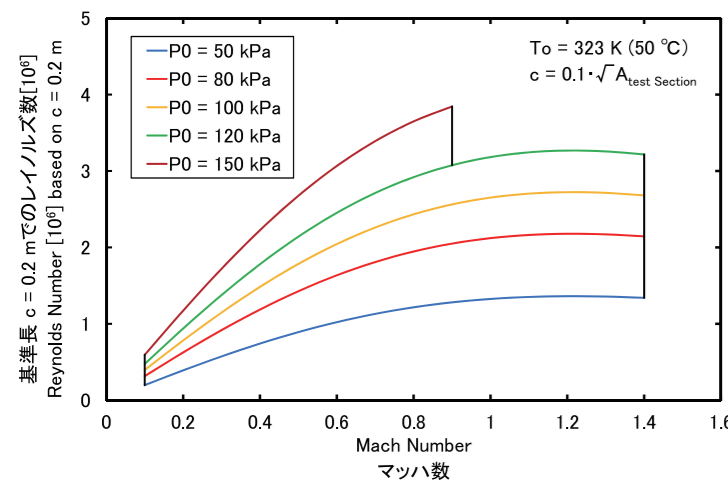


風洞性能

Specifications

| 項目 | Item | 性能 | specification |
|------------------------|--|----|--|
| マッハ数 | Mach Number | | 0.1 ~ 1.4 |
| レイノルズ数 (基準長 C=0.2m) | Reynolds Number | | 0.2 ~ 4×10 ⁶ (Reference length c = 0.2 m) |
| よどみ点圧力 | Stagnation Pressure, P ₀ | | 50 ~ 150 kPa |
| よどみ点 | Stagnation Temperature, T ₀ | | 308 ~ 333 K (35 ~ 60 °C) |
| 測定部寸法 | Test Section Dimensions | | 2 × 2 × 4.13 m |
| 完成年度 | Construction | | 1960 |



試験範囲

よどみ点圧力、すなわちレイノルズ数を変化させることが出来る可変密度風洞である当風洞の試験範囲を図に示します。空気の慣性力と粘性力の比であるレイノルズ数は、音速の何倍かを示すマッハ数と共に、高速風洞では最も重要な性能要素です。

Performance Envelope

Performance envelope of this variable density wind tunnel is shown in the figure. Reynolds number is the ratio of inertial forces to viscous forces. Mach number is the ratio of velocity to the speed of sound. They are the most important parameters in high-speed wind tunnels.

NASA CRM 標準模型

CRM 模型は、NASAが提唱した旅客機形状の標準模型です。欧米露の複数の風洞で同一形状の模型が試験されており、風洞性能として重要な気流の質を明らかにすることが出来ます。

NASA CRM model

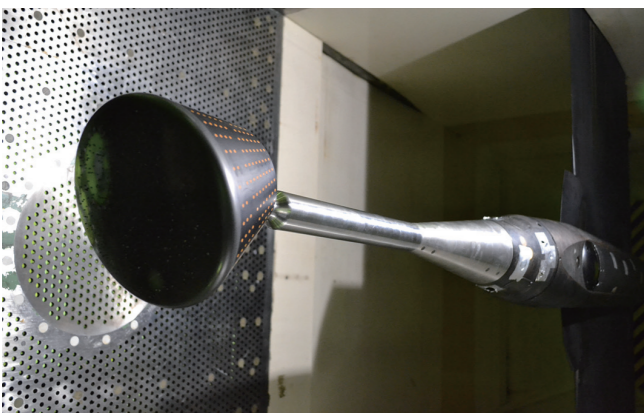
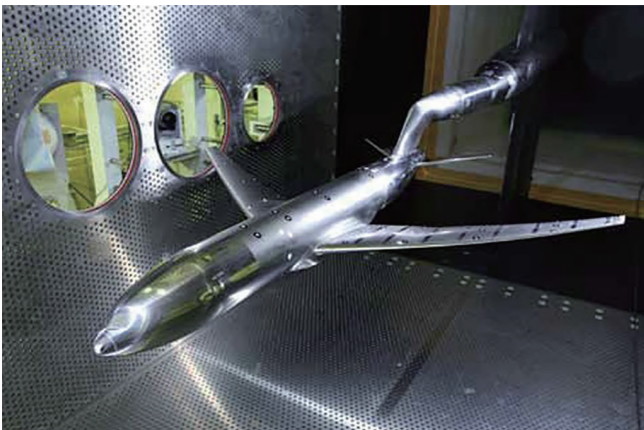
The CRM model has the configuration of a typical passenger aircraft proposed at NASA wind tunnels. Many tests were conducted with this CRM model configuration at many transonic wind tunnels in Europe, the United States, and Russia. Mutual data comparison enables us to make sure of the flow quality. It is the most important aspect of the performance of the wind tunnel.

宇宙機の試験

空気の流れは、音速を境に性質が大きく変わります。ジェット機と異なり、ロケットやカプセルが遷音速で飛ぶ時間は長くありませんが、複雑な遷音速流れに起因する多くの問題を解決する必要があります。

Tests of Spacecraft and Rockets

Flow characteristics drastically change around speed of sound. Although the spacecraft and the rockets do not cruise in transonic speed like the jet airplanes, many problems of complex transonic flows should be solved.



風洞試験の目的と研究開発

Purposes of testing, Research and Development

「かたち」を設計するため、空力特性を調べる
Investigation of aerodynamic characteristics to design configurations

「(熱) 構造」を設計するため、各部の圧力(空力加熱)分布を調べる
Investigation of pressure (aerodynamic heating) distributions to design (thermal) structures

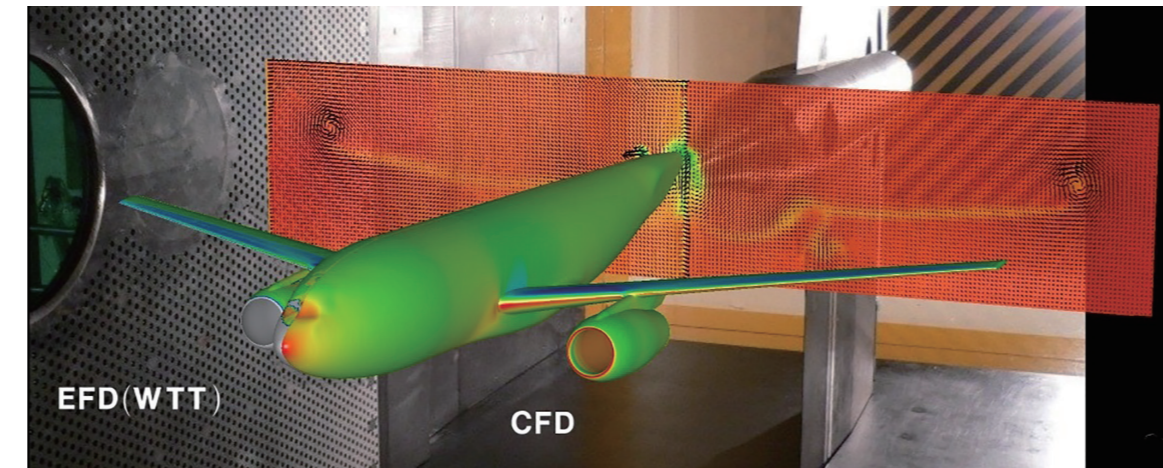
「あやつり方」を設計するため、舵面の効きや舵面にかかる力を調べる
Investigation of effectiveness and steering force of control surfaces to design control characteristics

光学計測技術の研究開発

酸素濃度に応じて発光する感圧塗料 (PSP) により、模型表面全体の圧力分布を定量的に測定することが出来ます。また、粒子画像計測法 (PIV) により、流れ場の時系列速度分布を定量的に可視化することが出来ます。これらの実験 (EFD) 結果は、ハイブリッド風洞システムを用いて、数値シミュレーション (CFD) 結果と比較することが出来ます。

Research and Development of Optical Sensing Technologies

Research and development of the optical sensing technologies are carried out. Global pressure measurement of the model surface becomes available using pressure-sensitive paint (PSP), which illuminates according to the density of oxygen in the air. Time series velocity measurement of the flow field also becomes available with particle image velocimetry (PIV). These EFD results are compared to those of the CFD by the Digital/Analogue Hybrid Wind Tunnel (DAHWIN).



デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム (DAHWIN)

DAHWIN (Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel) は、アナログ風洞 (EFD 風洞試験) とデジタル風洞 (CFD 数値シミュレーション) とを融合する、総合プラットフォームです。風洞試験と数値シミュレーションを相補的に活用することにより、航空機・宇宙機設計の革新を目指します。

Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel (DAHWIN)

DAHWIN is a comprehensive platform to integrate experimental fluid dynamics (EFD) and computational fluid dynamics (CFD). By the use of DAHWIN, we aim to enhance the efficiency and the reliability of future aerospace vehicle developments.

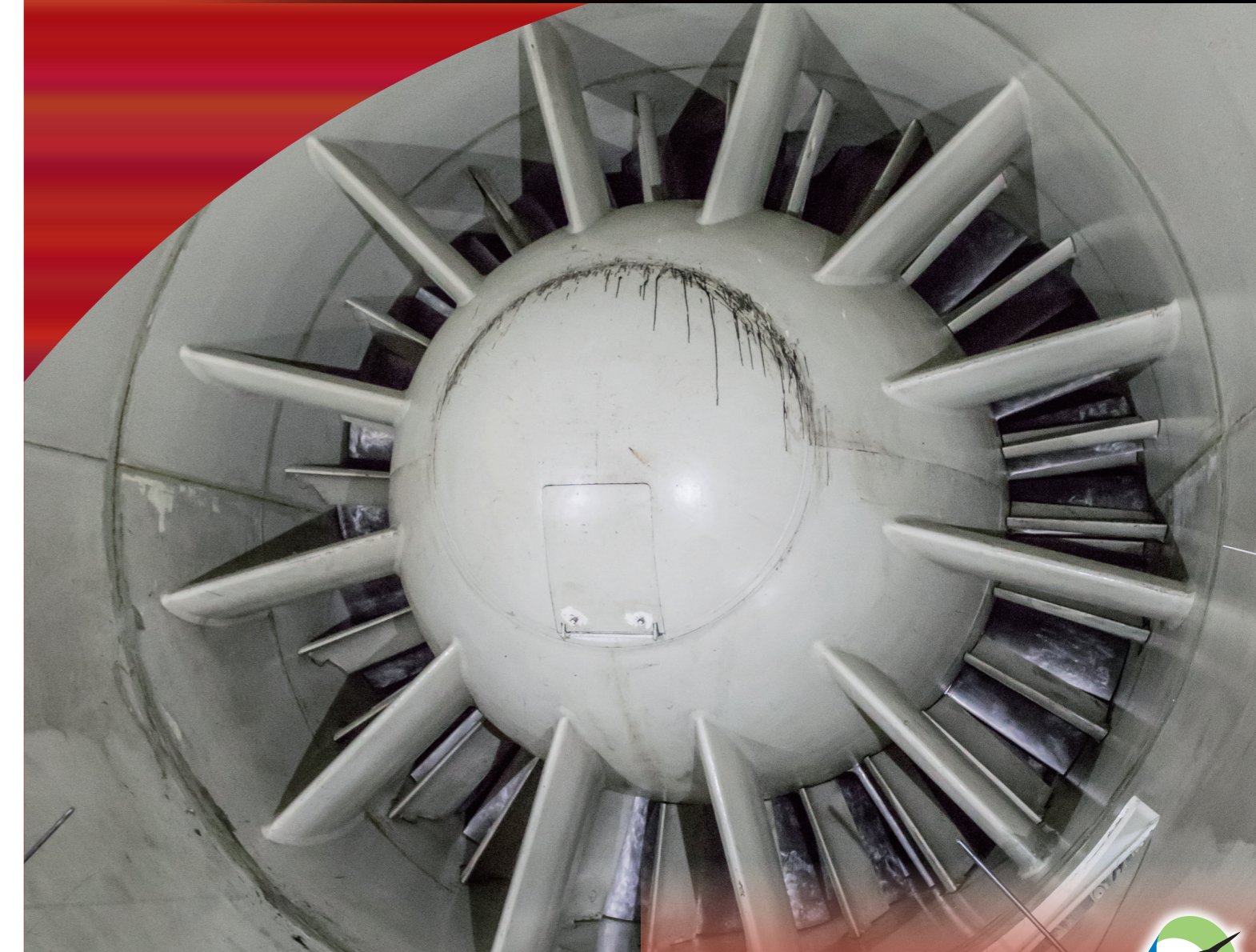
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構
航空技術部門 空力技術研究ユニット

Japan Aerospace Exploration Agency
Aeronautical Technology Directorate
Aerodynamics Research Unit

〒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 遷音速風洞
Transonic Wind Tunnel

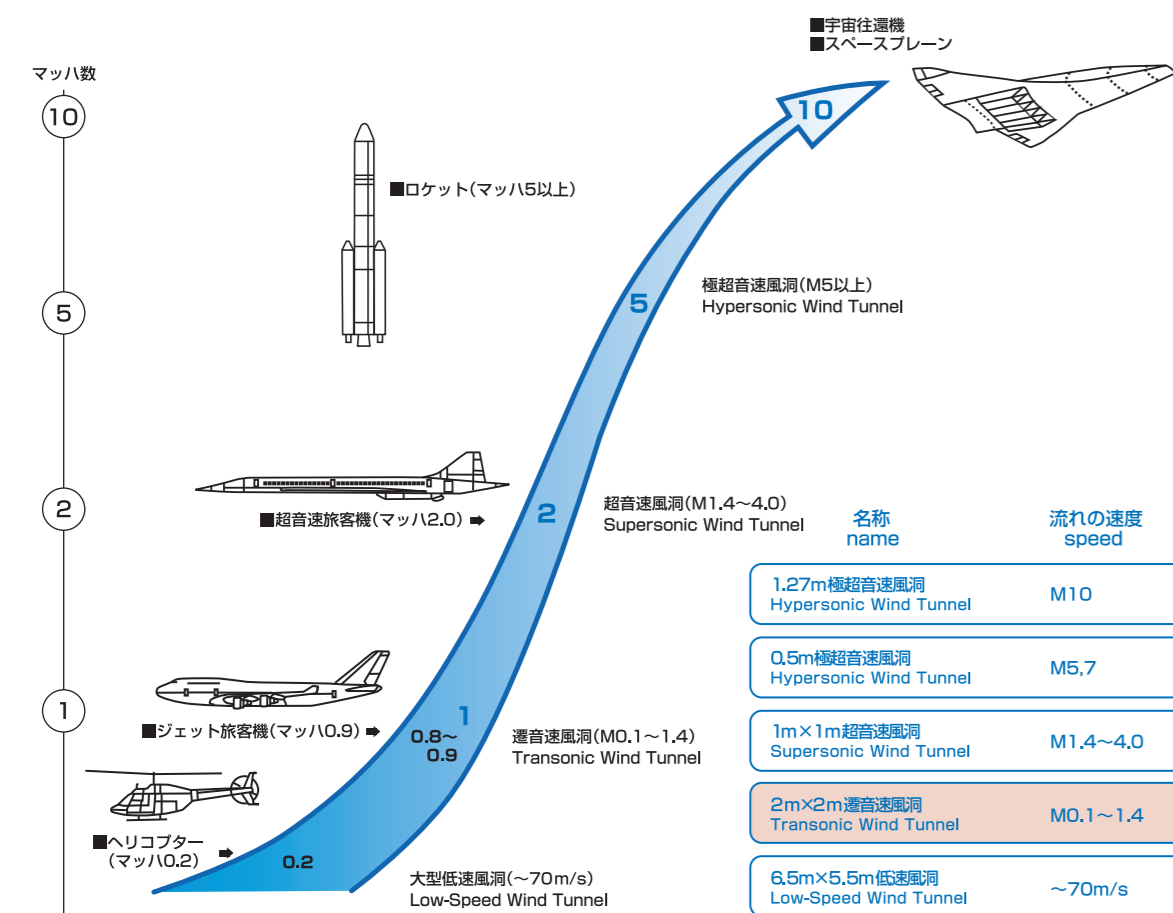


2m×2m 遷音速風洞 Transonic Wind Tunnel

風洞とは、航空宇宙機が飛行する状態を模擬する設備です。静止大気中を飛ぶ代わりに、宙に支持した縮尺模型に人工的な気流を当てて各種試験測定を行います。2m×2m 遷音速風洞は、マッハ数0.1～1.4（音速の0.1倍～1.4倍）の試験が長時間連続して行える国内最大の設備です。1960年の竣工以来、各構成品の更新改修を繰り返しつつ、我が国で開発／使用されたほぼ全ての機体の試験を行っています。

A wind tunnel is a facility for simulating aerospace vehicles in motion. Instead of flying, we set up the scaled model (supported in the artificial wind) and made the required measurements. The JAXA 2 m x 2 m transonic wind tunnel, which was completed in 1960, is the largest in Japan. It can perform continuous testing from Mach 0.1 to 1.4 (0.1 to 1.4 times faster than the speed of sound). Replacing the machine components, we have provided the data of almost all aerospace vehicles developed or used in Japan.

JAXA 大型風洞の速度範囲 Speed ranges of the JAXA large wind tunnels



| 名称 name | 流れの速度 speed | 形式 type |
|--|-------------|---------------------|
| 1.27m極超音速風洞 Hypersonic Wind Tunnel | M10 | 間欠吹出式 blow down |
| 0.5m極超音速風洞 Hypersonic Wind Tunnel | M5.7 | 間欠吹出式 blow down |
| 1m×1m超音速風洞 Supersonic Wind Tunnel | M1.4~4.0 | 間欠吹出式 blow down |
| 2m×2m遷音速風洞 Transonic Wind Tunnel | M0.1~1.4 | 連続回流式 continuous |
| 6.5m×5.5m低速風洞 Low-Speed Wind Tunnel | ~70m/s | 連続回流式 continuous |



冷却設備と高圧空気源

主冷却器、冷却水ポンプ、冷却塔で構成される冷却設備により、主送風機での断熱圧縮で上昇した気流温度を下げて一定に保ちます。圧縮機と貯気槽で構成される高圧空気源設備で製造された圧縮乾燥空気は、風洞作動空気として圧力調整にも使われています。

■Cooling System and Air Supply

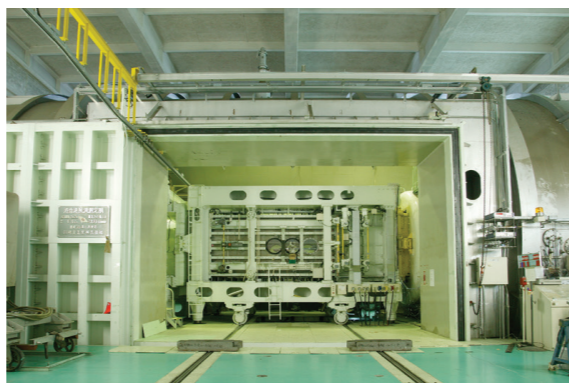
The cooling system consists of a main cooler, water pumps, and a cooling tower. As it is necessary to cool down the adiabatically compressed air by the main blower, the total temperature of the tunnel flow is controlled by the cooling system. The air supply unit has two spherical air storages and two compressors. The dried storage air is used as a working gas, and for pressure control of the tunnel circuit.

測定部

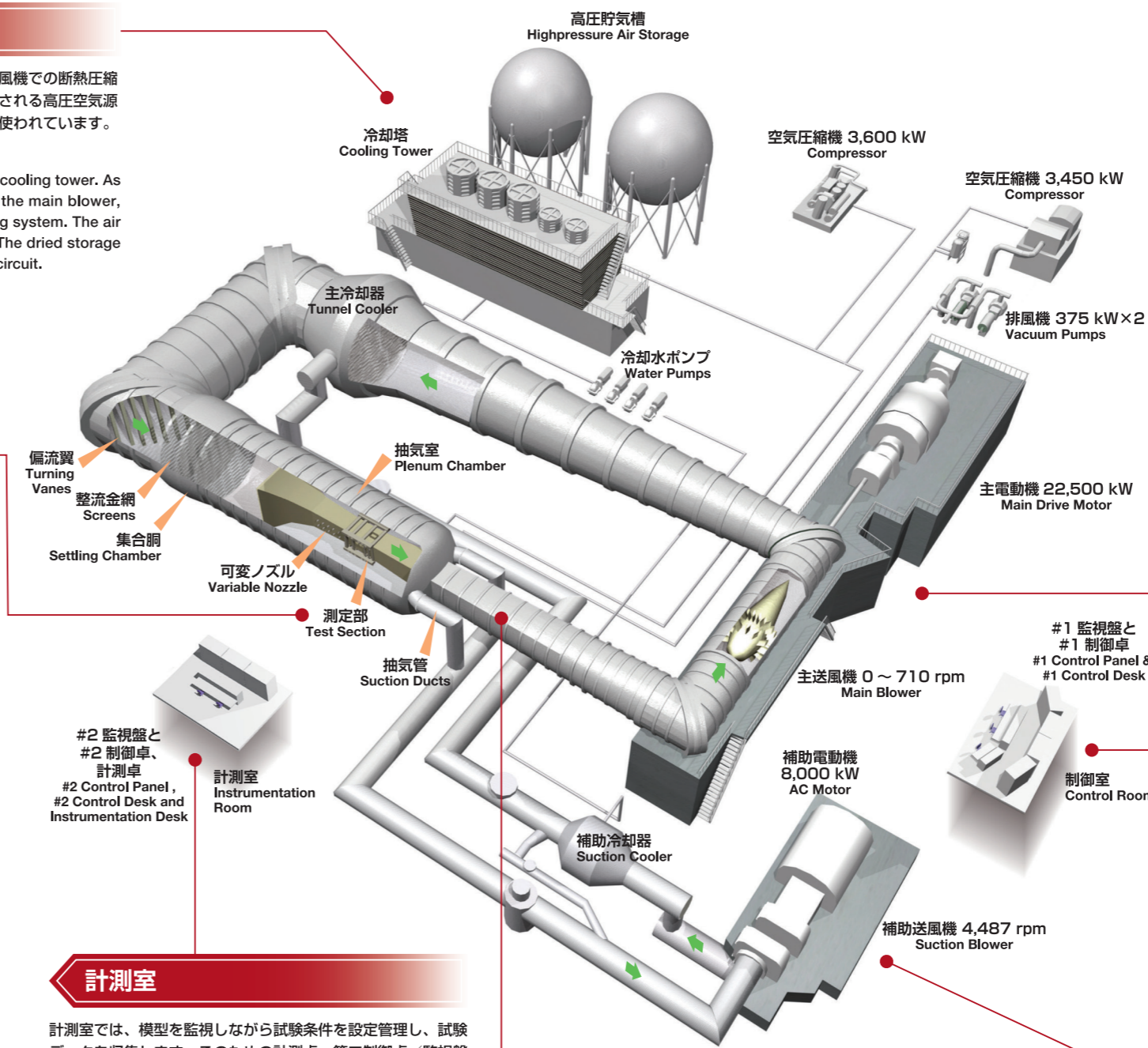
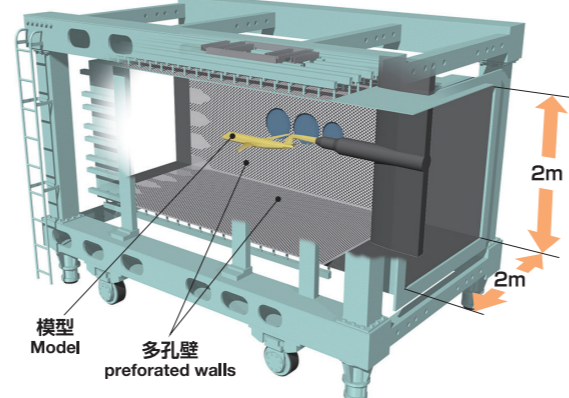
測定部は、音速前後で模型周りの一様な気流を得るため、多孔（溝）壁の測定部カートと圧力を保つ抽気室の2重構造となっています。試験目的で使い分ける3形式の4つの交換式測定部カートがあります。各カートには模型支持装置が備えられ、模型姿勢角を精密に制御／計測し、各種計測センサを使用する環境を整えています。上下流部には、超音速通風を行うための風路形状可変機構（可変ノズル等）を備えています。

■Test section

The test section consists of an inner cart with porous or slotted walls, and the outer plenum chamber to establish uniform flow around sonic speed. There are 4 interchangeable inner carts as well as 3-type configurations for various test purposes. Each cart has a model support system. It precisely controls and measures the model attitude angle and serves environments to various sensors. A variable nozzle and 2nd throat form aero shape for supersonic operation up to Mach 1.4.



#1, #4 測定部カート #1, #4 Test Section Cart



計測室

計測室では、模型を監視しながら試験条件を設定管理し、試験データを収集します。このための計測卓、第二制御卓／監視盤を備え、風洞の集中遠隔運転操作、ワンマン運転も可能です。

■Instrumentation room

In the instrumentation room, the test conditions are set and managed with safety monitoring of the model. Then, the test data are acquired. The instrumentation desk, the #2 control desk, and the #2 control panel act as a centralized remote control facility, so much so that even a one-man operation is possible.



風路

風路の円形断面の中心を結ぶ線上で、縦72 m、横25 m、一周約200 mあります。亜音速では川の流れと同様に、風路の断面積が小さくなれば気流速度は速くなり、断面積が大きくなれば気流速度は遅くなります。

■Tunnel Circuit

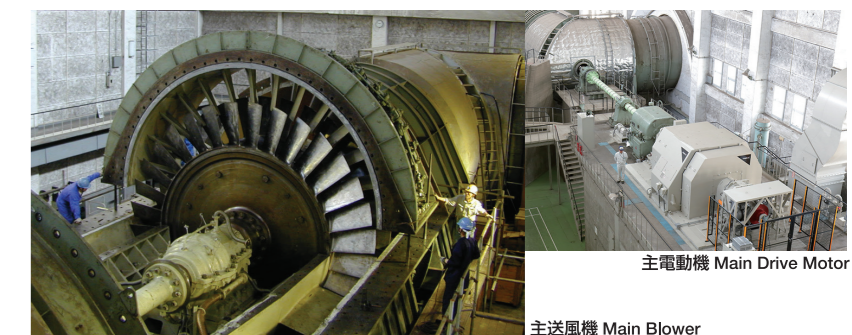
The tunnel circuit is 25 m wide, 72 m long, and about 200 m around the centerline of the pressure vessel. The subsonic flow speed is adversely proportional to the cross section area like the river flow.

主送風機と主電動機

直径5 mの2段階流送風機の回転翼の質量は約40 tあります。最高回転数710 rpmでは、最大圧力比1.25、最大流量900 kg/sが得られます。主送風機を駆動する主電動機は、定格22500 kW、固定子と回転子合わせた質量は約100 tあります。マッハ数を±0.001に制御するため、0.3 rpmの精度で回転数制御します。

■Main Blower and Main Drive Motor

The two-stage axial main blower has a 5-m diameter and weighs 40 tons. At its maximum speed of 710 rpm, a pressure ratio of 1.25 and a flow rate of 900 kg/s are obtained. The main drive motor has a rated power of 22500 kW and weighs 100 tons. Its rotation speed is controlled in accuracy of 0.3 rpm to have Mach number accuracy of 0.001.



制御室

制御室では、主送風機、補助送風機と測定部風路形状によるマッハ数制御と、排気機と高圧空気源による圧力制御、冷却設備による気流温度制御を行います。制御室の第一監視盤／制御卓は、計測室の第二監視盤／制御卓と全く同様の機能を持っています。

■Control Room

In the control room, the Mach number of the tunnel flow is controlled by the Main blower, the suction blower, and the aero shape of the test section. Pressure and temperature of the tunnel flow are also controlled by the vacuum pumps, the air supply, and the cooling system. The #1 control panel and desk in the control room have the same functions as the #2 control panel and the desk in the instrumentation room.



補助送風機

音速付近から超音速では、補助送風機による抽気室の抽気を行います。この抽気により、主送風機の場合と比べて半分程度の電力で、超音速通風を可能としています。

■Suction Blower

At Mach 0.9 and above, the plenum chamber is suctioned by the suction blower to establish supersonic flow. It enables supersonic operation of the wind tunnel at almost half the electric power of that only by the main blower.

