

超高速輸送機実用化開発調査 (革新的推進システム)

評価用資料

平成27年3月26日

株式会社 IHI

目 次

1. 事業の目的・政策的位置付け.....	1
1－1 事業の目的.....	1
1－2 政策的位置付け.....	2
1－3 国の関与の必要性.....	2
2. 研究開発目標.....	3
2－1 研究開発目標.....	3
2－1－1 全体の目標設定.....	4
2－1－2 個別要素技術の目標設定.....	5
3. 成果、目標の達成度.....	6
3－1 成果.....	6
3－1－1 全体成果.....	6
3－1－2 個別要素技術成果.....	7
3－1－3 特許出願状況等.....	26
3－2 目標の達成度.....	27
4. 事業化、波及効果.....	28
4－1 事業化の見通し.....	28
4－2 波及効果.....	28
5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等.....	29
5－1 研究開発計画.....	29
5－2 研究開発実施者の実施体制・運営.....	29
5－3 資金配分.....	30
5－4 費用対効果.....	30
5－5 変化への対応.....	30

1.事業の目的・政策的位置づけ

1－1 事業目的

エアバス A380 の登場により、旅客機の大型化はひとつの区切りを迎えたと考えられる。次世代の航空機に求められるものは、更なる高速航行と、それと両立する環境への適合性（エミッションの低減）である。この超高速輸送機の開発ならびに実用化には広範な分野にわたる高度な技術開発が必要となり、費用も莫大なものとなるため、国際共同開発となることが想定される。

これまでに実用化された超高速輸送機としては、英仏共同開発による超音速旅客機・コンコルドの例が挙げられるが、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。今後、超高速輸送機がビジネスとして成立するためには、Sonic Boom の問題を解決することが不可欠と考えられる。

従来から、超音速・極高音速航空機の Sonic Boom 問題の解決に対しては、主として機体空力設計による衝撃波低減を目指す研究が盛んに行われてきている。一方、これとは異なるアプローチにより Sonic Boom 問題を解決し、超高速輸送機を実現しようとする動きもある。最近、その計画が公表されたフランス AIRBUS 社の ZEHST(Zero Emission Hyper Sonic Transport)計画がそれである。

ZEHST 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/衝撃波発生を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。

- ・ ターボジェットエンジン： 離着陸/亜音速飛行
- ・ ロケットエンジン： 準垂直上昇/音速突破
- ・ ラムジェットエンジン： 高高度巡航/極超音速飛行



図 1－1．ZEHST(Zero Emission Hyper Sonic Transport)

1-2 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。(図 1-2)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。

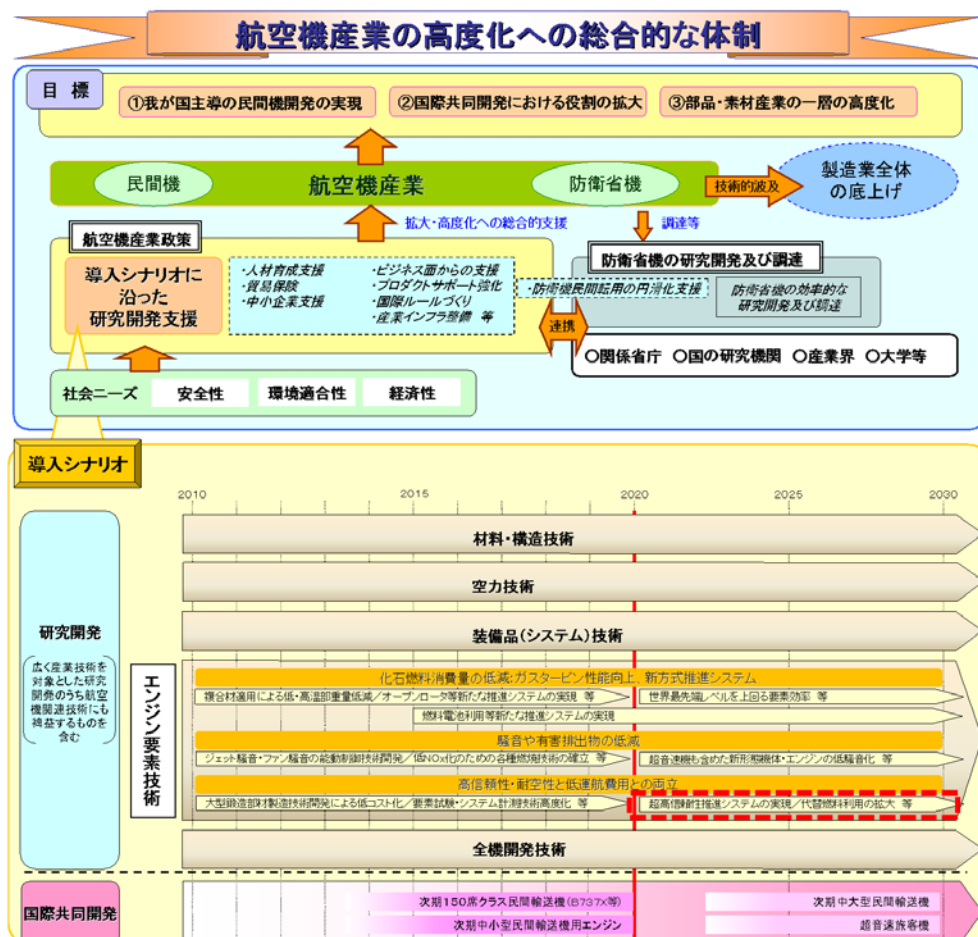


図 1-2. 本事業の位置づけ

1-3 国の関与の必要性

本事業では、我が国が競争力を保持するLNGロケットエンジン技術をフランスが計画する超高速輸送機へ適用することを調査検討し、航空機産業高度化への総合的な体制の中で、エンジン要素技術として超高信頼性推進システムの実現及び代替燃料利用の拡大に取り組み、将来的に国際共同開発において主要な役割を果たすことにつながる。しかし、本事業で開発する技術はまだ一般的な普及レベルには達しておらず、その信頼性の確立には技術的リスクも伴い、国が積極的に研究開発に投資し、産業界に成果を普及させる必要がある。

2. 研究開発目標

2-1 研究開発目標

本調査研究事業においては、弊社の持つ液体ロケットエンジン、主として LNG ロケットエンジンの開発実績をベースとし、以下の検討を実施することを通じ、超高速輸送機に対するロケットエンジンの適用可能性、或いは超高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。

(1) 燃料の検討

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ックス、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検討を行う。これらの検討結果に基づき、各燃料の組合せに対し、超高速輸送機におけるロケットエンジン燃料として総合的な評価を行う。

- 液体水素/液体酸素
- 液化メタン (LNG) /液体酸素
- 灯油系燃料 (ケロシン) /液体酸素

(2) システムの検討

ZEHST をモデルとし、前述の燃料の組合せのうち、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って、エンジンに対する要求事項を整理する。

- 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

以上の検討を通じ、ZEHST をモデルとした超高速輸送機へのロケットエンジン適用について評価を行い、国際共同開発における推進系分野での日本の貢献の可能性について、一定の評価が行えるものとする。

2-1-1 全体の目標設定

超高速輸送機に対するロケットエンジンの適用可能性、或いは超高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上で、表2-1に示すように全体目標を設定した。

表2-1. 全体の目標

目標・指標	設定理由・根拠等
超高速輸送機に対するロケットエンジンの適用可能性、或いは超高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ため、以下の検討を実施する。 (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、超高速輸送機におけるロケットエンジン燃料として総合的な評価を行う。 (2) システムの検討 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い、エンジンに対する要求事項を整理する。 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	超高速輸送機に対するロケットエンジンの適用可能性、或いは超高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ため、以下の検討を実施する。 (1) 燃料の検討 各燃料/酸化剤の組合せに対し総合的な検討を行い、超高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。 (2) システムの検討 超高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ため以下を実施する。 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

2-1-2 個別要素技術の目標設定

表 2-2 に個別要素技術の目標を示す。

表 2-2. 個別要素技術の目標

要素技術	目標・指標	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、超高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。	超高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	AIRBUS 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。

3. 成果、目標の達成度

3-1 成果

3-1-1 全体成果

平成23年度末における全体成果を表3-1に示す。

表3-1 成果の概要

要素技術	目標・指標	成果の概要
(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。
(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。	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。
イ) 推進モジュールなどの概念設計	AIRBUS 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。	AIRBUS 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。
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係る課題を抽出し解決策を検討した。
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。

3-1-2 個別要素技術成果

本調査研究事業においては、弊社の持つ液体ロケットエンジン、主として LNG ロケットエンジンの開発実績をベースとし、以下の検討を実施することを通じ、超高速輸送機に対するロケットエンジンの適用可能性、或いは超高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いった。平成25年度末における個別要素技術成果を以下に示す。

(1) 燃料の検討

水素、メタン、ケロシンにたいする推進性能の比較を行うため、各燃料にたいして次章で説明する超高速輸送機のシステム検討を実施し、各燃料に対する推進性能に基づき最適な機体サイズを求め、性能と構造の優位性を評価した。

図3-1より水素は分子量が小さく I_{sp} が高いことからケロシン、メタンと比べ最も性能の高い推進薬である。一方で、密度が小さいことから必要燃料量を貯蔵するタンクサイズが大きくなり、図3-2に示す通り機体が最も大きくなるデメリットがある。更に、推進温度が20Kと最も低く断熱材量が多いことも乾燥重量の増大に影響している。

ケロシンは密度がおおきくタンクサイズを小さくできるが、推進密度が高く MTOW（推進搭載重量）が最も大きくなり、離陸に必要な揚力を得るため翼サイズが大きくなり、離陸必要推力を確保するためジェットエンジン基数も倍になり、機体乾燥重量は最も大きくなる。

表3-2よりメタンは水素より密度が大きくタンクサイズが小さくでき機体サイズも大幅に小さくできる。また、ケロシンと比較すると密度が小さいため MTOW が小さく翼面積が小さくてすむため、機体サイズ及び乾燥重量は水素、ケロシンと比較し最も小さく、機体はコンパクトになる。 I_{sp} は水素とケロシンの間で機体サイズと性能のバランスのとれた燃料といえる。

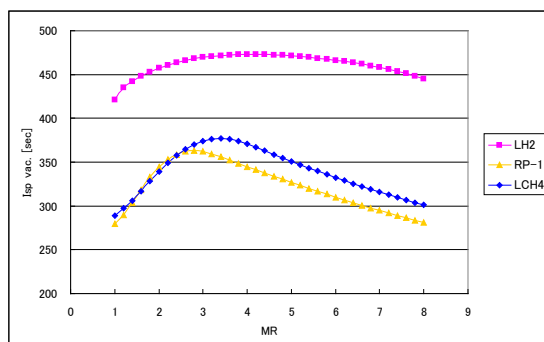


図3-1 推進性能(I_{sp})比較

	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[m2]	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

表3-2 機体仕様比較

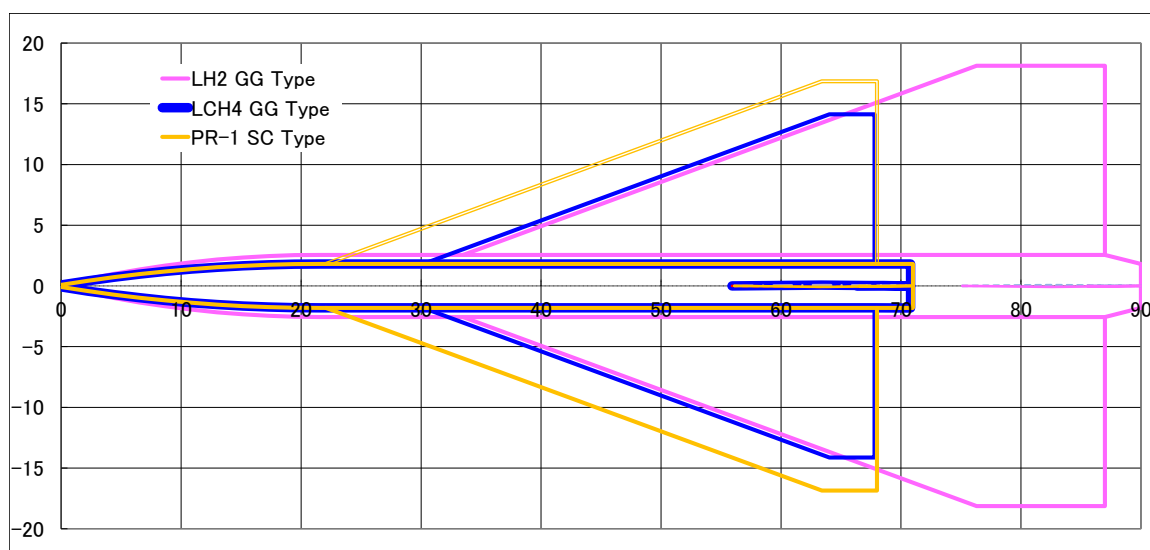


図 3-2 機体サイズ比較

次に、ロケットモードで使用する搭載燃料について、液体水素、液化メタン、ケロシンと液体酸素との組合せに対し、推進性能、有人機体に適用する場合の安全性、再使用への運用性、航空機機体への搭載方法、輸送/貯蔵などのロジスティックス、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な検討を行った。

その結果、メタンは燃料コスト、運用面で有利であるばかりでなく機体構造が最も小さくでき、コスト、運用性及び性能のバランスがとれ、超高速輸送機用ロケットエンジン燃料として最も実現性の高い燃料であるといえる。

メタンは水素より密度が大きくタンクサイズが小さくでき機体サイズも大幅に小さくできる。また、ケロシンと比較すると密度が小さいため推薬搭載重量が小さく翼面積が小さくてすむため、機体乾燥重量は水素、ケロシンと比較し最も小さく、機体はコンパクトになる。Isp は水素とケロシンの間で機体サイズと性能のバランスのとれた燃料といえる。

低温流体のためケロシンに比べると取り扱いが複雑になるが、LNG は都市ガスとして広く一般的に流通しておりインフラ設備や運用は汎用性が高い。

低混合比燃焼における煤の発生や再生冷却部のコーキング生成はケロシンに比べると著しく少なく、炭化水素系燃料の中では再使用メンテナンス性に優れている。

環境面では製造によるライフサイクルを含む CO2 発生量は水素に比べて非常に少なく、エンジン作動中の CO2 はケロシンに比べ少ない。また、コスト面では燃料製造コストが水素、ケロシンに比べ最も低い。

各評価項目に対する燃料による比較検討結果を表 3－3 に示す。

表3－3 燃料特性比較

	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/m3	△タンク小/翼大 密度大 807kg/m3	○タンク小/翼小 密度大 425kg/m3
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 (CO2 排出)	× 製造中 CO2 発生大 飛行中 CO2 発生無	△製造中 CO2 発生小 飛行中 CO2 発生大	○製造中 CO2 発生小 飛行中 CO2 発生小
	×	△	○

(2) システムの検討

ZEHST をモデルとし、前述の燃料の組合せのうち、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する。

ア) 機体システム仕様に適合するロケットエンジン基本仕様設定

ZHEST はコンコルドの約 2 倍の Mach4-5 で巡航し、東京-ロサンゼルス間を 3 時間以内で高速航行する超高速輸送機である。更に、高高度を巡航することで、地上へのソニックブームの影響を低減し、環境への適合を両立させることで商業的な成功を目指している。

ZEHST 計画では、超高速輸送機がビジネスとして成立するための最大の課題であるソニックブームを解決するため、ロケット飛翔経路に類似した、ほぼ垂直の飛行経路をとり、その中で音速突破/衝撃波発生をさせることにより地上へのソニックブームの影響を極小化する構想である。

そのため ZHEST では、図 3-3 に示す通り離着陸/亜音速飛行のためのジェットエンジン、垂直上昇/音速突破のためのロケットエンジン、高高度巡航/極超音速飛行のためのラムジェットエンジンの 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。

ここでは、AIRBUS 社より入手する ZEHST の基本仕様に基づき、前項の検討結果より有人輸送に最も適すると考えられるメタン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ない、エンジンに対する要求事項を整理する。AIRBUS 社より入手した情報及び調整結果に基づき設定した ZEHST の基本緒言及び飛行プロファイルを以下に示す。

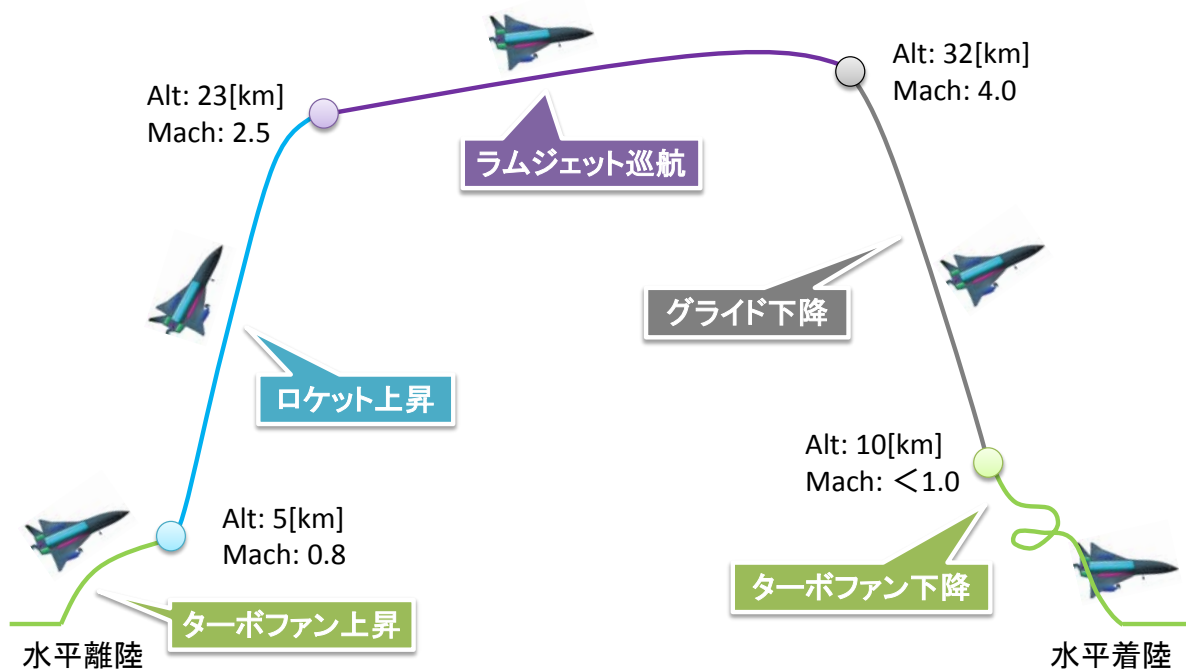


図 3-3 飛行プロファイル

i) 機体システムの検討

超高速輸送機のシステム検討では、機体基本形状、エンジン仕様を設定し空力係数、重量、推進性能を求め、離陸⇒垂直上昇⇒巡航⇒減速⇒着陸の各飛行フェーズにおいて飛行制約条件を満足し、燃料消費の少ない最適飛行経路を求める。異なる多数の機体形状、エンジン仕様に対し上記システム検討を実施し、その中から最も消費燃料が少なくコンパクトな機体を選定する。また、そのときのロケットエンジン推力をエンジン概念検討のための基本仕様として設定する。超高速輸送機システム検討の流れを以下に示す。

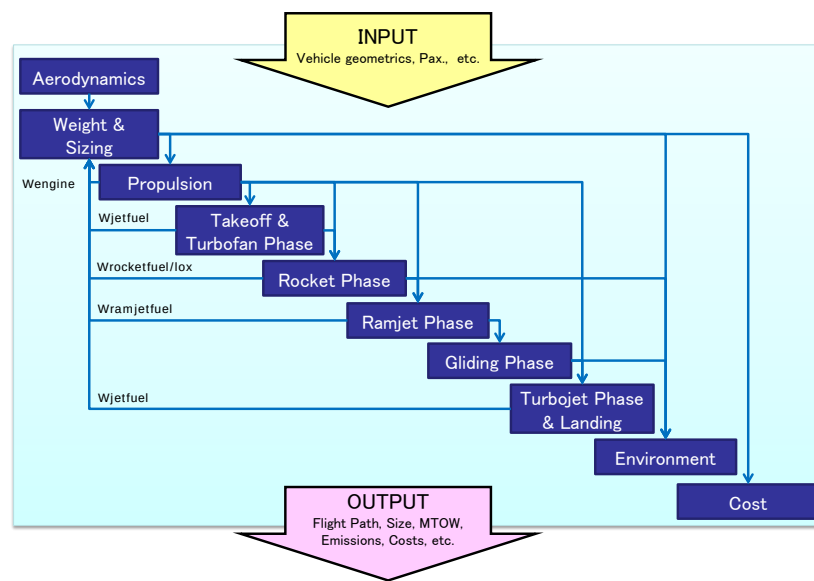


図 3-4 システム検討フロー

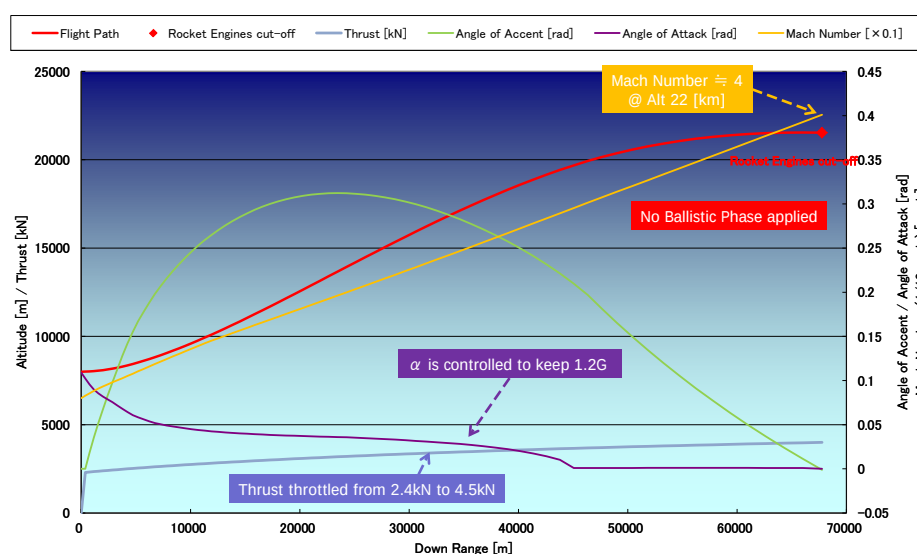


図 3-5 ロケットフェーズ飛行プロファイル例

- ① インプットとして、機体長さ/幅、翼形状等、機体の基本形状を設定する。
- ② 空力モデルでは設定された機体形状より揚力係数、抗力係数、モーメント中心等の空力情報を求める。また、重量モデルでは機体基本形状より、キャビン容積やタンク形状等の詳細形状を算出する。
- ③ 推進系モデルではターボファン、ラムジェット、ロケットエンジンの推力の設定を行う。ターボファンエンジン及びラムジェットエンジンは空力情報、重量、速度等より必要推力を算出。ロケットエンジン推力は MTOW より仮設定値を与える。
- ④ 飛行モデルは離着陸/ターボファン亜音速飛行モデル、ロケットフェーズモデル、ラムジェットフェーズモデル、滑空降下フェーズモデルより構成される。離着陸/ターボファン亜音速飛行モデル及びラムジェットフェーズモデルは、空力情報、重量情報、エンジン推力情報から、必要燃料の計算を行う。ロケットフェーズモデルでは、空力情報、重量情報、エンジン推力情報から、到達高度や最大加速度等の飛行制約条件を満足し消費燃料が最小となるような飛行経路解析を行う。
- ⑤ 環境モデルは、燃料種と各フェーズにおける必要推薬重量情報から、1 フライトにおける CO2 排出量の計算を行う。
- ⑥ アウトプットとして MTOW(推薬搭載重量)と機体乾燥重量が求まる。

上記システム解析を多数実施し、その中で最も MTOW(推薬搭載重量)と機体乾燥重量が小さくなる機体基本形状を選定した。また、その際のロケットエンジンに対する基本要求仕様として推力、比推力を以下に設定する。

表 3－4 燃料による機体システム及びエンジン仕様比較

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]

ii) エンジン概念検討

超高速輸送機のシステム検討結果に基づき、メタンを燃料としたロケットエンジンの全推力は約 4800kN となる。4 機のエンジンを用いて全推力をまかなうものとし、一機あたりの推力を 1200kN と設定する。これより要求に合致するロケットエンジンの概念設計を行い、エンジンサイクルの選定、エンジン基本仕様の設定を行うものとする。

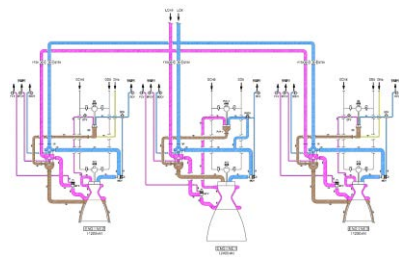
コンセプトスコアリング(形態候補採点)で 6 の組合せエンジン候補に対し、QFD で設定したクライテリアを用いて、TOPSIS 法(Technique for Order Preference by Similarity to Ideal Solution)による得点付けを実施しエンジンサイクルを選定した。

表 3－5 Monograph Matrix (エンジン形態候補生成)

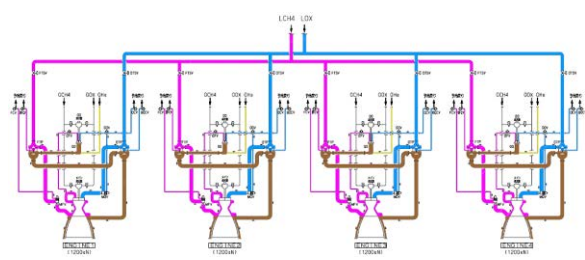
Morphological Matrix II									
名称		形態A	形態B	形態C	形態C'	形態D	形態E		
コンセプト		EADS ZHEST 標準タイプ	再生冷却 LNGエンジン 大型タイプ	再生冷却 LNGエンジン 改修タイプ	LNGエンジン 2段燃焼 改修タイプ	エクスパンダー ブリード系 大型タイプ	将来型リニア エアロスバイク タイプ		
システム	エンジン数	240[t]×1 +120[t]×2		120[t]×4				40[t]×12	
	TP数	3基		4基				2基	
	スロットリング	ディスクリット			スロットリング +ディスクリット		ディスクリット	スロットリング +ディスクリット	
	地上予冷	推薬排出予冷			推薬排出+循環予冷		推薬排出予冷	推薬排出 +循環予冷	
	飛行中予冷	推薬排出予冷			推薬循環予冷		推薬排出予冷	推薬循環予冷	
	EGサイクル	S/C×1 +GG×1		GG	GG	S/C	EXB	S/C	
	SLT制御	なし			供給ラインバルブ		なし	供給ライン バルブ	
	推力制御弁	なし			電動制御弁		なし	電動制御弁	
	方向制御	ジンバル+ディフェンシャルスロットリング							
	ディフェンシャル	ディフェンシャル							
ノズル	冷却	フィルム冷却 (+再生冷却)					再生冷却		
	形状	ベルノズル						スパイクノズル	
	騒音防止	シェブロン (+吸音ライナ)						なし	
TP	軸数	一軸式	独立式	一軸式			独立式	一軸式	
	軸動力	燃焼ガス					昇温ガス		燃焼ガス
	排出ガス	主噴射器 +専用ノズル		ノズル冷却		主噴射器	ノズル冷却	主噴射器	
	スタータ	なし	GHeガス	Ghe (or ターボ ファン排気)		なし	なし	なし	
	GG/PB	推薬	液-液(GG)			液-ガス		なし	ガス-ガス
制御 モニタ	HMC	FDIR機能なし			FDIR機能あり				
	センサ	接触センサ(Q・P・T)						非接触センサ (Q・P・T)	
	ハーネス	フライ・バイ・ワイヤ			フライ・バイ・ライト		フライ・バイ・フ イア	ワイヤレス(含: 給電)	
供給	タンク加圧	GHe加圧			GHe+自己加圧		GHe加圧	GHe+自己加圧	

メタンを燃料としたエンジンに対して、GG(Gas Generator)、EB(Expander Bleed)、SC(Staged Combustion)の各エンジンサイクルの違いによる影響を検討した。

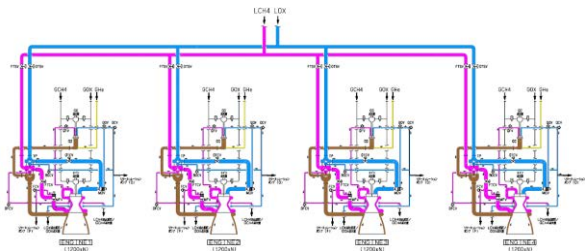
SC サイクルは全ての推薬が推力に寄与するため Isp が最も高いが、一方でポンプ吐出圧がサイクルに比べ非常に高くなることから、既存の技術を組み合わせ開発リスク及び期間の低減を図る ZEHST のコンセプトに適さない。EB サイクルは再生冷却部でポンプを回すために十分な熱量を確保することが困難でありメタンを燃料とした大型エンジンでは成立解が得られていない。そこでポンプ吐出圧が低く、起動シーケンスがシンプルで開発リスクの少ない GG サイクルが選定された。更に一軸ポンプを用いると、エンジン異常時も作動点は燃焼圧力の変動のみで混合比の大幅なずれは生じず、混合比の変動に伴う異常燃焼が発生しないため、有人機適用に必要な安全性確保につながることから、超高速輸送機用ロケットエンジンとして GG サイクル一軸ポンプタイプが適する。



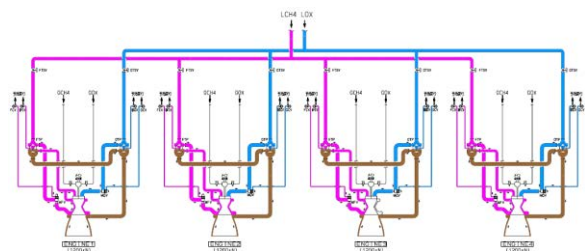
(A) AIRBUS ZEHST 標準タイプ (SC+GG)



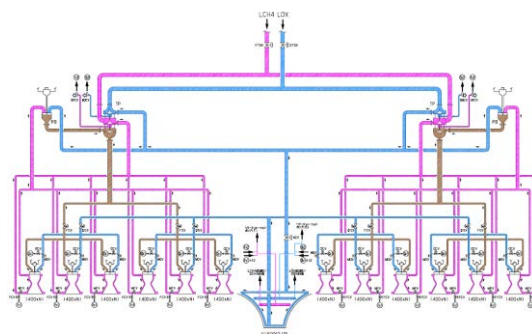
(B) GG サイクルタイプ



(C) GG サイクルー軸ポンプタイプ



(D) EB サイクルタイプ



(E) 将来型リニアエアロスパイクタイプ

Pugh Concept Selection	重要度(GFDより)	Design Concepts					
		形態A	形態B	形態C	形態D	形態E	
開発コスト	0.563	+	+	+	+	-	
製造コスト	0.609	-	+	+	+	-	
ISP	0.614	-	-	-	-	+	
重量	0.725	S	-	S	-	-	
サイズ	0.549	+	-	+	-	-	
寿命	1.139	+	+	+	+	S	
有害排出物	0.526	-	-	-	-	-	
整備性	1.151	-	+	+	+	-	
安全性	1.637	-	+	+	+	S	
推進加圧機能	0.714	-	-	S	-	S	
推進温度管理機能	0.437	S	S	S	S	S	
推進供給機能	1.115	S	S	S	S	S	
推進排出機能	0.502	+	-	+	-	-	
地上予冷機能	0.369	-	-	-	-	-	
飛行中予冷機能	0.506	-	-	+	-	-	
点火機能	0.606	S	-	-	S	S	
燃焼機能	1.217	-	-	-	-	S	
燃焼室耐熱機能	0.896	S	+	+	S	-	
ノズル耐熱機能	0.779	+	+	+	+	-	
推力制御機能	1.107	-	-	S	-	+	
推力方向制御機能	0.634	-	-	S	-	+	
耐荷重機能	0.763	S	S	S	S	S	
騒音防止機能	0.743	-	S	S	S	+	
冗長機能	1.358	-	-	S	-	-	
状態監視機能	1.117	-	S	S	S	S	
+ (plus) Pugh Sums		5	7	11	0	6	4
- (minus) Pugh Sums		14	13	4	0	12	12
Concept Rating		-9	-6	7	0	-6	-8

TOPSIS Result - 3rd Trial						
	形態A	形態B	形態C	形態D	形態E	
(S+) 距離	0.10	0.08	0.05	0.04	0.08	0.07
(S-) 距離	0.04	0.06	0.09	0.07	0.06	0.07
相対距離	0.29	0.43	0.62	0.63	0.42	0.49
順位	6	4	2	1	5	3

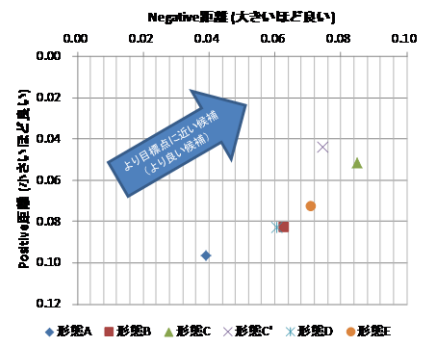


図 3 - 6 TOPSIS 法によるエンジンサイクルの選定

エンジン検討では、燃焼圧、混合比、噴射抵抗等のエンジン主要パラメータを入力し、エンジン性能計算、エンジンコンポーネント性能計算を行い、 I_{sp} 、GG 排ガス温度、燃焼室内壁温度等の評価指標を求める。高信頼化設計手法を用いて多数の異なる入力条件に対しエンジン検討を実施し、制約条件を満足する最適解を選定する。この中でエンジンサイクルの違いについても比較検討し、適切なエンジンサイクルに対する最適仕様を設定した。エンジン設計検討の流れを以下に示す。

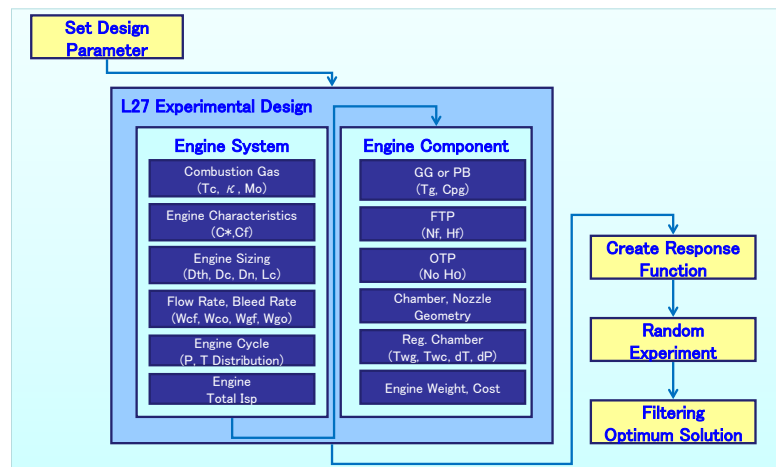


図 3-7 エンジン検討フロー

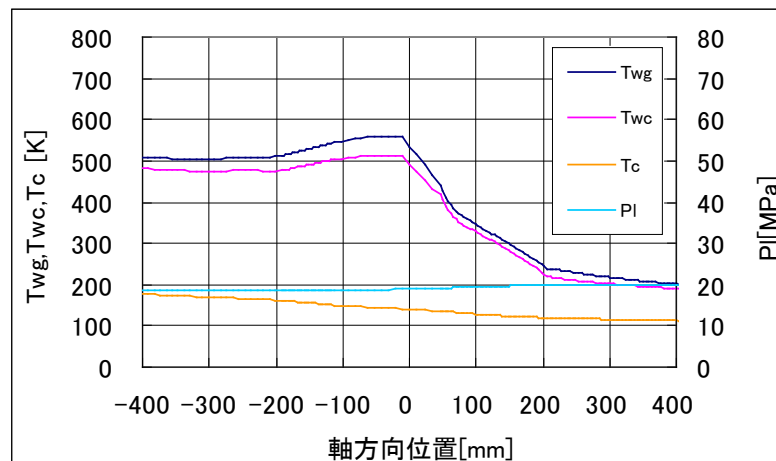


図 3-8 再生冷却モデル例

網羅的試行による多数の設計解の中から、制約条件を満足する解を選択した。燃焼圧力 P_c の増加は、エンジン性能 I_{sp} の上昇をもたらすが、一方で燃焼室内壁温度の上昇とそれに伴う寿命の低下をもたらす。 I_{sp} は燃焼圧力が 10MPa を超えると上昇率が低減するため、燃焼圧力はこれを僅かに超えた 11.7MPa とした。

燃焼器混合比 MR_c の上昇は液化メタンのガス化に必要な再生冷却出口温度の上昇をもたらすが、燃焼室内壁温度上昇による寿命低下をもたらすため、両者を満足するバランスのとれた MR_c を設定した。

また、GG 混合比 MR_{gg} の上昇は、タービン入口温度上昇に伴い I_{sp} の上昇をもたらすが、同時にターボポンプのタービン寿命低下をもたらすため、両者を満足するバランスのとれた MR_{gg} を設定した。

これにより、メタンを燃料とした超高速輸送機用 GG サイクルロケットエンジン仕様の概念検討結果として以下の成立解を得た。

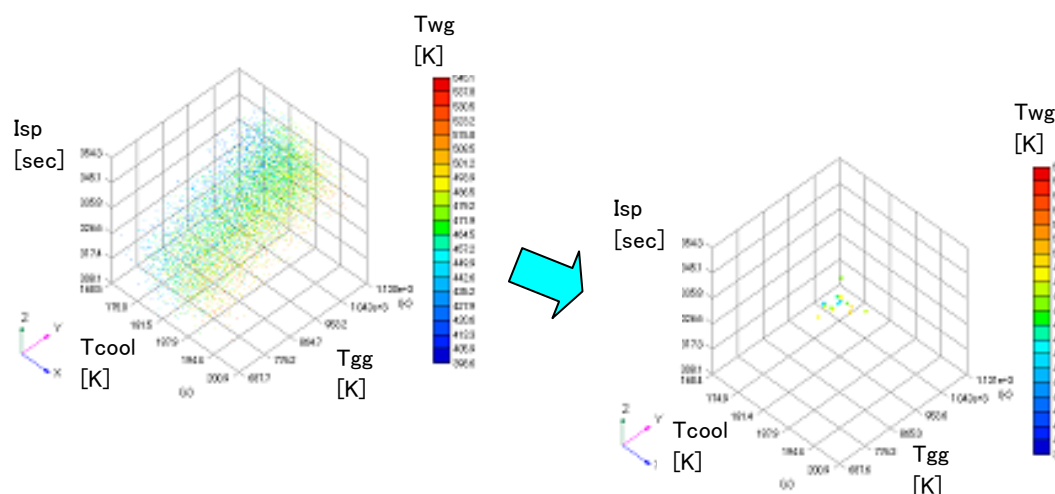


図 3-9 制約条件とフィルタリング

Item	Spec.	Unit
Engine		
Thrust	1200	[kN]
I_{sp} vac	344	[sec]
P_c	11.7	[MPa]
MR_c	3.14	[-]
MR_{gg}	0.19	[-]
Regenerative Chamber		
Press. Drop	3.72	[MPa]
CH ₄ Out Temp.	188	[K]
Inner Wall Temp.	457	[K]

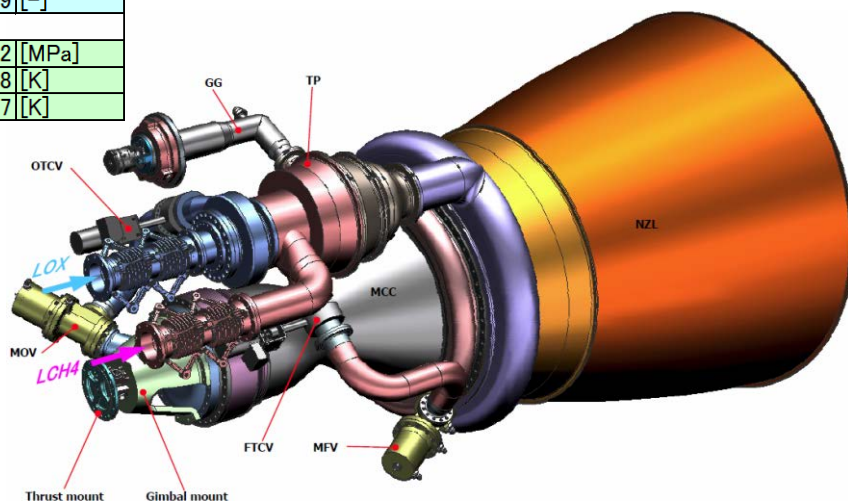


図 3-10 超高速輸送機用 LOX/LCH₄ エンジン概念検討結果

イ) 推進モジュールなどの概念設計

AIRBUS 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う。ここでは特に燃料としてメタンを用いたロケットエンジンの推進モジュールを中心に検討する。

ZHEST では、離陸/着陸のためのジェットエンジン、垂直上昇のためのロケットエンジン、巡航のためのラムジェットエンジンの三種類のエンジンを搭載する。ジェットエンジンはケロシン系のジェット燃料を使用、ロケットエンジン及びラムジェットエンジンは燃料にメタン、酸化剤に液体酸素を用いる。これらに基づき検討した推進モジュール構成を以下に示す。

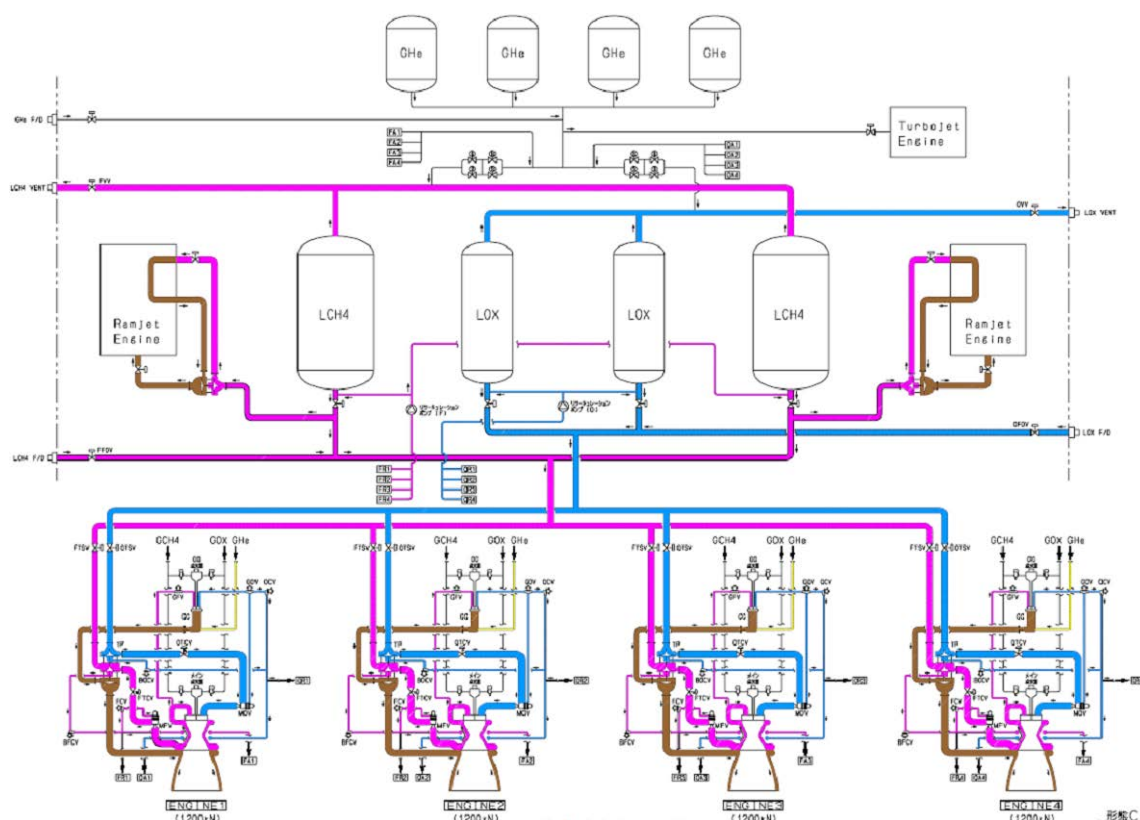


図 3-11 LOX/LCH4 ロケットエンジン推進モジュール系統

ZHEST では三種類のエンジンを搭載しているが、AIRBUS との調整におけるインタフェース情報によると、ジェットエンジンは翼上、ロケットエンジンは機体後端、ラムジェットエンジンは機体下部に搭載される。推進モジュールの機器搭載状態検討結果を以下に示す。

- ① ロケットエンジンは機体後端に 4 機設置する。ロケット始動時は、スロットリングに代わり、4 機のエンジンをディスクリートに増やしていくことで推力調整を行なう。
- ② ラムジェットエンジンは機体で予圧縮された空気を取り入れられるよう機体下面に搭載する。また、機体後部は燃焼排ガス加速のためのノズルとなる。
- ③ ジェットエンジン用のケロシンは従来の航空機同様翼内に搭載されるインテグラルタンクに貯蔵されるものとし、ジェットエンジンは翼上に搭載する。
- ④ 極低温推進剤である LNG 及び LOX は蒸発を抑えるために表面積の小さい円筒形非インテグラルタンクを胴体に設置する。タンクは断熱材により断熱され極力推進剤の蒸発をおさえるものとする。
- ⑤ 推進剤をロケットエンジンに供給するため、GHe 加圧又は自己加圧によりタンク内の圧力を調整する。自己加圧ガスは推進剤による機体及びエンジン部の再生冷却から確保するものとする。
- ⑥ タンク内の蒸発ガスはベントバルブにより調圧される。クライオ推進剤充填前にタンク及びエンジンを予冷するための予冷排出ラインを設ける。

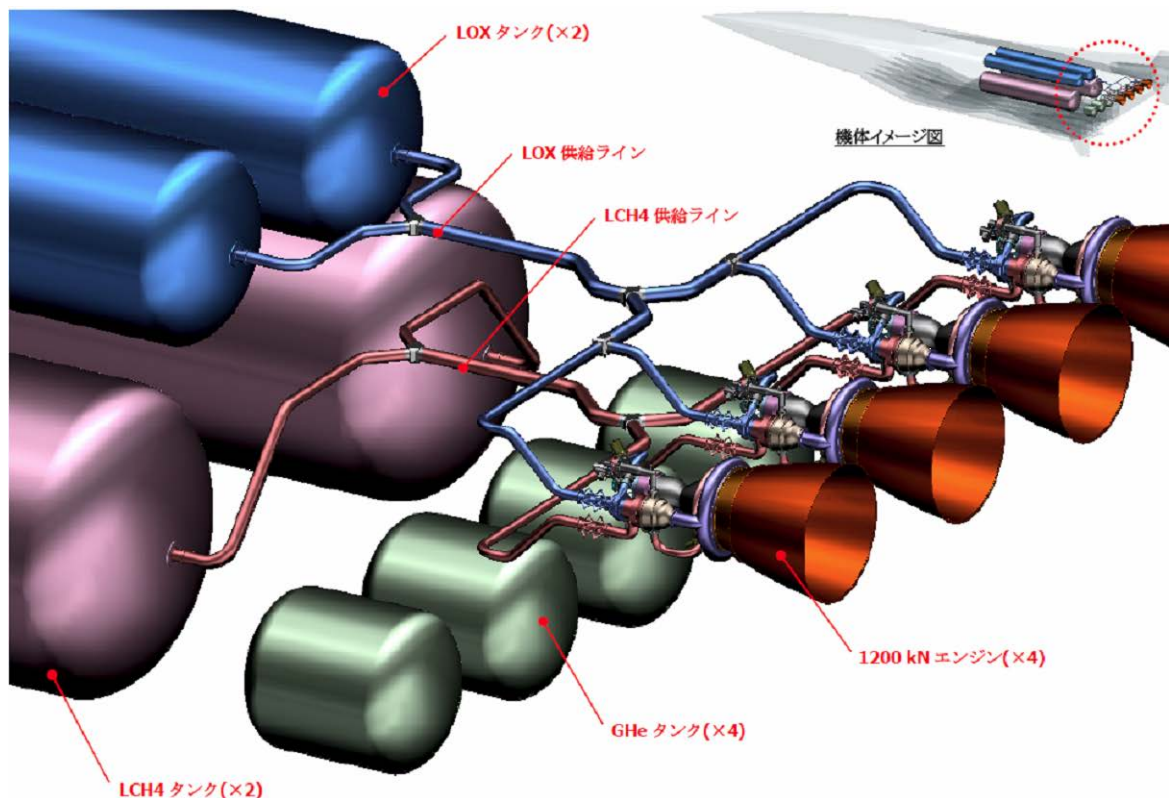


図 3 - 1 2 超高速輸送機推進モジュール概念検討結果

ウ) 実用化に係る課題の抽出

旅客機としての運用を考慮し、エンジンの繰り返し使用及び有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保といった航空機用ロケットエンジンとしての実用化のために解決すべき課題を抽出し、その対策案について初期検討を行う。特に、適切なターンアラウンドタイムの成立が、商用航空機としての実現性を左右する。飛行間の点検、整備を最小化し商用運行を可能にするため、エンジン繰り返し使用に関する課題として、主に主要構成品の長寿命化、効率的メンテナンス、故障診断/ヘルスマonitoring手法について検討する。

i) エンジンの繰り返し使用に係る課題

a) 主要構成品の長寿命化

商用飛行機用の再使用ロケットエンジンとして、部品の交換や点検/整備を最小化し、運用コストの低減を図るために、主要構成品の長寿命化が求められる。特に、燃焼ガスで高温化にさらされる燃焼室内面やポンプタービン翼等の主要構成品の寿命改善は、全体の運用コスト低減に与える影響が大きい。再使用ロケットエンジンでは性能と構造寿命のトレードオフより最適作動点を選定し損傷を最小化するエンジンコントロールが求められる。また、高温材料の開発と適用は同様に再使用ロケットエンジンの寿命向上に寄与する。

① 損傷最小化エンジンエンジンコントロール

再使用ロケットエンジンでは、エンジン性能とクリティカルコンポーネントの構造寿命のトレードオフから、以下による損傷を最小化するエンジンコントロールが検討されている。

- ロケットエンジンシステムコントロールモデルの構築
- クリティカルコンポーネントの構造及び損傷モデルの構築
- エンジンスラストコントロール解析
- システム軌道解析

② 再生冷却燃焼室寿命

再生冷却燃焼室内壁は燃焼中圧縮、燃焼終了後引張の熱膨張による繰り返し荷重を受ける。再生冷却燃焼室冷却溝内壁面は燃焼に伴う繰り返し荷重により肉厚が徐々に薄くなり、最終的には引張塑性不安定破壊により破断する。

再生冷却燃焼室の燃焼室内面の破損はエンジンの寿命に多大な影響を与える。燃焼室内壁面及び接合界面の健全性評価及び寿命予測のため、飛行中の燃焼室歪/温度計測によるヘルスマニタ、飛行後の燃焼室内面変形データ取得により、寿命予測モデルを用いて早期の健全性評価を行う。

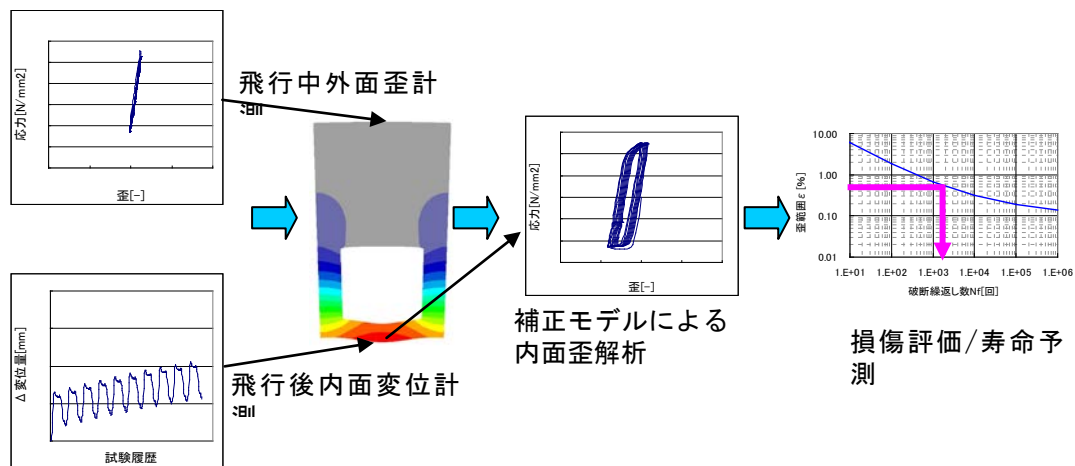


図 3 - 1 3 歪計測/変形計測からの健全性評価

③ ターボポンプ寿命

ターボポンプのタービン入口温度低減はタービン寿命向上に寄与し、このことはエンジン信頼性の向上につながる。GG から排ガスを分岐し燃料側と酸化剤側のタービンに供給する、また一軸ポンプにより燃料側/酸化剤側ポンプ共通のタービンを駆動することで、タービン入口設定温度を下げタービン寿命向上を図る。

ターボポンプ軸受は、使用時間/回数増加にたいし、冷却流量不足による発熱/劣化、振動の増加、軸受破壊等の危険性がある。現状のステンレス軸受は短時間使用を前提に極低温流体で冷却している。寿命向上のため耐摩耗性、耐熱性に優れたセラミックス軸受が検討されているが、脆性破壊、加工性等の課題もある。

GG や PB はタービン入口温度制約にたいし、低混合比燃焼により燃焼ガス温度の低減を図る。炭化水素系燃料では低混合比燃焼により煤が堆積するため、ポンプ整備が頻繁に必要で再使用性にたいし課題となる。LOX リッチの高混合比燃焼で煤発生 の低減が可能となるが、高温酸化雰囲気での材料耐性、起動シーケンスなど課題もある。

④ 高温耐熱材料

炭素繊維を強化材とし炭素をマトリックス材とした C/C 複合材料 (Carbon/Carbon Composite) は優れた耐熱性、高熱伝導率などの利点があり、固体ロケットノズル等に使用されている。一方酸化雰囲気では脆く耐酸化に課題があるが、これが解決できれば燃焼室、ノズル等の高温部に適用可能である。

繊維強化セラミックスは、靱性がなく耐衝撃性に欠けるセラミックスに SiC などの高強度繊維を埋め込み強化したもので、セラミックス同様耐熱性があり軽い。セラミックスよりも破壊靱性が改善されるが、硬く加工が難しい等課題もある。

セラミックスの耐熱機能を有効利用し、金属表面にセラミック層をコーティングして、耐熱性、耐熱衝撃性を向上させる耐熱コーティング TBC (Thermal Barrier Coating) は耐熱合金の使用温度以上での使用を可能とし、低サイクル疲労強度の改善も期待される。

ｂ） 効率的メンテナンス

商用航空機用のロケットエンジンは安全性、再使用性、低コスト等が求められる。実用化された再使用エンジンのスペースシャトルメインエンジン(SSME)は、高い性能を達成するため厳しい精度と詳細な要求により複雑なエンジンとなった。SSMEは検査、整備、運用に対して高いレベルの作業技術を必要とし、これによる人件費の増大はプログラム全体のコスト効率に多大な影響を与えた。有人としての安全性の確保に加え、適切なターンアラウンドタイムを実現できるかが、商用航空機として成立性を左右する重要な鍵となる。飛行後の整備要求を最小化し、より少ない整備で安全や信頼性を確保できる再使用エンジンの検討が必要となる。

点検／整備項目に対し、エンジンへのアクセス性検討を行い、整備性を考慮したエンジン艙装を検討した。機体搭載時の点検性検討を図3－14に示す。点検箇所に応じて、整備員を配置して作業状態を簡易的に示した。どの程度のアクセス性／作業エリア／設備が必要か、エンジンレイアウトへの反映事項を抽出するための指標となる。機体搭載時の機器交換性検討を図3－15に示す。異常時にエンジン全体を外すのは最終手段であり、ポンプ／燃焼器／GG／主推薬弁／ECUなどの主要機器は、機体搭載状態で機器単位の着脱ができることが望ましい。図3－16にロケットエンジン整備計画を示す。エンジン取外から再取付けまでのイメージを構築することで、必要治工具や設備を抽出するための指標とする。

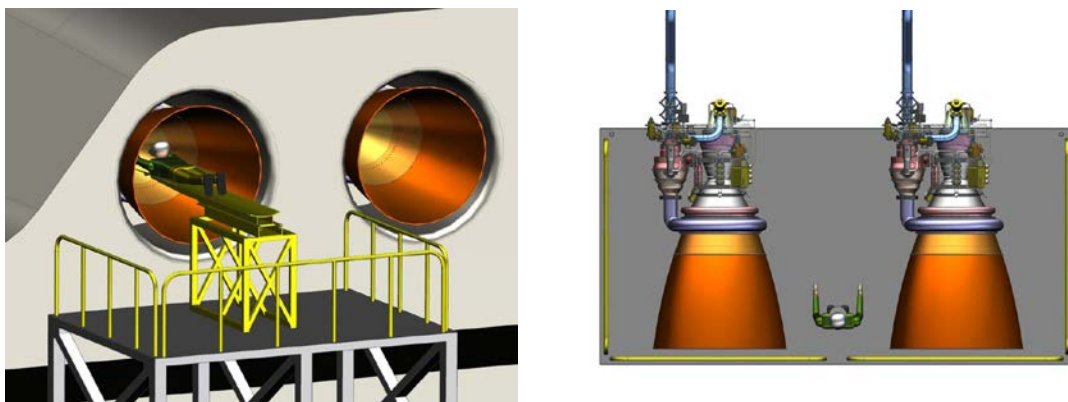


図3－14 機体搭載時の点検性検討

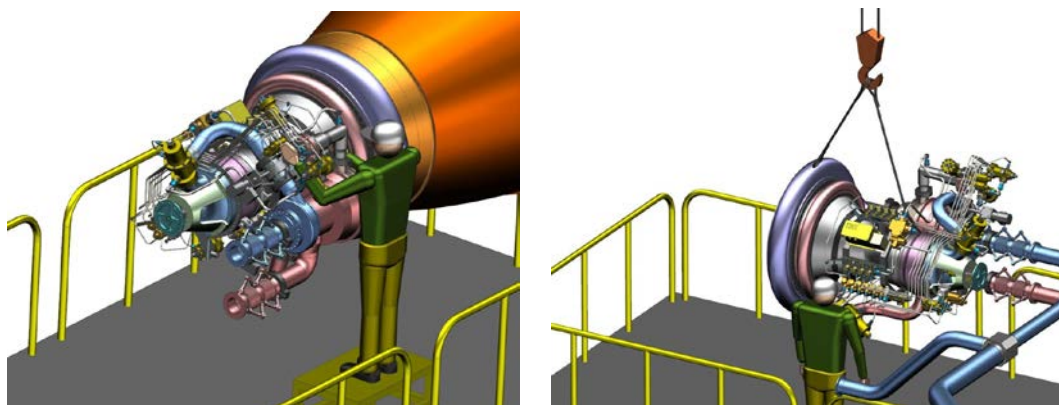


図3－15 機器搭載時の機器交換性検討

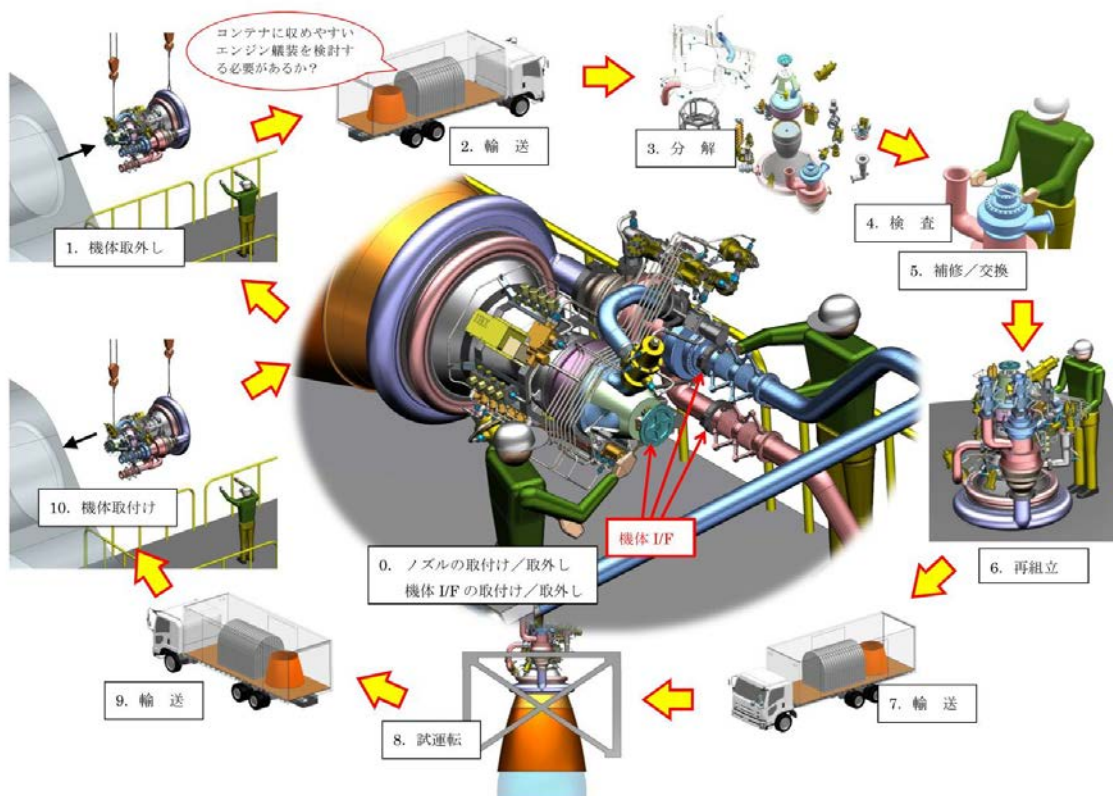


図 3－16 ロケットエンジン整備計画「D 整備フロー」

c) 故障診断/ヘルスマニタリング手法

故障診断/ヘルスマニタリング手法の確立は再使用ロケットエンジンの課題の一つである。効果的な故障診断/ヘルスマニタリングは飛行後の整備及びターンアラウンドタイム短縮に伴う運用コストの低減につながる。超高速輸送機において、機体側で実施するコンディション・モニタリングと、フライト後地上で実施するオン・コンディション・モニタリングの統合化により効率的なメンテナンスを実現していく必要がある。図 3－17 に統合型メンテナンス運用のイメージを示す。

フライト中、機体側ではセンサデータの収集と機器の健全性の判断を実施する。センサデータおよび健全性判断結果は、リアルタイムで地上にダウンリンクする。地上側では、超高速輸送機からダウンリンクされるデータ、着陸後の整備中に、機体のデータレコーダから転送されたデータ、および機体点検整備中に得られたデータと、蓄積されたデータベースをもとに、必要なメンテナンス情報を出力し、地上での効率的な運用を実施するためのサポートを実施する。地上側のデータベースは、メンテナンス情報などを蓄積し更新され、フライトに必要な情報は、機体側に転送され、フライト時のコンディション・モニタリングに利用される。

更に超高速輸送機では、リアルタイムで機体の健全性を監視し、異常を検知した場合には異常の発生箇所を特定し、安全化を図ることができる FDIR 機能を有することで、フライト中の異常に対しても対応することを可能とする。

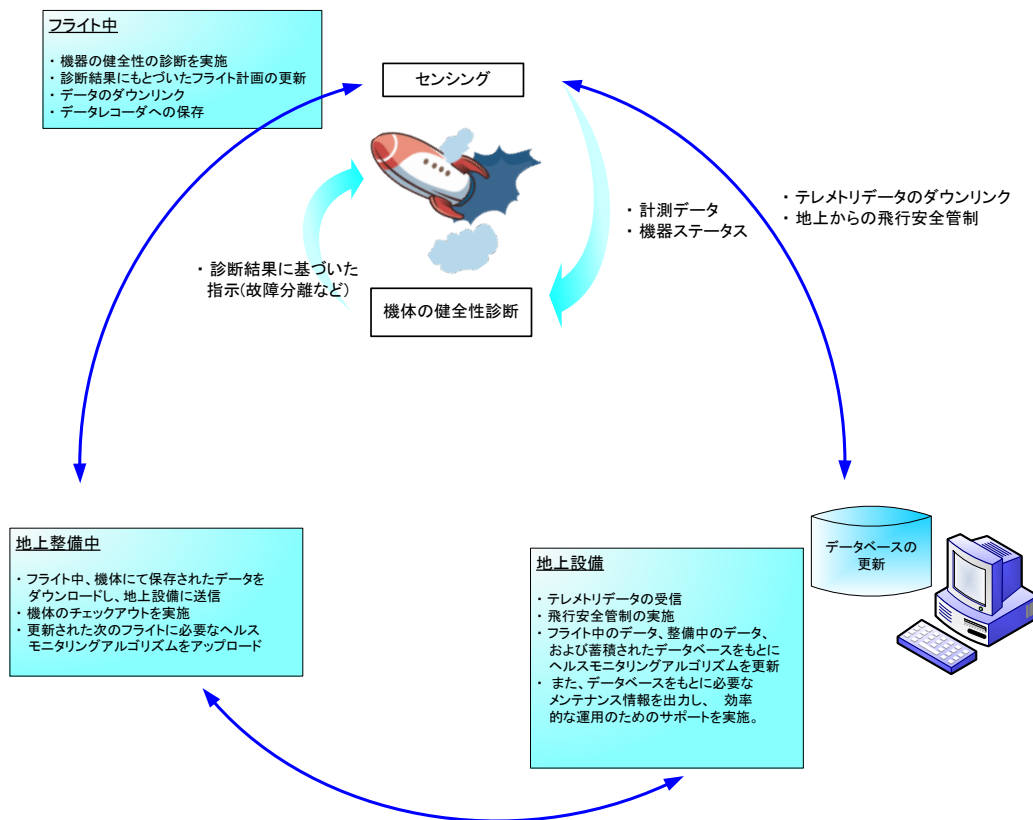


図 3-17 統合型メンテナンス運用

① モデルベースによる故障検知システム

図 3-18 に示すように、モデルベースによる故障診断システムは、実機モデル部と故障検知部により構成され、実機モデル部は、コマンド入力をもとに実機モデルの状態を推定し、推定した結果をセンサデータ模擬値として出力する。故障検知部は、実機システムからの出力値と、実機モデル部からのセンサデータ模擬値を比較することで異常を検知する。

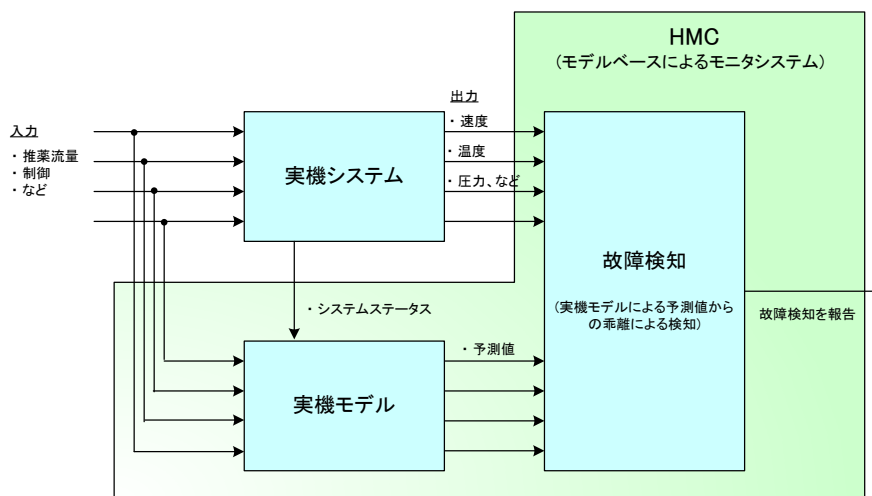


図 3-18 モデルベースによる故障診断システム

従来は、FMEA をベースとした積み上げ型異常検知ロジック構成が主体であり、非常に労力を要するものであった。これに対し、実機モデル部を構成するオブザーバ型状態観測器と、故障検知部に MT 法（マハラノビス・タグチ・メソッド）を組み合わせた異常判定手法を適用することにより、従来の異常判定手法と比較して大幅な開発の省力化が期待されている。

図 3-19 に示すように MT 法は、正常なサンプルをもとに単位空間を定義し、実機システムからの出力値に対して単位空間からの距離を算出し、あらかじめ設定した閾値を超えた場合は異常と識別する手法である。

現状、発電プラントで行っている予兆分析や MT 法は、定常状態の分析が主流となっている。一方、航空機エンジンやロケットエンジンの場合、気圧による影響および速度制限により、常に推力がコントロールされる。定常状態が望めないため、過渡期を含め如何に健全性を評価するかが問題となる。

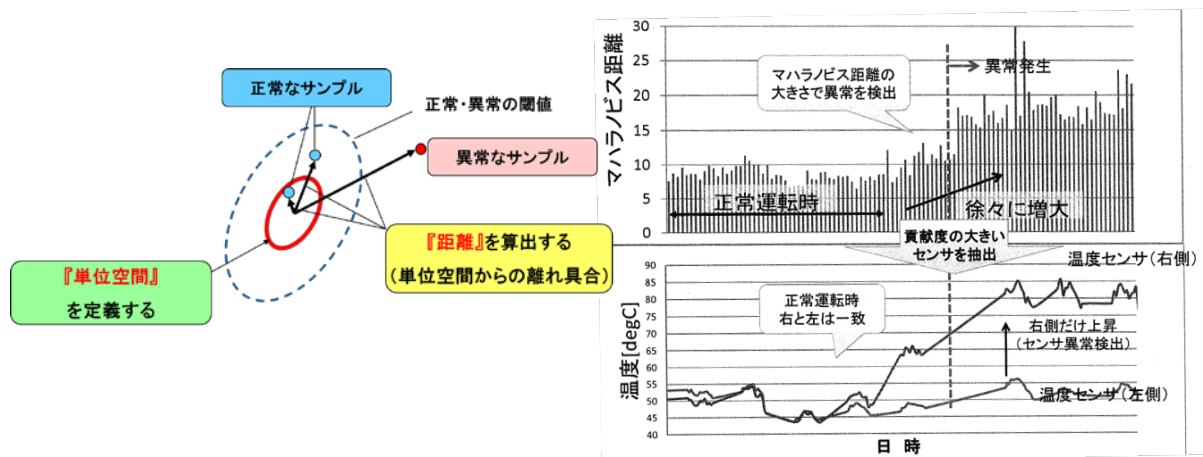


図 3-19 MT（マハラノビス・タグチ・メソッド）法

② 構造ヘルスマニタリングシステム(SHM)

構造物、機器に各種センサを取り付けてその構造機器の健全性を常時検査する構造ヘルスマニタリングシステム(SHM)は、航空機分野においても運用時の損傷検知を合理的に行う手段として期待されている。

航空機の場合は、構造内部にセンサを配置しておくもので、運用時にこのセンサを活用することにより合理的に損傷探知が実施できる。損傷探知を目的とした SHM システムは、以下の 2 方式が挙げられる。

- (a) アクチュエータとセンサを組み合わせたアクティブな損傷探知手法
- (b) 光ファイバーセンサーを用いるパッシブな損傷探知

超高速実験機において、SHM 適用が考えられる箇所として防熱システム、タンク、Thrust Structure、エンジン燃焼室等、監視すべき項目としてクラック進展、衝撃損傷等がある。

ii) 有人機への適用に必要な信頼性/安全性確保の方法

超高速輸送機は有人機への適用に際し、高い信頼性/安全性を確保する必要がある。飛行中乗客に対する最大加速度、音響/振動環境等の制約を満足するため、飛行プロファイルを実現のためのエンジンスロットリングにたいし、広い作動範囲における高い安定性と信頼性が求められる。また異常発生時に、作動点の大幅な変動等破壊的状況の発生を回避するなどロケットエンジンとして安全対策を講じるとともに、安全に帰還できるようアボート遷移を考慮した設計とするなど、有人機としての安全性確保の方策について検討する。

有人機へのロケットエンジン適用に際し、噴射器、再生冷却燃焼室、ポンプ等各コンポーネント設計にたいし、広い作動範囲における高い安定性と信頼性が求められる。そこで、開発において広作動範囲における安定性を要素試験により確認し、よりロバストなロケットエンジンの設計を行う高信頼性設計を検討する。

メイン噴射器及び GG 噴射器の燃焼安定性に関しては、スロットリングに伴う低流量、低混合比領域での保炎性、燃焼安定性を確保するため、エレメント可視化試験により、広範囲の混合比、噴射速度比、モーメントム比における保炎性、燃焼安定性に関するデータを取得する。再生冷却燃焼室に関しては、スロットリングに伴う低流量時の冷却性能低下、高混合比時の熱負荷増加について、熱伝達率低下や振動発生等の領域を確認する。ポンプについては広範囲な作動点にたいして冷却流量の低下に伴う作動安定性と軸シールの耐久性の確認を行う。これら要素試験データを高信頼性設計アプローチにより設計にとりこみロバストなロケットエンジン設計を行うことで高信頼性の確保を図る。

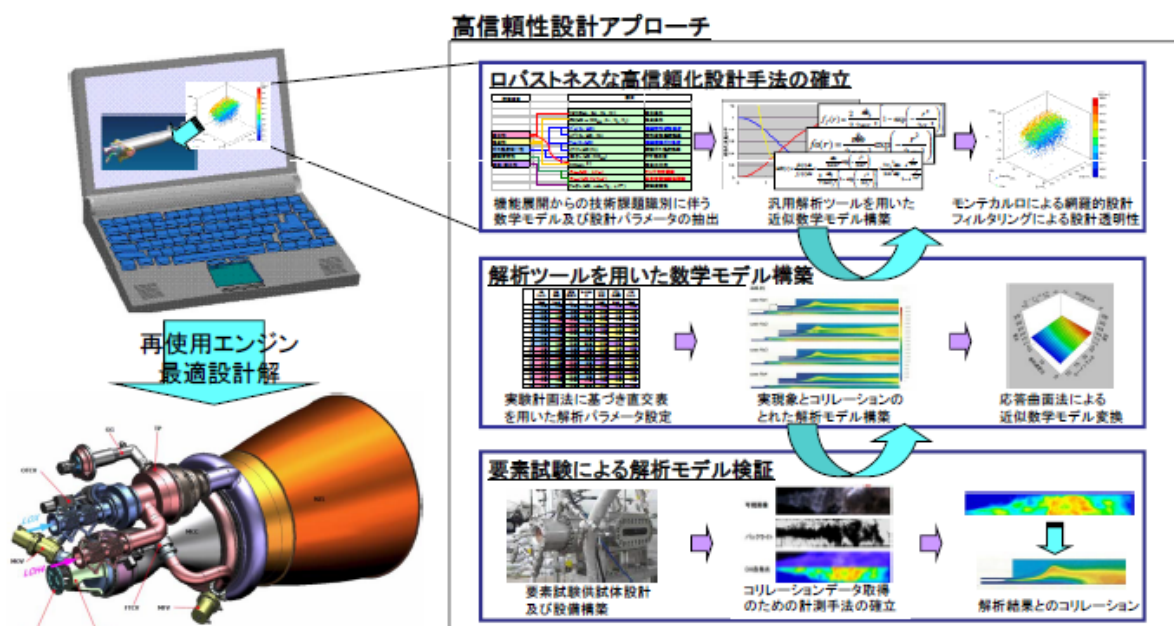


図 3-20 再使用ロケットエンジン 高信頼性設計アプローチ

有人機用のロケットエンジンとして、異常時に作動点の大幅な変動をさけるため、酸化剤側及び燃料側のポンプを同軸とし一つのタービンで動力を得る単軸ポンプを使用する。これにより、エンジン異常時にも作動点は燃焼圧力の変動のみで、混合比の大幅なずれは生じず、混合比の変動に伴う異常燃焼は発生しないため、有人機への適用に必要な安全性確保につながる。

また、有人機として異常時に安全性を確保するためのアボート遷移に対する対応を検討した。アボート遷移状態を図3-21のシステム展開図に示す。

①離陸前、離陸中（離陸速度到達前）にヘルスマonitoringでロケットエンジン・予冷状態に異常が見つかった場合、ただちに離陸中止となる。この状態では、状態監視と予冷中止および推薬の地上排出機能である。

②離陸後からターボファン上昇、ロケットエンジン着火前の状態でロケットエンジン・予冷状態に異常が見つかった場合、最寄りの空港への着陸が優先される。異常状態や空港滑走路長・法制限などにより推薬を満載した状態では着陸できないと判断されれば、状態監視機能に加え飛行中の推薬排出機能が必要となる。

③ロケット上昇中に異常が見つかった場合、ロケットエンジンの非常停止を行い、状態確認の上、②の状態に飛行する必要がある。ここでは②に加え、ロケットエンジン非常停止機能が必要となる。

④ロケットエンジン停止後、巡航から下降、着陸前の状態では、ロケットエンジンの状況により以降のミッションが困難となる可能性は少ない。

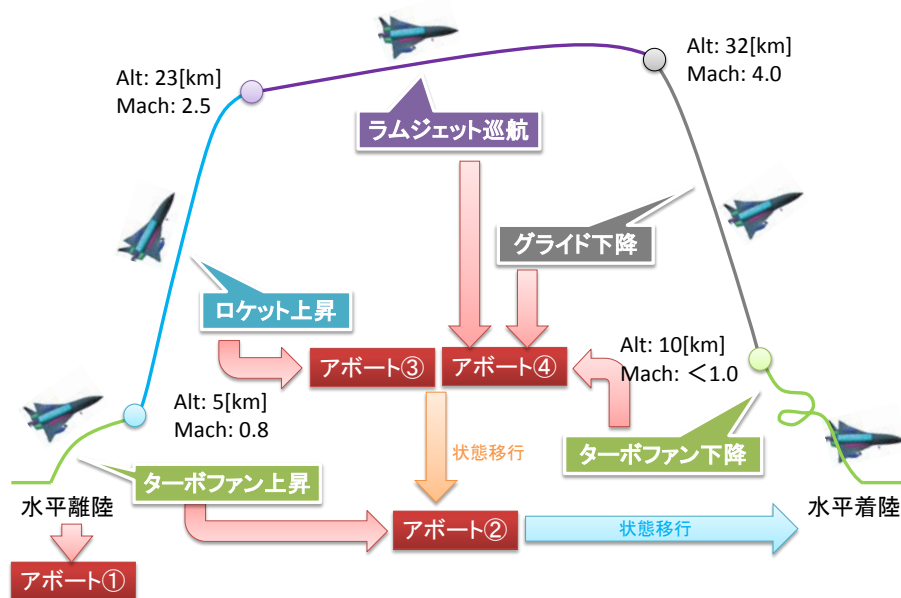


図3-21 システム展開図 アボート遷移

3-1-3 特許出願状況等

現状本事業に関する特許出願、論文発表は無い。

3-2 目標の達成度

表3-6に目標に対する成果・達成度を示す。

表3-6 目標に対する成果・達成度の一覧表

要素技術	目標・指標	成果の概要	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	AIRBUS 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。	AIRBUS 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. 事業化、波及効果について

4-1 事業化の見通し

本研究のベースラインは、フランス AIRBUS 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、AIRBUS 社との調整を密に進めてゆく。図 4-1 に本事業のロードマップを示す。

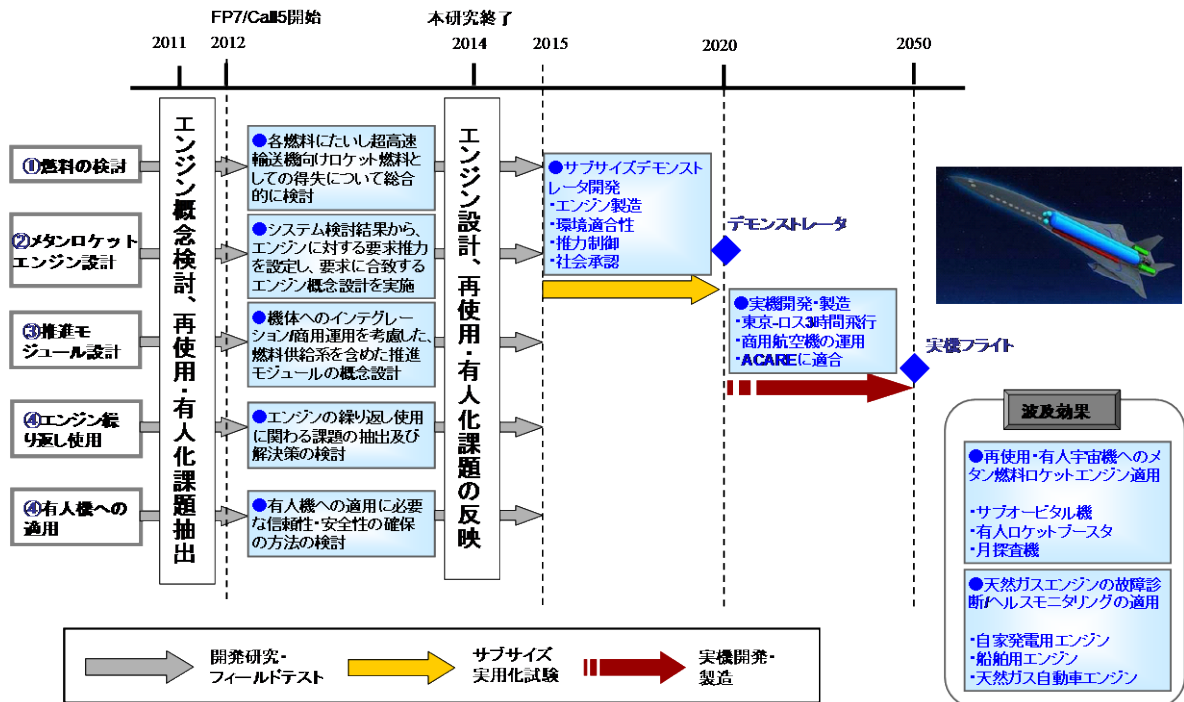


図 4-1 超高速輸送機実用化調査ロードマップ

4-2 波及効果

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/参加できると考えられる。運行が始まれば、旅客運送業の拡大に大きく貢献出来る。

また、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、サブオービタル宇宙飛行機、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。

更に、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他のエンジンシステムへの応用が期待される。

5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等

5-1 研究開発計画

本事業の開始時点では、平成23年度～26年度の4年間の計画であったが、平成24年度終了時に見直しを実施し、平成25年度までの3年間に期間を短縮して実施することとなった。

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		試験計画	
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		試験計画	

図5-1. 研究開発計画

5-2 研究開発実施者の実施体制・運営

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」）が経済産業省から補助金を受けて実施した。（また、再委託先として株式会社IHI（以下「IHI」）が参加した。）なお、機体システムとのインタフェース条件・制約条件などの情報入手のため、AIRBUS 社と秘密保持契約を結んでいる。

平成24年度からは、IHI が交付先変更手続きを経て研究開発実施者となり、IHI ジェットサービス（以下「IJS」）を再委託先として指定した。また、平成24年度からは欧州の第7次枠組みプログラム（FP7）の第5次案件公募（Call 5）における日欧共同研究“HIKARI”プロジェクトの一部として位置付けられ、日欧の研究機関・企業・大学のコンソーシアムの枠組みの中での実施となった。

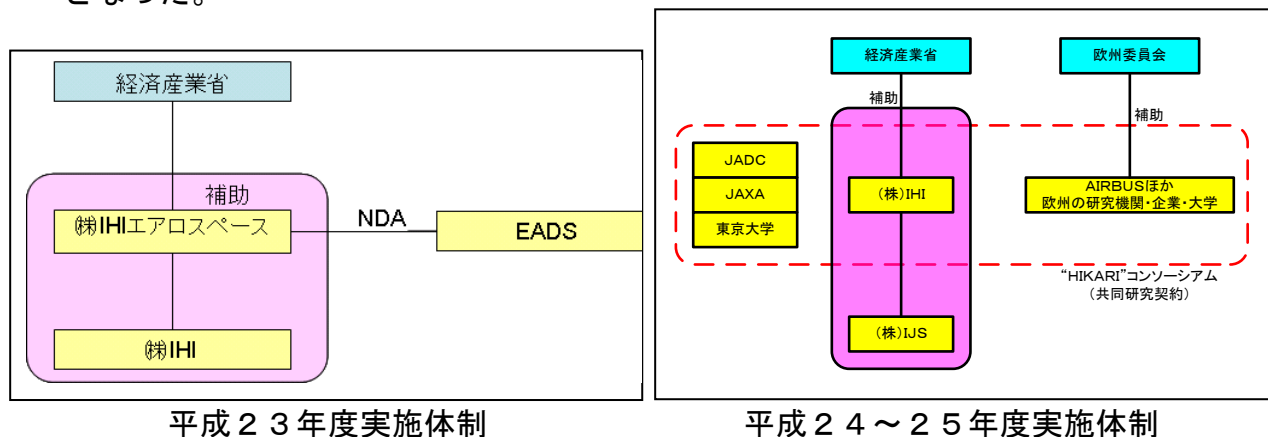


図5-2. 研究開発実施体制

5-3 資金配分

本事業の平成 25 年度までの予算使用実績を表 5-3 に示す。
個別要素技術研究への内部配分については、作業計画を勘案して十分調整の決定しており、妥当なものである。

表 5-1. 資金配分 単位：百万円)

年度 平成	2 3	2 4	2 5	2 6	合計
総合調査研究	4. 1	3. 3	3. 2		1 0. 6
燃料の検討	4. 6	—	—		4. 6
機体システム及び ロケットエンジンの検討	7. 5	4. 1	2. 9		1 4. 5
推進モジュールの検討	1. 6	1. 5	1. 5		4. 6
エンジン繰り返し仕様 に関わる課題の抽出	1. 9	4. 4	5. 5		1 1. 8
有人機への適用に必要な信 頼性・安全性の確保の方法	0. 5	6. 2	3. 6		9. 7
合計	2 0. 2	1 9. 5	1 6. 1		5 5. 8

5-4 費用対効果

I H I (システム検討), I A (エンジン要素検討), I J S (ガスタービン事業などの経験に基づくメンテナンス検討) で役割分担を明確にし、それぞれの得意分野を担当することで検討作業の効率化を目指した。また、検討の前提となるシステム要求の調整または中間検討結果の評価を AIRBUS 社と直接議論する機会を設けることで、精度の高い検討が実施できている。

5-5 変化への対応

ロケットエンジンを適用した超高速輸送機用推進システムは、航空機の推進システムとしては従来の空気吸い込み式エンジンのみによるものとは異なる特殊なものであるが、商用旅客機として求められる繰り返し運用、高いメンテナンス性、経済性は、将来の宇宙輸送系における推進システムの具備すべき機能として重要なものである。本事業で検討した超高速輸送機向けの LNG ロケットエンジンに関する検討内容は、将来期待される再使用型宇宙輸送システムにおいても有益なものとなることが期待される。