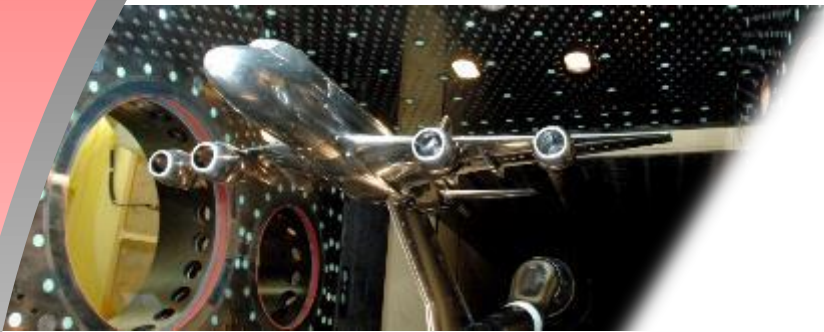
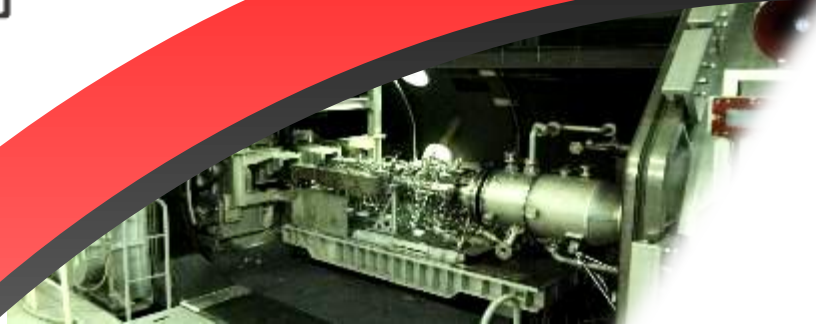





防衛装備庁



千歳試験場

CHITOSE TEST CENTER

Acquisition, Technology &
Logistics Agency




千歳試験場 空力推進研究施設

防衛装備庁千歳試験場について

昭和32年札幌市丘珠に技術研究所札幌試験場として開設され、札幌市真駒内（真駒内駐屯地北側）への移転を経て、平成30年4月より、一層の試験業務円滑化、千歳市・千歳市民の益々のご理解・ご協力を目的として「千歳試験場」と改称しました。当試験場では装備品の研究開発を目的として戦闘車両等の走行試験を行う「車両定地試験施設」、航空機・誘導弾の風洞試験、エンジン試験を行う「空力推進研究施設」を有しています。千歳試験場は、北海道の雄大な自然の中にありながら、新千歳空港から北東に約8kmの距離に位置し、JR千歳駅からも近く、交通アクセスの面でも優れています。空港を離着陸する飛行機の窓からも、その全容を確認することができます。

防衛装備庁とは

自衛隊が使用する装備品の研究開発、調達及び管理を適正かつ効率的に行うために平成27年10月に発足しました。本庁は市ヶ谷（東京都）にあり、千歳試験場の他に5つの研究所及び2つの試験場があります。



千歳市営牧場

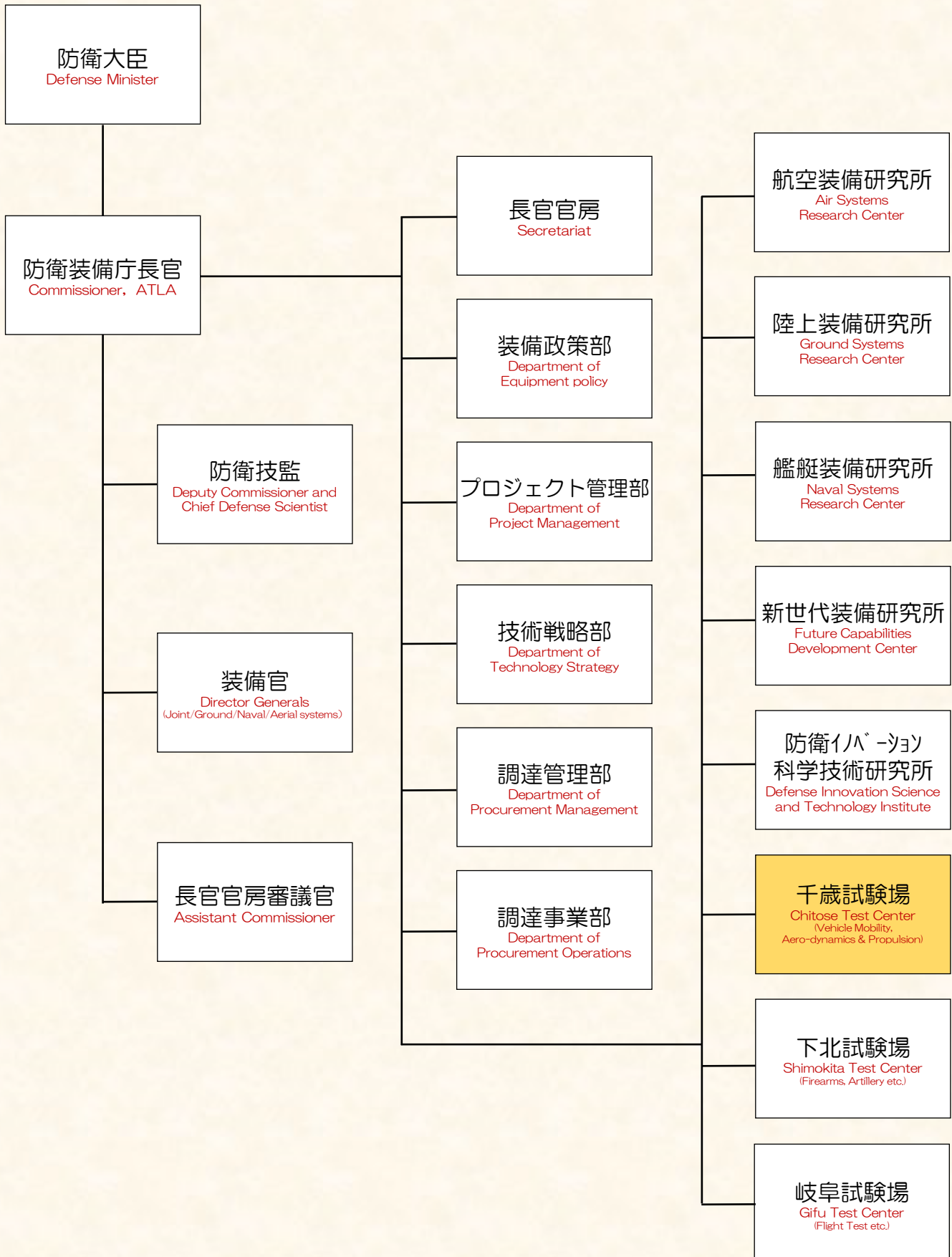
千歳試験場
車両定地試験施設

目次

- 千歳試験場の概要（組織図、沿革、地理）
・・・ 4～7ページ
- 車両定地試験施設と空力推進研究施設
・・・ 8～9ページ
- 車両定地試験施設の詳細
・・・ 10～11ページ
- 燃焼風洞装置の詳細
・・・ 12～13ページ
- 三音速風洞装置の詳細
・・・ 14～15ページ
- エンジン高空性能試験装置の詳細
・・・ 16～17ページ
- 大型エンジン試験装置の詳細
・・・ 18～19ページ

防衛装備庁組織図

(令和6年10月1日現在)



千歳試験場組織図



千歳試験場の沿革

| | |
|-----------|-------------------------------|
| 昭和32年11月 | 技術研究所札幌試験場として札幌市丘珠に開設 |
| 昭和33年5月 | 技術研究本部札幌試験場へ改編 |
| 昭和45年5月 | 札幌市真駒内に庁舎移転（札幌市丘珠→同市真駒内） |
| 昭和58～63年度 | 千歳地区に車両定地試験施設の一部を整備 |
| 平成3年度 | 千歳地区に空力推進研究施設着工 |
| 平成6年度 | 空力推進研究施設の一部完成（空気源装置）に伴い、試験を開始 |
| 平成4～9年度 | 燃焼風洞装置の設置 |
| 平成5～12年度 | エンジン高空性能試験装置の設置 |
| 平成7～16年度 | 超音速風洞装置の設置 |
| 平成15～17年度 | 車両定地試験施設の拡張 |
| 平成16年3月 | 千歳地区へ庁舎の完全移転（札幌市真駒内→千歳市駒里） |
| 平成27年10月 | 防衛装備庁札幌試験場へ改編 |
| 平成30年4月 | 防衛装備庁千歳試験場へ改称 |
| 令和2～5年度 | 大型エンジン試験装置の設置 |

千歳試験場周辺の地理

試験場へのアクセス

- JR千歳駅から車で約15分（約8km）
- 新千歳空港から車で約20分（約9km）



車両定地試験施設

Vehicle Mobility Test Facility

施設の目的

千歳試験場（旧札幌試験場）では、札幌市丘珠地区に開設以来自衛隊が使用する車両等の試験、試験・評価に必要な道内の土質調査、測定機器等の研究を実施してきました。その後90式戦車の開発にあたり、専用の試験施設でより信頼性の高いデータの取得が必要となったことから、これら进行评估する目的で千歳地区に「車両定地試験施設」として、平坦直線路、登坂路、斜面横行路、旋回試験場等を整備し、機動性能の試験・評価を実施しました。さらに10式戦車の開発の際には、機動試験路等を拡張整備し、更に多様な機動性能を確認するための試験・評価を実施しました。その後も、16式機動戦闘車等の様々な試験を実施しています。



1983年 ~ 1988年
90式戦車用試験施設として整備



2003年 ~ 2005年
10式戦車用試験施設として拡張整備



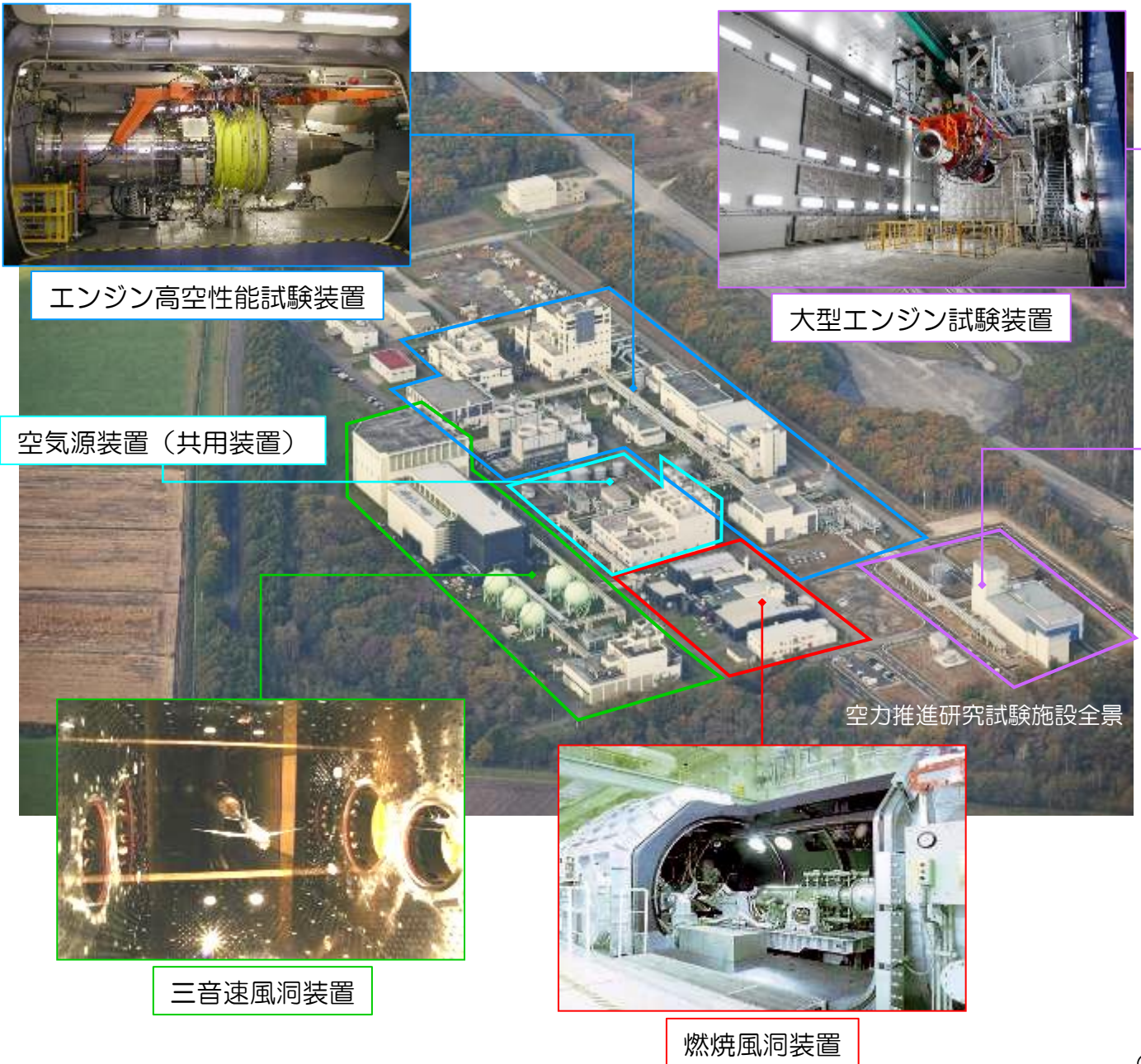
車両定地試験施設全景

空力推進研究施設

Aero-dynamics & Propulsion Test Facility

施設の目的

「空力推進研究施設」は防衛装備庁千歳試験場内に設置される航空機及び誘導武器等の空力性能並びに推進装置を試験・評価する施設であり、航空機の飛行試験及び誘導弾の発射試験等に先立ち、地上において飛行条件下での性能評価を実施することで、研究開発のリスクを低減することを目的としています。空力推進研究施設は亜音速・遷音速・超音速での飛行を模擬した風洞試験が実施可能な「三音速風洞装置」、航空機用ジェットエンジンの飛行状態での性能を試験評価する「エンジン高空性能試験装置（通称ATF）」、航空機用ジェットエンジンの地上での性能を試験評価する「大型エンジン試験装置」及び超音速で飛行する誘導弾用エンジンの性能を試験評価する「燃焼風洞装置」から構成されます。空力推進研究施設は平成3年から平成16年にかけて順次整備され、令和5年に「大型エンジン試験装置」が整備され、装備品開発のための試験・評価に重要な役割を担っています。



車両定地試験施設

Vehicle Mobility Test Facility



16式機動戦闘車試作車両（登坂試験）

施設の概要

「車両定地試験施設」は装軌車及び装輪車の機動性能を試験・評価する施設であり、平坦直線路、登坂路、斜面横行路等からなり、最高速度、加減速、登坂、斜面横行、旋回等の試験を行うことができます。施設の外周は約4,300mあり、これまでに90式戦車を始め、10式戦車、16式機動戦闘車等の試験・評価を実施してきました。

施設の詳細



1 平坦直線路

車両の加速・最高速、制動等の性能を確認するコースです。長さ約1,250m、幅20mの直線コンクリート路で、停止状態からの最高速度までの加速等長い直線が必要な試験を実施します。コース内に不整地を模擬した障害板を設置し、不整地走破性能を確認することも可能です。



16式機動戦闘車試作車両

2 大円旋回場

車両等の旋回性能を確認するコースです。半径50mの円状コースであり、所定の半径で旋回する通常の旋回性能の他、最大操舵で旋回する最小旋回半径、左右の履帯を反転させてその場で旋回する超信地旋回性能等を確認します。



10式戦車試作車両

3 機動試験路

車両の操縦安定性を確認するコースです。幅が約50mと広い長さ約550mのコンクリート路であり、スラローム、レーンチェンジ等の操舵を伴う走行を行った際の車両の走行安定性能を確認します。



CBRN対応遠隔操縦作業車両システム

4 登坂路

車両の登坂性能、駐車ブレーキ性能等を確認するコースです。勾配60%、50%、15-30%、20%の4つの登坂路から構成されます。勾配60%の登坂路を登り切れるかどうかで登坂性能を確認します。



16式機動戦闘車試作車両

5 斜面横行路

車両の横勾配走行時の斜面横行性能等を確認するコースです。横勾配20%、30%、40%の長さ約50m3つのコースから構成されます。直進走行の可否、液漏れの有無等で斜面横行性能を確認します。



10式戦車試作車両

6 泥ねい地試験場

車両等の泥ねい地通過性能を確認するコースです。長さ約90m、幅約30m、深さ約2mの窪地に軟らかい土を搬入し、試験目的に応じて水分を加えて攪拌することにより所定の軟らかさに調整します。コースの走行の可否により泥ねい地通過性能を確認します。



10式戦車試作車両

試験実績（一例）



次期装輪装甲車（人員輸送型）



19式装輪自走155mmりゅう弾砲



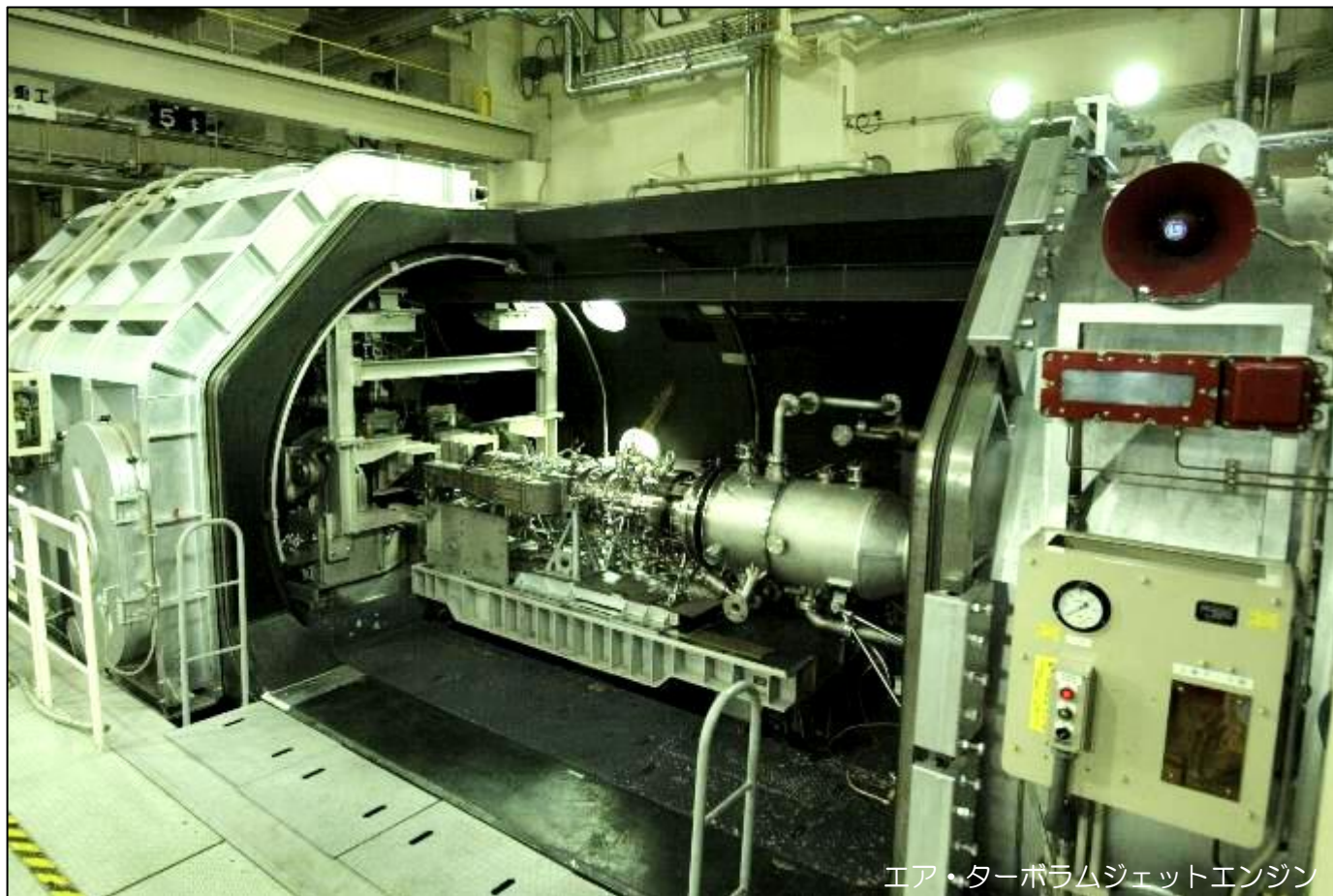
ハイブリッド動力システム



高出力レーザーシステム

燃焼風洞装置

Ramjet Test Facility



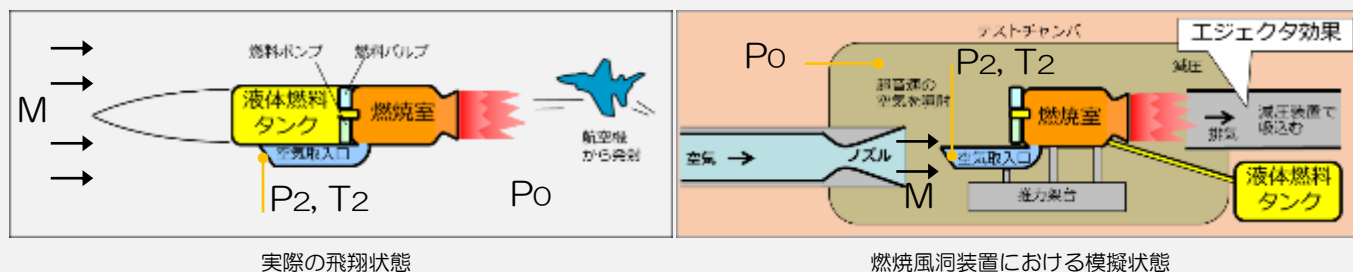
エア・ターボラムジェットエンジン

装置の概要

「燃焼風洞装置（燃風）」は超音速空気吸込式誘導弾用エンジンの各種性能を試験・評価する装置であり、誘導弾の発射から目標到達までの全行程を再現できる特徴を有します。平成10年より運用を開始し、これまでに新空対艦誘導弾（ASM-3）用エンジン（ラムジェットエンジン）等の各種試験を実施しています。

装置の原理

あるマッハ数（ M ）で飛翔する超音速空気吸込式ミサイル用エンジン作動の支配的なパラメータであるエンジン入口温度（ T_2 ）、エンジン入口圧力（ P_2 ）、周辺大気圧（ P_0 ）を模擬し、飛翔中のエンジン性能を地上にて再現します。



実際の飛翔状態

燃焼風洞装置における模擬状態

装置の仕様

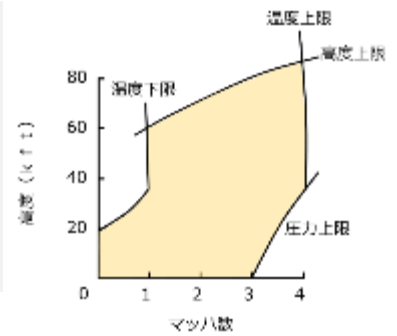
装置仕様（性能保証値）

- ◆ 試験モード セミ・フリージェット方式※
- ◆ 測定可能推力 最大7500 kgf
- ◆ 供給空気流量 約150 kg/s
- ◆ 模擬マッハ数 最大マッハ 4.0
- ◆ 模擬高度 最高80000 ft
- ◆ 供給空気温度 -25~65.4 °C
- ◆ 過渡試験可能（発射→加速→超音速巡航）

Facility Specification (guaranteed)

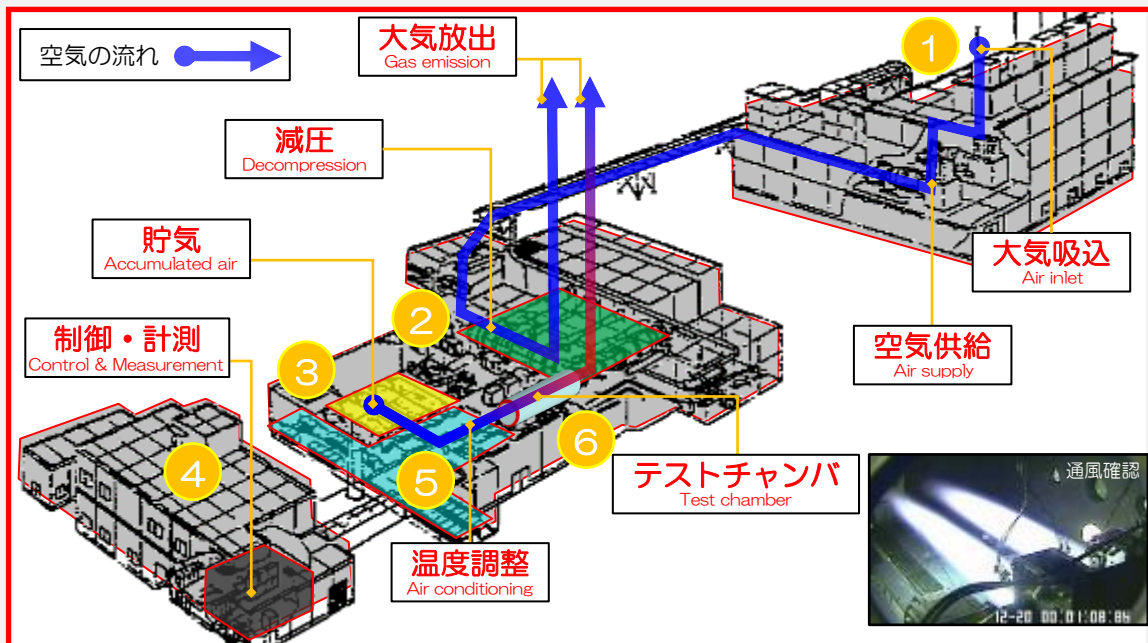
- ◆ Test mode Semi-freejet※
- ◆ Thrust Max. 7500 kgf
- ◆ Airflow rate Approx. 150 kg/s
- ◆ Test Mach no. Max. Mach 4.0
- ◆ Test Alt. Max. 80000 ft
- ◆ Test temp. -25~65.4 °C
- ◆ Transitional test is available.

※ダイレクトコネクト方式も実施可能
Direct connect mode is available



入口状態模擬可能エンベロップ
(性能保証値)

装置の全体概要



- 1 空気源装置**
大気より空気を吸い込み圧縮機によって約180°C、7気圧の圧縮空気を製造します。圧縮機は試験条件により1基または2基のLM1600ガスタービンによって駆動されます。三音速風洞装置、ATFと共用装置です。
- 2 排気エゼクタ装置**
空気源装置から供給される高温の圧縮空気を、排気系を用いて減圧装置を動作させることでテストチャンバ内の減圧を行います（エゼクタ効果）。減圧はミサイルの飛翔プロファイルに合わせて変更可能です。
- 3 空気気蓄器**
燃焼風洞装置はフローダウン式の超音速風洞であり、供給体に供給する空気を貯蓄する装置です。電動ポンプで2~3日かけて約200気圧の高圧空気を貯蓄します。断熱膨張による温度低下を抑制する蓄熱体も備えています。
- 4 制御室**
燃焼風洞装置の制御及び供試体の制御並びに各種計測を行います。燃焼風洞の作動状態を示す表示装置の他、供試体のデータ計測システムを有します。高圧ガス等を取り扱うため試験実施中は全ての試験要員は制御室内に待避します。
- 5 給気装置**
供試体入口の条件を所定の入口条件にするために加熱装置及び冷凍装置で調整を行います。空気の供給はミサイルの飛翔プロファイルに合わせて過渡的に変更可能です。
- 6 テストチャンバ**
試験実施状態（供試体未搭載状態）での通風確認を実施し、燃焼風洞装置の正常動作を確認し、燃焼試験に備えています。テストチャンバ開口部寸法は幅約4.0m×高さ約2.5mです。

試験実績（一例）



新空対艦誘導弾（XASM-3）



エア・ターボラムジェット



ダクテッドロケット

三音速風洞装置

Tri-sonic Wind Tunnel



装置の概要

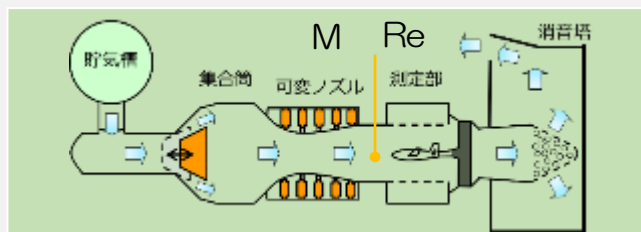
「三音速風洞装置」は加圧吹き出し方式の風洞であり、亜音速、遷音速、超音速の「3種類の音速」を1つの装置で模擬可能です。大型の計測部断面に加えて高いレイノルズ数を実現可能である世界最大規模の風洞であり、平成18年度より運用を開始し、P-X、C-Xの風洞試験等を経て、将来戦闘機関連等の試験を実施しています。

装置の原理

あるマッハ数 (M) で飛行する航空機及び誘導武器の空力性能を模型を用いて試験評価する装置。空力性能の支配的なパラメータであるマッハ数 (M) 及びレイノルズ数 (Re) を模擬し、実際の飛行状態における流れ場を再現します。



実際の飛行状態



三音速風洞装置における模擬状態

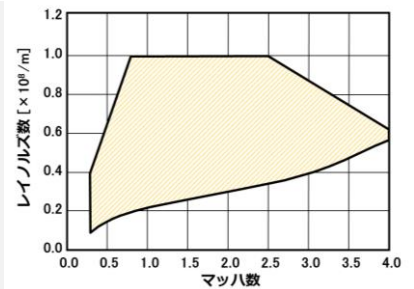
装置の仕様

装置仕様 (性能保証値)

- ◆ 風洞形式 加圧吹出式
- ◆ 駆動流体 乾燥空気
- ◆ 風速範囲 マッハ 0.3~4.0
- ◆ 供給空気温度 常温
- ◆ 通風時間 10秒以上
- ◆ 通風間隔 45分以内
- ◆ レイノルズ数 1×10^8
- ◆ 計測部断面積 $2m \times 2m$

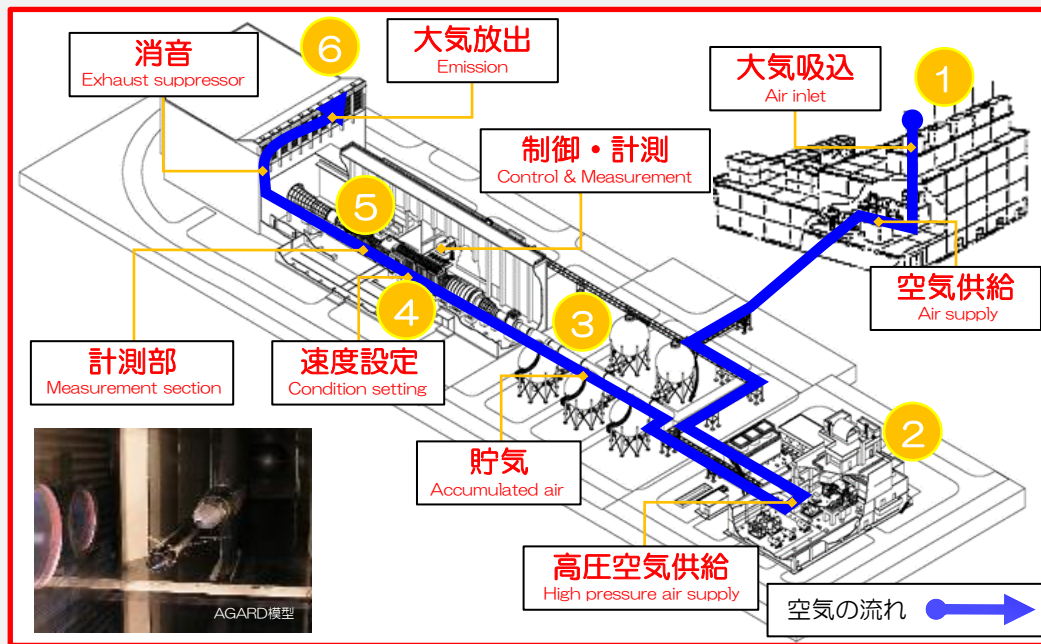
Facility Specification (guaranteed)

- ◆ Type Blow down
- ◆ Fluid Dry air
- ◆ Mach no. Mach 0.3~4.0
- ◆ Air temperature Normal
- ◆ Run time >10 sec
- ◆ Run interval <45 min
- ◆ Reynolds no. 1×10^8
- ◆ Measurement area $2m \times 2m$



試験条件設定可能エンベロップ (性能保証値)

装置の全体概要



- 1 空気源装置**

大気より空気を吸い込み圧縮機によって約180℃、7気圧の圧縮空気を製造します。圧縮機はLM1600ガスタービンによって駆動されます。空気源装置はA.T.F.、燃風と共用装置です。
- 2 高圧空気源装置**

空気源装置から供給される圧縮空気を貯気槽に蓄圧するためにさらに圧縮機を用いて圧縮を行います。多段冷却器を有する圧縮機は1基のSpeyガスタービンによって駆動されます。
- 3 貯気槽**

高圧空気源装置から送り出される試験に必要な高圧の空気を蓄える装置であり、合計4基設置されています。各貯気槽は風洞へ空気を供給する際に生じる温度降下(断熱膨張)を抑制する蓄熱体を備えています。
- 4 可変ノズル**

可変ノズルは試験マッハ数に対応したノズル形状を設定し、所要の airflow を計測部を実現するための装置であり、可動壁、固定壁、可動壁付帯装置より構成されています。可動壁は多数の電動ジャッキにより駆動されます。
- 5 計測部**

供試体(模型)を支持・駆動するためのスティング・ストラットに設置し、通風により各種データを取得する計測部です。超音速、超音速によって計測部カートの形状を変更します。試験中の模型周囲のシュリーレン映像も撮影可能です。
- 6 消音装置**

計測部を通過した高速の空気を拡散筒並びに消音塔により減速・消音します。これらの装置により、試験実施中は超音速風洞建屋外部では試験に伴う騒音はほとんど聞こえません。

試験実績 (一例)



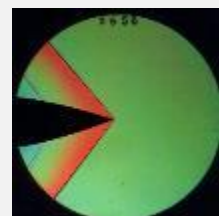
P-X (P-1)



C-X (C-2)



SSM-1 (改) (12SSM)



AGARD模型 (シュリーレン画像)

エンジン高空性能試験装置

Altitude Test Facility



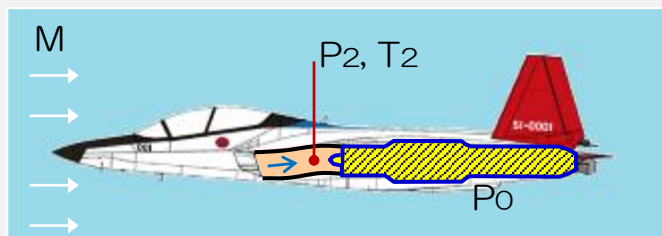
戦闘機用エンジン（コアエンジン）

装置の概要

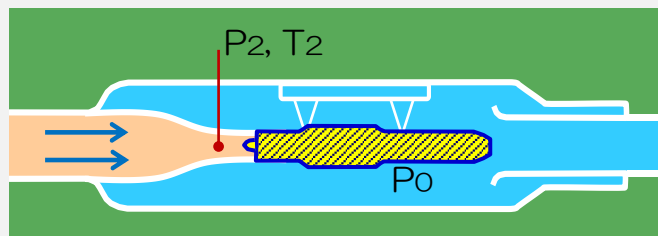
防衛装備庁が保有する「エンジン高空性能試験装置（ATF）」は航空機、誘導弾に搭載されるジェットエンジンの高空性能を試験・評価する我が国最大規模の装置です。平成13年より運用を開始し、これまでに固定翼哨戒機P-1、先進技術実証機X-2、無人機研究システム、誘導弾等のジェットエンジンの試験・研究を実施しました。

装置の原理

あるマッハ数（ M ）で飛行するエンジン作動の支配的なパラメータであるエンジン入口温度（ T_2 ）、エンジン入口圧力（ P_2 ）、周辺大気圧（ P_0 ）を模擬し、高空におけるエンジン性能を地上にて再現します。



実際の飛行状態



エンジン高空性能試験装置における模擬状態

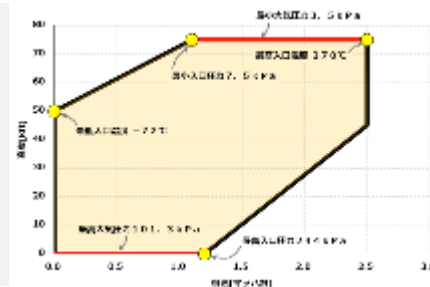
装置の仕様

装置仕様 (性能保証値)

- ◆ 試験モード ダイレクトコネクト方式
- ◆ 測定可能推力 最大7000 kgf
- ◆ 供給空気流量 約70 kg/s
- ◆ 模擬マッハ数 最大マッハ 2.5
- ◆ 模擬高度 最高75000 ft
- ◆ 供給空気温度 -72~270 °C
- ◆ 優れた環境性 (低公害、低騒音)

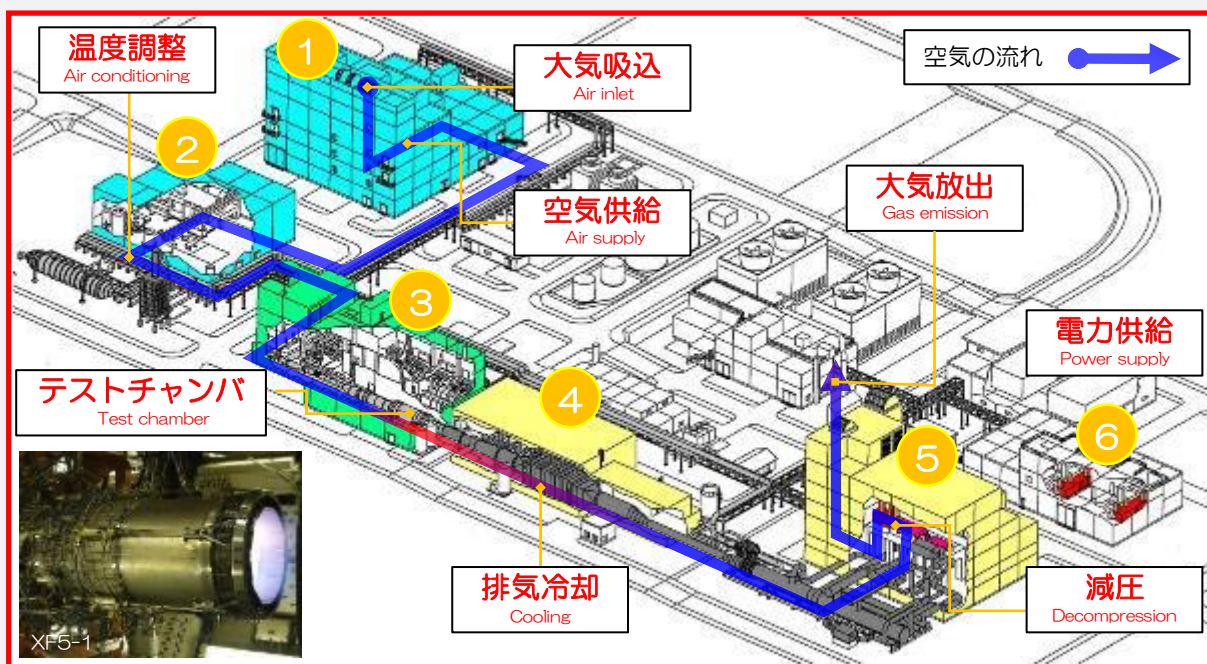
Facility Specification (guaranteed)

- ◆ Test mode Direct Connect
- ◆ Thrust Max. 7000 kgf
- ◆ Airflow rate Approx. 70 kg/s
- ◆ Test Mach no. Max. Mach 2.5
- ◆ Test Alt. Max. 75000 ft
- ◆ Test temp. -72~270 °C
- ◆ Low NOx/SOx emission & Low noise



入口状態模擬可能エンベロップ (性能保証値)

装置の全体概要



- 1 空気源装置**

大気より空気を吸い込み圧縮機によって約180°C、7気圧の圧縮空気を製造します。圧縮機は試験条件により1基または2基のLM1600ガスタービンによって駆動されます。三音速風洞装置、燃風と共用装置です。
- 2 給気装置**

空気源装置で製造された圧縮空気を2基の冷凍機、空気加熱器、液体空気供給装置によって冷却、加熱を行い、これら装置の組み合わせにより圧縮空気の温度を-72~270°Cに調整し、エンジンに供給します。
- 3 テストチャンバ**

エンジン(供試体)を搭載するテストチャンバ、エンジン制御室、ATF制御室等から構成されます。テストチャンバ開口部寸法は幅約4.8m×高さ約2.8m、供試体搭載可能重量は約1.5トンまで対応しています。
- 4 排気冷却装置**

エンジンから排出される約1800°Cの高温排気を水噴射及び熱交換器により100°C以下まで冷却します。排気冷却装置入口にはアフターバーン監視カメラが備えられており、エンジンを後方から直接監視することが可能です。
- 5 排気圧縮装置**

2基の圧縮機によりテストチャンバ内部を設定する高度の圧力まで減圧し、大気へ放出する装置です。圧縮機は試験条件により作動モード(単独、並列、直列)を変更します。圧縮機は1基のLM2500ガスタービンによって駆動されます。
- 6 発電装置**

給気装置の冷凍機及び排気冷却装置の冷却水等を駆動させるために、商用電力約1800kWの他に2基のIM400ガスタービンにより駆動される発電機によって約8000kWを自家発電します。

試験実績 (一例)



XF7-10 (P-1)



F3-30 (T-4)



XF5-1 (X-2)



戦闘機用エンジン (コアエンジン)

大型エンジン試験装置

Ground Test Facility



戦闘機用エンジン

装置の概要

「大型エンジン試験装置」は航空機用ジェットエンジンの地上における性能確認を行うための装置です。試験条件は地上静止状態ですが、エンジンの吸い込む空気の温度調節ができる機能を有しています。

令和5年に戦闘機用エンジンを運転して装置の機能確認を実施しました。

外観



装置の仕様

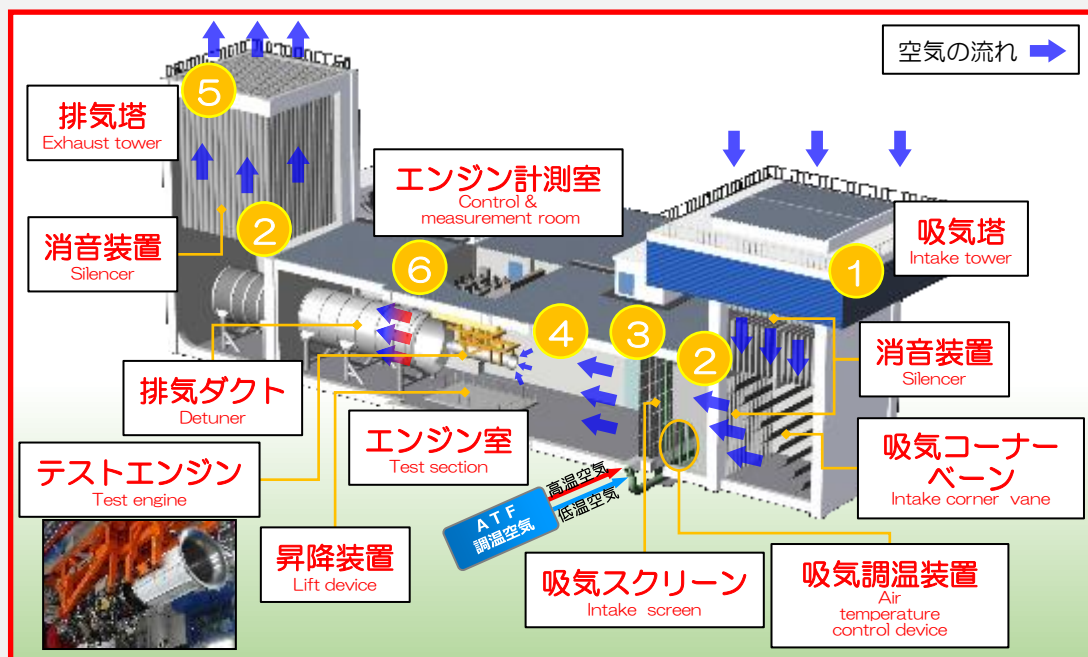
装置仕様（性能保証値）

- ◆ 試験モード フリージェット方式
- ◆ エンジン室入口断面 約10m×10m
- ◆ 測定可能推力 最大30000kg f
- ◆ 搭載可能重量 最大10000kg
- ◆ エンジン入口空気温度 外気温7℃（千歳市平均温度）
に対して、15℃（標準大気条件）一定を含む、6～25℃程度
の設定が可能

Facility Specification (guaranteed)

- ◆ Test mode Freejet
- ◆ Height and width of test section Approx. 10m×10m
- ◆ Max. thrust Approx. 30000kg f
- ◆ Max. loadable weight Approx. 10000kg
- ◆ Test temp. When the outside temperature is 7℃, it can be set between 6～25℃, including constant 15℃

装置の全体概要



- 1 吸気塔**
側面の青い格子及び下部から外気を取り込みます。下部は防鳥網により異物の侵入を防いでいます。消音機能があり吸気側から漏れ出るエンジン騒音を下げています。取り込まれた空気の流れは吸気コーナーベーンにより90°曲げられエンジン室へと導かれます。
- 2 消音装置**
吸気塔、排気塔にそれぞれ設置されています。消音筒、スプリットによる消音します。建屋外部では試験に伴う騒音はほとんど聞こえません。
- 3 吸気スクリーン・吸気調温装置**
ATFから供給される低温、高温の空気と吸気塔から取り込まれる外気がエンジン室入口で混合され、エンジン入口で一様な温度分布となって供給されます。吸気スクリーンでエンジン入口空気の異物混入を防ぎます。
- 4 エンジン室**
エンジン（供試体）は天井に設置されている推力計測架台に搭載します。排気の反力で前に進む力を推力計測装置で計測します。エンジンの温度、圧力、振動等のデータは信号変換器室を経由してエンジン計測室へ送られます。エンジンは吸気塔から取り込まれた外気を吸い込み、排気力は排気ダクトを通過して排気塔上部から排出されます。
- 5 排気塔**
エンジンから出た排気ガスを消音装置を通過させ騒音を下げ排出します。エンジンの排気ガスが高温の場合、排気ダクト内に冷却のために噴いたスプレ水が湯気となって排出されます。
- 6 エンジン計測室**
エンジンの運転、各種データの計測を行います。大型映像表示装置により運転中のエンジンの様子を試験隊全体で共有できます。

試験実績



戦闘機用エンジン

自然豊かな千歳試験場は時おり、自然の仲間たちが訪れます

(千歳試験場内にて撮影)



発行日 2025. 2 (第5版)
発行者 防衛装備庁千歳試験場
〒066-0011 北海道千歳市駒里1032
0123-42-3501 (代表)
防衛装備庁公式HP : <http://www.mod.go.jp/atla/>



防衛装備庁HP