

角田宇宙センター FanBook
vol.1 RJTF 編

NTR-0001

ver 0.8 予告用

2022年8月

切 脞 堂
KIRIKUZUDO

1 角田宇宙センターと RJTF の概要

1.1 角田宇宙センター

角田宇宙センターは宮城県角田市の北端、柴田町との境の丘に位置する JAXA の研究拠点です。戦前の船岡第一海軍火薬廠跡地の一部で、1965 年に航空宇宙技術研究所 (NAL) が、1978 年に宇宙開発事業団 (NASDA) が、それぞれ東西に推進系の開発拠点を開所しました。

2003 年の宇宙三機関統合で NAL と NASDA が統合され JAXA となったことで、角田宇宙センターとなりました。

1.2 ラムジェット試験設備 (RJTF)

ラムジェット試験設備 (RamJet Test Facility、以降 RJTF) は角田宇宙センターの西地区にある空気吸込極超音速エンジンの試験設備です。航空宇宙技術研究所が角田支所に 1989 年から建設を開始し、1994 年に完成しました。

1980 年代の当時、2020 年代中頃に国際協力体制のもとで単段式完全再利用型宇宙輸送機 (いわゆるスペースプレーン) を究極の輸送形態として成立させることを最終的な目標とし、そのキー技術となるスクラムジェットエンジンの確保を目指した試験研究設備の強化のひとつとしてこの設備が検討され、建設が開始されました。

試験対象としてはサブスケールの機体組込型スクラムジェットエンジンを主とし、それ以外にもターボラムジェットエンジンや空気液化サイクルエンジンの要素試験が可能なように作られています。

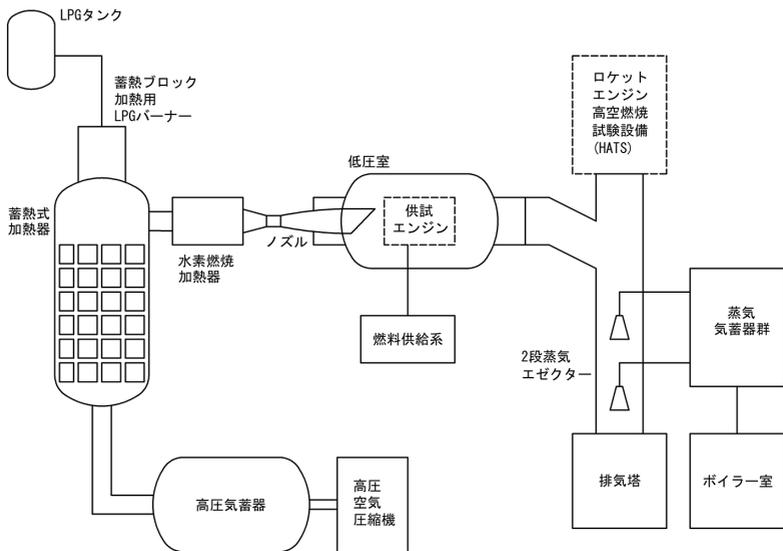


図 1. RJTF 主系統の概要

1.3 RJTF 主系統の概要

RJTF 主系統の概要を図1に示します。

供試体となる scramjet エンジンは低圧室に配置されます。低圧室は下流側の2段蒸気エゼクターにより排気され、試験条件とする高度に該当した気圧となるように減圧されます。

あわせてノズルから試験条件の飛行 Mach (マッハ) 数にあわせた超音速空気を供試体の scramjet エンジンに供給します。RJTF が対応する超音速空気の Mach 数は 4, 6, 8 で、それぞれ専用のノズルを使用することで対応します。

超音速空気はノズルに高温高圧の空気を供給することで生成します。高圧の空気は大型の空気用気蓄器に高圧用コンプレッサーで蓄圧することで生成します。また、この高圧空気を蓄熱式加熱器に通すことで昇温して高温高圧の空気をノズルに供給します。また、試験条件の Mach 数が 8 の場合は蓄熱式加熱器だけでは必要な温度までノズルに供給する空気の温度を上げることができないため、水素燃焼加熱器も併用しています。

蓄熱式加熱器は純アルミナの穴あきブロックを塔のように積み重ねたもので、LPG を燃焼させた熱で 2000[°C] 近くまで昇温して蓄熱するようになっています。

1.4 RJTF の平面配置

ラムジェット試験設備 (以降、RJTF) の平面配置を図2に示します。

RJTF の排気系は高空性能試験設備 (HATS) と共用になっており、RJTF の建設にあたっては既存の HATS に「ラムジェット制御棟」「圧縮機室」「LPG ボンベ室」等を追加する形となりました。また、「ラムジェット準備棟」は上段用固体モーター試験を行っていた「スピン燃焼実験室」を改修し、「ラムジェット試験棟」は HATS の N ロケット 3 段目の固体モーター用低圧室を増築改修する形で整備されました。

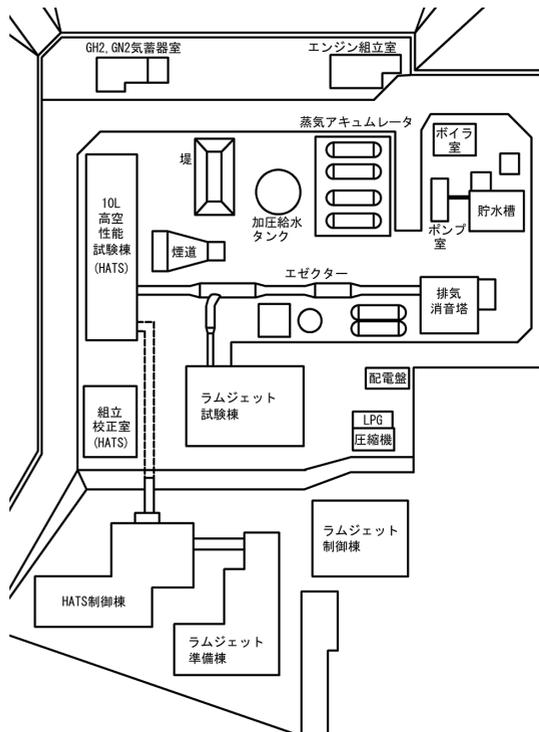


図2. RJTF の平面配置

2 RJTF 排気系

2.1 RJTF 排気系の概要

RJTF 排気系の系統図を図4に示します。

RJTF 排気系の主要素となる2段蒸気エゼクターは、RJTF に先だってNロケットの上段エンジン試験を想定した高空性能試験設備 (HATS) の一部として1973年頃に整備されたものです。

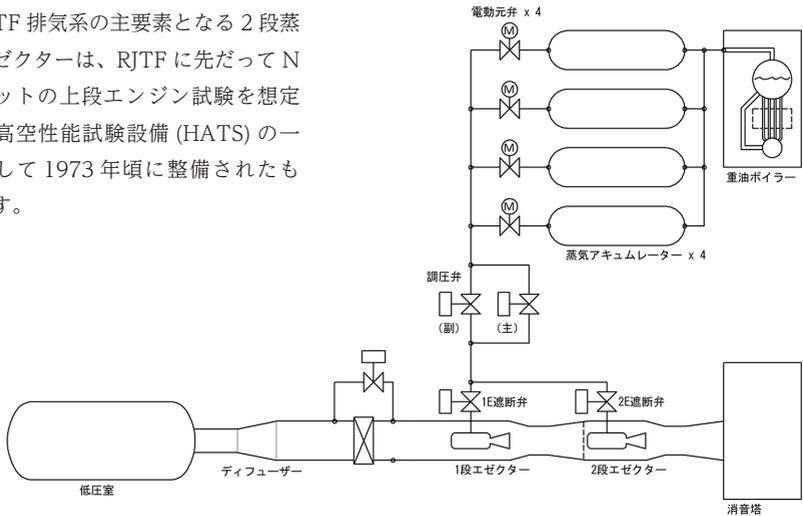


図4. RJTF 排気系の系統図

RJTF での試験で想定している飛行条件とそれぞれの気圧、温度、密度は下記のようになっています。(US Standard Atmosphere, 1976 から)

- ・ Mach 4 @高度 20[km] → 5.5[kPa], 217[K], 88[g/m³]
- ・ Mach 6 @高度 26[km] → 2.5[kPa], 222[K], 39[g/m³]
- ・ Mach 8 @高度 35[km] → 0.5[kPa], 237[K], 8[g/m³]

つまり試験時には、供試体である scramjet エンジンからの高温・大流量の排気がある状態で低压室を上記の圧力に保たなければいけないということになります。Mach 数が6の条件では scramjet エンジン排気のみ点温度は1600[K]を超え、また排気流量も30[kg/s]を超えますので、機械的な可動部を持つ真空ポンプでは対応することが困難です。RJTFではこの条件に対応するため、機械的な動作部分がなく、大流量の排気が可能な蒸気エゼクターを使用しています。

蒸気エゼクターは作動流体に水蒸気を使用しているため、エゼクター吸気側の到達圧力はおおよそ20～40[kPa]程度になりますが、低压室直後のディフューザーでの圧力回復があるため、低压室の到達圧力はそれより1桁低い数[kPa]のオーダーになります。

2.2 2段蒸気エゼクター

蒸気エゼクターの概念を図5に示します。

蒸気エゼクターは排気管の中央に挿入した蒸気ノズルから超音速の蒸気を噴出し、その運動量で排気作用を行う、可動部のない真空ポンプの一種です。真空分野では油蒸気を用いることも多いですが、RJTF 排気系では到達圧力が高いため水蒸気を用いています。

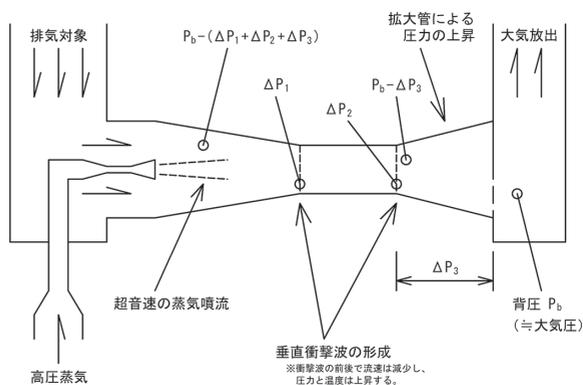


図5. 蒸気エゼクターの概念

背圧 P_b からディフューザー（拡大管）による圧力上昇 ΔP_3 と直管部に形成される垂直衝撃波による圧力上昇 ΔP_1 、 ΔP_2 の合計を引いたものが真空ポンプとしての到達圧力となります。RJTF 排気系では背圧 P_b は大気圧となります。

3 超音速ノズル

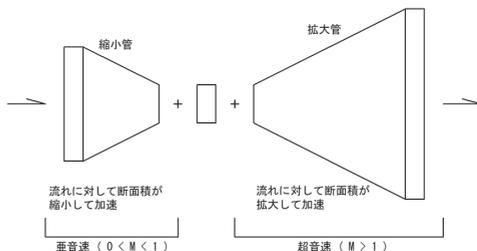
3.1 超音速ノズルの概要

試験では当然のことながら極超音速で飛行しているエンジンに向かって流れを模擬する必要があり、超音速ノズルはそのための極超音速の空気流を生成するものになります。

超音速ノズルの基本構成はラバルノズルです。等エントロピー変化を仮定した準一次元流れでは流管の断面積と流速の関係は右の式のようになります。

$$\frac{dA}{dV} = -\frac{A}{V}(1 - M^2)$$

ここで A は流管の断面積、 V は流速、 M はマッハ数であり、 $0 < M < 1$ では A が増えると V が減り、また、 $M > 1$ では A が増えると V が増えます。つまり、亜音速では流管の断面積が減少すると流れは加速され、超音速では流管の断面積が増えると流れが加速されます。



ラバルノズルはこの関係を用い、縮小管と拡大管を組み合わせることで超音速の流れを生み出します。ラバルノズルの拡大管でのマッハ数 M はノズルスロート（縮小管と拡大管の接合部）の断面積 A* と拡大管部の断面積 A により概ね次式で決まります。

$$\left\{ \frac{A}{A^*} \right\}^2 = \frac{1}{M^2} \left\{ \frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right\}^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}$$

例えば、M6 条件用のノズルは出口マッハ数が 5.3 で、出口断面が 510[mm] x 510[mm] の正方形、ノズルスロート断面は 12[mm] x 510[mm] となっていますので、上の式でいけば右辺が 1800 程度になります。

ラバルノズルで流れが加速する際には、速度のもつエネルギーが増える対価として圧力と温度が持つエネルギーが減ります。ラバルノズルの入口の圧力・温度をそれぞれ P₀、T₀ とすると、拡大管部での圧力・温度は下記の式の P、T となります。

$$\frac{p}{p_0} = \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right\}^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \frac{T}{T_0} = \left\{ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right\}^{-1}$$

(RJTF のノズルのように入口での空気温度（静温）が高く、出口でその温度が持つエネルギーのほとんどが速度エネルギーとなっている場合、式の中の比熱比 γ は一定ではないため、これらの式は試験条件を得るために必要なラバルノズルの入口の圧力・温度のあたりをつける程度にしか使えませんが、概観するには便利な式です。)

実際の RJTF 超音速ノズルでは、入口＝出口の条件は下記のようになっています。

飛行条件：	Mach4	Mach6	Mach8
入口総温：	872[K]	1655[K]	2600[K]
入口総圧：	0.86[MPa]	4.78[MPa]	10.0[MPa]
空気流量：	45.9[kg/s]	30.9[kg/s]	6.16[kg/s]
出口マッハ数：	3.41	5.30	6.73
出口静温：	274[K]	275[K]	324[K]
出口静圧：	12.3[kPa]	5.3[kPa]	1.6[kPa]

参考資料

1. NAL TR-1347 ラムジェットエンジン試験設備（RJTF 建設グループ、1998 年）
2. NAL TR-454 航空宇宙技術研究所のロケット・エンジン高空性能試験設備（航空宇宙技術研究所、1976 年）
3. 『圧縮性流れの理論』 E. ラサクリシュナン、鈴木宏二郎、久保田弘敏（丸善、2008 年）

4 蓄熱体加熱器

蓄熱体加熱器のイメージを図6に示します。

蓄熱体加熱器は不純物を減らした純粋アルミナ製ブリックをLPGバーナーで加熱昇温して熱を蓄えることで、通風した高压空気を最高で2100[K]まで加熱する装置です。

蓄熱体は図7のような切断されたバームクーヘン状の穴あきアルミナブリックを積み重ね、直径1124[mm]×高さ6096[mm]の寸法としています。アルミナブリックは蓄熱体と熱交換器を兼ねており、空気が穴を通る際に熱交換することでブリックに蓄えられた熱で空気を加熱されます。穴の直径は7[mm]で蓄熱体総計で5607個となります。

蓄熱動作時はLPGバーナーの燃焼ガスを上から下に流すことで蓄熱体に熱を蓄えます。このとき蓄熱体には上下方向の温度分布ができ、蓄熱体底部はSUS316でも構造として耐えられる温度となります。

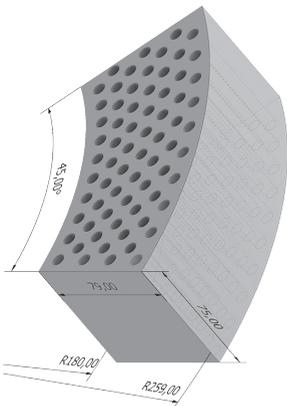


図7. 蓄熱体加熱器の
アルミナブリック

この蓄熱体加熱器は12[MPa]の高压常温空気を流量29.5[kg/s]時に最大2100[K]まで加熱することが可能であり、燃焼加熱を行わずに大気組成の気体をMach6までラバルノズルで加速するための温度圧力条件を整えることができます。

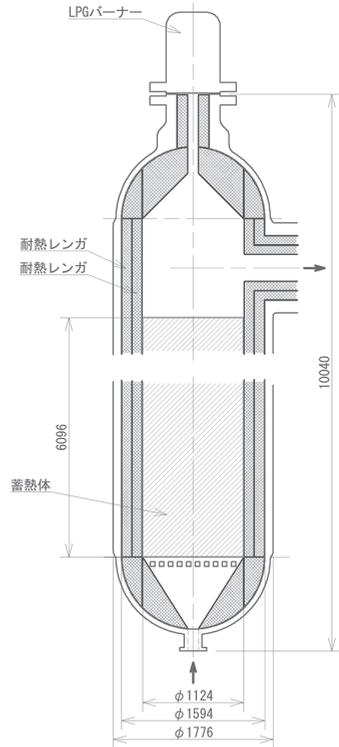


図6. 蓄熱体加熱器



というようなものを書きたかったのですが、間に合わなかったので「ver 0.8 予告用」としました。ごめんなさい。本冊子は（おそらく完成版も）参考資料1および2の要約なので、A4各100ページ程度の技術報告を読む気がある方はこれらをJAXA Repositoryからダウンロードして読みましょう。ふつうに面白いです。あと、式のあたりとかすっとばしてるのは流体力学がなにもわかってないからです。年下のおねえさんに compressible flow を教えてもらいたい人生でした。

角田宇宙センター FanBook
vol.1 RJTF 編 ver 0.8 予告用

初版：2022年8月12日発行

テキスト、図 : きりくずどう (@kirikuzudo、kirikuzudo@mail.kirikuzudo.jp)
発行 : 切屑堂 (<https://www.kirikuzudo.jp/>)
印刷所 : きりくずどうのおうちのプリンタ