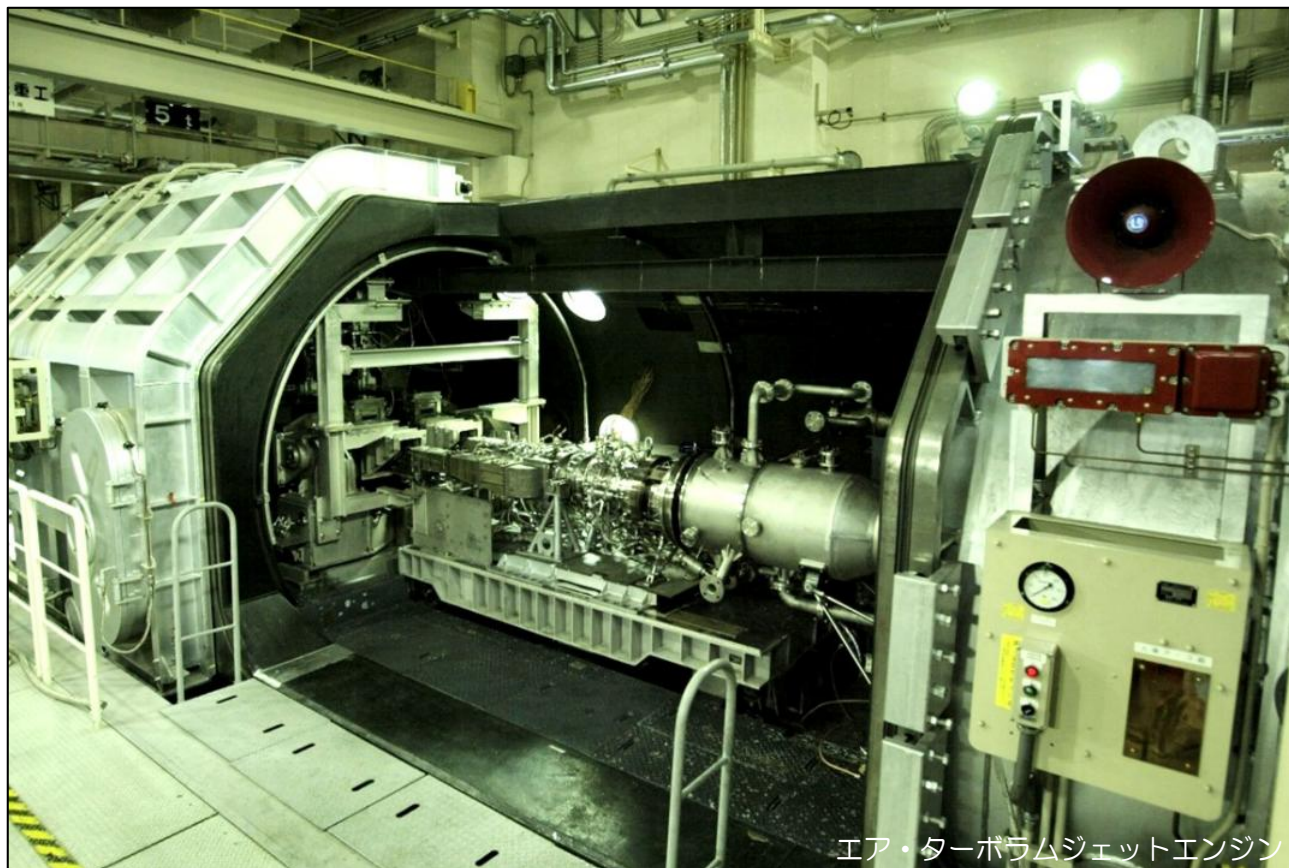


燃焼風洞装置

Ramjet Test Facility



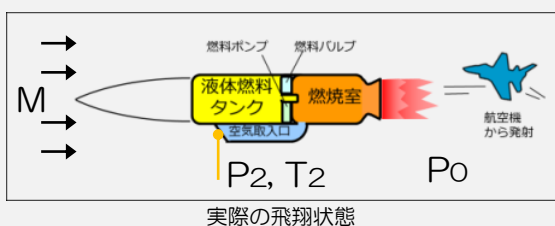
エア・ターボラムジェットエンジン

装置の概要

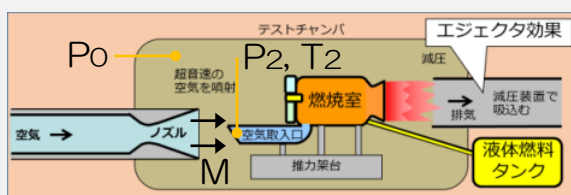
「燃焼風洞装置（燃風）」は超音速空気吸込式誘導弾用エンジンの各種性能を試験・評価する装置であり、誘導弾の発射から目標到達までの全行程を再現できる特徴を有します。平成10年より運用を開始し、これまでに新空対艦誘導弾（XASM-3）用エンジン（ラムジェットエンジン）等の各種試験を実施しています。

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

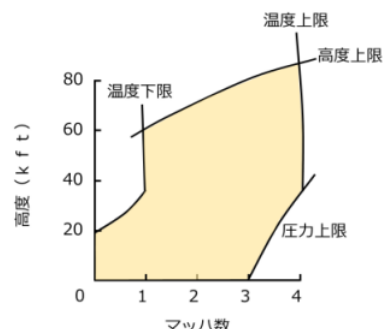
装置の仕様

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.

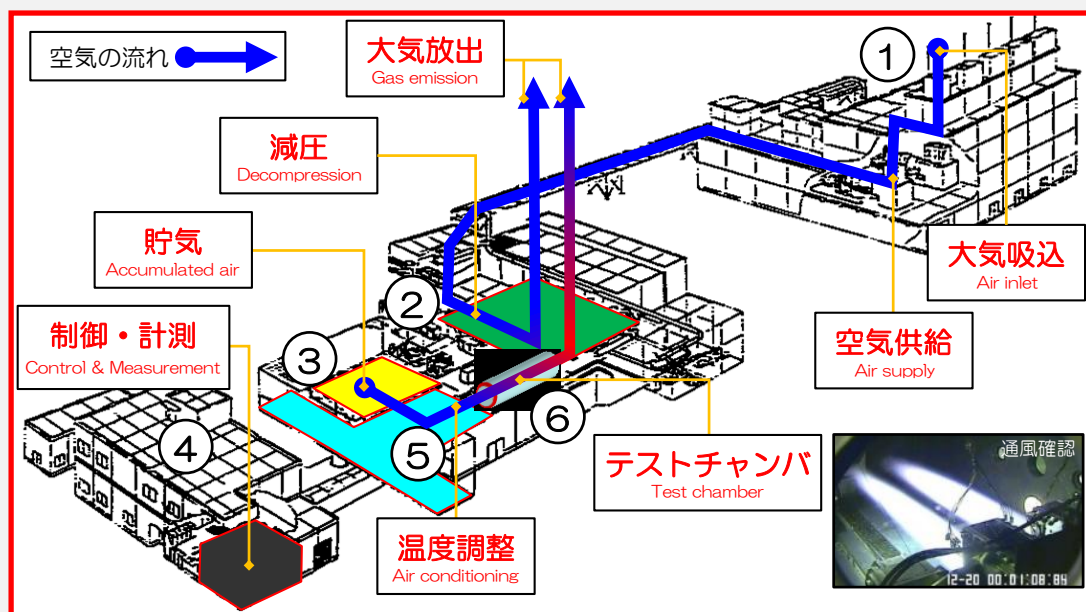


※ダイレクトコネクト方式も実施可能

Direct connect mode is available

入口状態模擬可能エンベロープ
（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を用いて排気系の減圧装置を作動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行プロファイルに合わせて変更可能です。

③ ——— 空気気蓄器



燃焼風洞装置はブローダウン式の超音速風洞であり、供試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行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ます。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