

基礎・基盤技術 1 空力試験・計測技術

浜本 滋*

1. はじめに

空気力学(=「空力」)は流体力学の一つで、空気すなわち気体の流れを扱う物理学です。航空機は空気の流れにより生じる力を利用して飛行するため、自動車や鉄道といった他の輸送機械に比べて空気力学がより重要な役割を果たします。空気力学を活用して航空機を設計する、性能を向上する、安全性を向上するといった技術を「空力技術」と呼び、航空機の開発では最初に考慮しなくてはならない重要な要素となっています。

空力技術の研究開発においては「風洞」と呼ばれる試験装置が古くから用いられてきました。20世紀初頭のライト兄弟による人類初の動力有人飛行成功の背景には、手作りの風洞における数多くの翼型の空気力学的性能の測定実験が存在していたことは有名な話です^[1]。風洞は研究開発の道具でありながら、それ自体の設計・製作、風洞試験用模型の設計・製作、試験法、計測法、データ処理法、センサーの研究開発など、多岐にわたる関連技術があります。これらの技術は空力技術の基礎・基盤を担うものですが、世界中に数多くの風洞が存在し、多くの研究開発が行われてきたことから、「風洞技術」という一つの技術分野を形成していると考えられることもできます。風洞の基本的な性能は設置当時のままですが、試験技術や計測技術は研究開発によって常に進歩し、風洞の付加価値を今なお高めつつあります。

本稿では、航空分野の基礎・基盤技術の一つとして、宇宙航空研究開発機構(JAXA)航空技術部門における空力試験・計測技術の研究開発につい

て紹介します。

2. 空力技術の役割

飛行中の航空機が空気の流れから受ける様々な影響を空力特性と言います。空力特性には機体にかかる力やモーメント、そしてそれらの力・モーメントに起因する機体の飛行性能(安定性・操縦性)があります。また、空気の流れによって生じる機体騒音や機体の振動現象も空力特性の一つと考えることができます。空力技術の役割はこれらの空力特性を把握し、航空機の設計に役立てることにあります。

たとえば、航空機開発の課題として巡航性能の向上があります。中でも燃費の改善は輸送コスト低減やCO₂削減に役立ちます。この課題に対して機体の抵抗低減は空力技術の大きな役割です。機体の抵抗は大きく分けて誘導抵抗と造波抵抗、摩擦抵抗に分けられます。誘導抵抗は飛行するために必要な揚力の発生に伴い生じる避けることのできない抵抗ですが、翼の形状を最適に設計することで低減することが可能です。造波抵抗は翼の上を生じる衝撃波によって生じる抵抗で、これも高速で飛行する際には避けられませんが、翼の平面形状や断面形状(翼型)を工夫することにより低減する努力がなされます。一方摩擦抵抗は機体表面のミクロの現象によって生じる抵抗で、これを低減させるためには流れの現象や性質をより細かく理解し、機体表面の境界層の制御や空力デバイスなどの技術を適用する必要があります。このように抵抗低減だけでも空力技術としていくつかのアプローチがあります。

もう一つ、最近注目されている機体騒音低減に対する空力技術の役割を考えてみます。航空機の騒音にはエンジンから出る騒音と機体から出る騒音があります。近年、エンジン騒音が技術開発によ

* Shigeru HAMAMOTO

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

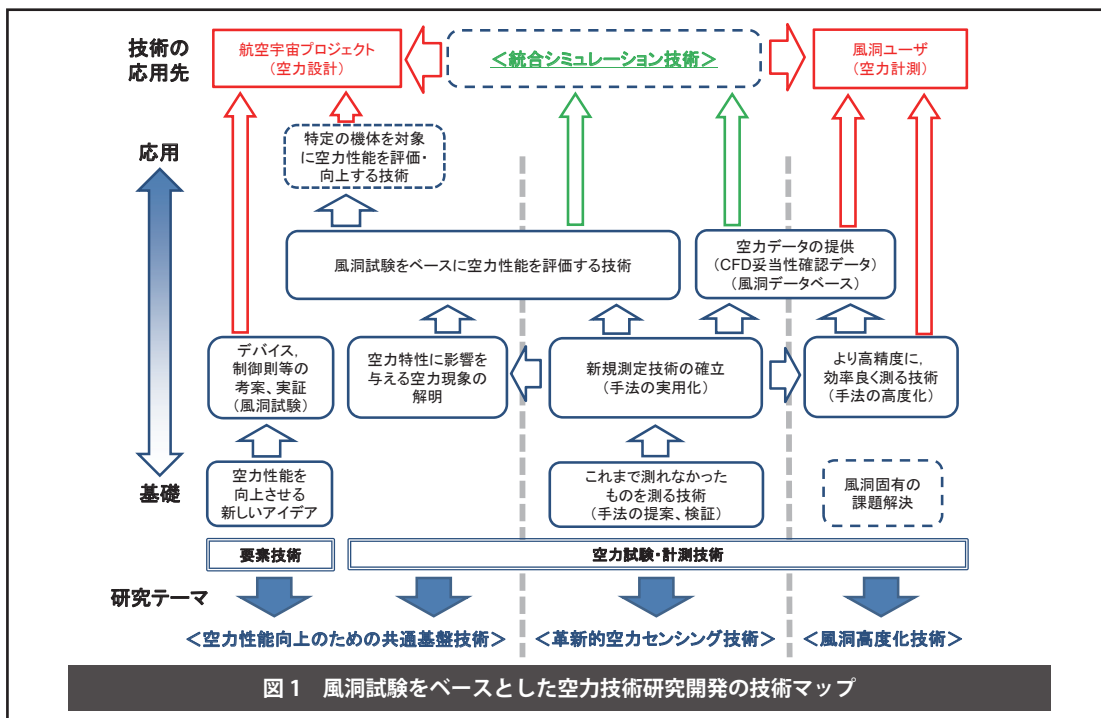


図 1 風洞試験をベースとした空力技術研究開発の技術マップ

り飛躍的に低減されてきたことで、エンジンの出力を絞った着陸時では機体騒音がエンジン騒音を上回る機種も現れ、機体騒音の低減が必要になってきました。騒音低減のためには、騒音の発生源を特定して、発生を抑える必要があります。そこでは騒音の発生源を特定するための騒音計測・音源探査技術、騒音発生メカニズムを解明するための計測やシミュレーション、発生原因を除去するためのアイデア、そしてそのアイデアを実証するための試験技術など、一つのアプローチの中で役割を分担して課題解決に取り組むこととなります。JAXA 航空技術部門では機体騒音低減技術の実証として FQUROH プロジェクトを実施しました。空力技術を駆使し、機体騒音低減技術を確認した一例です。

JAXA 航空技術部門における空力技術の研究開発は、課題解決のアプローチの種類や役割に応じて複数の部署で分担して実施しています。以下の章では基盤領域の一部署として空力技術研究ユニットが実施している空力試験・計測技術の研究開発を紹介いたします。

3. 空力試験・計測技術

3.1 風洞試験をベースとした空力技術研究

空力技術の研究開発の実施方法には、理論

的なアプローチ、実験的なアプローチ、数値シミュレーション (CFD: Computational Fluid Dynamics) があります。このうち実験的なアプローチでは主に風洞試験により空気力学的な現象の観察、空力特性の測定などを行って研究開発を進めており、いろいろな空力試験・計測技術が研究されています。

風洞試験をベースとした空力技術の研究開発の技術マップを図 1 のようにまとめてみました^[2]。ここでは基礎的・基盤的な空力技術として、空力性能向上のための要素技術と空力試験・計測技術について、基礎から応用までのステップを相互関係を含めて示しています。これらの技術は他の技術を通して間接的に成果に貢献するいわゆるイネープリング技術です。各技術は従って JAXA 内外の航空宇宙プロジェクトをはじめとする風洞試験を行うユーザを介して成果が創出されます。

現在、JAXA 空力技術研究ユニットではこれらの各技術を航空機の「空力性能向上のための共通基盤技術」、空力特性を計測するための「革新的空力センシング技術」、そして風洞技術に特化した「風洞高度化技術」の 3 つのテーマに分類して研究を進めています。それぞれの研究テーマの概要は次の

通りです。

(1) 空力特性向上のための共通基盤技術

航空機（宇宙機を含みます）の機体開発における空力技術課題を解決し、高性能な機体の開発や各種ミッションの達成に必要な技術を蓄積するとともに、空力技術分野でイノベーションを創出することを目的としています。具体的には次の研究を行います。

- 磁力支持天秤技術を応用して模型の加振試験を行い、機体の動的な空力特性を求める風洞試験手法を確立します。
- 極超音速領域での空気力学の知見を深め、大気圏再突入カプセルの熱空力特性の推測や、飛行能力を向上させる制御技術の開発に役立ちます。
- 機体の空力性能を向上させる空力制御の新しい技術を開発し提案します。

(2) 革新的空力センシング技術

JAXA の大型風洞において航空機開発で実用的に使用することが可能な新しい空力センシング技術の開発を目指します。JAXA がこれまでに開発してきた PIV（粒子画像流速測定技術）、PSP（感圧塗料）に続く世界をリードする革新的な技術の創出を目的としています。具体的には次の研究を行います。

- 大型風洞における表面摩擦抵抗の計測技術を確立します。
- 機体騒音低減のため、騒音の特性を詳細に把握し、空力現象と騒音の関係を明らかにします。

(3) 風洞高度化技術

JAXA の大型風洞が世界トップレベルの開発風洞として位置づけられ、国際競争力のある航空機開発の基盤となることを目的とします。また、将来を見据えて、宇宙機の開発や大気圏外からの再突入の環境再現のための世界最高の地上試験技術の確立を目指します。

なお、**図 1** で風洞試験・計測技術の応用先として「統合シミュレーション技術」があります。この技術は航空機開発を効率化・迅速化させるため、数値シミュレーション技術をベースとして試験計測技術で検証された多分野統合の基盤システムを構築する

ものです。空力試験・計測技術はこの統合シミュレーション技術の一部も担っています。統合シミュレーション技術については、次回の数値解析技術の中で紹介があると思います。

3.2 先進的な空力試験・計測技術

この項では JAXA 空力技術研究ユニットが風洞技術として研究開発を行っている空力試験・計測技術を紹介します。すでにユーザーに提供が可能なレベルまで技術が確立された先進空力計測技術については、JAXA の大型風洞でオプション計測として利用することができます^[3]。

(1) 磁力支持天秤技術

磁力支持天秤 (MSBS: magnetic suspension balance system) とは、風洞試験において模型を磁気力で空中に浮揚させて空気を測定する技術です^[4]。

通常の風洞試験では模型を測定部に固定するため、スティング支持装置（模型を後方から支持棒で支える装置）やストラット支持装置（模型を下から柱で支える装置）などを使用するため、それらの装置の影響で空気中を運動している場合とは異なった流れの状態になることが避けられません（この問題を「支持干渉」と呼びます）。磁力支持はその支持干渉を解決する画期的な技術です。

磁力支持天秤を使用する場合、模型の中に永久磁石を入れて、風洞測定部の周りに配置した複数の磁気コイル（いわゆる電磁石）が発生する磁力と反発させることにより模型を風路内で浮揚させます（**図 2**）。模型が気流によって空気を受けた場合は模型の位置と姿勢の変化を光学センサーで検出し、磁気コイルに流す電流を変化させるフィードバック制御により模型を常に定められた位置に保持します。原理は単純ですが、磁場の中に配置された磁石は常に不安定であるため、模型の位置や姿勢を一定に保つためには 100Hz 以上の速さと 0.2° / 0.2mm 以下の精度で制御を行う必要があります。JAXA は 1986 年から磁力支持天秤技術の研究開発を開始し、2000 年には 60cm × 60cm の測定部に対応した磁力支持天秤を完成させました。

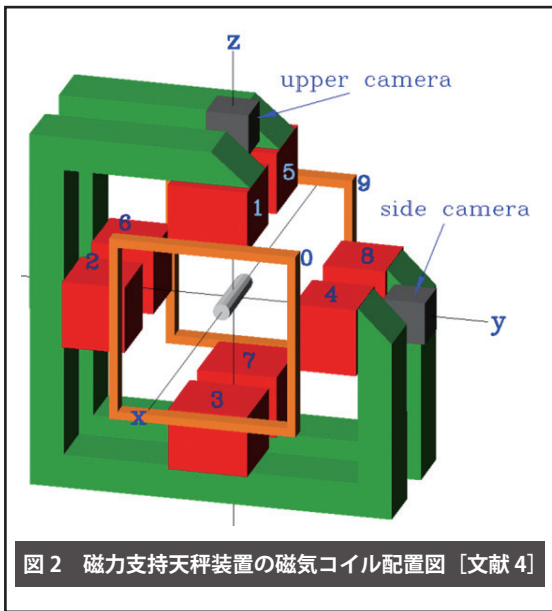


図2 磁力支持天秤装置の磁気コイル配置図 [文献4]

2015年には東北大学が1mの磁力支持天秤を導入し、JAXAの磁力支持天秤とともに世界をリードしています^[5]。

最近の研究では、この磁力支持天秤を航空機の動安定推定に用いる試みがなされています^[6]。航空機は通常、主翼や尾翼の配置によって姿勢が乱れてもそれを戻すように設計されています。これを「静安定」の確保と言いますが、機体の形状や飛行速度によっては機体が揺れ続けた際にその振動が大きくならないように抑え込むための「動安定」の確保も重要になる場合があります。機体の動安定性を風洞試験で推測するためには、模型を強制的に振動させて空気力の変化を測定する手法が用いられますが、支持装置や回転装置の干渉が大きく影響し、十分な推定ができない懸念があります。磁力支持天秤を用いれば支持干渉により模型周りの流れが乱されることはありませんので、理想的な条件で試験を行うことが可能です。しかしながら、模型を強制振動させるためには大きな迎角、大きな振幅で模型の位置・姿勢を制御する必要があり、そのためには色々な工夫が必要です。JAXAでは現在までに簡易的なデルタ翼模型を用いて1Hzで迎角 $15^\circ \pm 6^\circ$ の強制振動に成功しています(図3)。

(2) 感圧塗料計測技術

感圧塗料(PSP: Pressure Sensitive Paint)とは表面が接する空気の圧力によって励起光を照

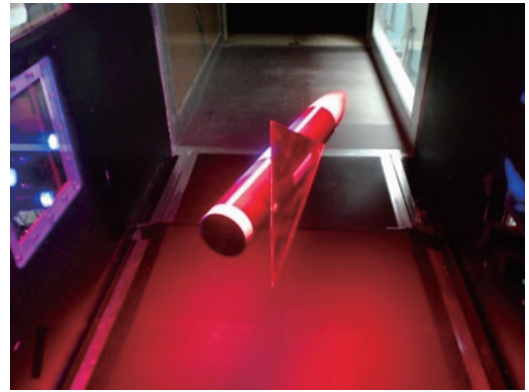


図3(a) 磁力支持中のデルタ翼模型
(風速 21m/s, 迎角 21°) [文献6]

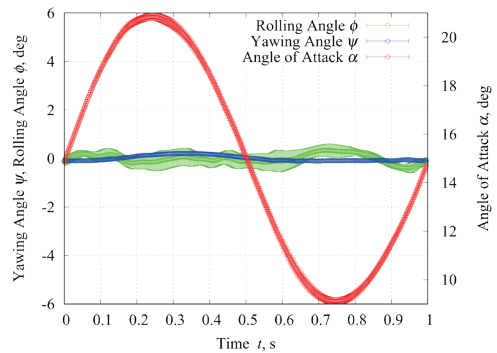
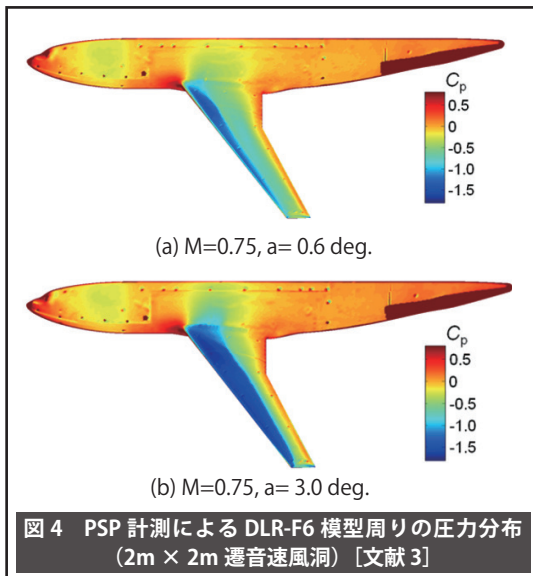


図3(b) デルタ翼機模型を中心迎角 15° 度、振幅 $\pm 5.9^\circ$ 度、周波数1Hzで強制振動させた際の3姿勢角(迎角、横滑り角、ロール角)迎角の変動は 0.041° 以内、横滑り角とロール角は 0.5° 以内の変動に収まっている。[文献6]

射した際の蛍光の強さが変化する特殊な塗料です。PSPを用いて模型表面の圧力分布を測定する技術を感じ塗料計測技術(PSP技術)^[7]と呼んでいます。

風洞試験で機体表面の圧力分布を測定する場合、模型の表面に開けた圧力孔と呼ばれる小さな穴に圧力センサーを繋いで計測するのが一般的です。電子式の圧カスキャナーを用いることで200点以上の圧力を同時に計測することも可能ですが、それでも模型の中に圧力配管を通すことの物理的な制約から主翼の1断面で20点程度の圧力しか計測できません。これに対して感圧塗料を用いることで、模型表面全体の圧力分布を面で測ることができるようになりました。その一例として図4に標準模型の一つであるDLR-F6模型上のマッハ0.75での圧力計測例を示します。PSP技術は現在、JAXA



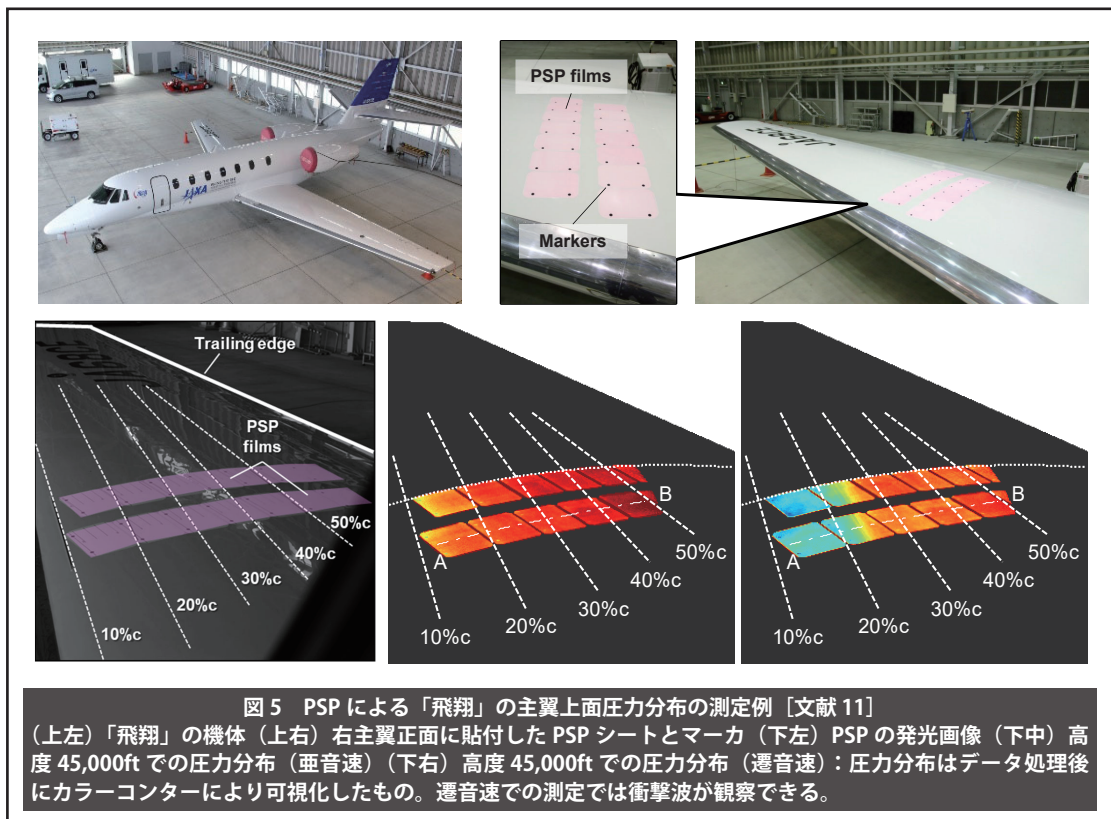
の主要な大型風洞に整備され、圧力分布データの飛躍的な生産性向上に貢献しています。PSP技術はまた、国産初のジェット旅客機として開発が進められているMRJ (Mitsubishi Regional Jet) の開発試験でも用いられ、その有用性が高く評価されています^[8,9]。

PSP技術の研究開発では現在、非定常現象の測定や実機への搭載に適用範囲を広げています。高速応答型PSPとしてアルミ陽極酸化皮膜PSP (AA-PSP)、PSP光源として高出力青色LD/LEDを用い、高速度カメラと組み合わせることで5kHz程度までの非定常現象であれば計測が可能となっています^[10]。また、実機への搭載については、JAXAが所有する実験用航空機「飛翔」の主翼にPSPシートを貼付し、飛行時の翼面上の圧力分布や圧力変動を計測する技術を開発中です(図5)^[11]。

(3) 粒子画像流速測定技術

粒子画像流速測定技術 (PIV : Particle Image Velocimetry) は、風洞内の気流に小さな粒子 (オイルミストなど) を混ぜて、その移動量を画像データから計測することで空間の流速分布を測定する技術です。

この手法では粒子画像を短い時間間隔で2枚記録することで、各粒子の移動距離と時間間隔から流速を求めます。原理は簡単ですが、無数に存在する



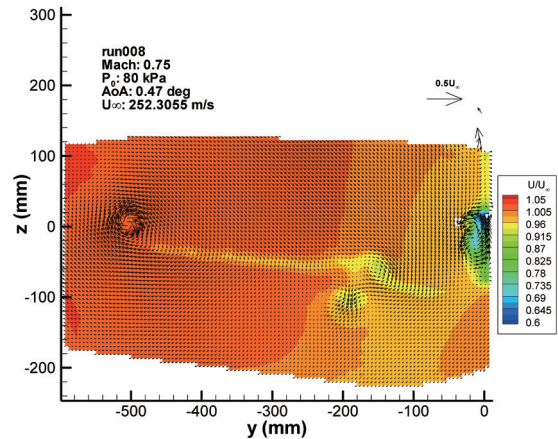


図 6 PIV 計測による DLR-F6 主翼後流の流速分布 (2m × 2m 遷音速風洞, M=0.75) [文献 3]

粒子の動きを画像から分析することは容易ではありません。最近の画像処理技術と統計的なデータ処理技術がこの分析を可能とし、空間速度分布を定量的に求めることができるようになりました。測定する断面をレーザーシートで照射し、2台のカメラでステレオ視することで流速の3方向成分も求めることができます。図6にDLR-F6モデルの主翼後流の速度分布計測例を示します^[12]。PIVもPSP同様、これまではピトー管や熱線風速計などでポイント(点)でしか計測できなかった空間での流速を、面で測ることを可能にした革新的な技術です。PIVは比較的簡単な試験装置によって実施ができるため、最近では多くの低速風洞に導入されるようになっていきます。

PIVに関する技術課題としてトレーサー粒子の気流への追従性があります。例えば衝撃波を伴う気流では粒子が衝撃波前後の流れの急激な変化に追従できない場合があります。また、強い渦が存在する場合に渦の中心にまで粒子が入り込めず、詳細な速度分布の取得が困難な場合もあります。これらの問題を解決する方法として、トレーサー粒子を用いず、気体の分子そのものを利用するMTV(Molecular Tagging Velocimetry)と呼ばれる手法が知られています^[13]。特に極超音速流のような希薄で速い領域に対して、レーザー強度が非常に大きなフェムト秒レーザー(1フェムト秒は 10^{-15} 秒)により窒素分子を発光させて速度測定に利用するFLEET(Femtosecond Laser Electronic Excitation

and Tagging)と呼ばれる手法がNASAで開発され脚光を浴びています^[14]。JAXAでもFLEET技術の導入に向けて検討を始めました。

(4) 模型変形量計測

風洞試験では空気力の作用により試験模型の翼にたわみやねじりの変形が生じます。この変形により、測定された空気力は考えていた形状とは別の形状に対するものとなってしまいます。特に風洞試験結果とCFDの結果を比較する際には、模型変形の影響を知ることが非常に重要で、風洞試験における模型変形量計測(MDM: Model Deformation Measurement)が不可欠となっています。

JAXA風洞における模型変形量計測では、模型に貼付したマーカの三次元位置を計測することで変形量を算出するマーカ法を主に用いています^[3]。図7にマーカ画像の例を示します。マーカの三次元位置の計測には2台のカメラによるステレオ写真法を用います。マーカ法は模型上での測定点位置が明確で、計測精度もたわみ量で±0.1mm程度、ねじり量で±0.2°程度と高くなっています。

(5) 音源探査(騒音計測)技術

機体騒音の発生源を特定するための騒音計測技術として音源探査技術があります。機体の騒音源としては前縁スラットや後縁フラップといった高揚力装置や降着装置(Landing Gear)が挙げられます。騒音低減のためには、各騒音源の全体の騒音レベ

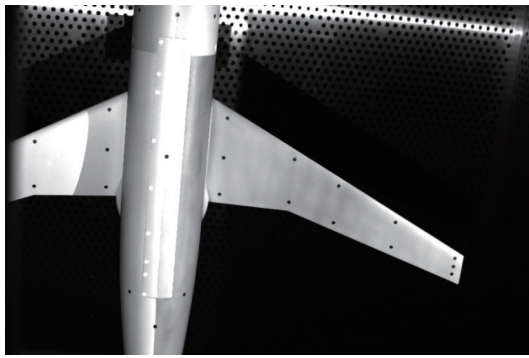


図7 模型変形量計測のマーカ画像の例 [文献3]

ルに対する寄与を把握した上で、最も寄与が大きい騒音源から対策を施すことが効果的です。各騒音源の騒音レベルを風洞試験で調べるため、音源探査技術が活用されています。

音源探査技術ではレーダーアレイの計測技術であるビームフォーミング (Beamforming) 法を空力騒音計測に適用しています^[3]。この方法では多数のマイクロホンを放射状に配置したマイクロホンアレイを用いて騒音信号を収録します。音源と各マイクロホンの相対位置が異なることから、マイクロホンに到達する伝播時間の差を利用して音波の位相を逆算し、波形を合成して騒音レベル分布を算出することができます。

JAXA の風洞では 96ch のマイクロホンアレイを使用して 500Hz ~ 80kHz (1/3 オクターブバ

ンド) の測定が可能となっています^[15,16]。図8に高揚力装置模型の騒音計測の一例を示します。ここで注目すべき点は、JAXAの風洞は設計が古く、送風機や風路の反響による騒音がとても大きな風洞であるにもかかわらず、音源探査技術は周波数を峻別して測定を行いますので、十分に利用できると言うことです。とはいえ、騒音レベルの測定精度を上げるためには風洞自体の騒音が小さいに越したことはありません。比較的新しい自動車や鉄道用の風洞は低騒音設計となっているのはそのためです。JAXAでは2m×2m低速風洞でより高精度に騒音計測を行えるように、無響化した測定部(無響カート)を整備するとともに、風路に吸音材を貼り付けて騒音レベルの低下を図りました。

(6) 表面摩擦測定技術

機体抵抗の多くを占める摩擦抵抗を低減するための研究開発においては、騒音同様、どこの部分でどれだけの抵抗が生じているかを把握する必要があります。空気力学の分野では古くから乱流境界層の性質の解明と並行してその特徴量の一つである表面摩擦抵抗を測定する技術の研究が進められてきました^[17]。多くの手法が実験室レベルで提案され検証されてきましたが、大型風洞で十分な精度で効率よく表面摩擦抵抗を測定する技術は未だ存在しません。

JAXAでは表面摩擦抵抗測定技術の一つである

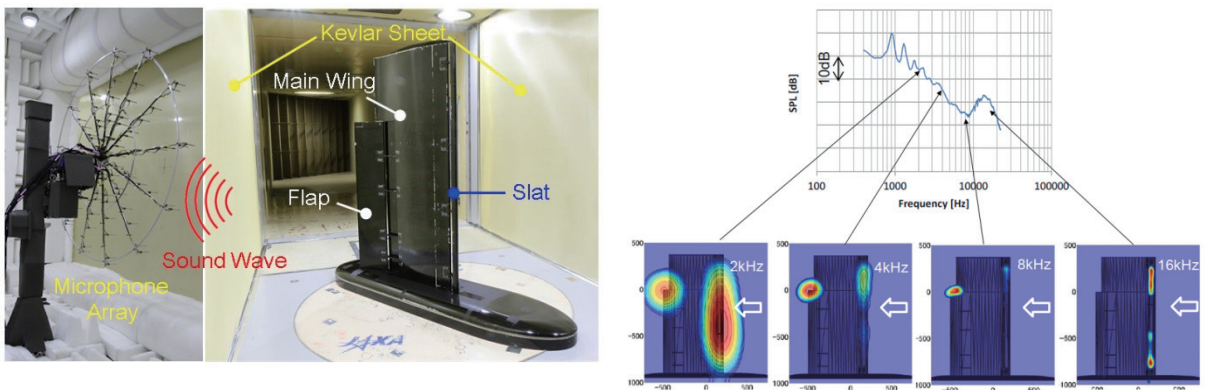
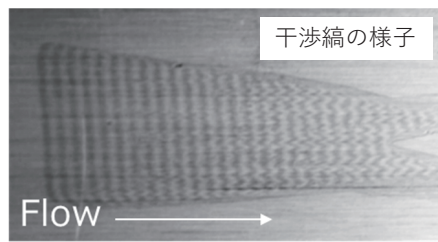
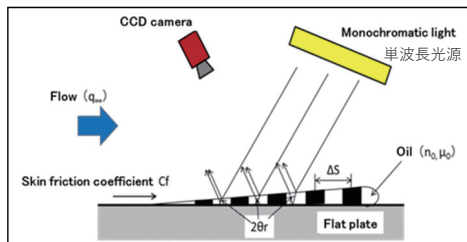


図8 無響カートにおける高揚力装置騒音計測 (2m × 2m 低速風洞) [文献3]
 (a) 音響を透過するケブラー壁を有した無響カートと副室に設置されたマイクロホンアレイ (左)
 (b) 音圧分布測定結果とその積分値



オイル表面での反射と物体表面での反射の光路差により干渉縞が発生

図9 オイル干渉法の原理と干渉縞の様子 [文献 18]

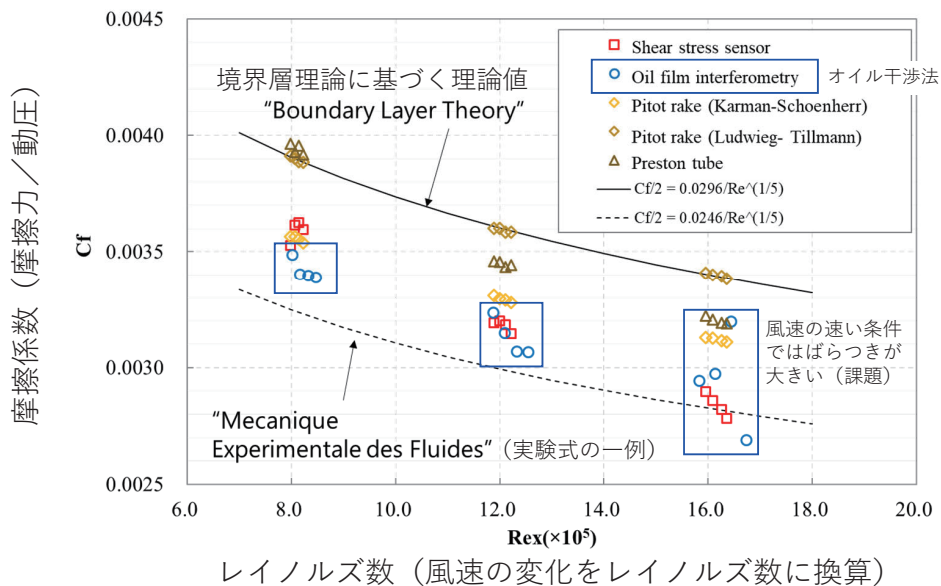


図10 オイル干渉法と他の手法の比較
([] がオイル干渉法のデータ) [文献 18]

オイル（油膜）を利用した技術の研究開発を進めることで、大型風洞で実用的に使用可能な測定技術の確立を目指しています^[18]。オイルはこれまで機体表面の流れを定性的に可視化するためのオイルフローなどで用いられてきましたが、これを表面摩擦抵抗の定量的な測定にも利用することができます。模型表面にオイルで薄膜を形成し、その厚みの変化を光学的に計測することで、表面摩擦力と油膜の移動量の関係から摩擦力を算出します。この手法の原理を図9に示します。模型に単波長光を照射し、油膜表面の反射と模型表面の反射の光路差で生じる干渉縞を利用して油膜の微小な厚みを測定することから「オイル干渉法」と呼んでいます。図10にオイル干渉法による平板の表面摩擦係数の測定結果と、他の手法との比較を示します。この手法は実験室レベルの平板境界層ではすでに確立された手

法ですが、大型風洞で航空機模型に適用するためには、模型表面状態の制約、3次元局面での計測、温度変化によるオイル粘度変化の影響、画像処理の手法など、多くの課題があります。これらの課題を解決して実用的な表面摩擦抵抗測定技術の確立を目指しています。

3.3 試験データ精度向上のための取り組み

風洞試験データを設計に利用するためには、試験データ精度を評価する必要があります。試験データは工学的・統計的な取り扱いから不確かさをエラーバーとして表示することができますが、それに加えて風洞の持つ「癖」を相対的な視点から評価することも必要です。そのために標準模型（Standard Model あるいは Calibration Model）と呼ばれる模型を用いて、同じ形状の模

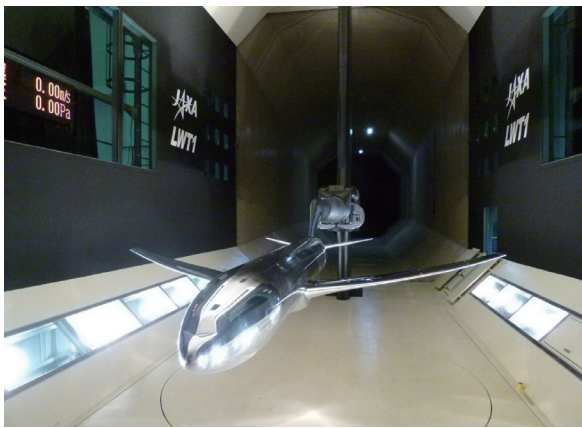


図 11 (a) 6.5m × 5.5m 低速風洞の測定部と CRM 標準模型 (左)
(b) 2m × 2m 遷音速風洞の測定部と CRM 標準模型

型を用いた他の風洞の試験データや CFD との比較からデータ精度を評価します。

最近では CFD の抵抗推算精度を評価するために米国航空宇宙学会 (AIAA) の DPW (Drag Prediction Workshop) で提案された CRM (Common Research Model) と呼ばれる機体形状が標準模型に用いられるようになりました。この形状は実際の航空機の形状に近く、CFD 検証用のデータを取得するために米国 NASA の遷音速風洞 (NTF)^[19] や欧州遷音速風洞 (ETW)^[20] といった世界の主要風洞においても同形の模型が製作され、試験データが公開されています。JAXA も 2m × 2m 遷音速風洞と 6.5m × 5.5m 低速風洞向けに CRM 模型を製作しました (図 11)。

CRM 模型による試験を行うことにより、CFD や他の風洞とのデータ比較が可能となります。NTF や ETW は高レイノルズ数風洞と呼ばれる実機のレイノルズ数と同じ気流条件を作ることができる風洞です。JAXA の 2m × 2m 遷音速風洞は実機に比べると 1 桁以上低いレイノルズ数での試験しかできませんが、高レイノルズ数風洞の試験データとの比較を通して、レイノルズ数の違いによる影響 (レイノルズ数効果) を評価する研究を進めています^[21]。レイノルズ数効果が適切に補正できれば、実機の空力特性を予測する精度が向上します。

標準模型試験はまた、定期的 to 実施することで試験データの経年変化を監視し、風洞の健全性を

確認するために利用されています。さらに、計測装置の更新や、新しい試験計測技術を開発した際には、過去の豊富な試験データとの比較検証を目的に、まずは標準模型試験を実施します。

3.4 風洞試験と CFD の融合技術

空力試験・計測技術の将来を考えるに当たっては CFD との共存、共栄が重要です。今後の航空機開発では、より安全でより性能の高い機体の開発が要求されます。そこでは風洞試験と CFD がそれぞれの得意な部分を分担し、それらを最適に組み合わせることで機体の開発時間をできる限り少なくすることが要求されています。

JAXA 航空技術部門では、2012 年度までにデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム (DAHWIN) を開発しました^[22]。「デジタル風洞」は CFD を意味し、「アナログ風洞」は風洞試験を意味します。これまでは風洞試験と CFD を別々に実施し、研究者や設計者は机上の PC でそれらのデータ比較を行っていました。DAHWIN は画面上でリアルタイムに風洞試験と CFD の結果の比較が可能となる環境を提供しています。図 12 に DAHWIN の利用フローを示します。まずは風洞試験前に CFD 解析を実施し、結果をシステムに格納します。CFD 解析結果は風洞試験計画に反映され、試験実施時には試験データを逐次画面上に CFD 結果と比較可能な形で表示していきます。さらに風洞試験結果を CFD 解析にフィードバックすることもできます。例えば、風洞試験で計測され

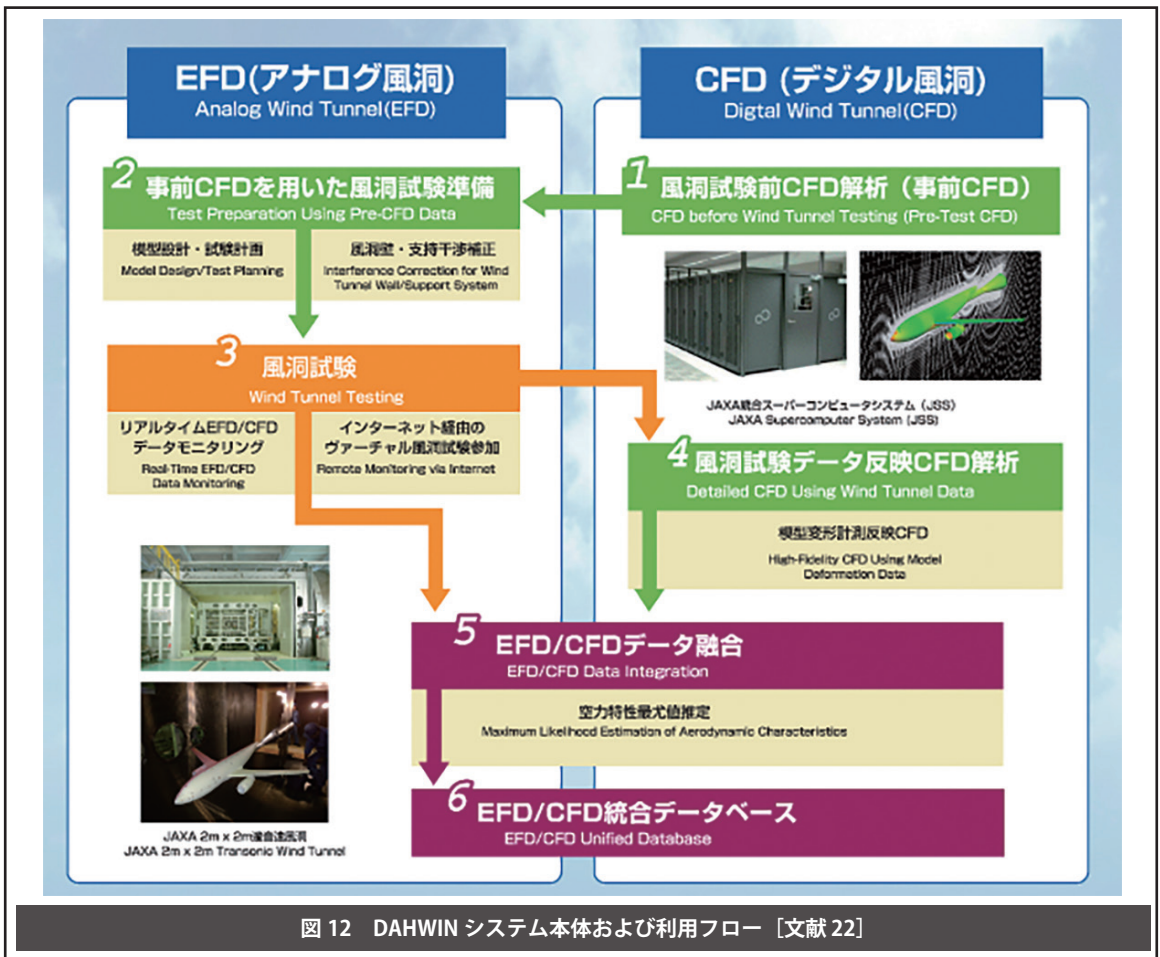


図 12 DAHWIN システム本体および利用フロー [文献 22]

た模型の変形量データを CFD 解析に取り込むことで、データの精度を向上させることができます。風洞試験データと CFD 解析結果の比較には画像データも含まれます。DAHWIN の開発では、PSP や PIV の試験結果も画像取得後 10 分以内に表示可能となるような技術開発も合わせて実施されました。DAHWIN は MRJ の開発には間に合いませんでしたが、今後日本において MRJ に続く機体開発があれば、このシステムが日本の国際競争力の源の一つとなることでしょう。

4. 風洞

前章まで JAXA が研究開発を進めている空力試験・計測技術の紹介を行ってきましたが、これらの技術が利用されるステージが「風洞」と呼ばれる試験設備です。本章では JAXA 調布航空宇宙センターに整備されている風洞を紹介します。

4.1 風洞とは

風洞は航空機・宇宙機の設計に無くてはならない試験設備で、空力技術における中核的な試験設備として長い歴史を持っています。JAXA を代表する 2m × 2m 遷音速風洞は昭和 35 年(1960 年)の竣工以来、60 年近い稼働実績がありますし、世界を見るとさらに古い風洞が現在も使用されていることが珍しくありません。

かつては風洞試験が空力特性データ取得のためのほとんど唯一の手段でしたが、現在は CFD による計算/解析技術が進歩し、実際の機体設計においても、空力特性の大部分を CFD により推測する時代になってきています。とはいえ CFD がすべての風洞試験の代わりとなる見通しはまだありません。航空機開発において風洞はまだしばらくは無くしてはならない存在です。航空機開発の国際競争を勝ち抜くためには、開発期間を短くし、開発コストを抑えることが必要です。そのためには風洞試験

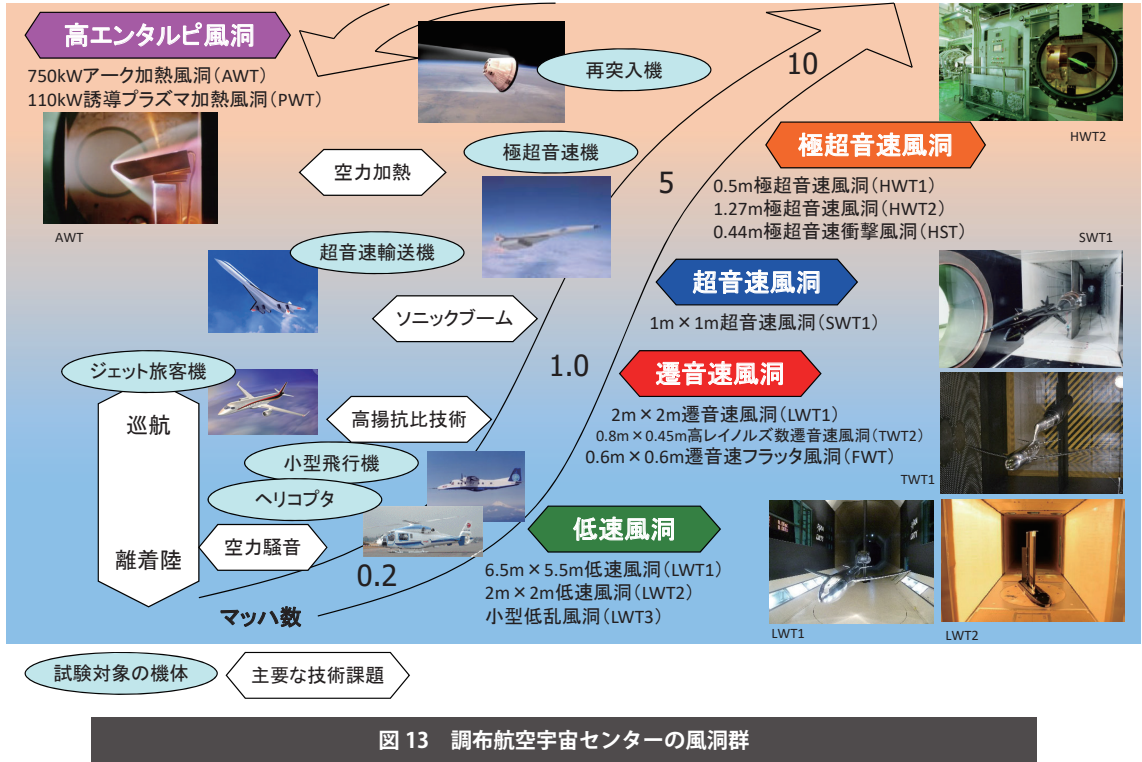


図 13 調布航空宇宙センターの風洞群

とCFDを最適に組み合わせた設計が必要不可欠となっています。そこでは、風洞試験とCFDそれぞれの特長を活かした活用が重要で、風洞試験では精度の高い試験データを効率よく取得するための試験・計測技術が望まれています。

4.2 調布航空宇宙センターの風洞群^[23]

JAXA 調布航空宇宙センターには、我が国有数の開発風洞が整備されています。これらの風洞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ました。それ以降、旧航空宇宙技術研究所が維持運営してきたものをJAXAが引き継いで維持運営を行っています。

図 13 に調布航空宇宙センターの風洞群を、試験速度領域と対象となる機体／技術課題と合わせて図式的に示します。また、表 1 には各々の諸元を示します。

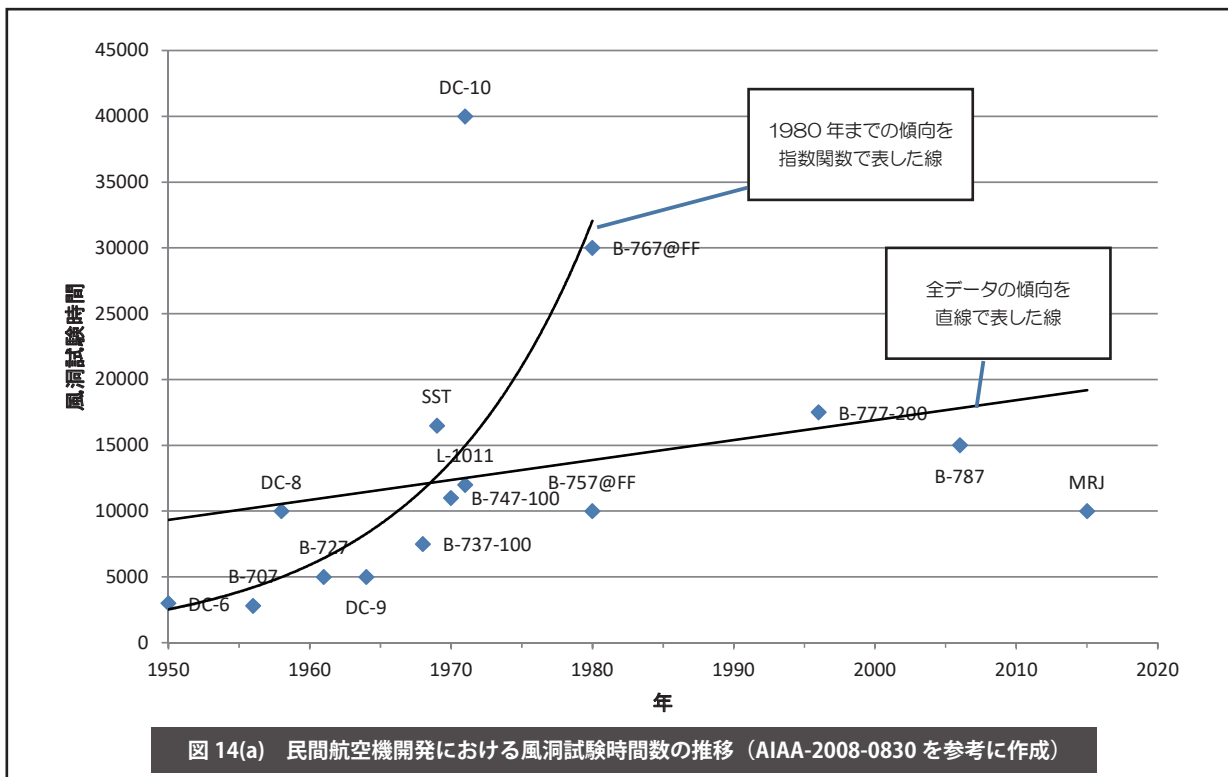
調布航空宇宙センターの風洞群は低速から極超音速まで航空宇宙分野の研究開発に必要な速度域をシームレスにカバーしていることが特長です。超音速までの航空機に加えて宇宙開発で必要となる大気圏再突入条件を模擬するための極超音速風洞や高エンタルピ風洞（アーク加熱風洞、誘導プラズマ加熱風洞）も整備されています。

4.3 航空機開発における風洞の役割

10年以上前の文献からの引用となりますが、民間航空機開発における風洞試験時間数の推移を図 14 (a) に示します^[24]。1980年頃までは、機体の性能が上がるにつれて風洞試験時間数が指数関数的に増大する傾向がありました。1日24時間、1年365日間フルに風洞が稼働した場合の風洞試験時間数は約8,800時間となります。実際は複数の風洞で試験を分担しますが、DC-10の開発における4万時間という数字は、1つの風洞だけだと5年間弱試験を続ける数字となり、相当数の試験

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 LWT1	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 LWT2	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 TWT1	連続循環式	2m × 2m 正方形断面	M = 0.1 - 1.4
	1m × 1m 超音速風洞 SWT1	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 HWT1/2	間欠吹き出し式 (真空吸い込み併用)	φ 0.5m / φ 1.27m ノズル出口径	M = 5, 7, 9 (φ 0.5m) M = 10 (φ 1.27m)
	750kW アーク加熱風洞 110kW 誘導プラズマ加熱風洞 AWT/PWT	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)	φ 11.5cm 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 FWT	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 TWT2	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 HST	二段圧縮型衝撃風洞/ 無隔膜駆動型衝撃風洞	φ 0.44m ノズル出口径	M = 10, 12
	小型低乱風洞 LWT3	連続循環式	高さ 0.65m、幅 0.55m	5 - 65m/s
	磁力支持風洞 (小型計器用風洞) MSBS	連続循環式 磁力支持天秤装置	0.6m × 0.6m 正方形断面	15 - 35m/s

表 1



データが必要であったことがうかがえます。1980年代以降は機体のさらなる高性能化が要求される中で CFD の発達に伴い、風洞試験時間数は減少

傾向に転じました。これは CFD が風洞の代役を担うようになっただけでなく、風洞技術も向上し、データ精度や生産性の向上により風洞試験時間が短縮

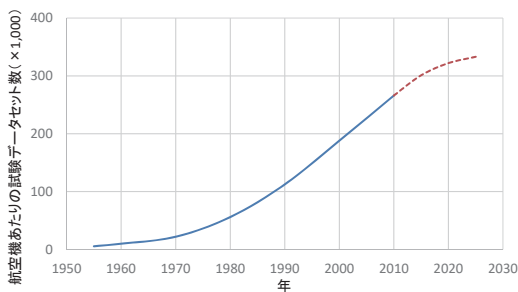


図 14 (b) 航空機開発に必要な試験データ数 (AIAA-2008-0830 を参考に作成)

されたことも理由の一つです。ここでは国際的な競争で機体の開発時間が制約されて来ていることも忘れてはいけません。その証拠に、図 14 (b) に示したように、航空機開発に必要な試験データ数は今後も増加する傾向にあります。このことからわかるように、航空機開発では依然風洞の役割は重要で、さらなるデータの生産性向上や、これまで測ることのできなかったデータを取得する手法の開発など、多くの技術課題が課せられているのです。

5. おわりに

本稿では JAXA が研究開発に取り組んでいる空力試験・計測技術について紹介しました。冒頭で述べましたように、空力技術は航空機開発では重要な役割を担っています。空力試験・計測技術はその中で他の技術を支援する位置づけですが、研究開発の歴史も長く、これからも引き続き技術開発が求められる分野だと思っています。

参考文献

- [1] 橋本毅彦：戦前の風洞の発展史，ながれ 33, pp.249-252, 2014
- [2] 浜本滋：JAXA における風洞技術の現状と研究課題，第 56 回飛行機シンポジウム講演集 1D03, 2018
- [3] 満尾和徳他：JAXA の大型風洞試験設備（後編）先進空力計測技術，日本航空宇宙学会誌，Vol.63 No.9, pp.293-300, 2015
- [4] えあろすべーす ABC【基礎・応用編】磁力支持風洞（杉浦裕樹），日本航空宇宙学会誌 Vol.66, No.12, pp.388, 2018
- [5] 1m ー磁力支持天秤装置 (MSBS), <http://www.ifs.tohoku.ac.jp/windtunnel/setubi/msbs.html>
- [6] 甲斐大貴ほか：運動を伴う航空機模型の高迎角磁力支持，第 56 回飛行機シンポジウム講演集 1D01, 2018
- [7] 満尾和徳ほか：JAXA 感圧塗料 (PSP) 計測システムの研究開発 (1) - 概要編 -, JAXA-RR-13-005, 2014

- [8] 中北和之ほか：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.
- [9] Nakakita, K., et al., "Practical Pressure-Sensitive Paint Measurement System for Industrial Wind Tunnels at JAXA," Meas. Sci. Technol. 17, 2005, pp. 359-366.
- [10] 中北和之：非定常空力現象への感圧塗料計測の応用，日本航空宇宙学会誌，Vol.62 No.8, pp.271-277, 2014
- [11] Sugioka, Y., et al., "In-Flight Visualization of Shock Wave on a Jet Aircraft Wing Using Lifetime-Base Pressure-Sensitive Paint Technique," 57th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Jan. 2019
- [12] 加藤裕之ほか：JAXA 2m × 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
- [13] 半田太郎ほか：MTV による気体流れの速度計測—超音速マイクロ噴流の速度計測を例として—，可視化情報 Vol.31, No.125, pp.26-31, 2012
- [14] P.M.Danehy, "Visualization and Quantification of High-Speed Flows using Laser Spectroscopy," JSASS-2018-2001, 2018
- [15] 浦弘樹ほか：JAXA 2mx2m 低速風洞無響カートにおける翼模型の空力 / 騒音特性，第 41 回流体力学講演会講演集 2A10, 2009
- [16] 浦弘樹ほか：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
- [17] Winter, K.G., "An outline of the techniques available for the measurement of skin friction in turbulent boundary layers," Prog. Aerospace Sci. Vol.18, pp.1-57, 1977
- [18] Iijima, H., et al., "Temperature Correction for Oil Film Interferometry with Infrared Camera in Skin Friction Measurements," 18th ISFV, June 2018
- [19] National Transonic Facility, <https://www.nasa.gov/aeroresearch/programs/aavp/aetc/transonic/ntf>
- [20] European Transonic Windtunnel, <https://www.etw.de/>
- [21] 上野真ほか：旅客機形状の遷音速風洞試験におけるレイノルズ数効果に関する近年の JAXA の取り組み，第 55 回飛行機シンポジウム講演集 2C11, 2017
- [22] 口石茂，渡辺重哉：デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) の航空・宇宙機研究開発への適用とその展望，日本航空宇宙学会誌，Vol.62, pp.160-165, 2014
- [23] 浜本滋：JAXA の大型風洞試験設備（前編）設備の概要，日本航空宇宙学会誌，Vol.63 No.8, pp.253-259, 2015
- [24] M. R. Melanson, "An Assessment of the Increase in Wind Tunnel Testing Requirements for Air Vehicle Development over the last Fifty Years," AIAA-2008-0830