AIAA-2008-0830
- 2) 中北和之, 栗田充, 満尾和徳, 渡辺重哉, 真保雄一: 国産小型航空機開発への感圧塗料技術の適用, 第 42 回飛行機シンポジウム講演集, 1A1, 2004
- 3) 加藤裕之, 渡辺重哉, 塩原辰郎, 渡邊篤史: JAXA2m×2m 遷音速風洞における DLR F6 模型のステレオ PIV 計測, 第 80 回風洞研究会議論文集, JAXA-SP-09-004, 2009
- 4) 浦弘樹, 横川譲, 伊藤健, 山本一臣: 音源探査解析技術を用いた高揚力装置空力騒音の研究, 第 49 回飛行機シンポジウム講演集, 1G12, 2011

- 5) 須谷記和, 香西政孝, 上野真, 古賀星吾, 浜本滋, 橋本敦, 村山光宏, 山本一臣: JAXA2m×2m 遷音速風洞(JTWT)における精度向上の取り組み, 第 49 回飛行機シンポジウム講演集, 2011, pp.933-940
- 6) 渡辺重哉, 口石茂, 村上桂一: EFD (実験流体力学) と CFD (数値流体力学) の融合に関する研究開発～デジタル/アナログハイブリッド風洞の開発～, JAXA 宇宙航空技術研究発表会 (2010)
- 7) 重見仁: 風洞ビジョン 2025 について, JAXA 宇宙航空技術研究発表会 (2008)
- 8) 浜本滋: 高レイノルズ数風洞の構想, 平成 18 年度総合技術研究本部/航空プログラムグループ公開研究発表会 (2006)

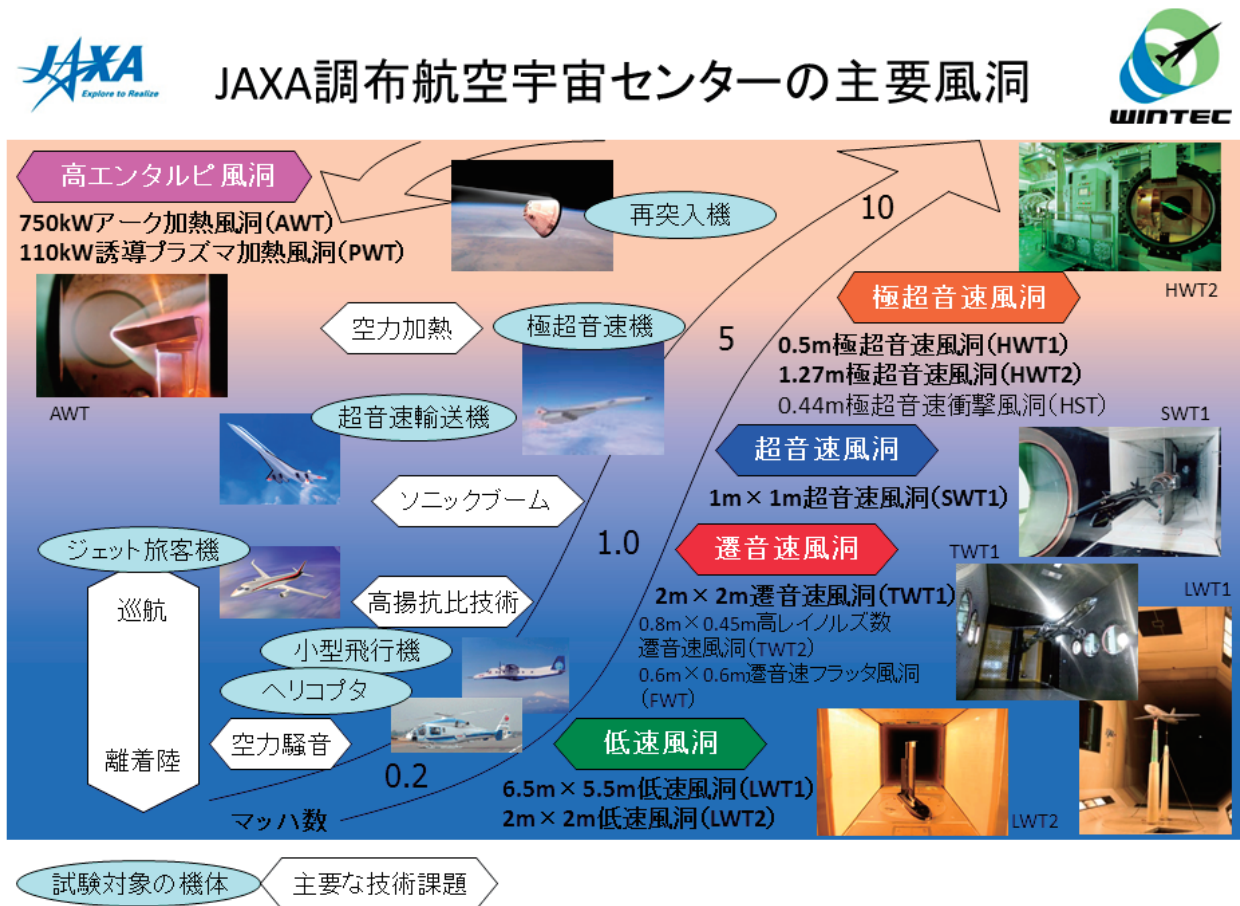


Fig.1 JAXA 調布航空宇宙センターの風洞群

Table 1 風洞諸元一覧

分類	風洞名	形式	測定部	風速、マッハ数
開発用風洞 (基盤風洞)	6.5m×5.5m 低速風洞 <b>LWT1</b>	連続循環式	高さ 6.5m、幅 5.5m (四隅に 1m の切り欠きがある八角形)	1 – 70m/s
	2m×2m 低速風洞 <b>LWT2</b>	連続循環式	2m×2m 正方形断面 長さ 4m	3 – 60m/s(normal) Max. 67m/s
	2m×2m 遷音速風洞 <b>TWT1</b>	連続循環式	2m×2m 正方形断面	M=0.1 – 1.4
	1m×1m 超音速風洞 <b>SWT1</b>	間欠吹き出し式	1m×1m 正方形断面	M=1.4 – 4.0
	0.5m/1.27m 極超音速風洞 <b>HWT1/2</b>	間欠吹き出し式 (真空吸込併用)	φ0.5m/φ1.27m ノズル出口径	M=5, 7(φ0.5m) M=10(φ1.27m)
	750kW アーク加熱風洞 110kW 誘導プラズマ加熱風洞 <b>AWT/PWT</b>	縮流安定型アーク 加熱風洞(AWT) 誘導結合プラズマ 型加熱風洞(PWT)	φ11.5cm ノズル出口径(AWT) 自由噴流式(PWT)	M=4.8 (AWT, designed) Subsonic(PWT)
	0.6m×0.6m 遷音速フラッタ風洞 <b>FWT</b>	間欠吹き出し式	0.6m×0.6m 正方形断面	M=0.5 – 1.2
研究用風洞	0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞 <b>TWT2</b>	間欠吹き出し式	高さ 0.8m、幅 0.45m	M=0.2 – 1.4
	0.44m 極超音速衝撃風洞 <b>HST</b>	二段圧縮型衝撃風洞 ／無隔膜駆動型 衝撃風洞	φ0.44m ノズル出口径	M=10, 12
	小型低乱風洞	連続循環式	高さ 0.65m、幅 0.55m	5 – 65m/s
	磁力支持風洞	連続循環式 (磁力支持天秤)	高さ 0.6m、幅 0.6m	15 – 35m/s

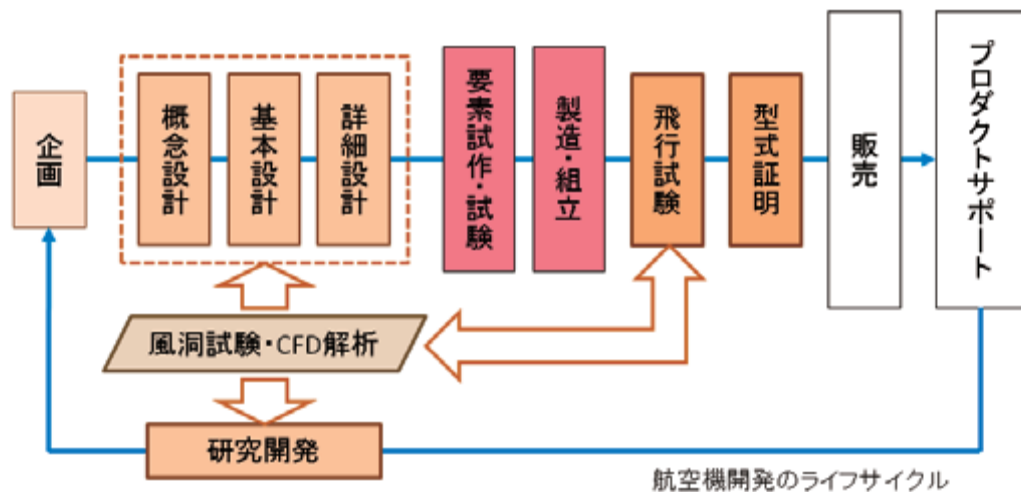


Fig.2 航空機開発における風洞試験の役割

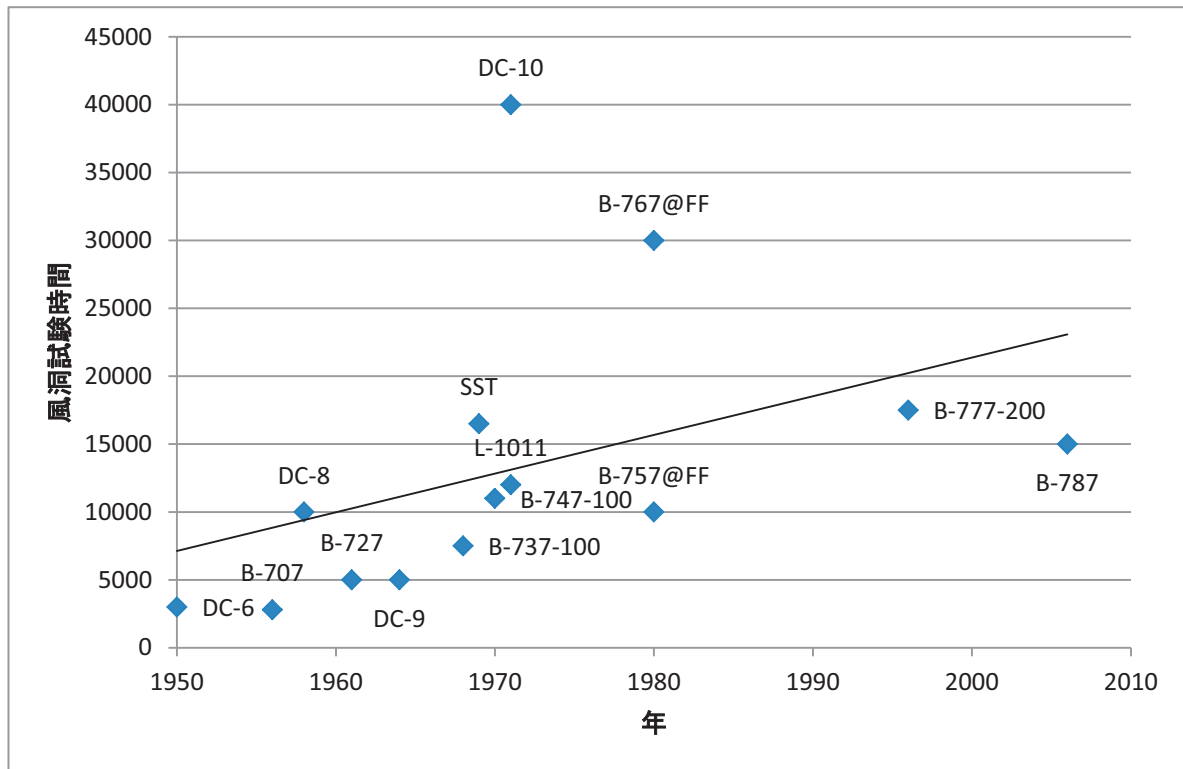


Fig.3 航空機開発における風洞試験時間の推移 (AIAA-2008-0830 参照)

航空機開発プログラム当たりの  
データ数  
 $\times 10^3$  Runs

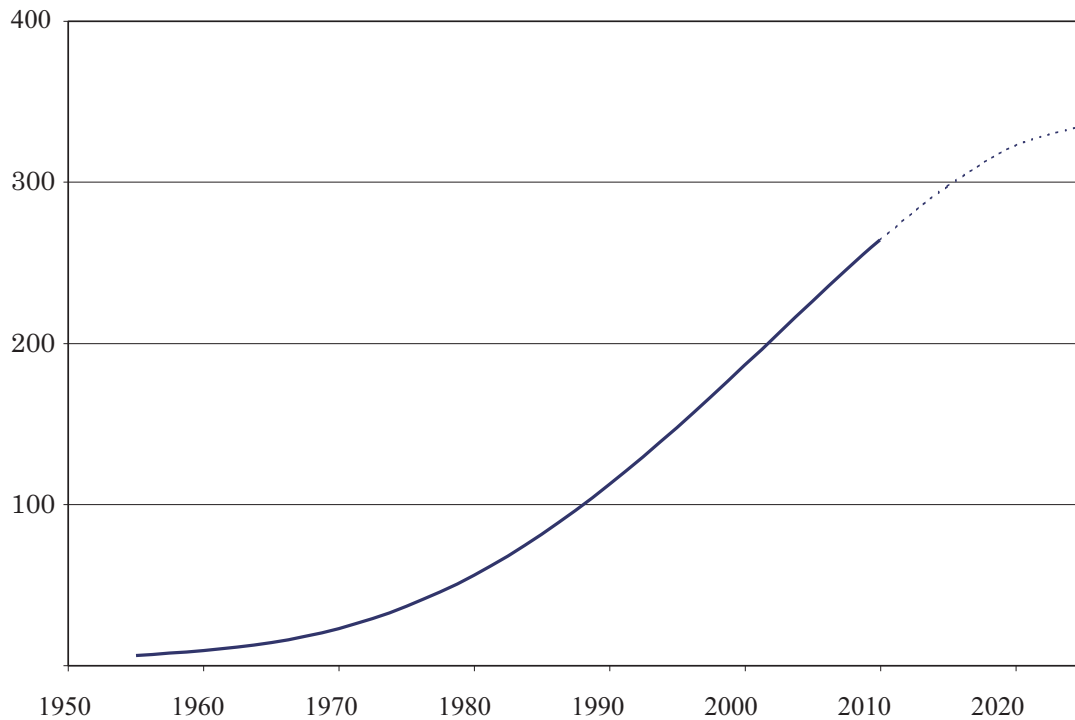


Fig.4 航空機開発で要求される風洞試験データ数 (AIAA-2008-0830 参照)



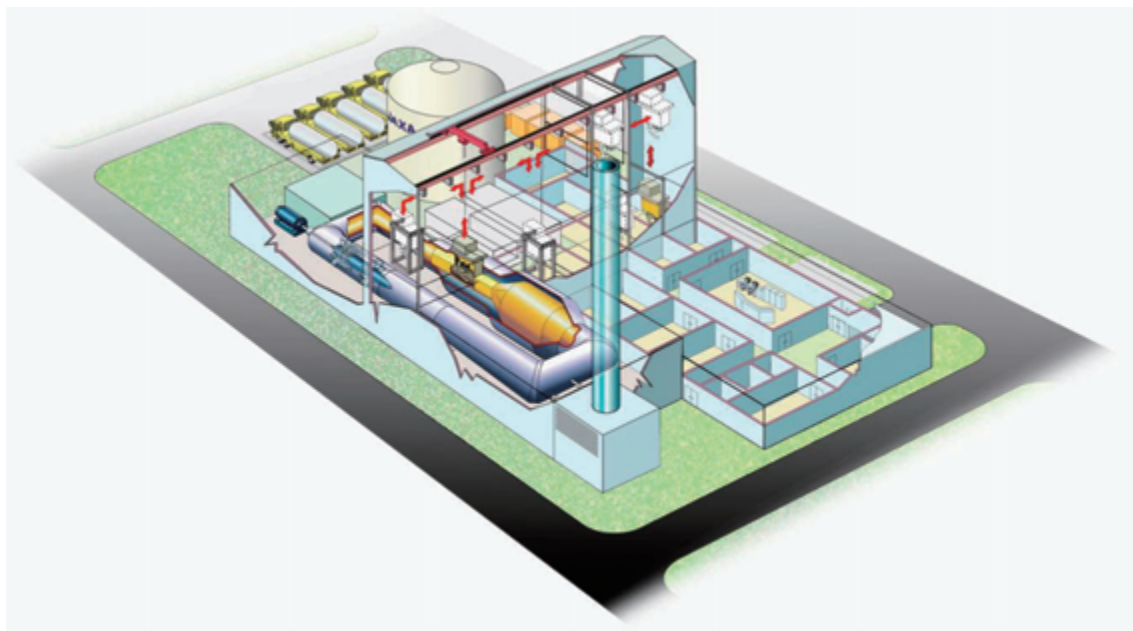


Fig.5 低温遷音速高レイノルズ数風洞のイメージ