

極超音速旅客機／極超音速エンジンの研究



平成22年11月

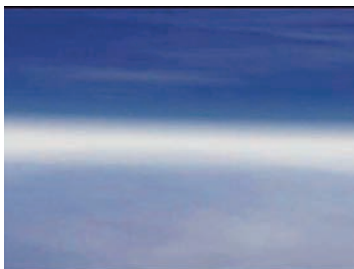
宇宙航空研究開発機構

航空プログラムグループ／研究開発本部

○田口秀之、小林弘明、小島孝之、上野篤史、本郷素行、原田賢哉

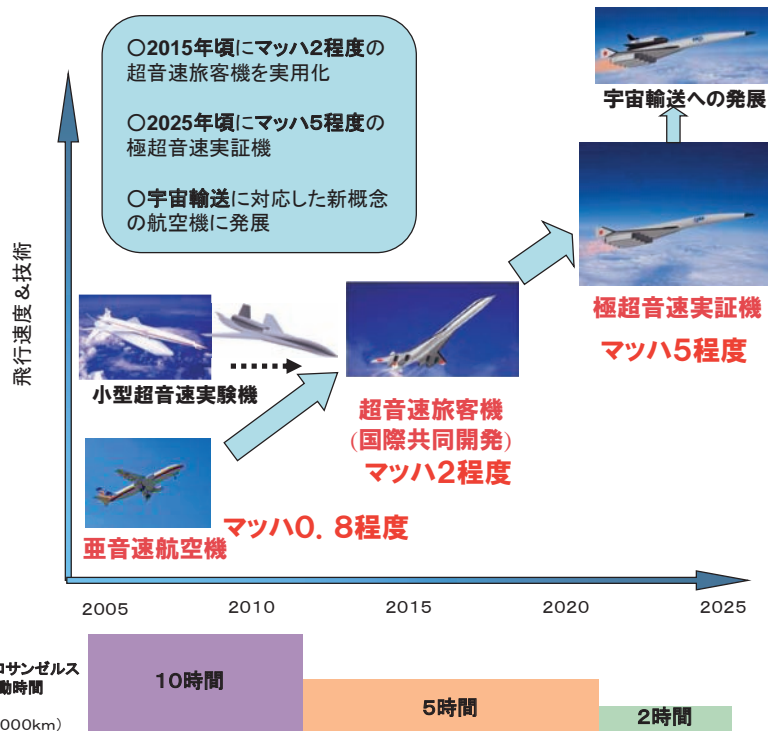


超音速／極超音速機の研究開発



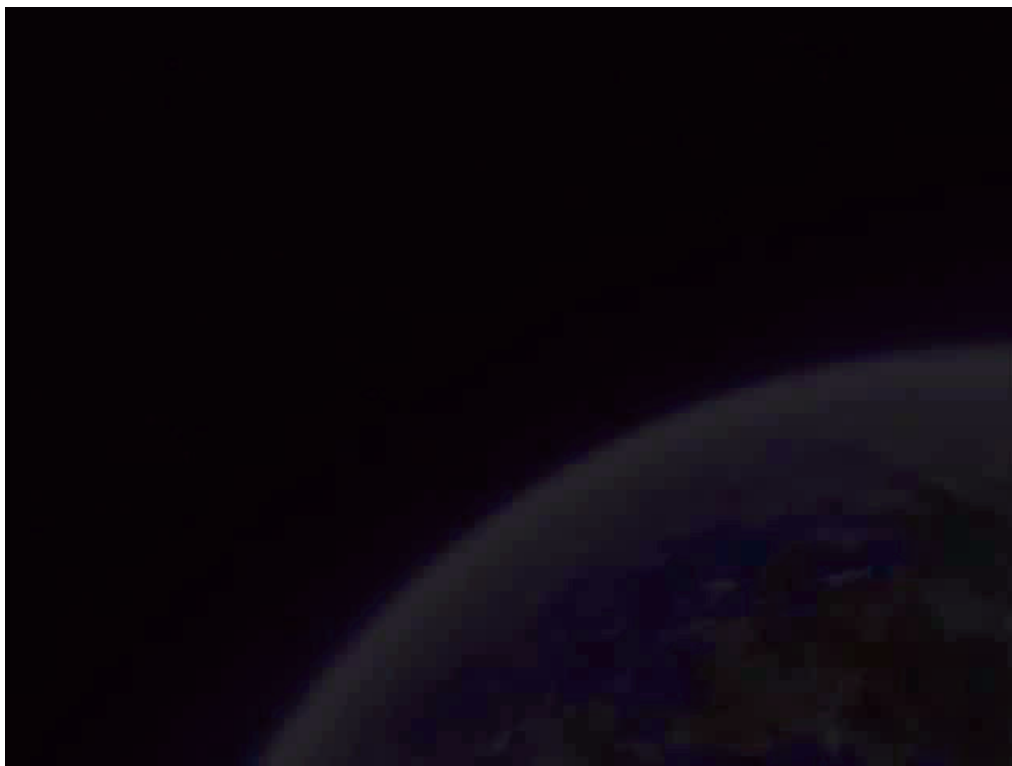
極超音速機技術

- 飛行時間の短縮
- 宇宙輸送への適用





JAXA 極超音速旅客機



3

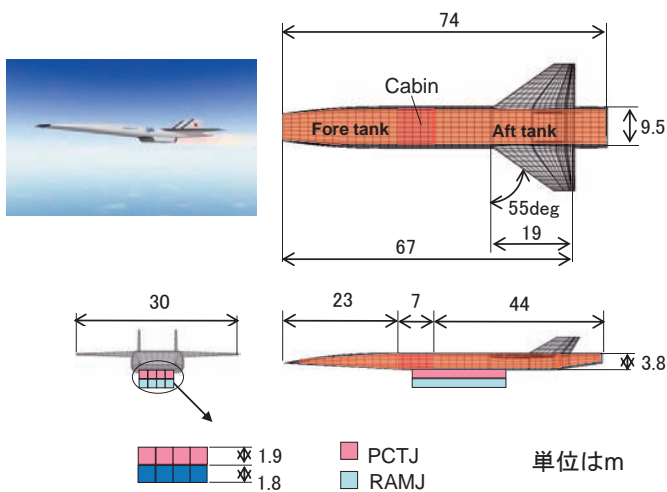


極超音速旅客機の目標システム（統合最適化解析結果）

- ・ 飛行距離8700km(東京-ロサンゼルス間相当)で成立する機体システムを導出。
- ・ 胴体内に乗客100人分の重量と容積(13ton、240m³)を確保。
- ・ 総機体重量の最小化を目的関数として、機体形状と軌道を同時最適化。

ベースライン解析結果

項目	値
総機体重量	284ton
機体乾燥重量	162ton
前部タンクLH2重量	27ton
後部タンクLH2重量	95ton
航続距離	8700km
飛行時間	2時間
巡航マッハ数	4.5
巡航L/D	4
巡航SFC	1.19kg/h/kgf
開発費	2.39兆円
機体製造原価(100基目)	356億円

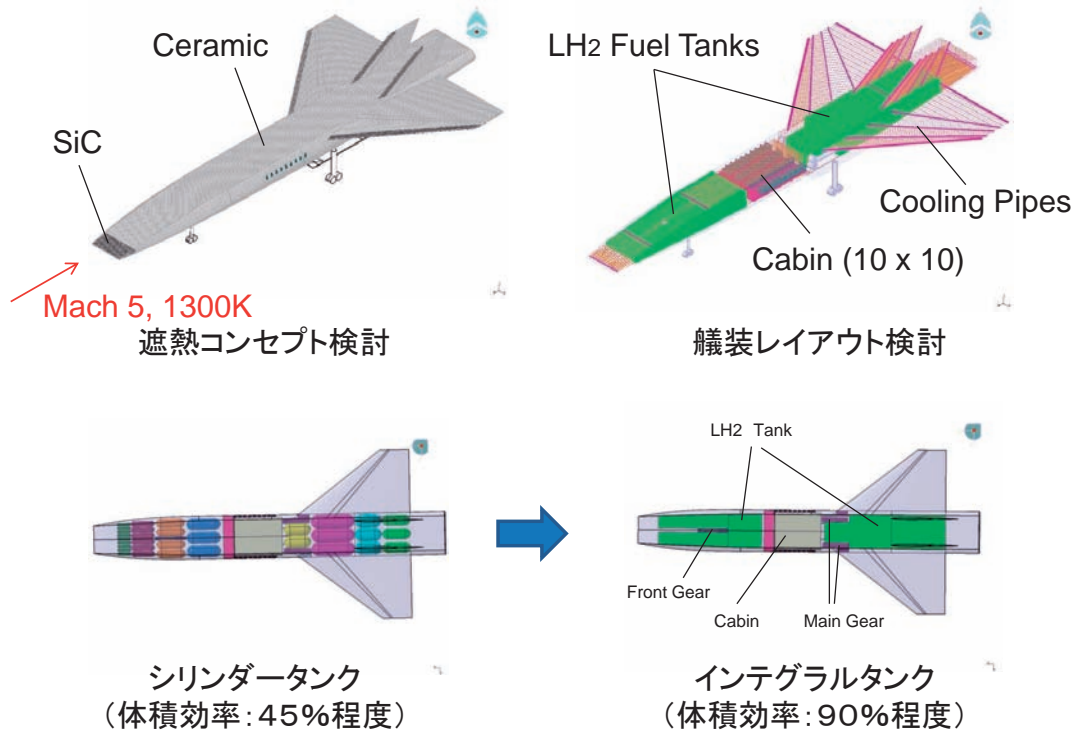


機体規模、重量の観点からみると、既存製造・整備設備で成立するシステム規模である

4



機装レイアウト検討



5

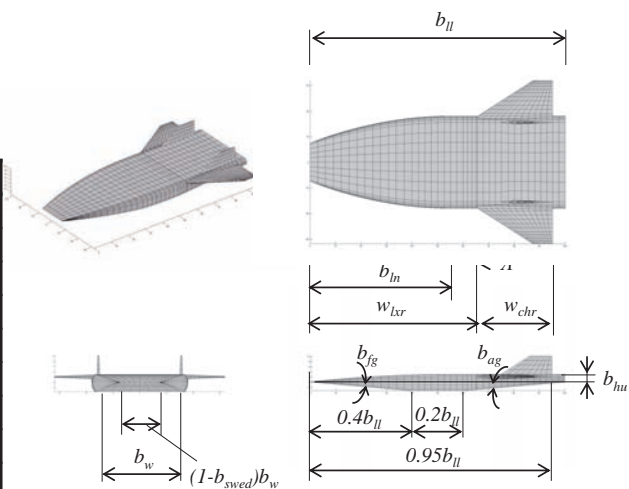


形状候補の作成

FY20ベースライン形状を含む50形態の機体形状変数を作成

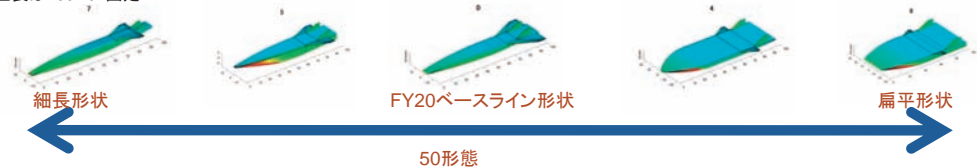
機体形状変数(独立変数)

No	変数名	記号	変域
1	胴体基準面上側高さ	h_u	$0.01 \leq b_{hu} / b_{ll} \leq 0.05$
2	胴体平面部肩幅	b_w	$0.06 \leq b_w / b_{ll} \leq 0.60$
3	胴体先細り部長さ	b_{ln}	$0.3 \leq b_{ln} / b_{ll} \leq 0.8$
4	胴体先細り率	b_{swed}	$0.2 \leq b_{swed} \leq 0.9$
5	主翼翼根部コード長	w_{chr}	$0.1 \leq w_{chr} / b_{ll} \leq 0.5$
6	主翼前縁位置	w_{lcr}	$0.5 \leq w_{lcr} / b_{ll} \leq 0.8$
7	主翼後退角	Λ	$45 \leq \Lambda \leq 70$
8	胴体前部下傾斜角	b_{fg}	$0 \leq b_{fg} \leq 10$
9	胴体後部下傾斜角	b_{ag}	$0 \leq b_{ag} \leq 10$



① 右図は全変数の変域の中間値の機体

② 胴体全長は100mに固定



6



空力データベースの精度向上

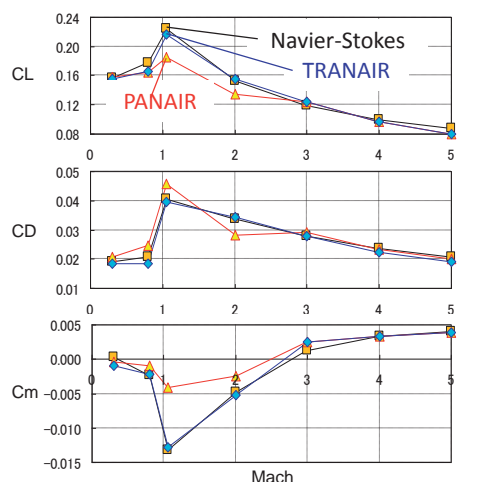
- 空力性能については、従来のPANAIRとTangent Cone Wedge法を用いた推算手法の精度をCFDで検証するとともに、TRANAIRを用いて遷音速付近のデータベースの高精度化を行った。また、形状変数の自由度を上げ、リフティングボディ形状を含むより広い形状範囲で空力データベースを構築した。

Mach 1.05、迎角 5deg、Cp分布

TRANAIR解析

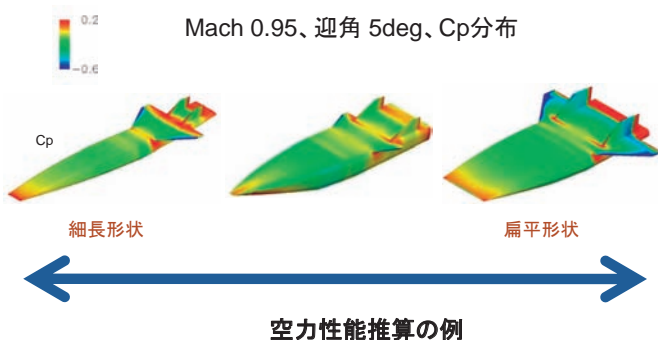
NS解析

TRANAIRの検証



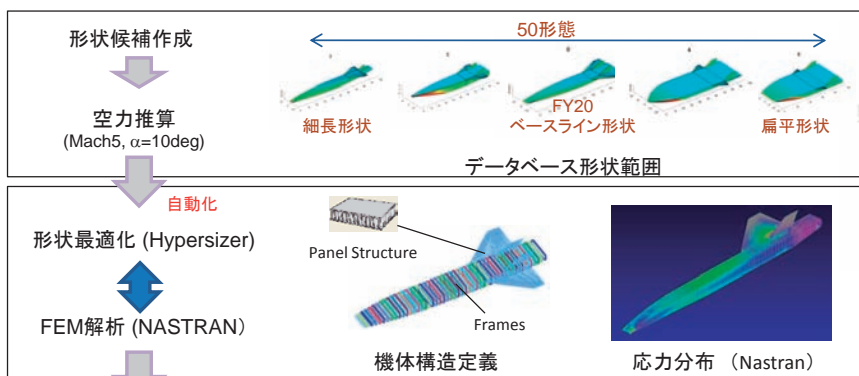
簡易解析ツールの精度検証

7



構造重量推算の精度向上

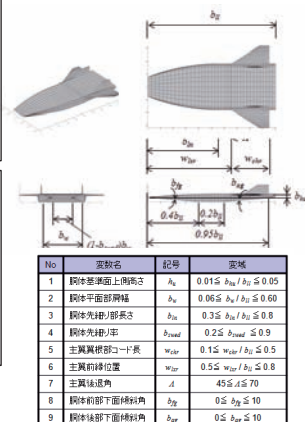
- 構造重量推算について、従来はHASA-WAATSの統計式を用いて推算していたが、HypersizerとNastranを用いた構造最適化解析用モデルを空力形状から自動生成するツールを構築し、高精度データベースを作成した。



自動化により作業時間を
10時間から2時間に短縮

	細長形状	FY20 ベースライン形状	扁平形状
HASA[ton]	41.8	32.4	376
Hypersizer[ton]	38.5	24.0	482
HASA/Hypersizer [%]	109	135	78

HASAとHypersizer は最大35%の重量誤差がある



8



熱流束分布の評価

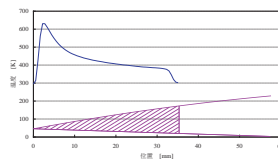
- 耐熱構造について、従来耐熱材厚さを仮定したのみであったが、熱伝導解析と水素燃料による熱管理システムの検討を行った。また、極超音速風洞実験で、機体表面の温度分布／熱流束分布を取得した。

高速気流中の2次元円柱 淀み点付近の熱伝達

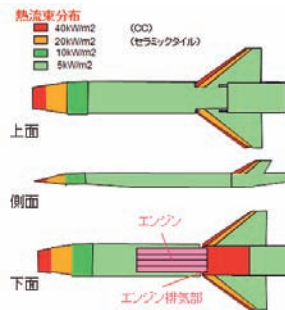
$$h = 0.570(\rho_e \eta_e)^{0.45} \rho_w^{0.05} \eta_w^{-0.95} \left(\frac{du_e}{dx} \right)^{0.5} \text{Pr}_w^{0.4} \lambda_B \quad \left(\frac{x}{d} \right)$$

高速気流中の平板の熱伝達(乱流)

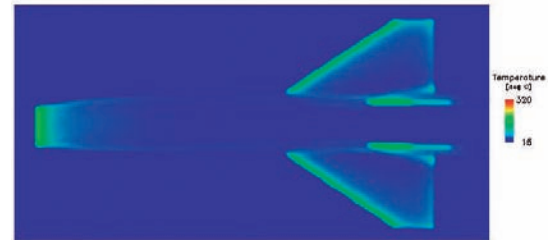
$$h_m = 0.037 \text{Re}_x^{1/2} \text{Pr}_x^{1/3} \lambda / x$$



風洞実験表面温度分布



機体表面熱流束分布



温度分布 (Mach 5, 迎角 0deg)

(極超音速風洞、赤外線カメラ計測)

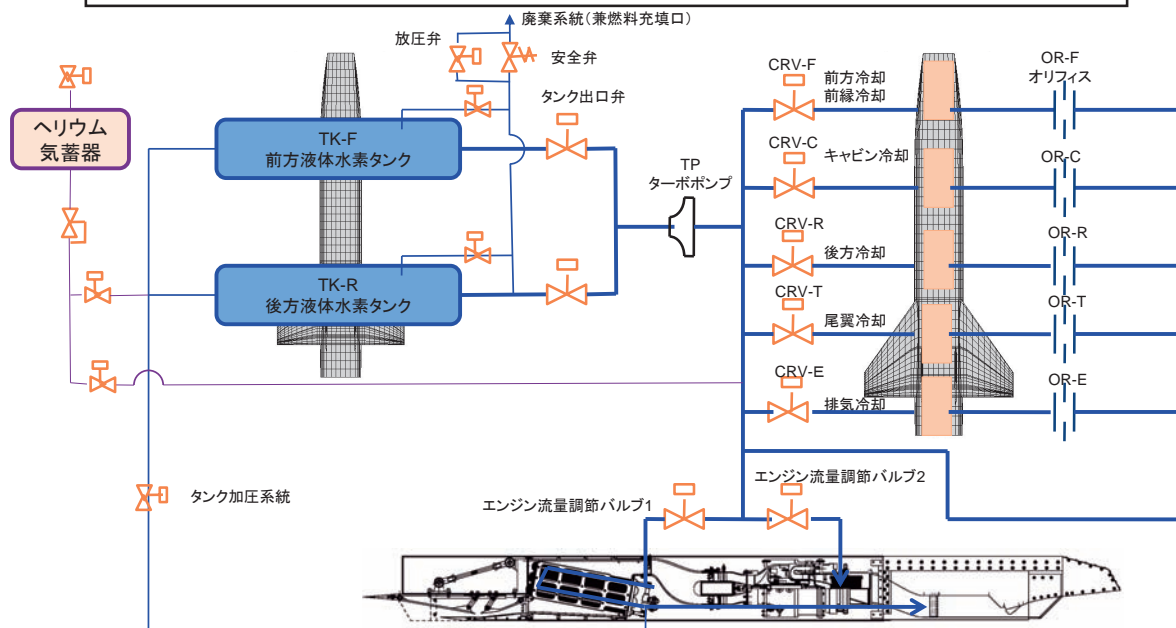


温度分布計測用ベスペル模型

9



機体冷却配管系統 (機体／エンジン統合熱管理設計)









	目的	配管方法	特徴
タンク出口弁	重心制御	独立	各タンクの流量制御を独立。重心制御用バルブ。
機体冷却弁 (CRV)	機体冷却	並列	機体本体の冷却とキャビンの冷却を独立
エンジン入口	エンジン制御	並列	機体冷却とエンジン制御を独立

10



極超音速機 研究計画 (JAXA 第2期中期計画)

	2008 20年度	2009 21年度	2010 22年度	2011 23年度	2012 24年度	2013 25年度	2014 26年度
極超音速機システム技術の研究							
航空プログラムグループ	アーリスタディ-1	アーリスタディ-2	概念検討、概念設計	計画決定	基本設計～		
	実用機設計検討		極超音速エンジン実験機設計検討		極超音速エンジン実験機技術実証プロジェクト		
極超音速エンジンの飛行環境実証			極超音速機/エンジン統合模型製作	マッハ5環境試験			
研究開発本部							
極超音速ターボジェットの研究開発			BOV#3 ▼				
研究開発本部		気球利用型実験機(マッハ2)					
宇宙科学研究本部		マッハ2エンジン製作	マッハ2環境試験				
							

11



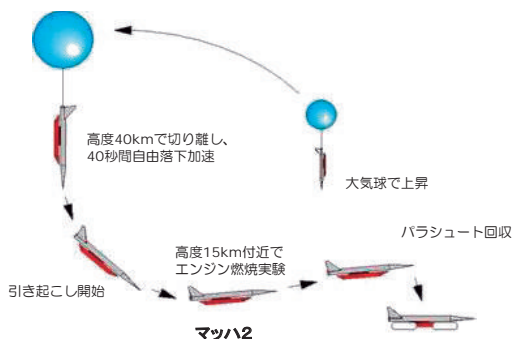
気球利用型実験機(マッハ2) (2010年実施)



気球利用型実験機(5m)



小型極超音速ターボジェット



気球利用型飛行実験の概要

- 宇宙科学研究本部(科研費)が製作中の気球利用型実験機を活用して、小型極超音速エンジンの飛行データを取得する。
- 小型極超音速エンジンのマッハ2程度における飛行環境性能を取得する。
- 推力最適化のためのインテーク・コアエンジン・ノズル連動制御則を実証する。
- マッハ2の温度環境は120℃程度のため、金属材料主体でエンジンを製作。

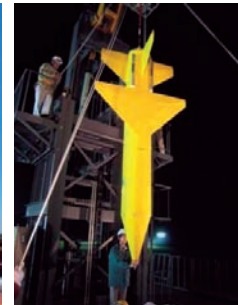
12



気球利用型実験機(BOV) 機能確認試験

放球前手順確認試験

- 気球利用型実験機(BOV)の放球前手順の確認試験を行った。
- 模擬冷媒である液体窒素の供給／排出手順を確認した。
- 水素燃料の漏洩対策(水素検知器配置、元弁開手順、残留ガス放出手順)を確認した。



平成21年7月 JAXA大樹航空宇宙実験場

飛行シーケンス模擬試験

- 実験機電気系とエンジン系を組み合わせた総合シーケンス試験を実施し、飛行シーケンスに対応した全搭載機器の連動動作を確認した。
- 小型予冷ターボジェットを水平状態と垂直状態で起動・運転し、重力方向が変わっても潤滑不足等の問題なく運転できることを確認した。



平成21年9月 JAXA能代多目的実験場

13



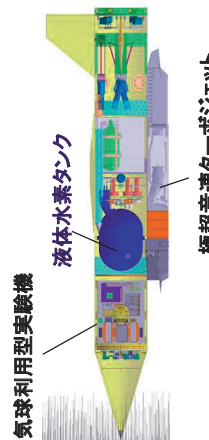
気球利用型実験機(BOV) 機能確認試験

場所: JAXA 能代多目的実験場
(秋田県能代市)

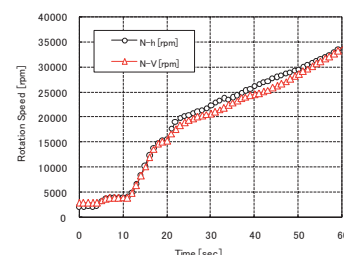
期間: 平成21年8月31日～9月18日

成果:

- ・気球利用型実験機(BOV)飛行シーケンス(気球分離～着水)の動作確認を行い、電磁干渉等の問題がないことを確認した。
- ・小型予冷ターボジェットを縦置き状態で起動・運転し、潤滑不足等の問題なく運転できることを確認するとともに、重力環境による作動特性の変化を評価するためのデータを取得した。
- ・液体水素を用いたコアエンジン起動特性を取得し、再現性のある自立運転に成功した。(従来は、微妙な燃料制御を必要とするコアエンジンについては、気体水素による運転を基本としていた。)



縦置セットアップ

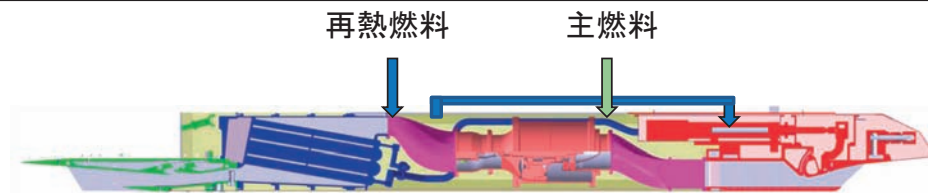


エンジン起動における重力方向の影響

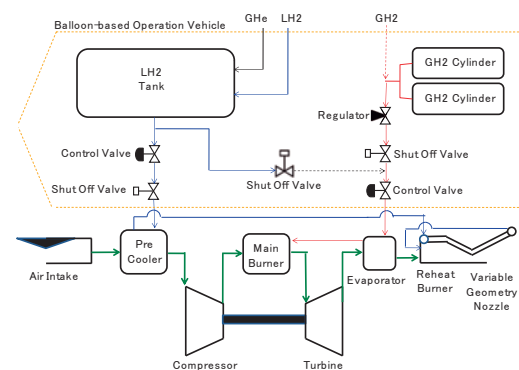
14



実験条件



実験ケース	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
代表実験番号	BG60-7	BGN60-2	BGP60-4	BL60-12
実験回数	7	2	5	15
主燃料	GH ₂	GH ₂	GH ₂	LH ₂
再熱燃料	-	LN ₂	LH ₂	-
再熱燃焼時間	-	-	8 sec	-
予冷却	×	○	○	×
最高機械回転数	62 %	70%	62 %	60 %



BOV#3
飛行実験条件

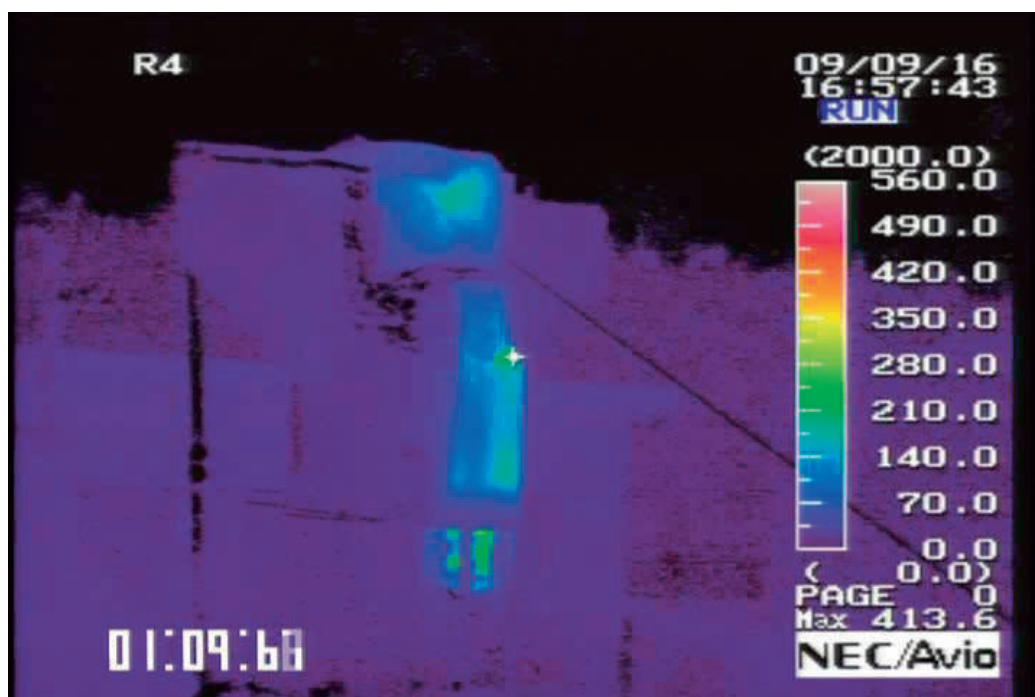


燃焼実験（縦型セットアップ）





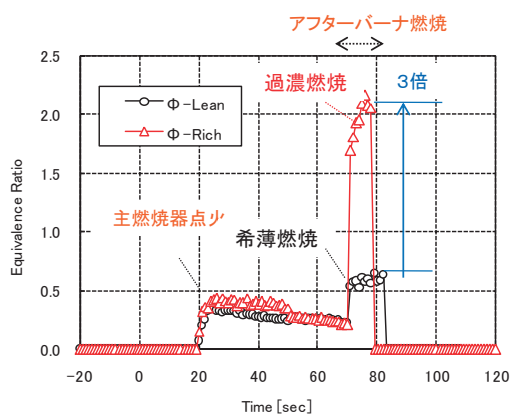
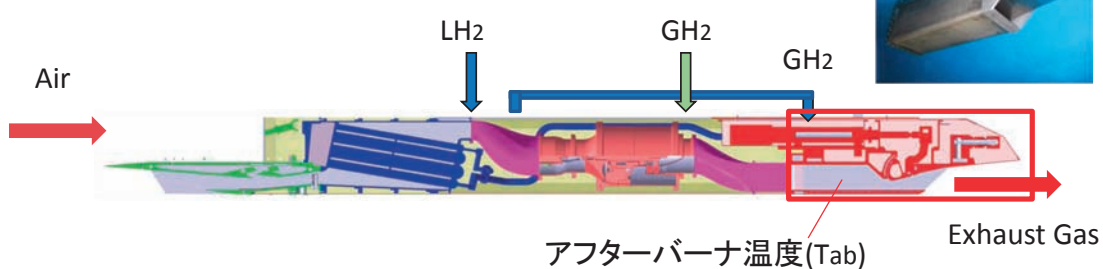
燃焼実験（縦型セットアップ・赤外線映像）



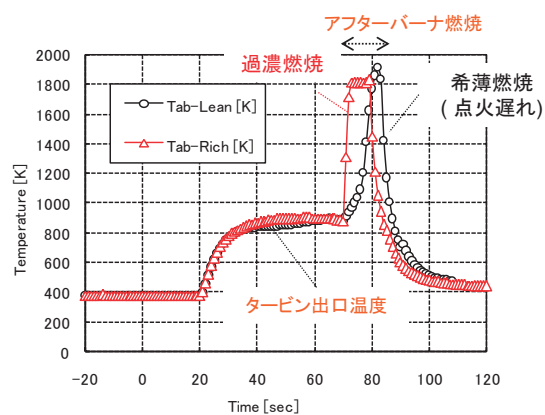
17



アフターバーナ燃焼実験結果



当量比



アフターバーナ温度

18



まとめ

(1) 極超音速旅客機のシステム検討

・マッハ5クラスの極超音速旅客機について、統合最適化解析を用いて基本形状を設定し、予圧客室／タンク／降着脚等の艤装方法を検討した。

・統合最適化解析について、遷音速域の空力解析と、多種形状の構造重量推算の精度を向上させた。

・基本形状のマッハ5における表面温度分布変化を計測し、耐熱構造設計に必要なデータを取得した。



極超音速旅客機

(2) 極超音速ターボジェットの燃焼実験

・気球利用型実験機(BOV)飛行シーケンスの動作確認を行い、電磁干渉等の問題がないことを確認した。

・垂直設置状態で起動・運転し、重力方向の変化が潤滑性と作動特性に与える影響が小さいことを確認した。

・垂直設置状態でアフターバーナ燃焼実験を行い、希薄燃焼と過濃燃焼が実現できることを確認した。

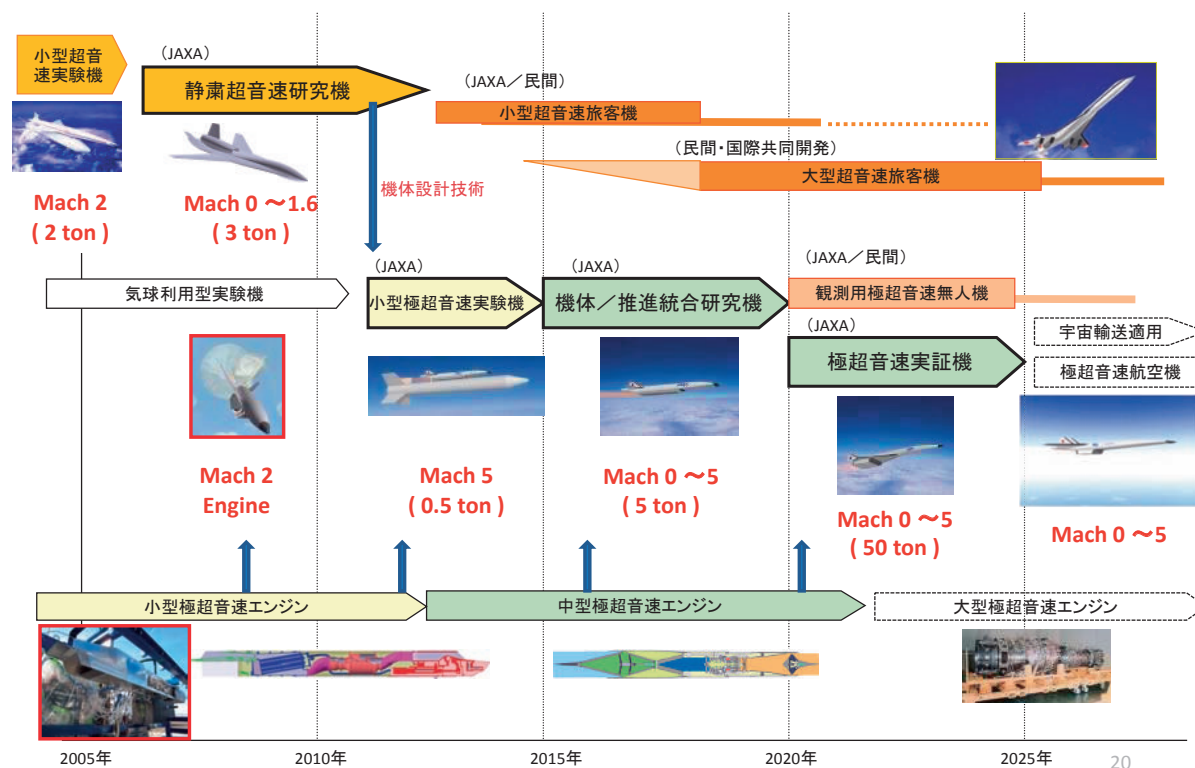


極超音速ターボジェット燃焼実験

19



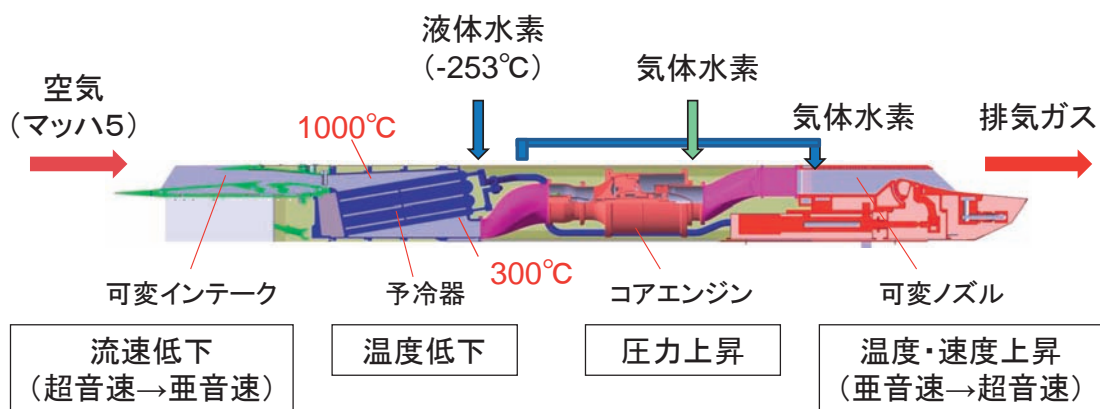
超音速機／極超音速機 研究開発ロードマップ



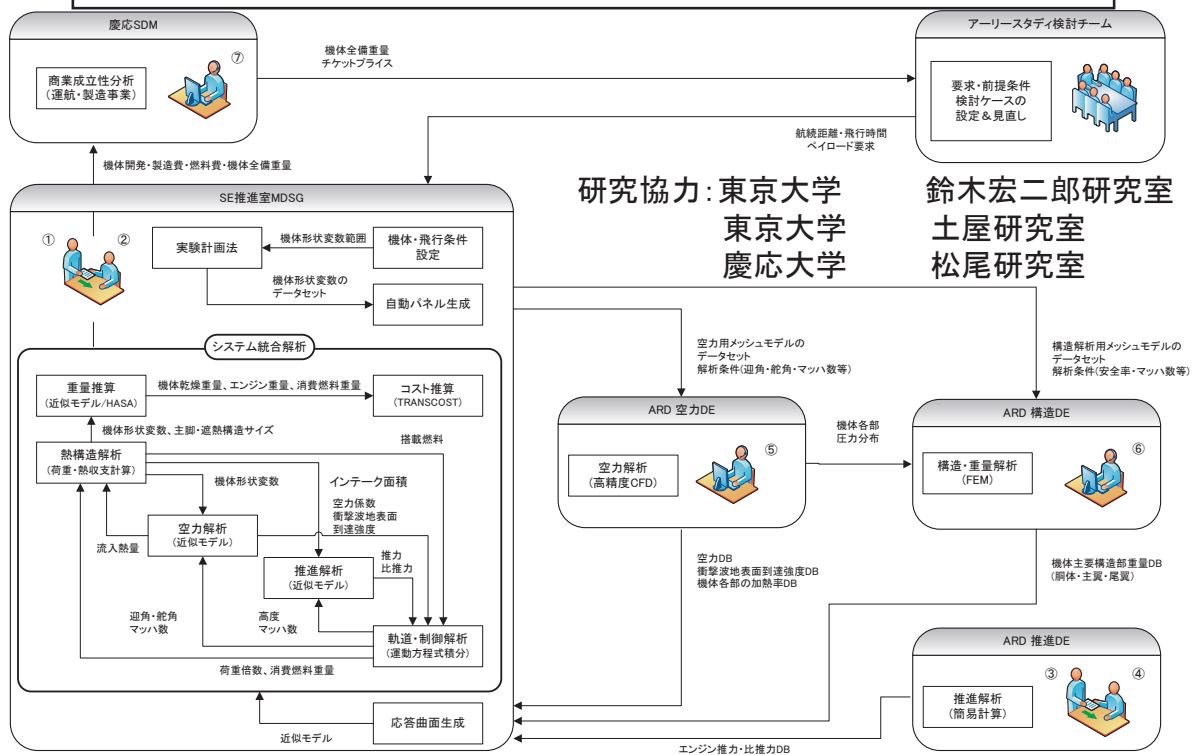


極超音速ターボジェットの作動原理

- ・マッハ5で飛行する際には、空気の温度が1000℃程度になる
 - 極低温の液体水素で空気を予冷却することでジェットエンジンを作動
- ・燃料として水素を使用
 - 二酸化炭素を排出しない、地球環境に優しいジェットエンジン
- ・空気と水素の燃焼により燃料消費率がロケットエンジンの1／5以下
 - 長時間・遠距離の飛行が可能



極超音速旅客機 統合最適化解析・実施体制





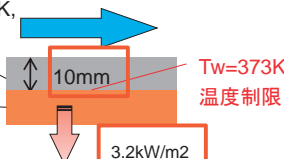
機体流入熱量検討

検討条件

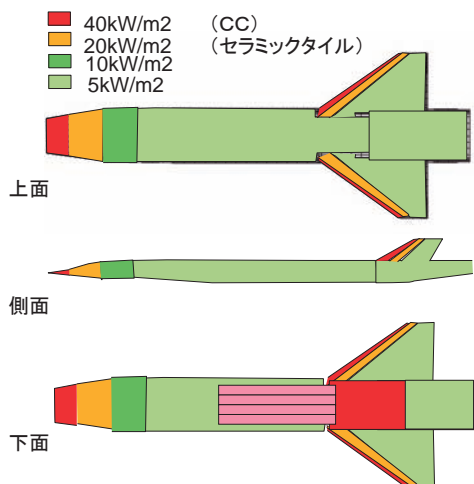
Mach5, h=24km, Tt=1331K,

遮熱材(セラミック)

構造材(CFRP)



熱流束の改訂

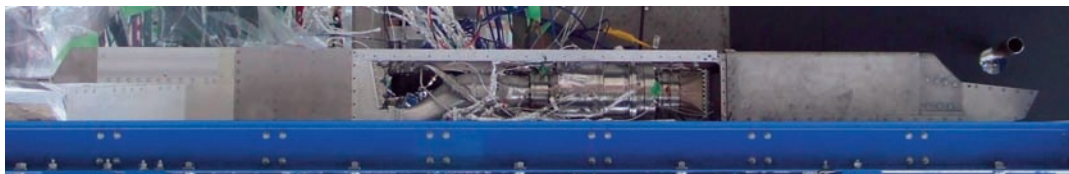


機体上面	機軸方向距離 m	スパン方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	3	8	24	960
20 kW/m2	5	9	45	900
10 kW/m2	5	9.5	47.5	475
5 kW/m2	61	9.5	579.5	2897.5
	74		696	5232.5
機体下面	機軸方向距離 m	スパン方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	3	8	24	960
20 kW/m2	5	9	45	900
10 kW/m2	5	9.5	47.5	475
5 kW/m2	46	9.5	437	2185
40 kW/m2	15	9	135	5400
	74		688.5	9920
エンジン排気→	機軸方向距離 m	高さ方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	3	0.5	1.5	120
20 kW/m2	5	2	10	400
10 kW/m2	5	3.8	19	380
5 kW/m2	61	3.8	231.8	2318
	74		262.3	3218
機体側面	機軸方向距離 m	高さ方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	2	10	20	3200
20 kW/m2	2	10	20	1600
10 kW/m2	2	10	20	800
5 kW/m2	18	10	180	3600
	24		240	9200
水平尾翼	機軸方向距離 m	高さ方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	1	5	5	800
20 kW/m2	1	5	5	400
10 kW/m2	1	5	5	200
5 kW/m2	9	5	45	900
	12		60	2300
垂直尾翼	機軸方向距離 m	高さ方向距離 m	面積 m2	熱入力 kW
40 kW/m2	1	5	5	800
20 kW/m2	1	5	5	400
10 kW/m2	1	5	5	200
5 kW/m2	9	5	45	900
	12		60	2300
合計(エンジン排気以外)			Aref	1258.3
排気以外)				1946.8
				19950.5
				29870.5

23



極超音速ターボジェットの概要



インテーク

予冷器

コアエンジン

アフターバーナー

排気ノズル

全長	2.6 m
全高	0.23 m
全幅	0.23 m
重量	120 kg
推力 (Mach 0)	1.2 kN
推力 (Mach 6)	0.7 kN
燃料	LH2

作動速度 (金属製エンジン)	Mach 0 - 2
(耐熱複合材料製エンジン)	Mach 0 - 6
インテーク全圧回復率 (Mach 5)	0.21
コアエンジン回転数	80000rpm
圧縮機圧力比	6.0
主燃焼器燃焼温度	1223K
再熱燃焼器燃焼温度	2073K

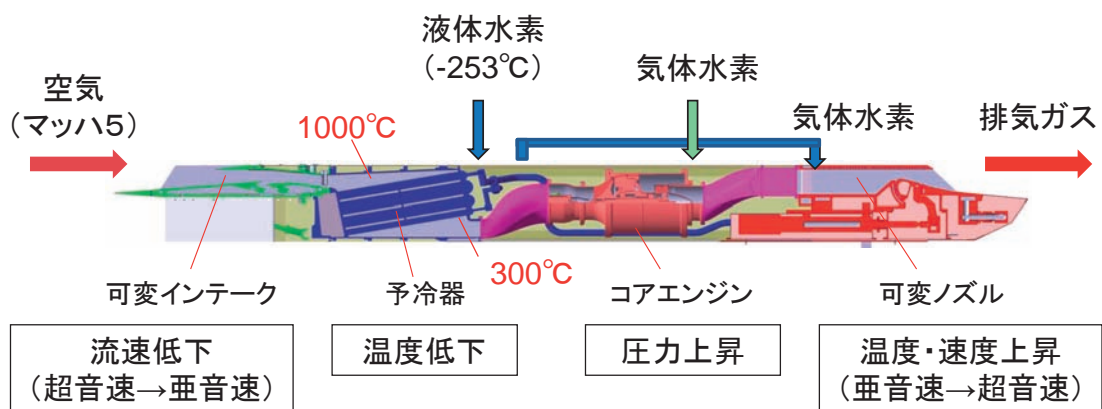
- ・予冷ターボエンジンのサイクル性能を最小限の大きさで飛行実証するために製作。
- ・平成19年度に金属製エンジン(Mach 2飛行試験対応)が完成。

24



極超音速ターボジェットの作動原理

- ・マッハ5で飛行する際には、空気の温度が1000℃程度になる
→**極低温の液体水素で空気を予冷却**することでジェットエンジンを作動
- ・燃料として水素を使用
→**二酸化炭素を排出しない**、地球環境に優しいジェットエンジン
- ・空気と水素の燃焼により**燃料消費率がロケットエンジンの1/5以下**
→**長時間・遠距離の飛行が可能**

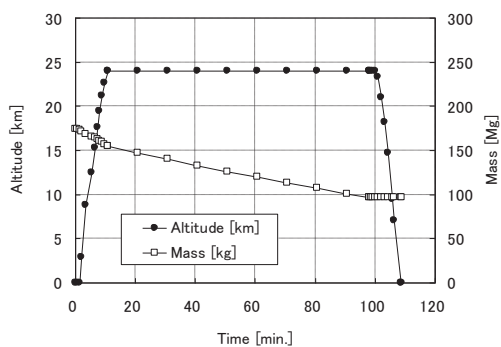


第4回予冷ターボジェット総合燃焼実験 保安写真

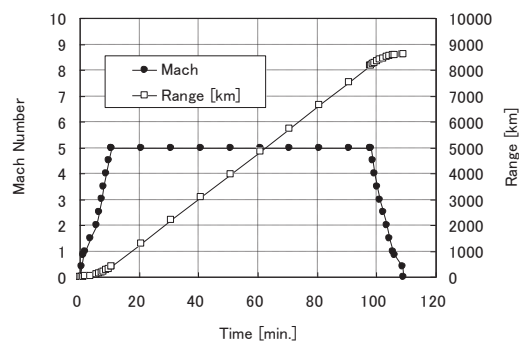




極超音速機の飛行解析(東京ーロサンゼルス)

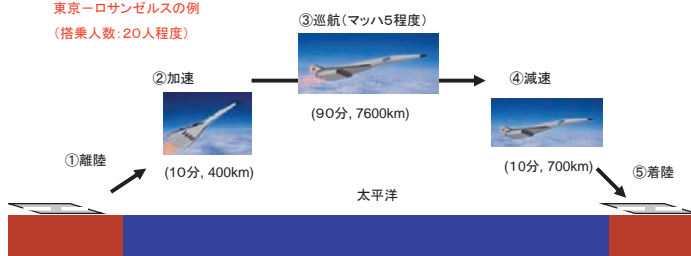


高度、質量



マッハ数、飛行距離

東京ーロサンゼルの例
(搭乗人数: 20人程度)



- ・10分程度でマッハ5に加速上昇
- ・マッハ5で巡航
- ・エンジンを停止して減速下降
- ・約2時間でロサンゼルスに到着

27



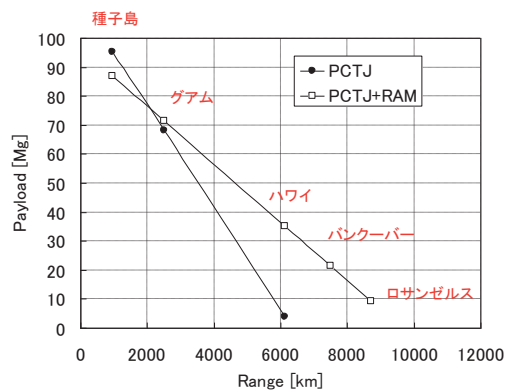
極超音速機の飛行性能



有人宇宙輸送機



極超音速ビジネスジェット



極超音速機の飛行距離とペイロード

	Distance	Flight Time
Tanegashima	962 km	23 min.
Guam	2498 km	40 min.
Honolulu	6130 km	81 min.
Vancouver	7490 km	96 min.
Los Angeles	8722 km	110 min.

飛行距離と飛行時間(東京起点)

28



(5) 諸外国の極超音速機研究状況

極超音速機構想の比較（日米欧）

- ・ 米国と欧州で2025年頃の実用化を目指した極超音速機の開発構想がある。
- ・ DLR(ドイツ航空宇宙センター)と共同研究を実施中。NASA(Boeing), ESA(ESTEC)とは、学会での情報交換を行っている。



研究開発主体	DARPA - FALCON Project	EC - LAPCAT Project (英国Reaction Engines社)	JAXA 航空プログラムグループ
飛行速度	マッハ0～8	マッハ0～5	マッハ0～5
航続距離	16,700km	20,000km	9,000km
想定路線	米国－各国	ブリュッセル－シドニー (4.5時間)	東京－ロサンゼルス(2時間)
全長、重量	不明	140m, 400ton	65m, 200ton
乗客数、重量	5ton (爆弾、戦略物資等)	300人	20～100人 (20ton)
開発費見積	不明	約250億ユーロ (約4兆円)	約1兆円
実現時期	2025年頃	2030年頃	2030年頃

29



(5) 諸外国の極超音速機研究状況

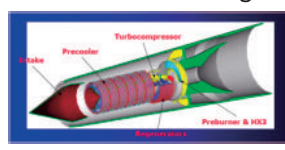
極超音速エンジンの比較（日米欧）

- ・ 米国はスクラムジェット、欧州と日本は予冷サイクルエンジンに注力。
- ・ 日本は、予冷ターボジェットの運転試験に成功しており、優位性を確保。

米国 GDE Engine



欧州 SCIMITAR Engine



JAXA Pre-Cooled Turbojet



研究開発主体	DARPA (Pratt & Whitney)	英国 Reaction Engines社	JAXA 研究開発本部
燃料	ジェット燃料	液体水素＋ヘリウム冷媒	液体水素
エンジン方式	ターボジェット／スクラムジェット切替方式	予冷ターボジェット・ヘリウム複合サイクル方式	予冷ターボジェット方式
特徴	マッハ4でターボジェットとスクラムジェットを切替える。	ヘリウム予冷器の採用による安全性の向上と高いサイクル効率	水素予冷器の採用による軽量化と、水素系統の簡易化による高い信頼性
作動速度	マッハ0～8	マッハ0～5	マッハ0～5
開発フェーズ	スクラムジェットの風洞試験を実施済。	概念検討＋部分試作レベル	小型実証エンジンによる地上燃焼実験を実施。飛行実証を計画中。

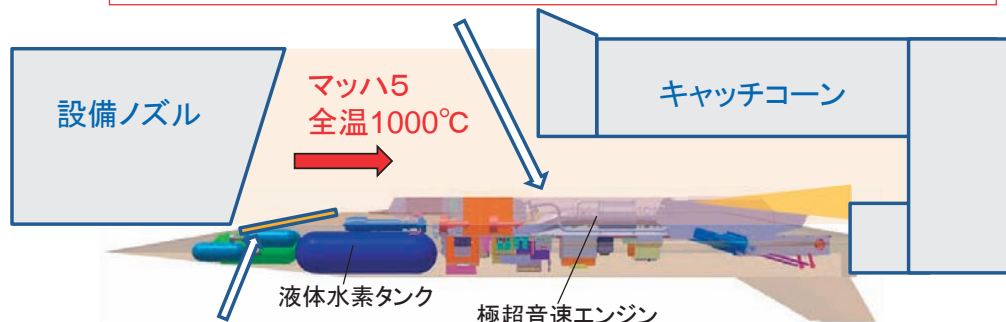
30



極超音速ターボジェット マッハ5風洞実験

①極超音速機／エンジン統合性能実証

極超音速機の下面とエンジンを統合した形態でマッハ5における推進性能データを取得し、飛行実験機的设计に反映する。



②高温遮熱コンセプトの研究

- ・極超音速エンジンと機体下面インテーク／ノズルを組み合わせ、機体で発生する衝撃波や膨張波による推進性能の変化を評価する。
- ・極超音速エンジンと機体下面をマッハ5気流中に露出させ、燃焼実験を行う。
(機体は上下反転させて風洞設備に設置予定)
- ・1000℃の環境で作動できる予冷ターボジェットサイクルの推進性能を実証する。
- ・機体下面に、搭載機器を熱から守る高温遮熱壁の要素試験部を装着し、遮熱特性を取得する。