

平成 29 年度防衛装備庁
安全保障技術研究推進制度

成果報告書

極超音速複合サイクルエンジンの概念設計と極超音速推進性能の実験的検証

平成 30 年 5 月

国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構

本報告書は、防衛装備庁の安全保障技術研究推進制度による委託業務として、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構が実施した平成29年度「極超音速複合サイクルエンジンの概念設計と極超音速推進性能の実験的検証」の成果を取りまとめたものです。

1.0 委託業務の目的

マッハ5クラスの様々な用途の極超音速無人機への適用を想定して、極超音速複合サイクルエンジンを提案する。液体水素を燃料とした極超音速予冷ターボジェット of 技術を発展させ、常温貯蔵可能な炭化水素燃料を用いてエンジンを成立させるために必要な技術を確立する。

この目的を達成するために、図 1.0-1 に示す計画線表に沿って研究を実施した。

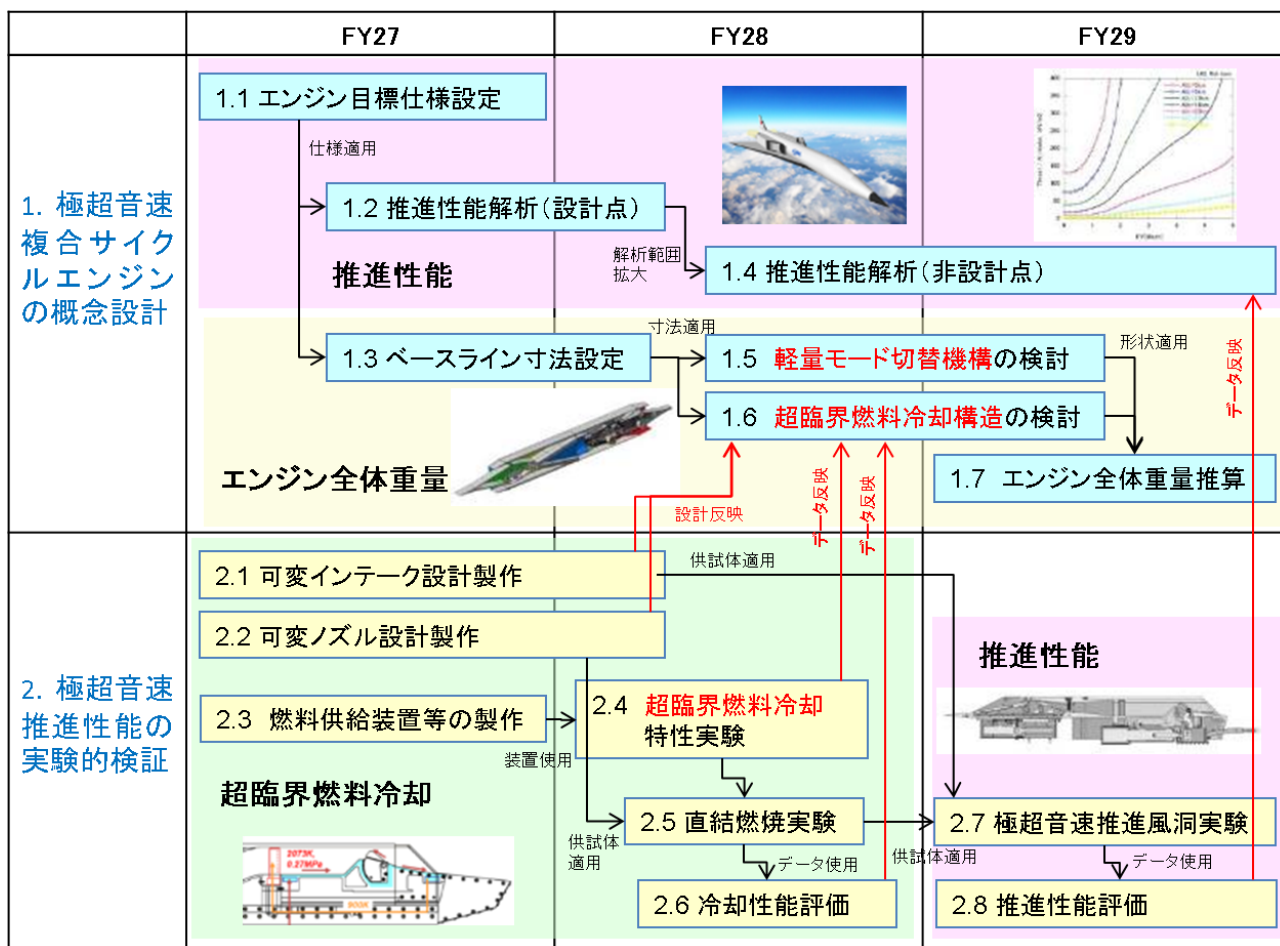


図 1.0-1 計画線表

1. 1 研究開始時に設定した研究目標の達成度

① 極超音速複合サイクルエンジンの概念設計

1.1 エンジン目標仕様設定

極超音速無人機（図 1.1-1）の目標仕様を設定し、これを実現するためのエンジンの目標仕様を設定した。既存の極超音速機システム検討結果を参考にして、相似則を用いて極超音速無人機の目標仕様（全長、重量等）を設定した。極超音速旅客機として設計し、空力特性、構造重量、燃料搭載量等を確認済のベースライン機体（全長：87m、離陸質量：376ton、乗客 100 人）に対して 1/4 スケールの機体を想定し、極超音速無人機の目標仕様（表 1.1-1）を設定した。



図 1.1-1 極超音速無人機

表 1.1-1 極超音速無人機の目標仕様

項目	値
全長	20m程度
離陸質量	5ton程度
エンジン	極超音速複合サイクルエンジン
燃料	LNG／JET-A-1
巡航高度	24km
最大速度	Mach 5.0

極超音速無人機の目標仕様に対応して、搭載する極超音速複合サイクルエンジン（図 1.1-2）の目標仕様（推力、燃料消費率、推力重量比等）を設定した。離陸時の機体の揚抗比をベースライン機体と同様の 5 程度と想定し、要求推力を 10kN 以上とした。また、推力重量比については、極超音速旅客機用に検討している極超音速予冷ターボジェットで実現可能な 5 以上をターボジェット／ラムジェット複合エンジンで達成することを目標とした。表 1.1-2 にエンジンの目標仕様を示す。

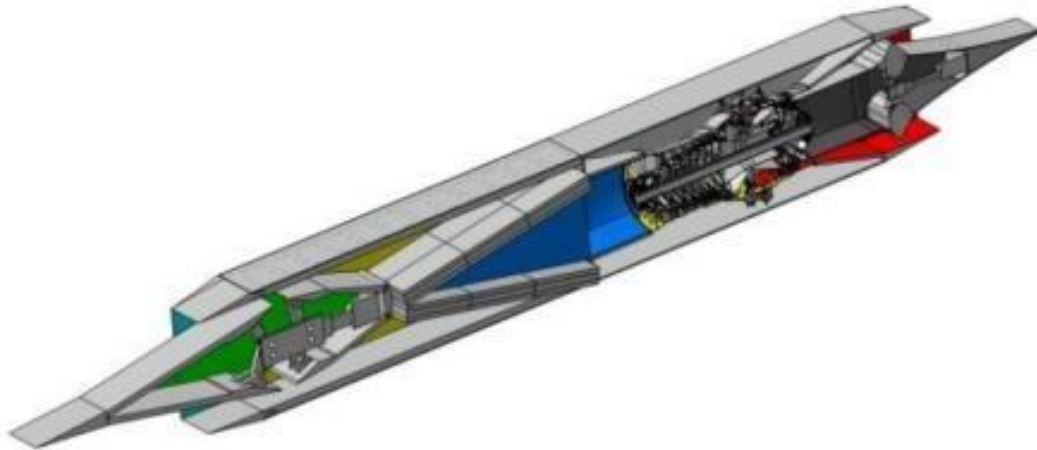


図 1.1-2 極超音速複合サイクルエンジン

表 1.1-2 エンジンの目標仕様

項目	値
全長	7m程度
推力	1tonf程度 (地上静止)
燃料	JET-A1
最大速度	Mach 5.0

1.2 推進性能解析（設計点）

エンジン目標仕様(1.1)を受けて、既存の極超音速エンジン性能解析プログラムに文献等から得られる範囲の炭化水素燃料の熱物性値、熱流動特性を組み込み、エンジン設計点性能（離陸、マッハ2、マッハ5）を推算した。表 1.2-1 に、計算を行ったエンジン運転条件を示す。ターボジェット作動時は再熱燃焼あり、なしの各2ケースの計算を行った。インテークは、マッハ2条件においてターボジェットが必要とする空気流量を供給可能なことを条件に入口面積(=0.1948m²)を設定した。マッハ2で、ターボジェットからラムジェットへ切り替えることを想定している。図 1.2-1 に、ターボジェットの圧縮機、タービンの要素性能マップ、図 1.2-2 に2次空気系設定状況を示す。圧縮機の設計圧力比は21.8、再熱燃焼温度は2000Kに設定した。表 1.2-2 に、各運転条件におけるエンジン性能推算結果を示す。

表 1.2-1 エンジン運転条件

運転条件	①-1	①-2	②-1	②-2	②-3	③
エンジン *1	TJ	TJ	TJ	TJ	RJ	RJ
高度 km	0	0	12.5	12.5	12.5	24
速度 Mach	0	0	2	2	2	5
大気静温 K	288.15	288.15	216.65	216.65	216.65	216.65
大気静圧 kPa	101.325	101.325	17.865	17.865	17.865	2.914
再燃	-	有	-	有	-	-

*1 TJ:turbojet, RJ:ramjet

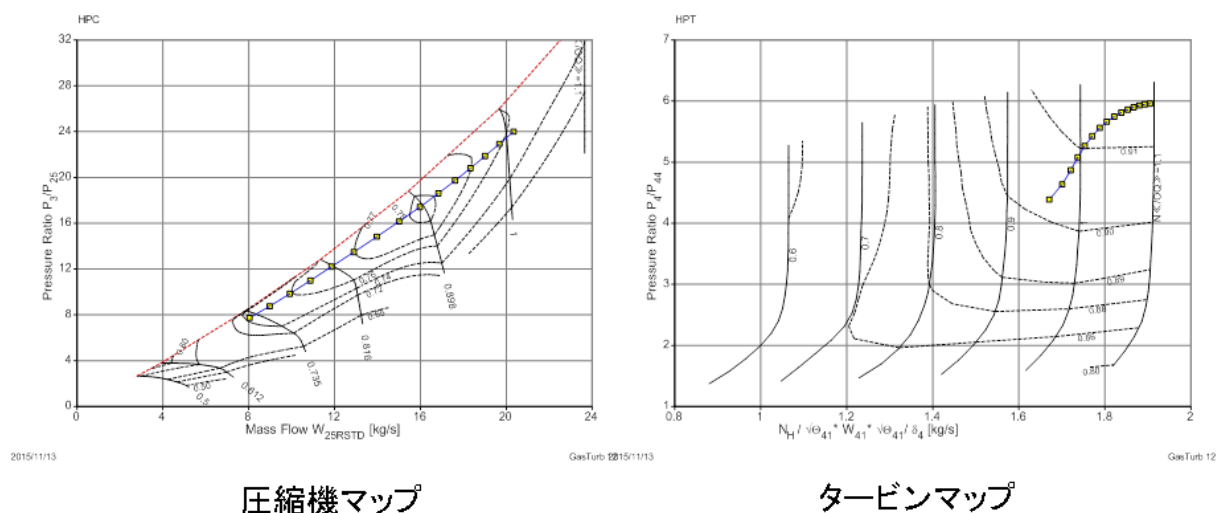


図 1.2-1 ターボジェット要素特性

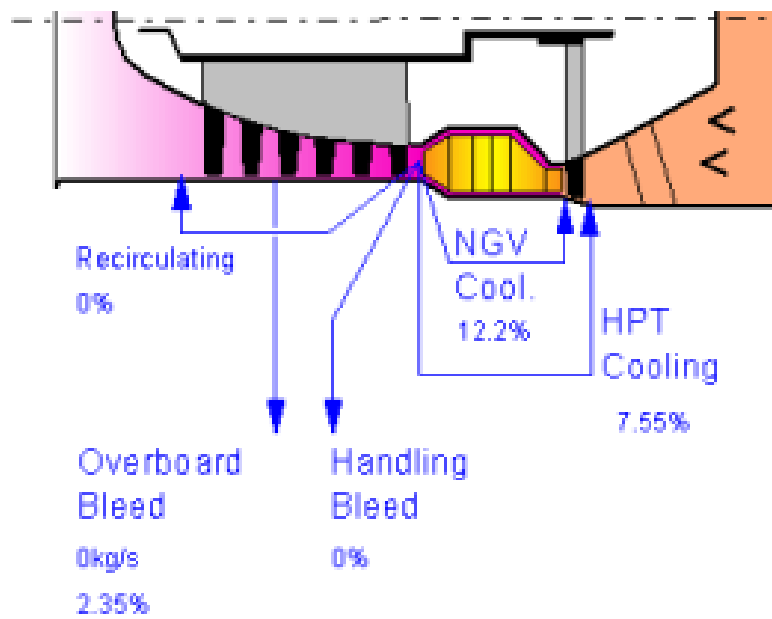


図 1.2-2 2次空気系設定状況

表 1.2-2 エンジン設計点性能計算結果

地上静止条件 ターボジェット

運転条件	①-1 (再燃なし)
空気流量	19.88 kg/s
HPC圧力比	21.8
HPT膨張比	4.89
HPC効率	91.0% (ポリトロップ)
HPT効率	89.1% (ポリトロップ)
T4	1578 K
推力	16.61 kN
TSFC	23.05 g/(kN*s)

運転条件	①-2 (再燃あり)
T7	2000 K
推力	23.22 kN
TSFC	42.11 g/(kN*s)

マッハ2条件 ターボジェット

運転条件	②-1 (再燃なし)
空気流量	17.27 kg/s
HPC圧力比	14.1
HPT膨張比	4.86
HPC効率	92.1% (ポリトロップ)
HPT効率	89.1% (ポリトロップ)
T4	1645 K
推力	7.49 kN
TSFC	42.83 g/(kN*s)

運転条件	②-2 (再燃あり)
T7	2000 K
推力	13.92 kN
TSFC	57.23 g/(kN*s)

マッハ2・5条件 ラムジェット

運転条件	②-3 (マッハ2)
空気流量	17.27 kg/s
全圧回復率	0.875
流量捕獲率	0.523
T7	2000 K
推力	13.35 kN
TSFC	65.08 g/(kN*s)

運転条件	③ (マッハ5)
空気流量	11.14 kg/s
全圧回復率	0.350
流量捕獲率	0.827
T7	2000 K
推力	2.32 kN
TSFC	125.1 g/(kN*s)

エンジン目標仕様(1.1)を受けて、設計点性能(離陸、マッハ2、マッハ5)を推算した。既存の極超音速エンジン性能解析プログラムに文献等から得られる範囲の炭化水素燃料の熱物性値、熱流動特性を組み込み、構造冷却系を含めたエンジンの設計点性能を試算した。

表 1.2-3 にエンジン設計点性能を示す。このうち、燃料流量が最少となるマッハ5条件について、冷却構造の成立性を確認した。燃料の熱伝達特性は図 1.2-3 (*1)、定圧比熱は図 1.2-4 (*1) から類推した。

表 1.2-3 エンジン設計点性能

運転条件	①-1	①-2	②-1	②-2	②-3	③
エンジン	Turbojet	Turbojet	Turbojet	Turbojet	Ramjet	Ramjet
高度 km	0	0	12.5	12.5	12.5	24
速度 Mach	0	0	2	2	2	5
推力 kN	16.61	23.22	7.49	13.92	13.35	2.32
大気静温 K	288.15	288.15	216.65	216.65	216.65	216.65
大気静圧 kPa	101.325	101.325	17.865	17.865	17.865	2.914
再燃	-	有	-	有	-	-
燃焼温度 K	1,578	2,000	1,645	2,000	2,000	2,000
空気流量 kg/s	19.88	19.88	17.27	17.27	17.27	11.14
燃料流量 g/s	383	978	321	797	869	290

マッハ5: 冷媒として利用できる燃料流量が最少となり、構造冷却系が最も厳しくなる条件

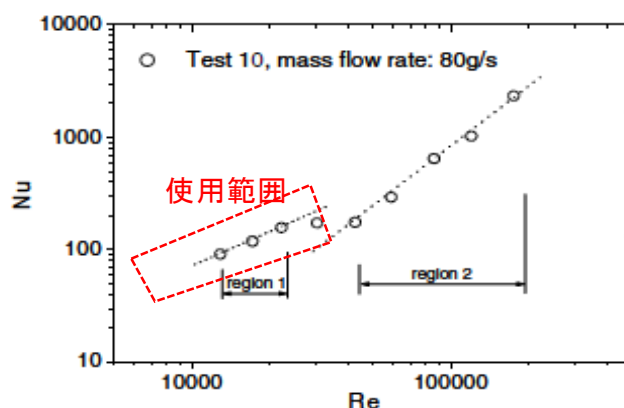


図 1.2-3 超臨界炭化水素燃料の熱伝達特性 (*1)

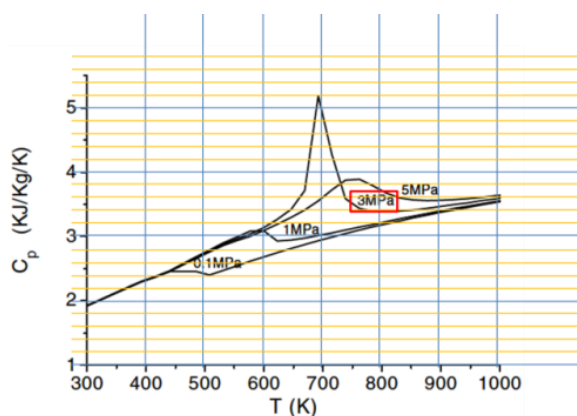


図 1.2-4 超臨界炭化水素燃料の定圧比熱 (*1)

*1 Fengquan Zhong, et. al, "Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions", JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER

図 1.2-5 に示す上流ランプ、可動プラグ、下流ランプについて、冷却計算を行った。それぞれ、上部流路を形成する部品を①、下部流路を形成する部品を②とした。図 1.2-6 に構造冷却系の設計変数を示す。燃焼ガスからの熱入力を低下させるために、遮熱材を使用し、遮熱材の厚さを設計変数とした。また、冷媒は金属壁で形成される冷媒流路を通過することとし、冷媒流路の幅と深さを設計変数とした。

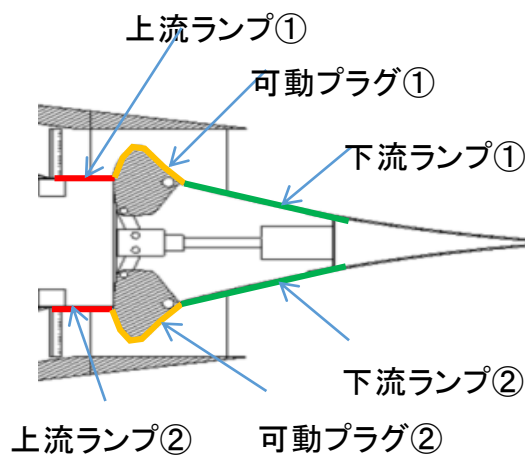


図 1.2-5 構造冷却部の概要

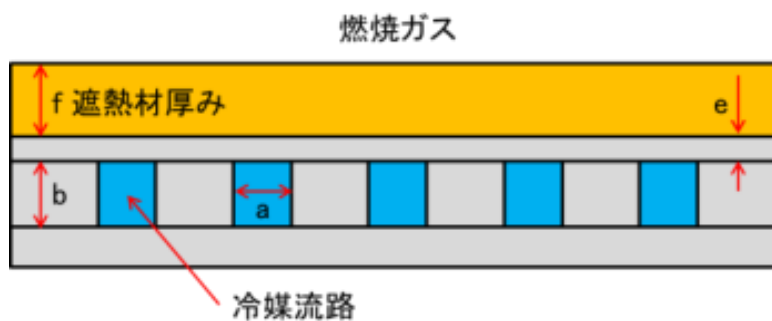


図 1.2-6 構造冷却系の設計変数

表 1.2-4 にノズル構造冷却系の設計結果（上部流路）を示す。上部ランプ①、下流ランプ①、可動ランプ①ともに、冷却流路の溝幅は1.0mm、溝深さは1.0mmとした。また、遮熱壁の熱伝導率は0.3W/m/K、厚さは1.5mmとした。設計計算の結果、燃料流量が最小となるマッハ5条件において、超臨界燃料の冷却出口温度は800K以下、冷却壁温度は1000K以下となり、以下の設計要求を満たすことを確認した。

- (1) 燃焼に必要な流量以上の燃料を使用しない
- (2) 冷却壁（インコネル製）の温度が1,000 K 以下
- (3) 冷媒温度が 800 K 以下
- (4) 冷媒が超臨界圧を維持（圧力 2.4MPa 以上）

また、マッハ5未満の飛行条件においては、図 1.2-7 の燃料系統図に示すように、冷媒に使用しない余剰燃料を燃焼器に直接供給することとした。

表 1.2-4 ノズル構造冷却系の設計結果（上部流路、マッハ5条件）

項目	記号	上流ランプ①	下流ランプ①	可動プラグ①
流路幅	mm	596	596	596
流路長さ	mm	240	840	360
溝幅 mm	a	1.0	1.0	1.0
溝深さ mm	b	1.0	1.0	1.0
溝本数	N	80	80	80
冷却壁(*2) 厚さ mm	e	1.0	1.0	1.0
遮熱壁(*2) 厚さ mm	f	1.5	1.5	1.5
冷却壁 熱伝導率	W/m/k	11.2	11.2	11.2
遮熱壁 熱伝導率	W/m/k	0.3	0.3	0.3
冷媒供給圧	MPa	3.0		3.0
冷媒供給温度	K	300		300
冷媒出口温度	K	792		578
冷却壁温度	K	859		990
冷媒圧損	MPa	0.09		0.03
冷媒流量	g/s	77		68

※ 冷却壁：Inconel625， 遮熱壁：RF ボード No5461 を想定した遮熱材

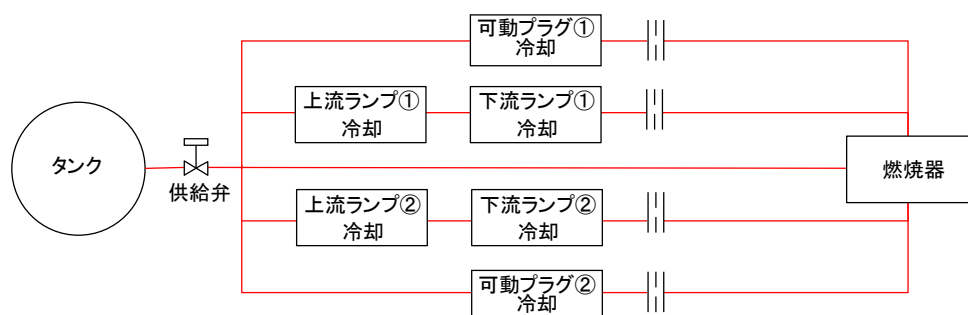


図 1.2-7 構造冷却用燃料系統図

1.3 ベースライン寸法設定

エンジン目標仕様(1.1)を受けて、検討対象とするエンジンのベースライン寸法を設定した。類似する仕様のエンジンの開発例や検討例を参考にして、相似則を用いて、軽量可変インテーク、軽量モード切替機構、ラムダクト、コアエンジン、軽量可変ノズルのベースライン寸法（空気通路）を設定した。図 1.3-1 に初期形状とベースライン形状の比較を示す。初期検討では、ラムダクト側のモード切替機構の流路面積を小さく設定していたが、ベースライン形状では圧力損失低減と駆動力低減の観点から、流路面積を拡大した上で、スライドドアで流路の開閉を切り替える方式に変更した。また、初期検討では、ラムダクト出口にもモード切替機構を設置して流路を切替えることを想定していたが、ホットセクションにモード切替機構を設置するのは、熱応力対策やアクチュエータ保護の観点で好ましくないため、ベースライン形状では、コアエンジン入口とラムダクト入口にスライドドア方式のモード切替機構を設置し、ターボジェットとラムジェットに供給される空気流を切替えられるようにした。図 1.3-2 に以上の検討を反映した極超音速複合サイクルエンジンのベースライン寸法を示す。

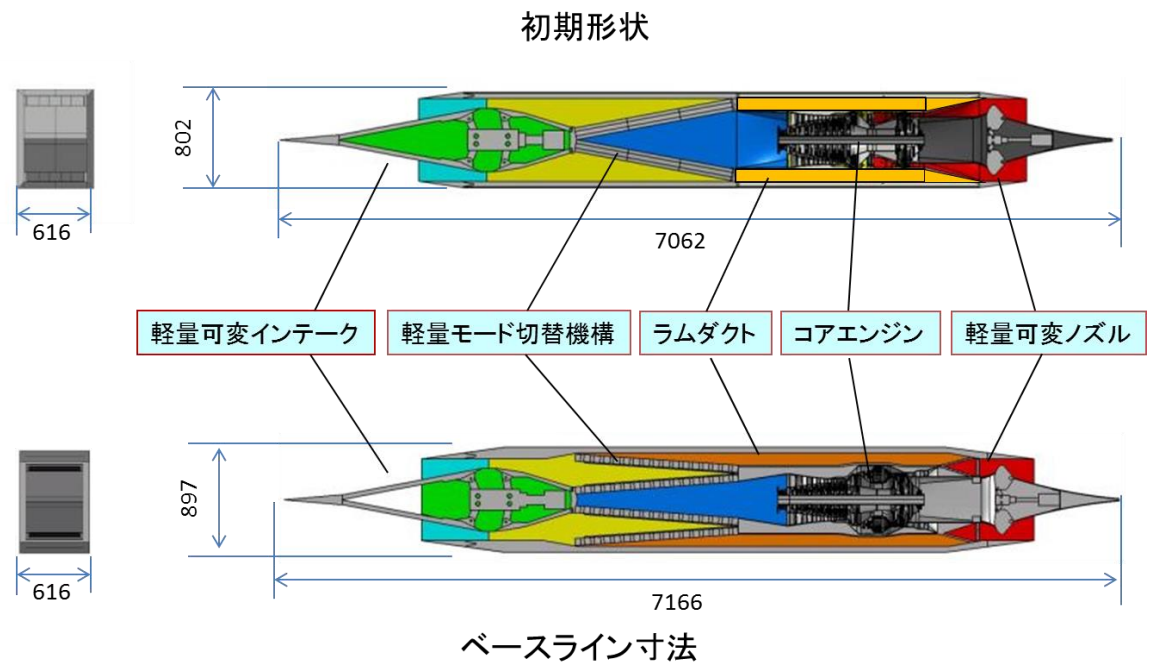


図 1.3-1 初期形状とベースライン形状の比較

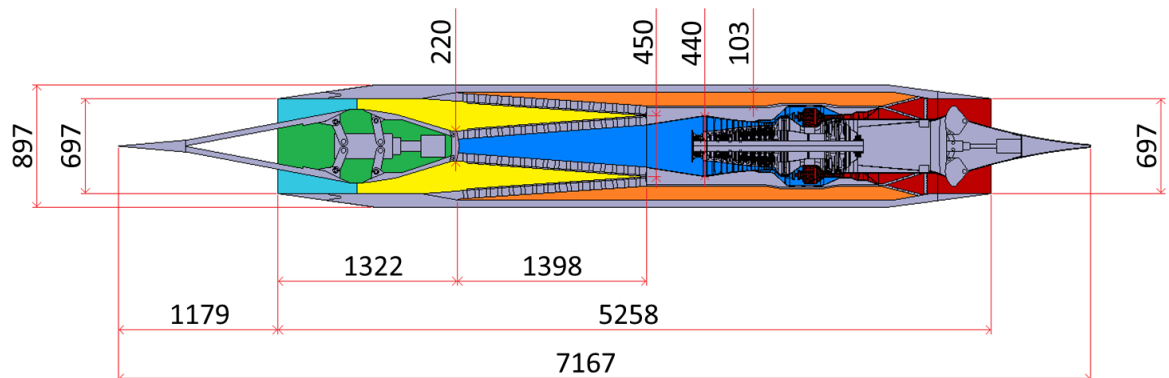


図 1.3-2 極超音速複合サイクルエンジンのベースライン寸法

図 1.3-3 に極超音速複合サイクルエンジンのベースライン形状（更新版）を示す。可変インテーク、可変ノズルともに、上下対称形状とし、エンジン作動時の圧力バランスをとるようにした。可変インテークについては、可変機構部分の寸法は変更せず、側壁部分の形状を具体化した。モード切替機構については、スライド機構の配置を考慮して寸法を設定した。コアエンジンについては、入口と出口の接続部形状を具体化して、寸法を設定した。可変ノズルについては、コアエンジン出口およびラムダクト出口との接続部を具体化して、寸法を設定した。

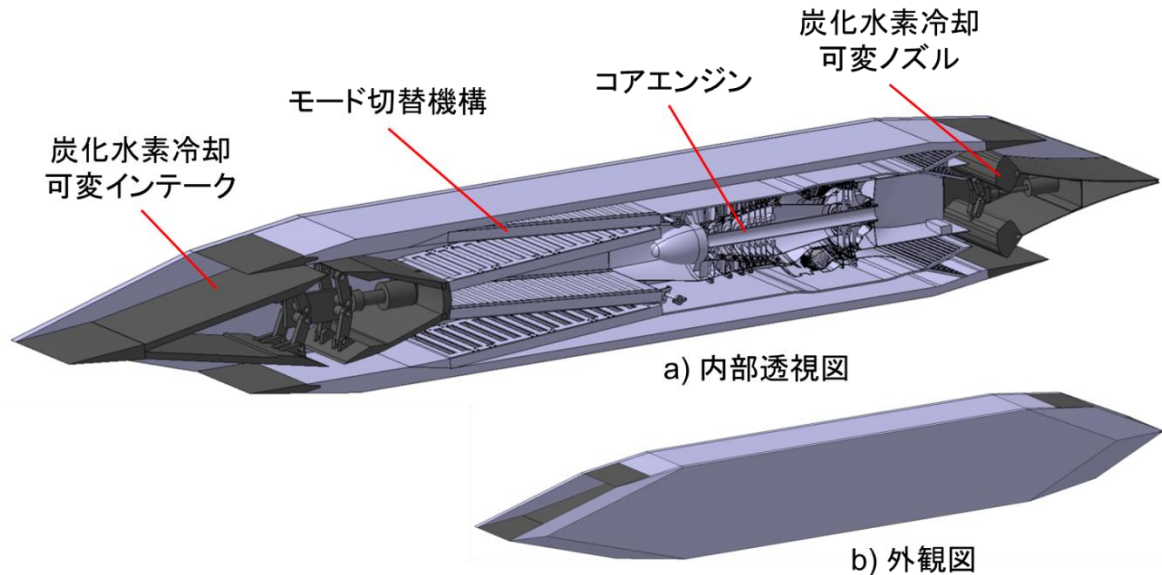


図 1.3-3 極超音速複合サイクルエンジンのベースライン形状

図 1.3-4 に極超音速複合サイクルエンジンの三面図を示す。構成部品の改良設計の結果、エンジン全体での全幅は 701mm、全高は 897mm、全長は 7430mm となった。各構成部品の位置は図に示す通りである。

図 1.3-5 に極超音速複合サイクルエンジンの各部断面図を示す。

A 断面は可変インテーク入口（水色）の寸法である。

B 断面はモード切替機構で各モード作動時の空気通路（黄色）の寸法である。

C 断面はコアエンジン入口（水色）とラムダクト入口（橙色）の寸法である。

D 断面はコアエンジン回転部入口（水色）とラムダクト（橙色）の寸法である。

E 断面はコアエンジン回転部出口（赤色）とラムダクト（橙色）の寸法である。

F 断面はコアエンジン出口（赤色）とラムダクト出口（橙色）の寸法である。

G 断面は可変ノズル入口（赤色）の寸法である。

H 断面は可変ノズル出口（赤色）の寸法である。

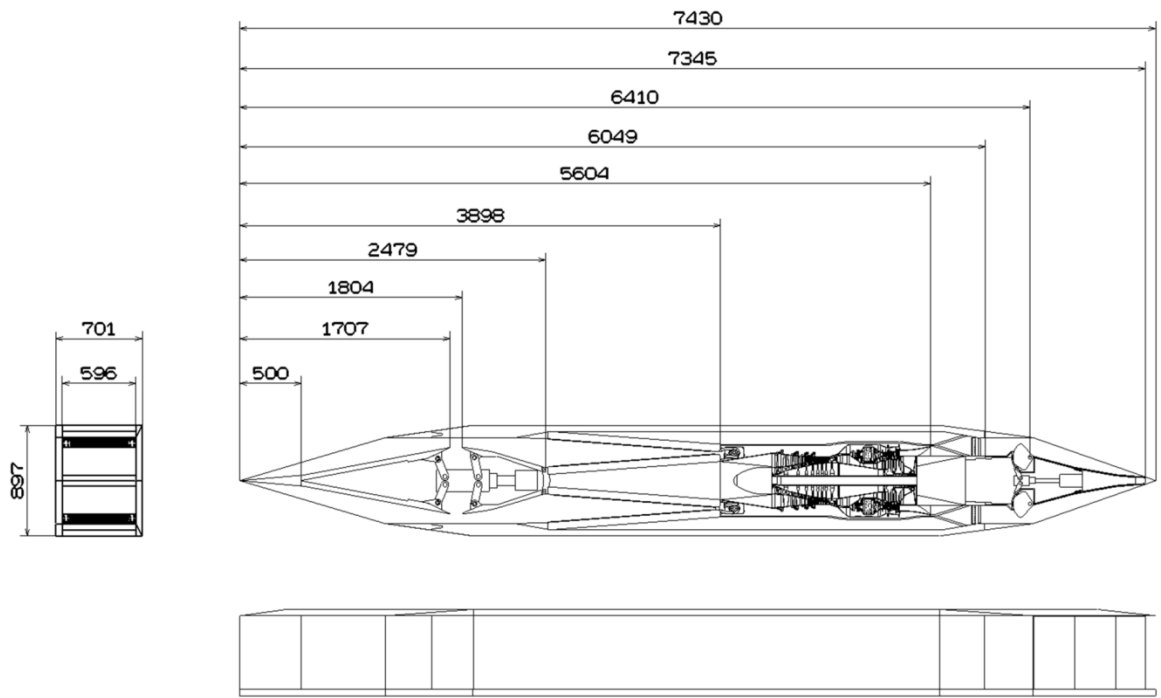


図 1.3-4 極超音速複合サイクルエンジン三面図

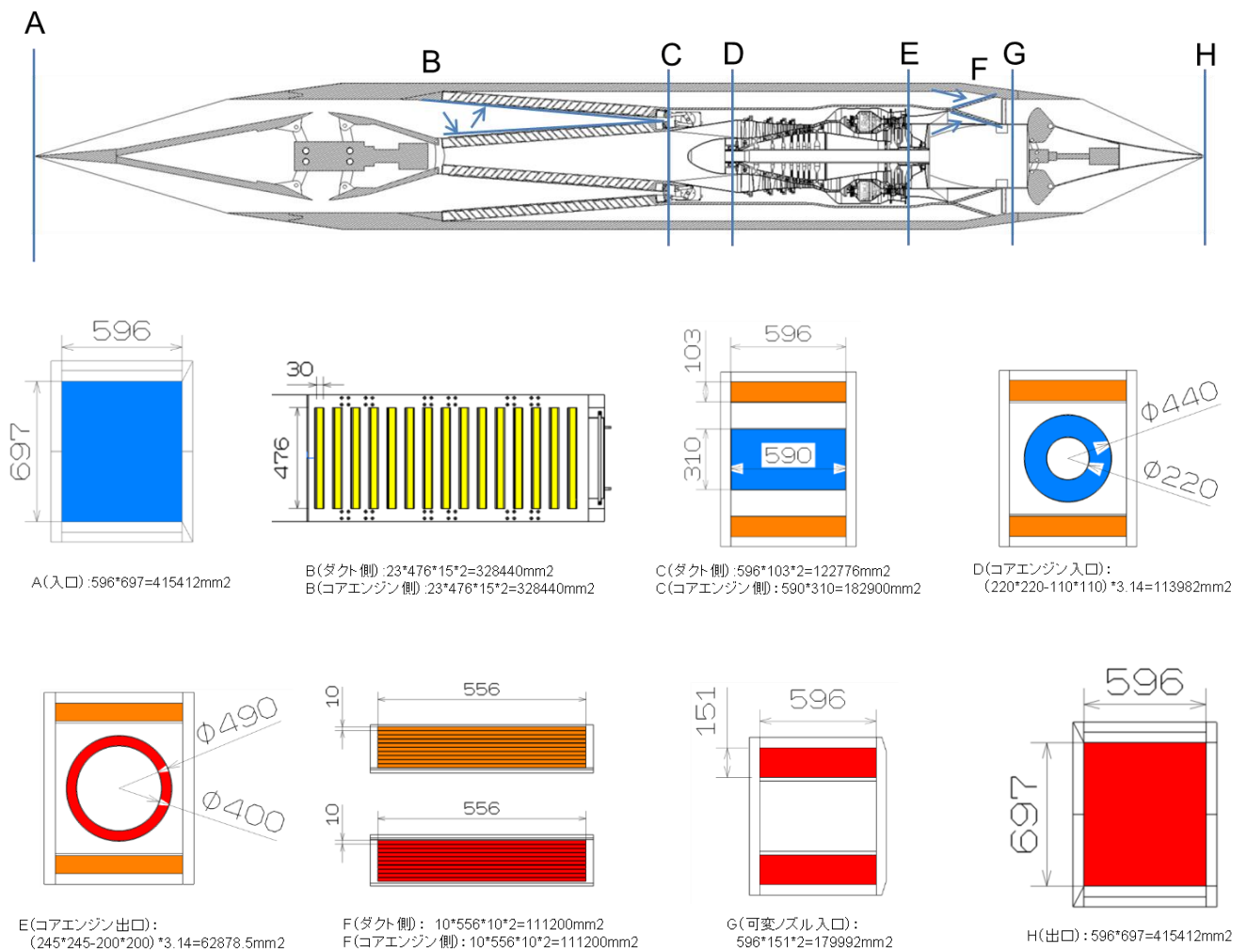


図 1.3-5 極超音速複合サイクルエンジン各部断面図

1.4 推進性能解析（非設計点）

設計点性能解析(1.2)の結果を基にして、飛行範囲（高度、速度）に対応した、推進性能マップ（推力、比推力）を作成した。

軽量モード切替機構の検討(1.5)と推進性能評価(2.8)の結果を反映して、推力、比推力の補正係数を使用して、推進性能マップを更新した。補正の結果得られた推力は目標値である1tonf以上（地上静止状態）を満たした。

マッハ0～2、高度0～15kmに対応して、ターボジェット作動時の推力と比推力を補正した。軽量モード切替機構の検討(1.5)で得られた圧力損失率（0.387%）を考慮して、推力の補正を行った。

図1.4-1に補正後のターボジェット性能マップを示す。圧力損失の影響によって推力が僅かに低下するものの、地上静止推力で目標値の1tonf以上を確保できている。比推力についても、推力低下の影響を受けて僅かに低下するが、地上静止で5000秒、マッハ2で2500秒程度となった。

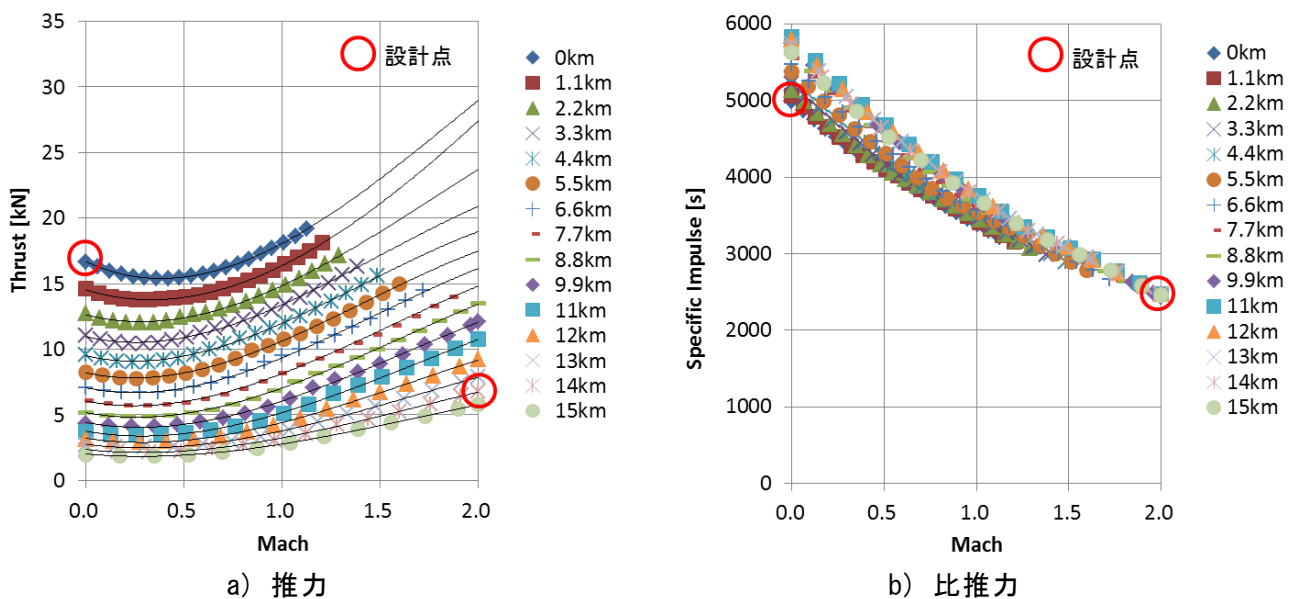
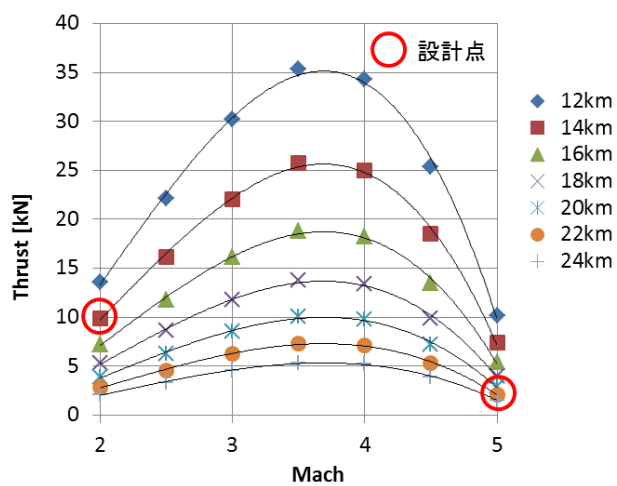


図 1.4-1 ターボジェット性能マップ（マッハ0～2）

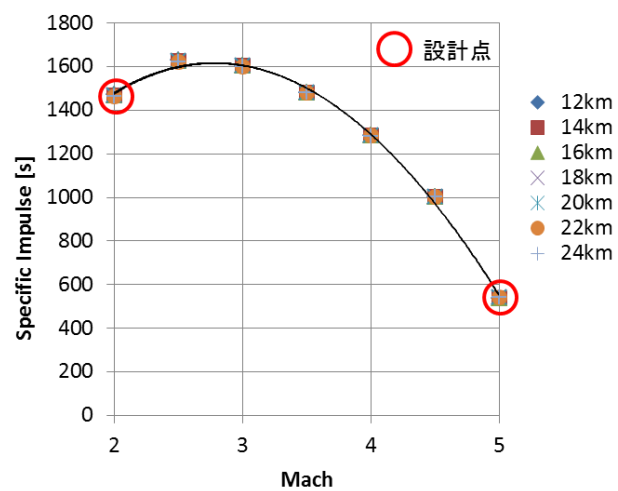
マッハ2～5、高度12～24kmに対応してラムジェットの推力と比推力を補正した。推進風洞実験で取得した推進性能データ（抗力）とモード切替機構の圧力損失を反映した。推進性能評価(2.8)の結果を受けて、外部抵抗係数（0.08）を考慮した場合の外部抗力の推算を行った。また、軽量モード切替機構の検討(1.5)で得られた圧力損失率（0.387%）を考慮して、推力の補正を行った。

図1.4-2に、補正後のラムジェット性能マップを示す。外部抵抗と圧力損失の影響によって推力が低下した。比推力についても、推力低下の影響を受けて低下し、マッハ2で1450秒、マッハ5で550秒程度となった。

ただし、外部抵抗係数については、実用エンジンの大きさと表面加工を想定した目標値であり、今後、この目標値を達成するためのさらなる検討が必要となる。



a) 推力



b) 比推力

図 1.4-2 ラムジェット性能マップ (マッハ 2~5)

1.5 軽量モード切替機構の検討

ターボ／ラムジェットの軽量モード切替機構の形状を設定し、3次元CADを用いて構造重量を推算した。

軽量モード切替機構を実現するために、流路切替ドアに流体圧力がかからない構造としつつ、極超音速飛行時のエンジン内部の圧力／温度条件に耐えるドア形状を導出した。

ターボ／ラムジェットの軽量モード切替機構の流路形状について圧力損失係数を設定し、設計点における圧力損失とエンジン推進性能の低下割合を算出し、推進性能解析(1.4)に反映した。

図1.5-1に軽量モード切替機構(赤丸部分)を示す。同機構は、可変インテークから供給された空気をターボジェット、ラムジェットのいずれかに切り替えて供給する機能を有する。アクチュエータの可動範囲を短くして小型化するために、切替ドアに多数の通路を設けている。

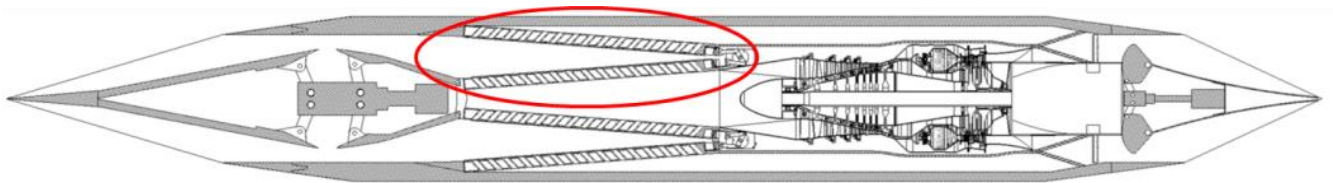
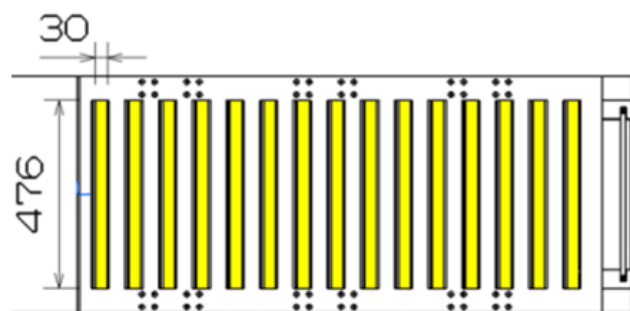


図 1.5-1 軽量モード切替機構〔赤丸部分〕

図1.5-2に、軽量モード切替機構の流路断面積計算に用いた図を示す。流路は15個に分割されており、流路断面積の合計は0.328 m²となっている。

表1.5-1に、軽量モード切替機構の圧力損失率計算の結果を示す。地上静止状態での空気流量から流速を求めると25.4 m/sとなり、この時の圧力損失率を求めると0.387%となった。この圧力損失率を、推進性能解析(1.4)に反映した。

主構造およびスライドドアをC/C材で製作することを想定し、重量推算を行ったところ、重量は約124kgであった。



$$\text{流路断面積: } 0.023 \times 0.476 \times 15 \times 2 = 0.328 \text{ m}^2$$

図 1.5-2 軽量モード切替機構 流路断面積計算

表 1.5-1 軽量モード切替機構 圧力損失率計算

	単位	数値
空気流量	kg/s	10
密度	kg/m ³	1.2
体積流量	m ³ /s	8.33
流路断面積	m ²	0.328
流速	m/s	25.4
動圧	kPa	0.387
圧力損失係数		1
圧力損失	kPa	0.387
圧力損失率	%	0.387

1.6 超臨界燃料冷却構造の検討

技術実証用ラムジェットの可変インテーク(2.1)、可変ノズル(2.2)の設計結果を反映して、エンジン各部の再生冷却構造を設計した。

図 1.6-1 に技術実証用ラムジェットの冷却構造を示す。左下は可変インテークの冷却構造である。金属壁面に燃料を通過させる流路が形成されている。右下は可変ノズルの冷却構造である。燃焼ガスに晒される内壁面には遮熱壁が配置され、熱流束を低減する方式としている。金属製の可変ノズル本体には冷却通路が形成されている。

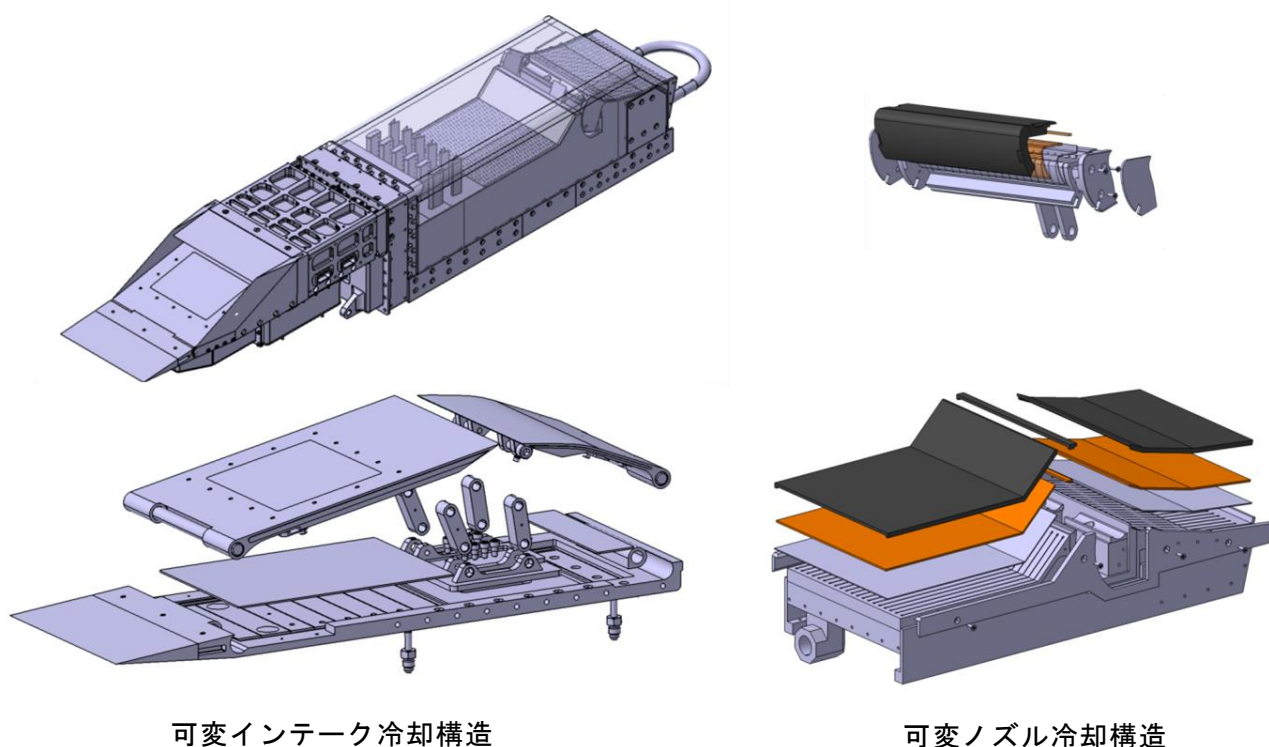


図 1.6-1 技術実証用ラムジェットの冷却構造

図 1.6-2 は極超音速複合サイクルエンジン（可変ノズル部）の冷却構造である。技術実証用ラムジェットと同様に、燃焼ガスに晒される内壁面に遮熱壁を配置した。また、金属壁には燃料を通過させる冷却流路を形成した。遮熱壁の厚さと冷却流路の溝幅、溝深さは推進性能解析（設計点）(1.2)の設計結果を使用して設定した。

図 1.6-3 に可変ノズル（固定ランプ部）の冷却溝配置、図 1.6-4 に可変ノズル（可動プラグ部）の冷却溝配置を示す。いずれも、溝幅 1.0mm、溝深さ 1.0mm とし、溝本数は 80 本とした。技術実証用ラムジェットで製作し、燃焼実験を行った実績に合わせ、インコネル製の部品に溝加工を施し、ニッケルロー付で冷却流路を形成する方式として設計した。

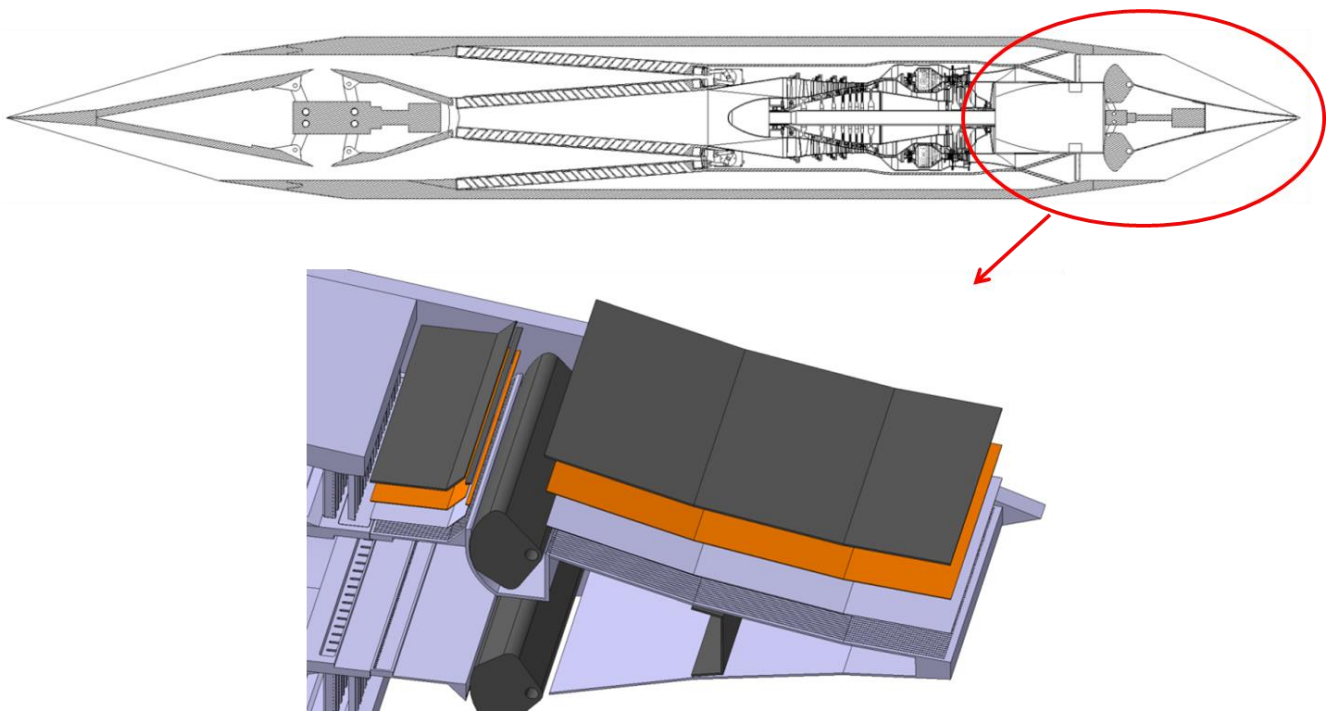


図 1.6-2 極超音速複合サイクルエンジン（可変ノズル部）の冷却構造

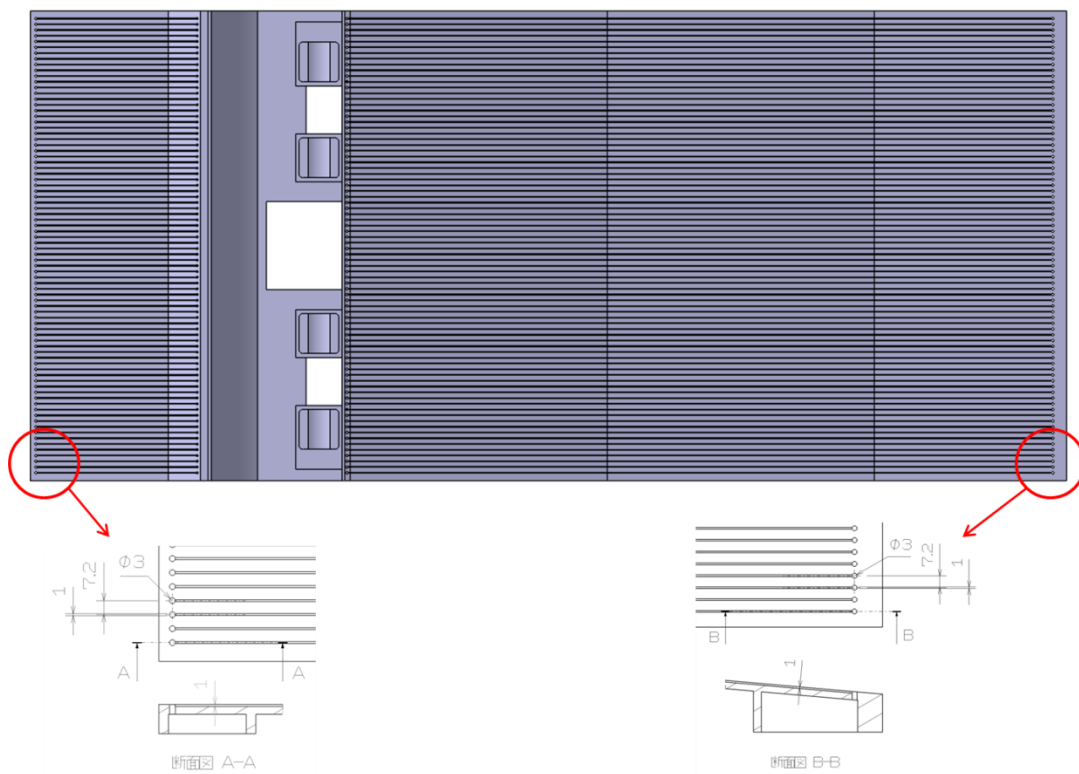


図 1.6-3 可変ノズル（固定ランプ部）の冷却溝配置

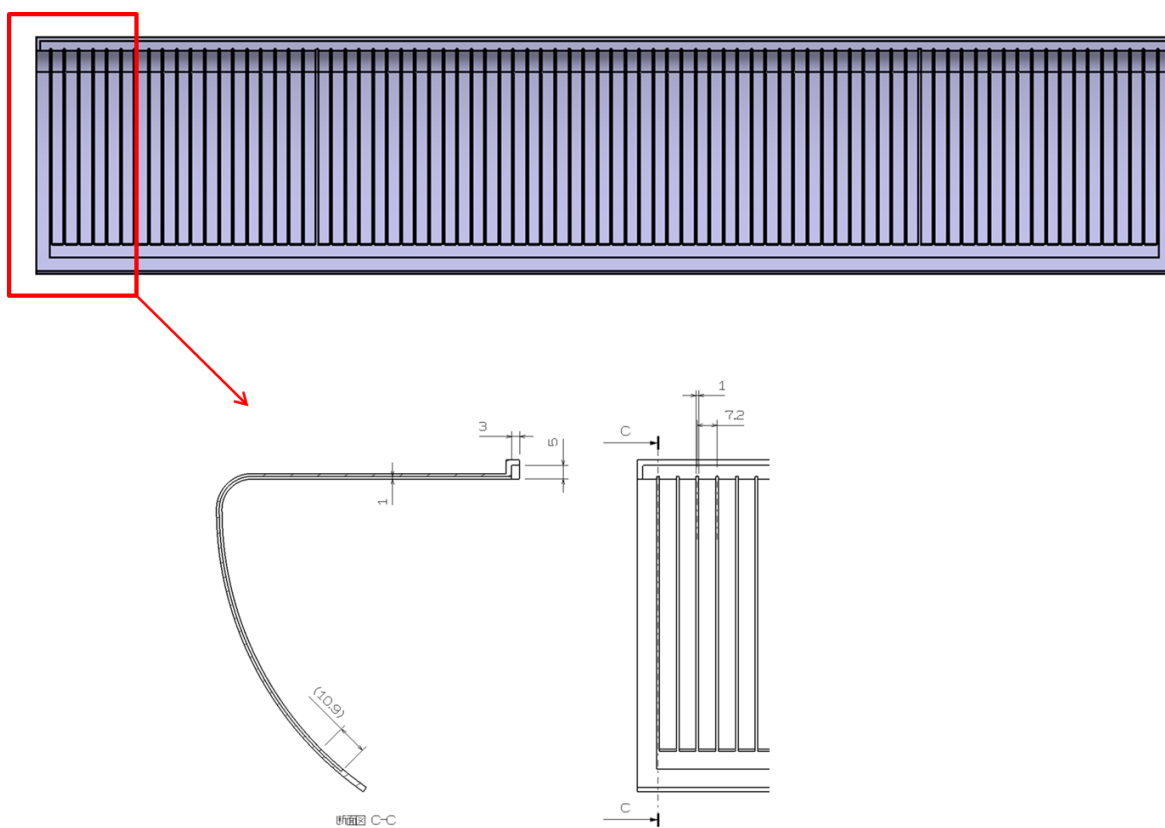


図 1.6-4 可変ノズル（可動プラグ部）の冷却溝配置

図 1.6-5 に技術実証用ラムジェット用冷却溝の熱流束の計測結果を示す。直結燃焼実験において、設計で想定した冷却性能が確保され、冷却壁出口温度：900K 以下で冷却構造が成立することを確認した。この実験における温度定常時の熱流束は 650 kW/m^2 であった。

推進風洞実験では、燃焼ガスでの試験ではないものの、冷却溝の熱流束は直結燃焼実験より高くなり、 780 kW/m^2 となり、十分な冷却能力を確保できていることを確認した。以上より、極超音速複合サイクルエンジンの設計においても、同様の冷却構造を適用することとした。

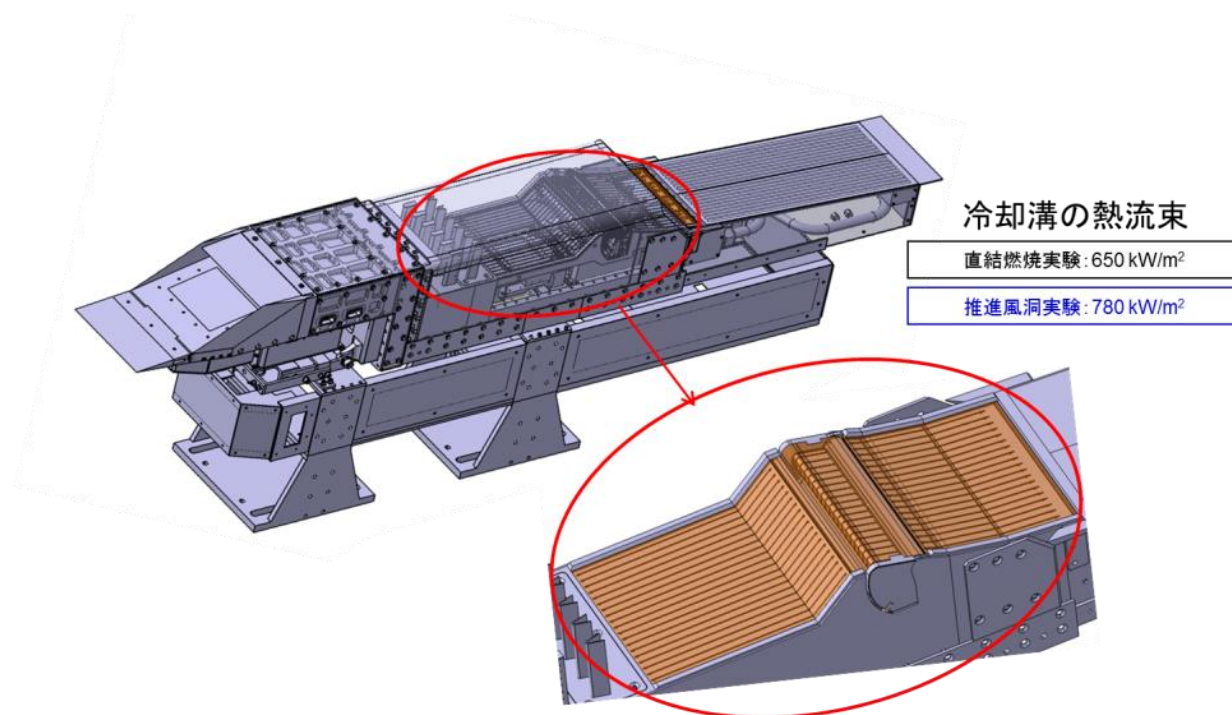


図 1.6-5 技術実証用ラムジェット用冷却溝の熱流束

図 1.6-6 に、極超音速複合サイクルエンジン冷却溝の構造を示す。下の図は、冷却壁の構造を判りやすく示すために、多層構造を分解して示している。一番上の燃焼ガスに触れる層には、C/C 材に耐酸化コーティングを施した壁を設置している。その下には、熱伝導率の低いセラミック系の断熱材を配置している。さらにその下に、C/C 製の冷却溝蓋を配置し、最下層に冷却溝を施した C/C 製の壁を配置している。

図 1.6-7 に、可変ノズルの寸法図を示す。直結燃焼実験で実績のある燃料噴射孔配置と V ガッタ保炎器を配置した。燃料器長さは直結燃焼実験で実績のある長さとした。また、可動プラグについても、直結燃焼実験で実績のある駆動方式とした。この形状で重量を推算した結果、可変ノズル部の重量は約 61kg であった。

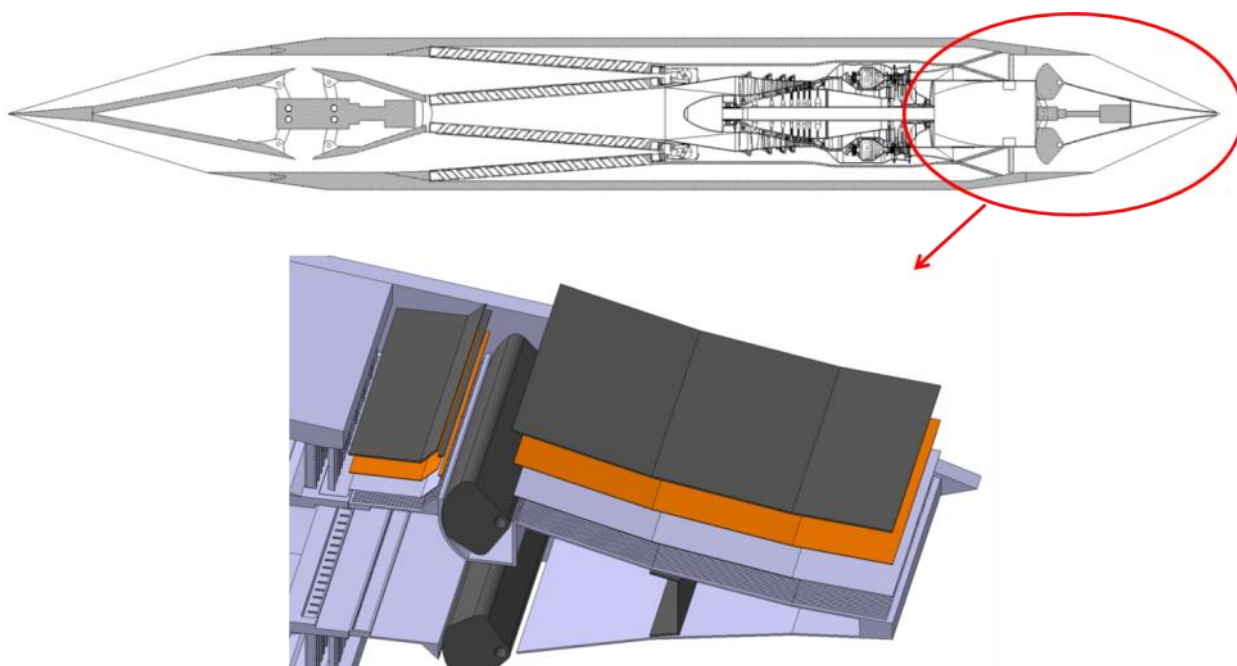


図 1.6-6 極超音速複合サイクルエンジン冷却溝の構造

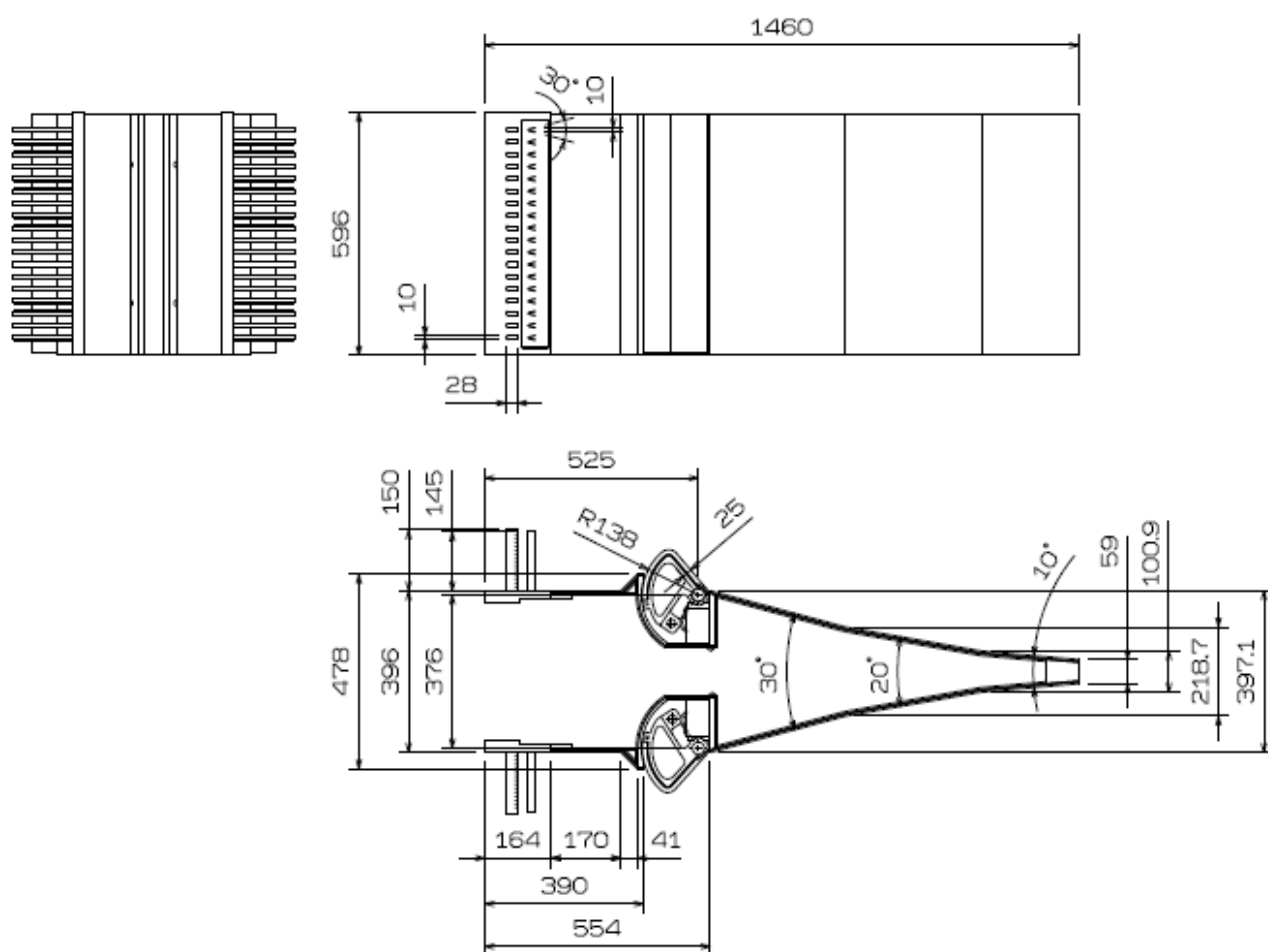


図 1.6-7 可変ノズル寸法図

1.7 エンジン全体重量推算

冷却性能評価(2.6)の結果を反映して超臨界燃料冷却構造の設計を確認し、重量推算を行った。軽量モード切替機構の検討(1.5)、超臨界燃料冷却構造の検討(1.6)において得られた要素重量を反映した。また、極超音速複合サイクルエンジン全体の概念設計図を更新し、可変インテークおよびラムジェットダクト部の構造解析を行って構造様式を設定した。

図 1.7-1 に、可変インテーク寸法図を示す。軽量化のために C/C 材を適用し、平板部は桁とパネルを組み合わせた構造とした。

図 1.7-2 に、可変インテーク構造解析結果（ミーゼス応力）を示す。C/C の耐力の目安として設定した 250MPa 以下で成立する構造様式を設定し、重量推算に適用した。重量推算の結果、可変インテーク部分の重量は約 70kg であった。

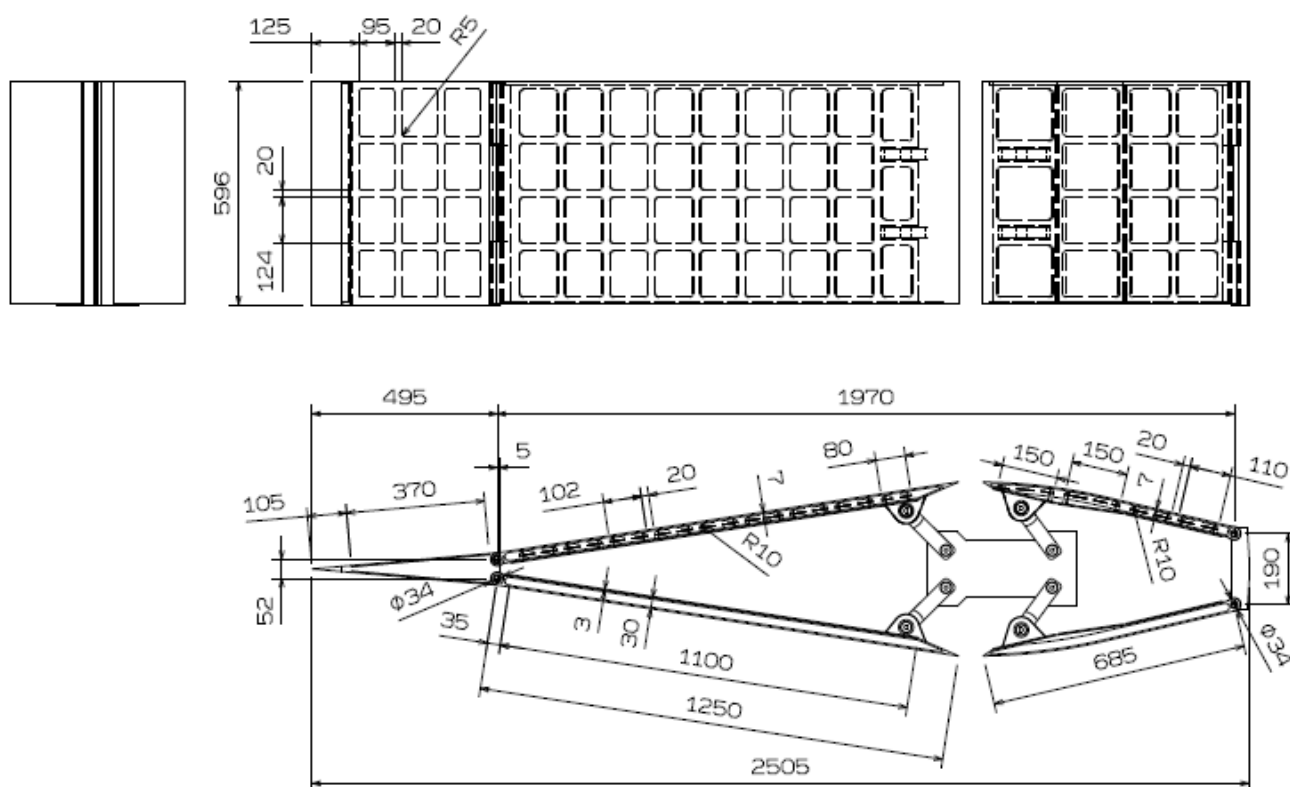


図 1.7-1 可変インテーク寸法図

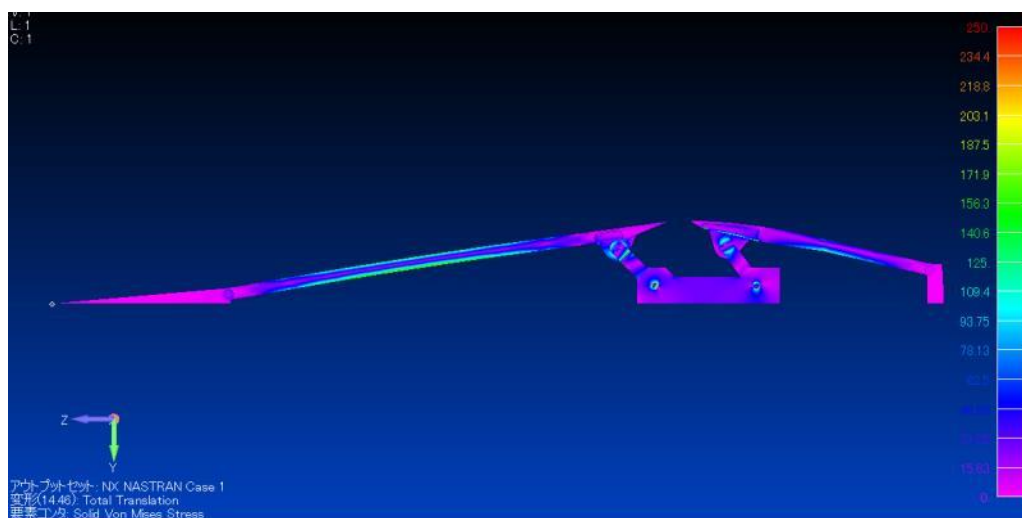


図 1.7-2 可変インテーク構造解析結果（ミーゼス応力）

図 1.7-3 にエンジンナセルの寸法図を示す。軽量化のために C/C 材を適用し、平板部は桁とパネルを組み合わせた構造とした。

図 1.7-4 に、ラム燃烧器ダクト構造解析結果（ミーゼス応力）を示す。C/C の耐力の目安として設定した 250MPa 以下で成立する構造様式を設定し、重量推算に適用した。重量推算の結果、エンジンナセルの重量は約 391kg であった。

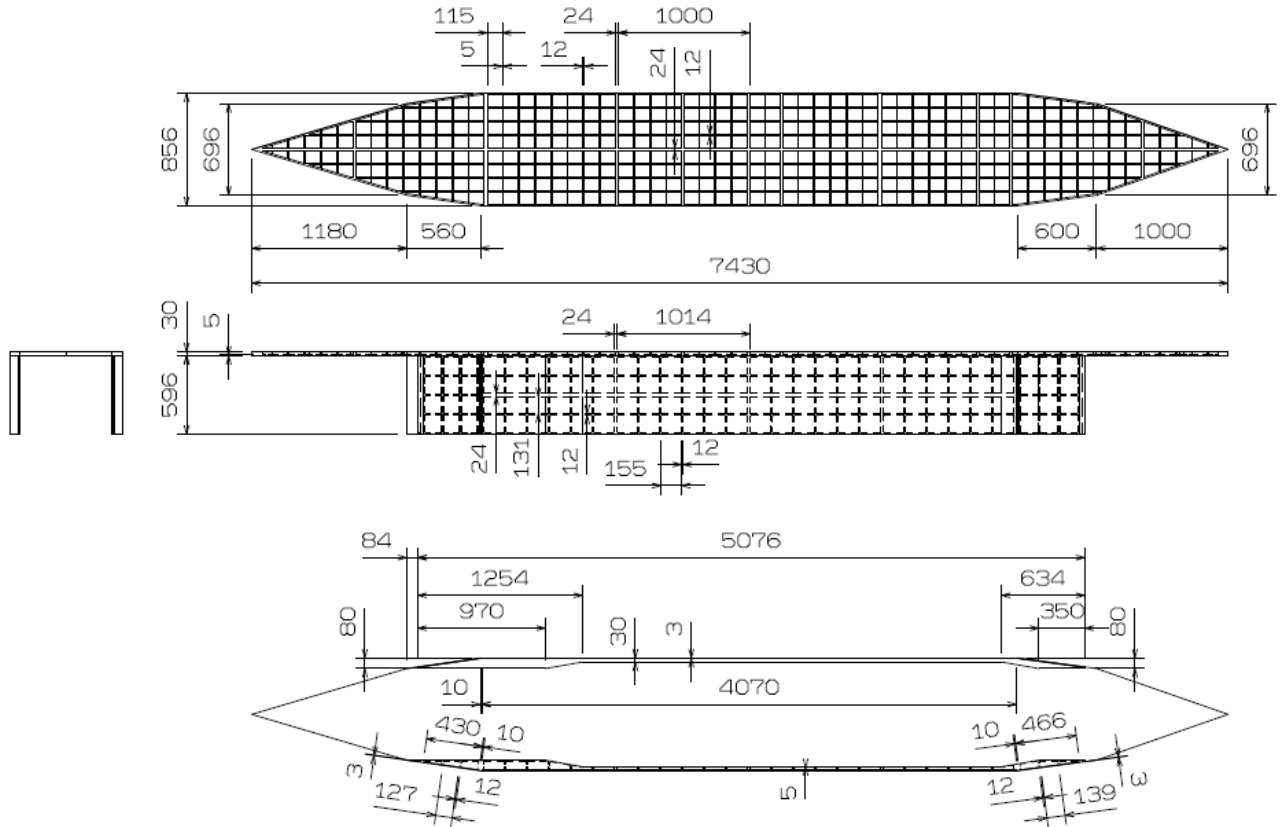


図 1.7-3 エンジンナセル寸法図

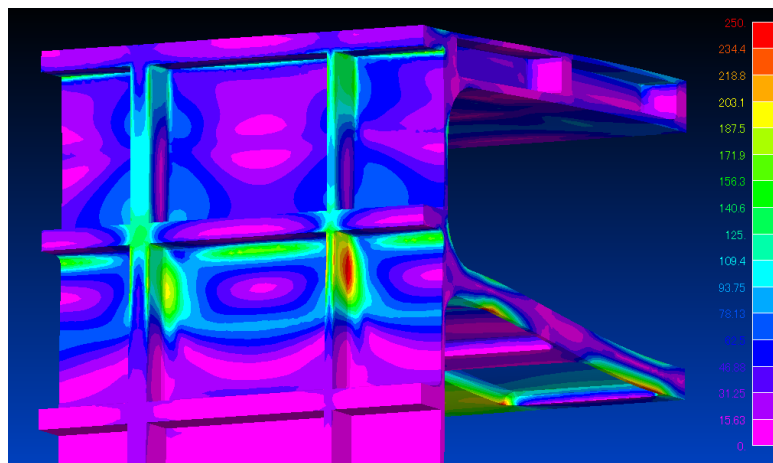


図 1.7-4 ラム燃烧器ダクト構造解析結果（ミーゼス応力）

図 1.7-5 に JAXA グリーンエンジン研究事業で設計された JAXA スーパーコアエンジンの外観図を示す。このコアエンジンを極超音速複合サイクルエンジンのターボジェットとして利用することを想定し、重量推算を行った。圧縮機部はチタン合金、高温部には CMC を適用することを想定して、重量を推算した結果、ターボジェット部の重量は約 130kg であった。

図 1.7-6 に極超音速複合サイクルエンジンの各部重量を示す。エンジンの前方より、可変インテーク、モード切替機構、ターボジェット、可変ノズル、および、エンジンナセルの合計で、エンジン全体重量は約 776kg となった。

このエンジンの地上静止推力はエンジン性能解析(1.4)から約 1700kgf と推算されている。従って、地上静止状態の推力重量比は約 2.2 となった。これは、航空機に搭載するジェットエンジンとしては低い値であるため、実用化を目指すに当たっては、形状の見直しによる大幅な軽量化が必要である。重量が過大となった要因は、ラムジェット通路の圧力容器部分を矩形にしたことであると推察される。このため、圧力容器部分を通常のジェットエンジンと同様の円形にする等で、軽量化を図る必要がある。

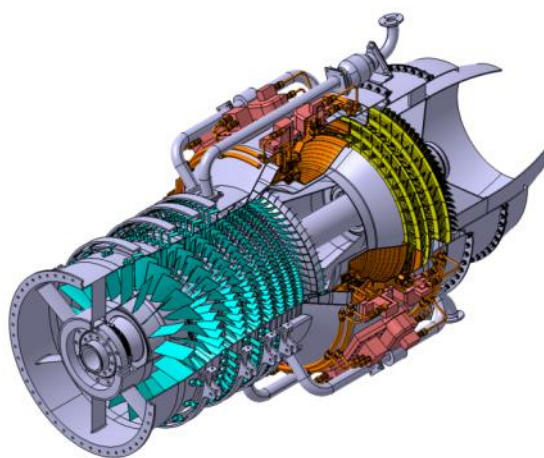


図 1.7-5 JAXA スーパーコアエンジン

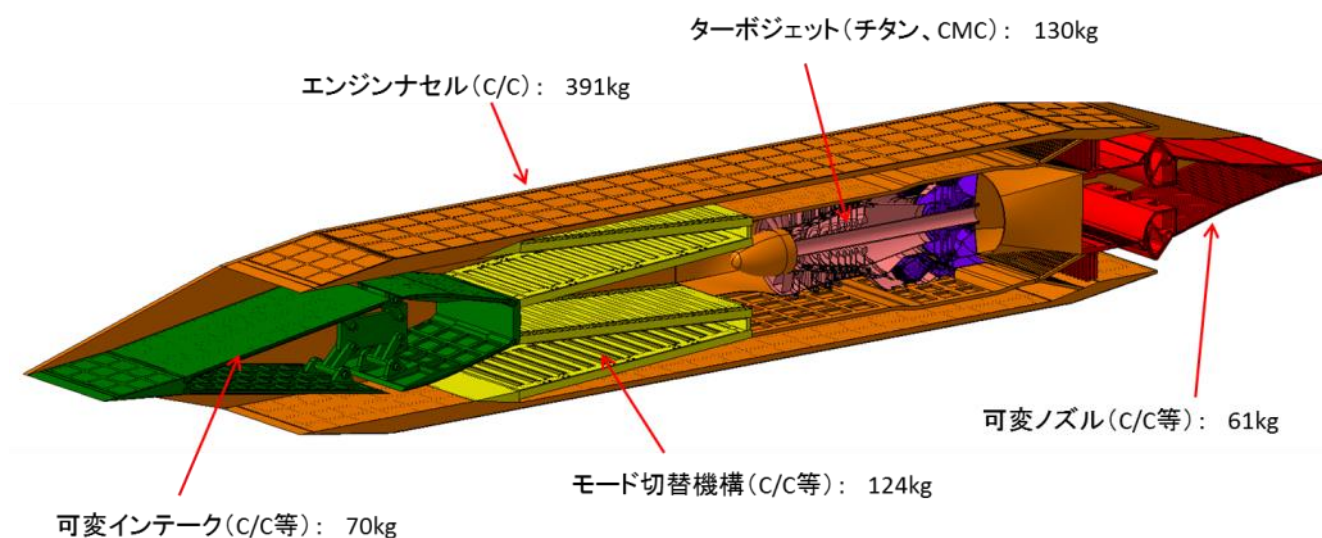


図 1.7-6 極超音速複合サイクルエンジンの各部重量

② 極超音速推進性能の実験的検証

2.1 可変インテーク設計製作

可変インテークの形状設計を行い、可動壁、カウル、連結用リンク、アクチュエータ等の無冷却部品を製作した。可変部分は極超音速予冷ターボジェットに用いているインテークを参考に設計変更を行った（図 2.1-1）。極超音速予冷ターボジェット用インテークではシュリーレン光学法による内部流路の可視化を行うため、可視化窓を取り付けるスペースを確保することを念頭に、側壁部は第2ランプ前縁部まで張り出す形状としていたが、本インテークは内部流れは風洞実験やCFDにより既知であるため、シュリーレン窓の取り付けは想定せず、側壁を小型化した。極超音速予冷ターボジェット用インテークの第2ランプ部は、マッハ6（主流全温 1400℃）条件による作動を想定し、一部 CMC 等炭素複合材の使用を想定していたが、本インテークはマッハ5（主流全温 1000℃）条件による作動を想定しているため、ステンレス合金、インコネル合金等耐熱金属により構成するように変更した。また、極超音速予冷ターボジェット用インテーク出口は下流側にある予冷器とのインターフェイスとしていたが、本インテークの出口インターフェイスはラム燃焼器であるため、結合形状を変更した。

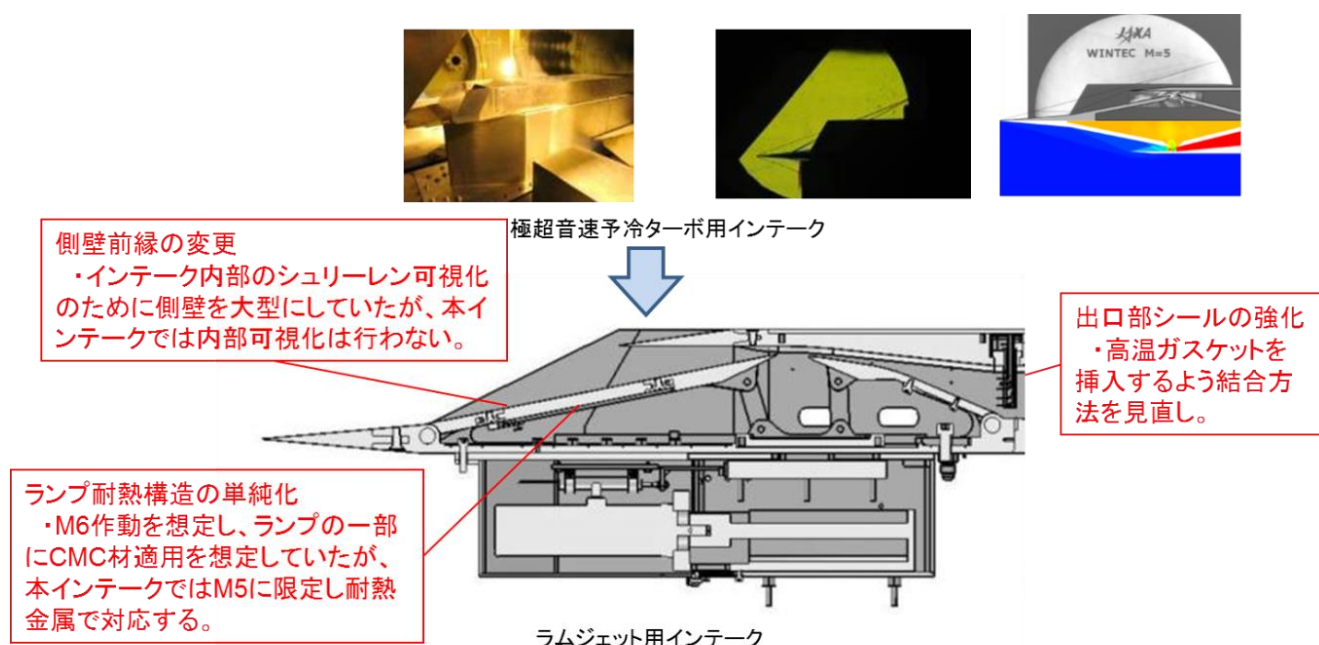


図 2.1-1 ラムジェット用インテーク

インテークの固定ランプ部について、可変機構を駆動する電動モータへ主流気流の熱が伝わることを防ぐ目的として、炭化水素燃料による超臨界燃料冷却部の基本設計と構造解析を行い、熱応力を評価した（図 2.1-2）。極超音速予冷ターボジェット用インテークは、固定ランプ部の右舷側から液体水素が供給され、左舷側に排出される構造冷却構造としているが、本インテークにおいても冷却構造は同一として、熱応力および冷却能力の検討を行った。燃料圧力 3MPa の条件における構造解析結果を図 2.1-3 に示す。冷却流路内面の最大応力は 70MPa となっており、降伏応力 200MPa のステンレス鋼を用いた場合の安全率は 3 程度となるため問題ない。冷却能力については、極超音速予冷ターボジェットの試験による冷却性能データを再評価したところ、固定ランプ部の熱入力が少なく液体水素の吸熱量がほとんどないことから燃料を炭化水素燃料としても吸熱能力としては問題ないと判断した。

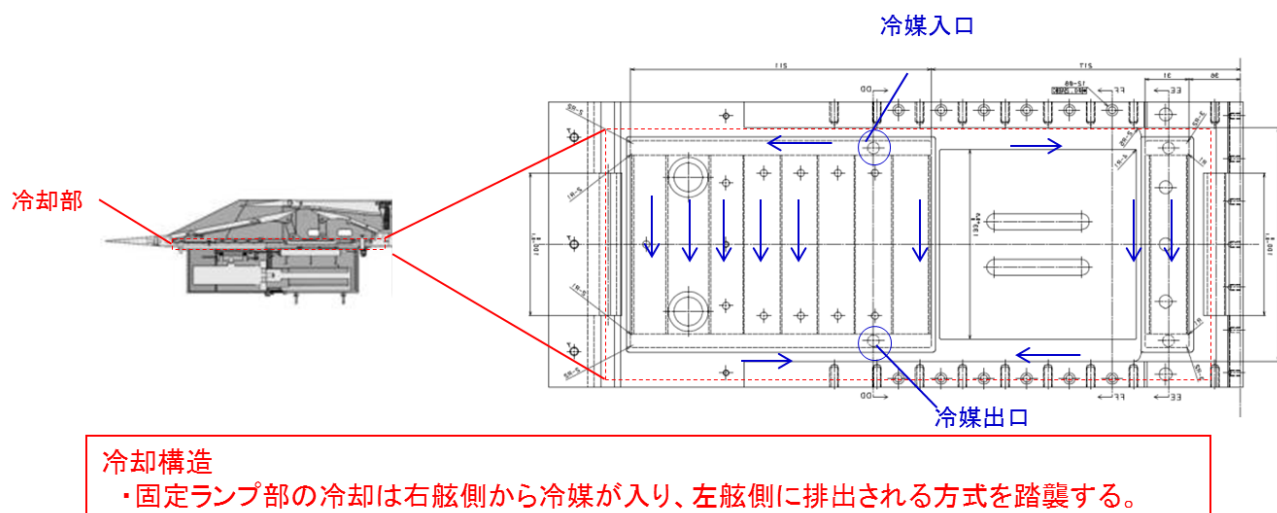


図 2.1-2 インテーク冷却構造

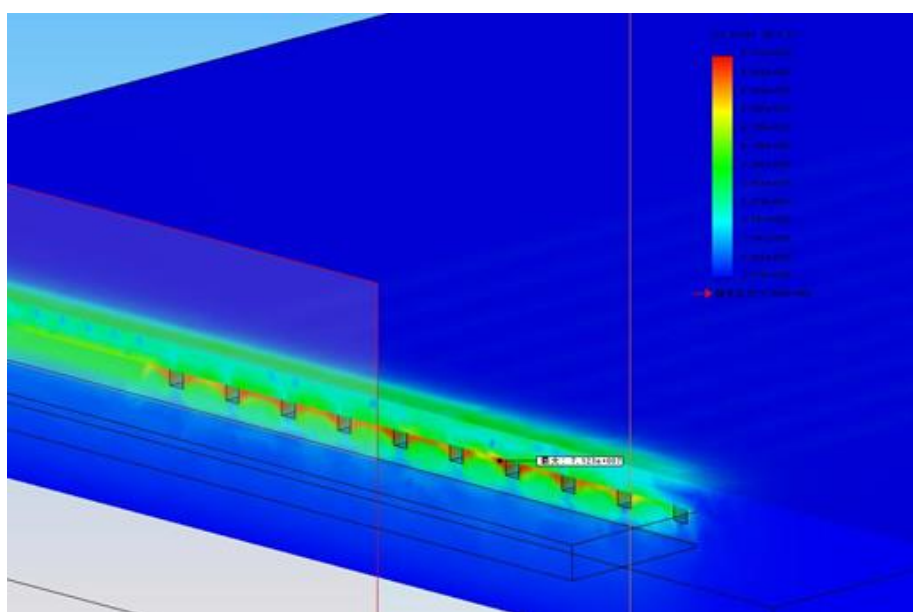


図 2.1-3 冷却溝応力解析結果（最大応力 70MPa）

離陸からマッハ5まで作動可能な可変インテークに炭化水素燃料による超臨界燃料冷却を適用し、極超音速風洞実験で使用する可変インテーク供試体を製作した。図 2.1-4 に、可変インテーク製作の概要を示す。冷却部は 3MPa での耐圧実績のあるロー付け方法を踏襲し、溝形状 (1mm x 1mm 11本) とした。可変機構については、製作実績のある、第2ランプと第3ランプの駆動力を相殺する構造、および側壁部シール構造を適用した。図 2.1-5 に可変インテーク部品構成を示す。

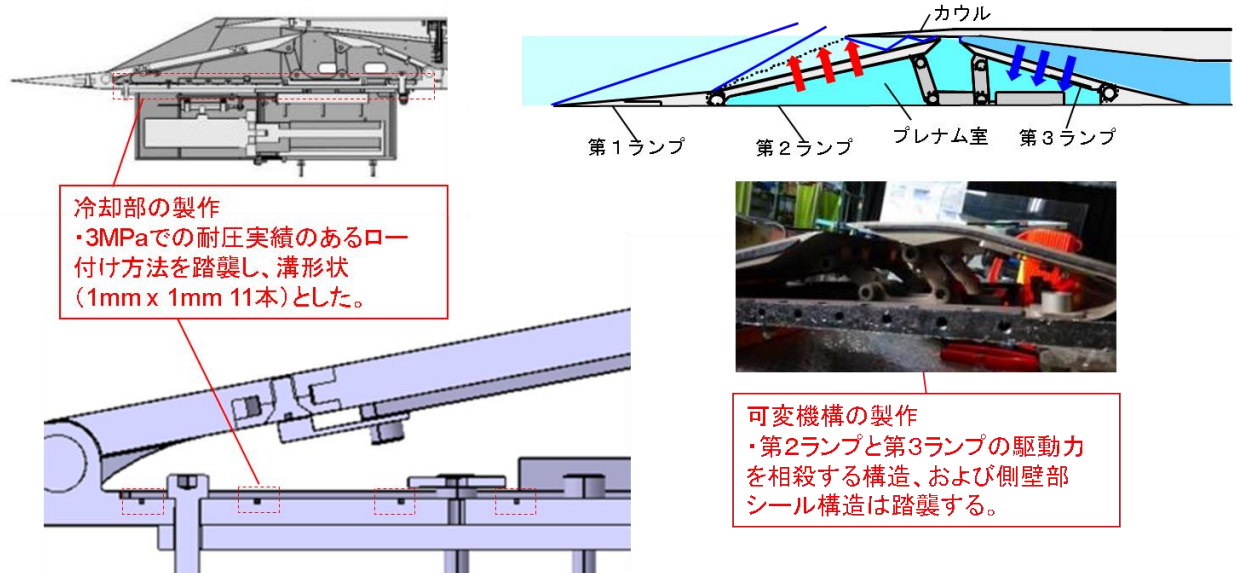


図 2.1-4 可変インテーク製作

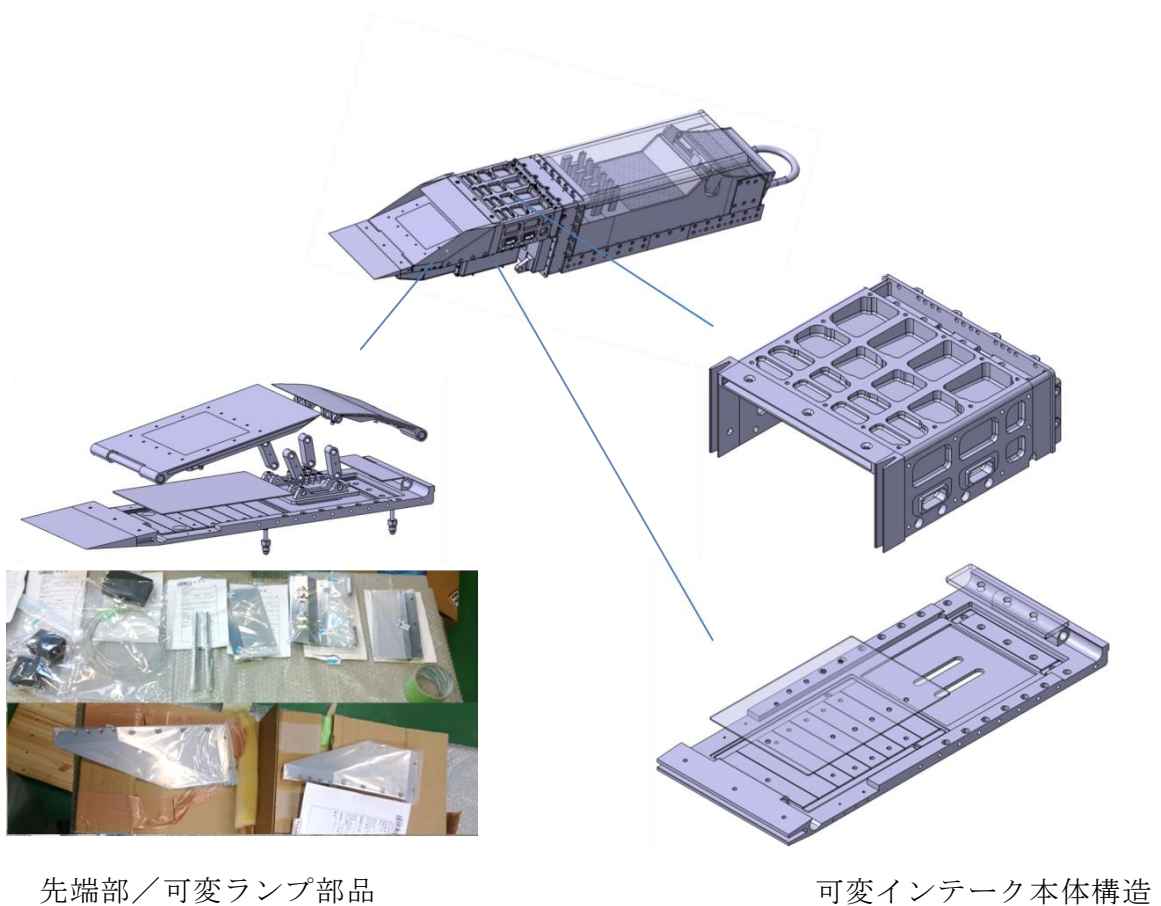


図 2.1-5 可変インテーク部品構成

可変インテーク製作においては、冷却溝の切削加工、ロー付け等による機械加工後、超音波探傷検査、耐圧検査、気密検査等の完成検査を行った（図 2.1-6）。この結果、冷却溝構造の製作が良好に行えたと判断し、本設計結果を超臨界燃料冷却構造の検討（1.6）の基本冷却方式として確定、設計に反映させた。

図 2.1-7 に可変インテーク組立時の写真を示す。

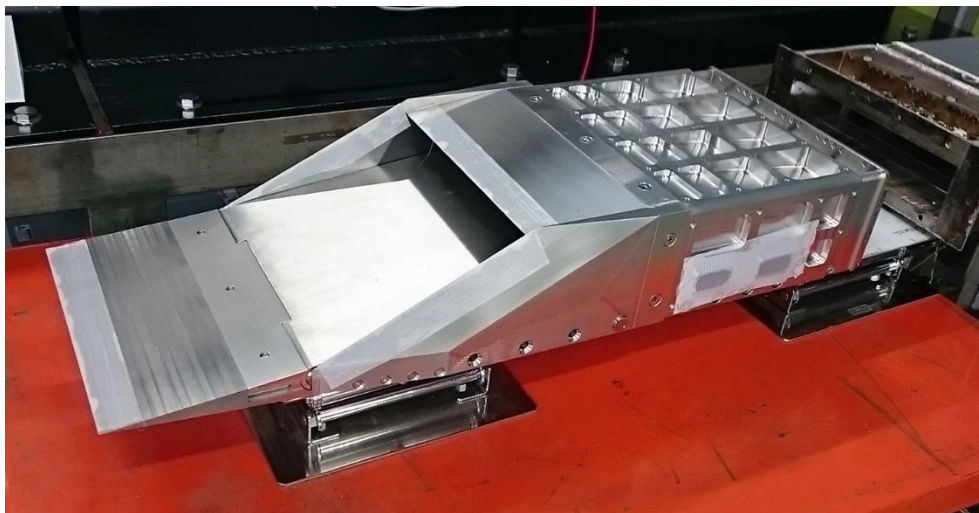
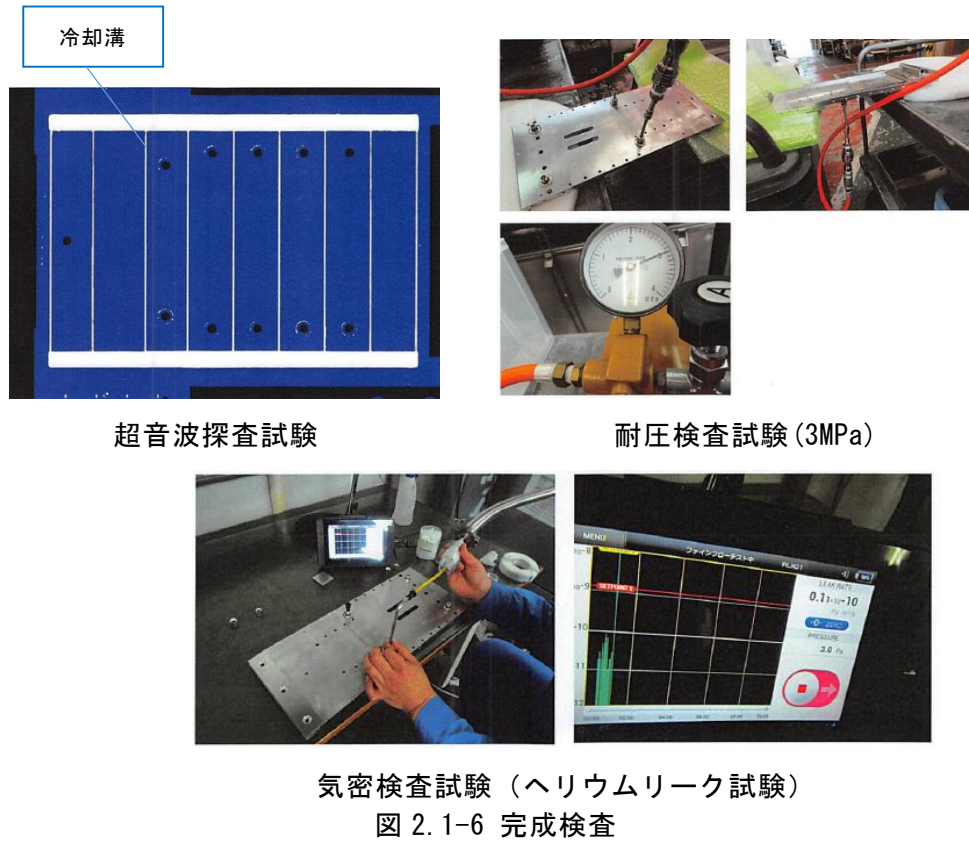


図 2.1-7 インテーク組立時の写真

2.2 可変ノズル設計製作

炭化水素燃料の超臨界冷却を想定し、冷媒流路の設計を行い、熱応力解析を実施した(図 2.2-1)。冷却系入口配管は 1/2" (外径 12.7mm、肉厚 1.24mm) 冷媒出口配管は 3/4" (外径 19.05mm、肉厚 1.65mm) とした。マッハ5における作動を想定し、燃焼ガス温度 2000K、燃焼ガス圧力 145kPaA、燃料流量 0.03kg/s、燃料入口温度 300K、燃料入口圧力 3MPaA の条件において冷却解析を行い、固定ランプ部、可動ランプ部いずれも冷却溝形状を 0.8mm x 0.8mm x 20 本とした。熱応力解析で得られ温度分布を図 2.2-2 に示す。壁面温度は 1 次元解析では 792K であったものが、熱応力解析では、最大温度が 885K であり、局所的な温度上昇は 100K 程度であることを確認した。この結果、燃焼器内面に 1.5mm~2mm のセラミックボードを貼り付けることにより冷却構造が成立する見通しを得た。ただし、2mm 程度のセラミックボードは強度の確保が難しく、内面に C/C 複合材などの強度部材を設ける必要がある。可動部分は形状が複雑になるため、無冷却バルク構造による設計もオプションとして進めた。図 2.2-3 に熱応力解析の結果得られたフォンミーゼス応力分布を示す。この結果、下流側固定ランプ部に 400MPa 程度の高い応力が発生している領域があるため、設計変更を行うこととした。

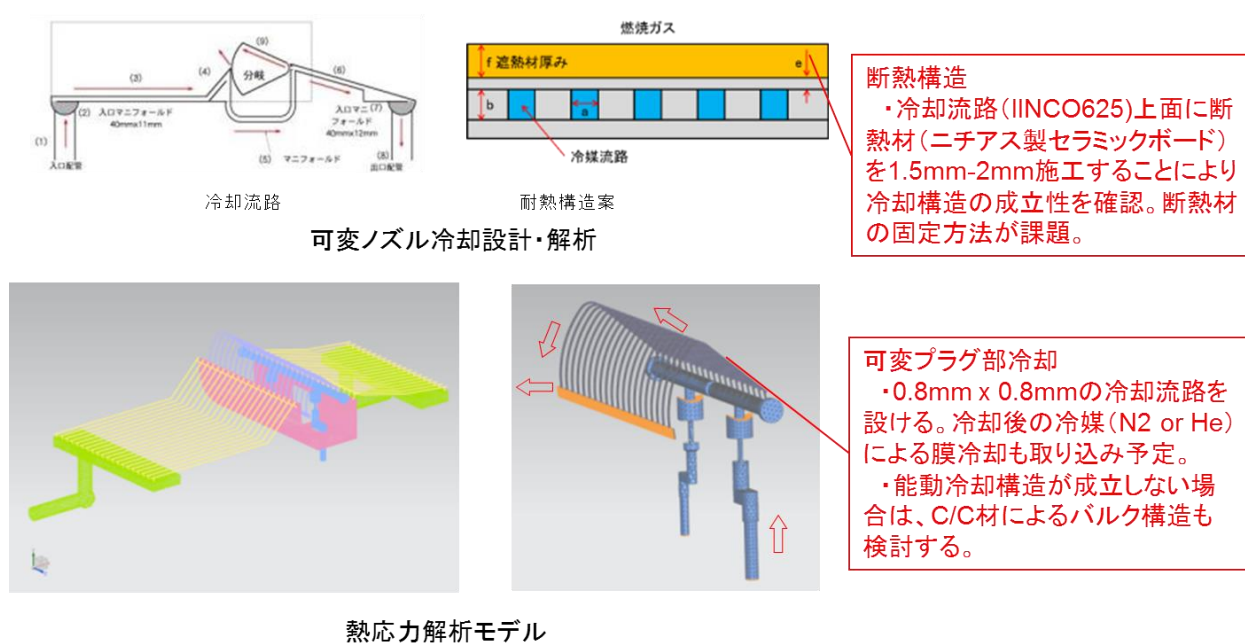


図 2.2-1 可変ノズル冷却流路の設計

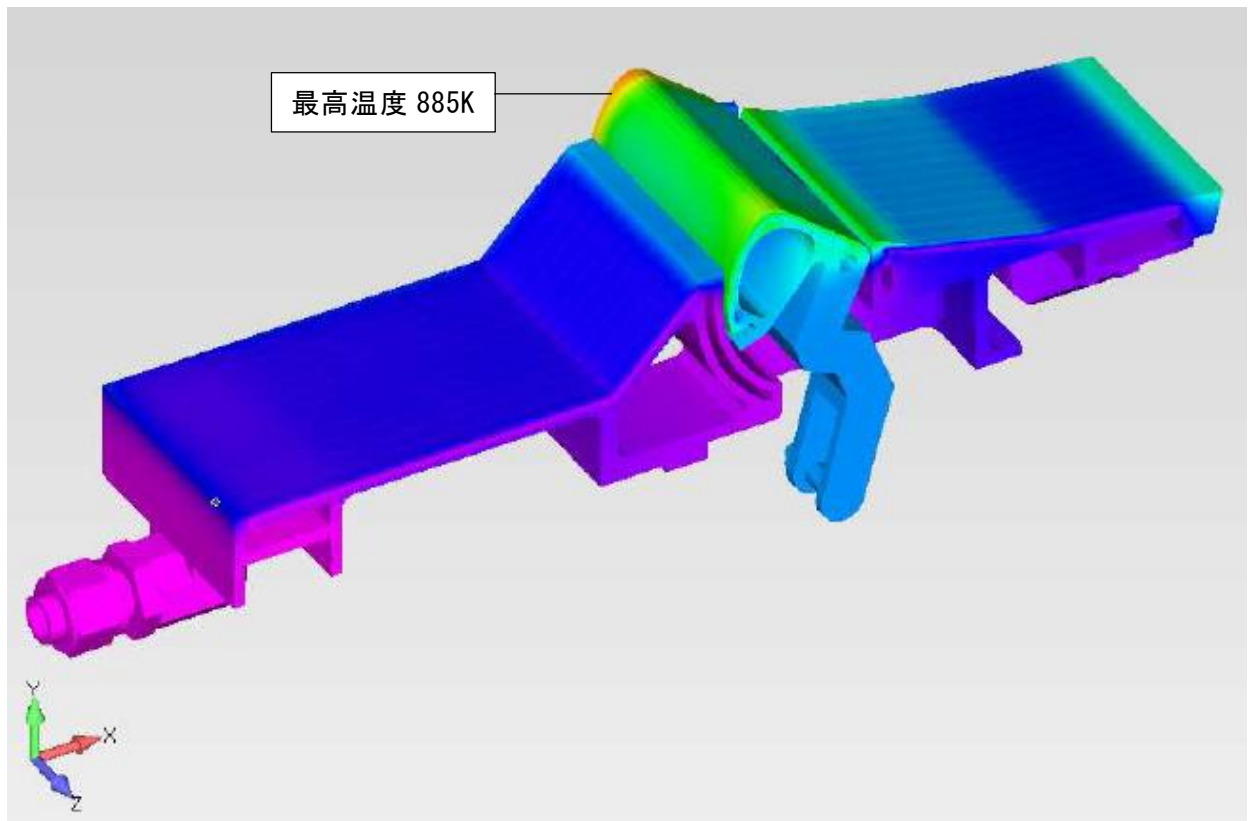


図 2.2-2 可変ノズル熱応力解析（温度分布）

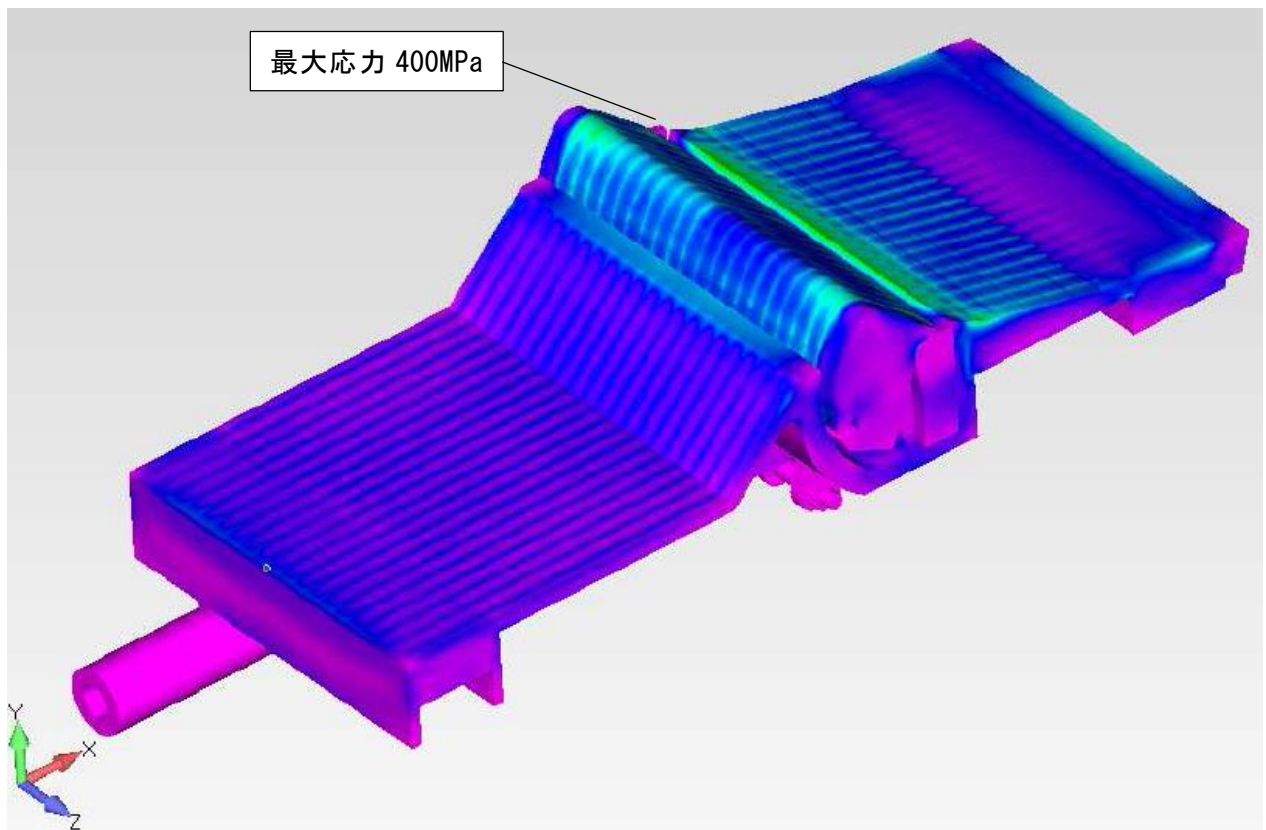


図 2.2-3 可変ノズル熱応力解析（応力分布）

冷却構造の設計に影響しない駆動モータおよび炭素複合材カウルの製作を行った（図 2. 2-4）。これまでの極超音速エンジンに用いられている燃焼器の形状を参考に燃焼噴射器を設計した（図 2. 2-5）。極超音速予冷ターボジェットは柱状の噴射器の側壁部に噴射口が設けられている。HYPR プロジェクトにおいて燃焼試験を行ったラムジェットの燃焼器は柱状の噴射器の側壁および下流側に噴射口が設けられており、下流側にガッタ状の保炎器を設けている。これらを参考に本エンジンの噴射機は柱状の噴射器の側壁に噴射口を設け保炎を高めるとともに、下流側にV ガッタ型の保炎器を設けることとした。保炎器は取り外し可能な形状とした。

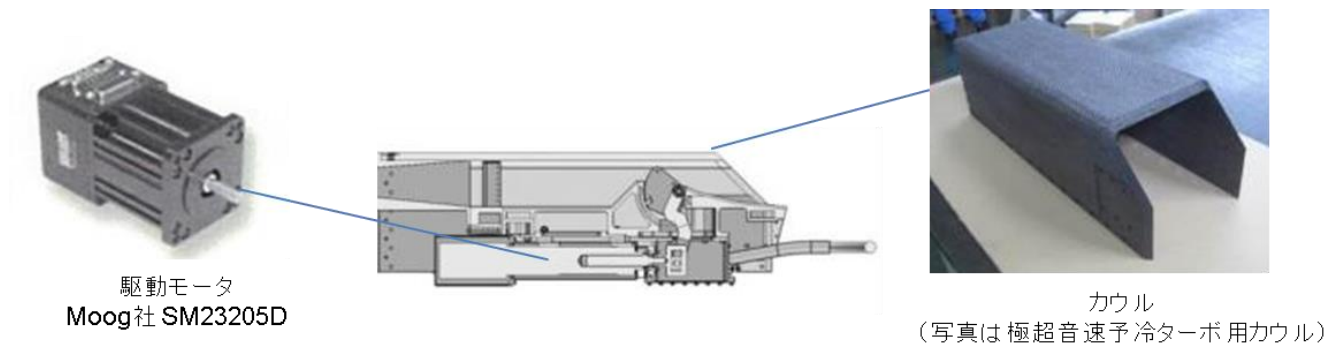


図 2. 2-4 可動部およびカウルの製作

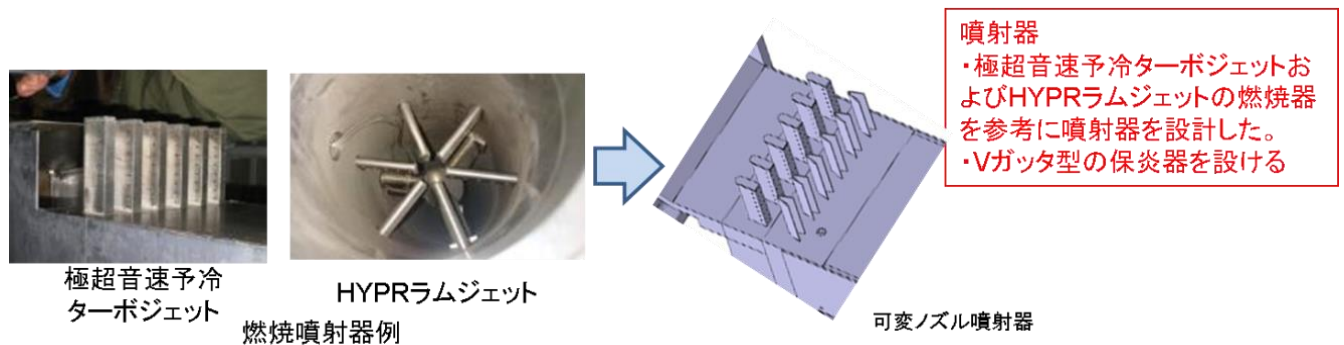
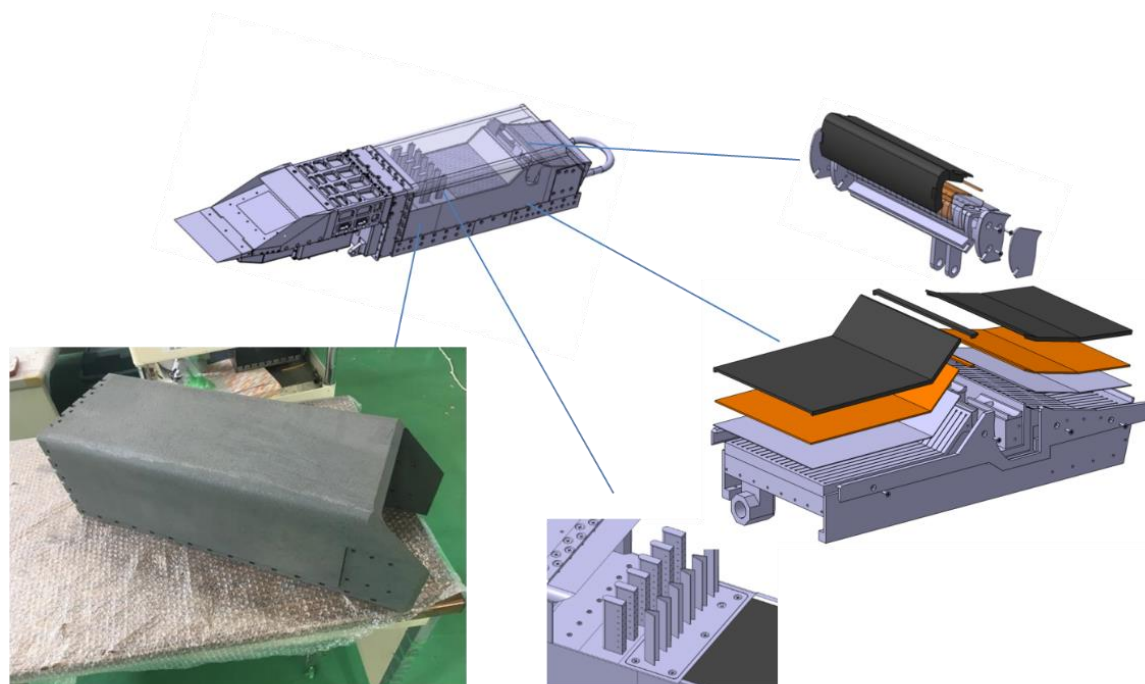


図 2. 2-5 燃料噴射器の設計

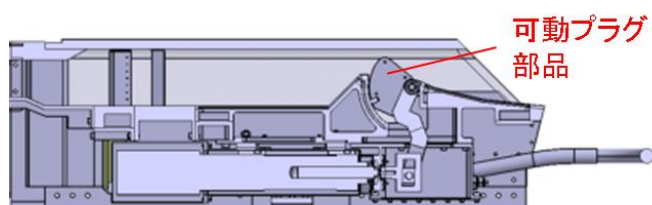
可変ノズルに炭化水素燃料による超臨界燃料冷却を適用し、直結燃焼実験と極超音速推進風洞実験で使用する供試体を製作した（図 2.2-6）。図 2.2-7 に可変ノズルの熱応力解析結果を示す。冷却計算結果を入力条件として温度分布解析（左図）を行い、その結果から右図の応力分布を得た。この解析により、使用材料の耐力以下の設計を実現できることを確認してから、製作に着手した。



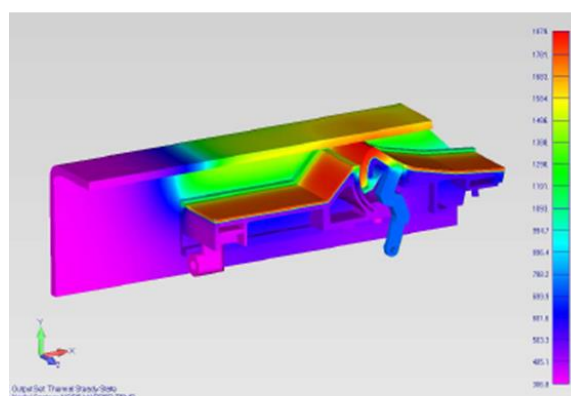
カウル部品 (C/C+耐酸化コーティング)

燃料噴射器／可変ノズル本体

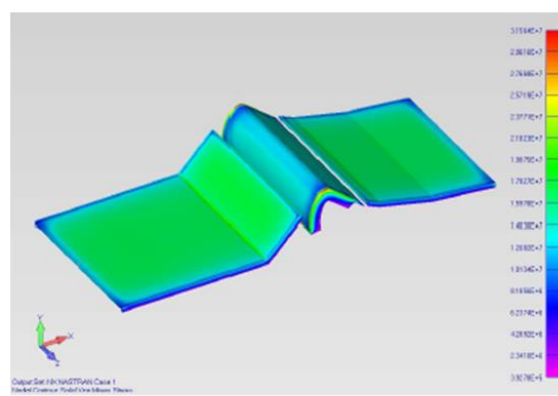
図 2.2-6 可変ノズル構造



- ・可変ノズルはINCO625製で、3MPaにおける耐圧実績のあるロー付け構造とした。
- ・温度分布から熱構造解析で応力分布を算出し、可動部分以外は十分な強度が確保できていることを確認した。



可変ノズル温度分布



可変ノズル 応力分布

図 2.2-7 可変ノズル熱応力解析（応力分布）

図 2.2-8 に可変ノズル耐熱、冷却構造の組立状況を示す。燃焼器内壁面の C/C 部品に対し、耐熱コーティングを実施した。

図 2.2-9 に完成検査の様子をまとめる。可変インテークの製作と同様に、冷却溝の切削加工、ロー付け等による機械加工後、超音波探傷検査、耐圧検査、気密検査等の完成検査を行った結果、冷却溝構造の製作が良好に行えたと判断し、本設計結果を超臨界燃料冷却構造の検討（1.6）の基本冷却方式として確定、設計に反映させた。



図 2.2-8 可変ノズル 耐熱・冷却構造組立状況
C/C 部品に対し、耐熱コーティングを実施
Si/APS (75 μ m) + YSZ/APS (200 μ m)

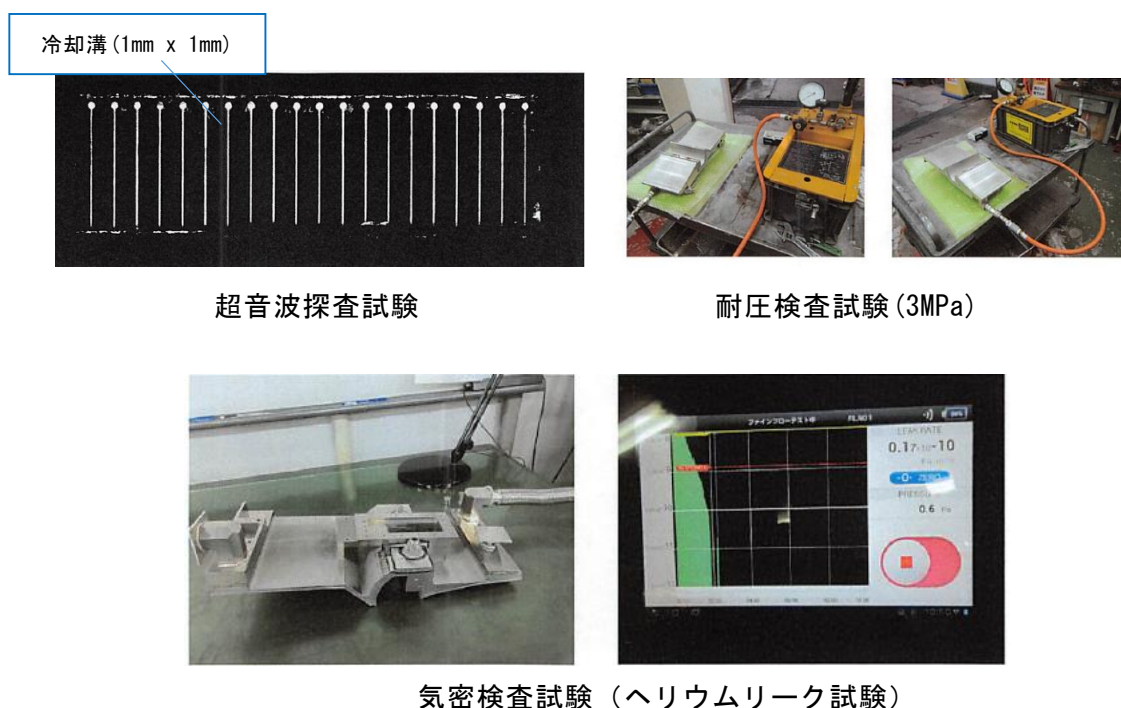


図 2.2-9 完成検査

2.3 燃料供給装置等の製作

炭化水素燃料を 3MPa 以上の超臨界でエンジンに供給するための燃料供給装置、伝熱試験装置、計測制御装置を製作した。伝熱試験装置は、超臨界燃料冷却（供給圧：3MPa）に対応して、炭化水素燃料（JET-A1）を伝熱管に供給して常温～900K 程度の熱流動特性（熱伝達率、比熱等）を取得し、燃料流量を導出するための実験式を提示することを目的とする。まず、伝熱試験方法についてのトレードオフ検討を実施した。文献調査の結果、配管加熱方式は試験条件設定の困難さに加えて、コーキング（炭素析出）による熱伝達率の劣化があることから、タンクを加熱する予加熱方式を採用した。また、労働安全衛生法対応（防爆）や高圧ガス保安法への対応を検討し、これらの検討結果をもとに、伝熱試験装置の系統図案、構造案を作成した。

図 2.3-1 に、既存文献に示されたケロシンの密度、定圧比熱の温度・圧力依存性を示す。ケロシンは、圧力 2.4MPa、温度 660K が臨界点となり、これ以上の領域において、超臨界になることが示されている。表 2.3-1 に、伝熱試験方法についてのトレードオフを示す。文献(1)、(2)で採用された配管加熱方式は、常温・高圧タンクの炭化水素燃料を、タンク外部の伝熱管において加熱し、超臨界状態として熱流動特性を取得するものになっている。高温部を最小にできるため、試験時の安全性に優れているが、加熱率が大きすぎると容易にコーキングが発生して配管が閉塞する懸念が高いこと、また、伝熱試験において重要な、計測部入口条件を整えることが困難なことなどの欠点がある。このため、文献(3)では、予めタンク内の炭化水素燃料を緩やかに加熱して超臨界状態としてから、計測部に供給する予加熱方式をとっている。

本研究においても、これらの知見を参考に、予加熱方式を採用することとした。炭化水素燃料の供給温度範囲は常温～600℃、供給圧力範囲は大気圧～5MPa とし、最大 25g/s の流量で 30 秒間供給する能力を持つ。供給装置は、圧力・温度の自動調整機能および自動安全化機能を備える。昇温時間は 20 分以内とし、必要なシースヒーター容量 (2kW) を選定した。高圧ガス保安法上の基準を緩和するため、装置内のジェット燃料貯蔵容積を 1L 未満とし、特定設備除外とした。また、防爆措置として、装置および配管を防爆ブランケット槽に収納する。また、外部表面温度が発火点以下になるように断熱（ファインフレックス）することとした。図 2.3-2 に製作した燃料供給装置の概要図を示す。

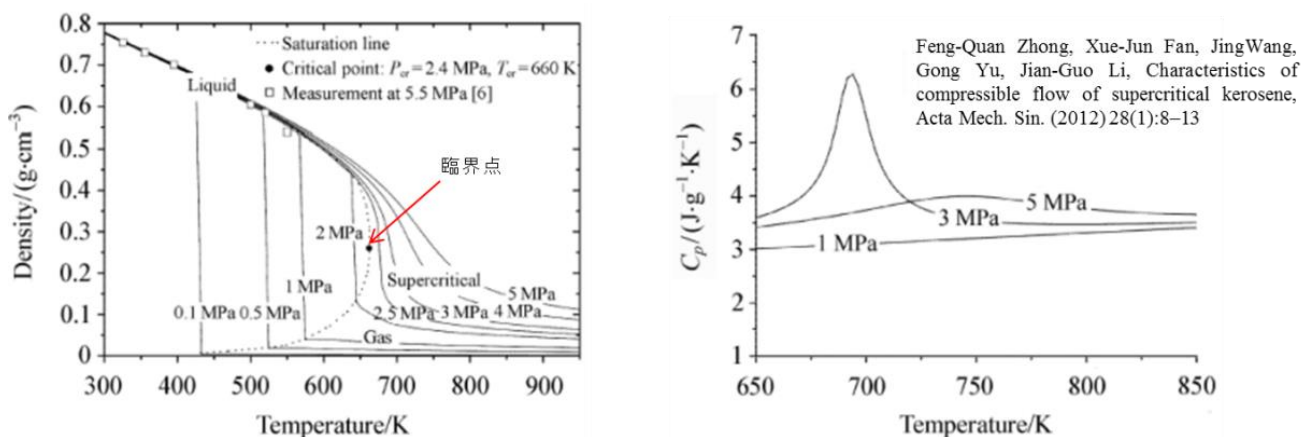
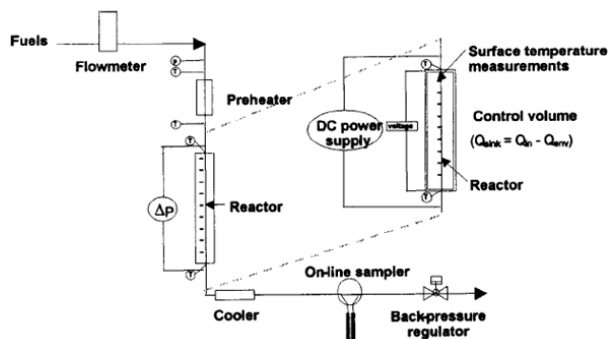


図 2.3-1 炭化水素燃料の亜臨界～超臨界特性

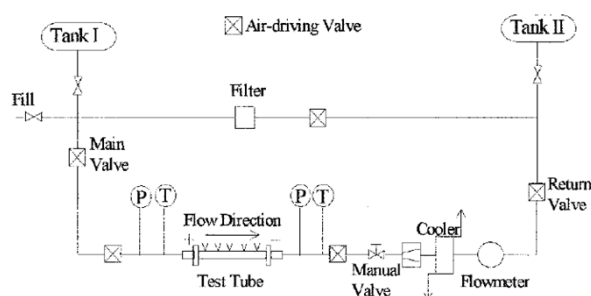
表 2.3-1 伝熱試験方法のトレードオフ

No.	方式	メリット・デメリット	系統図
1	配管加熱方式 (タンク下流配管で加熱して試験条件を整え、キャッチタンクへ排出)	・高温部分を最小にできるため安全 ・温度調整が困難 ・コーキング問題	
2	予加熱方式 (タンクで予め温度圧力を設定の上、テストセクションに供給して試験)	・温度調整が容易 ・コーキングが発生しない ・高温部分が多いため安全措置のコスト増	
3	循環方式 (タンク下流の循環ポンプで流動させながら試験条件を整え、熱流動特性を取得)	キャッチタンクの代わりに循環ポンプを設置する案。	

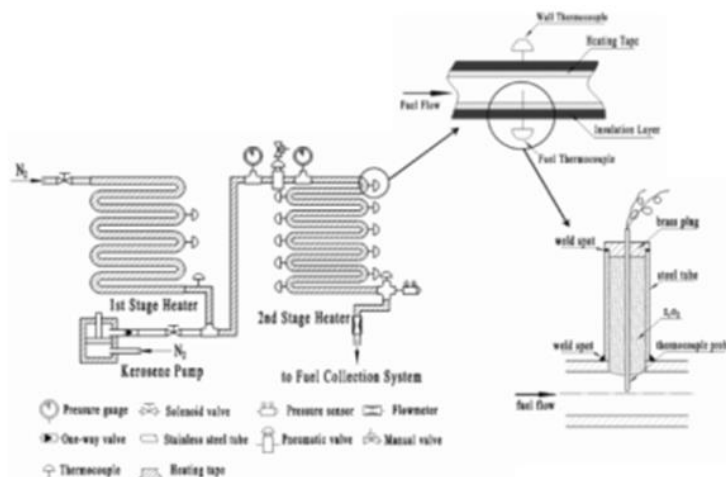
- ・文献(1) He Huang, Louis J. Spadaccini, David R. Sobel, Fuel-Cooled Thermal Management for Advanced Aeroengines, Transactions of the ASME, Vol. 126, APRIL 2004
- ・文献(2) Keming Liang, Baoye Yang, and Zhongli Zhang, Investigation of Heat Transfer and Coking Characteristics of Hydrocarbon Fuels, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 14, No. 5, September -October 1998
- ・文献(3) Fengquan Zhong, Xuejun Fan, Gong Yu, and Jianguo Li, Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions JOURNAL OF THERMOPHYSICS AND HEAT TRANSFER Vol. 23, No. 3, July-September 2009



文献(1) 配管加熱方式



文献(2) 配管加熱方式



文献(3) 予加熱方式

ラムジェットエンジンを推進風洞内において運転するための計測制御装置（図 2.3-3）を設計製作した。計測制御装置の仕様一覧を表 2.3-2 に示す。可変機構駆動用の各種通信、温度・圧力多点計測を行うことができ、推進風洞内に設置することを想定して真空環境対応としているのが特徴である。



図 2.3-3 計測制御装置

表 2.3-2 計測制御装置仕様

No.	項目	仕様
1	動作電源	DC28V（内蔵バッテリーレス）
2	使用環境	温度：-10℃～50℃、圧力：真空
3	機械環境	—
4	圧力計測	アンプ内蔵式圧力トランスデューサ 8ch 以上
5	温度計測	K 種熱電対 16 ch 以上
6	パルス信号出力	サーボモーター駆動信号
7	デジタル入出力	TTL 信号 8ch 以上
8	アナログ電圧出力	DC28V, 1A 8ch 以上
9	電流信号出力	4-20mA 2ch 以上
10	通信	RS-485 信号、RS-232 信号
11	サンプルレート	min. 10Hz
12	その他	シーケンスプログラム機能 外部トリガ（スタート、非常停止）

2.4 超臨界燃料冷却特性実験

超臨界燃料冷却（供給圧：3MPa）に対応して、炭化水素燃料（JET-A1）を伝熱管に供給して常温～900K 程度に加熱した燃料の圧力／温度を計測した。熱流動特性（熱伝達率、比熱等）の取得については、テストセクションに赤外線照射式のヒータを設置して実験を実施した。

図 2.4-1 に超臨界燃料冷却特性実験装置の系統図を示す。燃料タンクの容量は 1L で、タンク周囲に加熱器が設置されている。加熱された燃料は自己加圧または窒素加圧によって超臨界圧でテストセクションに供給された。テストセクションでは、赤外線照射式のヒータで燃料管を加熱して、入口と出口の圧力、温度を計測した。テストセクションの下流には冷却水タンクが設置され、燃料を常温に冷却してから排出した。

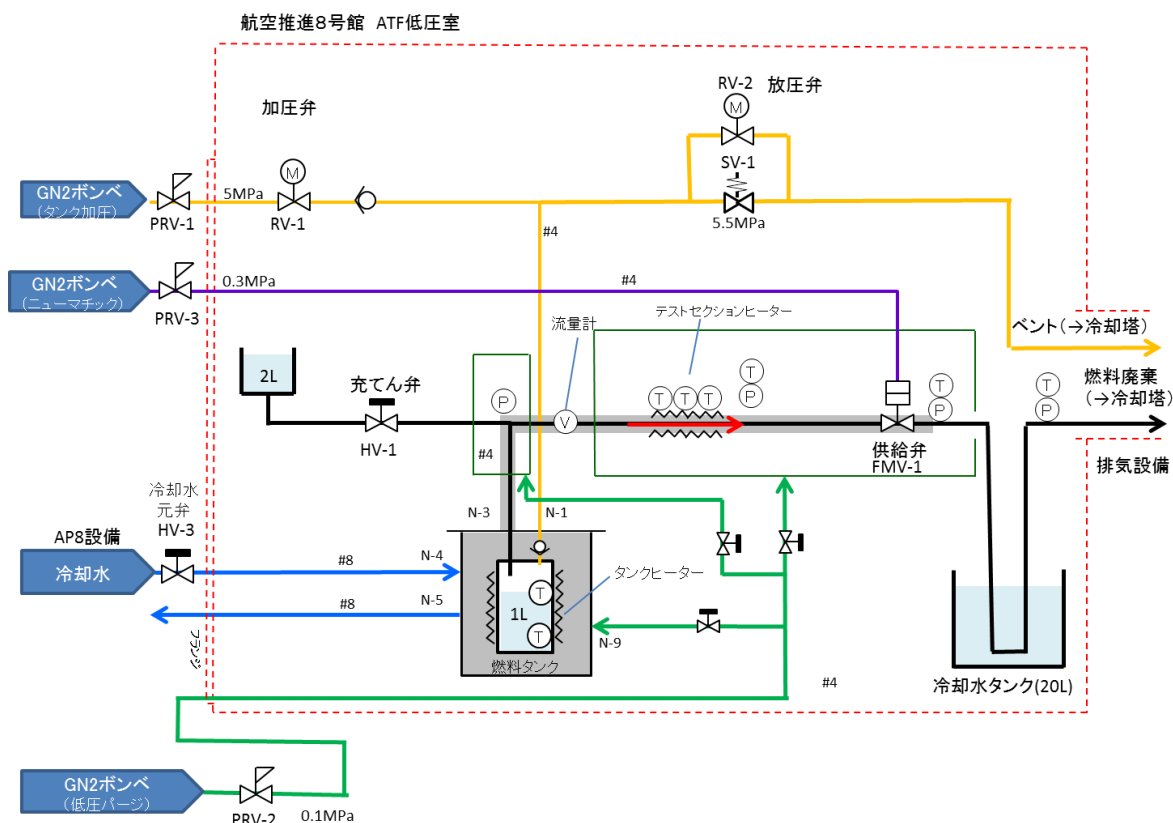
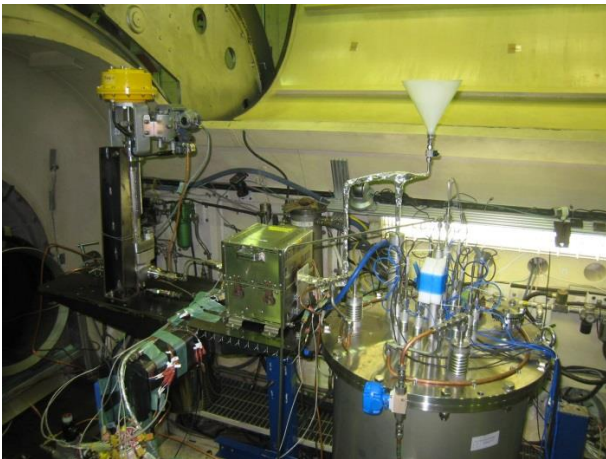


図 2.4-1 超臨界燃料冷却特性実験装置 系統図

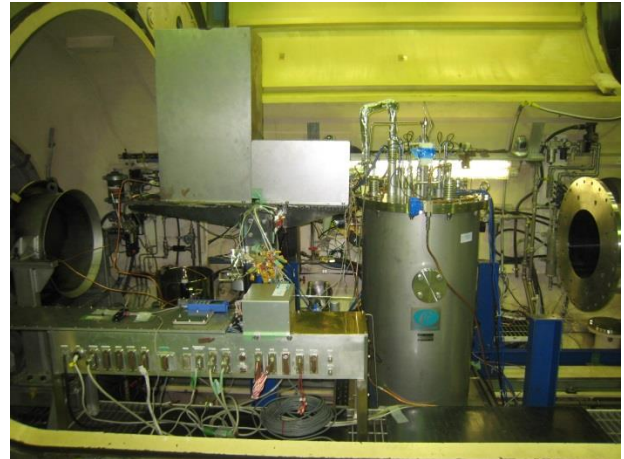
図 2.4-2 に超臨界燃料特性実験のセットアップを示す。a) は防爆カバー取付前、b) は防爆カバー取付後の写真である。この実験では、高温に加熱した燃料が漏洩した場合に、周囲の大気と反応して燃焼が起こることが想定されたため、燃料配管の周囲を防爆カバーで覆い、窒素ガスを供給して実験を行った。また、実験装置は、エンジン高空環境試験設備の試験部に設置し、試験部を閉鎖してから実験を行った。

図 2.4-3 にテストセクション加熱器を示す。a) は加熱器制御装置、b) は加熱器本体である。テストセクション加熱器の最大加熱量は 2kW である。テストセクションは冷却溝 1 本を模擬して、内径 0.8mm の金属管を使用し、赤外線加熱器の熱量がテストセクションに集中する配置とした。

図 2.4-4 に燃料タンク加熱器の制御装置を示す。試験時には、燃料タンク加熱器を使用して燃料を高温に加熱してからテストセクションに供給した。



a) 防爆カバー取付前

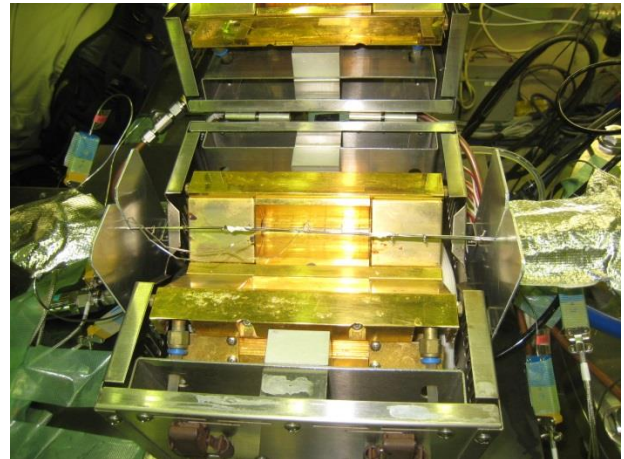


b) 防爆カバー取付後

図 2.4-2 超臨界燃料特性実験セットアップ



a) 加熱器制御装置



b) 加熱器本体

図 2.4-3 テストセクション加熱器



図 2.4-4 燃料タンク加熱器 制御装置

図 2. 4-5 に実験の結果得られた圧力・温度履歴を示す。a) b) は 0～1200 秒の圧力・温度履歴である。超臨界圧である 2. 4MPa 以上を保つように実験を行った。ただし、安全弁が作動する圧力に達しないように、適時、流量調整弁を開いた際に、瞬間的に臨界圧を下回るデータとなっている。

c) d) は 800～900 秒の圧力・温度履歴である。圧力が上昇しているところは、タンク加熱による自己加圧が行われている時間である。圧力が急低下しているところは、放圧のため、流量調整弁を開いた時間である。

e) f) は 970～980 秒の圧力・温度履歴である。974 秒付近でテストセクションに超臨界燃料が供給され、テストセクションの入口から出口にかけて、燃料の温度上昇（燃料による配管の冷却）が行われている。

以下、970～980 秒における実験データを説明する。

図 2. 4-6 はテストセクションの配管温度である。設計で想定している壁面温度と同程度の 700～800K 程度となっている。試験部冷却水は赤外線加熱器の背面を冷却して筐体を保護するために供給した。この冷却水の入口温度と出口温度および流量を記録することで、赤外線加熱器の背面から冷却水に逃げる熱量を計算した。

図 2. 4-7 に燃料流量を示す。燃料流量は、テストセクションの下流に設置した冷却器の出口で常温付近に戻った燃料をコリオリ式燃料流量計で計測した。このため、図 2. 4-5e) に示される圧力低下から類推される燃料流量のピークに対して、2 秒程度の時間遅れを伴うデータとなった。

図 2. 4-8 に加熱量を示す。テストセクションにおける加熱量は、加熱器の投入電力（電圧×電流）から、冷却水による赤外線加熱器背面の冷却熱量を引いて求めた。この結果、実験中の平均加熱量は 1. 8kW 程度であった。

図 2. 4-9 に熱流束、図 2. 4-10 に燃料定圧比熱、図 2. 4-11 に燃料側熱伝達率を示す。実験装置の制約により定常データを取得するには至らなかったが、設計計算に用いた文献に近いデータが取得された。

以上、超臨界燃料冷却（供給圧：3MPa）に対応して、炭化水素燃料（JET-A1）を伝熱管に供給して常温～650K 程度の圧力と温度を取得し、同実験装置で超臨界燃料を供給でき、圧力と温度の変化を設計で参照した文献で説明できることを確認した。

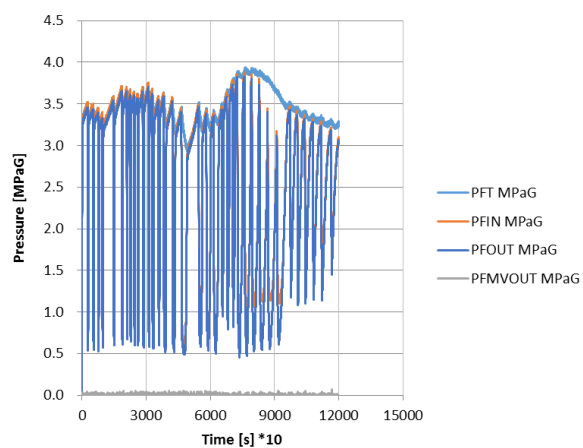
また、実験に使用した燃料流量計から燃料流量を得るための実験式として、以下を導出した。

$$G_f = R_f * 500 (V-1)$$

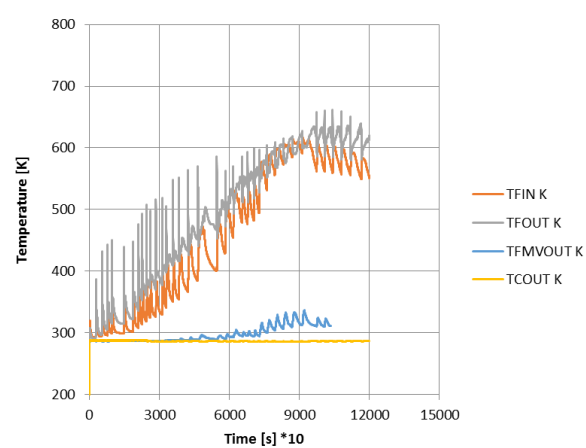
G_f : 燃料流量[kg/s]

V : 電圧

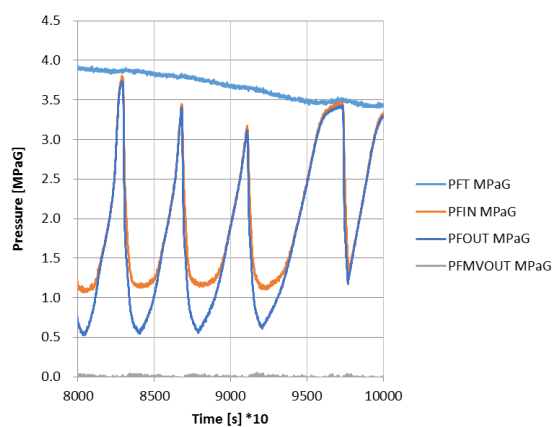
R_f : 燃料密度[g/cc]



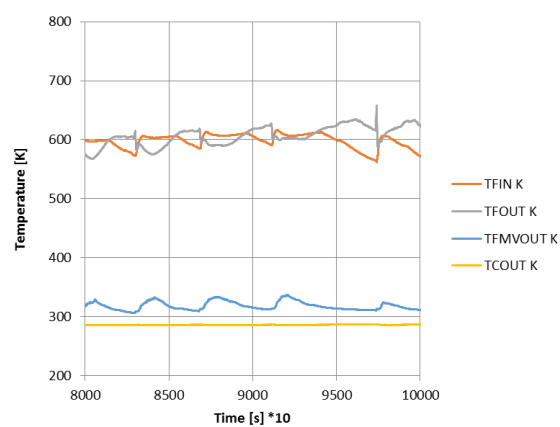
a) 圧力履歴 (0~1200 秒)



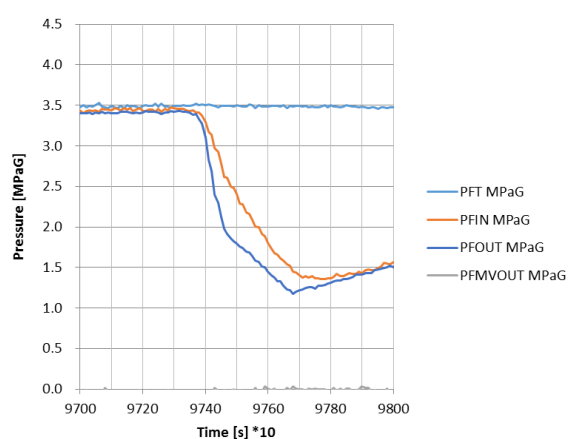
b) 温度履歴 (0~1200 秒)



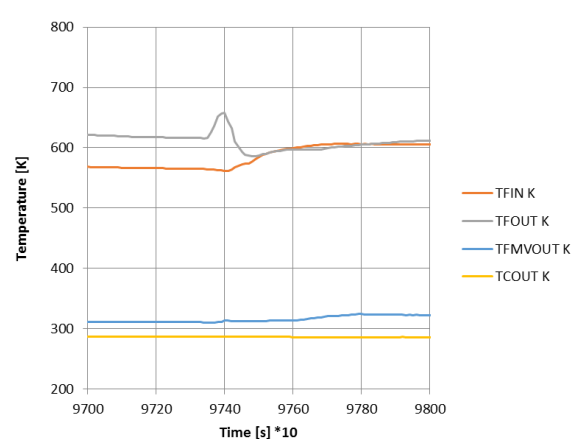
c) 圧力履歴 (800~1000 秒)



d) 温度履歴 (800~1000 秒)



e) 圧力履歴 (970~980 秒)



f) 温度履歴 (970~980 秒)

図 2.4-5 圧力・温度履歴

PFT: タンク圧力、PFIN: 試験部入口圧力、PFOUT: 試験部出口圧力、PFMVOUT: 調整弁出口圧力
TFIN: 試験部入口温度、TFOUT: 試験部出口温度、TFMVOUT: 調節弁出口温度、TCOUT: 冷却管出口温度

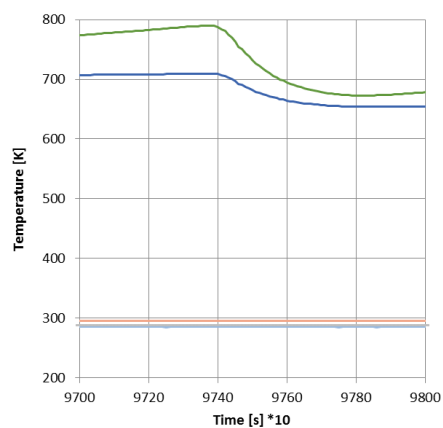


图 2.4-6 試験部配管温度

TSIN:試験部入口、TSOUT:試験部出口

TSCIN:試験部冷却水入口、TSCOUT:試験部冷却水出口

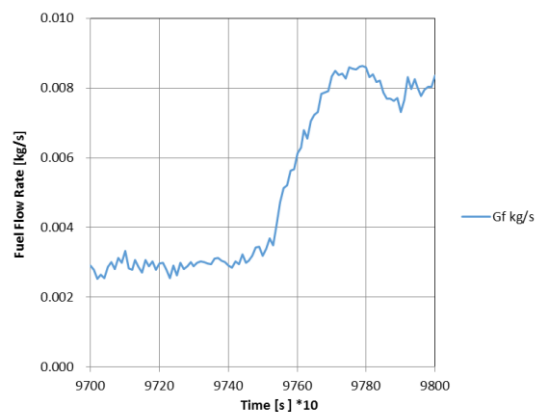


图 2.4-7 燃料流量

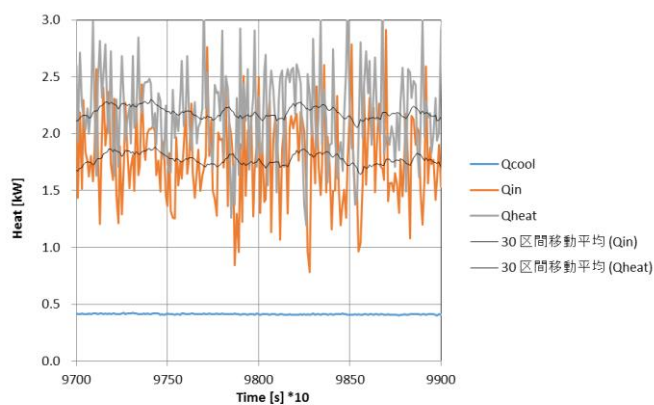


图 2.4-8 加熱量

Qcool:冷却熱量、Qin:加熱器電力、Qin:加熱量

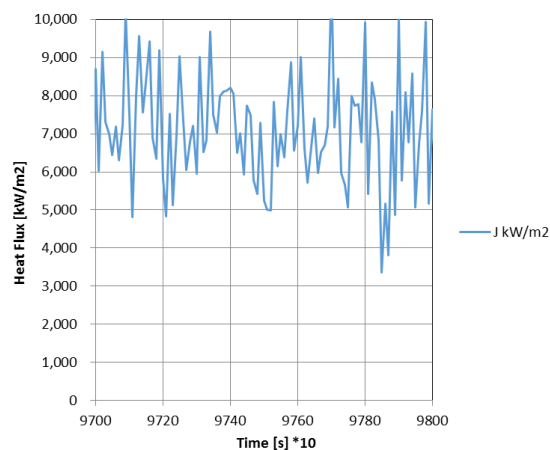


图 2.4-9 熱流束

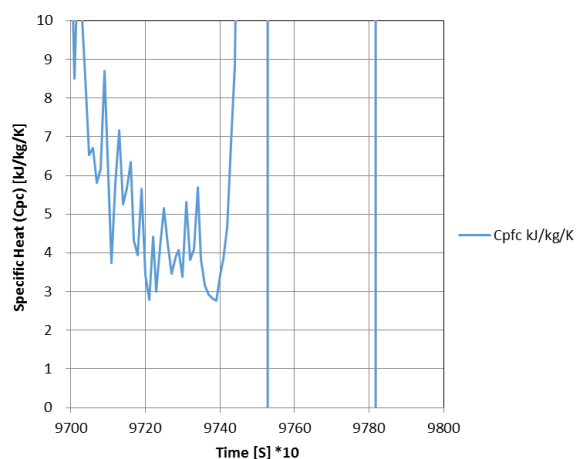


图 2.4-10 燃料低圧比熱

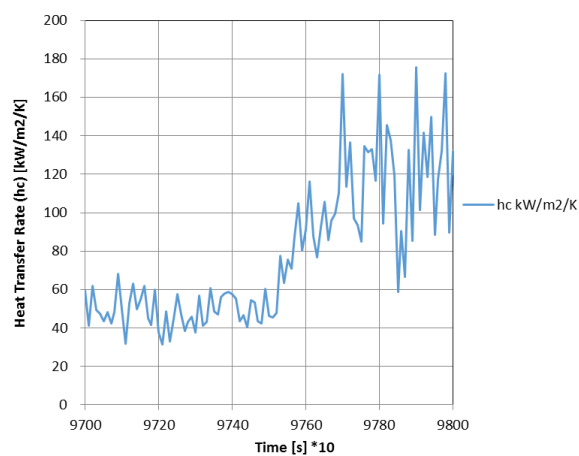


图 2.4-11 燃料側熱伝達率

2.5 直結燃焼試験

燃料噴射器と可変ノズルを高温空気源に直結して、極超音速飛行状態を模擬した直結燃焼実験を行い、超臨界燃料冷却時の壁面温度や燃料の物理量（圧力、温度、流量等）を取得した。

図 2.5-1 に可変ノズル設置状況を示す。マッハ4 飛行条件である温度 884K の空気をガスタービン圧縮機と電気式空気加熱器で生成し、可変ノズルを空気加熱器の下流に直結して実験を行った。

図 2.5-2 に燃焼試験時の写真を示す。a) は斜め後方から撮影した、燃焼中の写真である。燃焼器の出口付近に火炎が観察された。b) は後方から撮影した燃焼前の写真、c) は後方から撮影した燃焼中の写真である。上部で光の強いところが、可変ノズルのスロートから見える燃焼器内部である。燃焼器壁が高温で発光している。また、可変ノズル下流部に接続された無冷却壁部分が熱応力で変形していることが判る。

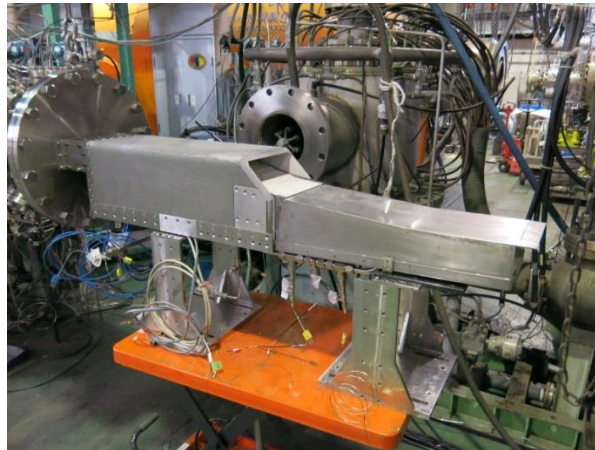
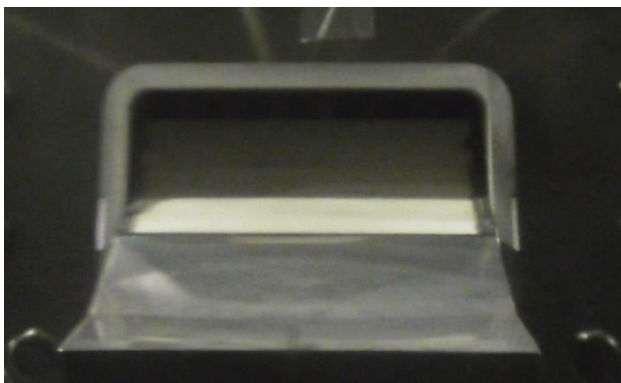


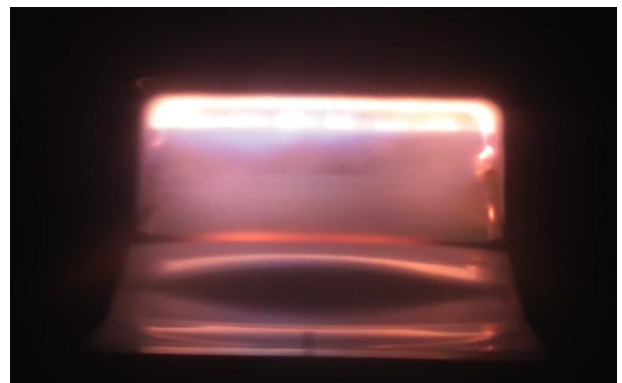
図 2.5-1 可変ノズル設置状況



a) 斜め後方（燃焼中）



b) 後方（燃焼前）



b) 後方（燃焼中）

図 2.5-2 燃焼試験時の写真

図 2.5-3 に配管系統図を示す。固定プラグの冷却には炭化水素燃料を使用し、可動プラグの冷却には窒素ガスを使用した。空気系統、燃料系統、冷却系統各部の温度、圧力を計測し、これらのデータより燃焼器の健全性確認を行うとともに、熱伝達特性等を評価した。

表 2.5-1 に試験手順を示す。試験前に、燃料流量計設定、ノズル高さ計測等を行った後、データ収録装置、空気冷却等を開始し、設備の空気供給を開始した。空気流量が安定してから、電気式空気加熱器の設定温度を上げ、試験条件である空気流量 0.5kg/s、空気温度 884K に達するまで待機した。試験時には、冷却ガスを窒素に切り替えてから可変ノズルに燃料を供給した。燃焼試験時には点火器を作動させてから燃料流量を増加させていき、データを取得した。試験後は配管に残留した燃料を窒素ガスで掃気し、空気加熱器の電源を遮断した。空気温度が設定温度以下まで下がった後、空気供給を停止した。

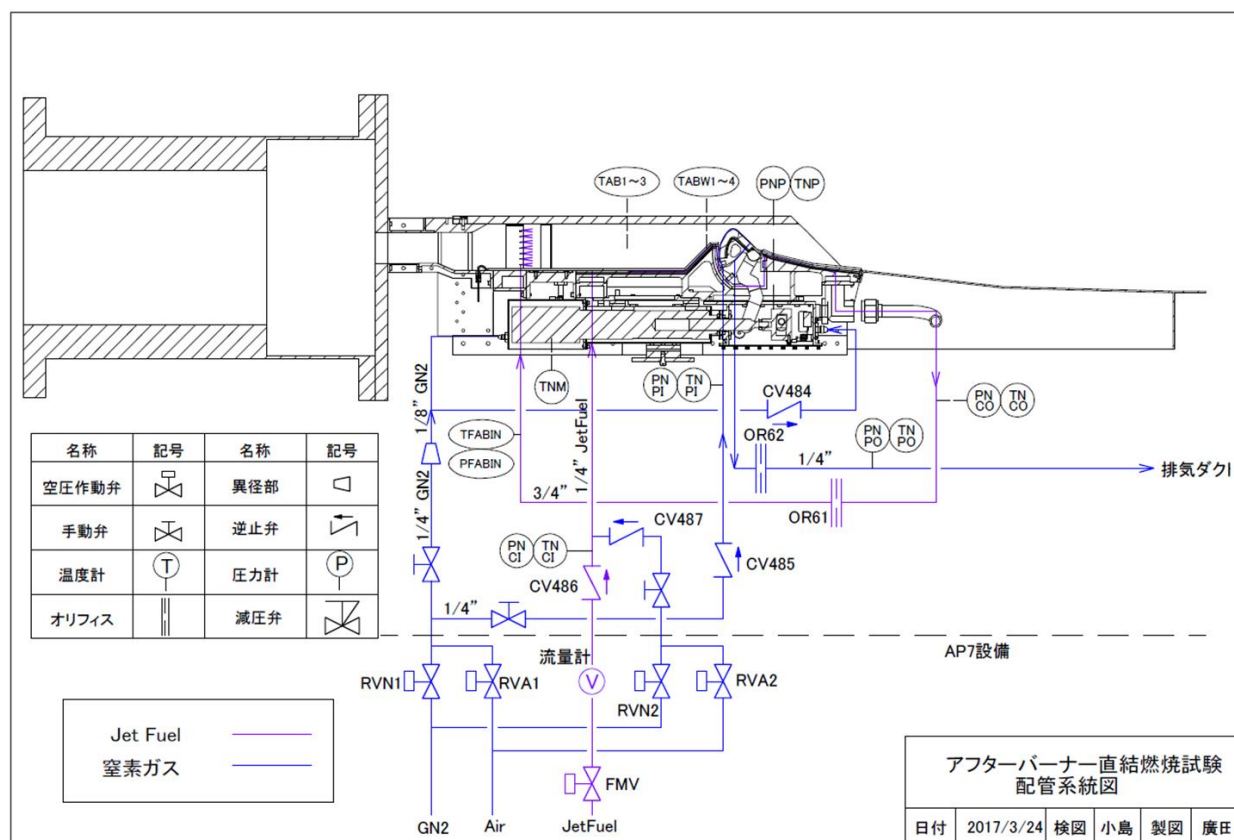


図 2.5-3 配管系統図

表 2.5-1 試験手順

番号		設備側作業	供試体作業
1	実験準備		燃料流量計ON ノズル高さ計測、カメラ画角調整
2	計測開始	録画開始、データ記録開始	モニタ開始、低速データ記録(1Hz)開始
3	冷却開始		空気パージ開始 RVA1-On、RVA2-On
4	設備空気供給開始	空気供給開始、加熱開始、昇温 0.5kg/s, 884K目標	
5	高速記録開始		高速データ記録(10Hz)開始
6	燃料パージ切替 (空気→窒素)		燃料パージ切替 RVA2-Off、RVA3(NO)-On, RVN2-On
7	燃焼開始	燃料供給開始 12cc/s→24cc/s→36cc/s→0cc/s 各ステップは10sec程度を想定	点火器ON RVN2-Off, FMV1-On
8	燃料系窒素パージ		燃料系供給停止 FMV1-Off, RVN2-On 燃焼終了後: 点火器Off
9	燃料パージ切替 (窒素→空気)		燃料パージ切替 RVN2-Off, RVA2-On, RVA3(NO)-Off
10	設備空気供給停止	加熱停止、空気供給停止	
11	計測停止	録画停止、データ記録停止	モニタ停止、低速データ記録(1Hz)停止

図 2.5-4 に試験データをまとめる。

a) は壁面温度（ランプ金属部）である。燃焼試験開始後 10 秒程度で温度分布が定常状態に達した。

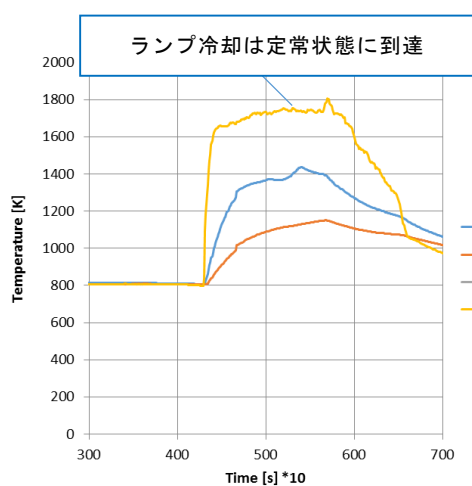
b) のうち TAB-R, TAB-L が燃焼温度である。燃焼温度は 1800~1900K であった。

c) は固定ランプ冷却流路における燃料圧力である。燃焼試験中の燃料圧力は 2.8MPa 程度で臨界圧である 2.4MPa を上回る超臨界圧となっている。尚、この超臨界燃料冷却を実現するために、冷却流路出口にオリフィスを設置して、冷却流路部の圧力を調整した。

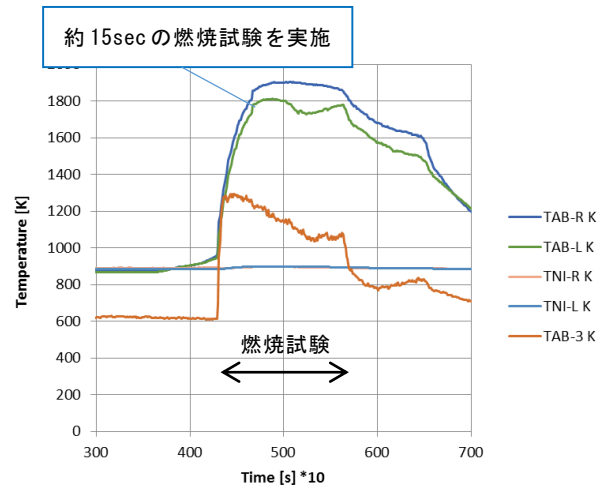
d) は可動ランプ冷却流路における冷媒（窒素ガス）の圧力である。

e) は固定ランプ冷却流路における燃料温度である。燃焼試験中の冷却流路出口温度（TNC0）が 550K 程度となっており、超臨界燃料冷却の設計目標である 900K 以下が達成されていることを確認した。

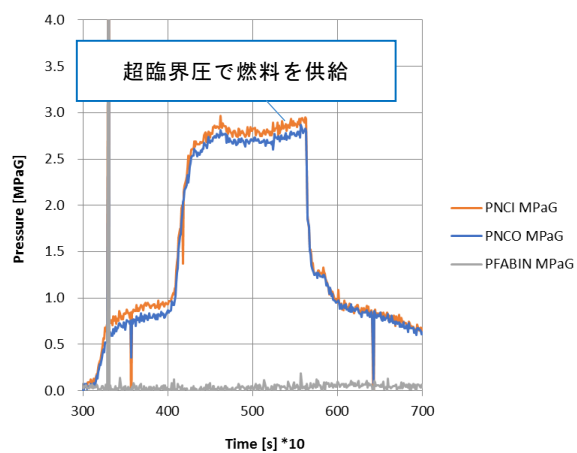
f) は外壁、モータ等の各部温度である。モータ部の温度上昇は 80K 程度であり、超臨界燃料冷却によってモータ部の温度上昇が抑えられていることを確認した。



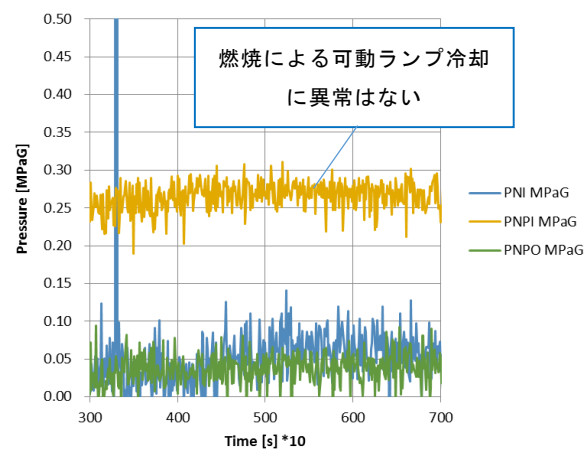
a) 壁面温度（ランプ金属部）



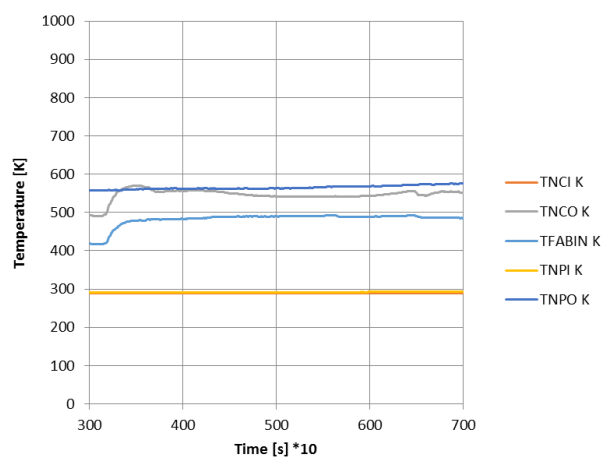
b) 燃焼温度



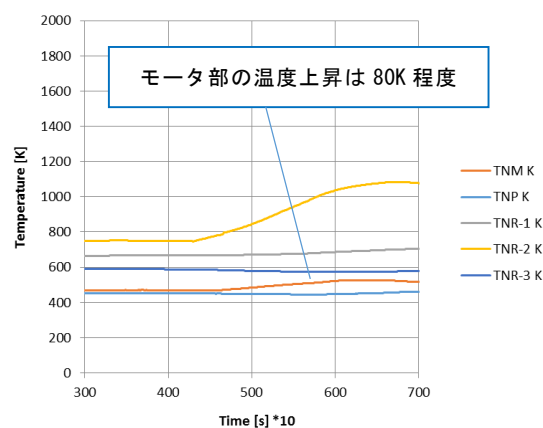
c) 燃料圧力（固定ランプ冷却）



d) 冷媒圧力（可動ランプ冷却）



e) 燃料温度（固定ランプ冷却）



f) 各部温度（外壁、モータ等）

図 2.5-4 試験データ

図 2.5-5 は試験後の燃焼器内部をファイバースコープで撮影した写真である。

a) は燃料噴射器で、噴射孔周囲に若干の変色が見られるが、変形等はないことが確認された。

b) は燃料噴射器周辺の壁面で、燃焼器内面のコーティングは燃焼試験前と同様に良好な状態を保っていることが確認された。

c) d) は可変プラグ部の壁面で、最も熱流束の高い箇所であるが、壁面の損傷等はなく、燃焼試験前と同様の状態であった。

以上から、本研究で設計した超臨界燃料冷却構造が燃焼温度 2000K 程度のラムジェット燃焼器において、燃焼に必要な燃料流量で成立することを確認した。



a) 燃料噴射器



b) 燃料噴射器周辺



c) 可変プラグ部（後視左側）



d) 可変プラグ部（後視右側）

図 2.5-5 試験後の燃焼器内部

2.6 冷却性能評価

直結燃焼実験(2.5)によって得られた壁面温度や熱交換量から炭化水素燃料を用いた超臨界燃料冷却の冷却性能を評価した。

図2.6-1に冷却溝構造の設計概要を示す。左図に示す熱伝達率を用いて、右図の冷却溝配置を設定した。

図2.6-2は直結燃焼実験(2.5)における燃料流量である。43秒付近までは燃料を供給していたが、点火していない時間帯である。

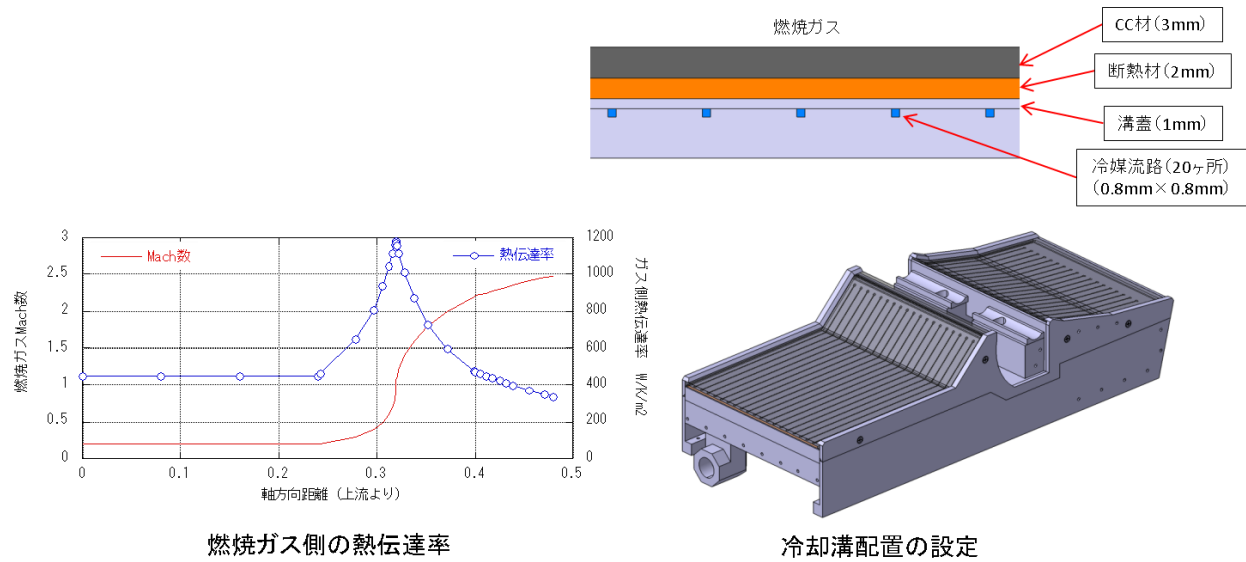


図 2.6-1 冷却溝構造

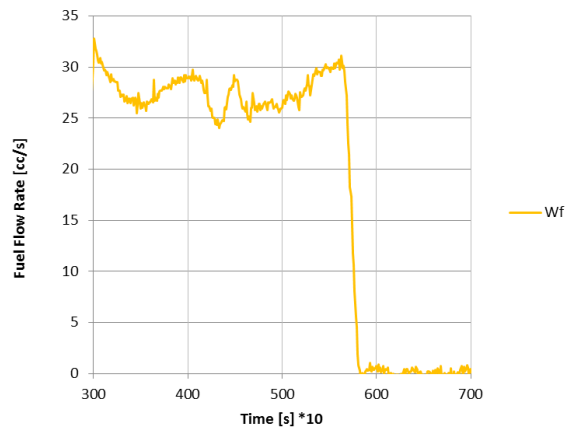


図 2.6-2 燃料流量

図 2.6-3 は燃料流量に対応した冷却流量、図 2.6-4 は燃料流量に対応した可能発熱量である。冷却熱量が 20kW 程度に対して、可能発熱量は 1000kW となっている。

図 2.6-5 は燃焼試験時の平均燃焼温度、平均壁面温度、平均冷媒温度の関係である。平均燃焼温度が 1800K 程度に対し、平均冷媒温度は 400K 程度で維持されている。

図 2.6-6 は空気側加熱量である。燃焼開始と同時に、加熱量は 500kW 程度に達している。

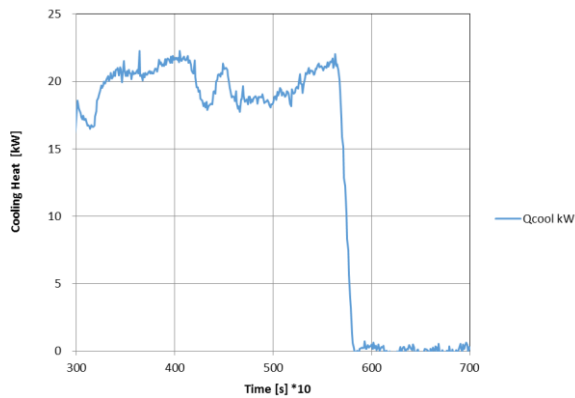


図 2.6-3 燃料冷却熱量

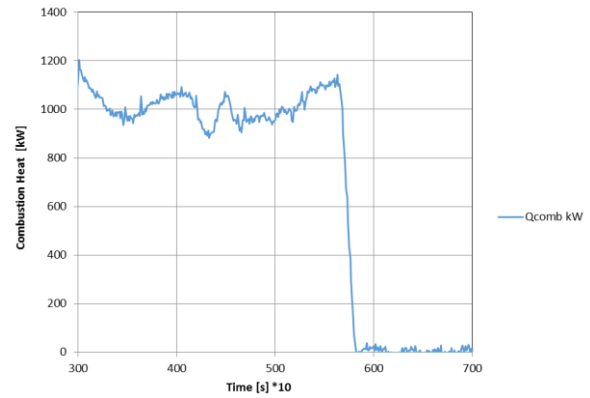


図 2.6-4 燃料可能発熱量

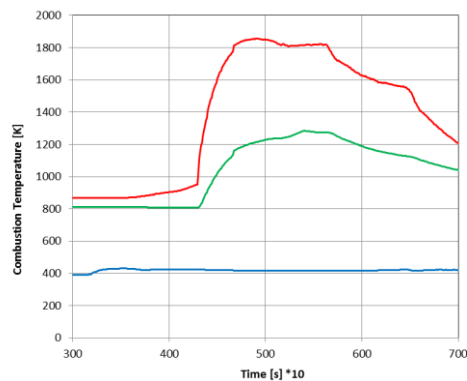


図 2.6-5 燃焼温度、壁面温度、冷媒温度

T_g : 平均燃焼温度、 T_w : 平均壁面温度、 T_c : 平均冷媒温度

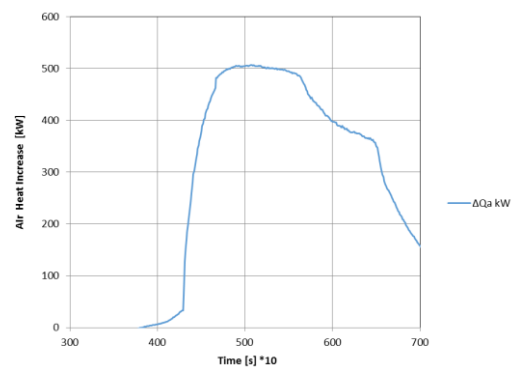


図 2.6-6 空気側加熱量

図 2.6-7 は平均熱流束である。燃焼ガス側の熱流束は 170kW/m^2 程度、冷媒側の熱流束は 650kW/m^2 程度であった。冷媒側の熱流束が高いのは、相対的に冷却溝の伝熱面積が小さいためである。

図 2.6-8 は平均熱伝達率である。燃焼ガス側の熱伝達率は $360\text{W/m}^2/\text{K}$ 程度、燃料側の熱伝達率は $800\text{W/m}^2/\text{K}$ 程度であった。燃焼ガス側の平均熱伝達率は設計条件 ($384\text{W/m}^2/\text{K}$) より若干低い値となった。従って、今回想定した設計条件は、冷却設計としては安全側で妥当な条件であり、実験結果を反映した変更の必要はないと考えられる。

直結燃焼実験 (2.5) において、燃料出口温度についても、目標値 (900K 以下) が達成できていることを確認した。本実験結果と解析結果を、エンジン全体重量推算 (1.7) に反映した。

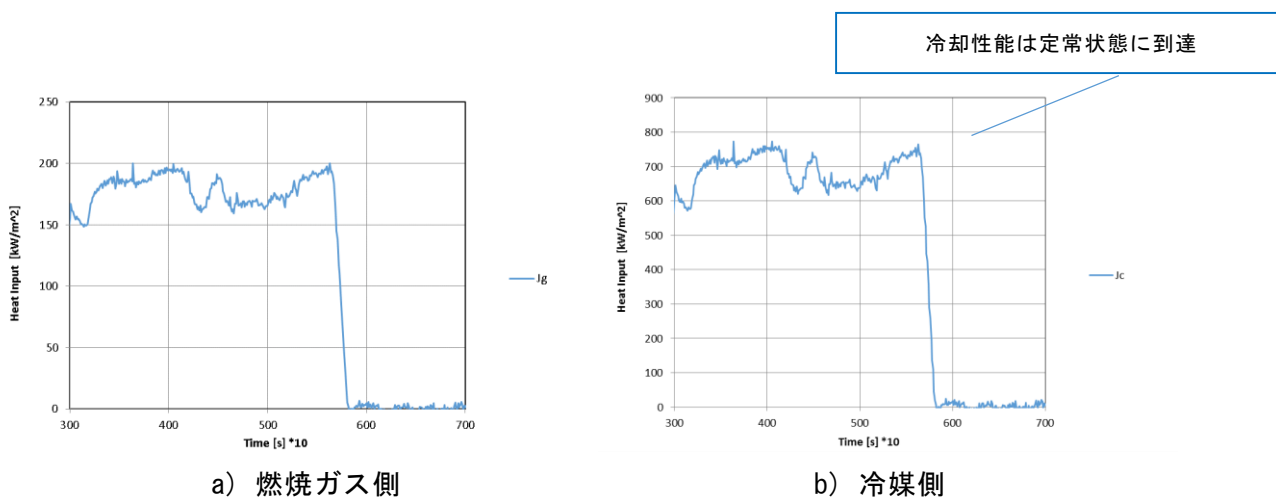


図 2.6-7 平均熱流束

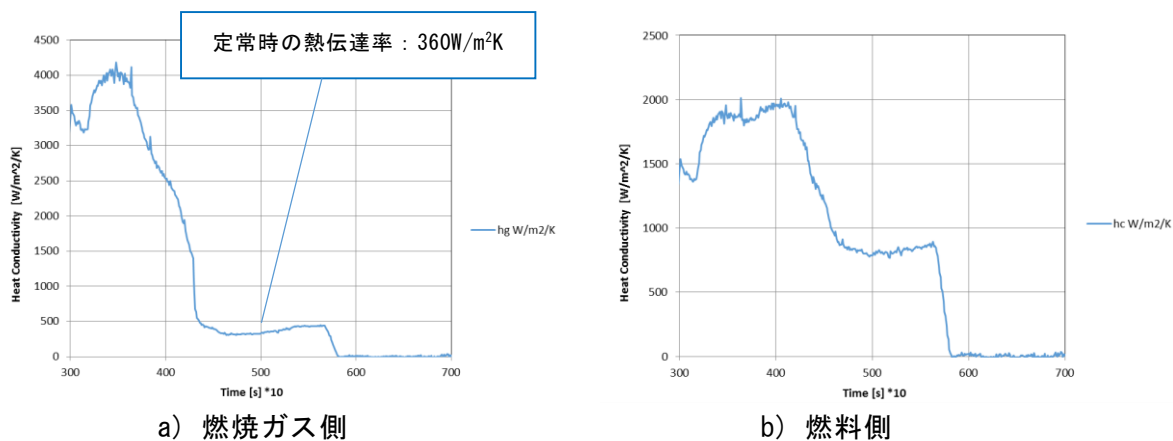


図 2.6-8 平均熱伝達率

2.7 極超音速推進風洞実験

可変インテーク・燃料噴射器・可変ノズルを組み合わせた実証用小型ラムジェットを用いて、極超音速推進風洞実験を行い、超臨界燃料冷却部の壁面温度、冷却用燃料の物理量、およびエンジン全体の推進性能を取得した。ラムジェットエンジン試験設備に実証用小型ラムジェットを設置し、セミフリージェット形態でマッハ4 飛行模擬環境における実験データを取得した。

図 2.7-1 に実証用小型ラムジェットの断面図を示す。全長は 1830mm で、上流から可変インテーク、ラム燃焼器、可変ノズルで構成される。上部が高速の空気が通過する部分になっており、下部に可変インテークと可変ノズルを駆動する駆動装置が配置されている。可変インテークには角度が変更できる内部壁が配置されており、衝撃波で空気を圧縮して、亜音速で燃料器に供給する役割を担っている。飛行マッハ数に応じて内部壁の角度を調節することで、空気取入れ時の圧力回復率や流量捕獲率を最大化することができる。ラム燃焼器の下壁には、超臨界燃料が通過する冷却溝が設置されている。可変ノズルは、スロット面積が変更できるようになっており、可変インテークが取り入れる空気の流量と燃焼温度に応じてスロット面積を調節して、燃料器内部の圧力を維持するとともに、高温燃焼ガスを超音速に再加速して噴出することで推力を得る。

図 2.7-2 に実証用小型ラムジェットの外観を示す。可変インテークの外壁はステンレス材で製作した。ラム燃焼器および可変ノズルの外壁は一体となっており、軽量化のために C/C 材で製作した。C/C 材は高温の酸素雰囲気では反応が進むため、ラム燃焼器の内壁側には、耐酸化コーティングを施した。エンジン下部には、超臨界燃料をエンジンに供給するための燃料タンク、流量調整弁、流量計、パージガス供給系統を配置した。

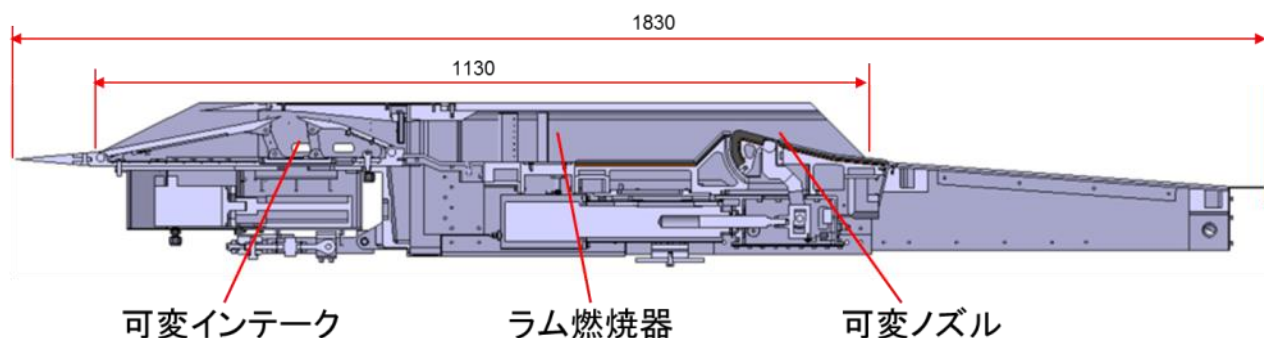


図 2.7-1 実証用小型ラムジェット断面図

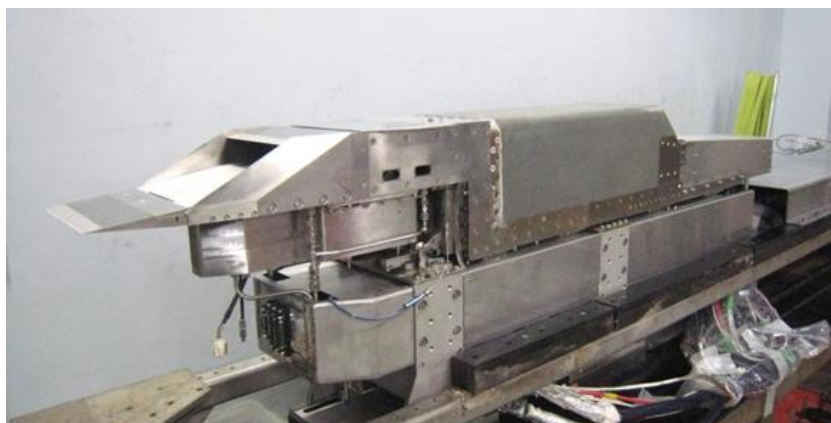


図 2.7-2 実証用小型ラムジェット外観

図 2.7-3 にラムジェットエンジン試験設備への実証用小型ラムジェット設置状況を示す。ラムジェット供試体を設備の推力架台に設置し、エンジン上部の空気流路部分をマッハ4 飛行状態（全圧 800kPa，全温：870K）を模擬した高速気流部に設置した。燃料供給系が配置されているエンジン下部は、ステンレス製のフェアリングで覆い、フェアリングを設備床面に固定することで、エンジン上部に係る力だけを計測できるようにした。

図 2.7-4 に、燃料供給系外観と計測制御系を示す。燃料は実験の前に、エンジン後部の充填口から導入し、タンクに充填した。エンジン下部には、燃料供給系として流量調整弁、遮断弁、流量計等が配置されている。実験時には、実験設備から窒素ガス（GN2）を供給し、燃料の加圧や、実験後の燃料の排出に使用した。また、同じ窒素を用いて、操作計測ボックスの窒素パージを行った。実験後にタンクを脱圧するために、設備のベント系に接続し、遠隔弁の操作で加圧と脱圧をできるようにした。操作ボックスは実験室内に設置し、LAN ケーブルで遠隔制御室と通信することで、操作と計測を行った。

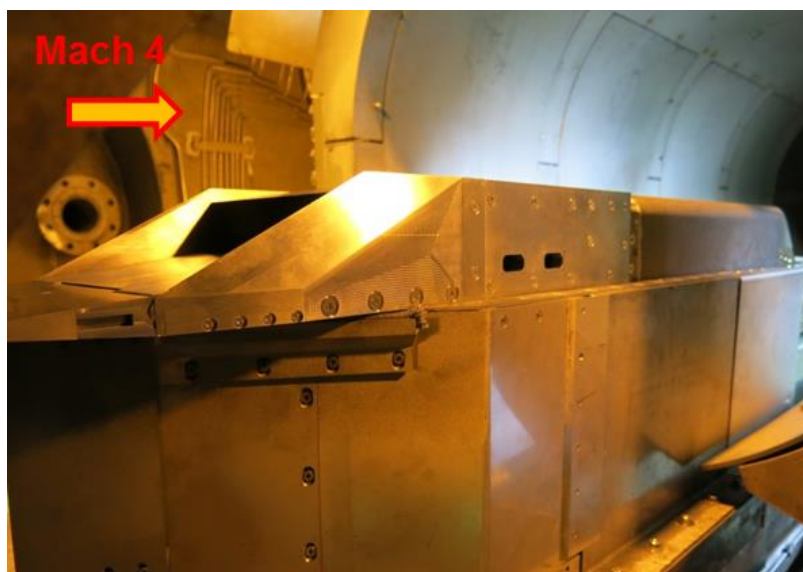


図 2.7-3 ラムジェットエンジン試験設備への実証用小型ラムジェット設置状況

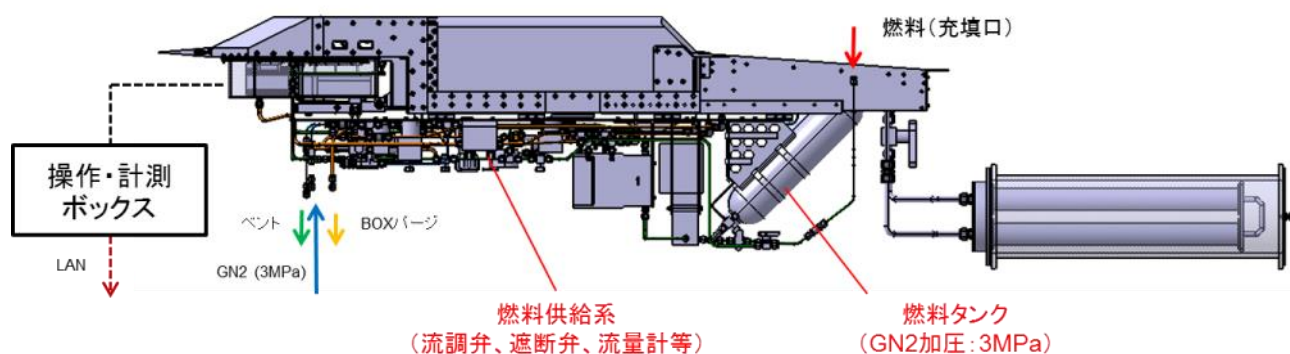


図 2.7-4 燃料供給系外観、計測制御系

図 2.7-5 に燃料供給系統の概要を示す。タンクで超臨界圧（3.0MPa 以上）に加圧された燃料は、①配管を通してインテークに供給され、壁面を冷却する。次に、②配管を通してラム燃烧器の壁面を冷却する。続いて、③配管を通して、燃料加熱器に供給される。この燃料加熱器は、実験初期にエンジンが加熱されていない状態でも燃料が十分に加熱されて超臨界状態で噴射器に供給できるように設置した。最後に④配管を通して、燃料が噴射器から噴射される。

図 2.7-6 に燃料供給系統図を示す。緑色が燃料供給系統、水色が窒素ガスによる加圧系統、橙色が窒素ガスによるパージ系統である。エンジン各部の冷却特性を取得するために、各冷却部の入口／出口に圧力と温度の計測点を設けた。実験後に高温の燃料が配管内に残ると、コーキングによって固体が生じる可能性があるため、パージ用窒素ガスで配管内の燃料を排出できるように設計した。

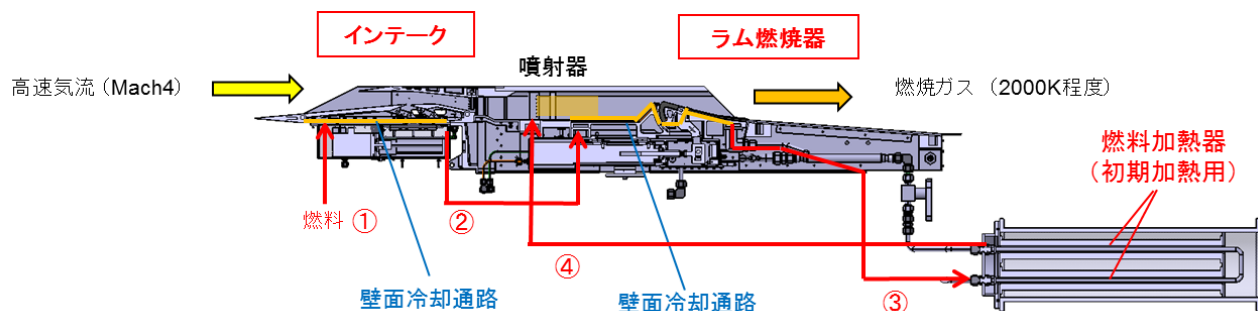


図 2.7-5 燃料供給系統概要

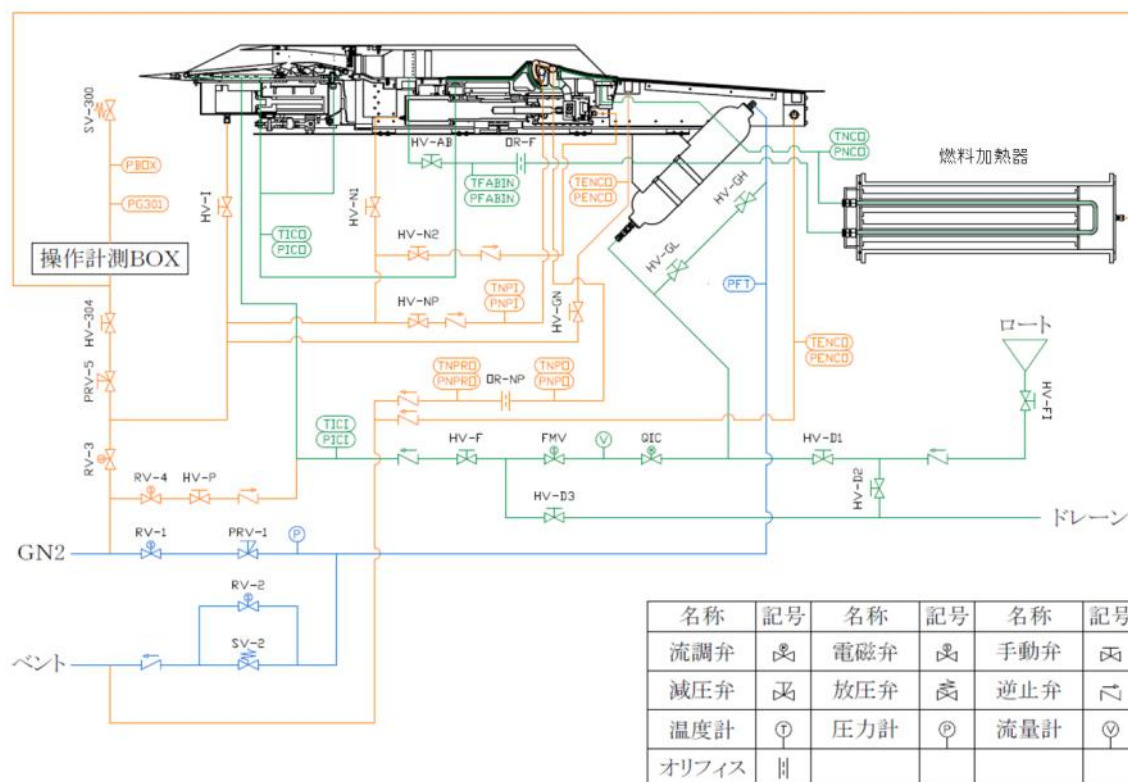
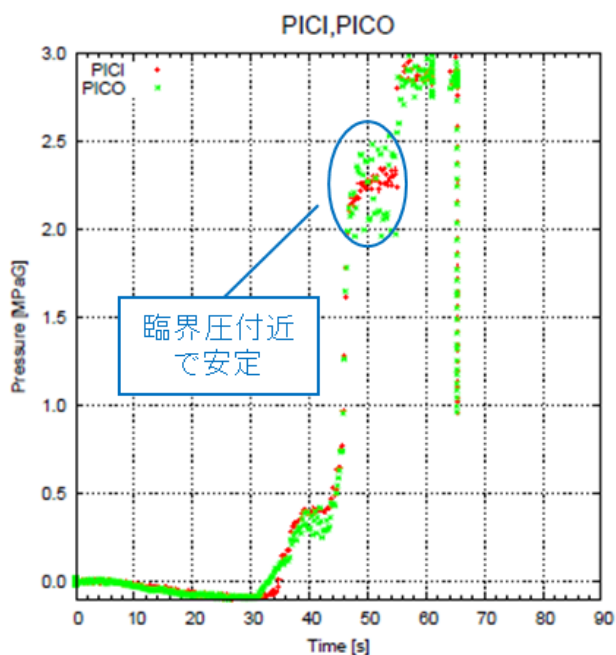


図 2.7-6 燃料供給系統図

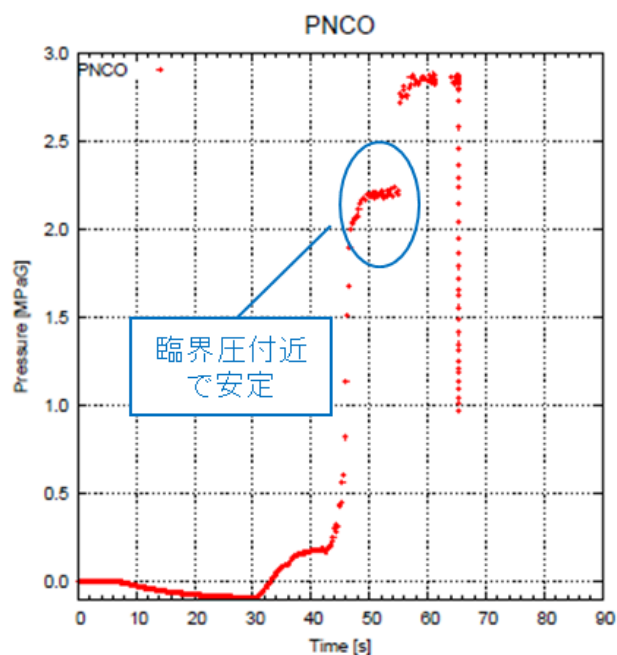
図2.7-7に推進風洞実験で得られた燃料供給圧力／温度の時間履歴を示す。横軸は時間で、30秒付近から気流がエンジンに吹き付け、35秒付近でマッハ4飛行模擬条件となっている。

この実験において、a) インテーク冷却入口／出口圧とb) ノズル冷却出口圧は、50秒付近で2.3MPa程度の超臨界圧に達している。一方、c) 燃料噴射圧は50秒付近でも0.1MPa程度であった。この原因としては、エンジンの壁面冷却部および燃料加熱器における入熱が不十分で燃料温度が十分に上昇せず、設計の想定より燃料密度が高いことが考えられる。

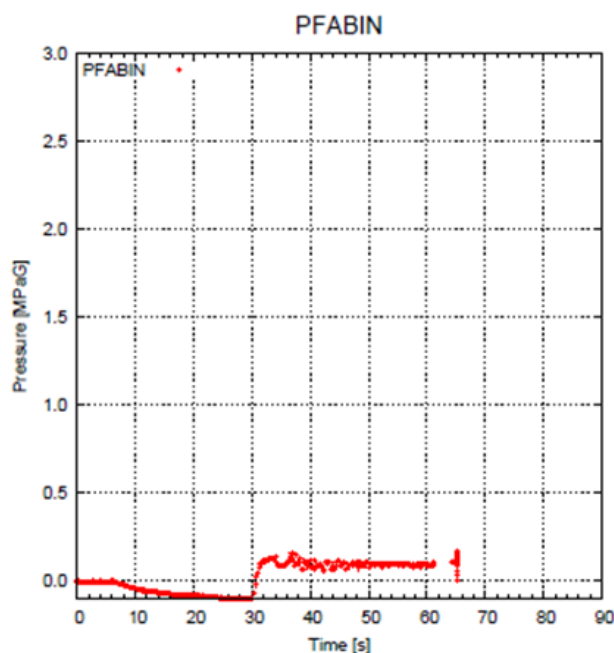
d) 燃料噴射温度は最高で350Kとなっており、直結燃焼実験の実績温度（450K程度）まで上昇せず、定常的な燃焼に至らなかった。この原因としては、設備の運転時間が1分程度と短く、燃料温度を上昇させるのに不十分であったことと、燃料加熱器の加熱能力が不足していたことが挙げられる。



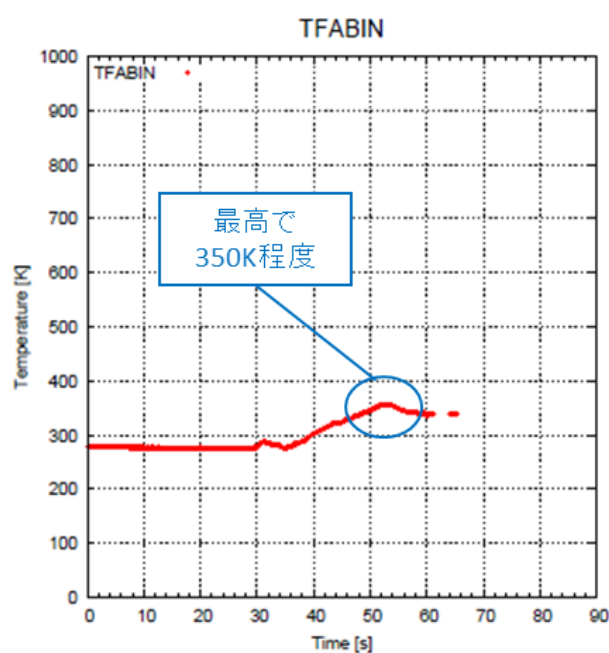
a) インテーク冷却入口／出口圧



b) ノズル冷却出口圧



c) 燃料噴射圧



d) 燃料噴射温度

図2.7-7 燃料供給圧力／温度

設備の運転時間（１分程度）で燃料温度が十分に上昇しなかったことの原因としては、燃料噴射器が、超臨界燃料の密度に合わせて設計されており、噴射孔径が大きいために、実験初期に低温燃料（高密度燃料）が供給された場合に、十分な噴射速度が得られず、燃焼に必要な混合ができなかったことが挙げられる。この事象を解決するためには、実験初期の燃料密度に合わせた噴射孔径の燃料噴射器を追加し、加熱前の燃料でも燃焼を開始できるようにすることが必要である。

図 2.7-8 に超臨界燃料冷却部の空気温度と壁面温度を示す。風洞実験の開始と同時に空気温度は 800K 程度に達した。一方、壁面温度は超臨燃料冷却により、最高温度は、630K 程度であった。

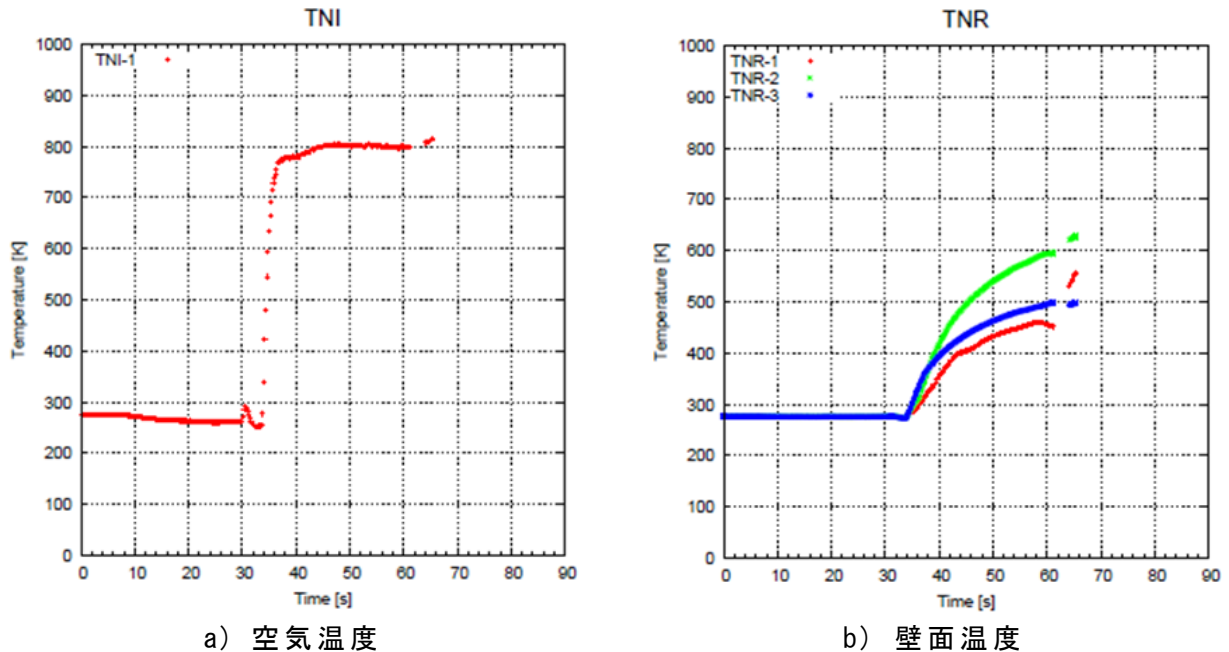
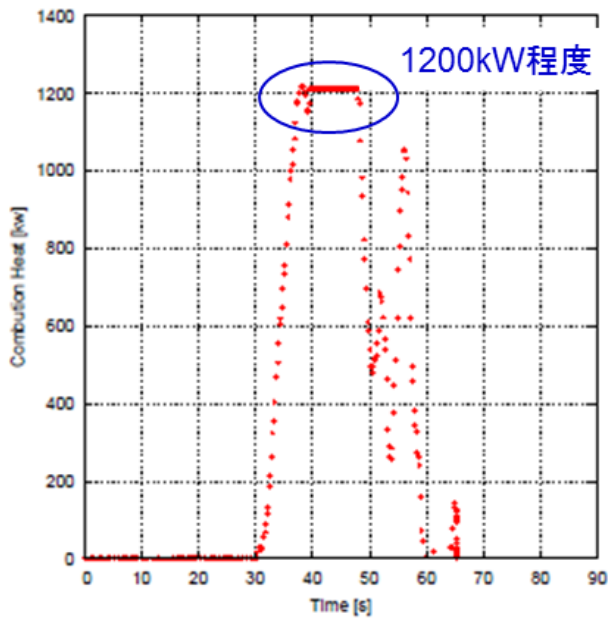


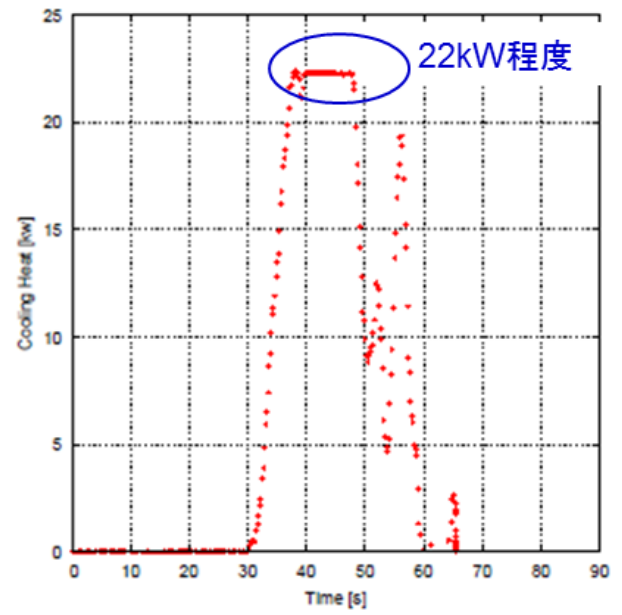
図 2.7-8 超臨界冷却部の空気温度と壁面温度

図 2.7-9 に本実験における燃料加熱量と燃料冷却量の履歴を示す。a) 燃料加熱量は燃焼が起きた時に発生する熱量で、本実験では、最大 1200kW 程度であった。b) 燃料冷却量は供給した燃料で冷却できる能力で、本実験では、最大 22kW 程度であった。

図 2.7-10 に超臨界冷却構造の熱流束を示す。a) 内部流側熱流束は、直結燃焼実験で 170kW/m^2 であったのに対し、本実験では 250kW/m^2 であった。b) 冷却剤側熱流束は、直結燃焼実験で 650kW/m^2 であったのに対し、本実験では 780kW/m^2 であった。

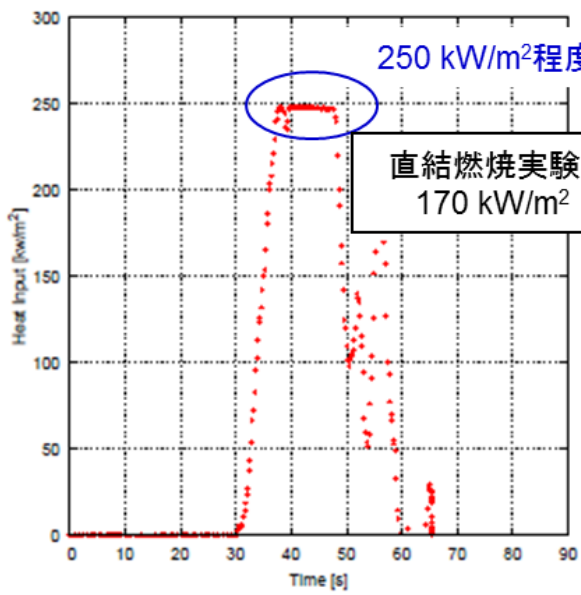


a) 燃料加熱量

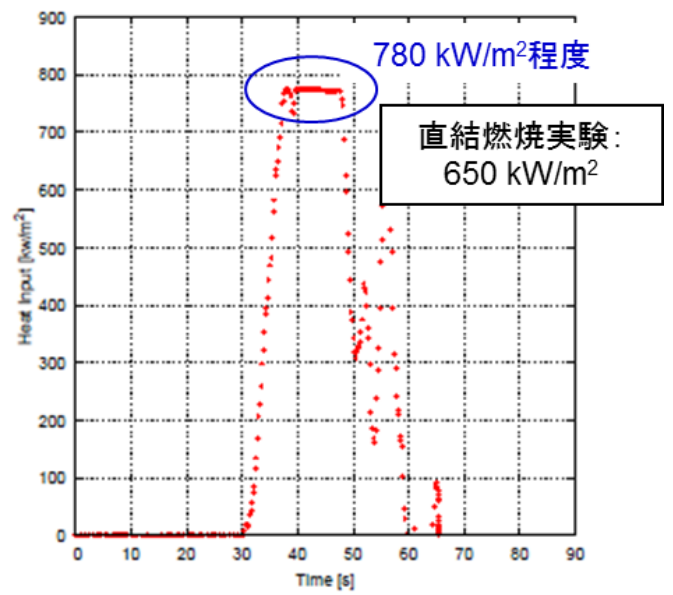


b) 燃料冷却量

図 2.7-9 燃料加熱量と燃料冷却量



a) 内部流側熱流束



b) 冷却剤側熱流束

図 2.7-10 超臨界冷却構造の熱流束

2.8 推進性能評価

極超音速推進風洞実験(2.7)によって得られた推進性能をモデル化し、推進性能解析(1.4)に反映した。ラムジェットエンジン試験設備で得られた実験データから、実証用小型ラムジェットの推力、比推力を算出し、推進性能マップを更新するための補正係数を導出した。

図2.8-1に、推進風洞実験時の映像を示す。実験時にはエンジン上部の可変インテーク・可変ノズル部分がマッハ4の気流部に設置され、エンジン下部の燃料供給系統は、ステンレス製のフェアリングで保護されている。エンジン本体は、推力架台の上部に接続され、フェアリングは、風洞床面に固定されている。従って、エンジン上部の可変インテーク・可変ノズル部で発生する推力・抗力のみが計測されるような設置方法となっている。



図2.8-1 推進風洞実験時の映像 (Case2-4)

図2.8-2にマッハ4実験時の可変インテーク周囲流のシュリーレン写真を示す。

a)は不始動状態で、インテークスロット高さ：23mmの場合に形成される衝撃波である。インテーク入口部に、圧力損失の大きい離脱衝撃波が形成されている。

b)は始動状態で、インテークスロット高さ：31mmの場合に形成される衝撃波である。インテーク入口部に、圧力損失の小さい斜め衝撃波が形成されている。今回の実験では、インテークスロット高さを31mmに設定するとともに、気流成立直後にノズルスロット高さを27mm（全開）にする操作を入れることで、インテーク始動に必要な流量を確保し、インテーク始動状態を達成できることを確認した。



a) 不始動状態 (XIT=23mm)



b) 始動状態 (XIT=31mm)

図2.8-2 可変インテーク周囲流 (マッハ4、XIT：インテークスロット高さ)

図2.8-3にインテーク始動状態で取得したエンジン正味推力を示す。エンジン正味推力は、

風洞実験中にエンジン全体にかかる力で、ノズル推力、インテーク抗力、およびエンジン外部抗力の合力に相当する。マッハ4の気流が成立したのは実験開始後34～60秒の間で、そのうち、燃料が噴射されていない40～50秒付近の正味推力は-1400N程度であった。この実験では、マッハ4の気流を停止する操作に入った60秒以降で燃焼が起きたが、安定した燃焼データは取得できていないため、非燃焼のデータとして扱った。

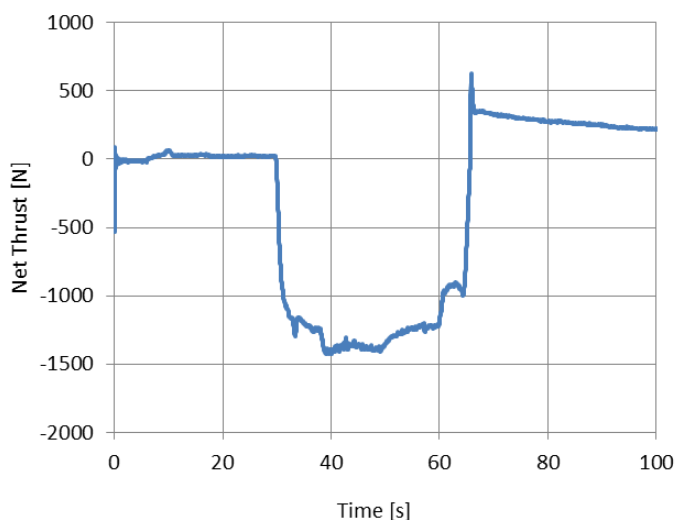


図 2.8-3 エンジン正味推力 (Case 2-3)

表 2.8-1 に推進風洞実験 (Case2-3) における推進性能を評価するために行った解析の結果を示す。

解析結果 1 は、実験条件に合わせた比較解析 (非燃焼) で、インテーク入口高さ、インテークスロート高さ、ノズルスロート高さを揃えた条件で行った解析の結果である。インテーク出口全圧、インテーク捕獲流量、ラム燃焼器出口温度を実験値に合わせるために係数を調整した。

実験においては、エンジン全体の推力しか計測できないが、解析においてはノズル推力、インテーク抗力、およびエンジン外部抗力を個別に推算した。このうち、ノズル推力、インテーク抗力については、エンジンの幾何形状、空気流量、圧力、温度から推算した。また、エンジン外部抗力については、実験で計測されたエンジン推力から、解析で求めたノズル推力とインテーク抗力を差し引くことで導出した。

エンジン外部抗力係数は、エンジン外部抗力をエンジン正面面積と飛行動圧で除した無次元数である。ただし、小型実証エンジンにおいては、エンジン正面面積に対するカウルと側壁の正面面積の比率が高いことと、エンジン周囲の平滑化処理を行っていないため、実用エンジンの性能推算に適用するエンジン外部抗力係数は、実験で得られた値の 1/10 とした。

解析結果 2 は、実験結果と同じ条件で、燃焼が起きていた場合の解析結果である。燃焼が起きることで、ラム燃焼器出口温度が 810K から 2000K に上昇し、ノズル推力が 941N から 1396N に上昇している。ただし、インテーク抗力とエンジン外部抗力 (実験値から推算) の方が大きいため、エンジン推力は負となった。この原因は、インテーク全圧回復率: 0.27、インテーク流量捕獲率: 0.63 といずれも低く、インテークで発生する抗力に対して、ノズルで発生する推力が小さいためと考えられる。

解析結果 3 は、インテーク全圧回復率とインテーク流量捕獲率を上げるために、インテーク入口高さとインテークスロート高さを調整した場合の推算結果である。インテークのランプ壁面角度を変えずに入口高さを大きくすることで、ランプ壁面で偏角した空気流をエンジン内部により多く取り込むことができるため、流量捕獲率を上げることができる。また、インテーク始動後にランプ壁面角度を大きくしてスロート高さを小さくすることで、圧力損失の少ない斜め衝撃波による圧縮の比率が高まり、全圧回復率が高くなる。この場合は、ノズル推力がインテーク抗力とエンジン外部抗力の合力より

り大きくなり、正推力が得られると推算される。ただし、まだ推力が低いため、比推力も低い値となった。

小型実証エンジンでさらに推力と比推力を向上させるためには、エンジン周囲の形状を改良してエンジン外部抗力を低減する必要がある。

表 2.8-1 エンジン性能解析結果

		実験結果	解析結果 1	解析結果 2	解析結果 3
			比較解析	比較解析	入口拡大
燃焼／非燃焼		非燃焼	非燃焼	燃焼	燃焼
インテーク入口高さ	mm	70	70	70	75
インテークスロート高さ	mm	31	31	31	17
ノズルスロート高さ	mm	13	15	25	31
インテーク出口全圧	kPa	220	220	220	351
インテーク全圧回復率			0.27	0.27	0.43
インテーク捕獲流量	kg/s	0.9	0.90	0.90	1.27
インテーク流量捕獲率			0.63	0.63	0.83
ラム燃焼器出口温度	K	810	810	2000	2000
エンジン推力	N	-1400	-1400	-945	36
エンジン比推力	s	-	-	-	69
ノズル推力	N		941	1396	2545
インテーク抗力	N		-1680	-1680	-1800
エンジン外部抗力	N		-661	-661	-709
エンジン外部抗力係数			0.79	0.79	0.79

1. 2 研究課題終了後の将来性

本研究で得られた極超音速複合サイクルエンジンの研究成果は、将来の極超音速旅客機や再使用型宇宙輸送機に適用可能である。ただし、エンジンの重量低減および外部抵抗の低減のために、更なる研究開発が必要である。

1. 3 副次的成果や目標を超える成果

ラムジェットにおけるインテーク始動限界のデータを取得できた。インテークスロット高さを 31 mmに設定するとともに、気流成立直後にノズルスロット高さを 27mm（全開）にする操作を入れることで、インテーク始動に必要な流量を確保し、インテーク始動状態を達成できることを確認した。

1. 4 論文、特許、学会発表等の研究の成果

研究成果を Asian Joint Conference on Propulsion and Power で発表した。
論文 1 件、口頭発表 2 件、特許：申請予定 1 件

1. 5 研究実施体制とマネジメント

3次元設計技術者、難削材加工メーカ、計測制御装置メーカ、ソフトウェア会社を新たに開拓し、本研究の実施に必要な体制を構築した。

1. 6 経費の効率的執行

難削材加工および高温ロー付について、大型部品の製作に入る前にテストピースを製作して、加工条件の最適化を行った。また、複数メーカの相見積を取得し、最安値のメーカと契約した。

2. 平成29年度（報告年度）の実施内容

2.1 実施計画

① 極超音速複合サイクルエンジンの概念設計

1.4 推進性能解析（非設計点）

飛行範囲（高度、速度）に対応した、推進性能マップについて、軽量モード切替機構の検討(1.5)と推進性能評価(2.8)の結果を反映して、推力、比推力データを補正した推進性能マップ（推力、比推力）を作成する。補正の結果得られた推力が目標値である 1ton 以上を満たしていることを確認する。

1.5 軽量モード切替機構の検討

ターボ／ラムジェットの軽量モード切替機構の流路形状について文献を参考にして圧力損失係数を設定し、設計点（マッハ0、2、5）における圧力損失とエンジン推進性能の低下割合を算出し、推進性能解析(1.4)に反映する。また、軽量モード切替機構の重量推算結果をエンジン全体重量推算(1.7)に反映する。

1.6 超臨界燃料冷却構造の検討

冷却性能評価(2.6)の結果を反映して、超臨界燃料冷却構造の溝幅、本数、材料等を変更して、設計要求を満たす改良設計を行い、構造重量を算出し、エンジン全体重量推算(1.7)に反映する。

1.7 エンジン全体重量推算

軽量モード切替機構の検討(1.5)、超臨界燃料冷却構造の検討(1.6)の結果を反映して、極超音速複合サイクルエンジン全体の概念設計図を作成し、エンジン全体重量を推算する。エンジン全体重量が目標の 200kg 以下を満たしていることを確認する。

② 極超音速推進性能の実験的検証

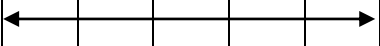
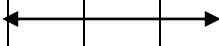
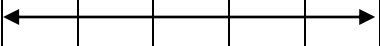
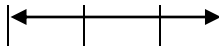
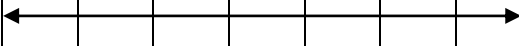
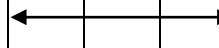
2.7 極超音速推進風洞実験

可変インテーク・燃料噴射器・可変ノズルを組み合わせ、エンジン改良部品を製作した上で、実証用小型ラムジェットを完成させる。実証用小型ラムジェットを用いて、マッハ4 飛行模擬環境における極超音速推進風洞実験を行い、超臨界燃料冷却部の壁面温度、冷却用燃料の物理量（圧力、温度、流量）、およびエンジン全体の推進性能（推力、比推力）を取得する。

2.8 推進性能評価

極超音速推進風洞実験(2.7)によって得られた実証用小型ラムジェットの推進性能（推力、比推力）をモデル化し、推進性能解析(1.4)に反映する。

2.2 研究实施日程

業務項目	実 施 日 程											
	4月	5月	6月	7月	8月	9月	10月	11月	12月	1月	2月	3月
① 極超音速複合サイクルエンジンの概念設計			1.5 軽量モード切替機構の検討 						1.4 推進性能解析 (非設計点) 			
			1.6 超臨界燃料冷却構造の検討 						1.7 エンジン全体重量推算 			
② 極超音速推進性能の実験的検証			2.7 極超音速推進風洞実験 						2.8 推進性能評価 			

2.3 研究成果の説明

① 極超音速複合サイクルエンジンの概念設計

1.4 推進性能解析（非設計点）

図 1.4-1 に示す極超音速複合サイクルエンジンの飛行範囲（高度、速度）に対応した、推進性能マップについて、軽量モード切替機構の検討(1.5)と推進性能評価(2.8)の結果を反映して、推力、比推力の補正係数を使用して、推進性能マップを更新した。補正の結果得られた推力は目標値である 1tonf 以上（地上静止状態）を満たした。

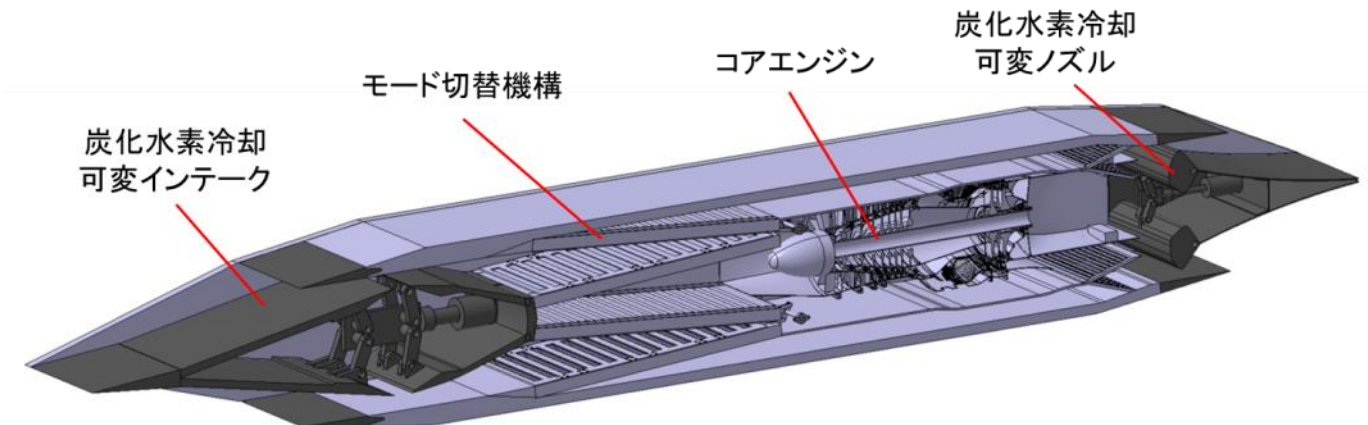


図 1.4-1 極超音速複合サイクルエンジン

マッハ 0～2、高度 0～15km に対応して、ターボジェット作動時の推力と比推力を補正した。軽量モード切替機構の検討(1.5)で得られた圧力損失率（0.387%）を考慮して、推力の補正を行った。

図 1.4-2 に補正後のターボジェット性能マップを示す。圧力損失の影響によって推力が僅かに低下するものの、地上静止推力で目標値の 1tonf 以上を確保できている。比推力についても、推力低下の影響を受けて僅かに低下するが、地上静止で 5000 秒、マッハ 2 で 2500 秒程度となった。

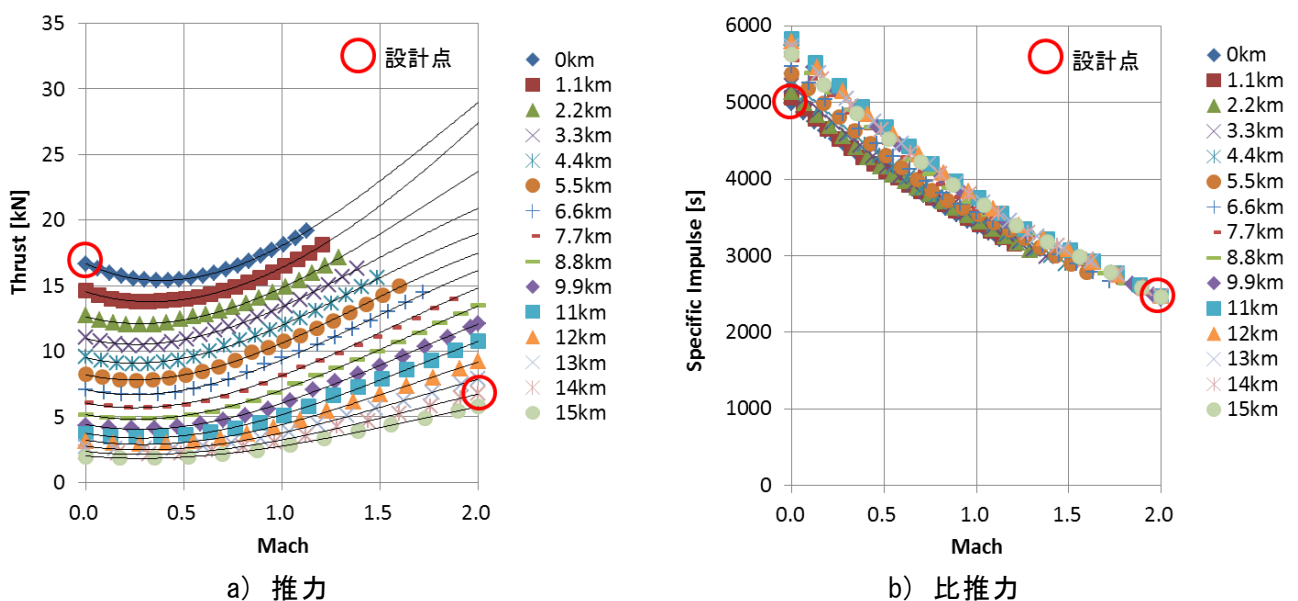


図 1.4-2 ターボジェット性能マップ（マッハ 0～2）

マッハ 2～5、高度 12～24km に対応してラムジェットの推力と比推力を補正した。推進風洞実験で取得した推進性能データ（抗力）とモード切替機構の圧力損失を反映した。推進性能評価(2.8)の結果を受けて、外部抵抗係数(0.08)を考慮した場合の外部抗力の推算を行った。また、軽量モード切替機構の検討(1.5)で得られた圧力損失率(0.387%)を考慮して、推力の補正を行った。

図 1.4-3 に、補正後のラムジェット性能マップを示す。外部抵抗と圧力損失の影響によって推力が低下した。比推力についても、推力低下の影響を受けて低下し、マッハ 2 で 1450 秒、マッハ 5 で 550 秒程度となった。

ただし、外部抵抗係数については、実用エンジンの大きさと表面加工を想定した目標値であり、今後、この目標値を達成するためのさらなる検討が必要となる。

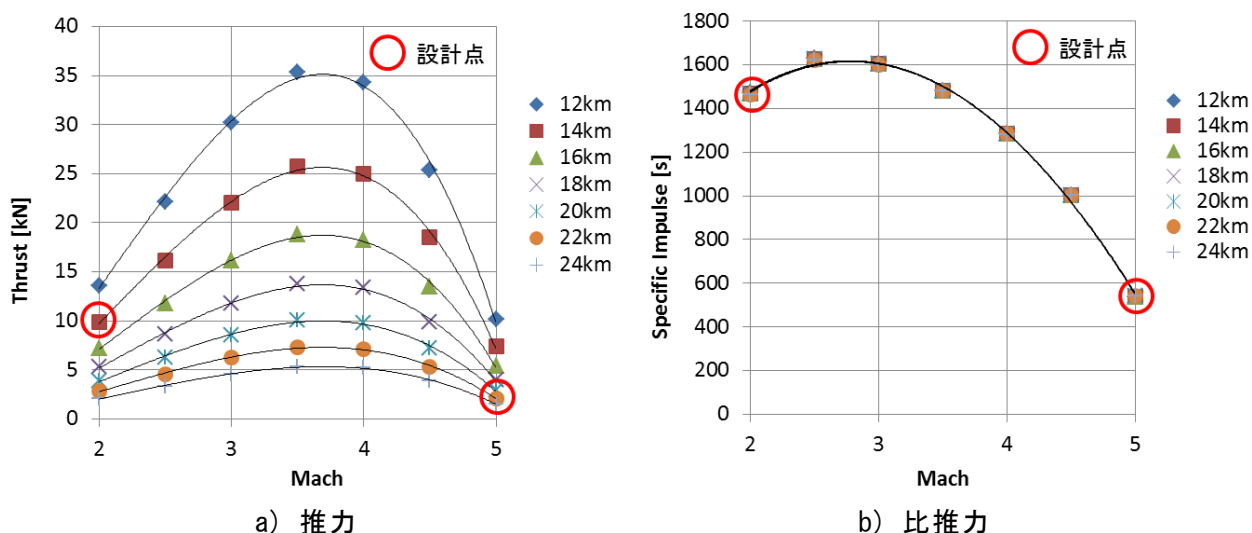


図 1.4-3 ラムジェット性能マップ（マッハ 2～5）

1.5 軽量モード切替機構の検討

ターボ／ラムジェットの軽量モード切替機構の流路形状について圧力損失係数を設定し、設計点における圧力損失とエンジン推進性能の低下割合を算出し、推進性能解析(1.4)に反映した。また、軽量モード切替機構の重量推算結果をエンジン全体重量推算(1.7)に反映した。

図 1.5-1 に軽量モード切替機構（赤丸部分）を示す。同機構は、可変インテークから供給された空気をターボジェット、ラムジェットのいずれかに切り替えて供給する機能を有する。アクチュエータの可動範囲を短くして小型化するために、切替ドアに多数の通路を設けている。

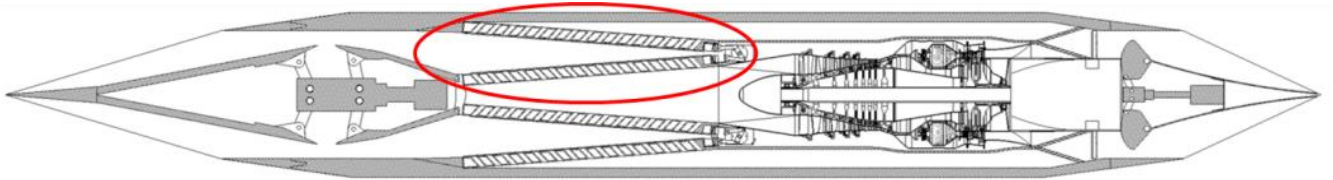
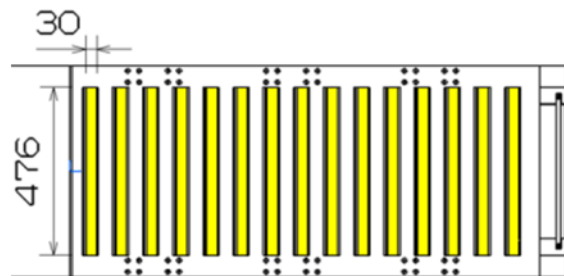


図 1.5-1 軽量モード切替機構〔赤丸部分〕

図 1.5-2 に、軽量モード切替機構の流路断面積計算に用いた図を示す。流路は 15 個に分割されており、流路断面積の合計は 0.328 m^2 となっている。

表 1.5-1 に、軽量モード切替機構の圧力損失率計算の結果を示す。地上静止状態での空気流量から流速を求めると 25.4 m/s となり、この時の圧力損失率を求めると 0.387% となった。この圧力損失率を、推進性能解析(1.4)に反映した。

主構造およびスライドドアを C/C 材で製作することを想定し、重量推算を行ったところ、重量は約 124kg であった。



$$\text{流路断面積: } 0.023 \times 0.476 \times 15 \times 2 = 0.328 \text{ m}^2$$

図 1.5-2 軽量モード切替機構 流路断面積計算

表 1.5-1 軽量モード切替機構 圧力損失率計算

	単位	数値
空気流量	kg/s	10
密度	kg/m ³	1.2
体積流量	m ³ /s	8.33
流路断面積	m ²	0.328
流速	m/s	25.4
動圧	kPa	0.387
圧力損失係数		1
圧力損失	kPa	0.387
圧力損失率	%	0.387

1.6 超臨界燃料冷却構造の検討

エンジン各部の超臨界燃料冷却構造の改良設計を行い、構造重量を評価した。

冷却性能評価(2.6)の結果を反映して、超臨界燃料冷却構造の溝幅、本数、材料等を確定し、構造重量を算出した。

表 1.6-1 に超臨界燃料冷却構造の設計結果を示す。冷却壁温度の上限を 1000K とし、冷却溝の幅・深さ・本数および遮熱壁の厚みを設定した。燃焼ガス側の熱伝達率については、設計で $384 \text{ W/m}^2\text{K}$ を設定したのに対し、実験値は $360 \text{ W/m}^2\text{K}$ であったため、図 1.6-1 に示す極超音速複合サイクルエンジンの冷却構造の検討においては、厳しめの熱伝達率である設計値を維持することとした。

表 1.6-1 超臨界燃料冷却構造の設計結果

項目	記号	上流ランプ①	下流ランプ①	可動プラグ①
流路幅	mm	596	596	596
流路長さ	mm	240	840	360
溝幅 mm	a	1.0	1.0	1.0
溝深さ mm	b	1.0	1.0	1.0
溝本数	N	80	80	80
冷却壁(*2)厚み mm	e	1.0	1.0	1.0
遮熱壁(*2)厚み mm	f	1.5	1.5	1.5
冷却壁 熱伝導率	W/m/k	11.2	11.2	11.2
遮熱壁 熱伝導率	W/m/k	0.3	0.3	0.3
冷媒供給圧	MPa	3.0		3.0
冷媒供給温度	K	300		300
冷媒出口温度	K	792		578
冷却壁温度	K	859		990
冷媒圧損	MPa	0.09		0.03
冷媒流量	g/s	77		68

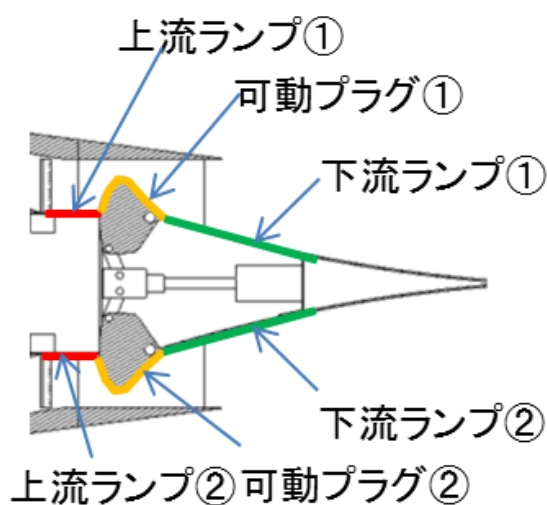


図 1.6-1 超臨界燃料冷却構造

図 1.6-2 に技術実証用ラムジェット用冷却溝の熱流束の計測結果を示す。直結燃焼実験において、設計で想定した冷却性能が確保され、冷却壁出口温度：900K 以下で冷却構造が成立することを確認した。この実験における温度定常時の熱流束は 650 kW/m^2 であった。

推進風洞実験では、燃焼ガスでの試験ではないものの、冷却溝の熱流束は直結燃焼実験より高くなり、 780 kW/m^2 となり、十分な冷却能力を確保できていることを確認した。以上より、極超音速複合サイクルエンジンの設計においても、同様の冷却構造を適用することとした。

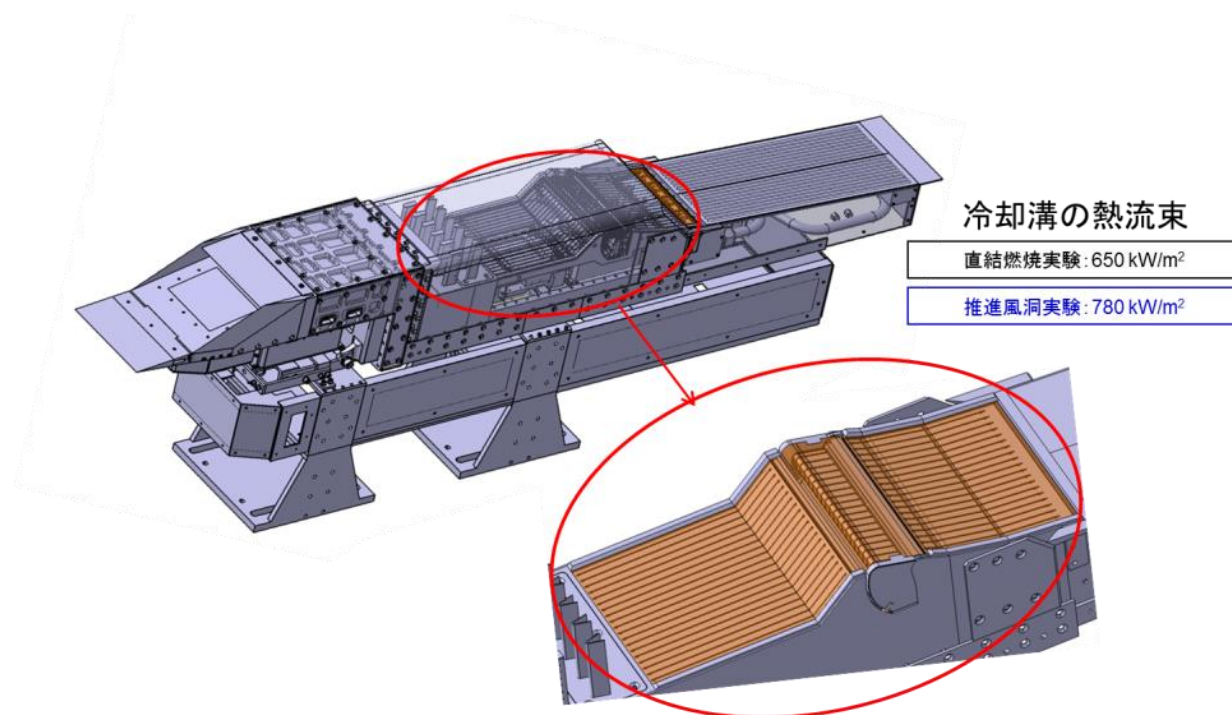


図 1.6-2 技術実証用ラムジェット用冷却溝の熱流束

図 1.6-3 に、極超音速複合サイクルエンジン冷却溝の構造を示す。下の図は、冷却壁の構造を判りやすく示すために、多層構造を分解して示している。一番上の燃焼ガスに触れる層には、C/C 材に耐酸化コーティングを施した壁を設置している。その下には、熱伝導率の低いセラミック系の断熱材を配置している。さらにその下に、C/C 製の冷却溝蓋を配置し、最下層に冷却溝を施した C/C 製の壁を配置している。

図 1.6-4 に、可変ノズルの寸法図を示す。直結燃焼実験で実績のある燃料噴射孔配置と V ガッタ保炎器を配置した。燃料器長さは直結燃焼実験で実績のある長さとした。また、可動プラグについても、直結燃焼実験で実績のある駆動方式とした。この形状で重量を推算した結果、可変ノズル部の重量は約 61kg であった。

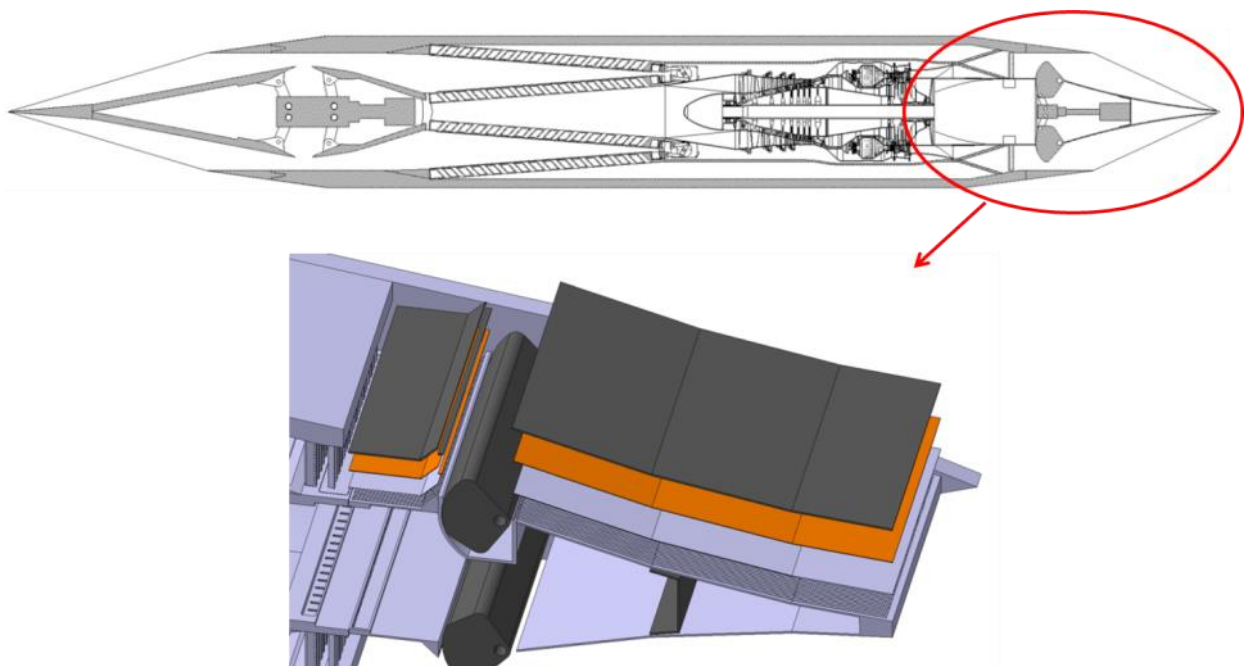


図 1.6-3 極超音速複合サイクルエンジン冷却溝の構造

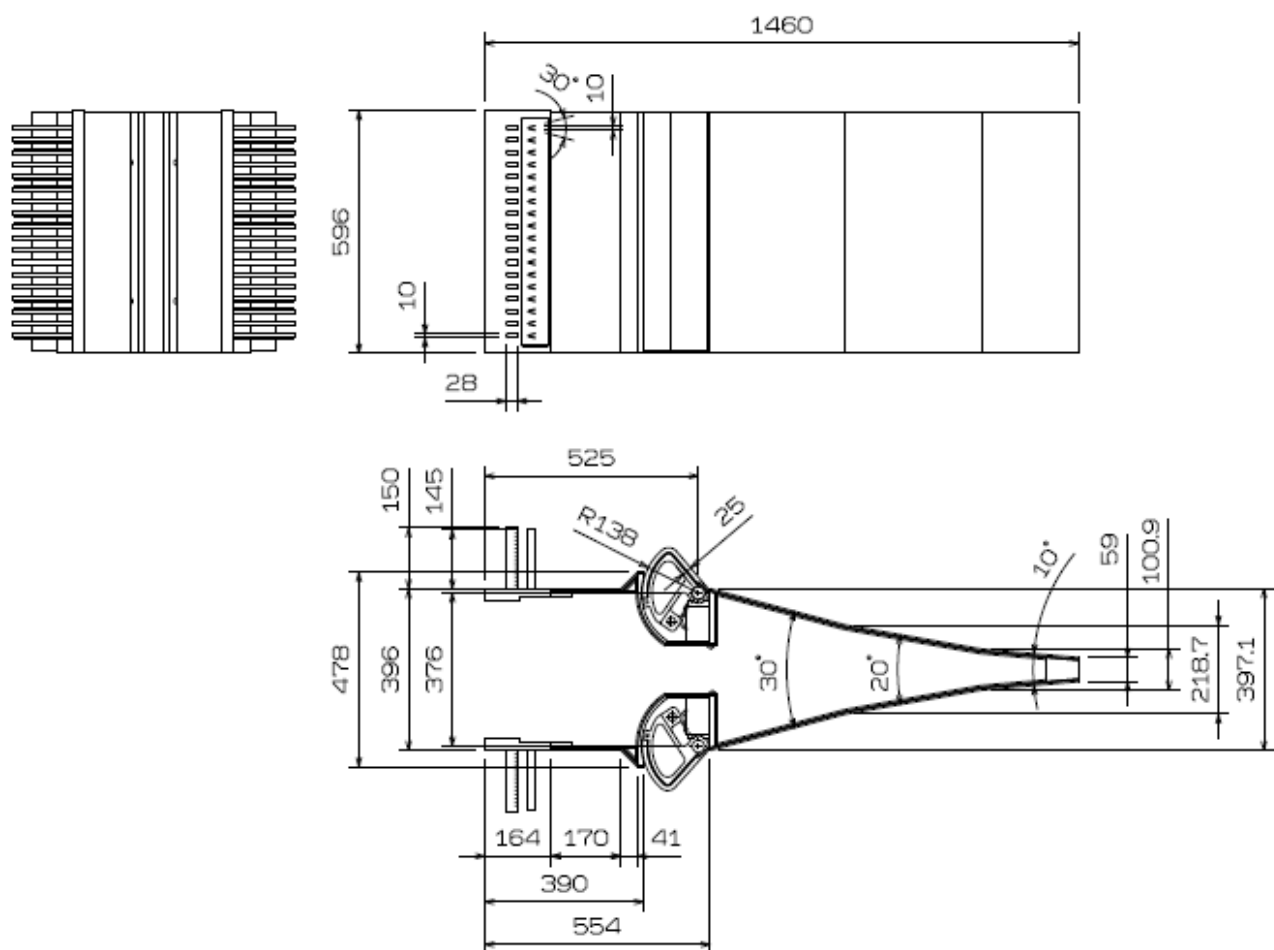


図 1.6-4 可変ノズル寸法図

1.7 エンジン全体重量推算

冷却性能評価(2.6)の結果を反映して超臨界燃料冷却構造の設計を確認し、重量推算を行った。軽量モード切替機構の検討(1.5)、超臨界燃料冷却構造の検討(1.6)において得られた要素重量を反映した。また、極超音速複合サイクルエンジン全体の概念設計図を更新し、可変インテークおよびラムジェットダクト部の構造解析を行って構造様式を設定した。

図 1.7-1 に、可変インテーク寸法図を示す。軽量化のために C/C 材を適用し、平板部は桁とパネルを組み合わせた構造とした。

図 1.7-2 に、可変インテーク構造解析結果（ミーゼス応力）を示す。C/C の耐力の目安として設定した 250MPa 以下で成立する構造様式を設定し、重量推算に適用した。重量推算の結果、可変インテーク部分の重量は約 70kg であった。

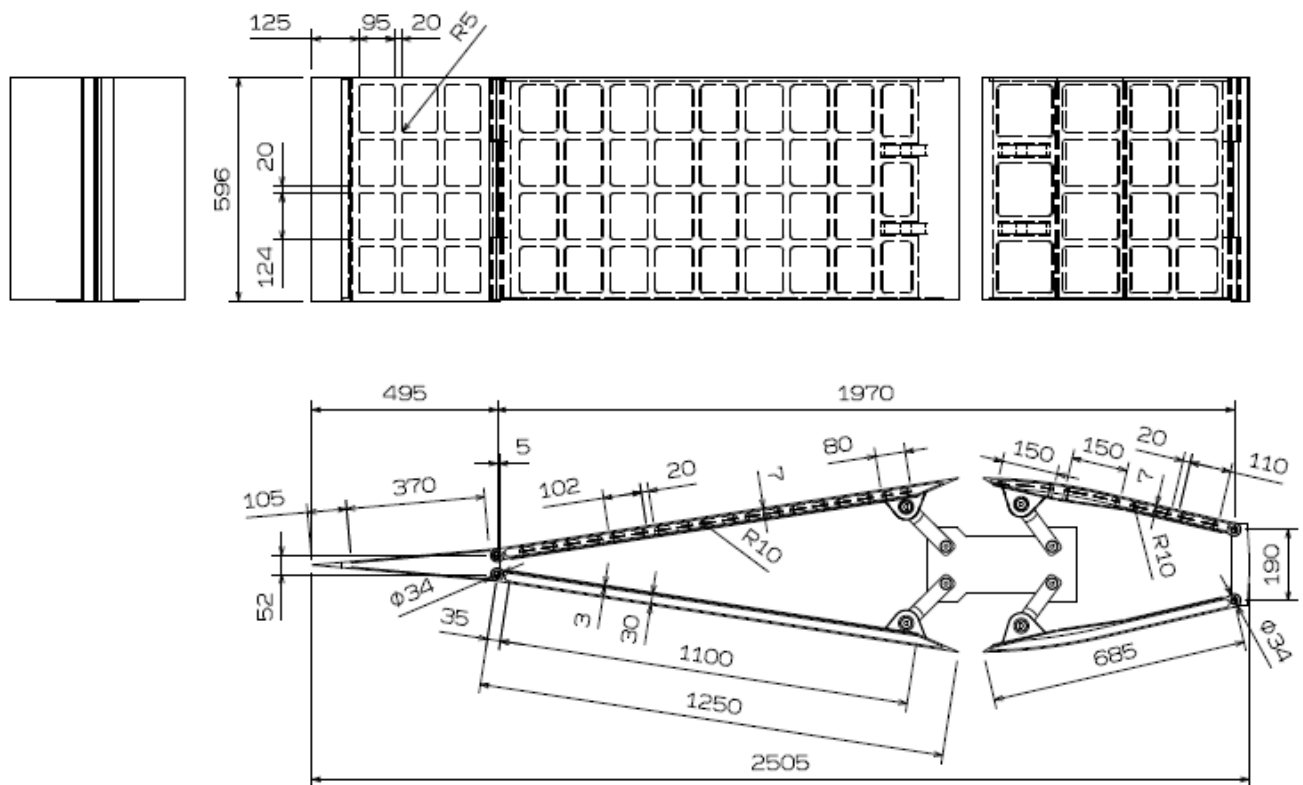


図 1.7-1 可変インテーク寸法図

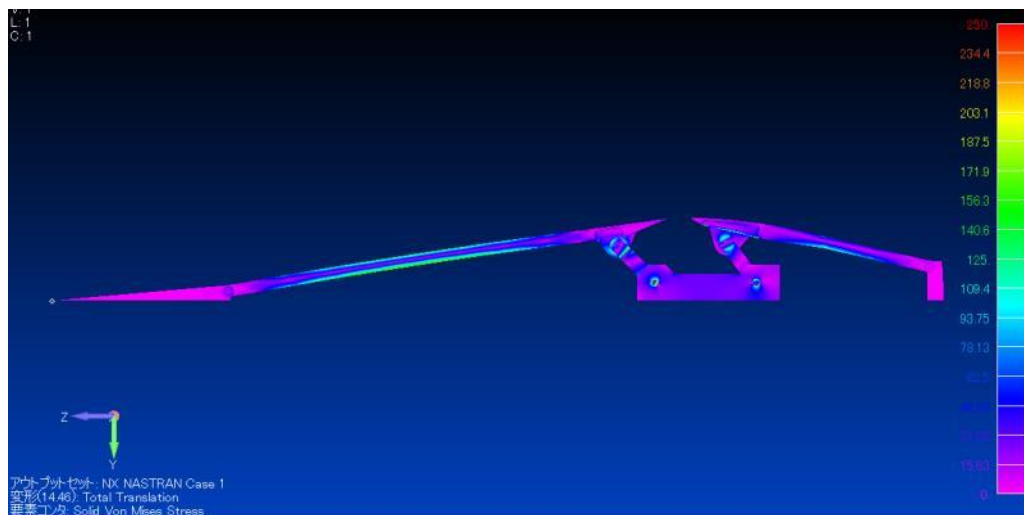


図 1.7-2 可変インテーク構造解析結果（ミーゼス応力）

図 1.7-3 にエンジンナセルの寸法図を示す。軽量化のために C/C 材を適用し、平板部は桁とパネルを組み合わせた構造とした。

図 1.7-4 に、ラム燃烧器ダクト構造解析結果（ミーゼス応力）を示す。C/C の耐力の目安として設定した 250MPa 以下で成立する構造様式を設定し、重量推算に適用した。重量推算の結果、エンジンナセルの重量は約 391kg であった。

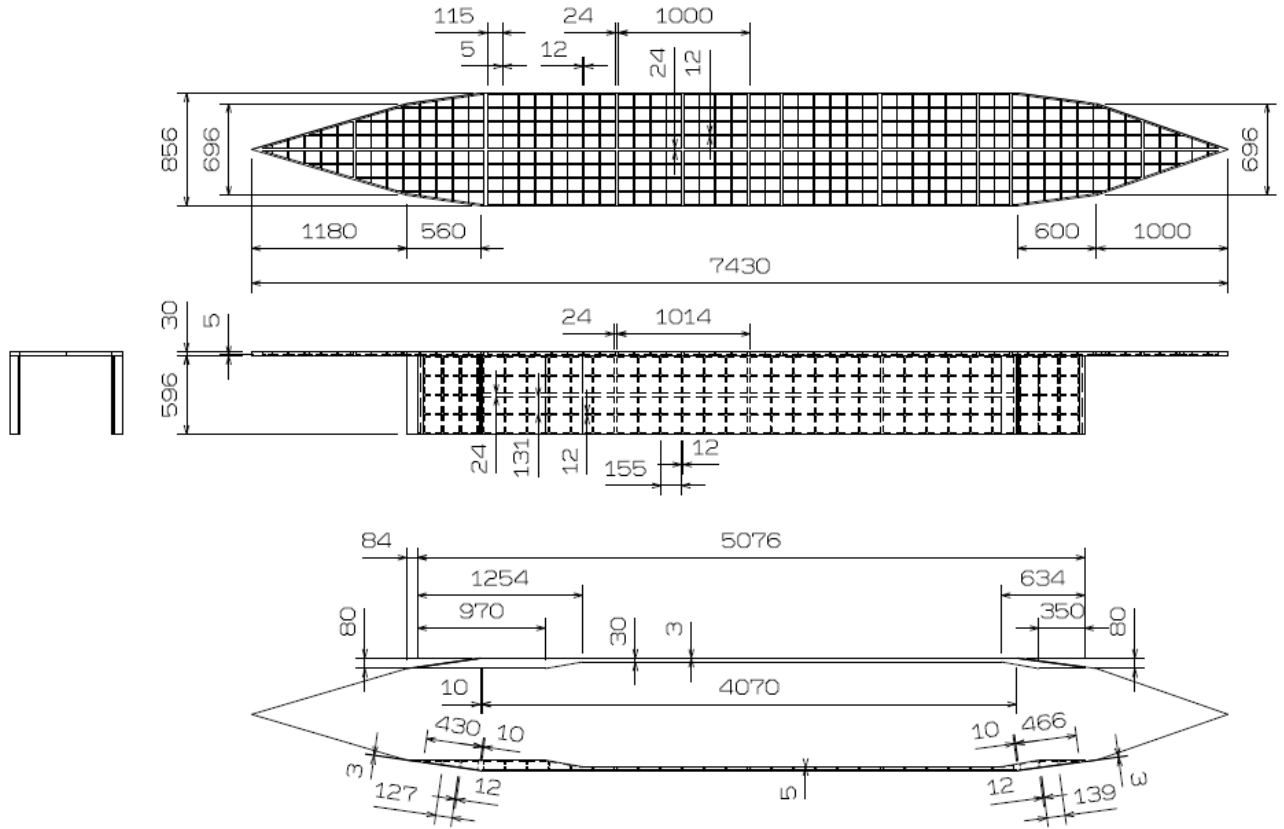


図 1.7-3 エンジンナセル寸法図

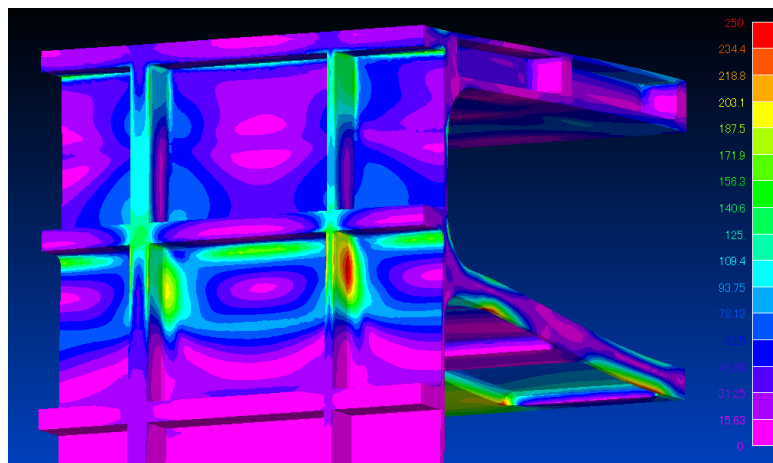


図 1.7-4 ラム燃烧器ダクト構造解析結果（ミーゼス応力）

図 1.7-5 に JAXA グリーンエンジン研究事業で設計された JAXA スーパーコアエンジンの外観図を示す。このコアエンジンを極超音速複合サイクルエンジンのターボジェットとして利用することを想定し、重量推算を行った。圧縮機部はチタン合金、高温部には CMC を適用することを想定して、重量を推算した結果、ターボジェット部の重量は約 130kg であった。

図 1.7-6 に極超音速複合サイクルエンジンの各部重量を示す。エンジンの前方より、可変インテーク、モード切替機構、ターボジェット、可変ノズル、および、エンジンナセルの合計で、エンジン全体重量は約 776kg となった。

このエンジンの地上静止推力はエンジン性能解析(1.4)から約 1700kgf と推算されている。従って、地上静止状態の推力重量比は約 2.2 となった。これは、航空機に搭載するジェットエンジンとしては低い値であるため、実用化を目指すに当たっては、形状の見直しによる大幅な軽量化が必要である。

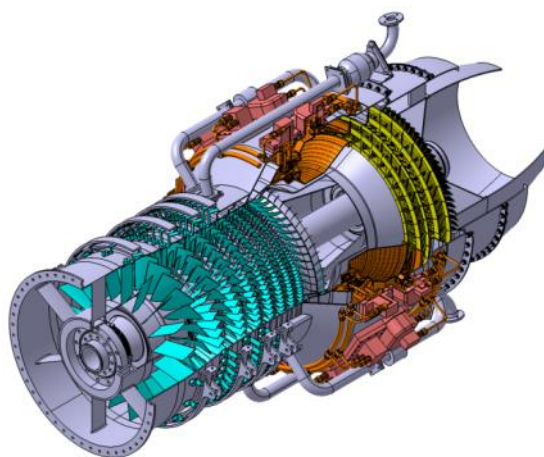


図 1.7-5 JAXA スーパーコアエンジン

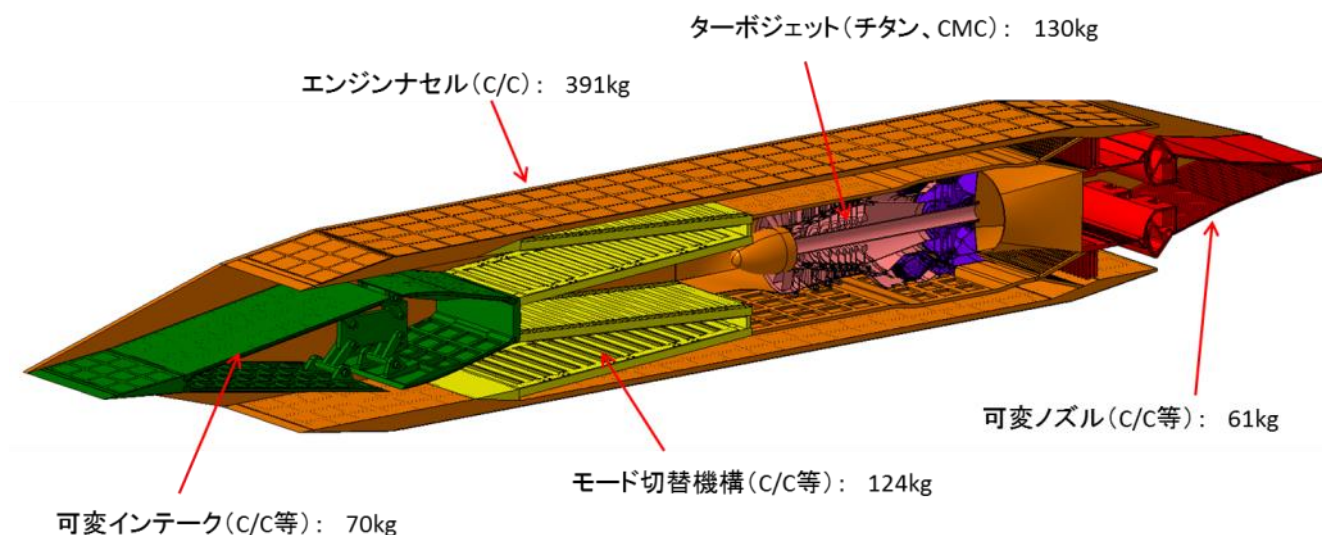


図 1.7-6 極超音速複合サイクルエンジンの各部重量

② 極超音速推進性能の実験的検証

2.7 極超音速推進風洞実験

可変インテーク・燃料噴射器・可変ノズルを組み合わせた実証用小型ラムジェットを用いて、極超音速推進風洞実験を行い、超臨界燃料冷却部の壁面温度、冷却用燃料の物理量、およびエンジン全体の推進性能を取得した。ラムジェットエンジン試験設備に実証用小型ラムジェットを設置し、セミフリージェット形態でマッハ4飛行模擬環境における実験データを取得した。

図2.7-1に実証用小型ラムジェットの断面図を示す。全長は1830mmで、上流から可変インテーク、ラム燃焼器、可変ノズルで構成される。上部が高速の空気が通過する部分になっており、下部に可変インテークと可変ノズルを駆動する駆動装置が配置されている。可変インテークには角度が変更できる内部壁が配置されており、衝撃波で空気を圧縮して、亜音速で燃料器に供給する役割を担っている。飛行マッハ数に応じて内部壁の角度を調節することで、空気取入れ時の圧力回復率や流量捕獲率を最大化することができる。ラム燃焼器の下壁には、超臨界燃料が通過する冷却溝が設置されている。可変ノズルは、スロート面積が変更できるようになっており、可変インテークが取り入れる空気の流量と燃焼温度に応じてスロート面積を調節して、燃料器内部の圧力を維持するとともに、高温燃焼ガスを超音速に再加速して噴出することで推力を得る。

図2.7-2に実証用小型ラムジェットの外観を示す。可変インテークの外壁はステンレス材で製作した。ラム燃焼器および可変ノズルの外壁は一体となっており、軽量化のためにC/C材で製作した。C/C材は高温の酸素雰囲気では反応が進むため、ラム燃焼器の内壁側には、耐酸化コーティングを施した。エンジン下部には、超臨界燃料をエンジンに供給するための燃料タンク、流量調整弁、流量計、パージガス供給系統を配置した。

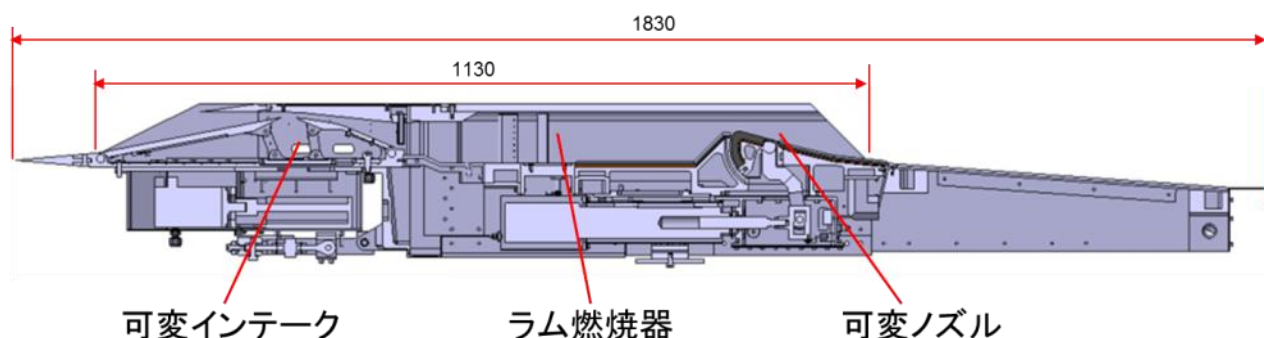


図2.7-1 実証用小型ラムジェット断面図

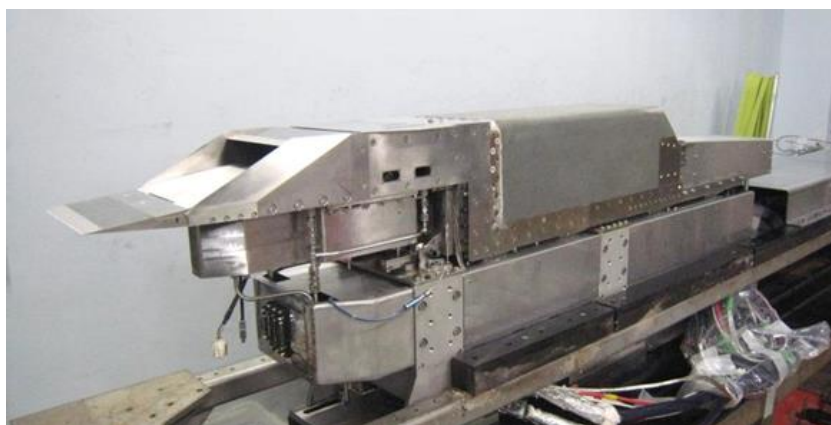


図2.7-2 実証用小型ラムジェット外観

図 2.7-3 にラムジェットエンジン試験設備への実証用小型ラムジェット設置状況を示す。ラムジェット供試体を設備の推力架台に設置し、エンジン上部の空気流路部分をマッハ4 飛行状態（全圧 800kPa，全温：870K）を模擬した高速気流部に設置した。燃料供給系が配置されているエンジン下部は、ステンレス製のフェアリングで覆い、フェアリングを設備床面に固定することで、エンジン上部に係る力だけを計測できるようにした。

図 2.7-4 に、燃料供給系外観と計測制御系を示す。燃料は実験の前に、エンジン後部の充填口から導入し、タンクに充填した。エンジン下部には、燃料供給系として流量調整弁、遮断弁、流量計等が配置されている。実験時には、実験設備から窒素ガス（GN2）を供給し、燃料の加圧や、実験後の燃料の排出に使用した。また、同じ窒素を用いて、操作計測ボックスの窒素パージを行った。実験後にタンクを脱圧するために、設備のベント系に接続し、遠隔弁の操作で加圧と脱圧をできるようにした。操作ボックスは実験室内に設置し、LAN ケーブルで遠隔制御室と通信することで、操作と計測を行った。



図 2.7-3 ラムジェットエンジン試験設備への実証用小型ラムジェット設置状況

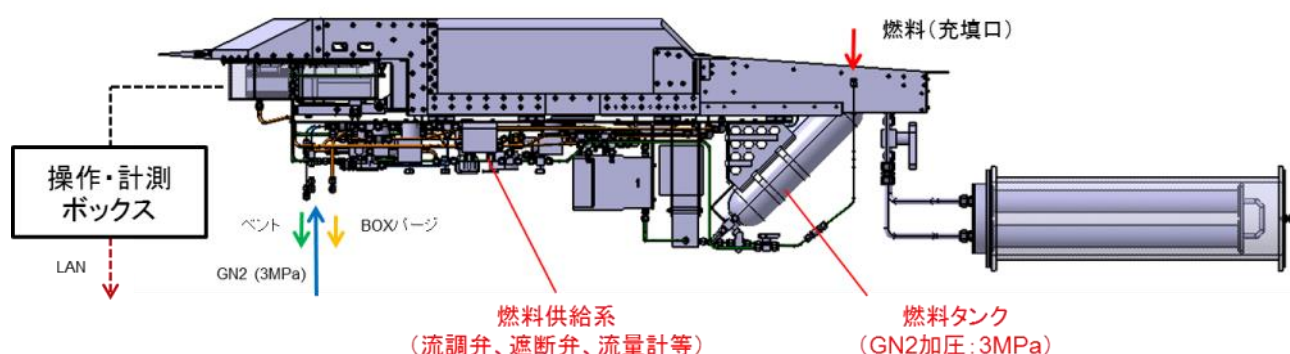


図 2.7-4 燃料供給系外観、計測制御系

図 2.7-5 に燃料供給系統の概要を示す。タンクで超臨界圧（3.0MPa 以上）に加圧された燃料は、①配管を通してインテークに供給され、壁面を冷却する。次に、②配管を通してラム燃烧器の壁面を冷却する。続いて、③配管を通して、燃料加熱器に供給される。この燃料加熱器は、実験初期にエンジンが加熱されていない状態でも燃料が十分に加熱されて超臨界状態で噴射器に供給できるように設置した。最後に④配管を通して、燃料が噴射器から噴射される。

図 2.7-6 に燃料供給系統図を示す。緑色が燃料供給系統、水色が窒素ガスによる加圧系統、橙色が窒素ガスによるパージ系統である。エンジン各部の冷却特性を取得するために、各冷却部の入口／出口に圧力と温度の計測点を設けた。実験後に高温の燃料が配管内に残ると、コーキングによって固体が生じる可能性があるため、パージ用窒素ガスで配管内の燃料を排出できるように設計した。

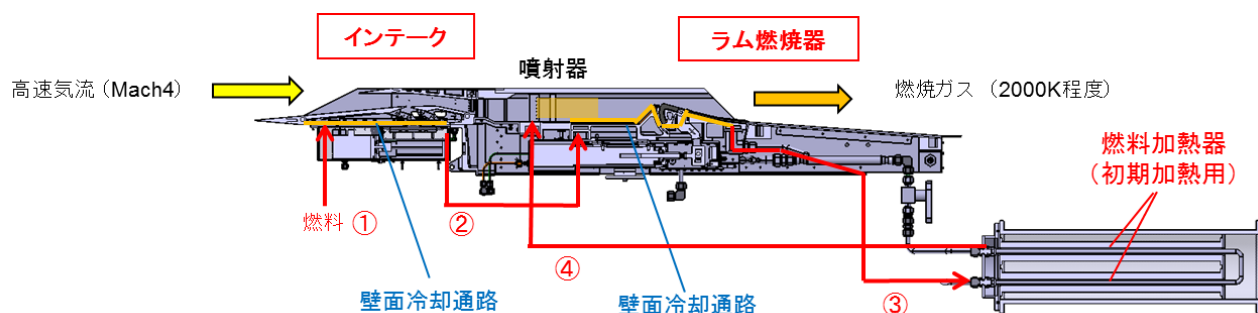


図 2.7-5 燃料供給系統概要

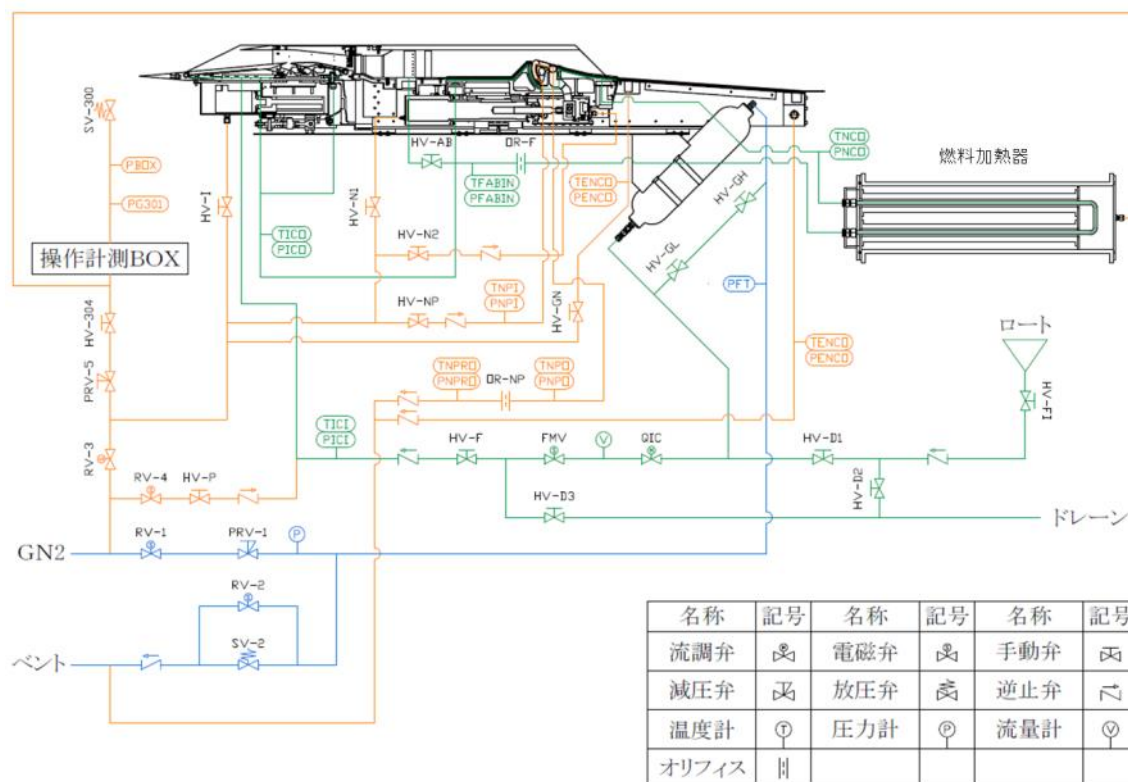
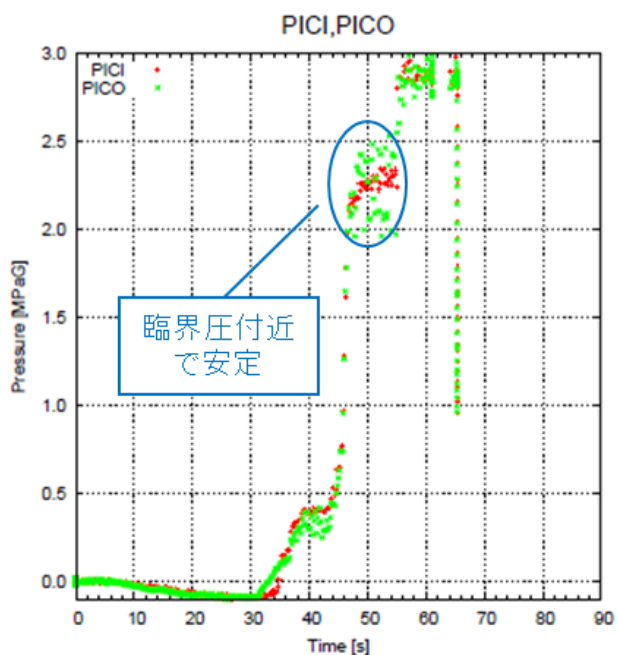


図 2.7-6 燃料供給系統図

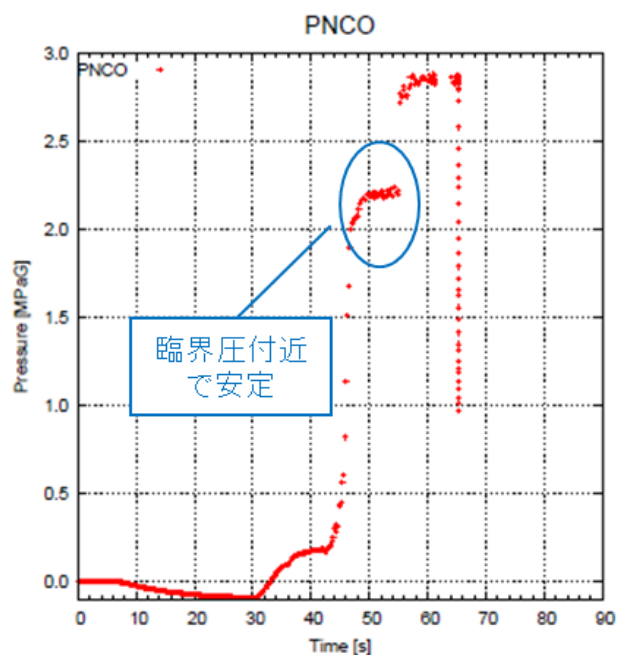
図2.7-7に推進風洞実験で得られた燃料供給圧力／温度の時間履歴を示す。横軸は時間で、30秒付近から気流がエンジンに吹き付け、35秒付近でマッハ4飛行模擬条件となっている。

この実験において、a) インテーク冷却入口／出口圧とb) ノズル冷却出口圧は、50秒付近で2.3MPa程度の超臨界圧に達している。一方、c) 燃料噴射圧は50秒付近でも0.1MPa程度であった。この原因としては、エンジンの壁面冷却部および燃料加熱器における入熱が不十分で燃料温度が十分に上昇せず、設計の想定より燃料密度が高いことが考えられる。

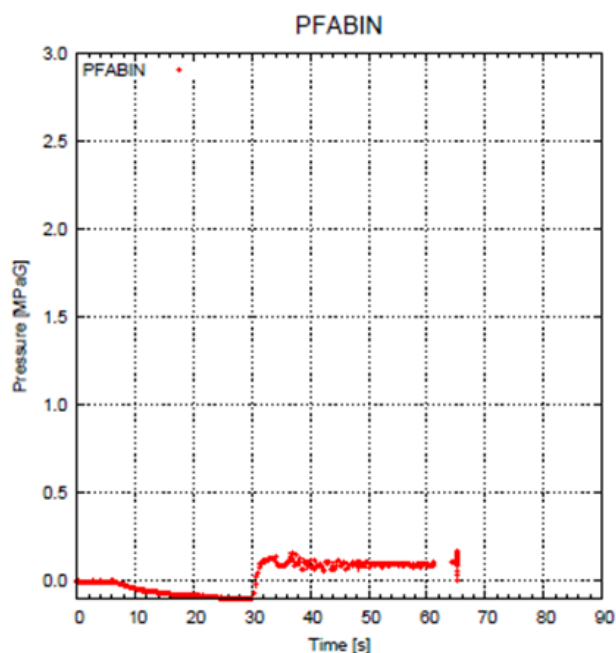
d) 燃料噴射温度は最高で350Kとなっており、直結燃焼実験の実績温度（450K程度）まで上昇せず、定常的な燃焼に至らなかった。この原因としては、設備の運転時間が1分程度と短く、燃料温度を上昇させるのに不十分であったことと、燃料加熱器の加熱能力が不足していたことが挙げられる。



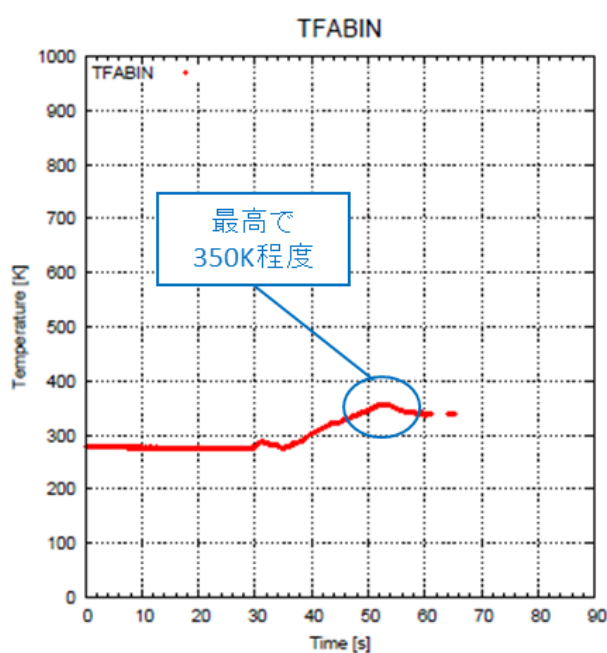
a) インテーク冷却入口／出口圧



b) ノズル冷却出口圧



c) 燃料噴射圧



d) 燃料噴射温度

図2.7-7 燃料供給圧力／温度

設備の運転時間（１分程度）で燃料温度が十分に上昇しなかったことの原因としては、燃料噴射器が、超臨界燃料の密度に合わせて設計されており、噴射孔径が大きいために、実験初期に低温燃料（高密度燃料）が供給された場合に、十分な噴射速度が得られず、燃焼に必要な混合ができなかったことが挙げられる。この事象を解決するためには、実験初期の燃料密度に合わせた噴射孔径の燃料噴射器を追加し、加熱前の燃料でも燃焼を開始できるようにすることが必要である。

図 2.7-8 に超臨界燃料冷却部の空気温度と壁面温度を示す。風洞実験の開始と同時に空気温度は 800K 程度に達した。一方、壁面温度は超臨燃料冷却により、最高温度は、630K 程度であった。

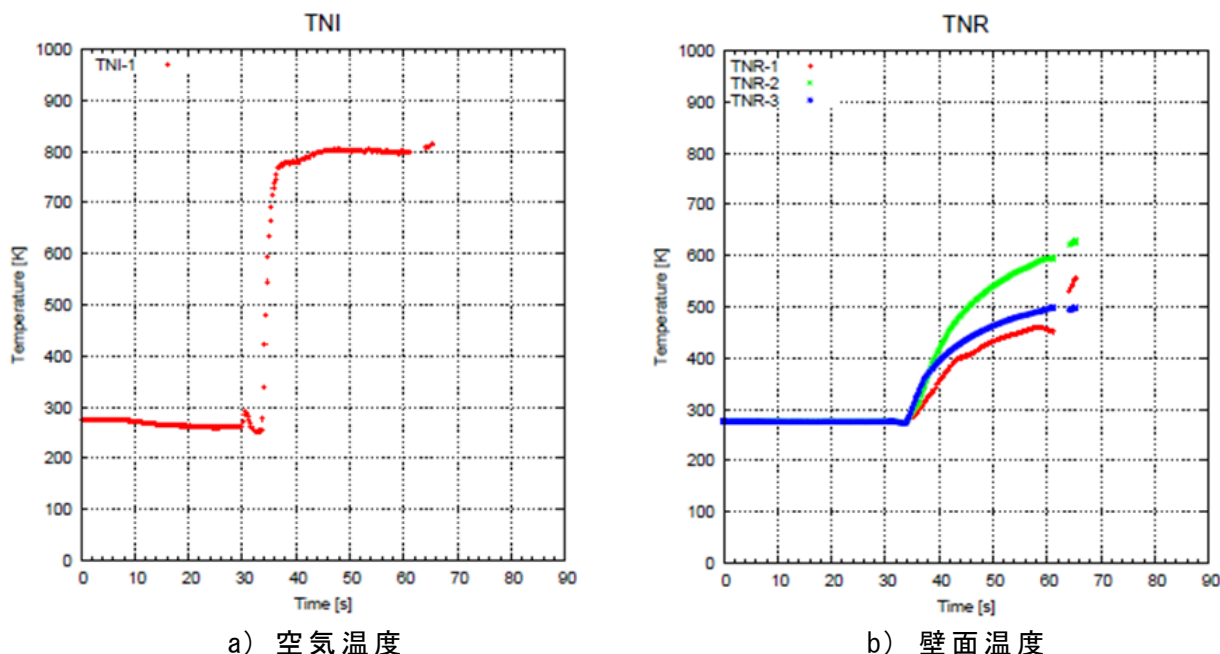
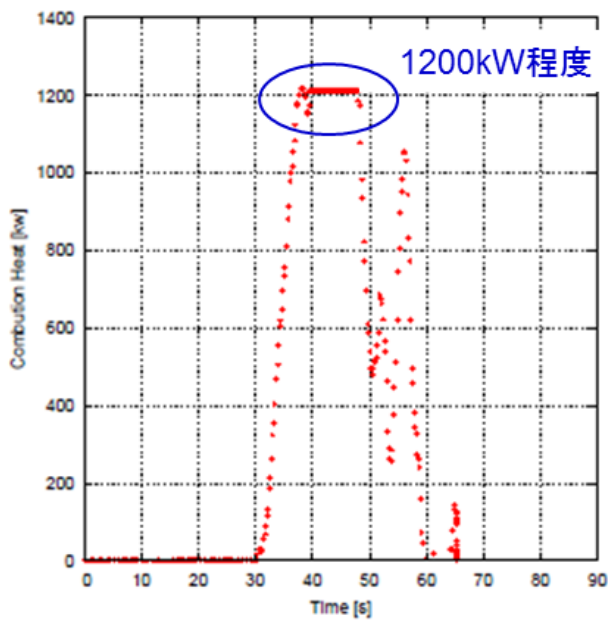


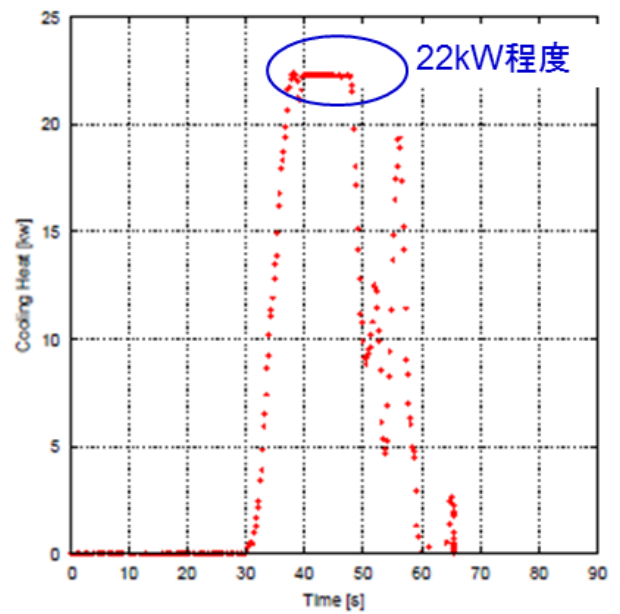
図 2.7-8 超臨界冷却部の空気温度と壁面温度

図 2.7-9 に本実験における燃料加熱量と燃料冷却量の履歴を示す。a) 燃料加熱量は燃焼が起きた時に発生する熱量で、本実験では、最大 1200kW 程度であった。b) 燃料冷却量は供給した燃料で冷却できる能力で、本実験では、最大 22kW 程度であった。

図 2.7-10 に超臨界冷却構造の熱流束を示す。a) 内部流側熱流束は、直結燃焼実験で 170kW/m^2 であったのに対し、本実験では 250kW/m^2 であった。b) 冷却剤側熱流束は、直結燃焼実験で 650kW/m^2 であったのに対し、本実験では 780kW/m^2 であった。

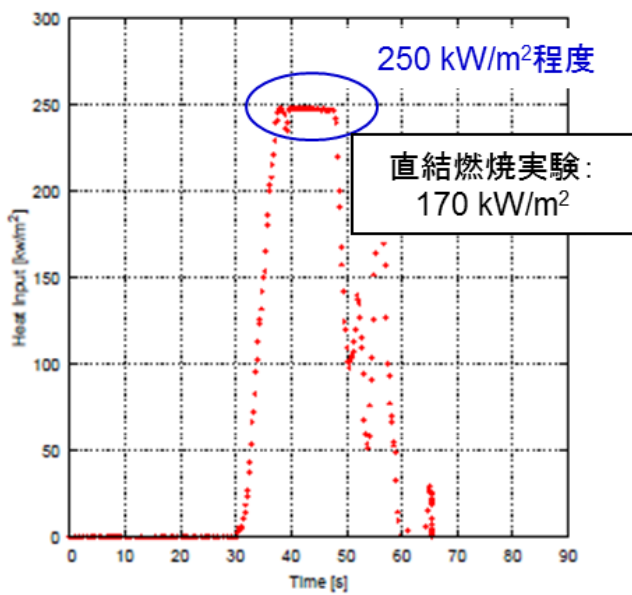


a) 燃料加熱量

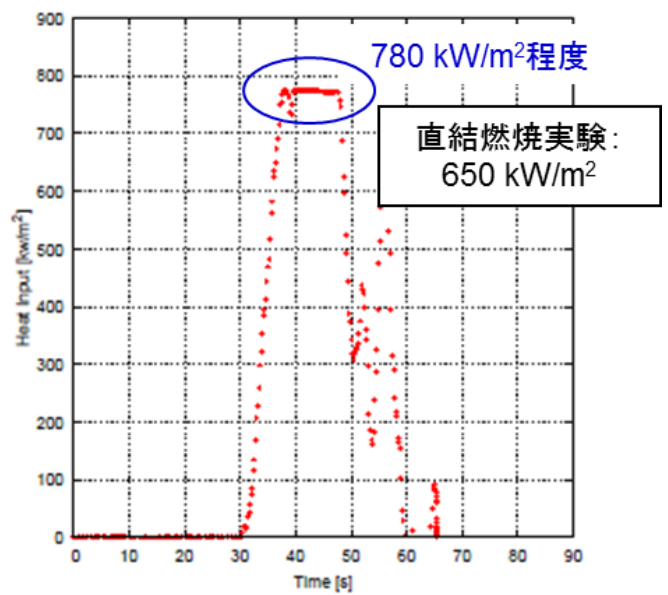


b) 燃料冷却量

図 2.7-9 燃料加熱量と燃料冷却量



a) 内部流側熱流束



b) 冷却剤側熱流束

図 2.7-10 超臨界冷却構造の熱流束

2.8 推進性能評価

極超音速推進風洞実験(2.7)によって得られた推進性能をモデル化し、推進性能解析(1.4)に反映した。ラムジェットエンジン試験設備で得られた実験データから、実証用小型ラムジェットの推力、比推力を算出し、推進性能マップを更新するための補正係数を導出した。

図2.8-1に、推進風洞実験時の映像を示す。実験時にはエンジン上部の可変インテーク・可変ノズル部分がマッハ4の気流部に設置され、エンジン下部の燃料供給系統は、ステンレス製のフェアリングで保護されている。エンジン本体は、推力架台の上部に接続され、フェアリングは、風洞床面に固定されている。従って、エンジン上部の可変インテーク・可変ノズル部で発生する推力・抗力のみが計測されるような設置方法となっている。



図2.8-1 推進風洞実験時の映像 (Case2-4)

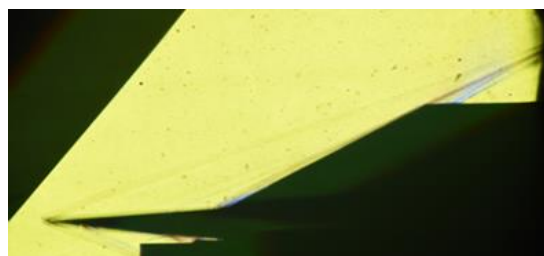
図2.8-1にマッハ4実験時の可変インテーク周囲流のシュリーレン写真を示す。

a)は不始動状態で、インテークスロット高さ：23mmの場合に形成される衝撃波である。インテーク入口部に、圧力損失の大きい離脱衝撃波が形成されている。

b)は始動状態で、インテークスロット高さ：31mmの場合に形成される衝撃波である。インテーク入口部に、圧力損失の小さい斜め衝撃波が形成されている。今回の実験では、インテークスロット高さを確保するとともに、気流成立直後にノズルスロット高さを27mm（全開）にする操作を入れることで、インテーク始動に必要な流量を確保し、インテーク始動状態を達成した。



a) 不始動状態 (XIT=23mm)



b) 始動状態 (XIT=31mm)

図2.8-2 可変インテーク周囲流 (マッハ4、XIT：インテークスロット高さ)

図 2. 8-3にインテーク始動状態で取得したエンジン正味推力を示す。エンジン正味推力は、風洞実験中にエンジン全体にかかる力で、ノズル推力、インテーク抗力、およびエンジン外部抗力の合力に相当する。マッハ4の気流が成立したのは実験開始後34～60秒の間で、そのうち、燃料が噴射されていない40～50秒付近の正味推力は-1400N程度であった。この実験では、マッハ4の気流を停止する操作に入った60秒以降で燃焼が起きたが、安定した燃焼データは取得できていないため、非燃焼のデータとして扱った。

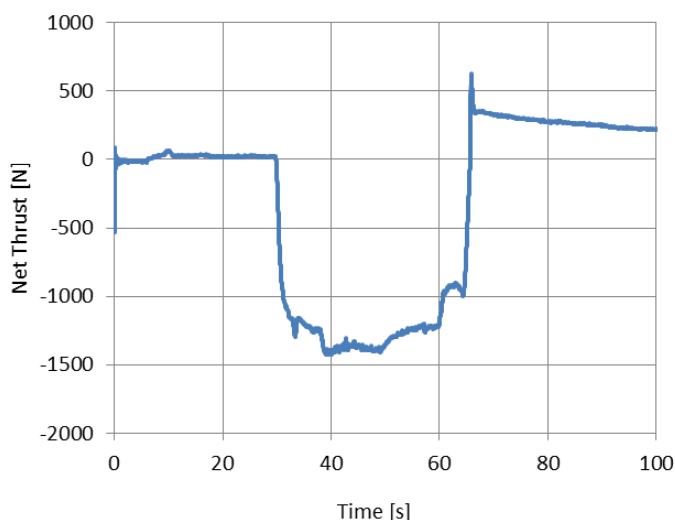


図 2. 8-3 エンジン正味推力 (Case 2-3)

表 2. 8-1 に推進風洞実験 (Case2-3) における推進性能を評価するために行った解析の結果を示す。

解析結果 1 は、実験条件に合わせた比較解析 (非燃焼) で、インテーク入口高さ、インテークスロート高さ、ノズルスロート高さを揃えた条件で行った解析の結果である。インテーク出口全圧、インテーク捕獲流量、ラム燃焼器出口温度を実験値に合わせるために係数を調整した。

実験においては、エンジン全体の推力しか計測できないが、解析においてはノズル推力、インテーク抗力、およびエンジン外部抗力を個別に推算した。このうち、ノズル推力、インテーク抗力については、エンジンの幾何形状、空気流量、圧力、温度から推算した。また、エンジン外部抗力については、実験で計測されたエンジン推力から、解析で求めたノズル推力とインテーク抗力を差し引くことで導出した。

エンジン外部抗力係数は、エンジン外部抗力をエンジン正面面積と飛行動圧で除した無次元数である。ただし、小型実証エンジンにおいては、エンジン正面面積に対するカウルと側壁の正面面積の比率が高いことと、エンジン周囲の平滑化処理を行っていないため、実用エンジンの性能推算に適用するエンジン外部抗力係数は、実験で得られた値の 1/10 とした。

解析結果 2 は、実験結果と同じ条件で、燃焼が起きていた場合の解析結果である。燃焼が起きることで、ラム燃焼器出口温度が 810K から 2000K に上昇し、ノズル推力が 941N から 1396N に上昇している。ただし、インテーク抗力とエンジン外部抗力 (実験値から推算) の方が大きいため、エンジン推力は負となった。この原因は、インテーク全圧回復率: 0.27、インテーク流量捕獲率: 0.63 といずれも低く、インテークで発生する抗力に対して、ノズルで発生する推力が小さいためと考えられる。

解析結果 3 は、インテーク全圧回復率とインテーク流量捕獲率を上げるために、インテーク入口高さ、インテークスロート高さを調整した場合の推算結果である。インテークのランプ壁面角度を変えずに入口高さを大きくすることで、ランプ壁面で偏角した空気流をエンジン内部により多く取り込むことができるため、流量捕獲率を上げることができる。また、インテーク始動後にランプ壁面角度を大きくしてスロート高さを小さくすることで、圧力損失の少ない斜め衝撃波による圧縮の比率が高まり、全圧回復率が高くなる。この場合は、ノズル推力がインテーク抗力とエンジン外部抗力の合力より

り大きくなり、正推力が得られると推算される。ただし、まだ推力が低いため、比推力も低い値となった。

小型実証エンジンでさらに推力と比推力を向上させるためには、エンジン周囲の形状を改良してエンジン外部抗力を低減する必要がある。

表 2.8-1 エンジン性能解析結果

		実験結果	解析結果 1	解析結果 2	解析結果 3
			比較解析	比較解析	入口拡大
燃焼／非燃焼		非燃焼	非燃焼	燃焼	燃焼
インテーク入口高さ	mm	70	70	70	75
インテークスロート高さ	mm	31	31	31	17
ノズルスロート高さ	mm	13	15	25	31
インテーク出口全圧	kPa	220	220	220	351
インテーク全圧回復率			0.27	0.27	0.43
インテーク捕獲流量	kg/s	0.9	0.90	0.90	1.27
インテーク流量捕獲率			0.63	0.63	0.83
ラム燃焼器出口温度	K	810	810	2000	2000
エンジン推力	N	-1400	-1400	-945	36
エンジン比推力	s	-	-	-	69
ノズル推力	N		941	1396	2545
インテーク抗力	N		-1680	-1680	-1800
エンジン外部抗力	N		-661	-661	-709
エンジン外部抗力係数			0.79	0.79	0.79

3. 成果の外部への発表及び活動

論文： 1 件

[1] Taguchi, H., Kojima, T., Kobayashi, H. and Hongoh, M., “Combustion Test of Hydrocarbon Fueled Ramjet Combustor, Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2018.

口頭発表： 2 件

[1] Taguchi, H., Kojima, T., Kobayashi, H. and Hongoh, M., “Combustion Test of Hydrocarbon Fueled Ramjet Combustor, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2018.

[2] 炭化水素ラムジェット展示（JAXA 調布航空宇宙センター一般公開）

特許： 申請予定 1 件

[1] 極超音速複合サイクルエンジンの切替機構

4. まとめ、今後の予定

まとめ

① 極超音速複合サイクルエンジンの概念設計

マッハ5クラスの様々な用途の極超音速無人機への適用を想定して、マッハ0～5で作動できる極超音速複合サイクルエンジンを提案した。運用性を考慮して、炭化水素燃料で作動させることを前提とし、マッハ2程度でターボジェットとラムジェットを切り替える「軽量モード切替機構」と、少ない冷却能力で高温燃焼に対応するための「超臨界燃料冷却構造」を適用したエンジンの性能と重量を推算した。この結果、目標性能を満たすエンジンシステムを提案することができた。各研究項目における研究成果は以下の通り。

1.1 エンジン目標仕様設定

極超音速無人機の目標仕様を設定し、これを実現するためのエンジンの目標仕様を設定した。

1.2 推進性能解析（設計点）

エンジン目標仕様(1.1)を受けて、設計点性能（離陸、マッハ2、マッハ5）を推算した。解析プログラムに炭化水素燃料を用いた構造冷却系のモデルを組み込み、構造冷却系を含めた設計点性能を試算した。

1.3 ベースライン寸法設定

エンジン目標仕様(1.1)を受けて、検討対象とするエンジンのベースライン寸法を設定した。類似する仕様のエンジンの開発例や検討例を参考にして、相似則を用いてベースライン寸法を更新した。炭化水素燃料を用いた構造冷却系や可変機構のアクチュエータ等を考慮した複合サイクルエンジン全体の形状と寸法を設定した。

1.4 推進性能解析（非設計点）

推進性能解析(1.2)の結果を基にして、飛行範囲（高度、速度）に対応した、推進性能マップ（推力、比推力）を作成した。また、推進性能評価(2.8)の結果を反映して、推力、比推力データを補正した。推進性能評価の結果として得られた推力、比推力の補正係数を使用して、推進性能マップを更新した。

1.5 軽量モード切替機構の検討

ターボ／ラムジェットの軽量モード切替機構について、圧力損失特性等のエンジン推進性能に与える影響を評価した。軽量モード切替機構の流路形状について文献を参考にして圧力損失係数を設定し、設計点における圧力損失とエンジン推進性能の低下割合を算出した。また、3次元CADを用いて構造重量を推算した。

1.6 超臨界燃料冷却構造の検討

再生冷却可変インテーク(2.1)、可変ノズル(2.2)の設計結果を反映して、エンジン各部の再生冷却構造を設計した。エンジン各部の超臨界燃料冷却構造の改良設計を行い、構造重量を評価した。冷却性能評価(2.6)の結果を反映して、超臨界燃料冷却構造の溝幅、本数、材料等を確定して、設計要求を満たす設計を行い、構造重量を算出した。

1.7 エンジン全体重量推算

極超音速複合サイクルエンジン全体の概念設計図を作成した。冷却性能評価(2.6)の結果を反映して超臨界燃料冷却構造の設計を確定し、重量推算結果を提示した。

② 極超音速推進性能の実験的検証

液体水素を燃料とした極超音速予冷ターボジェットの技術を発展させ、常温貯蔵可能な炭化水素燃料を用いてエンジンを成立させるために必要な技術を確認した。超臨界燃料冷却構造の設計に必要な基礎データを要素実験で取得するとともに、直結燃焼実験や極超音速推進風洞実験において冷却性能と推進性能を評価することで、炭化水素燃料を用いた極超音速エンジンの設計手法の妥当性を検証できた。各研究項目における研究成果は以下の通り。

2.1 可変インテーク設計製作

離陸からマッハ5まで作動可能な可変インテークに炭化水素燃料による超臨界燃料冷却を適用し、極超音速風洞実験で使用する実験装置を完成させた。平成27年度の設計解析結果を適用して超臨界燃料冷却部を製作し、平成27年度に製作した無冷却部品と組み合わせた。設計結果を超臨界燃料冷却構造の検討(1.6)に反映した。

2.2 可変ノズル設計製作

可変ノズルに炭化水素燃料による超臨界燃料冷却を適用し、直結燃焼実験と極超音速推進風洞実験で使用する実験装置を完成させた。平成27年度の設計解析結果を適用して超臨界燃料冷却部を製作し、平成27年度に製作した無冷却部品と組み合わせた。また、1700℃の希薄燃焼ガスを生成できる燃料噴射器を設計製作した。設計結果を超臨界燃料冷却構造の検討(1.6)に反映した。

2.4 超臨界燃料冷却特性実験

超臨界燃料冷却(供給圧:3MPa)に対応して、炭化水素燃料(JET-A1)を伝熱管に供給して常温~900K程度の熱流動特性(熱伝達率、比熱等)を取得し、燃料流量を導出するための実験式を提示した。

2.5 直結燃焼実験

燃料噴射器と可変ノズルを高温空気源に直結して、極超音速飛行状態を模擬した直結燃焼実験を行い、超臨界燃料冷却時の壁面温度や燃料の物理量(圧力、温度、流量等)を取得した。

2.6 冷却性能評価

直結燃焼実験(2.5)によって得られた壁面温度や熱交換量から炭化水素燃料を用いた超臨界燃料冷却の冷却性能を評価した。燃料出口温度を取得し、目標値(900K以下)に対する実績値を確認した。また、得られた冷却性能を、エンジン全体重量推算(1.7)に反映した。

2.7 極超音速推進風洞実験

可変インテーク・燃料噴射器・可変ノズルを組み合わせた実証用小型ラムジェットを用いて、極超音速推進風洞実験を行い、超臨界燃料冷却部の壁面温度、冷却用燃料の物理量、およびエンジン全体の推進性能を取得した。ラムジェットエンジン試験設備に実証用小型ラムジェットを設置し、セミフリージェット形態でマッハ4飛行模擬環境における実験データを取得した。

2.8 推進性能評価

極超音速推進風洞実験(2.7)によって得られた推進性能をモデル化し、推進性能解析(1.4)に反映した。ラムジェットエンジン試験設備で得られた実験データから、実証用小型ラムジェットの推力、比推力を算出し、推進性能マップを更新するための補正係数を導出した。

今後の予定

① 極超音速複合サイクルエンジンの概念設計

今回の研究計画の期間では、目標重量を達成することができなかったため、今後は、矩形のエンジンナセルを円形に変更する等の設計変更を行うことで軽量化を目指す。目標性能を満たすための各部流路断面積や、圧力損失の算出方法等については、今回の研究で導出済であるため、JAXAにおける極超音速エンジン研究において、追加の設計検討を行うことで、軽量化の見通しを得ることを目指す。軽量化の見通しが得られた段階で、技術実証用の極超音速複合サイクルエンジン（推力１トン級）の試作試験計画を将来の安全保障技術推進制度等で提案したい。

② 極超音速推進性能の実験的検証

実証用小型ラムジェット为推进風洞実験において、定常性能の実証には至らなかったため、今後は、実験初期から点火できる噴射器の適用により、定常性能の実証を目指したい。本研究で検証した超臨界燃料冷却構造は、平成 29 年度開始の安全保障技術推進制度課題「極超音速飛行に向けた、流体・燃焼の基盤的研究」において製作する炭化水素燃料の超音速燃焼器に適用する予定である。この研究計画では、本研究の推進風洞実験の結果を踏まえて、短時間の実験でも確実にデータを取得するために、実験初期から点火できる噴射器を備えとともに、定常燃焼状態で使用できる超臨界燃料冷却構造を適用する計画としている。

以上