

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

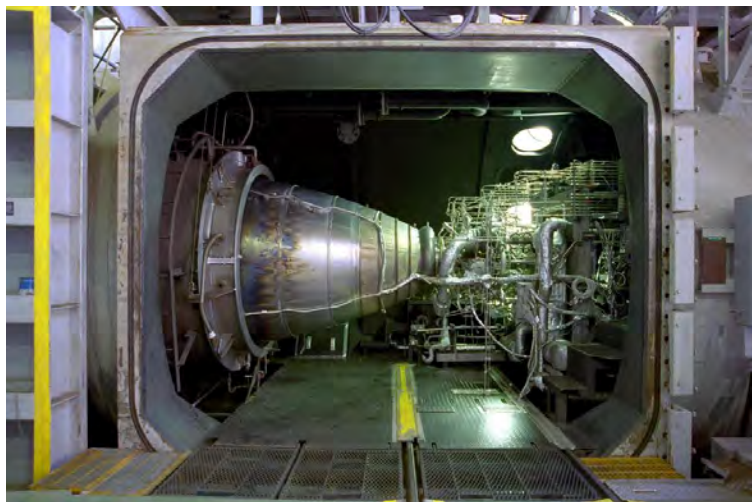
角田宇宙センター
Kakuda Space Center

試験設備
Test Facilities



高空燃焼試験設備 (HATS)

High altitude test stand



高高度で使用する第2段エンジンについて、実際の飛行環境（真空）を模擬した状態で燃焼試験を行うための設備。

2017年から、新型基幹ロケット H3 の第2段エンジン LE-5B-3 の開発試験を実施。

【仕様】

試験室圧力	エンジン起動直前 13mmHg エンジン燃焼中 10mmHg
推進薬タンク充填容量	45m ³ （液体水素） 13.5m ³ （液体酸素）
試験時間	約 350 秒（LE-5B-3 の場合）



液酸 / 液水エンジン供給系試験設備 (FETS)

Feed system test stand



ロケットエンジンの燃焼室に推進薬を送り込むターボポンプについて、単体で試験を行うことができる設備。

2016年から、新型基幹ロケット H3 の第1段エンジン LE-9 の水素ターボポンプ及び酸素ターボポンプの単体試験を実施。

【仕様】

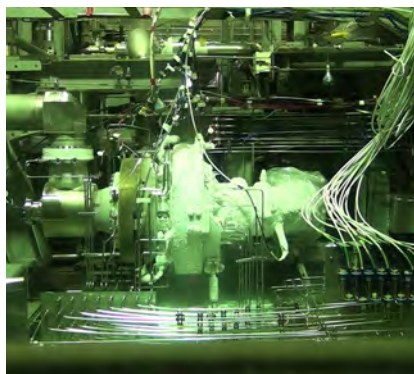
推進薬タンク総充填容量	45m ³ （液体水素） 24.3m ³ （液体酸素）
-------------	--

（LE-9 エンジン水素ターボポンプ試験の場合）

定格流量	約 730L/ 秒
定格吐出圧力	約 19MPa
試験時間	約 20 秒

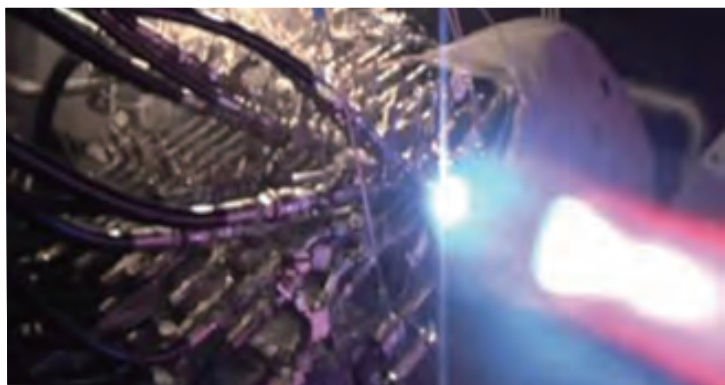
（LE-9 エンジン酸素ターボポンプ試験の場合）

定格流量	約 270L/ 秒
定格吐出圧力	約 18MPa
試験時間	約 30 秒



ロケットエンジン高空性能試験設備

Cryogenic rocket engine altitude test stand



推力 10 トン級のロケットエンジンの燃焼器や燃料ノズル等を、高空環境（真空環境）下で燃焼試験を行うことができる試験設備。

様々な推進剤を用いて試験できることが特長。

【仕様】

排気性能	着火時約 4kPa 以下 定常燃焼時約 1.5kPa
試験可能エンジン推力	30kN
連続燃焼時間	180 秒
推進剤	液体酸素、液体水素、ガス水素 液化天然ガス、ガスメタン

燃焼器試験設備

Cryogenic rocket engine sealevel test stand



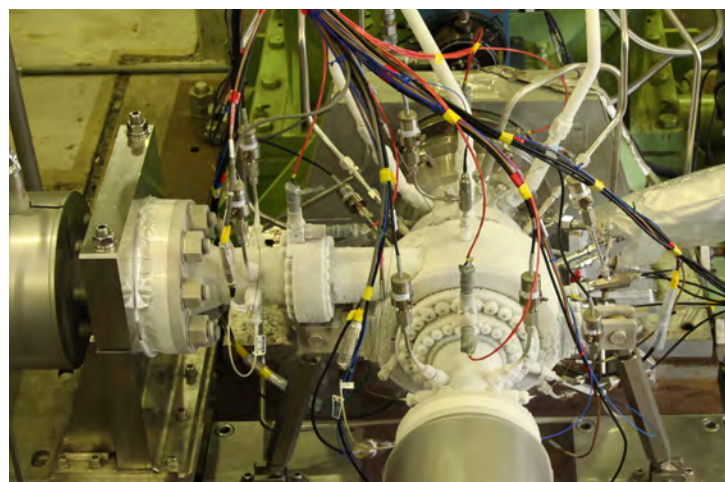
ロケットエンジンの燃焼器の燃焼試験や、極低温液体水素での冷却試験ができる試験設備。

【仕様】

公称推力	19.6kN
最大燃焼圧力	10MPa
推進剤	液体酸素、液体水素、メタン
推進剤最大供給圧力	30MPa
最大燃焼時間	30 秒

極低温ターボポンプ試験設備

Cryogenic advanced turbopump test stand



極低温の液体窒素を用いて、厳しいキャビテーション発生下での、ターボポンプのインデューサやポンプの運転試験ができる設備。

真空ポンプと温度制御機能により、幅広い温度（氷点（ -210°C ）近くから沸点近くの温度）での試験が可能。

【仕様】

最大速度	35,000rpm (22,000rpm)
最大流量	180L/ 秒 (50L/ 秒)
最大圧力	4.0MPa (20MPa)
最大出力	1,400KW

※ () 内はターボポンプ試験の場合

ローターダイナミクス試験装置 (JARTS)

JAXA rotordynamics test stand



ターボポンプの構成品（インペラー、インデューサー、軸受、軸シール）が軸系（シャフト）に与えるローターダイナミック流体力を取得することができる装置。

【仕様】

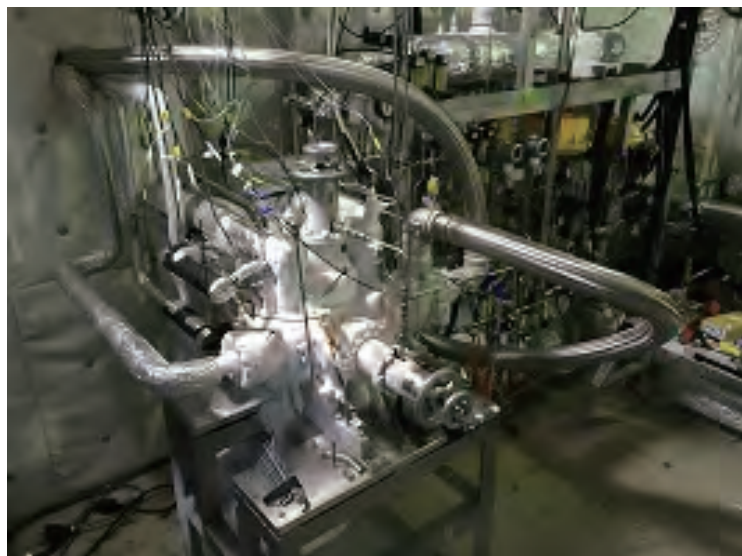
最大回転速度	4,000rpm
流体種	常温水、空気、窒素など
最大スラスト荷重	25,000N
加振モード	直線、パラレル、コニカル
最大制御振幅（ラジアル）	$\pm 300 \mu\text{m(p-p)}$
最大制御周波数（ラジアル）	100Hz
加振制御方法	磁気軸受（非接触タイプ）

エンジンシステム試験設備

Test stand for rocket engine components and system

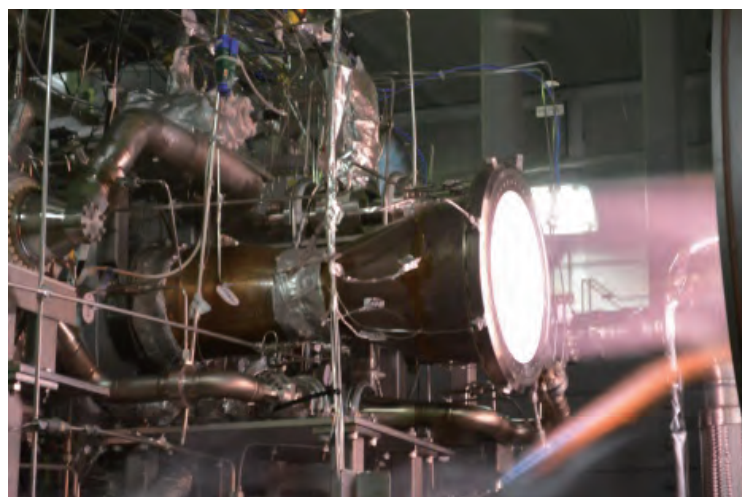
ロケットエンジンの軸受、軸シールなど要素単位の試験から、ターボポンプ単体の試験、小型ロケットエンジンの燃焼試験まで可能な試験設備。

設備の一部を併用することで、水素ターボポンプ用の軸受や軸シールなどの機構部品を実際の作動条件に近い状態で試験が可能な「水素軸受試験設備」の機能、小型の再使用ロケットエンジンの燃焼試験やターボポンプの単体試験を行うことができる「再使用ロケットエンジン試験設備」の機能、H-IIA/H-IIB ロケット第1段エンジン LE-7A の酸素ターボポンプの単体試験を行うことができる「高圧液酸ターボポンプ試験設備」の機能をあわせ持つ。



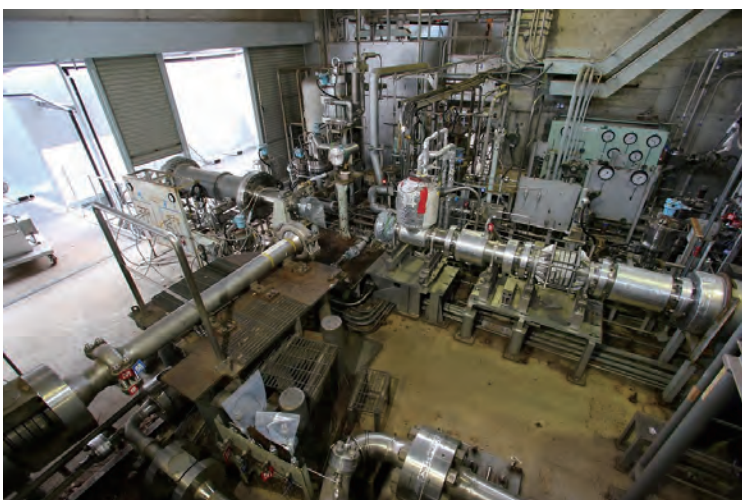
【水素軸受試験設備仕様】

供給圧	～ 19MPa
供給流量	～ 3L/ 秒
回転数	～ 100,000rpm



【再使用ロケットエンジン試験設備仕様】

エンジンシステム燃焼試験	エンジン推力 ～ 40kN 級
酸素ターボポンプ単体試験	流量 ～ 15L/ 秒 最大圧力 ～ 6.8MPa
水素ターボポンプ単体試験	流量 ～ 30L/ 秒 最大圧力 ～ 6.8MPa

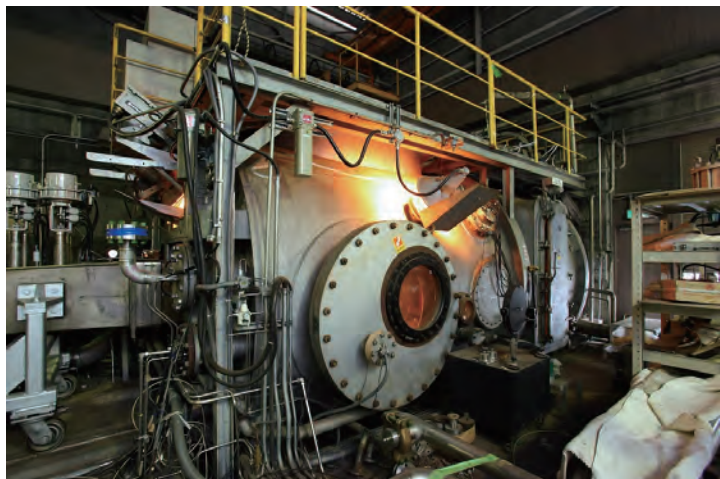


【高圧液酸ターボポンプ試験設備仕様】

液体酸素タンク総容量	10m ³	
定格運転能力	流量	主ポンプ 0.2 m ³ / 秒 スプリットポンプ 0.038m ³ / 秒
(LE-7A 酸素ターボポンプの場合)		
	吐出圧力	主ポンプ 21.3MPa スプリットポンプ 32.7MPa
	試験時間	20 秒最大

ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF)

Ramjet engine test facility



マッハ数 4、6、8 の飛行速度をそれぞれの高度 20、25、35km に相当する高空環境で、ラム／スクラムジェットエンジン、複合サイクルエンジン、極超音速予冷ターボジェットエンジン等の燃焼試験ができる試験設備。

【仕様】

	マッハ 8 時	マッハ 6 時	マッハ 4 時
空気総温	2,600K	1,600K	900K
空気総圧	10MPa	5MPa	1MPa
試験時間	30 秒	60 秒	60 秒
ノズル出口寸法 510 mm×510 mm			

高温衝撃風洞 (HIEST)

High enthalpy shock tunnel



宇宙から帰還する宇宙往還機や大気圏突入カプセル等の大気圏再突入環境を模擬できる風洞設備。支持棒などを用いず実環境に近い飛行状態で計測できる。極超音速で作動するスクラムジェットエンジンの燃焼試験も可能。世界最大級の風洞と独自に開発した実験手法によって、世界最高性能を誇る

【仕様】

淀み点温度	最高 10,000K
淀み点圧力	最高 150MPa
試験時間	2/1,000 秒以上
ノズル出口径	120cm (全長 50cm の模型の試験が可能)

