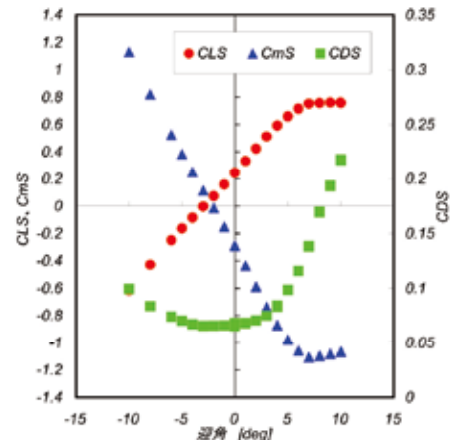


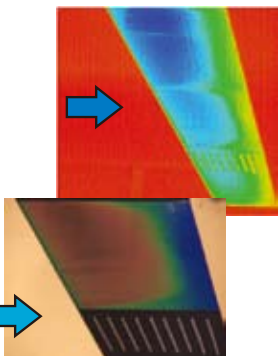
## 標準模型試験 Standard-wind tunnel model test



風洞標準化のため、標準模型の空力特性を定期的に取得し、風洞の経年変化、設備改修などが取得データに影響していないこと確認するとともに、新たな試験技術の導入を試みます。

The reference model is used for wind tunnel standardization. Aging, deterioration and upgrading of wind tunnel systems are checked through this testing. Also, advanced technologies are tried and verified, using this model.

## 翼面上の境界層遷移計測 Boundary layer transition measurement



境界層の遷移は空力特性に影響を及ぼす重要な現象です。赤外線カメラ、感温液晶を用いることで、遷移位置を把握します。これらの手法に加え、ホットフィルム、プレストン管などの手法を併用し遷移計測を行うことができます。

Boundary layer transition is very important phenomenon that affects aerodynamic performance. Infrared camera, temperature-sensitive liquid crystal, hot film and preston tube are used to determine the transition position.

## 実機の風洞試験 Flight model testing



風洞の大きさを生かし、実際に空を飛行できる機体の風洞試験も行われています。JAXAでは自動制御により長時間自律的に飛行可能な多目的小型無人機を開発中ですが、ここでは実エンジンを作動させプロペラが回転した状態も含め、実機そのものの空力特性を取得しています。

The wind tunnel test of the flight model which can actually fly is also performed taking advantage of the large size of the test section. Aerodynamic characteristics of the "multi-purpose small unmanned aircraft" of JAXA (not scaled model) can be obtained while operating real engine and rotating the propeller in the wind tunnel.

## 風洞諸元 Specification

形式	Type	大気圧連続循環式	Closed circuit; continuous atmospheric
測定部寸法	Size of test section	高さ6.5m、幅5.5m、4隅1mを切った8角形断面	6.5m high, 5.5m wide, octagonal with corner truncated 1m
風速	Wind speed	最高70m/s、最低1m/s	Maximum 70m/s; Minimum 1m/s
送風機	Fan	動翼角可変方式および回転数制御方式併用3,000 kW	Variable pitch angle and rotating speed control, 3000kW
測定部	Test cart	ストラット支持測定部（ピラミッド6分力天秤） スティンク支持測定部（内挿天秤）：動作4自由度 開放型測定部（二段絞りノズル）	Strut cart (Pyramid-type 6-component balance) Sting cart (Internal balance) (4 degrees of freedom) Open cart (Open jet flow through double contraction)
地面効果試験装置	Ground effect testing device	ムービングベルト方式40m/s（幅2.8m×長さ3.5m）	Moving belt system, 40m/s, 2.8m × 3.5m
1965年度完成、1994年度改修、増設（電動機設備、縮流筒、測定部カート）		FY1965 (Completion), FY1994 (Upgrade: motor system, contraction, sting cart)	

## ムービングベルトによる地面効果試験 Ground effect testing with a moving belt system



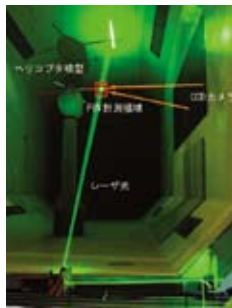
離着陸時の正確な空力特性予測は、航空機の性能と安全に直結する重要な要素です。この時、航空機に対して地面が後方へ走っている状態になります。この状態を模擬するため、ムービングベルトにより測定部底面を走らせ、地面効果を含む空力特性を正確に取得します。

Accurate evaluation of aerodynamics during take-off and landing is one of the most important problems for performance and safety. For this purpose, a moving-belt system is used to simulate the moving ground under the aircraft, leading to acquisition of accurate aerodynamics including ground effect.

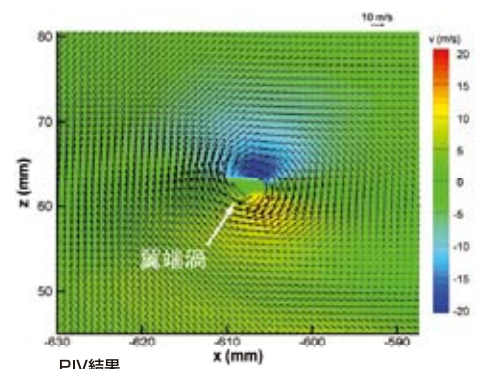
## 回転翼風洞試験、PIV計測 Rotor blade testing, PIV measurement



ヘリ模型の写真



PIV計測の写真



PIV結果

ヘリコプタの飛行特性を取得するため、ロータの回転装置を風洞内に設置し、実際にロータを回しながら空気力や騒音データなどを取得します。また、回転翼周辺の流れを調べるため、レーザ光源を用いた粒子画像速度計測法により、回転しているロータブレード周辺の空間速度分布の計測も可能です。

Rotor blade can be tested using rotating device in the test section and obtain the aerodynamic performance and noise by rotating the rotor. PIV (Particle Image Velocimetry) is applied as advanced measurement technology in the wind tunnel in order to measure the velocity distributions around rotating blade.

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

総合技術研究本部 風洞技術開発センター

Japan Aerospace Exploration Agency  
Wind Tunnel Technology Center

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo, 182-8522

古紙配合率100%再生紙を使用しています。



# 6.5m×5.5m低速風洞 6.5m×5.5m Low-Speed Wind Tunnel



風洞技術開発センター  
Wind Tunnel Technology Center



6.5m×5.5m低速風洞の概要

- 本風洞は、航空機の離着陸や低速飛行条件で、揚力や抵抗などの空気力計測や、空気の流れの様子を調べるために用いられます。連続循環式風洞で、長辺75m、短辺25m、一周200mの長方形の風路に、航空機用風洞としては我が国最大の高さ6.5m、幅5.5mの測定部を持ち、最大風速70m/sでの試験が可能です。
- 1965年の完成以来、S/VTOL機のための高揚力装置や動力付き模型、各種航空機測定部断面の風洞試験などが行われてきました。低速性能向上に必要な高揚力発生時の空気の流れを正しく得るため、縦長の形状となっています。

6.5m×5.5m Low-Speed Wind Tunnel

- This wind tunnel is used to obtain low-speed aerodynamic performance and flow field around aircraft during take-off and landing, and low speed flight condition. The maximum wind speed is 70m/s at the test section. This test section is the largest in Japan as a low speed wind tunnel for aircraft. Length of the closed circuit is 200m at total, and the long leg and short leg is 75m and 25m, respectively.
- Since the completion in 1965, many wind tunnel tests, such as vertical and short takeoff and landing (V/STOL) aircraft, low-speed aerodynamic research and development, conventional aircraft and space vehicles, have been conducted.



Low-Speed Wind Tunnel  
Low-Speed Wind Tunnel  
Low-Speed Wind Tunnel  
Low-Speed Wind Tunnel

1 ターンテーブル装置  
Turning Table

ストラットカート下に設置され、各種模型を支持し、多様な試験に対応します。装置の回転により模型の横滑り角を定めることができます。

Turning table can support various types of models in the strut cart. Side slip angle of models can be changed remotely by rotating the turning table.



2 ピラミッド型6分力天秤  
Pyramid type  
six-component balance

ストラットカート下に設置され、下方支持により模型の迎角および横滑り角を変化させながら空気力を計測します。

Pyramid type six-component force balance can measure aerodynamic forces and moments on the model supported by strut in the strut cart. Angle of attack and side slip angle of the model can be changed remotely during the testing.



3 ムービングベルト装置  
Moving belt

スティングカートの床面に設置され、地面効果把握のためにムービングベルトを最大速度50m/sで走らせることができます。風速は40m/sまで使用可能です。

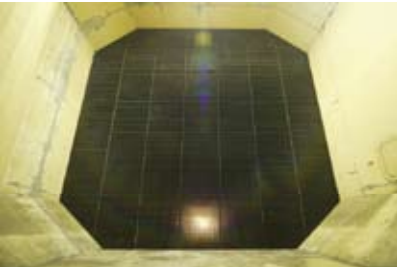
Moving-belt is installed on the floor of the sting cart, and can run at 50m/s max (maximum wind speed is 40m/s) to evaluate ground effect for aircraft.



集合胴、縮流胴 Settling chamber, contraction

集合胴では、三角形のハニカム形状の整流格子により気流の方向を整え、さらに、目の細かい整流金網により大きな渦を拡散させ消します。縮流胴では、急速に流路を狭めて加速するとともに乱れを抑え、一様な空気の流れを作り出します。縮流胴は、高さ15m幅12.5の断面を測定部の6.5m×5.5mまで（絞り比5.33）流路を絞ります。

Triangle honeycombs and wire screen to straighten the flow and reduce turbulence are installed in settling chamber. The size of the settling chamber is 15m×12.5m, and contraction whose ratio is 5.33 accelerates and stabilizes the flow to establish the uniform flow at the test section.



拡散胴 Diffuser

流路を広げて速度を低下させ、圧力を回復させます。風洞の角部には、気流を曲げるためのコーナーベーンが配置されています。

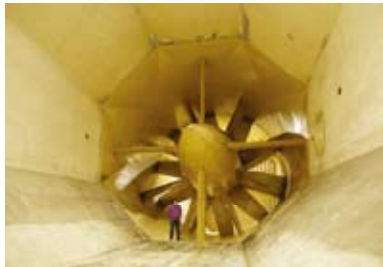
Diffuser works to reduce wind velocity and recover the pressure. Corner vanes are installed at the corners to bend the flow by 90 degrees.



送風機 Fan

直径9.3m、10枚の動翼を持つ単段軸流送風機です。3000kWのサイリスティンバータ電動機により30～214rpmで回転します。

9.3-m diameter and 10-brade single-stage fan with ten variable pitch blades are driven by 3000-kW variable speed electric motor at 30～214 rpm.



ストラットカート Strut cart

下方から模型を支持し、空気力計測用のピラミッド型外装天秤や、多様な模型を支持するためのターンテーブル装置が設置できます。

A test model is supported by the strut from below. Pyramid type six-component force balance to measure aerodynamic forces and turning table to support various types of models can be installed.



スティングカート Sting cart

後方から模型を支持し、内挿6分力天秤による空気力計測などが可能です。また、ムービングベルト装置を設置し、離着陸時の地面の影響を模擬できます。

Test model is supported from downstream by a long sting. Aerodynamic forces can be measured by using an internal six-component force balance. Moving-belt system for ground effect tests can be installed in this cart.



計測制御室 Control and measurement room

送風機の回転数や動翼開度などを制御監視するとともに、測定部の模型の迎角や横滑り角などの操作を行います。また、天秤や圧力センサーから得られた電気信号を処理し、空力係数や圧力係数として出力します。圧力計測試験時には高速多点計測の可能なESPシステムを使用することができます。

Rotating speed and pitch of the fan can be operated and monitored, and angle of attack and side slip angle of models are controlled. Measured signal from force balance and pressure sensors are acquired, and aerodynamic force coefficient and pressure coefficient are processed . ESP (PSI Inc.) that is high-speed scanning pressure measurement system can be used at pressure measurement testing.



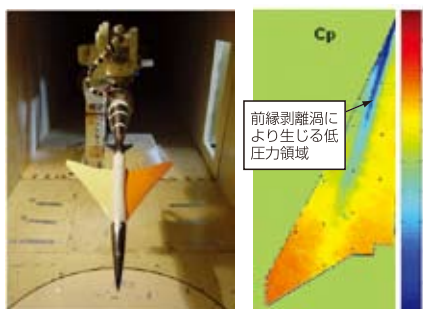


## 風洞諸元 Specification

形式	Type	大気圧連続循環式	Closed circuit; continuous, atmospheric
測定部寸法	Size of test section	2m×2m正方形断面、長さ4m	2m x 2m square cross section, 4m long
風速	Wind speed	常用3～60m/s（連続）、最高67m/s	Normally, 3 to 60m/s, (continuous), Maximum 67m/s
送風機動力	Power for fan	250 kW	250 kW
突風発生装置	Gust wind generator	可動翼列の縦揺れ角0～±0.15rad、振動数0～20Hz（上下突風0～±約4.5m/s、周期0.05sec以上） 突風波形：正弦波、三角波、矩形波及びランダム波	Incidence angle of movable cascade wings 0 to ±0.15 rad.; Vibration frequency 0 to 20Hz (Vertical gust 0 to ±4.5m/s approx., Period 0.05 sec or more) Gust wind waves: sine, triangular, rectangular, and random
ロボット型模型支持装置	Robotic model support system	動作6自由度、可搬重量1470.0N、位置精度±0.5mm	6 degrees of freedom, Capable of moving 1470.0N, Position precision ±0.5mm

1971年度完成、1995年度増設（ロボット支持装置）、1998年度改修（電動機設備、風洞制御システム）  
FY1971：completion, FY1995, added (Robotic model support system), FY1998：upgraded (Motor and wind tunnel control system)

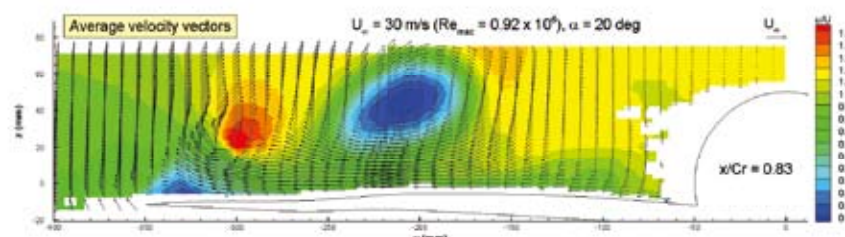
## 感圧塗料による圧力場計測 Pressure-Sensitive Paint Measurement



感圧塗料計測は、空気の圧力によって発光強度が変化する特性をもつ特殊な塗料を用いて模型表面圧力場を計測する技術です。低速における感圧塗料計測は、航空宇宙機開発だけではなく、鉄道や自動車開発にも適用できる計測技術として注目されています。

Pressure-Sensitive Paint (PSP) measurement is an innovative technique to acquire pressure image on an aerodynamic model surface. The luminescent intensity of PSP is sensitive to pressure, and the luminescent image is measured by a CCD camera. The PSP measurement system at low-speed is applicable to research and development of train and automobile as well as aerospace vehicles.

## 粒子画像流速測定法による空間速度場計測 Particle Image Velocimetry for Velocity Field Measurement



粒子画像流速測定法とは、気流中に粒子（シード）を投入し、ダブルパルスレーザを照明として、粒子画像を撮影した後、2度のレーザ発光の間に動いた粒子の移動距離を画像処理から計算することにより、速度計測を行う手法です。この手法を用いると、空間の速度分布を瞬時に得ることが可能となります。ロボット支持装置の活用とあわせ、デルタ翼上の渦などの流れ構造を把握することが出来ます。

Particle image velocimetry is the velocity field measurement technique that seeding particles dispersed in the wind tunnel are illuminated by double pulsed laser light sheet, then the displacement of seeding particles are calculated from acquired particle images by image processing. Consequently, instantaneous velocity distribution can be calculated by this technique. Flow structure of vortex on the delta wing can be visualized with a combination of PIV and robot support system.

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構  
総合技術研究本部 風洞技術開発センター

Japan Aerospace Exploration Agency  
Wind Tunnel Technology Center

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo, 182-8522



# 2m×2m低速風洞 2m×2m Low-Speed Wind Tunnel



風洞技術開発センター  
Wind Tunnel Technology Center



# 2m×2m低速風洞の概要

本風洞は1971年度に建設された連続循環式風洞です。気流乱れが比較的小さく、測定部も扱いやすい大きさであることから、基礎的な空気力学的研究から空力騒音、フラッタ試験、境界層制御やパワード・リフト機などの風洞試験が行われてきました。また、航空機が飛行中に突風を受けた時の荷重を評価するための試験設備として、突風試験用カートが用意されています。

## Outline of 2m×2m Low-speed wind tunnel

This closed circuit type wind tunnel was built in FY1971. This tunnel has been used for a variety of tests from basic aerodynamic research to tests for aeroacoustic noise, flutter, boundary-layer control, powered lift aircraft tests, and especially, the development of the low-noise STOL vehicle 'ASUKA'. Its characteristics of relatively low turbulence, low noise, and also appropriate size of test section are very important for the testing. This tunnel has also a gust wind cart that enables evaluation of gust load and of flight movement in a gust wind.



## 固定カート Closed cart

通常用いられる固定壁の測定部です。ストラット支持装置やロボット支持装置と組み合わせて使用することができます。カート内の断面は2m×2m、長さは4mです。

Closed type test section is used for general wind tunnel tests. Strut and robot support system can be installed to support the testing model. Cross-section of the test section is 2 m×2 m and its length is 4 m.



## 突風カート Gust wind cart

カート入口に配置された14段の翼列を動作させることにより、20Hzまでの多様な波形（正弦波、三角波、矩形波、ランダム波）で風向を上下に変動させ、飛行中の突風条件を模擬した試験を行います。

A vertical wind speed component to simulate gust can be added to the uniform flow by moving fourteen airfoils in front of the test section up to 20Hz. The vertical a cascade of speed component of sine wave, triangular wave, rectangular wave, and random wave can be produced.



## 開放カート Open cart

測定部壁の無いオープンジェット気流の試験が可能です。測定部下流に気流吸い込み用のベルマウスを取り付けるとともに、拡散筒に設置された開度を調整できる脈流防止孔により気流を安定させます。

Open jet flow without solid boundary can be obtained at the test section. Bell mouse is attached to diffuser downstream of the test section to take air flow in. Flow is stabilized by some holes on diffuser which work to alleviate flow oscillation.



## 集合胴、縮流胴 Settling chamber, contraction

6m×6mの集合胴に、気流の向きを整えるためのハニカム構造を持つ整流格子と、渦を抑制する2段の整流金網を設置しています。縮流胴の絞り比は9で、比較的高い絞り比により乱れの少ない気流を実現しています。

In the 6×6m settling chamber, honeycomb and wire screen are placed to reduce flow deflection and vortex. Relatively high contraction ratio of 9.0, realizes low turbulence at the test section.

## 拡散胴 Diffuser

風路を広げて風速を下げ、圧力を回復させます。4つのコーナーには気流を乱さずに流れを90度偏向させるため、コーナーベーンが設置されています。

Flow path is expanded to reduce the flow speed, and pressure is recovered. Corner vanes are installed at the four corners to bend the flow squarely.

## ロボット支持装置 Robot support system

6自由度を持つ産業用ロボットを用いて後方から模型を支持します。内装式天秤を装着することで空気力計測が可能です。位置、姿勢角の設定が容易であり、流れ場計測では計測系を移動せずに模型を移動させることにより模型周囲の任意の位置の計測ができるなど効率的な試験が可能です。



A model is supported from downstream by an industrial robot with six-degree freedom. Control of model position and attitude is easy and an efficient testing of flow field measurement around a model without moving measurement system is possible by moving the model. Aerodynamic force can be also measured by using internal six-component force balance.

## 計測制御システム Control and measurement system

風速や模型の角度を変化させるとともに、天秤や圧力センサーなどの計測機器からデータを収集し、処理します。本風洞では、圧力センサーとして、電子式高速多点圧力変換器があり、一度に数百点の圧力計測が可能です。

Wind speed and attitude of model are controlled from the operation room or side of the test section. Testing data from measurement instruments such as force balance and pressure sensor are acquired and processed. Electric scanning pressure measurement system can obtain several hundreds of data of pressure ports simultaneously.



## ストラット支持装置 Strut support system

模型を下方からストラットにより支持します。必要に応じ、ピラミッド型六分力天秤による空気力計測が可能です。模型の迎角、および、横滑り角を変化させることができます。

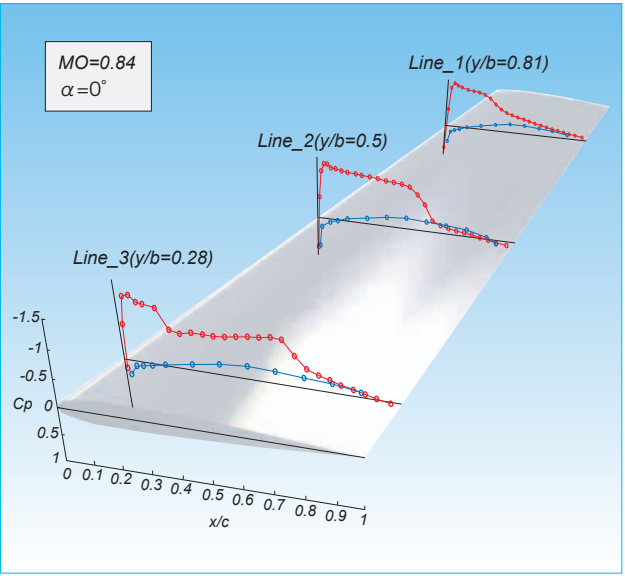
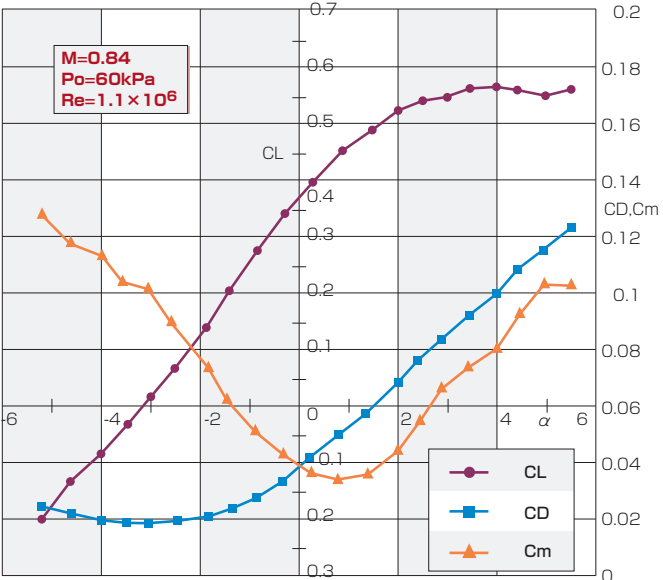
A testing model is supported by strut from the floor of the closed cart. Six-component force while changing the angle of attack and side slip angle can be measured by a pyramid type balance.





試験結果の一例

Examples of Recent Test Results

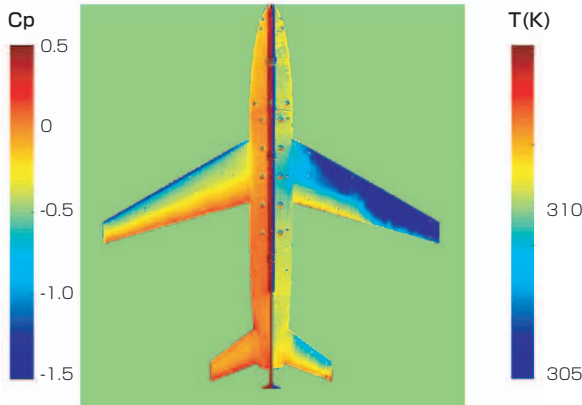


ONERA-M5標準模型による風洞試験例

フランス国立航空宇宙研究所 (ONERA) が提唱した標準模型による風洞試験の結果の一部です。同じ模型で比較を行い、風洞特性の違いを明らかにすることができます。

■Test Results Using a Calibration Model

A series of tests using an ONERA-M5 calibration model has been conducted. Comparisons of sets of data among other wind tunnels with the same model configuration indicate information for improving accuracy in wind tunnel testing.



感圧塗料を用いた圧力分布計測

風洞試験の高度化を目指した技術の一つが「感圧塗料を用いた圧力分布計測」です。模型の表面に薄く感圧塗料を塗り、表面全体の圧力分布を定量的に測定することができます。

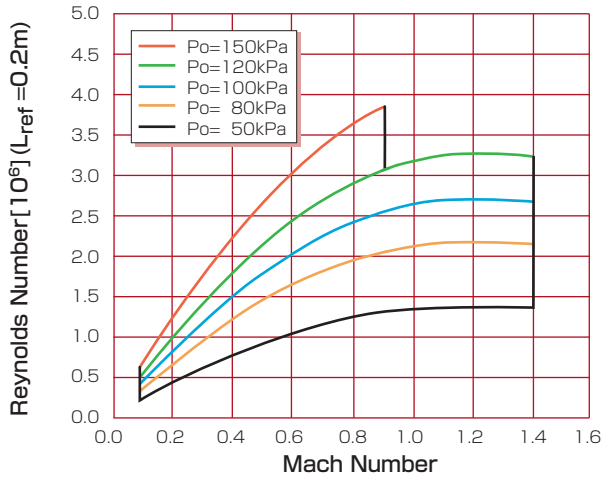
■Presure Measurement Using PSP

Pressure Sensitive Paint (PSP) measurement has recently been applied to wind tunnel testing. Pressure distributions on the global surface of wind tunnel models can be measured quantitatively by this new technique.

風洞性能と試験可能範囲

Specification and Performance Envelope

項目	Item	性能	Specification
マッハ数	Mach Number	0.1 to 1.4	
最大レイノルズ数 (代表長さ = 0.2m)	Maximum Reynolds Number	4 × 10 <sup>6</sup>	(Ref. length=0.2m, M=0.9)
集合胴総圧	Stagnation Pressure	50 to 150 (kPa)	
集合胴温度	Stagnation Temperature	308 to 338 (K)	
測定部寸法	Test Section Dimensions	2 × 2 × 4.13 (m)	
完成年度	Construction	1960	



試験可能範囲

風洞内の圧力を高めることによって、模型の大きさと気流の速度、密度との関係を示すレイノルズ数を高めることができます。遷音速風洞のレイノルズ数とマッハ数の関係を表したのがこの図です。

■Performance Envelope

The Reynolds number (one of the most important parameters in wind tunnel testing, together with the Mach number) can be varied by changing the stagnation pressure. The operating range is shown in the figure.



風洞模型管理棟

風洞技術開発センターの主要風洞で用いる風洞模型を保管しています。特に各風洞の標準模型は細心の注意を払い管理されています。

■Wind Tunnel Model Depot

Calibration model for WINTEC wind tunnels are stored in the model depot with special care.

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

総合技術研究本部 風洞技術開発センター

Japan Aerospace Exploration Agency  
Wind Tunnel Technology Center

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522

古紙配合率100%再生紙を使用しています。



2m × 2m 遷音速風洞  
Transonic Wind Tunnel



主送風機 (Main Blower)



風洞技術開発センター  
Wind Tunnel Technology Center

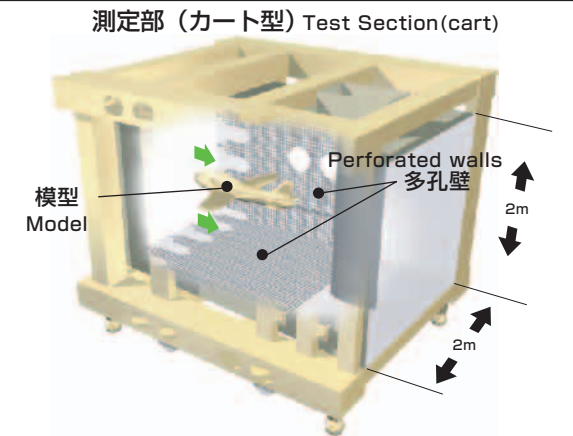


## 2mx2m 遷音速風洞

Transonic Wind Tunnel

風洞は、航空機やロケット等の模型を置いてその周りに流れを作り、空気抵抗や揚力を調べたり、流れの様子を観察したりする実験装置です。JAXA遷音速風洞は2m×2mの測定部断面をもち、マッハ数0.1から1.4（音速の0.1倍から1.4倍）の範囲の試験が長時間連続的にできる我国最大の遷音速風洞です。

The JAXA 2m x 2m Transonic Wind Tunnel is a closed-circuit and continuously operating facility, which can produce transonic flow up to a Mach number of 1.4. The test section is the largest of the transonic facilities in Japan. This wind tunnel has been used for measuring aerodynamic characteristics and stability of aircrafts developed in Japan since 1960.



### 測定部

測定部には、側面と上下面の4面が多孔壁で構成されている多孔壁測定部と、側面が固定壁、上下面が多溝壁で構成されている多溝壁測定部の2種類があります。前者には全機模型を取付ける第1カート、半模型を取付ける第2カートがあります。後者には全機模型を取付ける第3カートがあり試験時には、その目的に応じていずれかのカートを風路内に設置します。更にデータ生産性を上げるために第4カートの新設を計画中です。

#### ■Test Section

This wind tunnel has three test section carts. Cart #1, which is most frequently used, has four perforated walls and a support system for a full-span aircraft model. Cart #2 has also four perforated walls and a support system for a half-span model. Cart #3 has slots on the top and bottom walls and was specially designed for the application of flow visualization techniques. Cart #4 is now planned to improve data productivity.

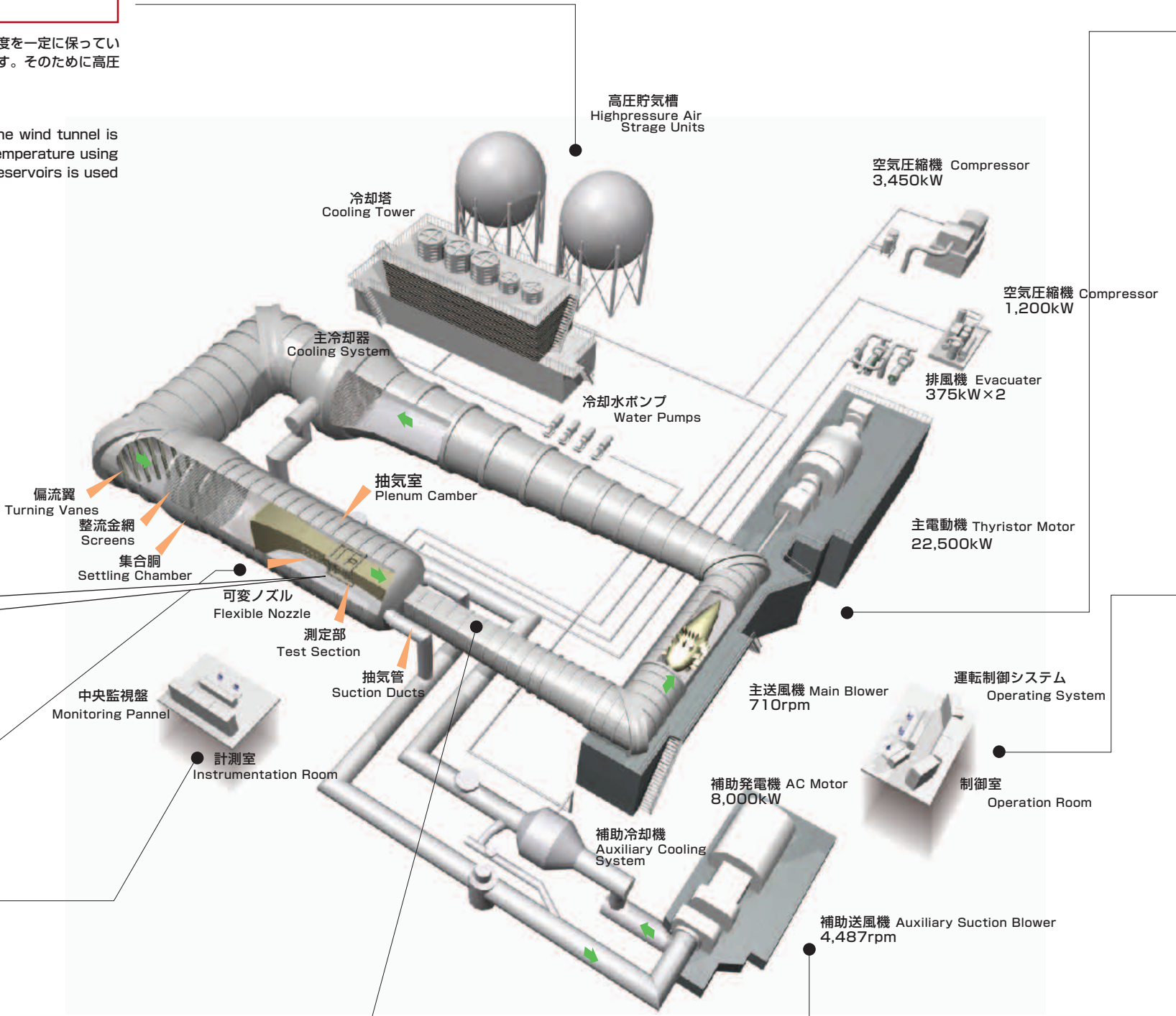


### 空気冷却設備と高圧空気貯気槽

風洞を連続運転中は気流の温度が上昇するため、冷却装置により気流温度を一定に保っています。また、遷音速風洞で用いる空気は、十分に乾燥したものがが必要です。そのために高圧乾燥空気の一部を風洞試験毎に風洞内部に補充します。

#### ■Cooling System and Air Reservoirs

The temperature of the airflow is gradually increased when the wind tunnel is operated for a long period. The cooling system controls the temperature using water as coolant. Sufficiently dry air stored in two spherical reservoirs is used for air inside the wind tunnel.

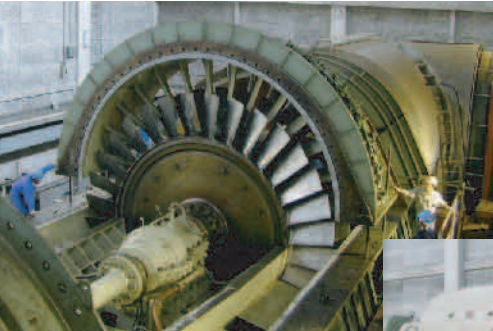


### 主送風機と主電動機

風洞測定部に風を送る主送風機は直径5mの2段式軸流送風機で、最高回転数は710rpmです。重さが40tほどあり、通常の風洞起動及び停止に数分間必要となります。主送風機を駆動する電動機は22,500kWもの大きな出力を持っています。

#### ■Main Blower and Motor

The main blower driven by a 22,500kW thyristor motor produces the test section flow. The maximum revolutions per minute is 710. It weighs about 40t, so that it takes 5-10 minutes to start or stop.



主送風機 Main Blower



主電動機 Thyristor Motor

### 風洞運転制御室

運転制御室は、主送風機、補助送風機、及びそれを駆動する電動機他多くの付属機械を運転して風洞気流のマッハ数、圧力、温度などを所定の精度に制御しています。

#### ■Operation Room

In the operation room, the main blower, the auxiliary suction blower, the compressors, the cooling system, and other facilities are operated. The Mach number, pressure, and temperature of the airflow are controlled with high accuracy.

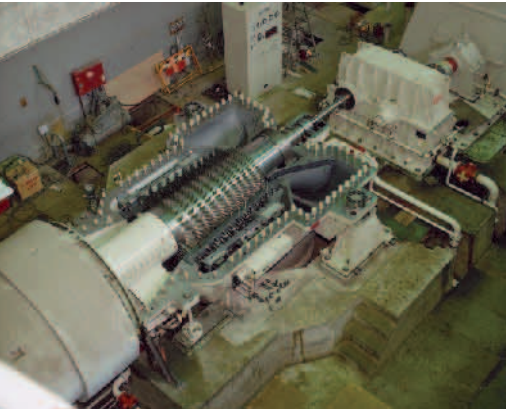


### 補助送風機

遷音速風洞には、測定部の周りに抽気室と呼ばれる気密の部屋があります。この部屋の圧力を補助送風機で制御し、気流の一部を吸い出すことによって測定部に高亜音速以上（マッハ約0.9以上）の流れを実現します。

#### ■Auxiliary Suction Blower

Transonic wind tunnels have a plenum chamber that encloses the test section to bleed part of airflow for high subsonic and supersonic Mach numbers. The auxiliary suction blower controls the plenum chamber pressure to keep the test section Mach number constant.



### 風洞計測室

風洞計測室では、模型を監視して試験スケジュールに従って模型姿勢を遠隔操作で変更します。測定データを収集して同時にそれらのデータを吟味しながら試験内容の確認を行い、効率的な風洞試験を行うことができます。

#### ■Instrumentation Room

In the instrumentation room, the attitude of the wind tunnel model is remotely controlled, and test data are acquired and analyzed.



### 拡散胴

測定部を通過した気流は、その下流にある拡散胴で減速されて主送風機に戻ります。

#### ■Diffuser

Airflow passing through the test section is decelerated in the diffuser and goes back to the main blower.



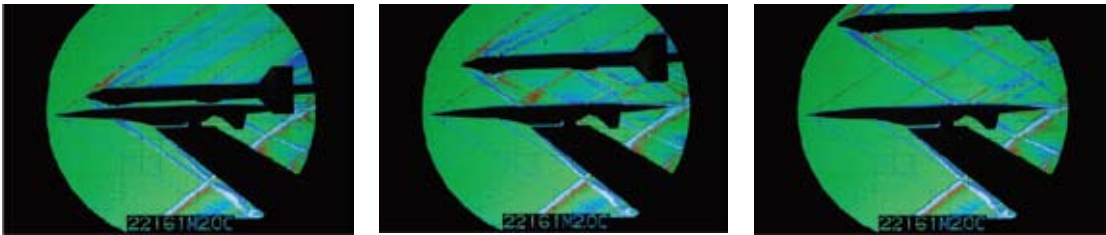


超音速風洞の主な試験例

■本超音速風洞では、主に力試験、圧力試験及び可視化試験等を実施しております。

【力試験の例】 小型超音速実験機の分離特性試験

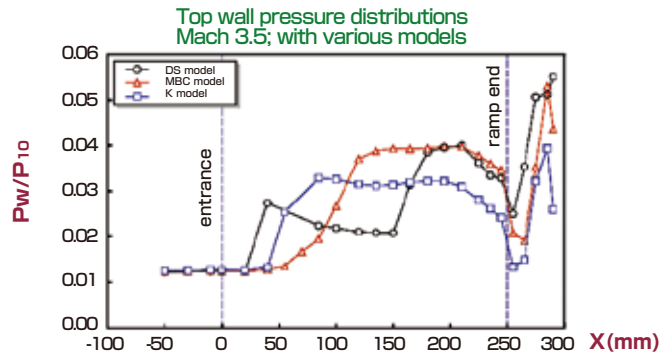
Force test [A SST experimental plane separation test]



3枚のシュリーレン写真は、小型超音速実験機がロケットから分離する際に発生する衝撃波による空力干渉を捕らえたものです。本試験では、各々の模型に内挿式天秤を装着し、空気力を測定して相互の空力干渉を調べます。  
These schlieren pictures show aerodynamic interference between a SST experimental plane and its acceleration rocket model. Aerodynamic interference forces were measured by force balances installed in each model.

【圧力試験の例】 複合エンジンインレット試験

Pressure test [A combined cycle engine inlet test]



複合エンジンインレット試験では、インレット（空気取入口）の入口から出口までの詳細な圧力分布を、電子走査式多点圧力計測装置で計測しました。  
Pressure distributions of an inlet wall of a combined cycle engine were measured using electric scanning pressure measurement system.

【可視化試験の例】 遷移計測試験 Flow visualization [A transition detection test]

感温液晶塗料やオイル（流動パラフィン＋二酸化チタン）等を用いて模型表面の流れを可視化しています。下の写真は、小型超音速実験機模型の主翼における境界層遷移の様子を可視化したものです。  
These pictures show the flow visualization of the boundary layer transition on the wings using liquid crystals or oil (liquid paraffin + titanium dioxide).



感温液晶  
Liquid Crystal

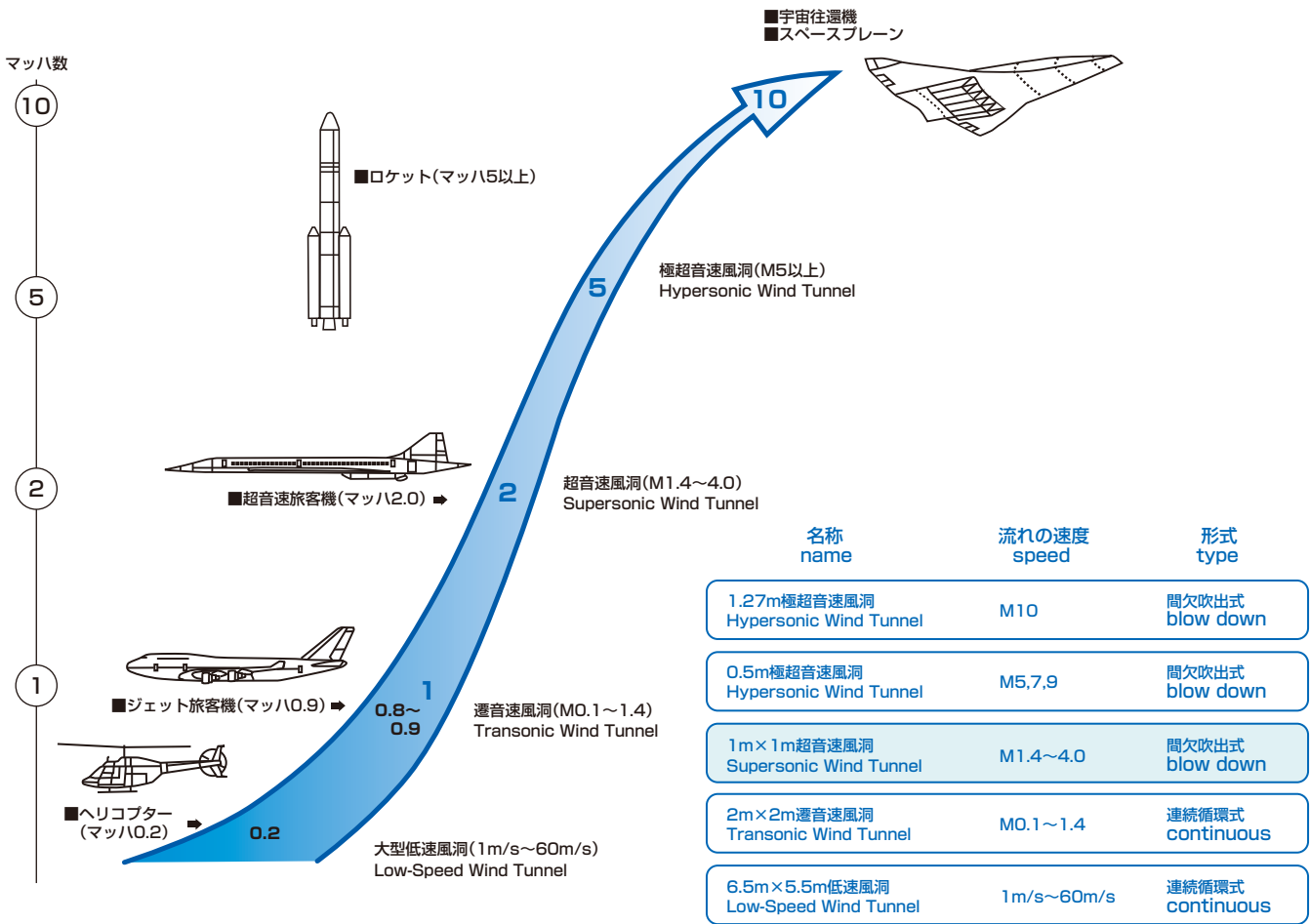


オイルフロー  
Oil Flow

風洞諸元 Specification

項目 Item	性能 Performance
形式 Type	吹出式 Blow down
測定部寸法 Test Section	1m × 1m
マッハ数 Mach number	1.4 to 4.0
集合胴圧力 Stagnation Pressure Range	150～1270[kPa]
レイノルズ数 Reynolds number	2～6×10 <sup>7</sup> [1/m]
流量 Flow Rate	>280[kg/sec]
通風時間 Run Time	<40[sec]
通風間隔 Run Interval	30[min]
完成年度 Completion	FY1961
改修年度 Improvement	FY2000

低速から極超音速まで



独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

総合技術研究本部 風洞技術開発センター

Japan Aerospace Exploration Agency  
Institute of Space Technology & Aeronautics  
Wind Tunnel Technology Center

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo, 182-8522

古紙配合率100%再生紙を使用しています。



宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



1m×1m超音速風洞  
1m×1m Supersonic Wind Tunnel



FTMS



風洞技術開発センター  
Wind Tunnel Technology Center



# 1 m×1 m超音速風洞の概要

1 m×1 mの測定部を持つ本超音速風洞は、超音速であるマッハ数1.4から4.0までの飛行状態を模擬できる国内有数の大型風洞です。主に飛行体に加わる空気力、圧力の計測、及び流れの可視化計測等の研究開発試験を実施しております。

昭和36年に本超音速風洞が建設されてから今日までの通風回数は、24,000回を越えました。この間、国内で開発された全ての超音速機や次世代超音速機（SST）、HIIロケット及び宇宙往還機（HOPE）等の航空・宇宙機の研究開発に貢献して来ました。また平成12年度に、風洞測定部より上流側の大改修を行いました。改修後は、吹出式風洞としては世界トップレベルの気流品質を誇ります。

## 1 m×1 m Supersonic Wind Tunnel

This wind tunnel is one of the leading facilities in Japan for research and development. It provides a supersonic flow at Mach numbers between 1.4 and 4.0. In the 1m×1m test section, aerodynamic force and pressure are measured with flow visualizations.

Since it was completed in 1961, the run number, in other words, tunnel blowing times exceeds 24,000. This wind tunnel has contributed for all supersonic vehicles developed in Japan such as SST(SuperSonic Transport), H-IIrocket, HOPE-X(H-II Orbiting Plane-EXperimental) spacecraft, and so on. Its upstream part was replaced in 1999. Then it has superb flow qualifies as the intermittent blow-down type wind tunnel.

# 1 m×1 m Supersonic Wind Tunnel



## 消音塔 Silencer Tower

高さ27mの消音塔は、吸音体と開閉式サウンドサプレッサ、ヘルムホルツ共鳴型消音器及びバイパス共鳴型消音器で通風時の騒音を低減します。  
The silencer tower is 27 meter height and reduces wind tunnel noise by a sound suppressor, a helmholtz resonator, a by-pass silencer and acoustic materials.



⑥ 消音塔  
Silencer Tower

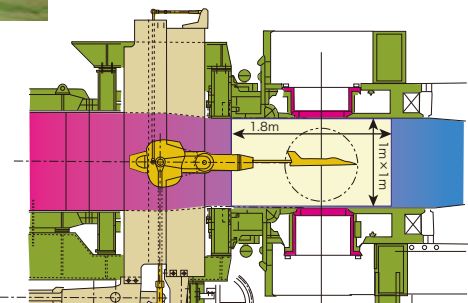
開閉式消音器  
Open-and-close  
Sound Suppressor

亜音速ディフザー  
Subsonic Diffuser  
(5° 50' ~7° 30')

## 模型支持装置 Model Support System

模型の姿勢角（ピッチ角）制御または平行位置（ヒービング）制御は、模型支持装置で行います。通風は、ピッチ角／ヒービング制御のどちらかを選択して行います。ピッチ角及びヒービングの変化範囲は、各々±20°及び±320mmです。

Model support system has ranges of ±20 degrees in pitch angle and ±320mm in height. Either pitch angle or height is changed by the hydraulic powered link system.



## 計測装置 Data Acquisition and Processing System

風洞計測装置では、空気力を測る天秤及び圧力センサー等のデータを収録し、処理を行います。データ収録後の物理量及び無次元係数等への換算時間は1分以内です。圧力計測試験において多点のデータ取得を必要とする場合には、電子走査式多点圧力計測装置の使用が可能です。

Voltages and signals of balances for aerodynamic force measurement, pressure transducers and other sensors are acquired by a data acquisition system. The voltage and signal data are processed to physical quantities, aerodynamic coefficients and so on in a minute. Electric scanning pressure measurement system is used to measure hundreds points of pressure of the model.



ヘルムホルツ共鳴型消音器  
Helmholtz Resonator

⑦ 計測装置 Data Acquisition and Processing System

⑧ 制御装置 Control Units

シュリーレン観測装置 Schlieren Optics System

③ 2次元可変ノズル Two-dimensional Variable Nozzle

第2スロート  
Second Throat

⑤ 模型支持装置  
Model Support System

④ 測定部 (1m×1m)  
Test Section

集合胴  
Settling Chamber

② 調圧弁 Pressure Control Valve

仕切弁  
Gate Valve

## 測定部 Test Section

測定部の寸法は縦1m×横1m×長さ1.8mです。左右の側壁には有効径650mmのシュリーレン観測窓が設置されています。また上下壁には取外し可能な有効径600mmのフランジ式閉止蓋が設置されています。この閉止蓋を取外して、模型や補助観測窓を取付けることが可能です。

The size of the test section is 1m height×1m width×1.8m length. On both side walls of the test section, two windows of 650mm diameter were installed for a schlieren system. In the ceiling and the floor, two interchangeable flanges of 600mm diameter were installed for an additional observation.

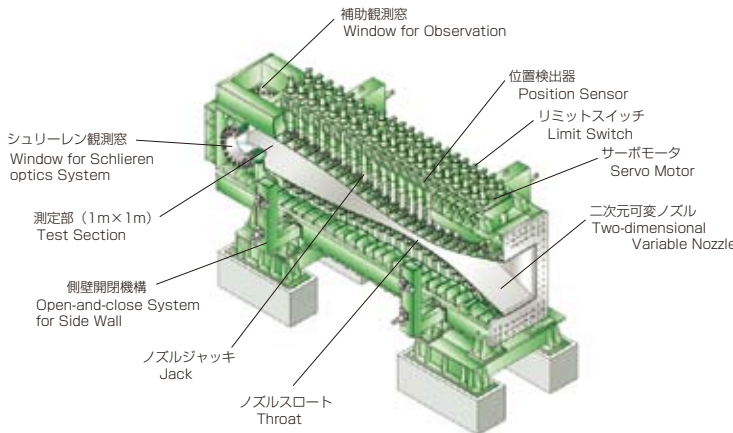
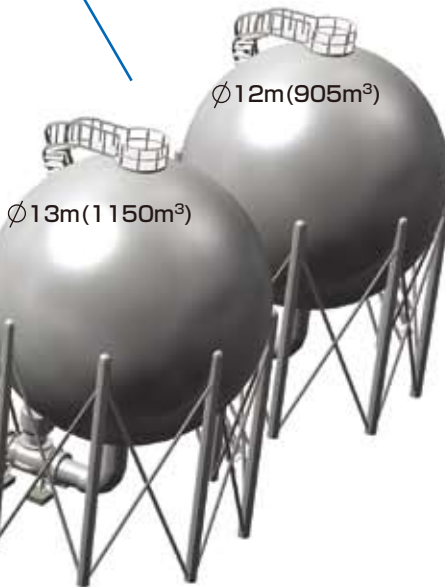
## 制御装置 Control System

風洞運転制御卓において、可変ノズルのマッハ数、集合胴圧力、模型姿勢角及び通風時間等を設定して通風を行います。1日の通風回数は平均8～10回で、ワンマンオペレーションで運転しています。

Mach number, stagnation pressure, duration time, model attitude, and other parameters are set on the control table. Around 8~10 tests per day are carried out by one-man operation.



① 貯気槽 2MPa  
Air Storage Tanks



## 貯気槽 Air Storage Tanks

2基の貯気槽には最高約2MPaの乾燥空気が蓄えられます。貯気槽の容量は各々905m³及び1,150m³です。マッハ数2の通風を20秒間行った場合、貯気槽の圧力は約0.3MPa低下します。遷音速風洞、2次元風洞及びフラッター風洞等でも、本貯気槽の空気を使用します。

Dried air as the working gas is stored up to 2M Pa in two tanks with volume of 905m³ and 1150m³. If the tunnel blows 20 seconds at a Mach number of 2, the pressure of the air storage decreases of 0.3MPa. This dried air is shared among the transonic wind tunnel, the high Re number transonic wind tunnel, and the flutter wind tunnel.



## 調圧弁 Pressure Control Valve

集合胴の総圧制御を行う調圧弁は、プラグタイプでプラグ径が1mあります。マッハ数に応じて、約150kPa～1,300kPaの範囲で圧力制御を行います。調圧弁が開いてから圧力が安定するまでの所用時間は、どのマッハ数においても約5秒です。

When the tunnel blows, this valve controls the total pressure in a settling chamber from 150kPa to 1,300kPa according to chosen Mach numbers. It is a plug type valve with a diameter of 1m. It only takes 5 seconds to stabilize the total pressure at any Mach number.



## 2次元可変ノズル Two-dimensional Variable Nozzle

2次元可変ノズルは、上下それぞれ21本の電動ジャッキにより、厚さ18mmのステンレス鋼製可とう板を変形してマッハ数を設定します。マッハ数の設定範囲は1.4～4.0で、0.01間隔で設定が可能です。電動ジャッキは単独で動かすことが可能なので、ノズル形状を微調整して気流の一様性を改善しています。

The upper and lower nozzle flexible plates were made with 18mm thick stainless plates. A Mach number is set between 1.4 and 4.0, with 0.01 increment. The nozzle aerolines are altered by 21 electrical jacks on each wall. Mach number uniformities were improved by independent jack position adjustments.



## 風洞の要目と試験範囲

### Principal Items and Test Range of Hypersonic Wind Tunnels

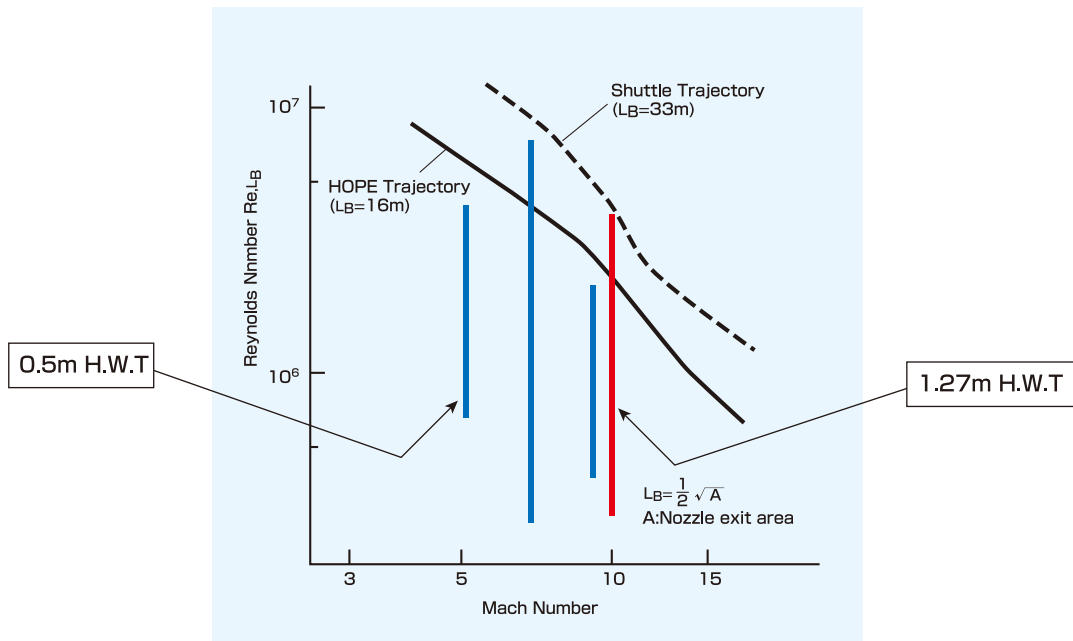
#### 要目と運用 Operational Characteristics

項目 Item	風洞 Tunnel	0.5m Wind Tunnel (HWT1)	1.27m Wind Tunnel (HWT2)
形式 Type		吹出真空吸込間欠式 Blow down/vacuum intermittent	
マッハ数 Mach number		5, 7, 9	10
ノズル（出口径） Nozzle exit diameter		Axisymmetric contoured nozzle 交換式（0.5 m） Interchangeable	固定式（1.27 m） Fixed
レイノルズ数/m Reynolds number/m		1.26 - 34.0 × 10 <sup>6</sup>	0.5 - 6.8 × 10 <sup>6</sup>
通風時間 Maximum duration time		120 sec	60 sec
完成年度 Completion year		1965	1995

#### 試験範囲 Test Range

マッハ数5, 7, 9, 10それぞれに対応するレイノルズ数範囲を示します。  
HOPEの再突入軌道沿いのマッハ数M、レイノルズ数Reを模擬できます。

The typical ranges of Mach number and Reynolds number available in the JAXA Hypersonic Wind Tunnels are indicated in the figure. The Tunnels can simulate the ranges of Mach number and Reynolds number along the flight path of HOPE (H-II launched orbiting plane).



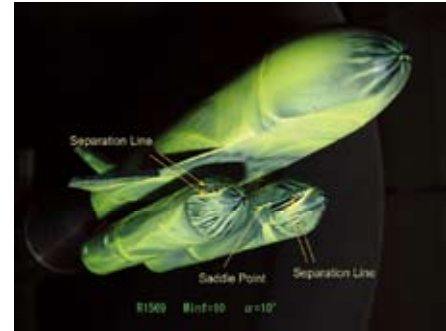
## 超高速飛行体の研究開発と極超音速風洞の利用

### Research and Development of Hypersonic Vehicles in Hypersonic Wind Tunnels

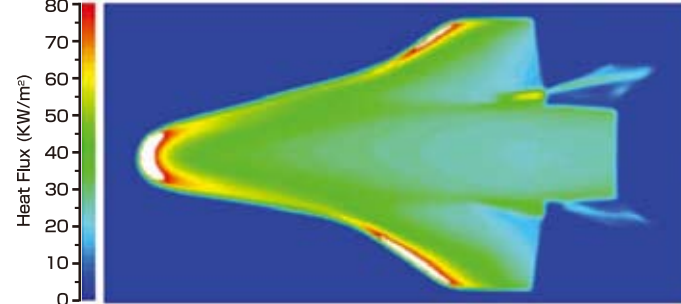
極超音速風洞ではスweepモードを用いた効率的な6分力計測、電子スキャン方式(ESP)による圧力計測、赤外線カメラによる空力加熱計測、オイルフローによる可視化等、風洞計測技術の刷新に努めています。宇宙機の最適空力設計には風洞試験、数値シミュレーション、飛行実験の連携が不可欠です。それらの関連付けの研究に積極的に参画しています。

We are introducing advanced technologies in the wind tunnel testing: six-component force measurement using sweep mode, electronically scanning pressure (ESP) system, heat transfer measurement by the infrared thermography and flow visualization by oil flow. For the optimal design of spacecrafts, the triad of wind tunnel testing, numerical simulations and flight experiments are indispensable. We are pursuing the correlation study.

最使用宇宙往還機オイルフロー試験  
Oil Flow Test of Future Re-usable Space Transport



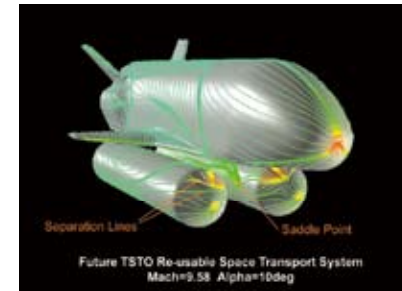
赤外線カメラによるHOPE空力加熱分布測定  
Heat Transfer Distribution of HOPE by the Infrared Thermography



極超音速飛行試験(HYFLEX)  
Hypersonic Flight Experiment(HYFLEX) in 1996



再使用宇宙往還機オイルフロー数値シミュレーション  
CFD of Future Re-usable Space Transport



独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

総合技術研究本部 風洞技術開発センター

Japan Aerospace Exploration Agency  
Wind Tunnel Technology Center

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo, 182-8522

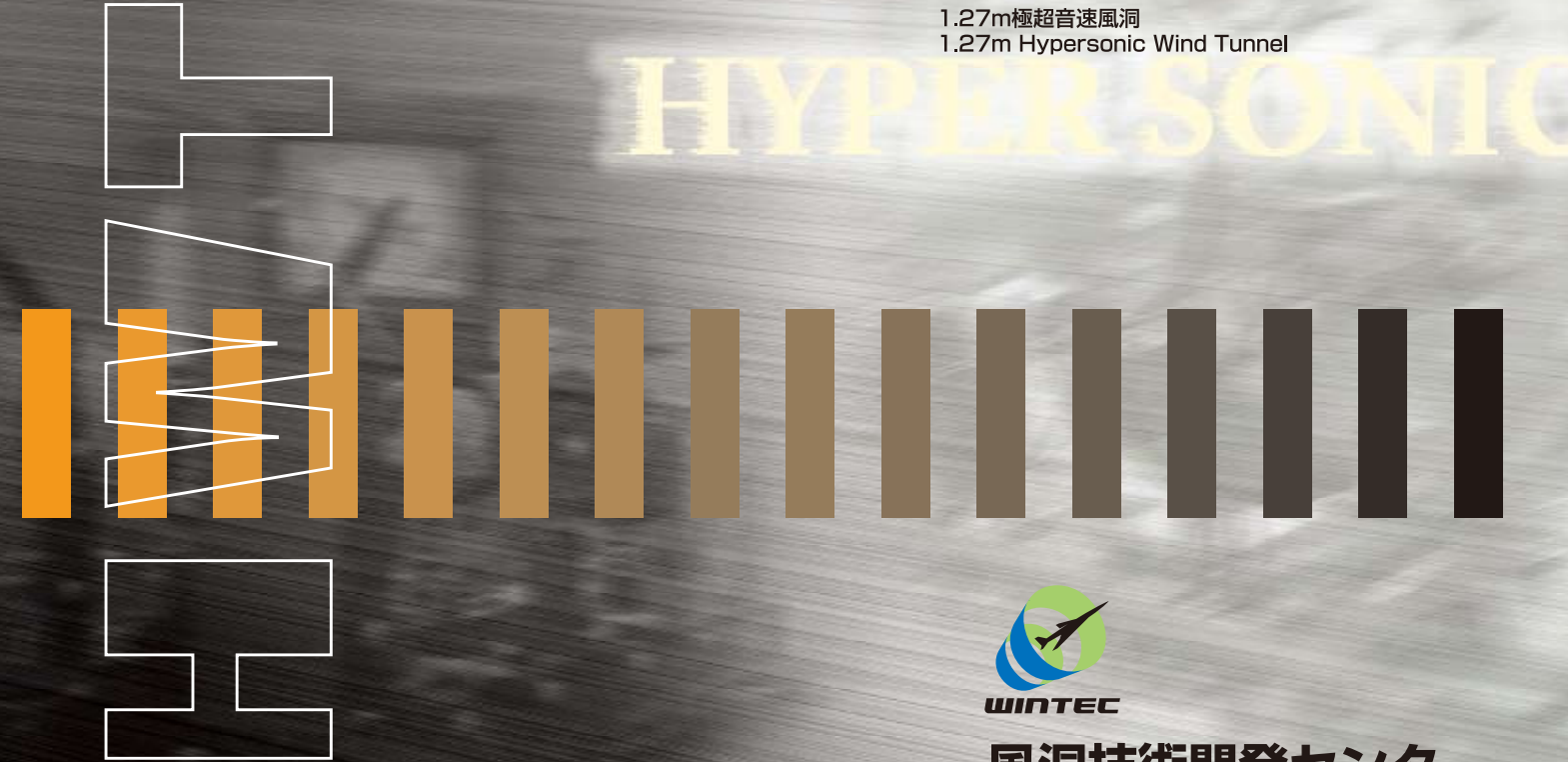
古紙配合率100%再生紙を使用しています。



## 0.5m/1.27m極超音速風洞 0.5m/1.27m Hypersonic Wind Tunnels



1.27m極超音速風洞  
1.27m Hypersonic Wind Tunnel



風洞技術開発センター  
Wind Tunnel Technology Center



# 極超音速風洞の概要

本風洞は、極超音速流れにおける空気力や圧力分布、加熱率などの試験データを提供し、極超音速機や宇宙往還機の空力設計の最適化に貢献します。

- 宇宙航空研究開発機構風洞技術開発センターには、2つの極超音速風洞があります。
- ノズル出口直径0.5mの風洞（0.5m極超音速風洞）は1965年度に完成しました。ノズルを交換することでマッハ数5, 7, 9の極超音速流をつくり出すことができ、広範囲のマッハ数にわたる試験が可能です。
- ノズル出口直径1.27m（50インチ）の風洞（1.27m極超音速風洞）は1995年度に完成しました。マッハ数は10（固定）です。大型模型による試験が可能で、詳細な試験データを必要とする開発試験に使用されます。この風洞は世界最大規模の極超音速風洞設備であるだけでなく、高品質の気流を実現しています。

## JAXA Hypersonic Wind Tunnels

JAXA Hypersonic Wind Tunnels have provided valuable facilities for hypersonic testing in Japan since 1965. The tunnels contribute to the designs for hypersonic vehicles by supplying data on aerodynamic forces and moments, pressure distribution and aerodynamic heating. We have two hypersonic tunnels: the 0.5m wind tunnel and the 1.27m wind tunnel. The 0.5m wind tunnel was constructed in 1965. It has three interchangeable hypersonic nozzles of Mach number 5, 7 and 9. In 1995, the 1.27m wind tunnel was newly added. It has a fixed Mach 10 nozzle and allows large models to be tested. The 1.27m wind tunnel is one of the largest hypersonic wind tunnels in the world and provides high quality flow.

# Hypersonic Wind Tunnels



0.5m極超音速風洞  
0.5m Hypersonic Wind Tunnel



1.27m極超音速風洞  
1.27m Hypersonic Wind Tunnel

### 1 風洞制御室

風洞制御室では空気圧縮機、ペブル加熱器、排気装置、油圧源装置、冷却水装置等の装置を遠隔運転します。澱み点圧力、澱み点温度及び模型姿勢角を精度良く制御し、1日に最大5ランの試験を実施できます。

#### ■ Control Room ■

In the control room, the compressor, the pebble-bed heater, the vacuum pump, the hydraulic and the cooling water system are remotely operated. The stagnation pressure, temperature and the attitude of the model are controlled with high accuracy. In a day, 5 tests are conducted at most.



### 2 風洞計測室

風洞計測室では試験データの収集、一次処理を行います。赤外線カメラシステムや電子走査式圧力測定システム（ESPシステム）が導入されています。

#### ■ Instrumentation Room ■

In the instrumentation room, test data are acquired and processed. The infrared thermography system and the Electronically Scanning Pressure measurement system (ESP) are also available.

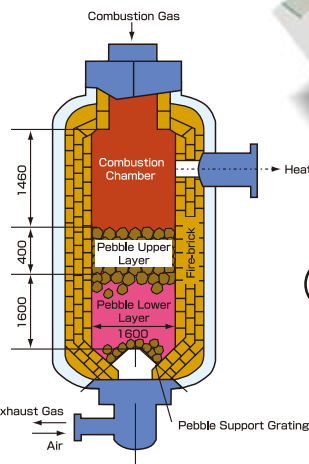


### 3 ペブル加熱器

常温の空気を断熱膨張させて極超音速まで加速すると、温度の低下により途中で液化します。液化防止のため予め空気の温度を高めておく装置が加熱器です。13MPaに耐える鋼製容器で、内部を三層の積層断熱レンガで覆った中に9トンのアルミナペブルが充填されています。このペブルを上面よりガスバーナーで予め最高時1500K迄加熱しておきます。通風時に高圧空気は下部より上部に流れ、ペブルとの熱交換により高温度になります。

#### ■ Pebble-bed Heater ■

Condensation of the air occurs if the air at room temperature is expanded adiabatically to hypersonic speed. Pebble-bed air heater is installed to prevent air liquefaction. The steel vessel, covered inside with 3-layered firebricks, is capable to withstand pressure of 13 MPa and a temperature of 1500 K. The container is filled with 9 tons of alumina pebbles. These pebbles are heated up, before blows, by a gas burner mounted on the top of the heater. During the blow, the pressurized air flows through the pebbles and is heated up.

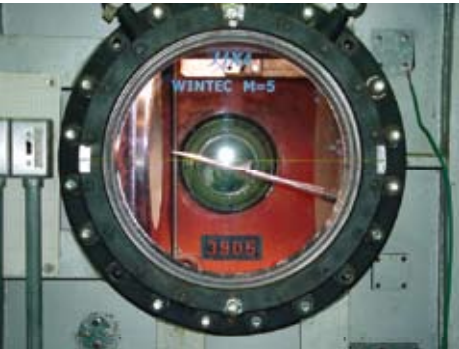


### 4 0.5m風洞測定室

マッハ数5及び7の詳細なマッハ数分布の測定が2002年にESPシステムを用いて行われました。テストコアは直径0.28mです。測定室には直径0.5mのシュリーレン装置用の観測窓ガラスが設置されています。

#### ■ 0.5m Wind Tunnel Test Section ■

Mach number distributions of M5 and M7 nozzles were measured in detail using the ESP system in 2002. The test core is 0.28m in diameter. The test section is equipped with Schlieren windows of 0.5m in diameter.



0.5m風洞測定室 (M=5,7,9)

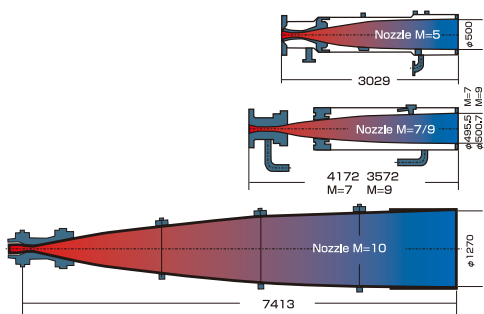
0.5mW.T. Test Section (M=5,7,9)

### 5 極超音速ノズル

測定部に一様な気流を作るための装置です。0.5m風洞はマッハ数が5,7,9のノズルがあり交換式です。1.27m風洞のノズルは固定式でマッハ数は10です。一様な流れを作るため、内面形状は滑らかなベル型をしています。

#### ■ Hypersonic Nozzles ■

The nozzles in the 0.5m wind tunnel are interchangeable: Mach 5, 7, and 9 nozzles, whereas, the nozzle in the 1.27m wind tunnel is fixed: Mach 10 nozzle. The inner shapes are contoured as a smooth bell-shape to ensure the uniform flow in the test section.

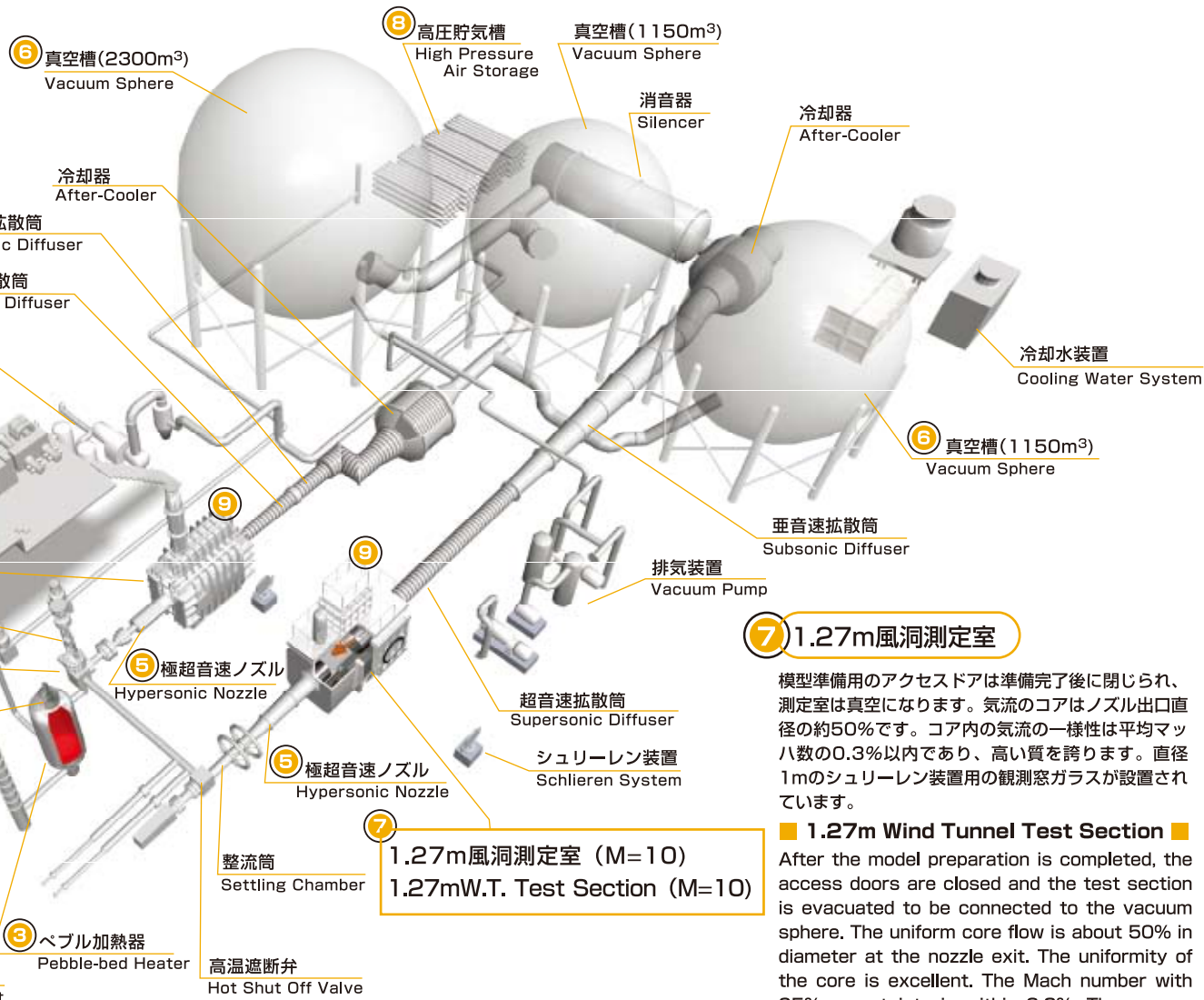


### 6 真空槽

1150m³の真空槽が2基、2300m³の真空槽が1基あります。通風前の真空槽の圧力は1〜2 hPaです。通風時間は真空槽の容積で決まります。最大通風時間は0.5m風洞では2基を使い120秒、1.27m風洞では3基を使い60秒です。

#### ■ Vacuum Sphere ■

Three vacuum spheres, two 1150m³ and one 2300m³, are the final destination of the flow. The two 1150m³ spheres are used for the operation of the 0.5m wind tunnel, and all the spheres are used for the 1.27m wind tunnel. The spheres are evacuated below a few hPa before the blow. The maximum duration time in the 0.5m wind tunnel is 120 seconds with the two spheres. The maximum duration in the 1.27m wind tunnel is 60 seconds with the all spheres.



### 7 1.27m風洞測定室

模型準備用のアクセスドアは準備完了後に閉じられ、測定室は真空になります。気流のコアはノズル出口直径の約50%です。コア内の気流の一様性は平均マッハ数の0.3%以内であり、高い質を誇ります。直径1mのシュリーレン装置用の観測窓ガラスが設置されています。

#### ■ 1.27m Wind Tunnel Test Section ■

After the model preparation is completed, the access doors are closed and the test section is evacuated to be connected to the vacuum sphere. The uniform core flow is about 50% in diameter at the nozzle exit. The uniformity of the core is excellent. The Mach number with 95% uncertainty is within 0.3%. The access doors are equipped with Schlieren windows of 1m in diameter.



### 8 高圧貯気槽

屋外の36m³高圧貯気槽は5段空気圧縮機により製造された高圧(20MPa)の乾燥空気を72本のボンベに蓄えます。この高圧空気は調圧弁で必要な圧力に調圧されて加熱器に導かれます。

#### ■ High Pressure Air Storage ■

Outside of the building, there is a high pressure air storage with 72 reservoirs in which 36 m³ of dry air at 20 MPa is stored. The high pressure dry air is produced by a five-stage compressor. The high pressure air is introduced into the air heater after being adjusted to the required pressure level by the control valve.

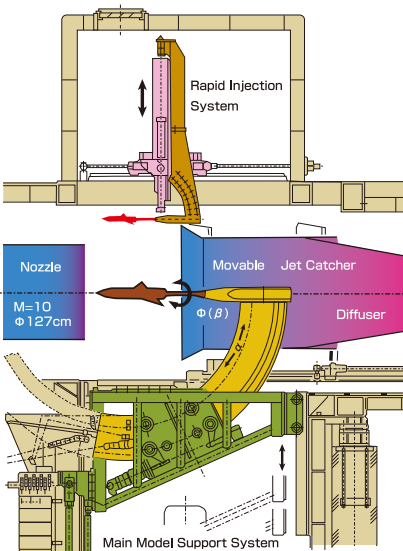


### 9 模型支持装置

模型を気流に投入、退避させ、変角を与える装置です。0.5m風洞ではピッチ角を±22度の範囲で変角できます。1.27m風洞ではピッチ角は-12〜47度、ロール角は±95度の範囲で変化させることができます。この主模型支持装置のほかに主として空力加熱試験用に模型を0.2秒で気流中心に投入する高速模型投入装置があります。

#### ■ Model Support System ■

Model support system injects the model into the stream after the flow is established and retracts the model before the flow is broken. The support system in the 0.5m wind tunnel can vary the pitch angle ±22 degrees. The main support system in the 1.27m wind tunnel can vary the pitch angle -12~47 degrees and the roll angle ±95 degrees independently. The 1.27m wind tunnel is also equipped with the rapid injection system. The rapid injection system, which is mainly used for heat transfer measurement, injects the model into the stream within 0.2 sec.





## 風洞諸元 Specification

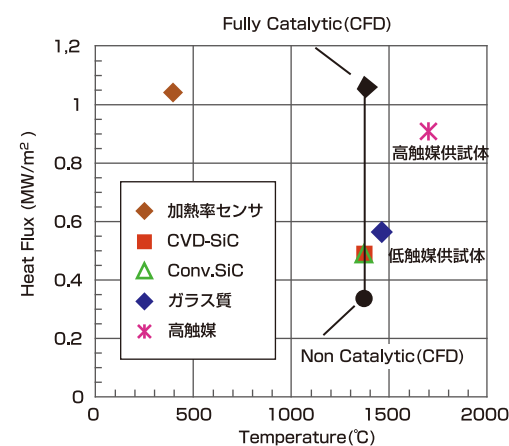
### 750kWアーク加熱風洞 750kW Arc-heated wind tunnel

形式	Type	縮流安定型アーク加熱風洞	Segmented arc-heated wind tunnel
総エンタルピー	Total enthalpy	～30MJ/kg	Up to around 30MJ/kg
気流持続時間	Operational time	20分以上	More than 20 minutes
コニカルノズル	for Conical nozzle		
マッハ数	Mach number	約4.8（設計値）	Around 4.8 (designed value)
測定部	Test chamber	自由噴流式	Free jet type
ノズル出口径	Nozzle exit diameter	11.5cm	11.5cm
澱み点試験	Stagnation point test		
供試体形状	Sample shape	φ25mm 円板	25mm diameter disk
加熱率	Heat flux	最大2.7MW/m <sup>2</sup>	Max. 2.7MW/m <sup>2</sup>
平板試験	Wedge model test		
供試体形状	Sample shape	70mm×40mm平板	70mm × 40mm flat plate
加熱率	Heat flux	最大0.26MW/m <sup>2</sup>	Max. 0.26MW/m <sup>2</sup>
チャンネルノズル	for Channnel nozzle		
供試体形状	Sample shape	100mm×100mm 平板	100mm×100mm Flat plate
加熱率	Heat flux	最大0.6MW/m <sup>2</sup>	Max. 0.6MW/m <sup>2</sup>

### 110kW誘導プラズマ加熱風洞 110kW Inductively-coupled-plasma wind tunnel

形式	Type	誘導結合プラズマ型加熱風洞	Inductively-coupled-plasma wind tunnel
総エンタルピー	Total enthalpy	～20MJ/kg	Up to around 20MJ/kg
気流持続時間	Operational time	20分以上	More than 20 minutes
プラズマトーチ径	Plasma torch diameter	78mm	78mm
形式	Type	水冷2重石英管	Water-cooled double quartz tube
測定部	Test chamber	自由噴流式	Free jet type
マッハ数	Mach number	亜音速	Subsonic
澱み点試験	Stagnation point test		
供試体形状	Sample shape	φ25mm 円板	25mm diameter disk
加熱率	Heat flux	最大1.8MW/m <sup>2</sup>	Max. 1.8MW/m <sup>2</sup>

## 触媒性評価技術の研究 Evaluation of Catalytic Effect on Thermal Protection System (TPS)



大気圏再突入を実現するためには、高温にさらされる機体を守る熱防護材の最適な設計が必要不可欠です。この空力加熱の精度の良い評価には、高温で解離した気体が熱防護材表面で再結合反応する影響を見積もる必要があります。このためには、地上試験やCFDによって、高温における触媒性の影響を調べるのが重要です。本風洞では、数値解析(CFD)も併用しながら、この触媒性を評価し、加熱率の評価を行っています。

To realize the spacecraft re-entry, it is indispensable for optimum design of thermal protection system against high temperature gas. Accurate estimation of this aerodynamic heating at ground tests and CFD calculations are in progress and it is needed to predict the effect of recombination of highly heated gas on the material surface. We have been conducting heating tests of some kinds of TPS materials to obtain experimental data of catalytic property at high temperature regime using high enthalpy wind tunnels, combined with CFD method.

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

総合技術研究本部 風洞技術開発センター

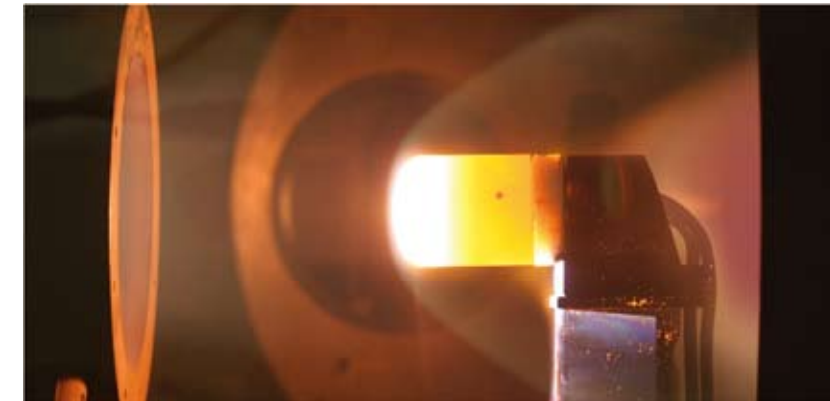
Japan Aerospace Exploration Agency  
Wind Tunnel Technology Center

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo, 182-8522

古紙配合率100%再生紙を使用しています。



## 750kWアーク加熱風洞 750kW Arc-heated Wind Tunnel



## 110kW誘導プラズマ加熱風洞 110kW ICP-heated Wind Tunnel



HEAT  
TUNNEL



風洞技術開発センター  
Wind Tunnel Technology Center



# 750kWアーク加熱風洞・110kW誘導プラズマ加熱風洞

本風洞は、750kWアーク加熱風洞（1993年改修整備）と110kW誘導プラズマ加熱風洞（2004年度新規整備）の2風洞から成っています。両風洞とも高いエンタルピを持つ気流を長時間維持し、宇宙往還機に用いられるC/C材料を約1,700℃まで加熱することができ、大気圏再突入の状態を模擬した試験が可能です。アーク加熱風洞は、アーク放電によって気流を加熱し、最大気流エンタルピ約30MJ/kg、最大加熱率約2.7MW/m<sup>2</sup>の超音速流を生成することができます。誘導プラズマ加熱風洞は、コイルがつくる電磁場により気流を加熱し、最大気流エンタルピ約20MJ/kg、最大加熱率約1.8MW/m<sup>2</sup>の超音速気流を生成できます。アーク加熱風洞で問題となる電極の溶融が無く気流がクリーンであるとともに、維持管理が簡略化でき、風洞稼働率・機動性を向上しています。これらの風洞は、測定部以降を共有し、必要に応じて、アーク加熱器とプラズマトーチを交換して使用します。

750kW arc-heated wind tunnel and 110kW ICP-heated wind tunnel are used for the heating testing of Thermal Protection System for Re-entry Vehicle with very high enthalpy flow over 20 minutes. Such as Carbon/Carbon material can be tested at the 1,700℃ of surface temperature. In the arc-heated wind tunnel, arc discharge in the arc heater heats driver gas, and 30MJ/kg of total enthalpy and 2.7MW/m<sup>2</sup> of heat flux can be obtained. In ICP-heated wind tunnel, the gas is heated by the Joule heating due to high-frequency inductive magnetic field in the torch, and 20MJ/kg of total enthalpy and 1.8MW/m<sup>2</sup> of heat flux. ICP-heater can obtain clean plasma for the catalytic effect research , which has to be prevented from contamination of the flow caused by melted electrode of arc heater. These wind tunnels share with a test chamber and an exhausting system, and are used as replaced the arc-heater with the plasma torch in accordance with the necessary.

## 排気装置 Vacuum pump system

風洞試験時に発生する高温気流のガスを連続排気するために使用します。メカニカルブースタポンプ3台とその後段に油回転ポンプが4台接続されています。これにより約1.3Paから13kPaの範囲でおよそ10,000m<sup>3</sup>/hrの排気能力があります。

High temperature gas generated in the test chamber is continuously exhausted by the vacuum pump. This system is constructed from three mechanical booster pump at upstream position and four rotary pump at downstream position. The vacuum pump system has a capacity of approximately 10,000 m<sup>3</sup>/hr over the range of 1.3Pa to 13kPa.

## 冷却水循環システム Cooling water circulation system

冷却水循環システムは、高圧冷却水系と低圧冷却水系があり、アーク加熱器やプラズマトーチ、およびその他の高温部は純水を用いた高圧系で冷却します。低圧冷却水系は、拡散筒や排気装置、空気冷却器等を冷却します。

This system is used to cool the facility by circulating cooling water. High pressure cooling system with pure water is used for arc-heater, model support, and nozzle which become very high temperature. Low pressure cooling system is for diffuser vacuum pump system , heat exchanger and so on.

## アーク加熱器 Arc heater

加熱器内の電極間に発生させたアーク放電により、作動ガスを加熱します。絶縁性と冷却性を確保するため、冷却された銅製のディスクを絶縁板をはさんで重ねた構造になっています。多数のパイプは各ディスクに供給する冷却水配管と作動ガス配管です。

The working gas is heated by arc discharge in the arc heater. The heater is constructed from piled copper discs which are cooled by water. Insulators are inserted between each disc to insulate high voltage. Many piping are used to supply the cooling water and driver gas to each disc.

## プラズマトーチ Plasma torch

高周波電流により石英ガラストーチ内に高周波誘導電界を誘起して電子を振動させ、ジュール加熱で気流を高温プラズマ化します。電極の溶融が無いため汚れの無いクリーンなプラズマができます。

In the plasma torch, a high-frequency output from the high-frequency current generator applying for the coil around the plasma torch vibrates electrons by high-frequency induction field in the torch, and the high temperature plasma is made in Joule heating by the current yielded in the plasma torch. The plasma was held without contact to the torch, so there is no contamination and it is clean.

## 作動ガス供給装置 Gas supply system

アーク加熱器およびプラズマトーチに作動ガスを供給します。7m<sup>3</sup>のボンベを20本連結させたカードルを2基設置しています。

Gas supply sysytem delivers working gas to the arc heater and plasma torch via a pressure regulation system. Two groups of 20 gas cylinders (each 7m<sup>3</sup> volume) is set to the system.

## 電源装置 Power supply

アーク加熱器の直流電源の一次側は、交流3,300V、3相3線式、50Hzです。この電源装置から、最大電流1,000A、電圧2,000Vにおいて2,000kWの電力をアーク加熱器に供給する能力があります。

Input conditions for the DC generator of an arc-heater is rated at AC 3,300V, 3 phase 3 wire type and 50Hz. These facility can supply up to 2,000kW power under maximun current 1,000A and voltage 2,000V conditions.

## 空気冷却器 Heat Exchanger

拡散筒から流入する高温気流を冷却し、排気装置へ導入するために使用します。拡散筒を通過した気体は、熱交換器により約50℃以下に冷却され、真空ポンプにより排気されます。

It can be cooled the high temperature gas flow from diffuser. An air-to-water heat exchanger is designed and built to reduce the vacuum pump inlet temperature to less than 50℃, and exhaust to the environment through vacuum pump.

## 制御盤、計測装置 Control panel, Measurement system

制御盤は、風洞の出力やガス流量の制御、真空ポンプや冷却システムの運転、およびそれらの動作のモニタを行います。また、試験時に供試体を気流中に投入するための試料回転装置および3次元移動装置の操作など行います。計測装置は、温度、圧力、加熱率等の試験データの取得を行います。

Control panel can control the wind tunnel, subsystems, support system of test sample in the test section, and so on. And Measurement system can obtain testing data of temperature, pressure, heat flux, and so on.

## 測定室 Test Chamber

直径1.6m、長さ1.4mの横置円筒形です。この中に回転式の模型投入装置、3次元移動装置など装備され、各種加熱試験を行うことができます。また、供試体観測用及び分光計測用窓も設置されています。アーク加熱風洞では、コニカルノズルまたはチャンネルノズルにより超音速気流での試験を行います。測定室下流には拡散筒があり、模型投入時に気流を安定させます。

Test chamber has a diameter of 1.6 m and length of 1.4 m , respectively. Arm-type sample injection system, 3D traverse type Pitot tube and heat flux sensor is used for the measurement. Optical windows are designed to allow the observation of sample and spectral measurement of the high enthalpy flow. Diffuser at downstream of test chamber stabilize the flow.