

超高速輸送機実用化開発調査 (革新的推進システム) の概要について

平成24年11月29日

目次

1. プロジェクトの概要
2. 目的・政策的位置付け
3. 目標
4. 成果、目標の達成度
5. 事業化、波及効果
6. 研究開発マネジメント・体制等

1. プロジェクトの概要(1/2)

概要	ロケットエンジンを用いた超高速輸送機の形態に対し、LNGロケットエンジンの開発実績をベースとし、ロケットエンジンの適用可能性、或いは搭載可能なロケットエンジンの実現可能性についての評価を行う。
実施期間	平成23 年度～平成26 年度 （4 年間）
予算総額	0. 2億円(平成23年度) 0. 2億円(平成24年度)
実施者	(株)IHIエアロスペース(平成23年度) (株)IHI(平成24年度～平成26年度)
プロジェクトリーダー	平成23年度 (株)IHIエアロスペース 佐藤 豊 平成24年度～平成26年度 (株)IHI 木元 健一

1. プロジェクトの概要(2/2)

これまでに実用化された超高速輸送機として英仏共同開発によるコンコルドが挙げられるが、音速突破の際の衝撃波(Sonic Boom)の問題を解決できなかったために、商業的に成功しなかった。

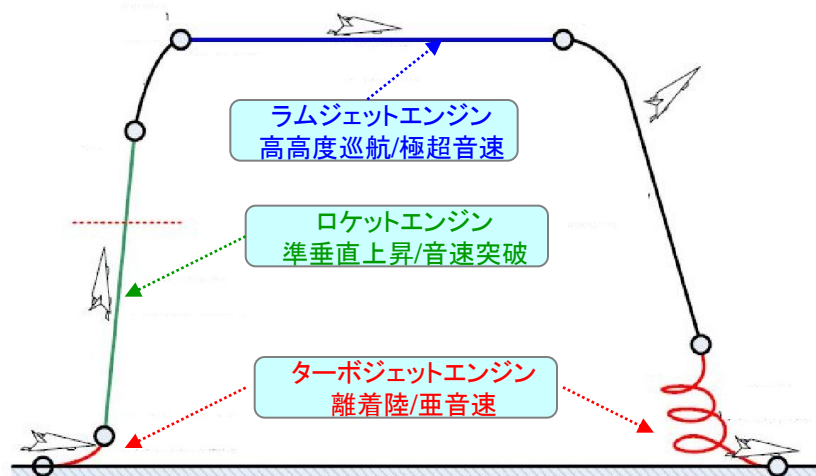
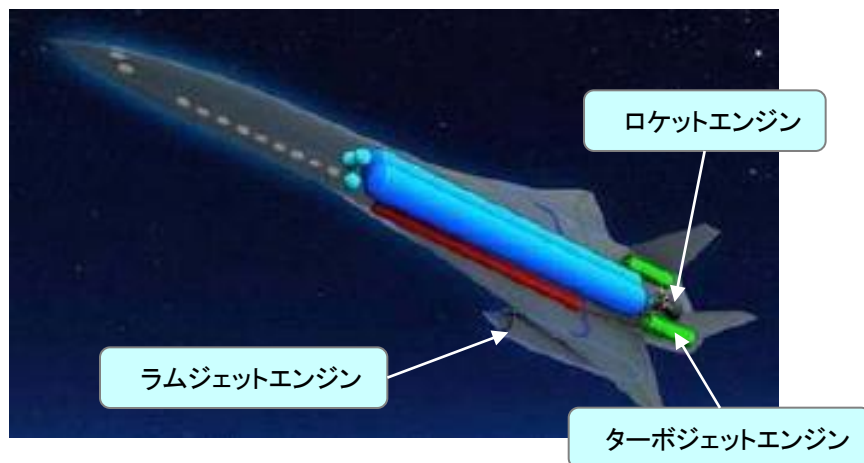
最近、その計画が公表されたフランスEADS社のZEHST(Zero Emission Hyper Sonic Transport)計画では、ロケットの飛行経路に類似したほぼ垂直の飛行経路をとり、その中で音速突破させることにより地上へのSonic Boomの影響を極小化する構想である。

このような飛行経路を実現するために、ZEHSTでは3種類のエンジンを搭載し、飛行プロファイルに対してそれぞれ機能分担・最適化された推進システムが検討されている。

ZEHSTにおけるロケットエンジンとしては、初期構想として液体水素/液体酸素の組合せによるエンジン搭載が検討されている。

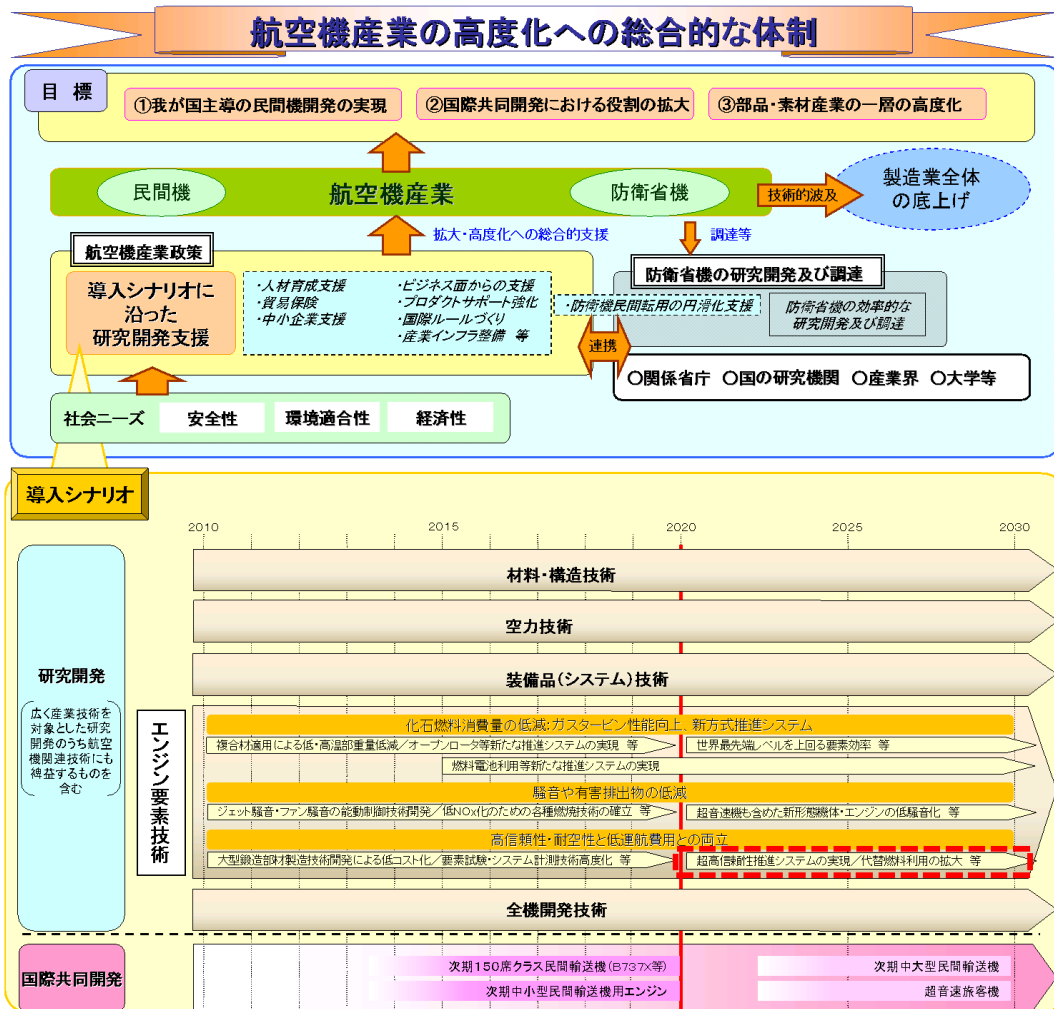
一方、我が国で研究開発が進んでいるLNGロケットエンジンがZEHSTに採用できれば、機体のコンパクト化・運用性の向上が期待でき、ZEHST計画が国際共同開発となった場合に、推進システムの主要部分に貢献できる可能性がある。

本調査研究事業ではZEHSTをモデルとして、LNGロケットエンジンの超高速輸送機における適合性を、安全性・経済性・環境適合性・技術的実現性などの観点から評価し、今後の技術開発の方向性を模索することを目的とする。



2. プロジェクトの目的・政策的位置付け

経済産業省及び新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)では、航空機分野の導入シナリオを策定し、これに基づいて事業を実施している。本事業は、エンジン要素技術の1つとして、「超高信頼性システムの実現／代替燃料利用の拡大等」に該当するものであり、基盤技術確立を目的とした研究開発項目に位置づけられている。



3. 目標

超音速輸送機に対するLNGを燃料としたロケットエンジンの適用可能性、或いは超音速輸送機に搭載可能なロケットエンジンの実現可能性についての評価を行う。

要素技術	目標・指標	妥当性・設定理由・根拠等
(1)燃料の検討	液体水素、液化メタン、ケロシンと液体酸素の組合せに対し、超高速輸送機向けロケット燃料としての得失について総合的に検討を行う。	各燃料/酸化剤の組合せに対し、総合的に検討を実施し、超音速輸送機に対するメタンを燃料としたロケットエンジンの適用可能性についての評価を行うため。
(2)システムの検討	有人輸送に適すると考えられる液化メタンを燃料とした超高速輸送機についてシステム検討を行う。	項目のみ
ア)機体システム仕様に適合するロケットエンジンの基本仕様設定	システム検討の結果からエンジンの要求仕様を設定し、要求に合致するエンジンの概念設計を行い基本仕様を設定する。	超音速輸送機に搭載可能なメタンを燃料としたロケットエンジンの実現可能性についての評価を行うため。
イ)推進モジュールなどの概念設計	EADS 社より入手する情報に基づき、燃料供給系を含めた推進モジュールの概念設計を行う。	液化メタンは常温でガス化する極低温燃料であるため、従来の商用航空機とは異なる推進モジュールの設計が必要となるため。
ウ)実用化に係る課題の抽出	航空機用ロケットエンジンとして、実用化のための課題を抽出し、技術開発計画の初期検討を行う。	項目のみ
i) エンジンの繰り返し使用に関わる課題	エンジンの繰り返し使用に関わる課題の抽出及び解決策の検討	エンジンの繰り返し使用に関わる課題の抽出及び解決策の検討が必要である。
ii) 有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法	有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法の検討	有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法の検討する必要がある。

4. 成果、目標の達成度(1/6)

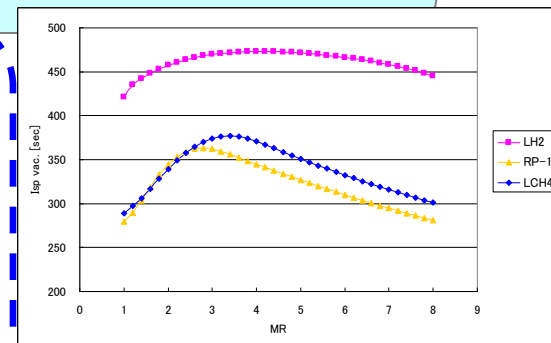
超音速輸送機に対するLNGを燃料としたロケットエンジンの適用可能性、或いは超音速輸送機に搭載可能なロケットエンジンの実現可能性についての評価に関して、いずれも以下の成果を達成した。

要素技術	目標・指標	成果	達成度
(1)燃料の検討	液体水素、液化メタン、ケロシンと液体酸素の組合せに対し、超高速輸送機向けロケット燃料としての得失について総合的に検討を行う。	液体水素、液化メタン、ケロシンと液体酸素の組合せに対し、超高速輸送機向けロケット燃料としての得失について検討し、メタンを選定した。	達成
(2)システムの検討	有人輸送に適すると考えられる液化メタンを燃料とした超高速輸送機についてシステム検討を行う。	項目のみ	項目のみ
ア)機体システム仕様に適合するロケットエンジンの基本仕様設定	システム検討の結果からエンジンの要求仕様を設定し、要求に合致するエンジンの概念設計を行い基本仕様を設定する。	システム検討の結果からエンジンの要求仕様を設定し、要求に合致するエンジンの概念設計を行い基本仕様を設定した。	達成
イ)推進モジュールなどの概念設計	EADS 社より入手する情報に基づき、燃料供給系を含めた推進モジュールの概念設計を行う。	EADS 社より入手する情報に基づき、燃料供給系を含めた推進モジュールの概念設計を行った。	達成
ウ)実用化に係る課題の抽出	航空機用ロケットエンジンとして、実用化のための課題を抽出し、技術開発計画の初期検討を行う。	項目のみ	項目のみ
i) エンジンの繰り返し使用に関わる課題	エンジンの繰り返し使用に関わる課題の抽出及び解決策の検討	エンジンの繰り返し使用に係る課題を抽出し解決策を検討した。	達成
ii) 有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法	有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法の検討	有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法を抽出し解決策を検討した。	達成

4. 成果、目標の達成度(2/6)

ロケットモードで使用する搭載燃料について、代表的な以下の燃料/酸化剤の組合せに対し、推進性能、有人機体に適用する場合の安全性、航空機機体への搭載方法、輸送/貯蔵などのロジスティクス、製造/調達のコスト、などの各側面から、超高速輸送機向けロケット燃料としての得失について総合的に検討し、メタンを選定した。

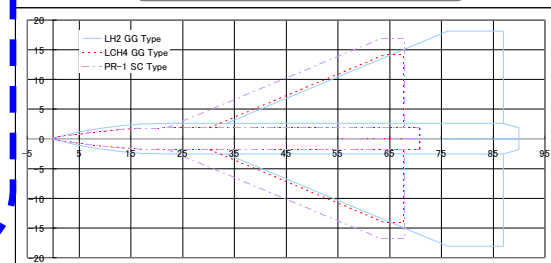
	水素	ケロシン(RP-1)	メタン(LCH4)
推進性能 (比推力)	○Ispは最も高い 430sec	×Ispは低い 335sec	△Ispは比較的高い 350sec
機体サイズ	×タンク大/翼大 密度小71kg/m ³	△タンク小/翼大 密度大807kg/m ³	○タンク小/翼小 密度大425kg/m ³
安全性	×漏れ易く、爆発し易い 引火範囲4.0~75%	○爆発し難い・ 引火範囲0.7~5.0%	○漏れ難く、爆発し難い 引火範囲5.0~15%
再使用性	○煤発生が無く メンテナンスが容易	×煤発生が多く メンテナンスが難しい	○煤発生がほとんど無く メンテナンスが容易
運用性	×極低温取扱難 沸点20.3K	○常温取扱容易 沸点440K	○低温取扱容易 沸点111.6K
搭載性	×円筒タンク 断熱材厚い	○インテグラルタンク 断熱材無し	△円筒タンク 断熱材薄い
貯蔵性	×長期保管が難しい 蒸発率1.8%/月	○長期保管が可能 ただし、ヒータが必要	△長期保管が可能 蒸発率0.3%/月
推薬コスト (製造方法)	×高い1900円/kg	△比較的安い1000円/kg	○安い100円/kg
環境性 (CO ₂ 排出)	×製造中CO ₂ 発生大 飛行中CO ₂ 発生無	△製造中CO ₂ 発生小 飛行中CO ₂ 発生大	○製造中CO ₂ 発生小 飛行中CO ₂ 発生小
	×	△	○



推進性能(Isp)比較

	LH2/GG	LNG/GG	RP-1/SC
Length[m]	90	70.8	71
Dia.[m]	5.1	3.6	3.6
WingSpan[m]	31.2	24.6	30.1
WingArea[m ²]	1000	510	760
MTOW[ton]	314	340	481
DryWeight[ton]	125	100	132
Tubofan Th[kN]	1024	1536	2048
Ramjet Th[kN]	298	248	316
Rocket Th[kN]	4422	4790	6773

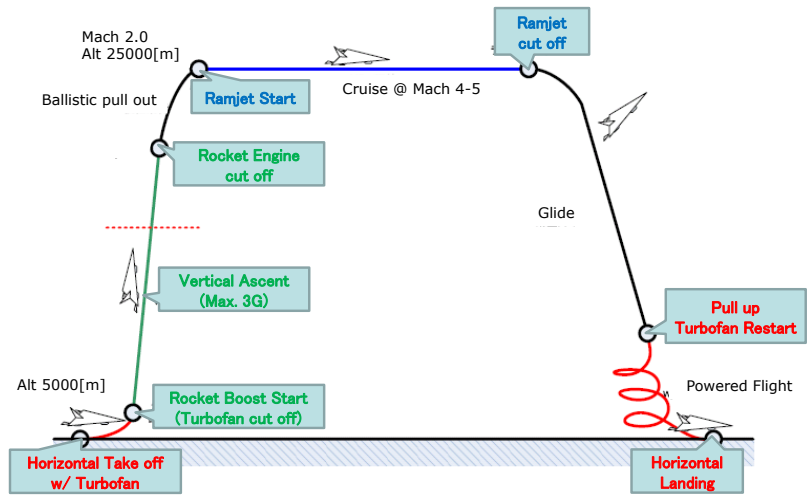
機体仕様比較



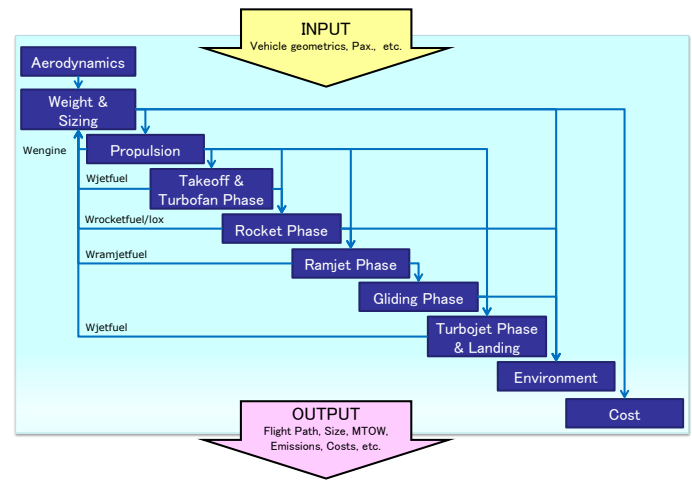
機体サイズ比較

4. 成果、目標の達成度 (3/6)

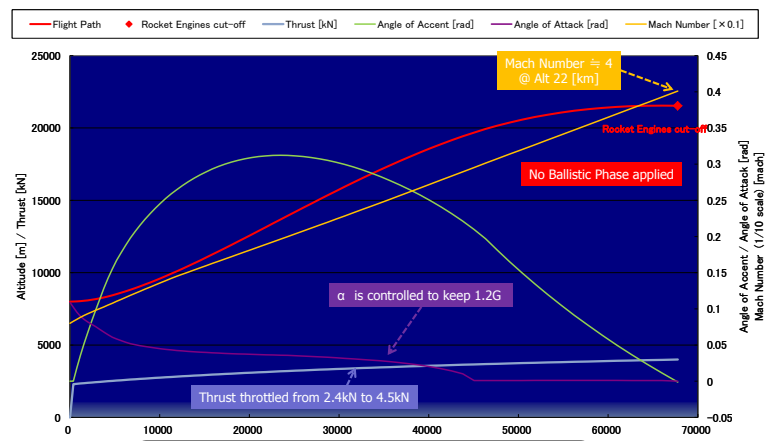
有人輸送に最も適すると考えられる液化メタン(LNG)を燃料としたロケットエンジンを搭載した超高速輸送機についてシステム検討を行い、エンジンに対する要求事項を整理した。



飛行プロフィール



システム検討フロー



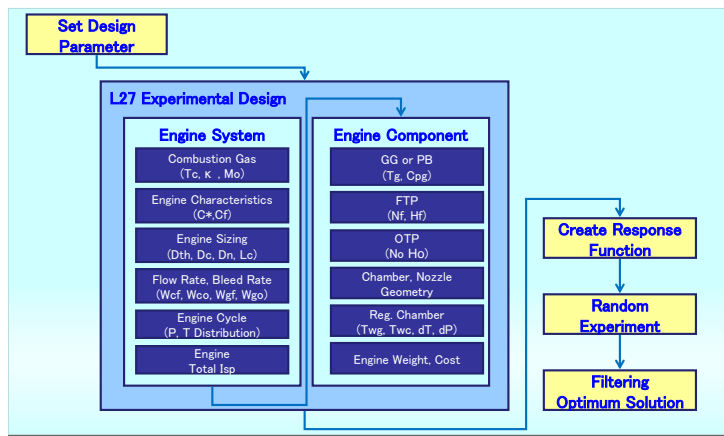
ロケットフェーズ飛行プロフィール例

LH2 GG TYPE (EADS Baseline)	ZEHST TYPE	LCH4 GG TYPE
90.0 [m]	Length	70.8 [m]
5.1 [m]	Diameter	3.6 [m]
6 × 10 [seats]	Seats	4 × 15 [seats]
31.2 [m]	Wing Span	24.6 [m]
1,000 [m2]	Wing Area	510 [m2]
314,441 [kg]	MTOW	340,610 [kg]
125,306 [kg]	Dry Weight	100,424 [kg]
4,422 [kN]	Rocket Thrust	4,790 [kN]
431 [s]	Rocket Isp	344 [s]

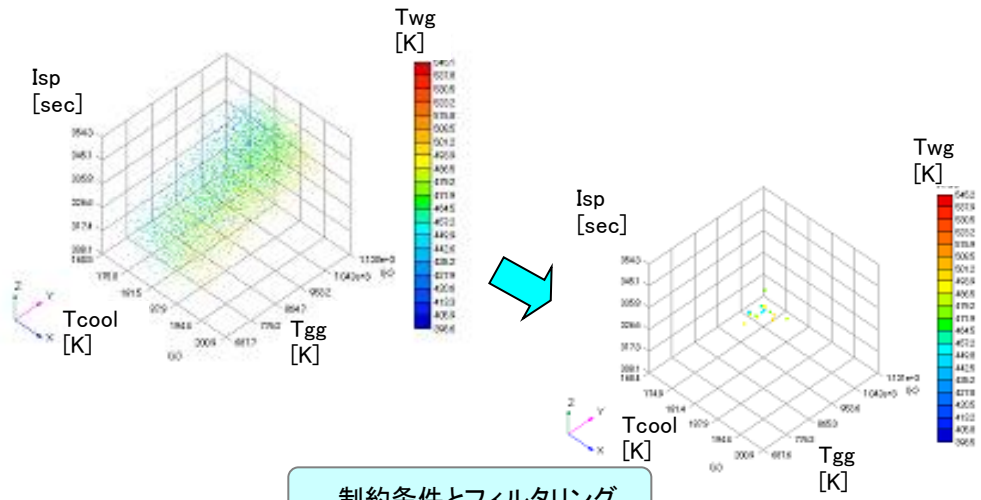
機体システム及びエンジン仕様比較

4. 成果、目標の達成度 (4/6)

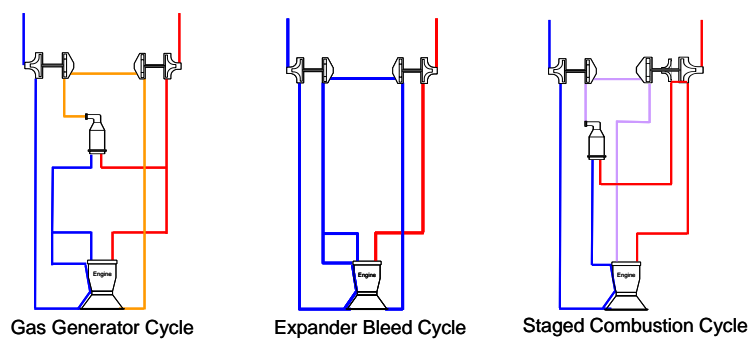
システム検討の結果から、エンジンに対する要求推力を設定し、要求に合致するエンジンの概念設計を行って、エンジン基本仕様を設定した。



エンジン検討フロー

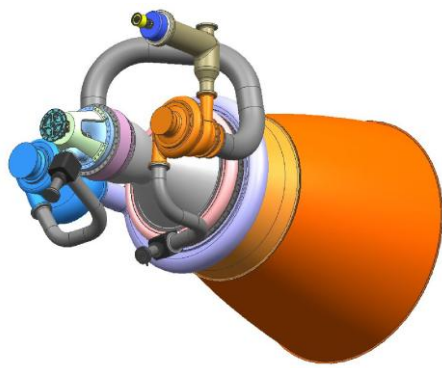


制約条件とフィルタリング



エンジンサイクル特性比較

Item	Spec.	Unit
Engine		
Thrust	1200	[kN]
Isp vac	344	[.sec]
Pc	11.7	[MPa]
MRc	3.14	[-]
MRgg	0.19	[-]
Regenerative Chamber		
Press. Drop	3.72	[MPa]
CH4 Out Temp.	188	[K]
Inner Wall Temp.	457	[K]



超高速輸送機用LCH4/LOXエンジン概念検討結果

4. 成果、目標の達成度(5/6)

EADS 社より入手するインタフェース条件などの情報に基づき、機体へのインテグレーション/商用運用を考慮した、燃料供給系を含めた推進モジュールの概念設計を行った。

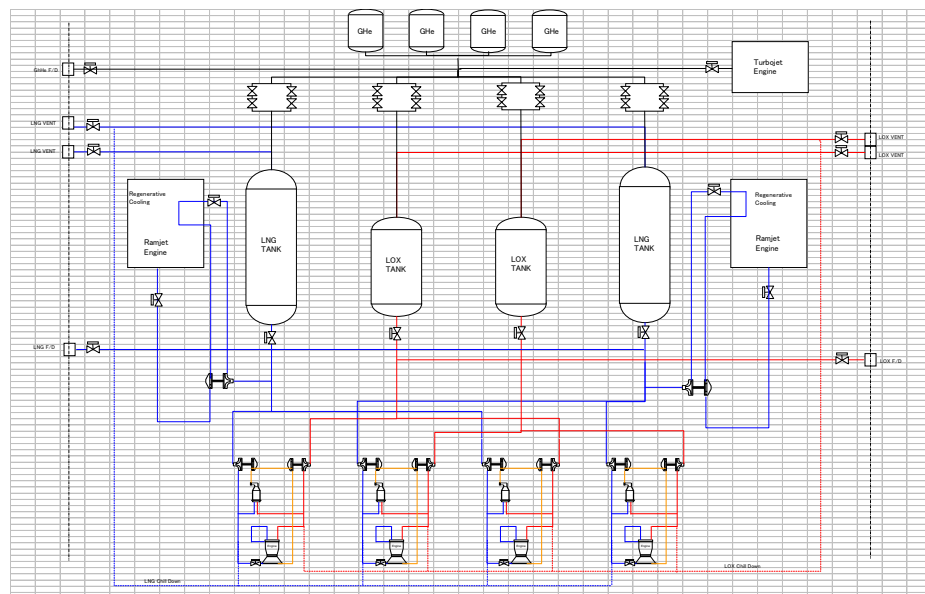
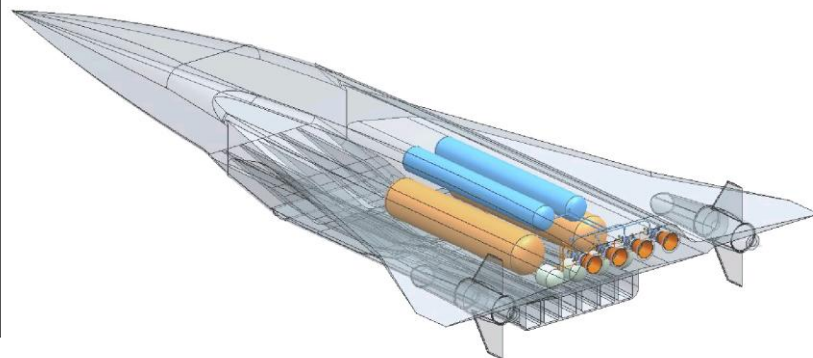
・エンジン

- ロケットエンジン: 機体後端に搭載
- ラムジェットエンジン: 機体下部に搭載
- ジェットエンジン: 翼上に搭載

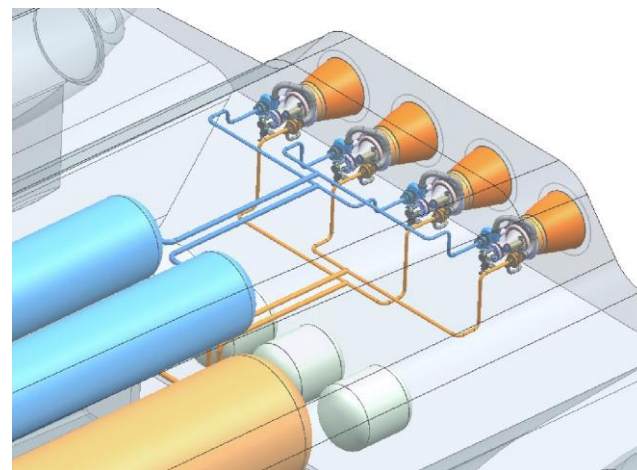
・タンク

- LOX/LNGタンク: 胴体部に円筒状の非インテグラルタンク
- ケロシンタンク: 翼中に翼構造と一体のインテグラルタンク

- ・気蓄器 : タンク加圧用高圧GHe気蓄器(又は推薬自己加圧)
- ・圧力制御システム: 高圧GHeによるタンク加圧、ボイルオフガス調圧
- ・充填/排出/予冷システム: 充填/排出/予冷ライン配管及びバルブ



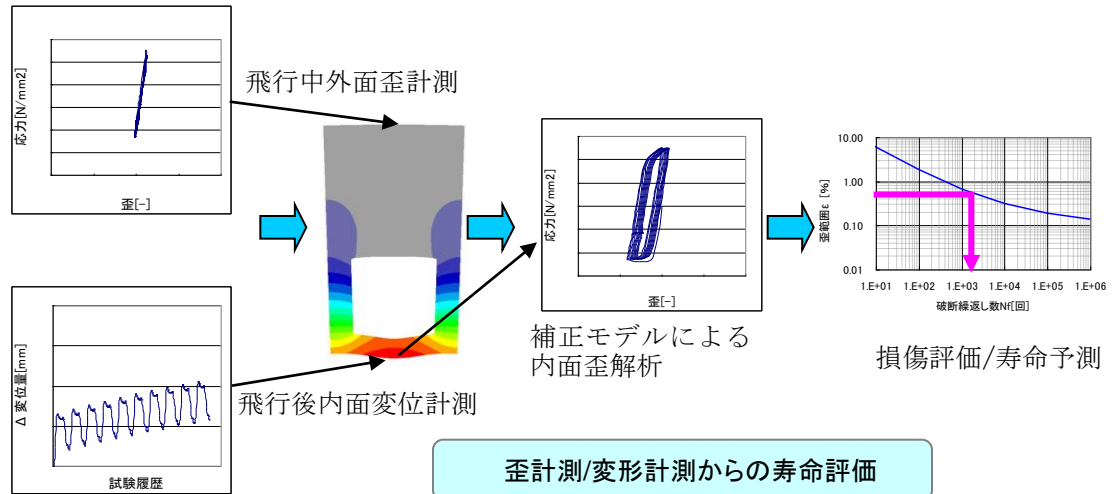
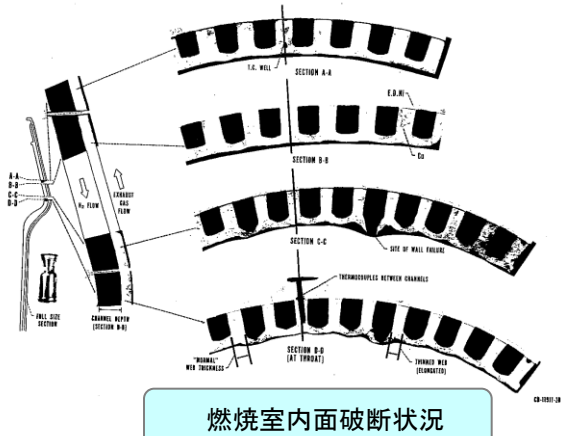
LOX/LCH4ロケットエンジン推進モジュール系統



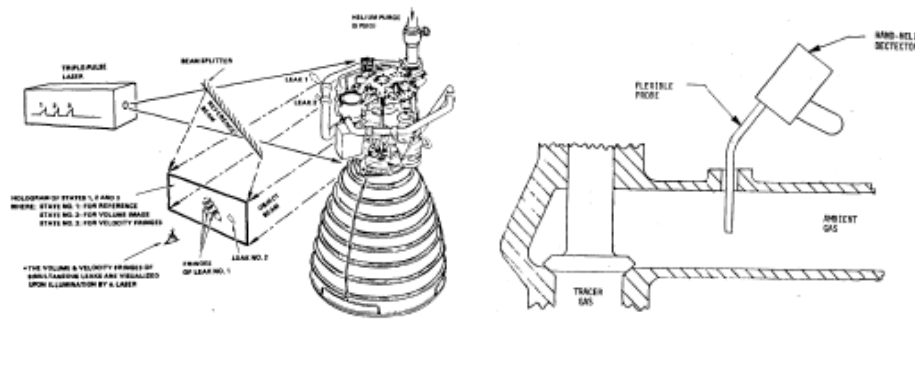
超高速輸送機推進モジュール概念設計結果

4. 成果、目標の達成度(6/6)

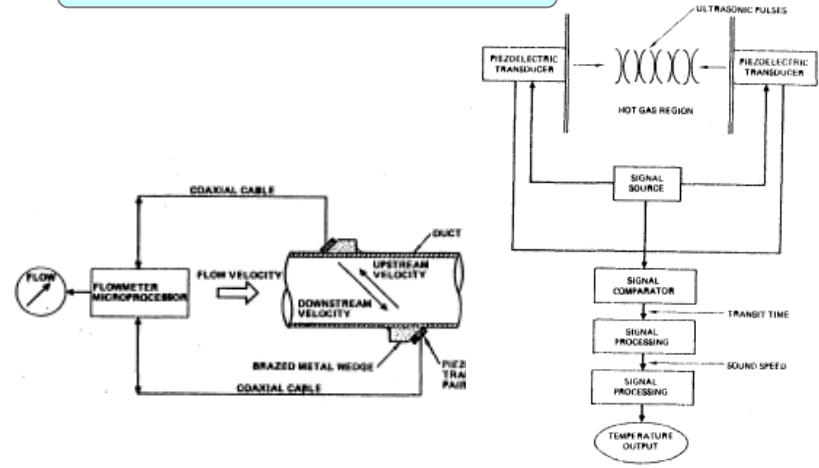
エンジンの繰り返し使用に係る課題(主要構成品の長寿命化、故障診断/ヘルスマモニタリング手法、効率的メンテナンスを可能にするエンジン設計)を抽出し解決策を調査・検討した。有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法を抽出し解決策を調査・検討した。



歪計測/変形計測からの寿命評価



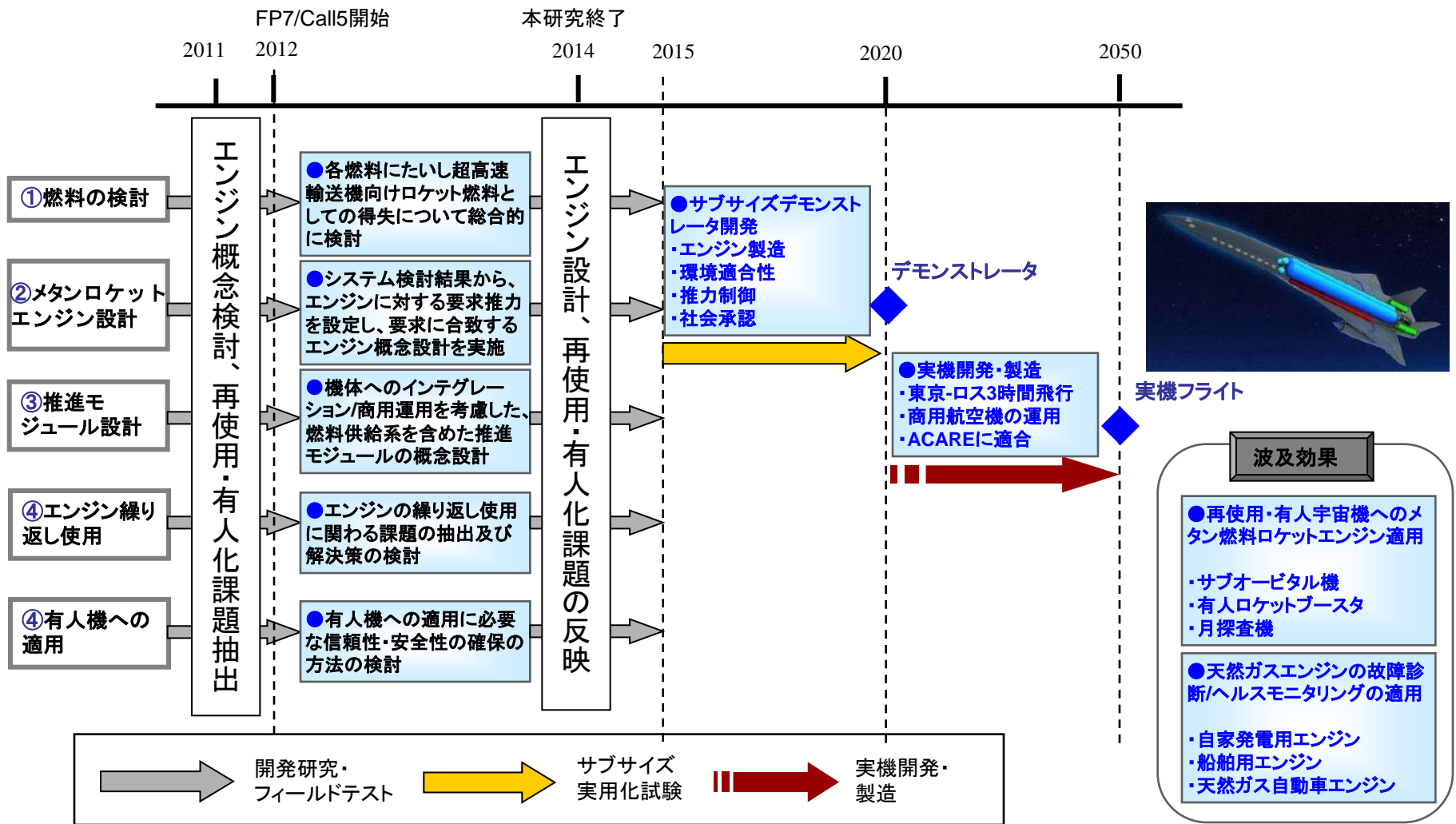
飛行後漏洩検査方法(ホログラフィック/熱線風速計)



飛行中非接触計測方法(超音波流速計/超音波温度計)

5. 事業化、波及効果(1/2)

我が国で研究開発が進んでいるLNG ロケットエンジンがZEHST に採用できれば、機体のコンパクト化・運用性の向上が期待でき、ZEHST 計画が国際共同開発となった場合に、推進システムの主要部分に貢献できる可能性がある。



5. 事業化、波及効果(2/2)

- 本研究のベースラインは、フランスEADS社のZEHST構想である。このZEHST極超音速旅客機は、2020年頃には試作機(プロトタイプ)を製造し、2050年頃には実用機による運行サービスを開始したいとしている。この実用化の中に、本LNGロケットエンジンの研究内容が採用されるべく、EADS社との調整を密に進めてゆく。
- ZEHSTの実用化開発の段階では、ロケットエンジンだけでなく、機体材料/部品の開発などの分野でも我が国の航空機産業が貢献/参入できると考えられる。当然、極超音速機の運行が始まれば、旅客運送業への大きな貢献が出来ると考えられる。
- 商用航空機としての適用を目指し、再使用性、有人機適応といった機能を有するメタンを燃料とした超高速輸送機用のロケットエンジンは、サブオービタル飛行機、有人ロケットブースター、軌道間輸送機等の次世代宇宙輸送システムへの転用が可能であると考えられる。
- 本事業で検討されるメタンを燃料としたエンジンの、故障診断/ヘルスマモニタリング手法及び効率的メンテナンスを可能にする設計については、自家発電用エンジン、船舶用エンジン、及び天然ガス自動車等近年環境をテーマに導入が進んでいる天然ガスを燃料としたガスタービンやレシプロエンジン等の他機種エンジンへの応用が期待される。

6. 研究開発マネジメント・体制等(1/2)

本事業は以下に示すように平成23年度～26年度の4年計画で実施されている。

(1)燃料の検討

(2)システムの検討

ア)機体システム仕様に適合するロケットエンジンの基本仕様設定

イ)推進モジュールなどの概念設計

ウ)実用化に係る課題の抽出

i)エンジンの繰り返し使用に係る課題

ii)有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法

実施項目／年度	23	24	25	26
燃料の検討	調査検討			
機体システム及び ロケットエンジンの 検討	概念検討	ロケットエンジン設計		
推進モジュールの検討	概念検討		推進モジュール設計	
エンジンの繰り返し 使用に係る課題	調査検討		要素試験計画検討	
有人機への適用に 必要な信頼性・安全性 の確保の方法	調査検討		要素試験計画検討	

6. 研究開発マネジメント・体制等(2/2)

本研究開発は、公募による選定審査手続きを経て、(株)IHIエアロスペース(以下「IA」)が経済産業省からの補助を受けて実施した。また、再委託先として株式会社IHI(以下「IHI」)が参加した。

なお、本検討においては、検討の精度を高めるため、機体システムとのインタフェース条件・制約条件などについて、EADS社と秘密保持契約を結び情報入手した。

