第２回航空機関連プロジェクト
事後評価検討会
資料２

航空機関連プロジェクト
事後評価報告書
（案）

平成２７年　月

産業構造審議会産業技術環境分科会

研究開発・評価小委員会評価ワーキンググループ

はじめに

研究開発の評価は、研究開発活動の効率化・活性化、優れた成果の獲得や社会・経済への還元等を図るとともに、国民に対して説明責任を果たすために、極めて重要な活動であり、このため、経済産業省では、「国の研究開発評価に関する大綱的指針」（平成２４年１２月６日、内閣総理大臣決定）等に沿った適切な評価を実施すべく「経済産業省技術評価指針」（平成２６年４月改正）を定め、これに基づいて研究開発の評価を実施している。

経済産業省において実施している航空機関連研究開発は、我が国の航空機産業の将来を見据えた航空機産業政策の実現を目指した、安全性、環境適合性、経済性といった社会的ニーズの高い下記の技術に関する事業である。

１．平成２４年度終了事業
- １－１　航空機用先進システム基盤技術開発（航空機用再生型燃料電池システム）（平成２１年度から平成２４年度）
- １－２　航空機用先進システム基盤技術開発（デジタル通信システム）（平成２３年度から平成２４年度）
- １－３　航空機用先進システム基盤技術開発（先進パイロットシステム（機体・システム統合化））（平成２３年度から平成２４年度）
- １－４　環境適応型航空機用エンジン研究開発（平成２４年度）

２．平成２４年度終了事業（後継事業あり）
- ２－１　次世代構造部材創製・加工技術開発（複合材健全性診断技術開発）（平成２０年度から平成２４年度）
- ２－２　次世代構造部材創製・加工技術開発（チタン合金構造部材創製・加工技術開発）（平成２０年度から平成２４年度）

３．平成２５年度終了事業
- ３－１　超高速輸送機実用化開発調査（平成１４年度から平成２５年度）
- ３－２　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム）（平成２３年度から平成２５年度）
- ３－３　航空機用先進システム基盤技術開発（電源安定化システム）（平成２３年度から平成２５年度）

今回の評価は、この航空機関連研究開発の事後評価であり、実際の評価に際しては、省外の有識者からなる航空機関連プロジェクト事後評価検討会（座長：李家　賢一　東京大学大学院工学系研究科教授）を開催した。

今般、当該検討会における検討結果が評価報告書の原案として産業構造審議会産業技術環境分科会研究開発・評価小委員会評価ワーキンググループ（座長：渡部　俊也　東京大学政策ビジョン研究センター教授）に付議され、内容を審議し、了承された。

本書は、これらの評価結果を取りまとめたものである。

平成２７年　月

産業構造審議会産業技術環境分科会

研究開発・評価小委員会評価ワーキンググループ

産業構造審議会産業技術環境分科会

研究開発・評価小委員会評価ワーキンググループ

委　員　名　簿

座長	渡部　俊也	東京大学政策ビジョン研究センター教授
	大島　まり	東京大学大学院情報学環教授 東京大学生産技術研究所教授
	太田　健一郎	横浜国立大学工学研究院グリーン水素研究センター長 ・特任教授
	亀井　信一	株式会社三菱総合研究所人間・生活研究本部長
	小林　直人	早稲田大学研究戦略センター副所長・教授
	高橋　真木子	金沢工業大学虎ノ門大学院工学研究科教授
	津川　若子	東京農工大学大学院工学研究院准教授
	西尾　好司	株式会社富士通総研経済研究所主任研究員
	森　　俊介	東京理科大学理工学研究科長 東京理科大学理工学部経営工学科教授

（座長除き、五十音順）

事務局：経済産業省産業技術環境局技術評価室

航空機関連プロジェクト事後評価検討会
委員名簿

座　　長	李家　賢一	東京大学大学院工学系研究科教授
	岩田　拡也	産業技術総合研究所主任研究員
	岡部　朋永	東北大学大学院航空宇宙工学専攻教授
	奥田　章順	株式会社三菱総合研究所参与・チーフコンサルタント
	山田　圭一	株式会社ＡＮＡ総合研究所航空・産業政策グループ 主席研究員

（敬称略、五十音順）

事務局：経済産業省製造産業局航空機武器宇宙産業課

航空機関連プロジェクトの評価に係る省内関係者

○　超高速輸送機実用化開発調査

【事後評価時】

（今回）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　飯田　陽一（事業担当課長）

大臣官房参事官（イノベーション推進担当）

産業技術環境局　研究開発課　技術評価室長　　福田　敦史

【中間評価時】

（平成２４年度）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　飯田　陽一（事業担当課長）

産業技術環境局　産業技術政策課　技術評価室長　岡本　繁樹

（平成２１年度）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　広瀬　直（事業担当課長）

産業技術環境局　産業技術政策課　技術評価室長　　長濱　裕二

（平成１８年度）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　片瀬　裕文（事業担当課長）

産業技術環境局　技術評価調査課長　柴尾　浩朗

【事前評価時】（事業初年度予算要求時）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　豊永　厚志（事業担当課長）

○　次世代航空機用構造部材創製・加工技術開発（複合材構造健全性診断技術開発）

○　次世代航空機用構造部材創製・加工技術開発（次世代チタン合金構造部材創製・加工技術開発）

【事後評価時】

（今回）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　飯田　陽一（事業担当課長）

大臣官房参事官（イノベーション推進担当）

産業技術環境局　研究開発課　技術評価室長　　福田　敦史

【中間評価時】

（平成２４年度）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　飯田　陽一（事業担当課長）

産業技術環境局　産業技術政策課　技術評価室長　岡本　繁樹

（平成２１年度）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　広瀬　直（事業担当課長）

産業技術環境局　産業技術政策課　技術評価室長　　長濱　裕二

【事前評価時】（事業初年度予算要求時）

製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　片瀬　裕文（事業担当課長）

○　航空機用先進システム基盤技術開発（航空機用再生型燃料電池システム）
【事後評価時】
製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　飯田　陽一（事業担当課長）
大臣官房参事官（イノベーション推進担当）
産業技術環境局　研究開発課　技術評価室長　　福田　敦史
【中間評価時】
（平成２４年度）
製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　飯田　陽一（事業担当課長）
産業技術環境局　産業技術政策課　技術評価室長　岡本　繁樹
（平成２１年度）
製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　広瀬　直（事業担当課長）
産業技術環境局　産業技術政策課　技術評価室長　　長濱　裕二
【事前評価時】（事業初年度予算要求時）
製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　広瀬　直（事業担当課長）

○　航空機用先進システム基盤技術開発（電源安定化システム）
○　航空機用先進システム基盤技術開発（デジタル通信システム）
○　航空機用先進システム基盤技術開発（先進パイロット支援システム（機体・システム統合化））
○　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム）
【事後評価時】
（今回）
製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　飯田　陽一（事業担当課長）
大臣官房参事官（イノベーション推進担当）
産業技術環境局　研究開発課　技術評価室長　　福田　敦史
【中間評価時】
（平成２４年度）
製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　飯田　陽一（事業担当課長）
産業技術環境局　産業技術政策課　技術評価室長　岡本　繁樹
【事前評価時】（事業初年度予算要求時）
製造産業局　航空機武器宇宙産業課長　近藤　智洋（事業担当課長）

航空機関連プロジェクト事後評価

審 議 経 過

〇第１回事後評価検討会（平成２７年３月２６日）

・評価の方法等について

・プロジェクトの概要について

・評価の進め方について

〇第２回事後評価検討会（平成２７年５月２６日）

・評価報告書(案)について

〇産業構造審議会産業技術環境分科会研究開発・評価小委員会評価ワーキンググループ

（平成２７年　月　日）

・評価報告書(案)について

目　次

はじめに
産業構造審議会産業技術環境分科会研究開発・評価小委員会評価ワーキンググループ
委員名簿
航空機関連プロジェクト事後評価検討会　委員名簿
航空機関連プロジェクトの評価に係る省内関係者
航空機関連プロジェクト事後評価　審議経過

ページ

事後評価報告書概要　…… i

第１章　評価の実施方法
１．評価目的　…… ２
２．評価者　…… ２
３．評価対象　…… ３
４．評価方法　…… ３
５．プロジェクト評価における標準的な評価項目・評価基準　…… ４

第２章　プロジェクトの概要
１．平成２４年度終了事業
１－１　航空機用先進システム基盤技術開発
（航空機用再生型燃料電池システム）…… ８
１－２　航空機用先進システム基盤技術開発
（デジタル通信システム）…… ３１
１－３　航空機用先進システム基盤技術開発
（先進パイロットシステム（機体・システム統合化））… ７５
１－４　環境適応型航空機用エンジン研究開発　…… １０４
２．平成２４年度終了事業（後継事業あり）
２－１　次世代構造部材創製・加工技術開発
（複合材健全性診断技術開発）…… １５３
２－２　次世代構造部材創製・加工技術開発
（チタン合金構造部材創製・加工技術開発）…… １８８
３．平成２５年度終了事業
３－１　超高速輸送機実用化開発調査　…… ２２１
３－２　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム）…… ２５６
３－３　航空機用先進システム基盤技術開発（電源安定化システム）… ２８８

第３章　評価
１．平成２４年度終了事業
１－１　航空機用先進システム基盤技術開発

（航空機用再生型燃料電池システム）…… ３１２
１－２　航空機用先進システム基盤技術開発（デジタル通信システム）… ３１９
１－３　航空機用先進システム基盤技術開発
（先進パイロットシステム（機体・システム統合化））…… ３２６
１－４　環境適応型航空機用エンジン研究開発 …… ３３３
２．平成２４年度終了事業（後継事業あり）
２－１　次世代構造部材創製・加工技術開発
（複合材健全性診断技術開発）…… ３４０
２－２　次世代構造部材創製・加工技術開発
（チタン合金構造部材創製・加工技術開発）…… ３４７
３．平成２５年度終了事業
３－１　超高速輸送機実用化開発調査 …… ３５４
３－２　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム）…… ３６２
３－３　航空機用先進システム基盤技術開発（電源安定化システム）…… ３６９

第４章　評点法による評点結果 …… ３７７

参考資料

参考資料１　経済産業省技術評価指針
参考資料２　経済産業省技術評価指針に基づく標準的評価項目・評価基準
参考資料３　航空機関連プロジェクト中間評価報告書（概要版）

事後評価報告書概要

事後評価報告書概要

プロジェクト名	１－１　航空機用先進システム基盤技術開発（航空機用再生型燃料電池システム）
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

航空機用電源システムの一部として未だ航空機に適用されていない「燃料電池で構成される電源システム」を採用することにより、航空機電源システムの省エネルギー化／ＣＯ２排出削減化を図ることを事業目的とし，高効率で電力供給の平滑化を可能とする再生型燃料電池（RFC）を航空機用電源システムの一部として民間航空機に搭載可能とする研究を行う。

予算額等（委託）　（単位：千円）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成２１年度	平成２４年度	平成２４年度	平成２７年度	㈱IHI
H22FY 予算額	H23FY 予算額	H24FY 予算額	総予算額	総執行額
75,000	85,000	5,000	240,000	240,000

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

個別要素技術	目標・指標	成果	達成度
気液分離技術	気液分離器を組み込んだ15kW級ＲＦＣ原理確認モデルを製作し、水回収ができること。	気液分離器を組み込んだ15kW級原理確認モデルにて水回収ができることを確認した。（平成21年度）	達成
航空機搭載システムインテグレーション	飛行環境に耐えうるRFCシステムの確立	小型化・耐環境試験を行い，航空機に搭載可能なRFCシステム試作品の製作を完了した。（平成22年度）	達成
	航空機との連接インタフェースの整合性確保	ボーイング機器との連接試験を完了した。（平成24年度）	達成
水素の安全性確保	飛行安全を確保する安全機構の確立	水素爆発に関する安全性解析を実施し，飛行安全を確保するための安全機構を設けた。（平成23年度）	達成

(2) 目標及び計画の変更の有無
なし

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
1	0	0	0	0	0	0

評価概要

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

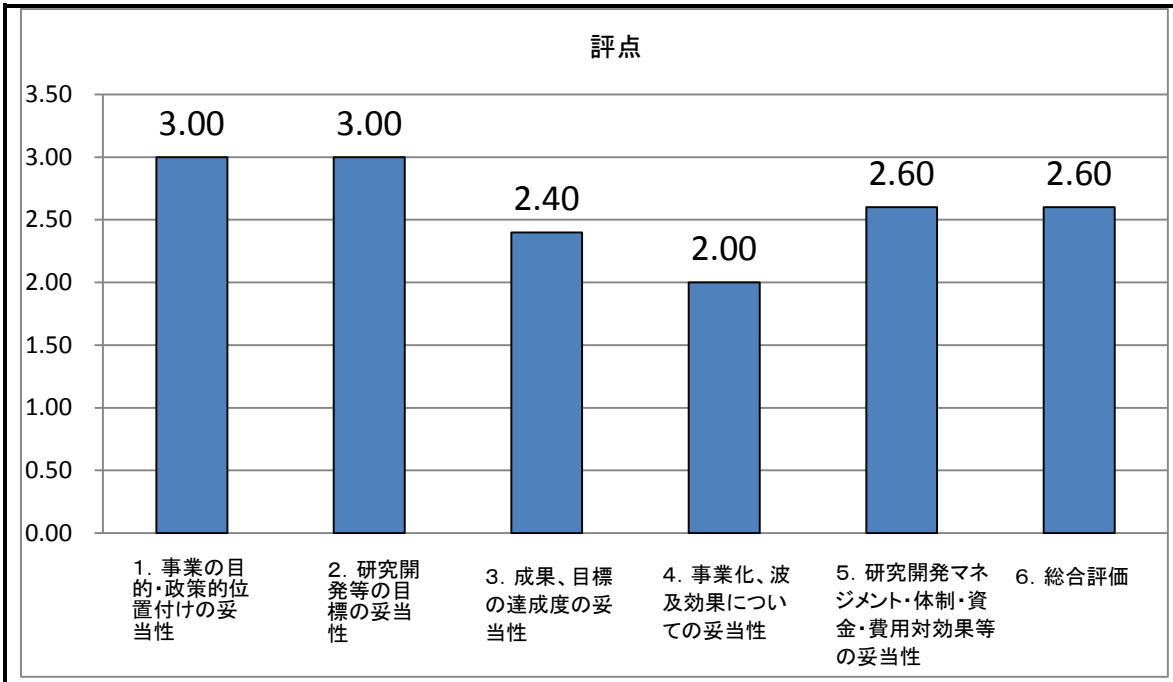
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

評点結果

評点法による評点結果

（１－１　航空機用先進システム基盤技術開発（航空機用再生型燃料電池システム））

	評点	A委員	B委員	C委員	D委員	E委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	3.00	3	3	3	3	3
２．研究開発等の目標の妥当性	3.00	3	3	3	3	3
３．成果、目標の達成度の妥当性	2.40	3	2	2	3	2
４．事業化、波及効果についての妥当性	2.00	2	2	2	2	2
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.60	3	3	2	3	2
６．総合評価	2.60	3	2	3	2	3


評点
3.50
3.00
2.50
2.00
1.50
1.00
0.50
0.00
3.00
3.00
2.40
2.00
2.60
2.60
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性
2. 研究開発等の目標の妥当性
3. 成果、目標の達成度の妥当性
4. 事業化、波及効果についての妥当性
5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性
6. 総合評価

プロジェクト名	１－２　航空機用先進システム基盤技術開発（デジタル通信システム）
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

航空機運航管理通信は従来、音声による通信が主力であったが、定型的な少量の情報については極力データに置き換えて通信するようになった。将来の航空機運航管理システムに向けては、正確な航空機の位置監視、航行交通の状況、気象状況、目的地の空港の混雑状況等の情報を地上の管制官等と航空機で共有化することにより、該当の航空機に最適でかつ更なる安全安心な飛行経路の指示（飛行計画の適宜更新）が行え、消費燃料削減によるCO2排出量の削減、飛行時間の短縮、空中及び地上での待ち時間の減少による経済効果を目的として、高速データ通信が求められている。

ATM（Air Traffic Managementの略、航空交通管理）の近代化計画である欧州のSESARや米国のNextGenおよび我が国のCARATSにおける、通信・航法・監視分野にて共通して必要となる航空機と地上間の情報伝達のためのデジタル通信技術の一つとされている1GHz帯 デジタル通信システムの開発を行うものである。

平成23年度は、EUROCONTROLが提案しているL-DACS1（1GHz帯デジタル航空機用通信システムの一つの方式のこと）仕様（案）に対し、実装設計前段階としてシミュレーション手法を用いて通信仕様に示される各種要素技術の有用性確認を下記のとおり行った。

無線により通信を行う場合、音声などの情報を自由空間に通しやすくするために、送信側でより高い周波数（ここでは1GHz帯）に変換する“変調”を行い、自由空間を通って雑音や妨害で劣化した状態から、受信側では周波数を戻し元の情報を検出する“復調”を行う一連の処理をシミュレーション化した。変調方式は地上波デジタルテレビ放送等で採用されているOFDM（直交周波数分割多重）方式であり、飛行場域や飛行場入出域、航空路の異なる劣化の状態に対し、安定的に通信を可能とする補正処理を含む復調アルゴリズムを開発した。これをもとに、高速移動体通信で、かつ広域通信の実現化を目指す。

平成24年度は、欧州提案の誤り訂正方式であるLDPC（低密度パリティ検査符号：low-density parity-check code）方式の採用により通信性能向上を図った。

予算額等（委託費）　（単位：千円）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成２３年度	平成２４年度	平成２４年度	平成２７年度	日本無線(株)
H22FY 予算額	H23FY 予算額	H24FY 予算額	総予算額	総執行額
－	63,878	39,993	103,871	73,414

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

個別要素技術	目標・指標	成果	達成度
OFDM送受通信技術	OFDM変復調、誤り訂正処理についてシミュレーションモデルを確立し伝送特性を確認する。 上記モデルより得られた性能を元に回線設計を行い目標通信可能距離370km(200NM)の確認をする。	シミュレーションモデルを確立した。 一次変調方式QPSK1/2における$BER=1\times10^{-6}$時の所要C/N値が目標値に達し、通信可能距離が目標に達した。	達成
与干渉低減技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている窓関数による低減効果を確認する。	シミュレーションモデルを確立し窓関数により帯域外にて15dB以上の低減を確認した。窓関数の有効性が確認できた。	達成
被干渉低減技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている3方式による低減効果を確認する。	シミュレーションモデルを確立し提案された３方式について低減効果を確認した。3方式の特徴が明らかとなり組み合わせにより改善が図れることを確認した。	達成
PAPR低減技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されているPAPR低減効果を確認する。	シミュレーションモデルを確立しPAPRシンボル挿入で1.5dB改善した。	達成
TDMA技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている同期信号を用いてFLに対してRLが同期可能なことを確認する。	シミュレーションモデルを確立しTDMA動作のための時間同期検出が可能なことを確認した。	達成
適応変調技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている適応変調動作について確認する。	GSとASの相対位置に応じて一次変調方式を変更することで最適な通信量が確保できることを確認した。	達成
通信手順（通信制御コマンド）	机上検討にてL-DACS1で提案されている通信制御コマンドの確認を行う。	要求仕様が示す通信制御コマンドによる通信手順を確認した。リンク維持の為の補正条件を確認した。（送信出力／周波数／時間軸補正）	達成

(2) 目標及び計画の変更の有無

なし

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
0	0	0	0	0	0	0

評価概要

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

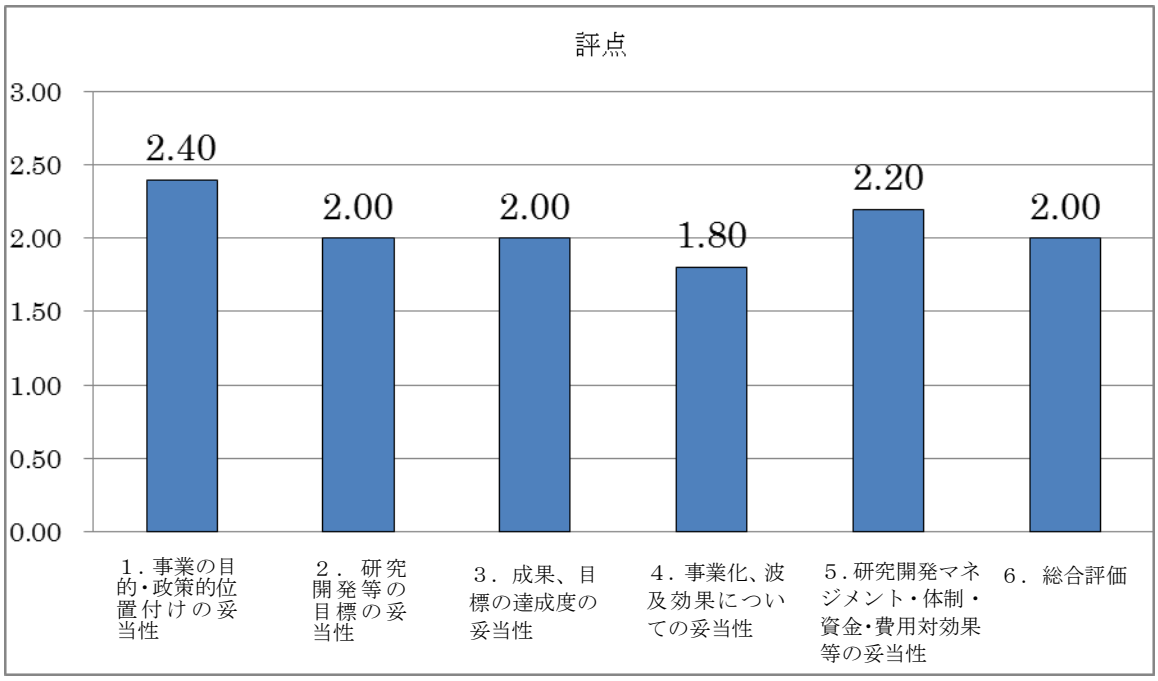
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

評点結果

評点法による評点結果

（１－２　航空機用先進システム基盤技術開発（デジタル通信システム））

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.40	3	3	2	2	2
２．研究開発等の目標の妥当性	2.00	2	2	2	2	2
３．成果、目標の達成度の妥当性	2.00	2	2	2	2	2
４．事業化、波及効果についての妥当性	1.80	2	2	2	2	1
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.20	2	3	2	2	2
６．総合評価	2.00	2	2	2	2	2


評点
3.00
2.50
2.00
1.50
1.00
0.50
0.00
2.40
2.00
2.00
1.80
2.20
2.00
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性
２．研究開発等の目標の妥当性
３．成果、目標の達成度の妥当性
４．事業化、波及効果についての妥当性
５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性
６．総合評価

プロジェクト名	１－３　航空機用先進システム基盤技術開発（先進パイロット支援システム（機体・システム統合化））
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

次期国際共同開発旅客機では機体軽量化・高信頼化のため先進技術が採用されると考えられ、日本のメーカーが当該開発プログラムに参画するためには複合材等の新素材の特性を活かした先進的空力･構造設計、この機体仕様に合致した小型／高性能アクチュエータの開発、及びこれらの統合技術の開発が急務であり、キー技術の先行開発により新技術に対する事前の実証を行い、実績を得る必要がある。

そこで本事業では、次世代旅客機向け先進操縦システム及びその機体統合技術開発として、①可変斜板EHA(Electro-Hydrostatic Actuator)技術開発　②LBHA(Local Backup Hydraulic Actuator)技術開発　③操縦システム用データバス規格開発　④将来操縦システムアーキテクチャ策定　の４つを実施し、キー技術の実用化に向けた目処付けを行う。本成果を基に、最終的には国際共同開発機プログラムでの機体構造と装備品の一括受注、我が国航空機産業の国際競争力強化、及び高付加価値化に貢献することを本プロジェクトの目的とする。

予算額等（委託）　（単位：千円，税込）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成２３年度	平成２４年度	平成２４年度	平成２７年度	三菱重工業（株）
H23FY 予算額	H24FY 予算額	－	総予算額	総執行額
99,887	81,900	－	181,787	180,563

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

個別要素技術	目標・指標		成果	達成度
	最終時点	中間時点		
①可変斜板EHA技術開発	150席クラス将来民間機の想定仕様を所与として、操縦システムアーキテクチャ検討から得られた耐環境性、耐熱性といった各種要求事項を満足しつつ、キー要素技術について実現の目途付けを行う。具体的には、モータコイル温度180℃以下、作動油温度135℃以下（最酷条件下において）を目標とする。	将来民間機の想定仕様を所与として、操縦システムアーキテクチャ検討から得られた耐環境性、耐熱性といった各種要求事項を満足するよう構想設計を実施し、実用化に向けてキー要素技術を明確化する。	150席クラス将来旅客機の仕様に適合した、可変斜板EHAの構想設計を実施して計画図初度版を作成した。また、キー要素としてスポイラ・アクチュエータ用可変斜板ポンプを選定し、供試体詳細設計及び熱解析を行い、左記の目標値を満たすことを確認した。	達成

②LBHA技術開発	150席クラス将来民間機の想定仕様を所与として、操縦システムアーキテクチャ検討から得られた耐環境性、耐熱性といった各種要求事項を満足しつつ、キーとなる要素技術について実現の目途付けを行う。具体的には、モータ制御における損失を従来比20%以上低減（駆動部発生損失）する。	将来民間機の想定仕様を所与として、操縦システムアーキテクチャ検討から得られた耐環境性、耐熱性といった各種要求事項を満足するよう構想設計を実施し、実用化に向けてキー要素技術を明確化する。	150席クラス将来旅客機の仕様に適合した、LBHAの構想設計を実施して計画図初度版を作成した。また、キー要素のとして高効率モータ制御アルゴリズムを選定し、2-arm制御方式によって左記の目標値が達成できることを電力負荷解析によって確認した。	達成
③操縦システム用データバス規格開発	将来操縦システムに適した柔軟な冗長度管理が可能で、分散処理が可能なデータバス規格基本仕様を策定し、ハードウェア/ソフトウェア試験によって基本的機能・性能を実証する。	中間目標なし。 ※平成23年度の検討で、目標達成のため取り組むべき技術課題として明らかとなったため、平成24年度以降の要素技術項目として特出し。	高冗長や分散処理に対応した規格として基本仕様を策定した。また、汎用器材を用いてケーブル断線時の機能維持、故障検出等の基本機能確認を実施し、コンセプトの成立性を確認した。	達成
④将来操縦システムアーキテクチャ策定	上記の各技術を含めた将来操縦システムアーキテクチャを策定し、既存操縦システムに対して重量に25%減、破局的故障の発生確率10^{-12}/H達成の見込みを得る。	将来操縦システムの基本アーキテクチャを策定し、重量25%削減と破局的故障の発生確率10^{-12}/Hの実現に向けた見通しを得る。	150席クラス民間機の想定仕様に基づき、可変斜板EHAとLBHAを適用した操縦システムの基本アーキテクチャを策定した。既存操縦システムと比較して重量は23.3%の削減、破局的故障の発生確率は10^{-12}/Hを達成する見込みを得た。重量についてはわずかに目標には達しなかった。	一部達成

(2) 目標及び計画の変更の有無

平成24年度以降の事業予算が当初の目論見から大幅に減額になるという見通しを受け、本来の計画では操縦システムの各コンポーネントについて開発・評価を実施する予定であったものを、特にキーとなる要素に絞った開発・評価を実施するように計画見直しを行った。キーとなる要素の選定にあたっては、構造検討とシステムアーキテクチャ検討の過程において実用化に向けてハードルとなる技術課題を明確化することで資源を集中投下すべき要素技術を絞り込み、削減予算下でも最大限の成果が得られるよう図った。

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
0	0	1	0	0	0	0

評価概要

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

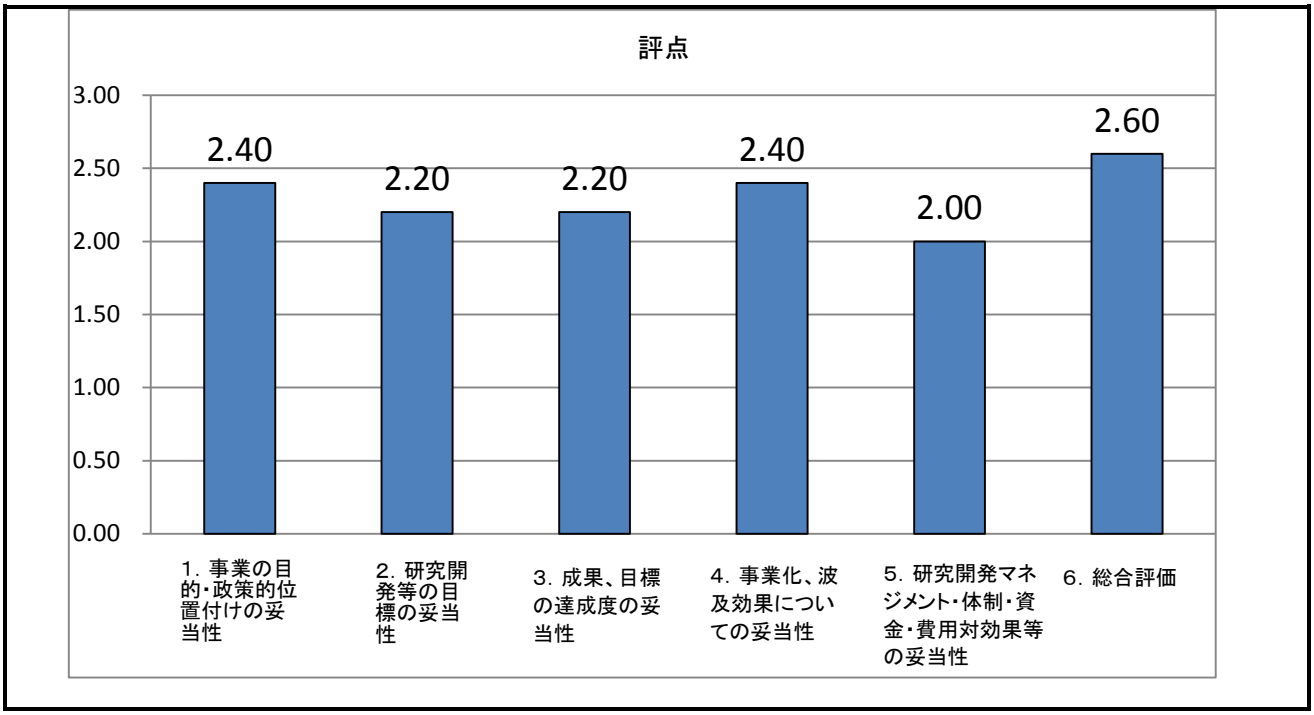
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

評点結果

評点法による評点結果

（１－３　航空機用先進システム基盤技術開発（先進パイロットシステム（機体・システム統合化））

	評点	A委員	B委員	C委員	D委員	E委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.40	3	3	2	2	2
２．研究開発等の目標の妥当性	2.20	2	2	2	2	3
３．成果、目標の達成度の妥当性	2.20	2	2	2	2	3
４．事業化、波及効果についての妥当性	2.40	3	2	3	2	2
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.00	2	2	2	2	2
６．総合評価	2.60	2	2	3	3	3


評点
3.00
2.50
2.00
1.50
1.00
0.50
0.00
2.40
2.20
2.20
2.40
2.00
2.60
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性
2. 研究開発等の目標の妥当性
3. 成果、目標の達成度の妥当性
4. 事業化、波及効果についての妥当性
5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性
6. 総合評価

プロジェクト名	１－４　環境適応型小型航空機用エンジン研究開発
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

小型航空機用エンジンの完成機開発能力の更なる向上としてインテグレーション技術開発を、競争力強化の観点から直接運航費用低減に貢献する低コスト製造技術開発を実施する。

予算額等（補助（補助率：１／２））　（単位：千円）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成２４年度	平成２４年度	平成２４年度	平成２７年度	株式会社ＩＨＩ
H22FY 予算額	H23FY 予算額	H24FY 予算額	総予算額	総執行額
－	－	98,877	98,877	93,016

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

個別要素技術	目標・指標 最終時点	成果	達成度
インテグレーション技術開発			
①ｴﾝｼﾞﾝ性能	実データとの比較により、性能予測レベル向上度を確認	①エンジン重量も加味した機体搭載時の燃料消費量を推算可能とする手法を考案	達成
②主流巻き込み		②シール部ＣＦＤ解析の高速化と主流巻き込みモデルの改良によりシール効率などの予測精度が向上（10pts）	達成
③タングリング	実現象との比較により、破壊を伴う現象を定性的に再現できているか評価	③破断ひずみの速度依存性を考慮するなどの解析手法の改良を行い、予測精度を向上	達成
④ﾌｧﾝ異物衝突		④モデル化範囲、異物モデルの引張強度を適切に設定し、大変形時の翼変形量の予測精度が大幅に向上	達成
⑤キャビティ	⑤温度予測精度（寿命）の向上度を確認	⑤リグ試験機により流動機構を解明し、ＣＦＤを検証。流れ構造を温度予測に反映することで、精度が60%以上改善	達成
個別要素技術	目標・指標 最終時点	達成度	個別要素技術
低コスト製造技術開発			
①　圧縮機部品	試作、評価により、寸法精度や低コスト化を確認	①複雑形状部品である連翼をMIMで製造、金型改良で寸法精度を確認、強度は鍛造材並で、コストも60%削減と評価	達成

②フレーム部品		②板金化適用部位などの構造設計を行い、強度解析で成立性を確認、重量10%減、コスト6%減と評価	達成
③燃焼器部品		③燃料噴射弁について､DLDやMIMの適用部位を選定し、製造可能であることを確認、コスト1/6と評価。ライナーは、課題となるドロス除去に対し､アシストガスノズルの改良でレーザー孔加工速度向上（3倍以上）を確認、コストも1割削減と評価	達成
④技術動向調査		④文献調査等を実施し､有望技術として選定した加工技術（Laser Sintering、通電拡散接合）の試用を実施し有用性、課題を確認	達成
	直接運航費用削減目標―１５％への寄与度を確認（直接運航費用低減への寄与度として、各技術適用で+0.15%を指標とする）	これらの低コスト製造技術をエンジンに適用すれば、貢献度としてDOC低減+0.4%と見込まれる	達成

(2) 目標及び計画の変更の有無

無し

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
0	0	0	0	0	0	0

評価概要

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

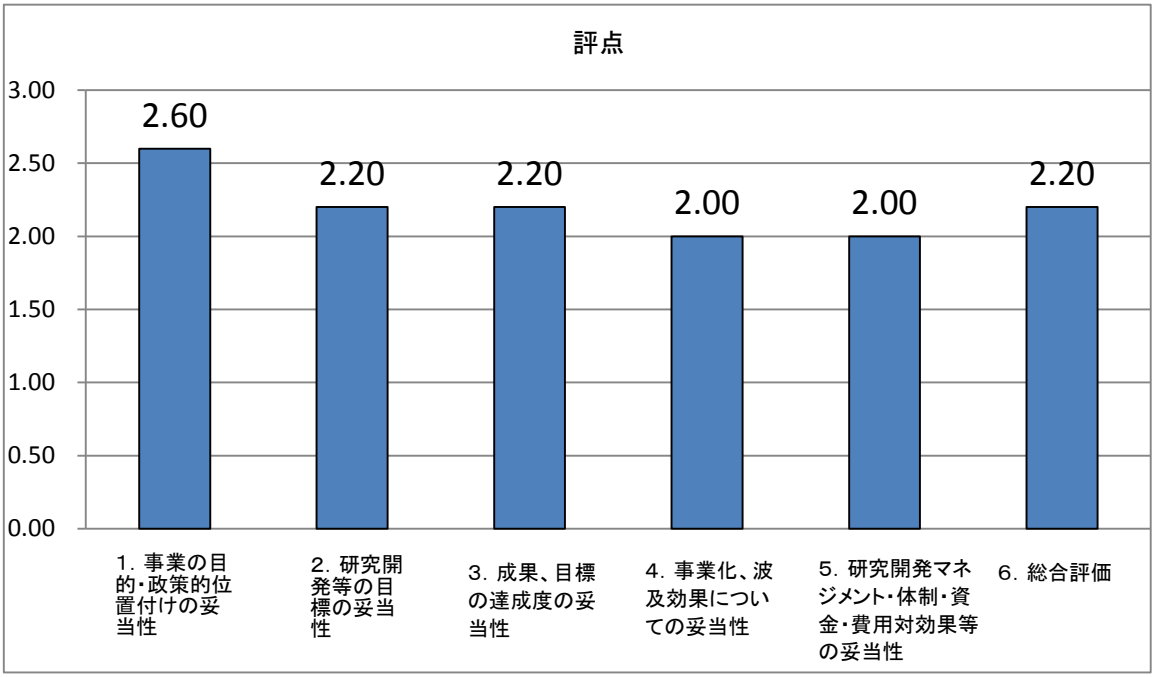
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

評点結果

評点法による評点結果

（１－４　環境適応型航空機用エンジン研究開発の概要）

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.60	3	3	2	3	2
２．研究開発等の目標の妥当性	2.20	3	2	2	2	2
３．成果、目標の達成度の妥当性	2.20	3	2	2	2	2
４．事業化、波及効果についての妥当性	2.00	3	3	1	1	2
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.00	2	2	2	2	2
６．総合評価	2.20	3	2	2	2	2



プロジェクト名	２－１　次世代航空機用構造部材創製・加工技術開発 （複合材構造健全性診断技術開発）
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

航空機の整備、点検作業効率化を図るべく、実飛行環境でも十分なシステム信頼性を有する、光ファイバを活用した複合材構造健全性診断技術を開発する。

予算額等（委託）　（単位：千円）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成２０年度	平成２４年度	平成２４年度	平成２７年度	一般財団法人 素形材センター
H22FY 予算額	H23FY 予算額	H24FY 予算額	総予算額	総執行額
181,700	220,517	215,000	1,027,212	1,027,212

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

要素技術	目標・指標	成果	達成度
高信頼性診断技術開発	実用レベルの構造健全性診断を可能とし、航空機の点検効率を大きく改善する航空機構造健全性診断技術を開発する。	実用レベルの診断を実現する診断手法とその信頼性を検証した。	達成
高信頼性システム技術開発	・実飛行環境下で航空機複合材構造の歪、損傷などを高速、高精度に計測し、信頼性診断データの計測システムを開発する。 ・計測システムの小型化技術を開発する。	光ファイバセンサの耐環境性、耐久性の試験を行って検証した。また、システム小型化の検討に着手し、試作を行って検証した	達成
センサ機能の拡張	センサ機能を拡張し、計測データを活用して診断の信頼性を向上する技術を開発する。	センサ機能の拡張による診断信頼度向上の試験を行って検証した。	達成

(2) 目標及び計画の変更の有無

なし

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
21	0	14	0	0	0	0

評価概要

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

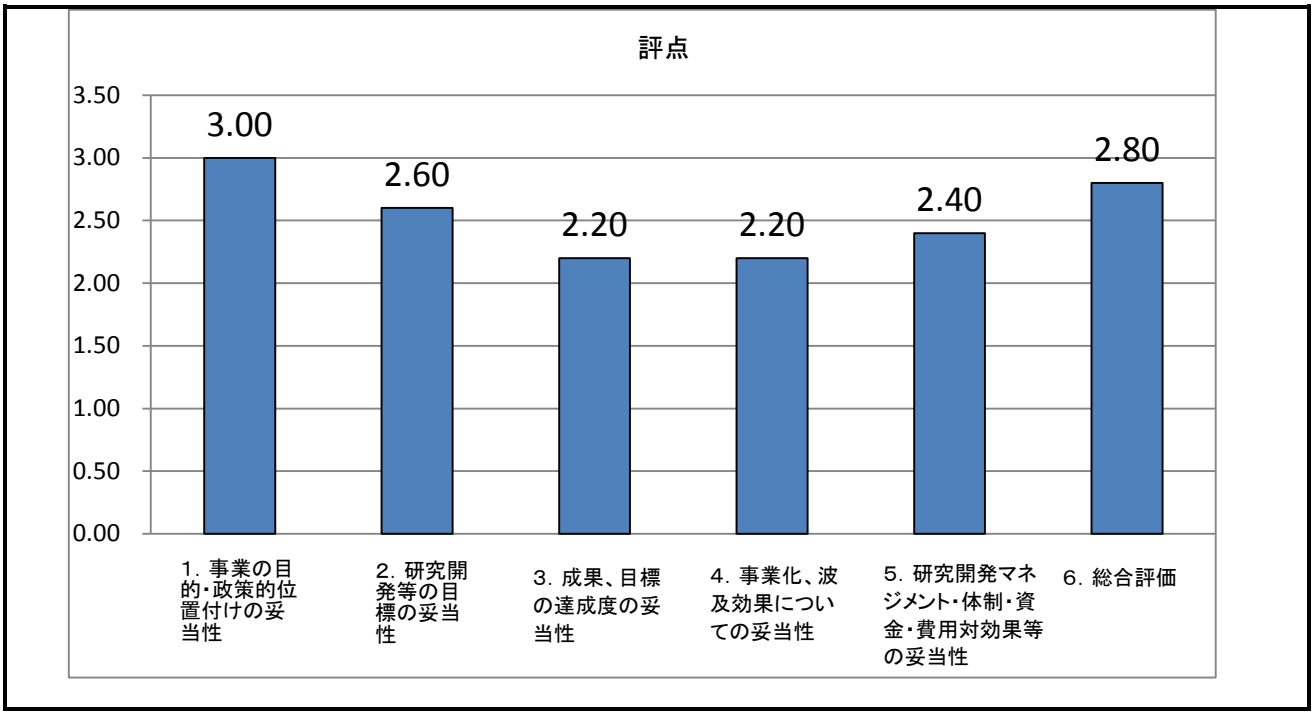
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

評点結果

評点法による評点結果

（２－１　次世代構造部材創製・加工技術開発（複合材健全性診断技術開発））

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	3.00	3	3	3	3	3
２．研究開発等の目標の妥当性	2.60	3	3	2	2	3
３．成果、目標の達成度の妥当性	2.20	2	3	2	2	2
４．事業化、波及効果についての妥当性	2.20	2	2	3	2	2
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.40	2	3	3	2	2
６．総合評価	2.80	3	3	3	2	3


評点
3.50
3.00
2.50
2.00
1.50
1.00
0.50
0.00
3.00
2.60
2.20
2.20
2.40
2.80
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性
2. 研究開発等の目標の妥当性
3. 成果、目標の達成度の妥当性
4. 事業化、波及効果についての妥当性
5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性
6. 総合評価

プロジェクト名	２－２　次世代航空機用構造部材創製・加工技術開発 （次世代チタン合金構造部材創製・加工技術開発）
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

わが国が保有している優れたチタン合金技術および金属加工技術を航空機構造に適用し、チタン合金部材の製造コストを30%削減することを目標とする。

加工性に優れた新チタン合金（Ti-9合金シート材、Ti-531C鍛造材・押出材、SP-700粉末）、および高効率加工技術（部分加熱成形、レーザービーム溶接、FSW、粉体焼結）を開発し、航空機構造チタン合金部材の製造コストを下げることにより、わが国製造業の競争力を上げるとともに、航空機のさらなる軽量化に寄与する。

予算額等（委託）　（単位：千円）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成２０年度	平成２４年度	平成２４年度	平成２７年度	一般財団法人素形材センター
H22FY 予算額	H23FY 予算額	H24FY 予算額	総予算額	総執行額
120,000	169,000	164,000	693,000	693,000

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

要素技術	目標・指標	成果概要	達成度
[テーマ別技術開発]			
(1)テーマ１ チタン板金部品の低コスト製造技術の開発	①低コストで冷間加工性に優れたチタン合金（Ti-9）板材を開発する ②チタン合金製板金部品の低コスト曲げ成形技術を確立する	①鉄鋼用製造ラインを用いて、Ti-9合金板の面内強度異方性を軽減する圧延方法を開発した。 ②局所加熱成形装置を開発し、Ti-9合金の精度の良い曲げ成形手法を開発した。	達成
(2) テーマ２ 高加工性新チタン合金の押出／鍛造材を用いた低コスト製造技術の開発	①加工性に優れたチタン合金（Ti-531C）開発 ②チタン合金の押出材・鍛造材を対象とした低コスト加工プロセス（押出材曲げ、接合、切削）を開発する	①高加工性新チタン合金（Ti-531C合金）を開発し、鍛造および押出試作を行い、熱間加工性に優れていることを確認した。 ②押出材に対する局所加熱逐次成形装置を開発し、金型なしで高効率曲げ加工が可能であることを確認した。 ③組立大型化の基礎技術として、新チタン合金（Ti-531C合金）を最新ファイバー・レーザ溶接機器を用いて高効率に接合する手法を開発した。	達成

(3) テーマ３ 高機能化チタン合金焼結部品の低コスト製造技術の開発	①SP-700合金をベースとし、焼結に適したチタン混合粉末を開発する ②・粉末焼結法による部品製造プロセスを開発する ・放電プラズマ焼結法による部品製造プロセスを開発する	①チタンSP-700合金をベースとした焼結用混合粉末を開発した。 ②CIPを用いる金属粉末焼結法をベースに、チタン合金粉末に適した焼結手法を開発した。 ③放電プラズマ装置をチタン合金小型部品の製造に適用し、製造条件の最適化を行い、高密度焼結体を試作した。	達成
[共通技術開発]			
(4)共通技術１ 材質評価	開発する素材および加工部品が適切な特性を有するよう調査・提言し、実用化を促す	押出/鍛造部材（Ti-531C合金）の溶接部疲労強度問題､板金部材(Ti-9合金）力学的異方性軽減法などを調査し、製造プロセス開発の指針を示した。	達成
(5)共通技術２ 接合技術（摩擦拡散接合(FSW)）	・FSWによるチタン合金接合技術を開発する ・新合金へのFSW適用を図る	摩擦攪拌接合の接合条件を制御することにより、継手の組織および機械的特性を制御する接合手法を確立した。	達成
(6)共通技術３ 先端粉末造形技術（レーザフォーミングおよび金属粉末射出成形（MIM））	レーザフォーミングおよびMIMをチタン合金粉末に適用するための研究を実施する MIMについては大型・複雑形状品の試作を行う MIM: Metal Injection Molding	①レーザフォーミング；装置を開発し、チタン合金粉末積層造形体の相対密度を100%に近くまで高めた。 ②MIM；チタン合金に対し、充填密度の高い焼結に成功した。	達成

(2) 目標及び計画の変更の有無
なし

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
8	0	9	0	0	0	0

評価概要

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

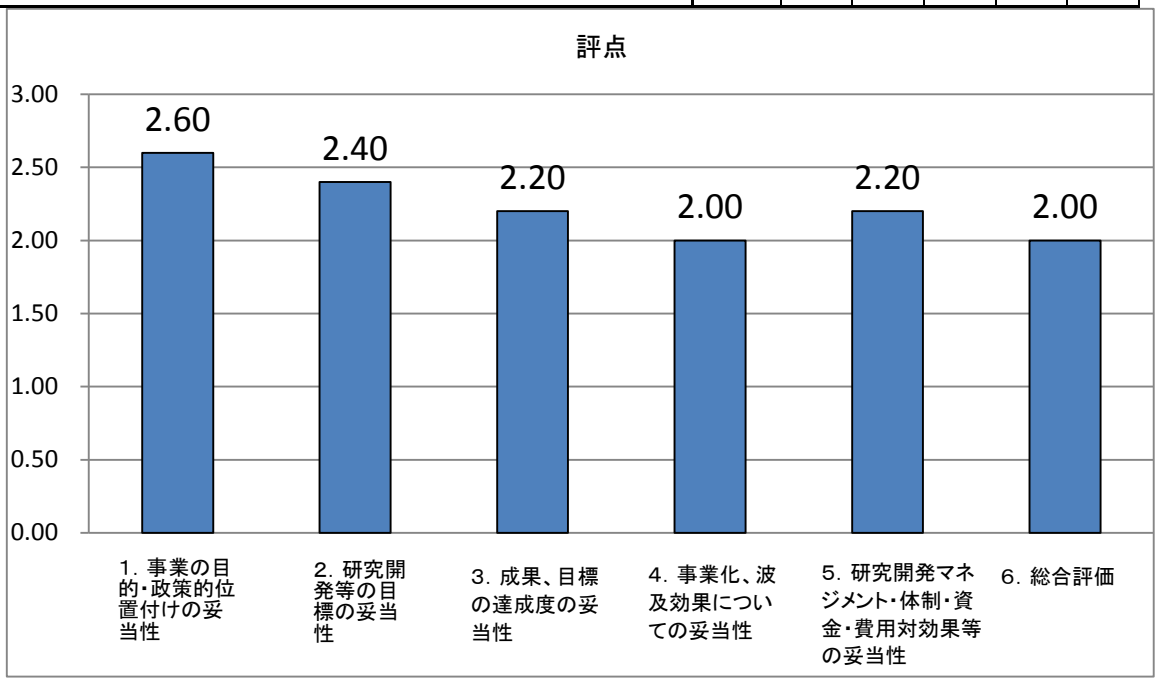
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

<u>評点結果</u>

評点法による評点結果

（２－２　次世代構造部材創製・加工技術開発（チタン合金構造部材創製・加工技術開発））

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.60	3	2	2	3	3
２．研究開発等の目標の妥当性	2.40	2	2	2	3	3
３．成果、目標の達成度の妥当性	2.20	2	2	2	3	2
４．事業化、波及効果についての妥当性	2.00	3	1	2	2	2
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.20	2	2	2	3	2
６．総合評価	2.00	2	1	2	2	3



プロジェクト名	３－１　超高速輸送機実用化開発調査
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

中長期的に実現が期待される超高速機の国際共同開発において､我が国が相応の役割を果たすことに繋げるべく、重要要素技術を開発する。また、将来の国際共同開発において主導的な立場で参画すべく、その時点で想定しうる超高速機のスペック等を設定する。

予算額等（補助（補助率：50%））　（単位：千円）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成14年度	平成25年度	平成21年度	平成26年度	一般財団法人 日本航空機開発 協会
H23FY 予算額	H24FY 予算額	H25FY 予算額	総予算額	総執行額
91,593	91,593	82,000	265,186	265,186

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

個別要素技術		目標・指標		成果	達成度
		最終時点	中間時点		
空力技術	全機 空力形状 最適化 設計技術	インテークナセルを含む全機形態について、エンジン排気等の影響を考慮した低抵抗化を実現する空力形状最適化設計技術を構築する。	インテークナセル形状について、各種パラメータ及びナセルの位置等による空力抵抗への影響を評価し、抵抗低減形状を検討する。	垂直尾翼、水平尾翼及びインテーク・ナセル等の最適化を施したベースライン形状に対して、エンジン吸排気を含む機体・ナセル統合形態での空力性能評価を実施し、抵抗減少が可能であることを確認した。これにより空力形状最適化設計技術構築の見通しを得た。	達成
	低騒音化 技術	機体開発設計に利用できる実用的なエンジン騒音等の音響伝播解析ツールを開発する。 また、抵抗低減と両立するソニックブーム低減解析手法を開発する。	騒音測定試験及びCFD解析に基づき音源モデルを作成し、精度向上を行なう。 また、翼胴形態での抵抗・ブーム最適化手法を開発する。	簡便で設計に使える音響伝播解析手法を開発するため、ジェット騒音の音源モデルを作成、音響伝播解析手法の検証を実施した。 また、抵抗低減とともにソニックブームを低減するための最適化手法を開発し、抵抗とともにブームを低減できる見通しを得た。	達成

個別要素技術		目標・指標		成果	達成度
		最終時点	中間時点		
空力技術	安全性向上技術	機体開発設計に利用できる実用的な全機非定常空力解析技術を構築する。	翼胴形態で、解析時間の低減と精度向上を可能とする非定常空力解析技術を開発する。	BCMIによる実用的なフラッタ評価ツールを開発し、亜音速域と同レベルの10%以内の推算精度を達成。	達成
材料・構造技術	軽量化構造設計技術	薄い主翼等超高速機に特異な形状に適用できる、空力特性と組み合わせた軽量化設計技術を構築する。	主翼桁間構造について空力弾性特性評価を含めた最適化手法を開発する。また、抵抗低減を可能とする主翼の断面可変手法を検討する。更に、金属と複合材の効率的な結合手法を検討する。	空力弾性特性評価を含んだ複合材桁間構造に非線形効果（ポストバックル設計）を考慮した構造最適化手法を開発した。 最適化により主翼構造重量は12%減少。また、飛行条件を見直しフラッタ要求速度を緩和することにより、主翼重量を10%程度軽量化できる見通しを得た。	達成
	低コスト製造技術	低コストでの複合材成形技術及び金属材料成形技術等を開発する。	高効率で低コストな複合材成形法、複合材一体成形法、低コストチタン成形加工法等を検討する。	複合材構造において結合金具等へチタン合金の多用が想定され、製造コスト低減が望める新ピーニング成形技術を開発し、成形高さについて解析手法の有効性を確認した。 また、形状精度の高いRTM成形手法について、大型部材を効率的に成形し、高品質、低コストで更に板厚方向の強度向上を図った。	達成
超高速機のスペック等の検討		開発目標とする機体のスペック等を設定する。	航続距離、座席数等の各種運航条件での、主要諸元を策定し、主要性能を推算する。	ファミリー化を考慮した超高速機の要求仕様を設定した。また、日仏共研において機体規模の軽量化、燃料節減を図るため、最適な加速上昇スケジュールを検討し、日欧共研において需要予測を実施した。	達成

(2) 目標及び計画の変更の有無
なし

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
21	0	18	0	0	0	0

<u>評価概要</u>

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

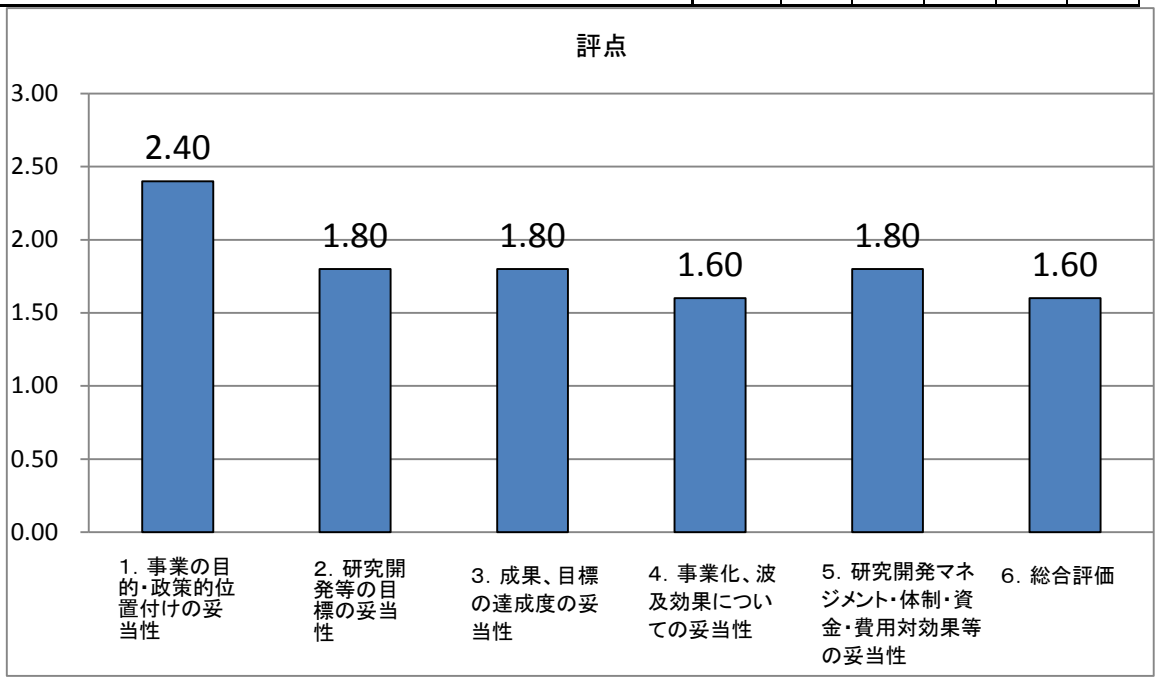
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

評点結果

評点法による評点結果

（３－１　超高速輸送機実用化開発調査）

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.40	3	1	2	3	3
２．研究開発等の目標の妥当性	1.80	3	1	1	2	2
３．成果、目標の達成度の妥当性	1.80	2	1	2	2	2
４．事業化、波及効果についての妥当性	1.60	2	1	1	2	2
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	1.80	2	1	2	2	2
６．総合評価	1.60	2	1	1	2	2



プロジェクト名	３－２　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム）
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

本調査研究事業では、LNGロケットエンジンの超音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。

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、超音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。

(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

予算額等　（補助（補助率：50%））　（単位：千円）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成２３年度	平成２５年度	平成２４年度	平成２７年度	IHIｴｱﾛｽﾍﾟｰｽ／株式会社ＩＨＩ
H23FY 予算額	H24FY 予算額	H25FY 予算額	総予算額	総執行額
10,000	10,000	8,000	28,000	27,727

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

個別要素技術	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	商用・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。	商用・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った。	達成
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必要推力を設定し、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系統・搭載性設計を行った。	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。	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った。	達成
i)エンジンの繰り返し使用に関わる課題	エンジン繰り返し使用に関わる課題を抽出し解決策を検討する。	エンジン繰り返し使用に係る長寿命化，ヘルスモニタ等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を検討する。	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

(2) 目標及び計画の変更の有無
なし

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
0	0	0	0	0	0	0

評価概要

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

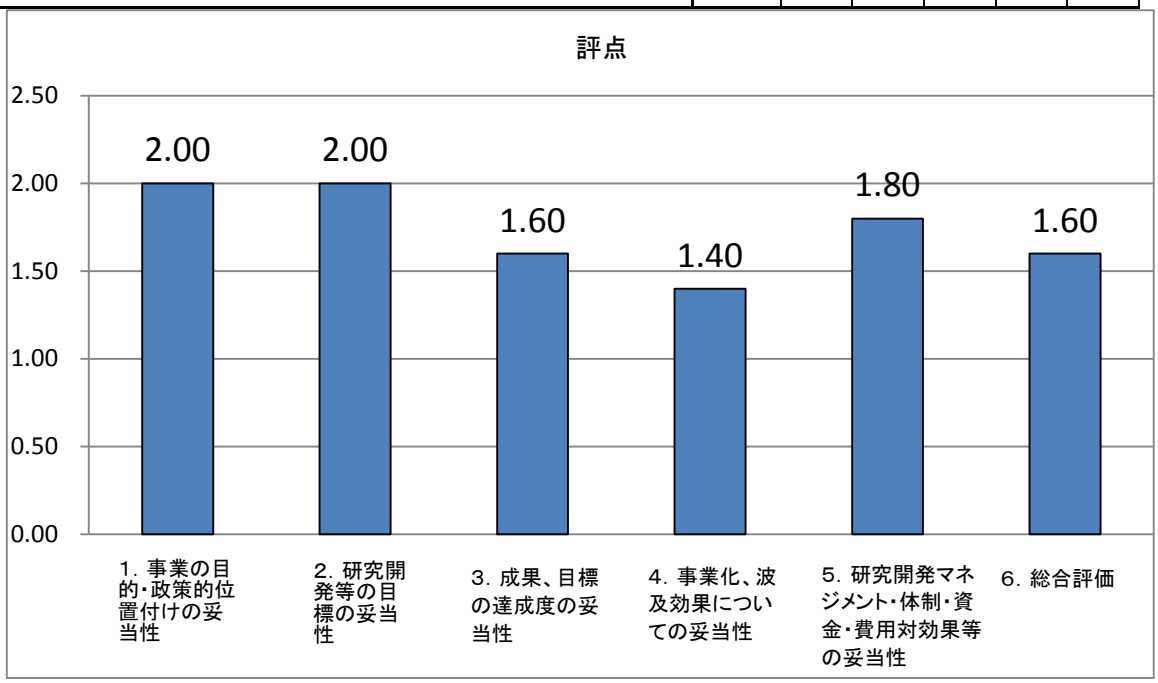
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

評点結果

評点法による評点結果

（３－２　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム））

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.00	3	1	2	2	2
２．研究開発等の目標の妥当性	2.00	3	1	2	2	2
３．成果、目標の達成度の妥当性	1.60	2	1	2	1	2
４．事業化、波及効果についての妥当性	1.40	2	1	1	1	2
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	1.80	2	1	2	2	2
６．総合評価	1.60	2	1	2	1	2



プロジェクト名	３－３　航空機先進システム基盤技術開発（電源安定化システム）
上位施策名	ものづくり産業振興
担当課	製造産業局　航空機武器宇宙産業課

プロジェクトの目的・概要

将来の航空機は、経済性、環境適合性の観点から、システムの電気化がより進むと考えられる。本事業は、将来のより電気化された航空機を実現するために、課題となる電気アクチュエータからの電力戻りなどによる電源変動を、地上用装置で開発された電力変換技術や蓄電技術を用いて、効率的に解決する電源安定化システムの基礎技術の確立を目的とする。

予算額等（委託）　（単位：千円）

開始年度	終了年度	中間評価時期	事後評価時期	事業実施主体
平成２３年度	平成２５年度	平成２４年度	平成２７年度	川崎重工業（株）
H23FY 予算額	H24FY 予算額	H25FY 予算額	総予算額	総執行額
45,772	62,871	69,975	178,618	178,618

目標・指標及び成果・達成度

(1) 全体目標に対する成果・達成度

個別要素技術	目標・指標	成果	達成度
電源安定化システム	高効率な電力変換技術とバッテリ技術を用い、小型軽量で多機能な航空機用電源安定化システムのシステム構想とその仕様を設定し、その基本機能を模擬組み合わせ試験によって実証して、基礎技術を確立する。	電源安定化の他、ＡＰＵ始動、緊急電力供給などを行える多機能なシステム構想とその仕様を設定し、模擬組み合わせ試験により、その基本機能について、実証して、基礎技術を確立した。	達成

個別要素技術	目標・指標	成果	達成度
電源安定化装置	高効率で小型軽量な航空機用直交流電力変換装置として、Pulse Width Modulation コンバータ部に3レベルインバータ技術を用いた装置を開発し、機能確認試験用供試体を製作し、試験することによって基本機能を確認する。	Pulse Width Modulationコンバータ部に3レベルインバータ技術を採用した高効率な航空機用直交流電力変換装置を開発し機能確認試験用供試体としてPWMコンバータとブーストコンバータを製作して、その基本機能を試験により、確認した。	達成

バッテリ	航空機用でエネルギー密度が高く、パワー密度も高いバッテリセルを開発し、セルの試作、試験による特性の確認を行なうことで、基本性能を確認する。	航空機用でエネルギー密度が高くパワー密度も高いバッテリセルを開発し、セルの試作、試験により､その基本性能を確認した。	達成

⑵ 目標及び計画の変更の有無

なし

＜共通指標＞

論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
0	0	1	0	0	0	0

評価概要

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

２．研究開発等の目標の妥当性

３．成果、目標の達成度の妥当性

４．事業化、波及効果についての妥当性

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

６．総合評価

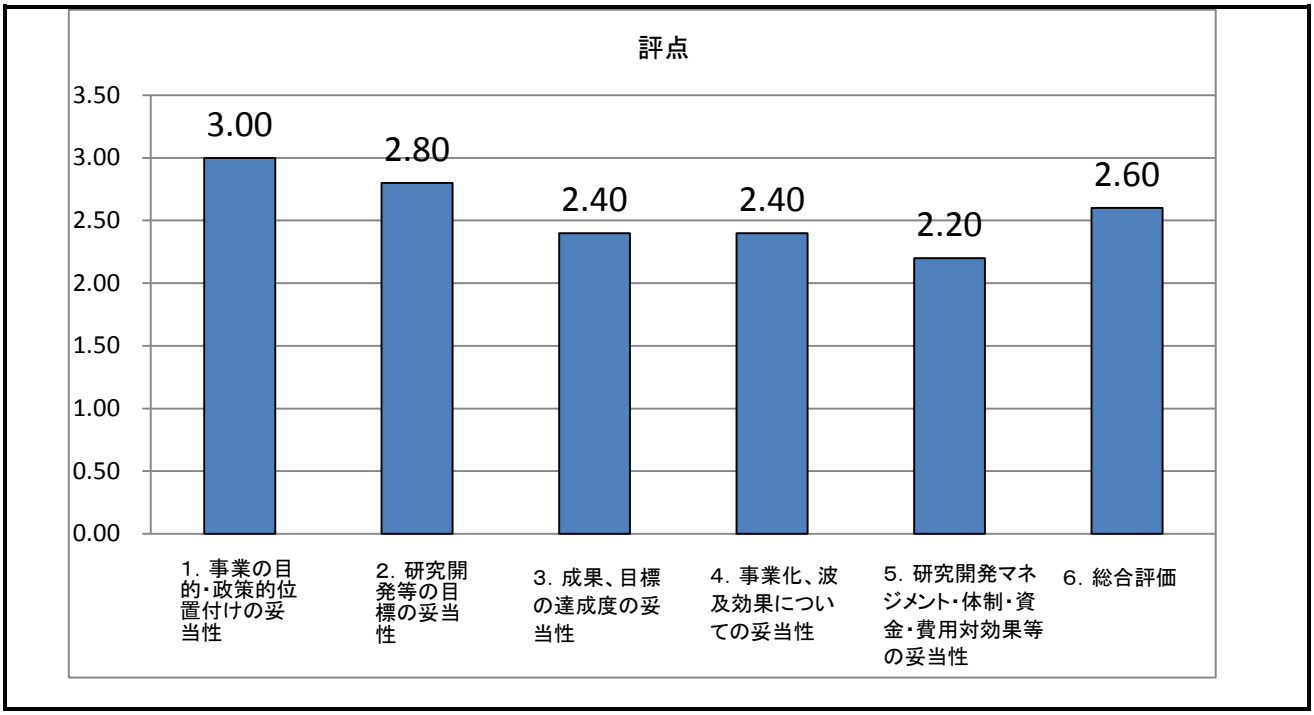
７．今後の研究開発の方向等に関する提言

評点結果

評点法による評点結果

（３－３　航空機用先進システム基盤技術開発（電源安定化システム））

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性	3.00	3	3	3	3	3
２．研究開発等の目標の妥当性	2.80	2	3	3	3	3
３．成果、目標の達成度の妥当性	2.40	2	3	3	2	2
４．事業化、波及効果についての妥当性	2.40	3	3	2	2	2
５．研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.20	2	3	2	2	2
６．総合評価	2.60	2	3	3	2	3


評点
3.50
3.00
2.50
2.00
1.50
1.00
0.50
0.00
3.00
2.80
2.40
2.40
2.20
2.60
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性
2. 研究開発等の目標の妥当性
3. 成果、目標の達成度の妥当性
4. 事業化、波及効果についての妥当性
5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性
6. 総合評価

第１章　評価の実施方法

第１章　評価の実施方法

本プロジェクト評価は、「経済産業省技術評価指針」（平成26年4月改定、以下「評価指針」という。）に基づき、以下のとおり行われた。

１．評価目的

評価指針においては、評価の基本的考え方として、評価実施する目的として

(1)より良い政策・施策への反映
(2)より効率的・効果的な研究開発の実施
(3)国民への技術に関する施策・事業等の開示
(4)資源の重点的・効率的配分への反映

を定めるとともに、評価の実施にあたっては、

(1)透明性の確保
(2)中立性の確保
(3)継続性の確保
(4)実効性の確保

を基本理念としている。

プロジェクト評価とは、評価指針における評価類型の一つとして位置付けられ、プロジェクトそのものについて、同評価指針に基づき、事業の目的・政策的位置付けの妥当性、研究開発等の目標の妥当性、成果、目標の達成度の妥当性、事業化、波及効果についての妥当性、研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性の評価項目について、評価を実施するものである。

その評価結果は、本プロジェクトの実施、運営等の改善や技術開発の効果、効率性の改善、更には予算等の資源配分に反映させることになるものである。

２．評価者

評価を実施するにあたり、評価指針に定められた「評価を行う場合には、被評価者に直接利害を有しない中立的な者である外部評価者の導入等により、中立性の確保に努めること」との規定に基づき、外部の有識者・専門家で構成する検討会を設置し、評価を行うこととした。

これに基づき、評価検討会を設置し、プロジェクトの目的や研究内容に即

した専門家や経済・社会ニーズについて指摘できる有識者等から評価検討会委員名簿にある５名が選任された。

なお、本評価検討会の事務局については、指針に基づき経済産業省航空機武器宇宙産業課が担当した。

３．評価対象

下記の航空機関連研究開発事業を評価対象として、研究開発実施者から提出されたプロジェクトの内容・成果等に関する資料及び説明に基づき評価した。

１．平成２４年度終了事業

１－１　航空機用先進システム基盤技術開発(航空機用再生型燃料電池システム）（平成２１年度から平成２４年度）

１－２　航空機用先進システム基盤技術開発（デジタル通信システム）（平成２３年度から平成２４年度）

１－３　航空機用先進システム基盤技術開発（先進パイロットシステム（機体・システム統合化））（平成２３年度から平成２４年度）

１－４　環境適応型航空機用エンジン研究開発（平成２４年度）

２．平成２４年度終了事業（後継事業あり）

２－１　次世代構造部材創製・加工技術開発（複合材健全性診断技術開発）（平成２０年度から平成２４年度）

２－２　次世代構造部材創製・加工技術開発（チタン合金構造部材創製・加工技術開発）（平成２０年度から平成２４年度）

３．平成２５年度終了事業

３－１　超高速輸送機実用化開発調査（平成１４年度から平成２５年度）

３－２　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム）（平成２３年度から平成２５年度）

３－３　航空機用先進システム基盤技術開発（電源安定化システム）（平成２３年度から平成２５年度）

４．評価方法

第１回評価検討会においては、研究開発実施者からの資料提供、説明及び質疑応答、並びに委員による意見交換が行われた。

第２回評価検討会においては、それらを踏まえて「プロジェクト評価における標準的評価項目・評価基準」、今後の研究開発の方向等に関する提言等及び要素技術について評価を実施し、併せて４段階評点法による評価を行い、評価報

告書(案)を審議、確定した。
　また、評価の透明性の確保の観点から、知的財産保護、個人情報で支障が生じると認められる場合等を除き、評価検討会を公開として実施した。

５．プロジェクト評価における標準的な評価項目・評価基準

　評価検討会においては、経済産業省産業技術環境局技術評価室において平成２５年４月に策定した「経済産業省技術評価指針に基づく標準的評価項目・評価基準について」のプロジェクト評価（中間・事後評価）に沿った評価項目・評価基準とした。

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

（１）事業目的は妥当で、政策的位置付けは明確か。
- ・事業の政策的意義（上位の施策との関連付け等）
- ・事業の科学的・技術的意義（新規性・先進性・独創性・革新性・先導性等）
- ・社会的・経済的意義（実用性等）

（２）国の事業として妥当であるか、国の関与が必要とされる事業か。
- ・国民や社会のニーズに合っているか。
- ・官民の役割分担は適切か。

２．研究開発等の目標の妥当性

（１）研究開発等の目標は適切かつ妥当か。
- ・目的達成のために具体的かつ明確な研究開発等の目標及び目標水準を設定しているか。特に、中間評価の場合、中間評価時点で、達成すべき水準（基準値）が設定されているか。
- ・目標達成度を測定・判断するための適切な指標が設定されているか。

３．成果、目標の達成度の妥当性

（１）成果は妥当か。
- ・得られた成果は何か。
- ・設定された目標以外に得られた成果はあるか。
- ・共通指標である、論文の発表、特許の出願、国際標準の形成、プロトタイプの作製等があったか。

（２）目標の達成度は妥当か。

・設定された目標の達成度（指標により測定し、中間及び事後評価時点の達成すべき水準（基準値）との比較）はどうか。

４．事業化、波及効果についての妥当性

（１）事業化については妥当か。

・事業化の見通し（事業化に向けてのシナリオ、事業化に関する問題点及び解決方策の明確化等）は立っているか。

（２）波及効果は妥当か。

・成果に基づいた波及効果を生じたか、期待できるか。

・当初想定していなかった波及効果を生じたか、期待できるか。

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

（１）研究開発計画は適切かつ妥当か。

・事業の目標を達成するために本計画は適切であったか（想定された課題への対応の妥当性）。

・採択スケジュール等は妥当であったか。

・選別過程は適切であったか。

・採択された実施者は妥当であったか。

（２）研究開発実施者の実施体制・運営は適切かつ妥当か。

・適切な研究開発チーム構成での実施体制になっているか、いたか。

・全体を統括するプロジェクトリーダー等が選任され、十分に活躍できる環境が整備されているか、いたか。

・目標達成及び効率的実施のために必要な、実施者間の連携／競争が十分に行われる体制となっているか、いたか。

・成果の利用主体に対して、成果を普及し関与を求める取組を積極的に実施しているか、いたか。

（３）資金配分は妥当か。

・資金の過不足はなかったか。

・資金の内部配分は妥当か。

（４）費用対効果等は妥当か。

・投入された資源量に見合った効果が生じたか、期待できるか。

・必要な効果がより少ない資源量で得られるものが他にないか。

（５）変化への対応は妥当か。

・社会経済情勢等周辺の状況変化に柔軟に対応しているか（新たな課題への対応の妥当性）。

・代替手段との比較を適切に行ったか。

６．総合評価

第２章　プロジェクトの概要

１－１　航空機用先進システム基盤技術開発
（航空機用再生型燃料電池システム）

目　次

１．事業の目的・政策的位置付け.....10
１－１　事業の目的.....10
１－２　政策的位置付け.....10
１－３　国の関与の必要性.....13

２．研究開発目標.....15
２－１　研究開発目標.....15
２－１－１　全体の目標設定.....15
２－１－２　個別要素技術の目標設定.....16

３．成果、目標の達成度.....18
３－１　成果.....18
３－１－１　全体成果
３－１－２　個別要素技術成果
３－１－３　特許出願状況等
３－２　目標の達成度.....24

４．事業化、波及効果.....25
４－１　事業化の見通し.....25
４－２　波及効果.....27

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等.....28
５－１　研究開発計画.....28
５－２　研究開発実施者の実施体制・運営.....29
５－３　資金配分.....29
５－４　費用対効果.....30
５－５　変化への対応.....30

１．事業の目的・政策的位置付け

１－１　事業目的

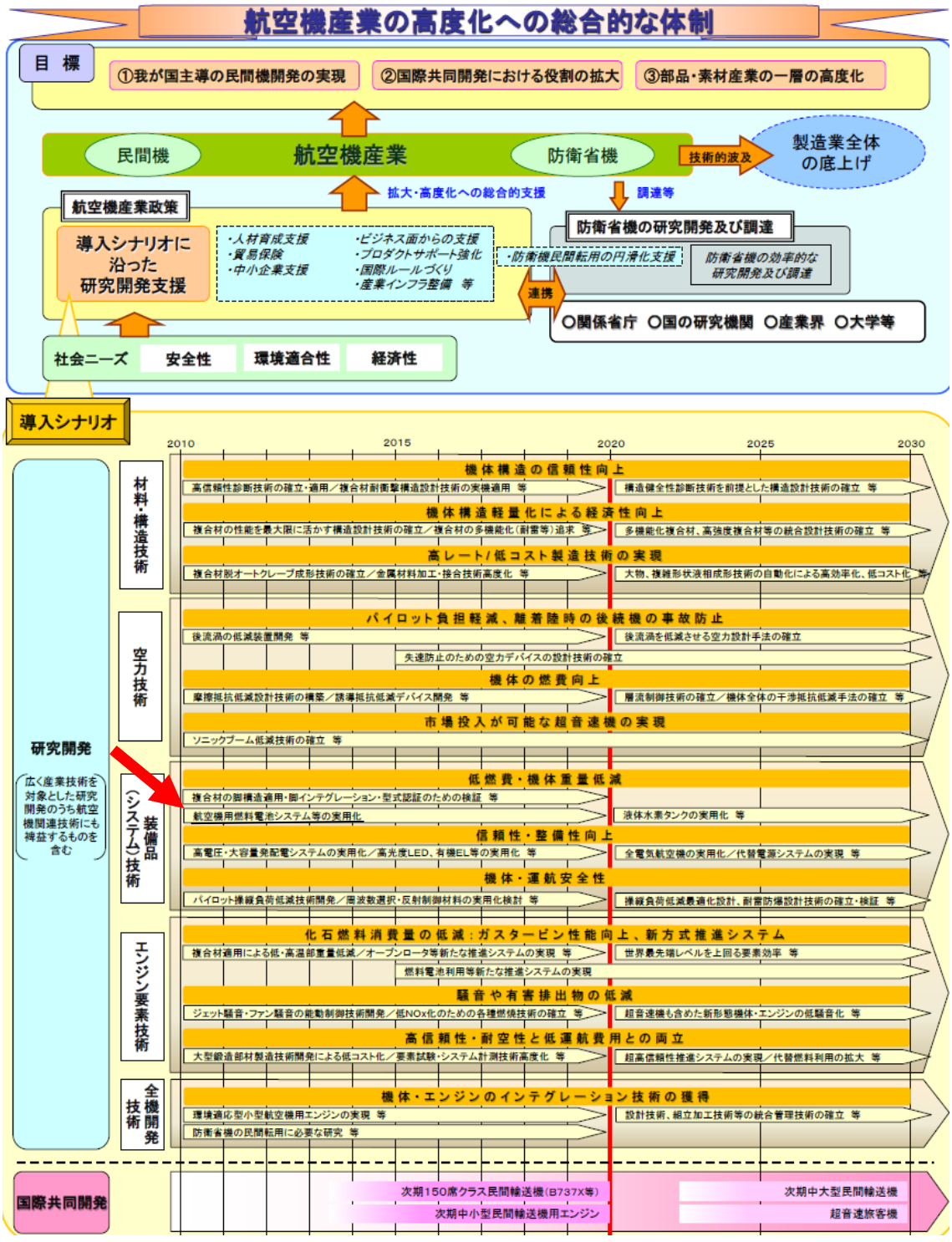
航空機用電源システムの一部として未だ航空機に適用されていない「燃料電池で構成される電源システム」を採用することにより、航空機電源システムの省エネルギー化／ＣＯ２排出削減化を図ることを事業目的とする。

１－２　政策的位置付け

航空機用燃料電池は，技術戦略マップ２０１０において低公害（低燃費）に寄与する技術として位置付けられている。

本研究では、高効率でしかも電力供給の平滑化を可能にする再生型燃料電池システム（以降、ＲＦＣシステム）技術の研究開発を行う。ＲＦＣ技術は我が国が強みを有する技術分野だが、未だ航空機に適用されていないもので、航空機への適用を可能とするための研究開発を実施することにより、この分野で我が国産業が中核的な立場を担うことを目指す。

参考資料（出所：技術戦略マップ２０１０）



参考資料（出所：技術戦略マップ２０１０）

装備品（システム）技術分野　－概要及び課題－

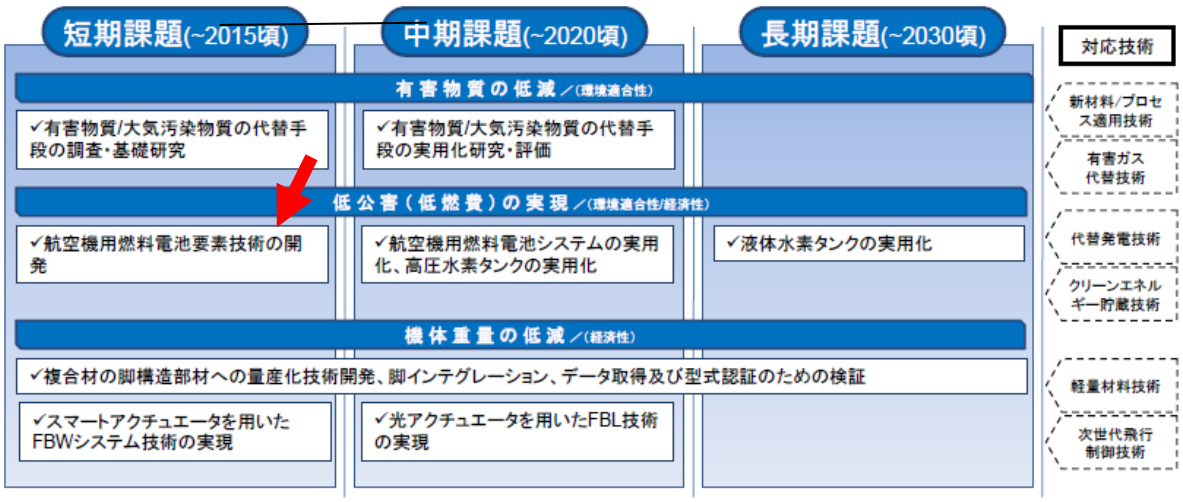
技術の概要

航空機用装備品の開発においては、航空機の利便性を向上させつつ、安全性、環境適合性、経済性を高度に両立しなければならない。その際、先進操縦／コックピットシステム等の飛行安全性向上技術、全電気化を主体とする低燃費化／整備性向上技術、代替発電／クリーンエネルギー貯蔵等の環境性適合技術、ならびに高い安全性と経済性を両立する設計・製造・試験基盤技術等の高度化を図る必要がある。

国際競争力

海外の装備品サプライヤはM&Aを繰り返し巨大な企業に成長してきている。その巨大なビジネスマスを背景にシステム単位で受注してきており、わが国のサプライヤは国際共同開発機においてもビジネス機会が縮小し、技術蓄積の面で不利になる状況が拡大している。さらに、EUでは、航空機の耐環境性改善を戦略的アイテムとし、全電気式航空機などの研究開発に国家レベルで巨額の予算を投入して推進しており、技術レベルの差がますます増大しつつある。

主要技術課題（1／3）



１－３　国の関与の必要性

将来の航空機では、省エネルギー化／高効率化のために動力源として油圧・空気圧に代わり電力が主流となると考えられている。また、航空機に搭載する電子機器、娯楽設備も増加の方向にあり、電力需要は増加の一途にある。そのため、航空機内での発電量、発電のためのエネルギー投入量も増加しており、電源システムの高効率化が必要な状況となってきている。従来のガスタービン補助電源（以後ＡＰＵ）では、発電端効率は２０％以下であり、また、ジェットエンジン駆動発電機も４０％以下だが、燃料電池では５０％以上を期待でき、高効率なシステムとして期待されており、航空機の省エネルギー化に貢献できる。

航空機用電源システムの効率化のための方策の一つとして航空機の使用電力の平滑化がある。航空機における電力需要は、図１に示すように、地上移動中や滑走中、高空からの降下中、着陸後の滑走中は電力が不足しがちであり、高度上昇中と巡航中には電力が余る。高度上昇中と巡航中に生じる余剰電力を蓄電し、電力が不足する場面で供給できれば、効率の低いＡＰＵやジェットエンジン駆動発電機を大容量化せずに対応でき、エネルギーを効率的に活用できるようになる。

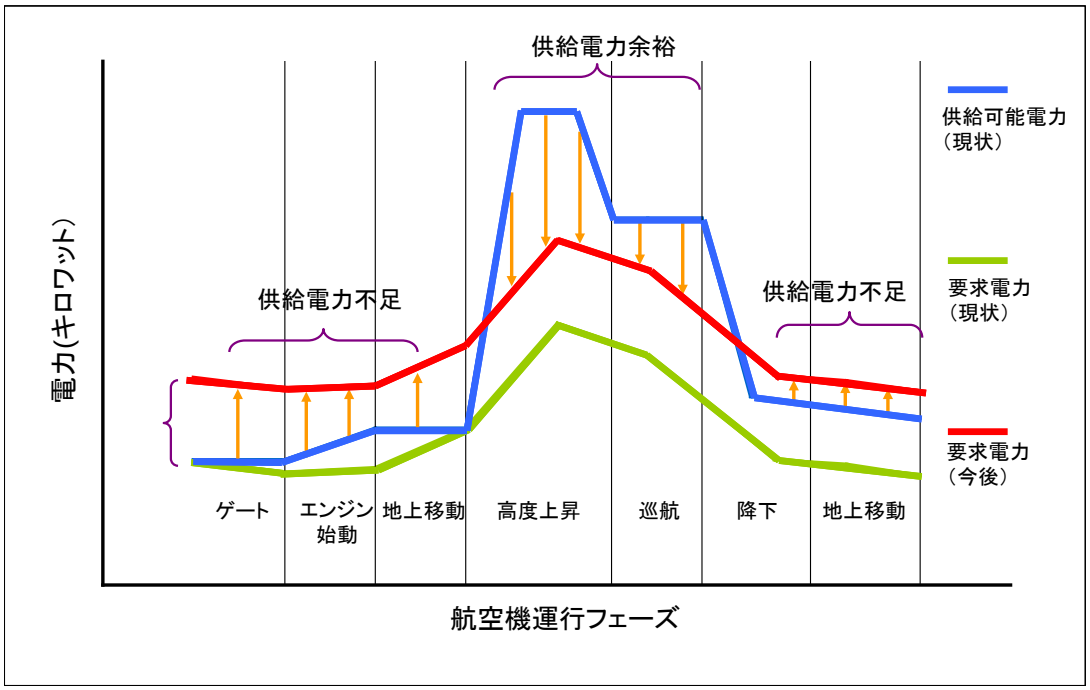


図１．航空機での電力需要／供給プロファイル例

また、再生型燃料電池では、水素・酸素による発電を行うため、ＣＯ２の排出量がゼロであり、ＣＯ２排出量削減に貢献できる。

このように、航空機用再生型燃料電池システムは、航空機の環境性能向上に寄与するシステムであるが、システムの成立に必要な航空機向けのコンポーネント技術が成熟しておらず、民間で実施するにはリスクが高いため、国の関与が必要である。

２．研究開発目標

２－１　研究開発目標

２－１－１　全体の目標設定

表１．全体の目標

目標・指標	設定理由・根拠等
ボーイング社による環境技術実証機に搭載可能で，発電端効率５０%以上である高効率な再生型燃料電池（ＲＦＣ）システムの技術実証を行う。	ボーイング社の環境技術実証機を用いての飛行実証を計画しており、これに搭載可能な再生型燃料電池（ＲＦＣ）システムを構築する必要がある。 燃料電池は、従来の航空機ガスタービン補助電源（発電端効率２０%以下）たジェットエンジン駆動発電機（同４０%以下）に比べ同５０%以上を期待でき、高効率なシステムとして期待されている。

２－１－２　個別要素技術の目標設定

航空機搭載用のＲＦＣシステム実現のための個別要素技術の目標は以下の通りに設定した。

表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
気液分離技術	気液分離器を組み込んだ15kW級ＲＦＣ原理確認モデルを製作し、水回収ができること。	高効率発電を維持するため，水電気分解時に発生する酸素・水素から適切に水分を除去する必要がある
航空機搭載システムインテグレーション	飛行環境に耐えうるRFCシステムの確立	航空機搭載を実現するため，振動・衝撃等の飛行環境条件下で動作する必要がある。
	航空機との連接インタフェースの整合性確保	航空機搭載条件下で動作する必要がある。
水素の安全性確保	飛行安全を確保する安全機構の確立	水素の航空機搭載についての規定・ガイドライン等は未整備であり，飛行安全を確保するための安全機構を新規に構築する必要がある。

＜補足＞

１）気液分離技術

燃料電池において水素／酸素ガス反応によって発電及び酸素極側に水が生成される。この生成水がその後の燃料再生の源となる。従って、生成水の確実な捕捉がシステムのサイクル寿命を規定する。また水電解において水タンクから供給される水はスタックにおいて水素／酸素ガスに分解されるが、酸素ガス発生側には未電解の水が残る。この余剰水分を確実に回収しないとガス生成効率を低減させてしまう。

以上のように、燃料電池酸素ガス系統及び水電解酸素ガス系統にはかなりの量の水分が含まれためこれらを確実に分離して水タンクに貯蔵することがＲＦＣのサイクル寿命／発電時間を左右する。従って、水分回収効率の高い気液分離技術の採用が重要である。

２）航空機搭載システムインテグレーション

航空機に搭載するためには、航空機に搭載機器に要求される耐環境性（振動、衝撃、周囲温度、姿勢及び電磁場環境）を有していなければならない。また、限られた空間に設置可能であり軽量である必要がある。再生型燃料電池を構成する個々要素について、航空機搭載に適している方式を選定し、それらを組み合わせた際に全体のシステムとして航空機の環境に耐えて確実に動作する必要がある。

また、航空機搭載にあたり、航空機側との電力・構造等の各種インタフェース条件を設定し、これに整合させる必要がある。

３）水素の安全性確保

航空機の飛行安全を確保するために、航空機用装備品には高い信頼性と安全性が求められる。ＲＦＣシステムでは酸素、水素という燃料を気体の状態で貯蔵するため、非常時に燃料ガスを安全に、且つ確実に排出できることが、航空機の安全性を確保するためには必須の機能となる。特に水素については航空機搭載についての規定・ガイドライン等は未整備であり，飛行安全を確保するための安全機構を新規に構築する必要がある。

３．成果、目標の達成度

３－１　成果

３－１－１　全体成果

ボーイング社の環境技術実証機に搭載可能で、発電端効率５０%以上である高効率な再生型燃料電池（ＲＦＣ）システムの技術実証を完了した。

本システムは、ボーイング社の環境技術実証機に搭載され、世界で初となる再生型燃料電池の飛行実証に成功した。

３－１－２　個別要素技術成果

（１）気液分離技術

加湿ガスから水分を分離する気水分離方式は化学プラントで各種使用されており、大別して熱交換方式と吸水膜方式の２方式がある。吸水膜方式は積極的な水分離が難しいため、熱交換方式を採用することとした。

また、分離後の水回収は重力方式及び遠心力方式があり、遠心力方式では水回収力を自由に決められるメリットがあるが、そのために追加の補機（遠心ポンプ）及び電力が必要になる。　今回のＲＦＣシステムでは水回収のための時間的制約は大きくないため受動的ではあるが重力による水回収を選択した。

１５ｋW級ＲＦＣを成立させるための各種条件について考慮し、設計した気液分離器の概観図を図２に示す。本気液分離器は平成２１年度に製作した１５ｋW級ＲＦＣ原理確認モデル（図３）に組み込み、水回収ができることを確認した。

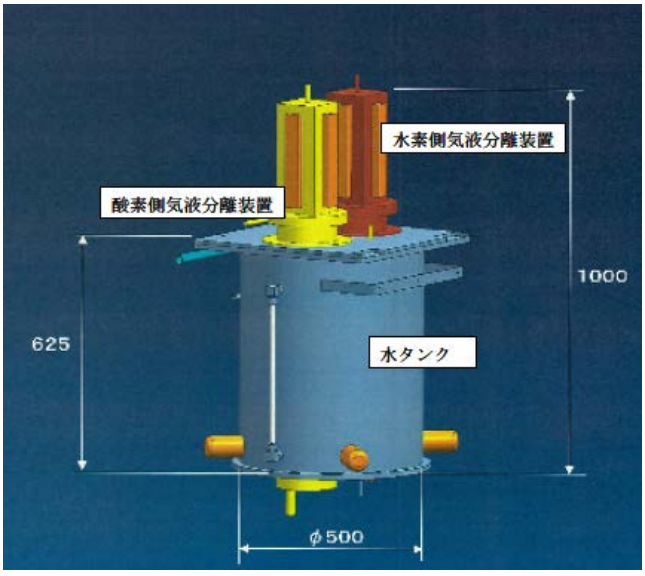


図２．気液分離器概観図

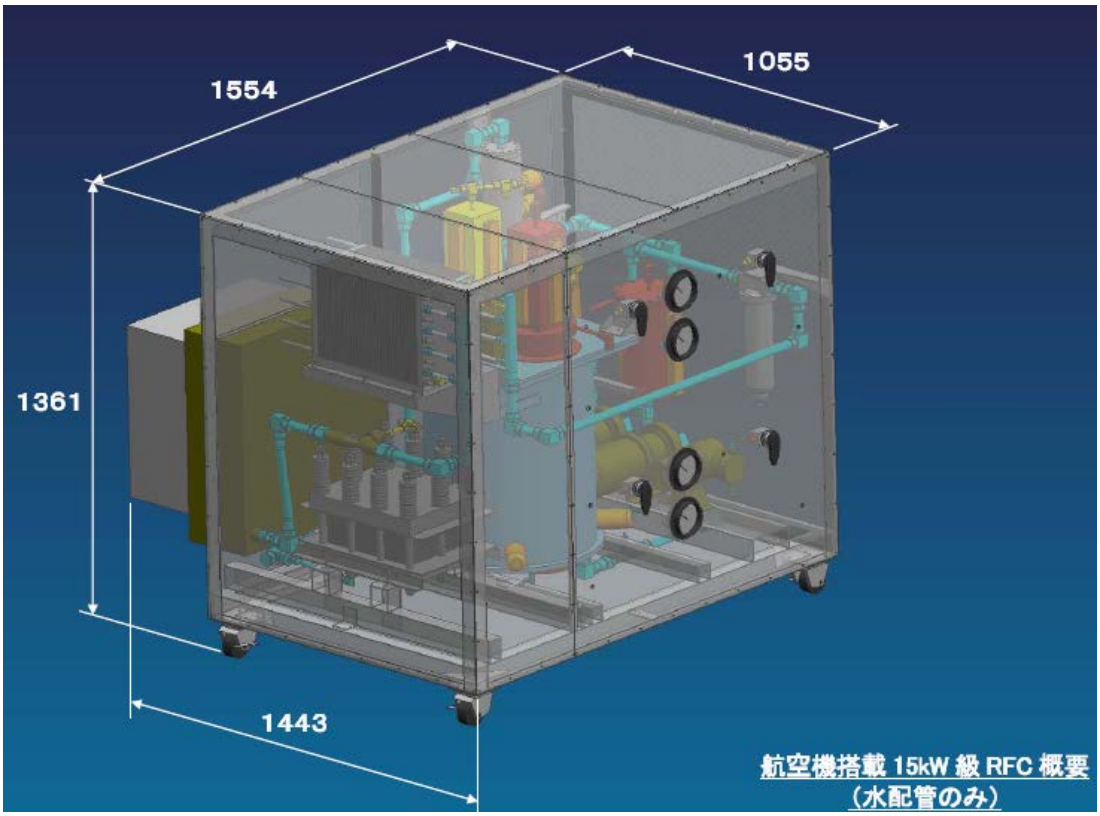


図３．１５ｋＷ級ＲＦＣ原理確認モデル概観図

（２）航空機搭載システムインテグレーション

平成２１年度に製作した原理確認モデルの小型化検討を実施し、ユニット化を実施した（図４に示す）。

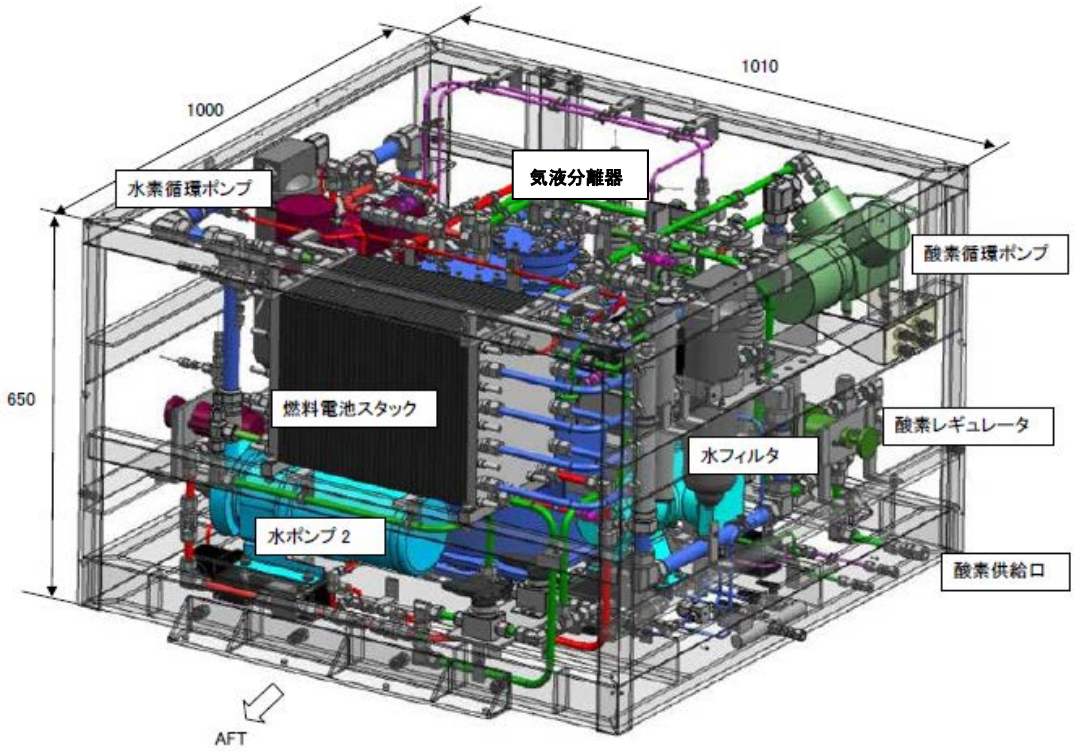


図４．ＲＦＣ小型化検討結果（メインユニット部）

また、原理確認モデルではユニット化されていなかった水素タンク、酸素タンクについてもそれぞれ水素タンクユニット、酸素タンクユニットとしてユニット化を実施した。

なお、原理確認モデルでは一体となっていた冷却ファンは、航空機搭載寸法を満たすため、分離させ、別置きのラジエータファンユニットとした。

ＲＦＣシステム全体の概観図を図５に示す。これらは、実証試験機（Ｂ７３７－８００型機）の後部貨物室に搭載できる寸法・重量となっている。

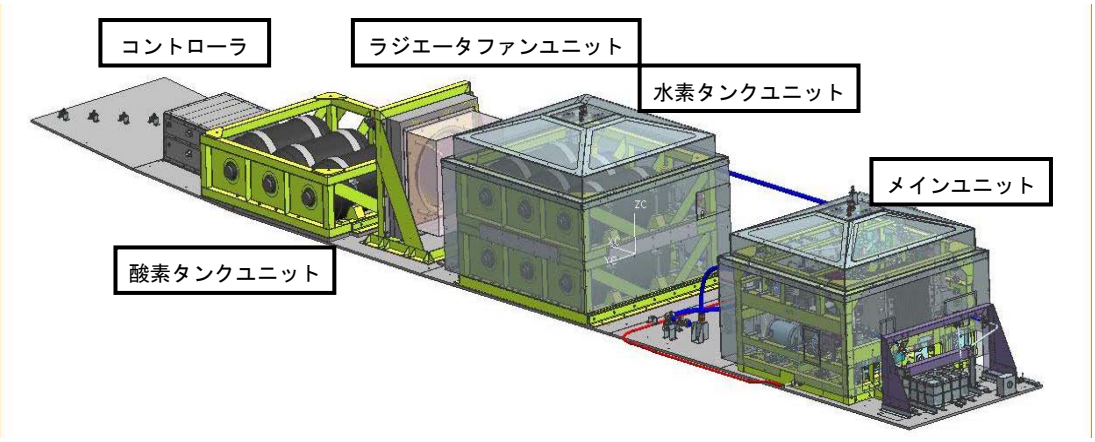


図５．ＲＦＣシステム概観図

また、小型化したモデルによる耐環境性試験として姿勢試験、ＥＭＩ試験、振動試験を行い、航空機搭載にあたっての技術課題として、以下を抽出した。

- 振動試験において、フレーム溶接部位に一部損傷が認められた。溶接部の傷の原因は溶接不良であり、溶接工程の管理および周辺部の補強検討を行い、フライトモデル設計への反映を実施した。
- ＥＭＩ試験において、ＲＦＣコントローラからの発生ノイズが支配的であり、航空機搭載にあたりノイズ低減を求められる可能性があることが判った。ＲＦＣコントローラはＥＭＩ要求を満足させるため、新規にフライトモデルの設計・製作を行うこととした。

また、製作したフライトモデルを用い、米国にてボーイング側の機器（航空機模擬電源、燃料電池出力負荷、航空機搭載用ベースプレート）とのインタフェース試験を実施し、航空機への搭載インタフェースに問題がないことを確認した。

（３）水素の安全性確保

飛行安全確保のためのシステム安全機構および非常停止プロセスについて検討を行い、水素漏れに備えたシステムの換気、水素センサを用いた安全化処置機能をＲＦＣシステムに設けることとした。また、安全性を確保するために要求されるシステムの信頼性を満足させるため、必要な部品については高信頼性部品を使用することとした。

また、水素漏れに至る要因として、ＲＦＣシステム内での過熱・過加圧を識別し、これらについても安全策を施した。

さらに、緊急着陸時などの非常時を想定し、ＲＦＣシステム内水素を機外へ緊急排出する機能を追加した

３－１－３　特許出願状況等

論文、投稿、発表、特許リストを表３に示す。

表３．論文、投稿、発表、特許リスト

	題目・メディア等	時期
論文	AIAA Regenerative Fuel Cell(RFC) for High Power Space System Applications	H25.7
投稿	OHM 2010年8月号 「特集 航空技術最前線－航空機用燃料電池」	H22.10
発表	ボーイング/ＩＨＩ共同記者会見	H22.3
	ＪＡ２０１２「再生型燃料電池（RFC）飛行試験実証」	H24.10
	第20回燃料電池シンポジウム 「航空機電源への再生型燃料電池の適用について」	H25.5
特許		

３－２　目標の達成度

本研究における目標の達成度を表４に示す。

表４．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	達成度
気液分離技術	気液分離器を組み込んだ15kW級ＲＦＣ原理確認モデルを製作し､水回収ができること。	気液分離器を組み込んだ15kW級原理確認モデルにて水回収ができることを確認した。（平成21年度）	達成
航空機搭載システムインテグレーション	飛行環境に耐えうるRFCシステムの確立	小型化・耐環境試験を行い，航空機に搭載可能なRFCシステム試作品の製作を完了した（平成22年度）。	達成
	航空機との連接インタフェースの整合性確保	ボーイング機器との連接試験を完了した（平成24年度）。	達成
水素の安全性確保	飛行安全を確保する安全機構の確立	水素爆発に関する安全性解析を実施し，飛行安全を確保するための安全機構を設けた（平成23年度）。	達成

４．事業化、波及効果について

４－１　事業化の見通し

本研究における成果物は、飛行実証試験に供されるが、事業化にあたっては、以下に示す技術課題の解決に取り組む必要がある。

（１）小型軽量化

航空機の燃費向上に貢献するには小型軽量化を図る必要がある。

（２）信頼性向上

航空機搭載にあたり求められる信頼性を満足させる必要がある。

（３）耐久性向上

航空機での長時間運用に耐える耐久性を持たせる必要がある。

（４）機体システムへの組み込み検討

ＲＦＣシステムの航空機への配置検討、ＲＦＣで発生する熱の機体内での有効活用、水素の安全性確保等を考慮し、ＲＦＣシステムの機体への組み込みの最適化について検討していく必要がある。

（５）コスト低減

事業化にあたり、燃料電池を始めとするコンポーネントのコストを下げ、機体メーカに販売可能なコストとする必要がある。

ＲＦＣシステムを航空機に搭載するには、ＲＦＣシステム分の重量・スペースを確保する必要があり、この重量増分が燃費にとってはマイナスになる。従って、ＲＦＣシステム搭載を前提とした新造機への適用が妥当と考えられ、その時期は２０２０年以降と考えられる。

アプリケーションとしては、まずは３０ｋＷ級の非常用電源、ついで１００ｋＷ級ＡＰＵ代替を狙うのが妥当と考えられる。１００ｋＷ以上の大出力化を実現するには、水素燃料単独だと体積あたりのエネルギー密度が低く、体積が大きな機体が必要となるため、体積あたりのエネルギー密度の高い航空機燃料から水素を取り出す燃料改質の技術の適用についても検討していく必要がある。また、高効率の発電が期待される固体酸化物型燃料電池（ＳＯＦＣ）の適用についても検討していく必要がある。

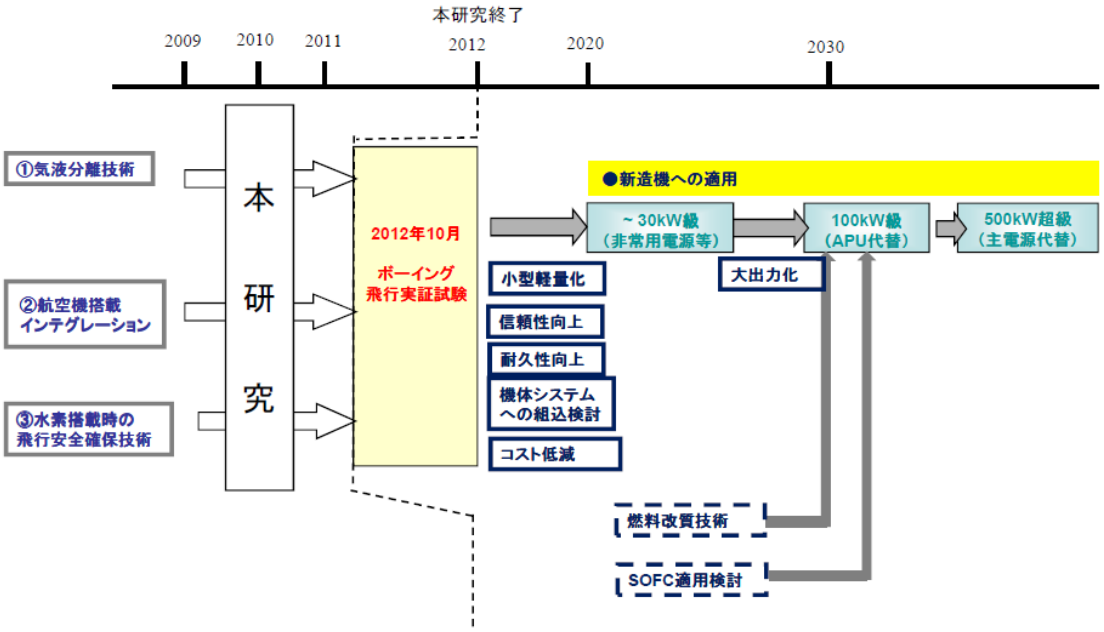


図６．ＲＦＣ事業化に向けての展望

４－２　波及効果

再生型燃料電池の利点は、水電解装置への投入電力をクリーンエネルギーで賄えば、システムとしてのＣＯ２排出量がゼロにできることである。

従って、太陽光発電による水電解が期待できる飛行船用電源や人工衛星・月面基地・宇宙基地向け電源等への応用が期待できる。

また、風力・太陽光発電において出力平滑化の機能を担わせることも可能である。また、船舶等の大型輸送機においても航空機と同様に電力余剰時に水素・酸素を生成し、電力不足時に発電させることで、燃費の向上に寄与できる可能性がある。

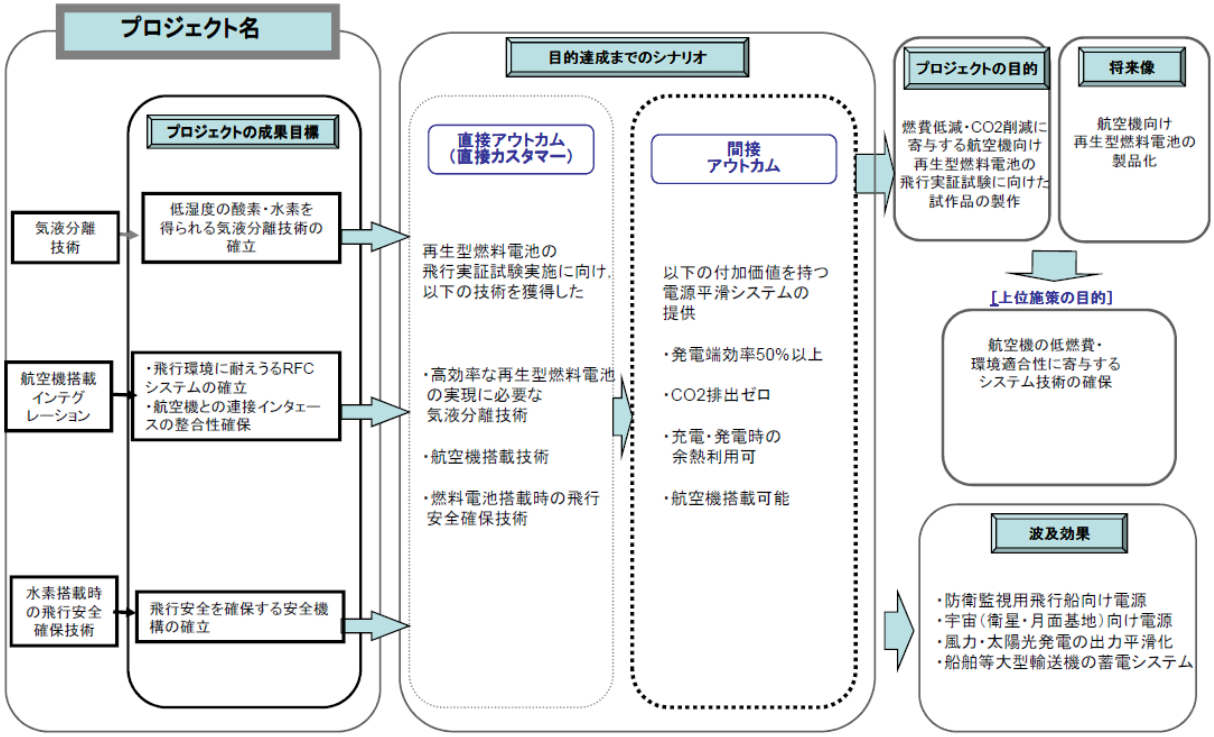


図７．本研究のアウトカム、波及効果

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

全体の研究開発計画を表５に示す。

初年度（平成２１年度）に設計検討を行った気液分離器を組み込んだ原理確認モデルの試作、機能試験を行い、平成２２年度に航空機搭載可能とするための小型化・環境試験を実施し、平成２３年度に飛行安全確保のための安全対策を施したフライトモデルを製作し、平成２４年にフライトモデルと米国ボーイング社機材とのインタフェース試験を実施した。

表５．ＲＦＣ研究開発計画（平成２１年度～２４年度）

	平成21年度	平成22年度	平成23年度	平成24年度
マイルストン				
1．15kW級RFCシステム成立性評価	納期(#1)▽			
（1）RFCシステム概念設計検討				
（2）気液分離技術の検討				
（3）原理確認モデル試作、機能試験				
2．15kW級RFCシステム航空機搭載性評価		納期(#2)▽		
（4）RFCシステム・インテグレーション				
（5）搭載想定システム試作、機能試験、環境試験				
（6）今後の課題検討				
3．安全性評価とフライトモデルの製作			納期(#3)▽	
（7）飛行安全確保のためのシステム安全機構および非常停止プロセスの設計				
（8）RFCシステムフライトモデルの製作				
（9）飛行安全確保の立証に必要な検討事項の整理				
4．機体システムを含めたシステム技術実証				納期(#4)▽
（10）RFCシステムフライトモデルと機体インターフェイス部品を連接させた全体システムとしての機能、性能確認試験の実施と評価				
（11）航空機搭載用としての装備化（製品化）に向けての課題検討				
研究開発費用	7，500万円	7，500万円	8，500万円	500万円

５－２　研究開発実施者の実施体制・運営

研究開発体制を図８に示す。

本研究開発は、公募による選定審査手続きを経て、株式会社ＩＨＩが経済産業省からの委託を受けて実施した。また、外注先として再生型燃料電池の試作・試験の実績がある株式会社ＩＨＩエアロスペースが参加した。研究開発の実施にあたっては、米国ボーイング社と機体搭載仕様についての調整を実施した。

また、研究開発を統括するためのプロジェクトリーダー（平成２１年度：株式会社ＩＨＩ航空宇宙事業本部 技術開発センターエンジン技術部 今成 邦之／平成２２年度～２４年度：株式会社ＩＨＩ航空宇宙事業本部 技術開発センター制御技術部 竹内 道也）を設置した。

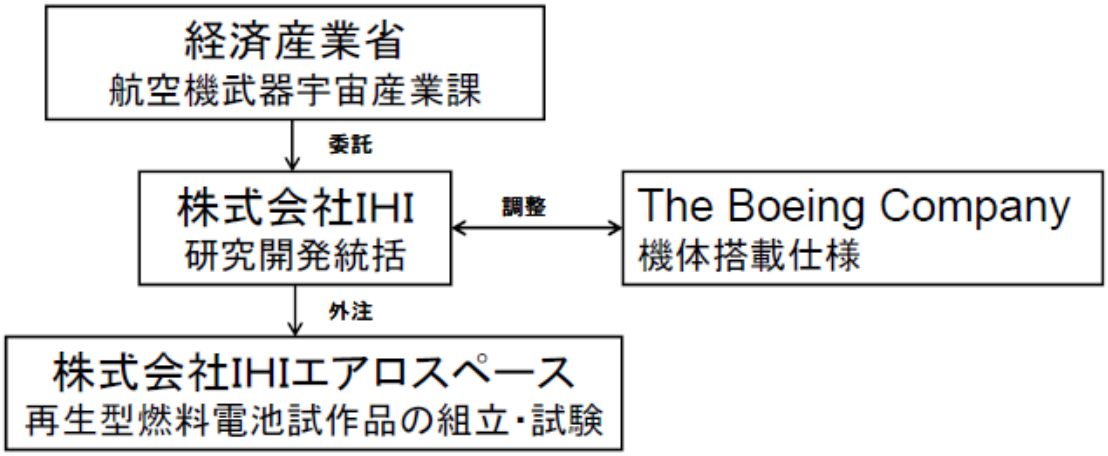


図８．研究開発実施体制

５－３　資金配分

各研究開発項目に対する資金配分状況を表５に示す。実施内容から判断し、資金配分は妥当だったと考える。

５－４　費用対効果

各年度において、成果を着実にあげることができており、費用対効果は適切だったと考える。

また、本研究でＲＦＣ製作・試験の外注先として株式会社ＩＨＩエアロスペース社を利用したが、同社は日本で唯一成層圏プラットホーム向けの再生型燃料電池の試作・試験を実施した経験を有しており、同社に航空機向け再生型燃料電池を製作・試験を依頼することが、最も効率的であったと考える。

５－５　変化への対応

本研究実施期間内において、本研究に影響を与える情勢変化は特に生じなかった。

１－２　航空機用先進システム基盤技術開発
（デジタル通信システム）

目　　次

１．事業の目的・政策的位置づけ…… 33
１．１　事業の目的…… 33
１．２　政策的位置付け…… 33
１，３　国の関与の必要性…… 35

２．研究開発の目標…… 35
２．１　全体目標…… 35
２．２　個別目標…… 36

３．成果、目標の達成度…… 37
３．１　成果概要…… 37
３．１．１　検討概要…… 37
３．１．２　各要素技術検討…… 42
３．２　目標の達成度…… 67

４．事業化、波及効果…… 72
４．１　事業化の見通し…… 72
４．２　波及効果…… 72

５．研究開発マネジメント・体制等…… 72
５．１　研究開発計画…… 72
５．２　研究開発実施者の事業体制・運営…… 73
５．３　資金配分…… 73
５．４　費用対効果…… 73
５．５　変化への対応…… 74

１．事業の目的・政策的位置づけ

１．１　事業の目的

ATM（Air Traffic Managementの略、航空交通管理）の近代化計画である欧州のSESARや米国のNextGenおよび我が国のCARATSにおける、通信・航法・監視分野にて共通して必要となる航空機と地上間の情報伝達のためのデジタル通信技術の一つとされているL-band デジタル通信システムの開発を行う。

注 :SESAR　：Single European Sky ATM Research の略、EUROCONTROLによる単一欧州航空交通管理プログラムのこと。
NextGen　：Next Generation Air Transportation System の略、FAAによる次世代航空輸送プログラムのこと。
CARATS　：Collaborative Actions for Renovation of Air Traffic System の略、国土交通省による将来の航空交通システムに関する研究会のこと。
L-band　：1 GHz 帯の周波数

１．２　政策的位置付け

航空機運航管理通信は従来、音声による通信が主力であったが、定型的な通信については極力データに置き換えて通信するようになった。

しかしながら、将来の航空機運航管理システムに対しては、更なる高速データ通信が求められている。

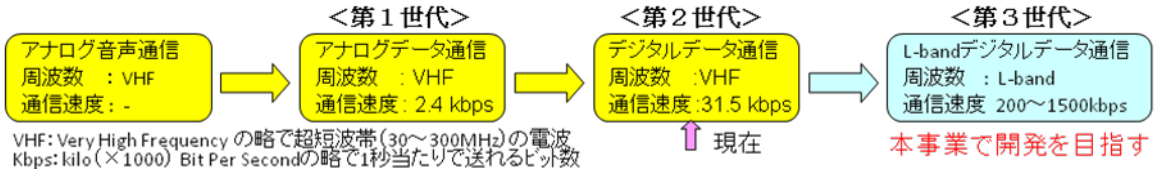


図1.1　高速移動体通信技術戦略のイメージ図

本事業が実用化に至れば、データ通信速度の向上および通信データの品質が向上することにより、ATMシステムの大幅な改善が見込める。例えば、正確な航空機の位置監視、航行交通の状況、気象状況、目的地の空港の混雑状況等の情報を地上の管制官等と航空機で共有化することにより、該当の航空機に最適でかつ更なる安全安心な飛行経路の指示（飛行計画の適宜更新）が行え、消費燃料削減によるCO2排出量の削減、飛行時間の短縮、空中及び地上での待ち時間の減少による経済効果が期待できる。

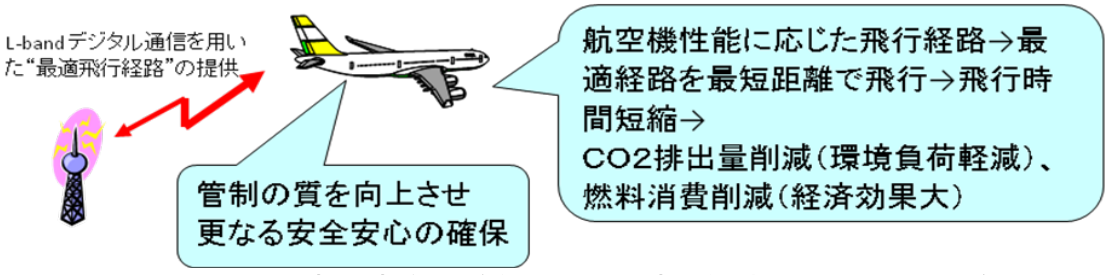


図1.2　安心安全の確保、CO2削減、経済効果のイメージ図

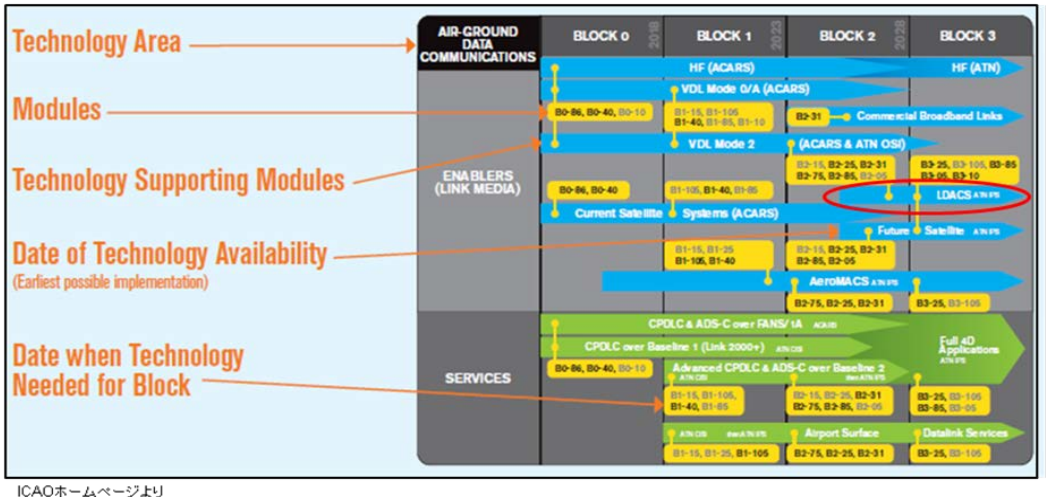
航空機産業施策の短期課題及び中期課題に位置づけて、事業を推進している。



図1.3　航空機産業施策ロードマップ

本事業により次世代航空機搭載デジタル通信システムの候補であるL-DACS1の評価が完了し、SESARと歩調を合わせ、ICAO（国際民間航空機関）の認定を得ることにより、日本初の航空機搭載機器の実用化も視野に入り、航空機産業の底上げが期待できる。

ICAOによるデータリンクの将来への方向性を示すGlobal Air Navigation Plan Technology Road Map にて、将来の通信技術としてLDACSは示されている。

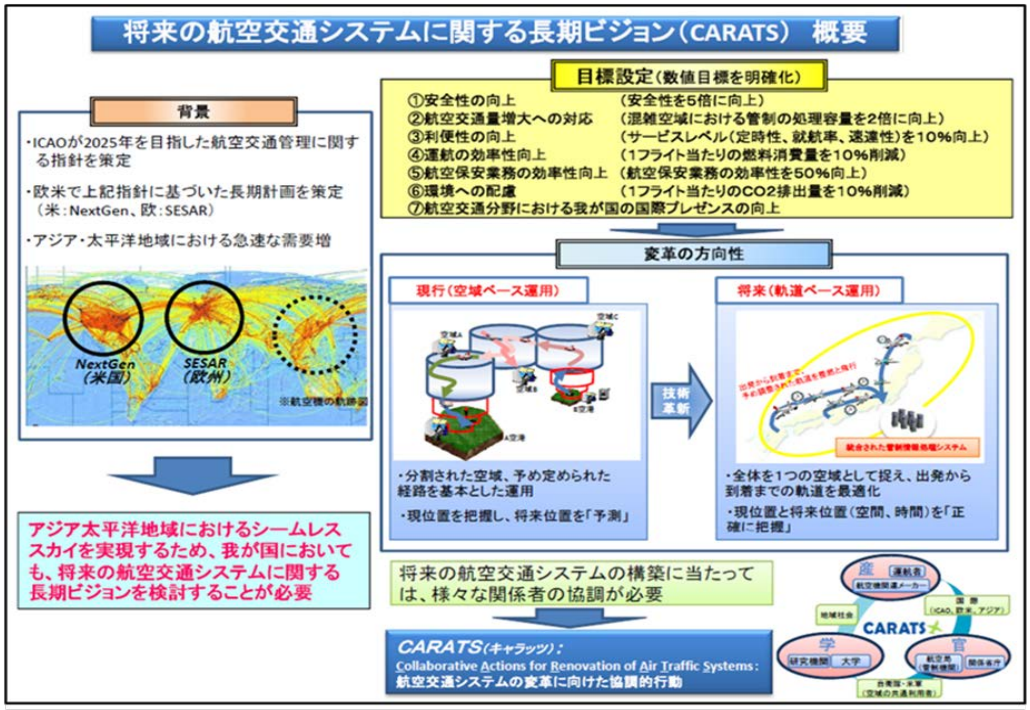


ICAOホームページより

図1.4　ICAOロードマップ他

ICAO：International Civil Aviation Organization の略、国際民間航空機関のこと

CARATSの長期ビジョンにて示される将来（軌道ベース運用）を実現するためには、高速データリンクが必要とされている。これに適応するL-bandデジタル通信システムを開発する必要がある。



航空局ホームページより

図1.5　CARATS長期ビジョン概要

１．３　国の関与の必要性

（１）本事業は、航空管制分野における安全性の向上や効率性向上といった国策を遂行しているものであり、国家レベルでの取り組みが必要である。

（２）航空管制と航空機間に使用する将来のデジタル通信技術の開発は、世界共通となるので、我が国の無線通信技術が航空管制分野にて国際競争力を有するとともに国際貢献できる。

（３）本事業で開発する技術は、航空機へ搭載する新技術であり、信頼性を実証し実現化に至るまでには膨大な技術リスクが伴うため、国が関与し、その成果を産業界に普及していく必要がある。

２．研究開発の目標

２．１　全体目標

研究開発の全体目標を、表2.1に示す。

表2.1　研究開発の全体目標

要素技術	目標・指標	妥当性・選定理由、根拠等
EUROCONTROL策定のL-DACS1仕様(案)に準じたデジタル通信技術の実現化。	シミュレーションモデルにより評価したアルゴリズムを評価機に実装して評価。	製品化に向けて評価機により評価を行う。

２．２　個別目標

平成23年度の研究開発の目標を、表2.2に示す。

表2.2　平成２３年度の研究開発の個別目標

要素技術 （中間評価時点）	目標・指標 （中間評価時点）	妥当性・選定理由、根拠等
EUROCONTROL策定の L-DACS1仕様(案)に準じたデジタル通信を実現するための各要素技術の確認。 ・OFDM送受通信技術 ・与干渉低減技術 ・被干渉低減技術 ・PAPR低減技術 ・TDMA技術 ・適応変調技術 ・通信手順	（１）OFDM変復調や誤り訂正のシミュレーションモデルを構築し伝送特性を確認。 （２）シミュレーションモデルから得られた性能を元に回線設計を行い通信可能距離を確認。 BER=1×10^{-6}を通信品質の判断基準とする。(*1) （３）通信を確保するために要求仕様に示される各要素技術および通信手順をシミュレーションモデルにより確認。	従来の技術では、高速で移動する航空機と地上とのOFDM技術を用いた高速デジタル通信は、困難であった。 本事業では、この課題を解決するための技術を設計、検証する。このために、L-DACS1評価用シミュレーションモデルを構築する。

*1 :BER：bit error rate、
1×10^{-6}は、SESAR Updated LDACS1 System Specificationの5.3.1 項で規定されている。
百万回に一回の誤り率を示す。（参考情報：地上波デジタル放送では2×10-4以下であれば画質劣化がほとんど見られない良好受信とされている。）

OFDM ： Orthogonal Frequency Division Multiplexingの略、直交周波数分割多重方式のこと。
Peak Average Power Rate の略、最大電力と平均電力の比のこと。
TDMA：Time Division Multiple Access の略、同一の周波数を複数の発信者が割り当て時間に通信する方式 のこと。
BER：Bite Error Rate の略、ビット誤り率のこと。

平成２４年度の研究開発の目標を、表2.3に示す。

表2.3　平成２４年度の研究開発の個別目標

要素技術 （中間評価時点）	目標・指標 （中間評価時点）	妥当性・選定理由、根拠等
L-DACS1要求仕様により提示されたデジタル通信の為の各要素技術の確認。	（１）OFDM変復調部（誤り訂正含む）シミュレーションモデル作成による伝送特性の改善。 （２）回線設計を行い通信可能距離の確認。	Ｈ２３年度成果に対して、L-DACS1評価用シミュレーションモデルにより誤り訂正方式を変更し性能向上を図る。

３．成果、目標の達成度

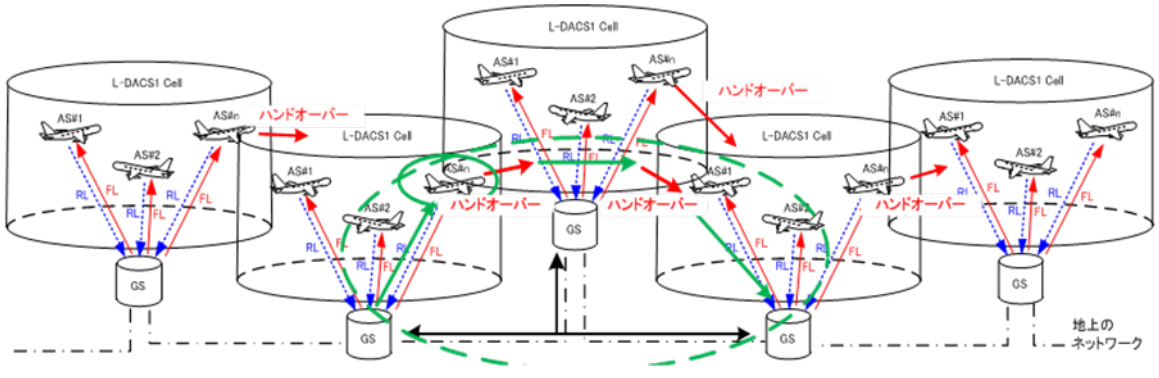
３．１　成果概要

平成23年度は、EUROCONTROLが提案しているL-DACS1仕様（案）に対し、実装設計前段階としてシミュレーション手法を用いて仕様の確認を実施した。今後の実装設計段階においては、実装による劣化を考慮のうえ、将来技術と成るために更なる性能向上を目指すことが必要であり、その場合には仕様の見直しも必要と考える。

３．１．１　検討概要

L-DACS1は、地上局（Grand Stationのこと、以下GSと言う）と航空機局（Aircraft Stationのこと、以下ASと言う）からなり、適応変調方式（電波の伝送状況に応じて１次変調モードやコード化パラメータを変更することにより伝送路環境条件に適した情報レートに変えることにより、安定した通信を確保するための方式（ACM：Adaptive Coding and Modulation）を採用した直交周波数分割多重（OFDM：Orthogonal Frequency Division Multiplexing）変調方式によるデジタルデータ通信である。

GSとAS間は、送信波と受信波とを別々の周波数に割り当てて全二重通信が可能となる周波数分割多重（FDD：Frequency Division Duplex）方式が採用されている。GS局からAS局へのFL（Forward Linkの略称）は、１局のGS局から複数のAS局に向けての通信となるのでOFDMブロードキャスト、RL（Reverse Link）は複数局のAS局から１局のGS局への通信となるのでOFDM－TDMA（時分割多重アクセスのこと、指定されたスロット位置に合わせてAS局が短時間に送信することにより複数AS局とGS局の通信が可能となる、Time Division Multiple Accessの略称）で行う。使用周波数は1GHz帯を使用する。航空機は、出発空港から到着空港までの飛行ルート上に位置するGS局のサービスエリアをハンドオーバーしながら地上局とのデータ回線を形成する。通信手順やTDMAにおけるデータスロットの割り当て等は、地上局が主となって行い、航空機局はそれに従い動作する関係にある。1つのGS局のサービスエリアをセルと呼び、最大距離の想定は 370km(200NM)、対応可能航空機数は208機が想定されている。



FL：Forward Linkの略でGSからASに向けたデータ通信、RL：Reverse Linkの略でASからGSに向けたデータ通信

図3.1　L-DACS1トポロジー

無線により通信を行うためには、音声などの情報を自由空間を通し易くするために、より高い周波数（電波）に変換してあげる必要がある。送り側でこの処理を行うことを変調と言い、受け側で元に戻すことを復調と言う。音声などのアナログ信号をそのまま送受信周波数に変換するものをアナログ変調と言い、サンプリングしてアナログ/デジタル変換し“１”または“０”のビット列にしてから送受信周波数に変換するものをデジタル変調と言う。アナログ変調で代表的なものがFMやAMで、デジタル変調で代表的なものがQPSKやQAM（シングルキャリア方式）やOFDM（マルチキャリア方式）などである。

変調された電波は、今回は最大370kmとされる電波伝搬路（空間）の中で、様々な雑音や妨害があり、受信側で復調処理を行いデータの再生を行う際に正常に再生出来ず通信品質の劣化を招く。

FM: Frequency Modulation の略、周波数変調
AM: Amplitude Modulation の略、振幅変調
QAM: Quadrature Amplitude Modulation の略、直交振幅変調

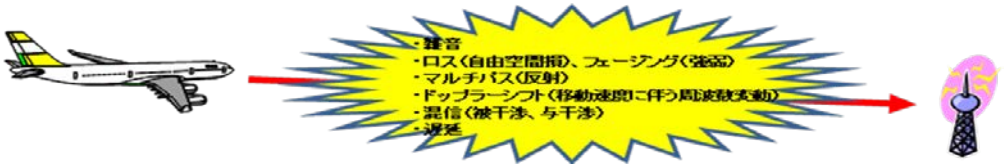


図3.2　伝搬路による影響

ここでは、L-DACS1において注意すべき点を①から⑤項にまとめた。

① 伝送距離が、一般的な固定及び移動体通信に比べて長い。
ASとGSの距離（最大200NM）が遠くなるほど電波が減衰する。
電波伝搬における減衰量αは、
$\alpha = 37.8 + 20\log$（距離NM×通信周波数MHz）
で求められるので、最長伝送距離における減衰量αmaxは、
$\alpha max = 37.8 + 20\log$（200NM×1008.5MHz）＝ 143.89dB
最短伝送距離を0.2NMとすると、最小減衰量との差は約60dBとなる。
これは微弱電波（約1500万分の1の電界強度）から電波（約1.5万分の1の電界高度）に至る大きさの電波を受信しなければならないことを表している。

② 遅延時間が、一般的な固定及び移動体通信に比べて長い。
ASとGSの距離（最大200NM）が遠くなるほど電波が遅延する。
遅延時間ｔｄは、
ｔｄ＝距離m／光速m/sec
で求められるので、最大伝送距離における直接波の遅延時間ｔｄmaxは
ｔｄmax＝（200NM×1852m）／（3×10^8m/sec）＝1.23msec
決められた時間にのみ通信するTDMA通信において、この遅れは異なる航空機との通信の干渉を意味し、限りなく0secに近づけなければならない。

③ ドップラーシフトによる偏差が、一般的な固定及び移動体通信に比べて大きい。
ドップラーシフトした周波数ｆｄは、

$$f_d = \frac{\sqrt{(1-(\text{移動速度m/sec}／\text{光速m/sec})^2)}}{1-(\text{移動速度m/sec}／\text{光速m/sec})\cos\theta} \times \text{元の周波数}$$

で求められるので、ＧＳから見たＡＳの飛行速度が最大（850knots）となった場合のドップラーシフトにより変化する周波数ｆｄ‘は、

$$f_d' = \frac{\sqrt{(1-((850\times1852/3600)/(3\times10^8))^2)}}{1-(850\times1852/3600)/(3\times10^8)} \times 1008.5\text{MHz}$$

$$= 1008.50147\text{MHz}$$

よって、最大の周波数偏移ｆΔは、

$$f_\Delta = 1008.50147\text{MHz} - 1008.5\text{MHz} = 1.47\text{kHz}$$

となる。移動には方向性があるので　**±1.47kHz**

受信周波数が周波数ずれを起こし、受信信号の品質低下を招く。

④　電波伝搬特性が一律ではない。

ASの飛行状態（GSとの位置関係）により電波伝搬の特性が常に変わる。

飛行場（APT）、**飛行場入出域（ＴＭＡ）**、**航空路（ＥＮＲ）**のシミュレーションモデルが提示されている。

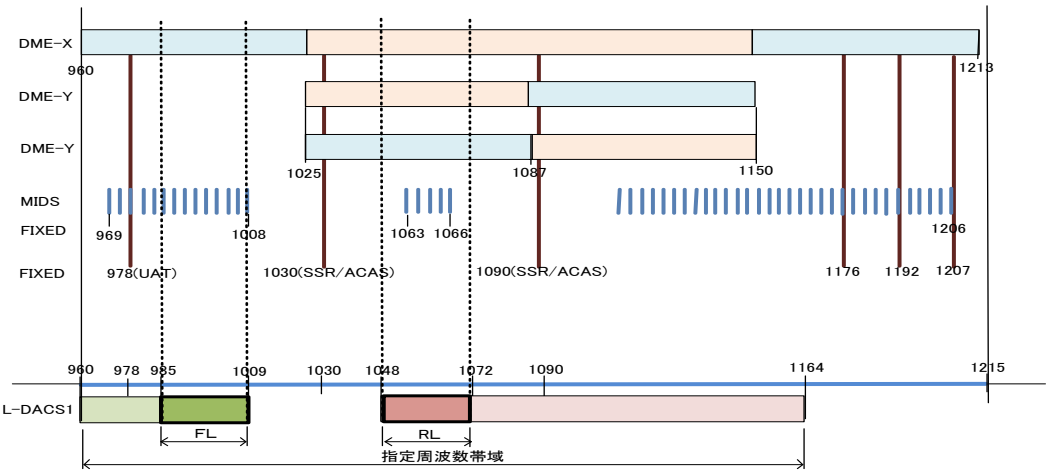
構造物や山等の反射波により受信信号が乱れて復調信号の品質低下を招くこととなるが、乱れ方が一律ではないために復調処理が複雑化するとともに受信信号の品質低下を招く。

⑤　既設周波数間隔の隙間を利用する。

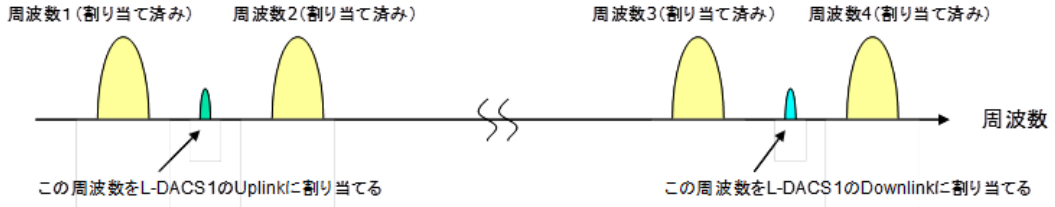
新たな周波数帯域を確保する必要はないが、既設無線設備との与干渉・被干渉の可能性がある。同じ周波数帯域に既設**DME**や**MIDS**などがある。 MIDは規格が公開されていないこともありDMEを検討の対象とした。

以下に主な既設L-bandシステムと周波数配置利用状況を示す。

- DME（距離測定装置、Distance Measuring Equipmentの略）
  電波の遅延時間で距離を測定する装置。
- MIDS（軍用データリンク、Multifunction Information Distribution Systemの略）軍用システム（詳細不明）
- UAT（Universal Access Transceiverの略）
  航空機が自らの位置情報、識別情報等を特定の時間間隔で放送する 放送型自動従属監視のためのデータリンク。
- SSR（二次監視レーダー、Secondary Surveillance Radarの略）
  地上装置にて航空機の位置を監視するための二次レーダー。
- ACAS（航空機衝突予防装置、Airborne Collision Avoidance Systemの略）
  周辺の航空機を監視し衝突の恐れがあると判断した場合に、操縦士に対して対象航空機の位置情報並びに回避情報を提供するための機上装置。



（各周波数帯の中で色分けは送信帯と受信帯を示し、その中で特定の周波数が割り当てられている）



（L-DACS1では、各周波数帯周波数割り当て済みの間の周波数を割り当てる特徴をもつ）

図3.3　既設L-bandシステムの周波数利用状況

隣接信号による混信により、受信信号が乱れて受信信号の品質低下を招く。また、隣接信号に対して妨害を与える。

①～⑤項に対する対応方法を図 3.4 にまとめた。

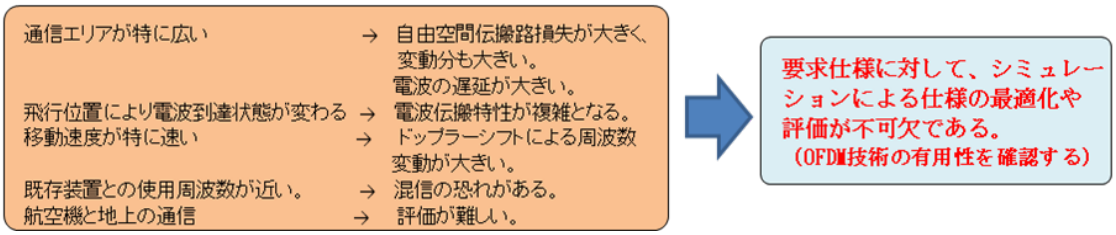
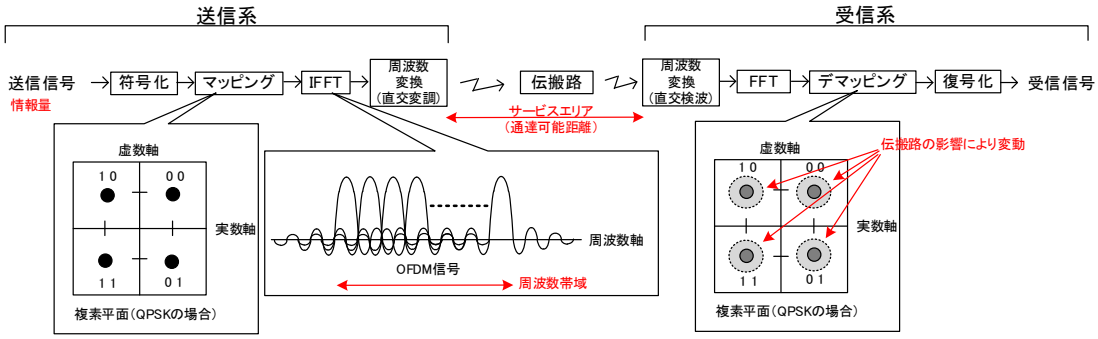


図3.4　システムとしての課題とその対応方法

L-DACS1では、地上波デジタルテレビ放送や固定WiMAX等でも採用されている OFDM 変調方式が選定されている。

OFDMの原理を図3.5に示す。送信信号（ビット列）を一次変調し、複素平面（横軸を実数、縦軸を虚数）上にマッピングした後に、IFFT（逆フーリエ変換）を行った後に、所望の送信周波数に変換しアンテナを通して伝搬路に送信する。受信ではその逆の処理を行い復調する。

キャリアが複数となるために同時に多くの情報を送ることができ、一つ当たりのキャリアの速度を低速にすることが出来るという特徴をもつ。



A/D:Digital／Analog変換の略、アナログ／デジタル変換
D/A:Digital／Analog変換の略、デジタル／アナログ変換
IFFT:Inverse Fast Fourier Transformの略、逆フーリエ変換のこと
FFT:Fast Fourier Transformの略、フーリエ変換のこと

図3.5　OFDMの原理

参考のために、既存の一般的地上通信システムとL-DACS1の仕様比較を表3.1に示す。

<u>L-DACS1では、高速移動体通信において、狭い周波数帯域の中での高速通信と、広域の通信を両立させる必要がある。</u>ことがわかる。

表3.1　既存一般的地上通信システムとの仕様比較

	ﾓﾊﾞｲﾙ WiMAX	地上波 デジタル放送	L-DACS1
周波数帯	6GHz以下	0.6GHz帯	1GHz帯
周波数帯域	1.25～ 20MHz （可変）	6MHz	～0.625MHz （可変）
一次変調方式	QPSK 16QAM 64QAM	DQPSK QPSK 16QAM 64QAM	QPSK 16QAM 64QAM
二次変調方式	OFDMA	OFDM	OFDM
複信方式	TDMA,FDD	(broadcast)	TDD,FDD
情報量	最大75Mbps	最大24Mbps	最大1.5Mbps
サービスエリア　注1	～3km	～40km	～370km

利用する周波数帯域（幅）は
ﾓﾊﾞｲﾙWiMAXの　１／３２
地デジの　約１／１０
※数値が大きいほど多くの
データを送りやすい

通信可能な情報量は
ﾓﾊﾞｲﾙWiMAXの　１／５０
地デジの　１／１６
※情報量は大きいほど多くの
データを送れる

サービスエリアは
ﾓﾊﾞｲﾙWiMAXの　約１２３倍
地デジの　約９倍
※距離が遠いほど送受信局
設置数を減らせる

注1:設備の仕様等により変わるので目安とする。
OFDM: Orthogonal Frequency Division Multiplexing の略、直交周波数分割多重方式
OFDMA: Orthogonal Frequency Division Multiple Access の略、直交周波数分割多元接続方式
BPSK: Binary Phase Shift Keying の略、位相偏移変調のうち、一度に2通りの値を送ることが出来る変調方式
QPSK: Quadrature Phase Shift Keying の略、位相偏移変調のうち、一度に4通りの値を送ることが出来る変調方式
16QAM: 16 Quadrature Amplitude Modulation の略、直交位相振幅変調のうち、一度に16通りの値を送ることが出来る変調方式
64QAM: 64 Quadrature Amplitude Modulation の略、直交位相振幅変調のうち、一度に16通りの値を送ることが出来る変調方式
TDMA: Time Division Multiple Access の略、同一の周波数を複数の発信者が共有できるように割り当てられた短時間に交互に通信する方式
FDD: Frequency Division Duplex: 二つの異なる周波数を送信と受信に割り当て同時に通信する方式

３．１．２　各要素技術検討

（１）　基本伝送特性

ａ．概　要

L-DACS1にて採用しているOFDM方式は、複数あるキャリアを同時に伝送することにより高効率な伝送方式ではあるが、複数あるキャリアを直交させて配列している関係上、キャリア間隔が狭くなっているために、送受信機間の発振周波数にズレや変動があるとキャリア間干渉が生じて特性を劣化させる。劣化軽減の為に、受信機では高精度の自動周波数制御（AFC：Automatic Frequency Control）が必要になるとともに、フェージングの影響に対してチャンネルの推定と等化を行わなければ安定的な通信を行うことが出来ない。

ここでは、L-DACS1のFLシミュレーションモデルを構築し、FLの受信BER（Bit Error Rateの略、ビット誤り率を示す）特性の評価を行うこととした。

理想環境下にてシミュレーションモデルの評価を行うとともに、実際の無線機にて必要となる復調アルゴリズムの方式検討を行い、総合特性評価を行った。

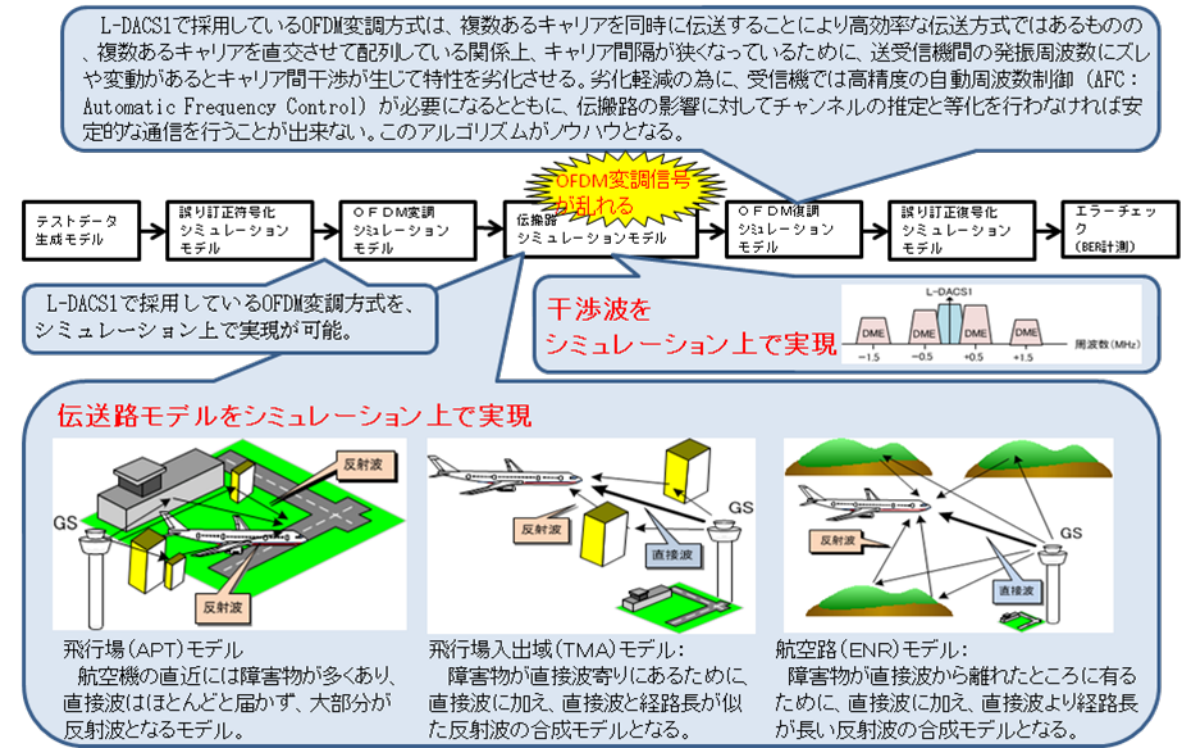
変調方式と符号化方式の組み合わせは表3.2に示す通りL-DACS1の要求仕様にて８種類とされているので、QPSK(1/2)と64QAM(3/4)の変調方式（表3.2塗りつぶし）を優先的に評価して復調アルゴリズムの最適化を行い、その後、残りの変調方式の特性を取得することとした。シミュレーションイメージを図3.6に示す。

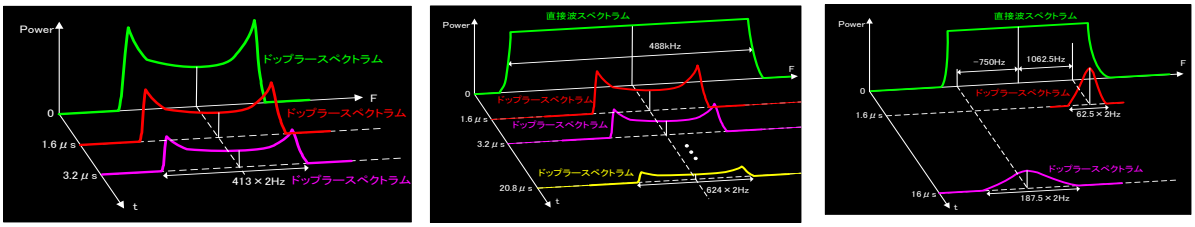
各変調方式と符号化方式について伝搬路の組み合わせで下記４種類についてBER特性を取得し評価した。伝搬路のイメージを図3.6に示す。

- AWGN　：付加白色ガウス雑音（Additive White Gaussian Noise）
- ENR　：航空路（En Route）
- TMA　：飛行場入出域（Terminal Manoeuving Area）
- APT　：飛行場（AirPort）

表3.2　変調方式と符号化方式　（セル特有 ACM モード）

ACMパラメータ	変調方式	畳み込み符号化レート	RS パラメータ
QPSK-1/2	QPSK	1/2	RS(101,91,5)
QPSK-2/3	QPSK	2/3	RS(134,120,7)
QPSK-3/4	QPSK	3/4	RS(151,135,8)
16QAM-1/2	16QAM	1/2	RS(202,182,10)
16QAM-2/3	16QAM	2/3	RS(135,121,7)
64QAM-1/2	64QAM	1/2	RS(152,136,8)
64QAM-2/3	64QAM	2/3	RS(203,183,10)
64QAM-3/4	64QAM	3/4	RS(228,206,11)





APTモデルイメージ　　TMAモデルイメージ　　ENRモデルイメージ

図3.6　シミュレーションモデルと伝搬路モデルイメージ

b．評価内容とその結果

基本伝送特性評価シミュレーションモデルを図3.7に示す。

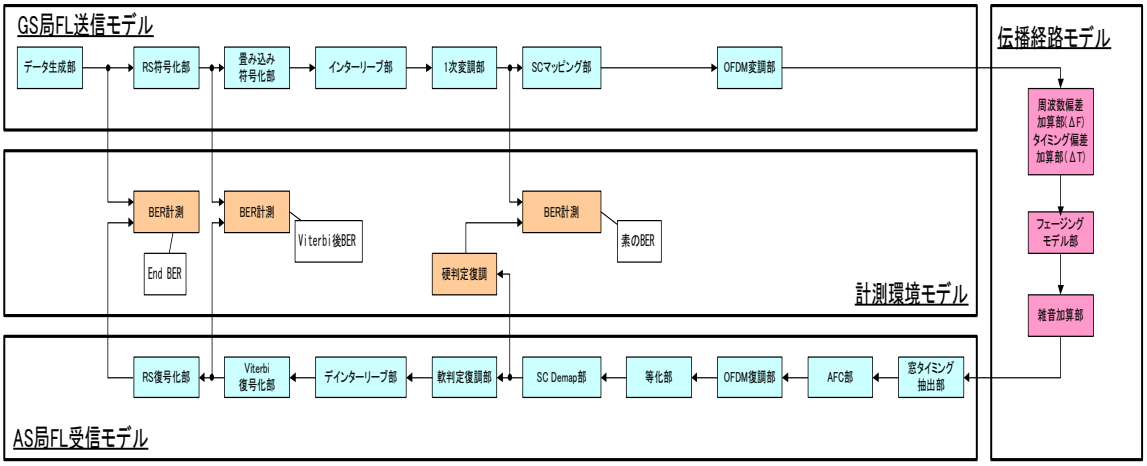


図3.7　基本伝送特性評価シミュレーションモデル

下記の流れで評価を実施した。

① 基本伝送シミュレーションモデルによる特性評価
② 受信アルゴリズム（同期、AFC、等化）検討、評価
③ BER 特性取得
④ 等化アルゴリズム改善
⑤ インターリーバ改善
⑥ 等化アルゴリズム＋インターリーバ改善

ここでは、特に改善が必要と判断し実施した改善提案となる④から⑥項について述べる。

④項における改善内容は下記の2項目である。

・L-DACS1ではPilot電力を＋2.5dB Upしても良いとされている。Pilotの電力を＋2.5dB Upする案を採用して伝送路推定誤差を低減させた。

・足切処理を追加し、伝送路推定における検出係数を用い時間軸上にて足切処理を行うことにより雑音による伝送路推定誤差を低減させた。４つ（AWGN/ENR/TMA/APT）の環境で全て改善が見られた。

⑤項における改善内容は下記の2項目である。

・欧州仕様のインターリーブ長を3倍(1フレーム長)に変更することで特性改善した。インターリーブの式、位置は変えず長さを変更した。

・欧州仕様の方式に対してインターリーブ長が1フレームのインターリーバを追加し、インターリーバを2段階にすることで特性改善した。

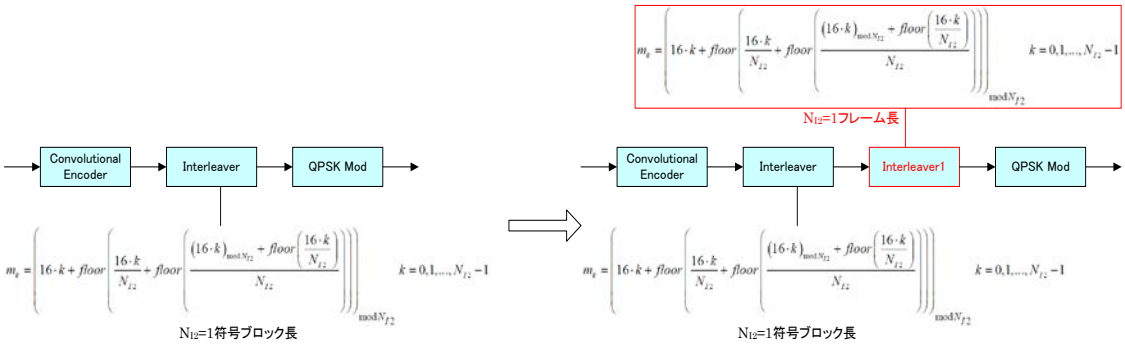


図3.8　インターリーバ改善

⑥項における改善検討後のQPSK1/2の時のAPT、TMA、ENR、AWGNの所要C/N一覧を表3.4にまとめる。

この時の、APTにおける伝送特性を図3.9に、TMAにおける伝送特性を図3.10に、ENRにおける伝送特性を図3.11に、AWGNにおける伝送特性を図3.12に示す。**以下に示すBER特性図は、C/N（雑音量に対する信号量の比）が小さくBER値が小さい（エラーが少ない）特性ほど伝送特性が良いことを示している。**ここでは、BER=1×10^{-6}が判断基準の為、この時のC/N値が通信上最低限必要となるC/N値（所要C/N値）と言うことになる。

※欧州要求仕様では、QPSK1/2についてのみ所要C/Nが示されているので、判断基準があるQPSK1/2について目標値を定め改善した。

ENR/TMAは共に回線設計書が示す所要C/N値より1.0dB以内劣化なので問題ないと考える。APTにおいても19.2dB⇒18.0dBまで改善されており、ENR時4.2dB(実装マージン+4dBで8.2dB)、TMA時5.0dB(実装マージン+4dBで9.0dB)、APT時15.6dB(実装マージン+4dBで19.6dB)を満たしている。

表3.4　所要C/N結果一覧（改善後）

	AWGN	ENR	TMA	APT
シミュレーション結果による所要C/N値	4.6dB	5.2dB	5.7dB	18.0dB
L-DACS1回線設計書上の所要C/N値		8.2dB	9.0dB	19.6dB

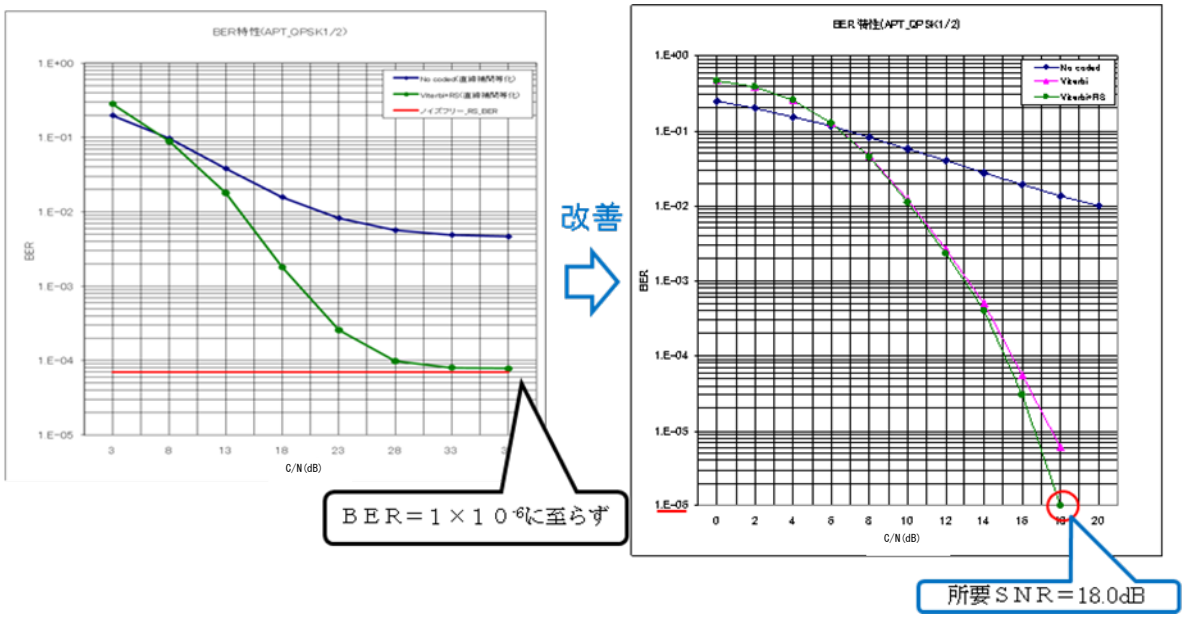


図3.9　BER特性（APT、QPSK1/2、インターリーバ変更）

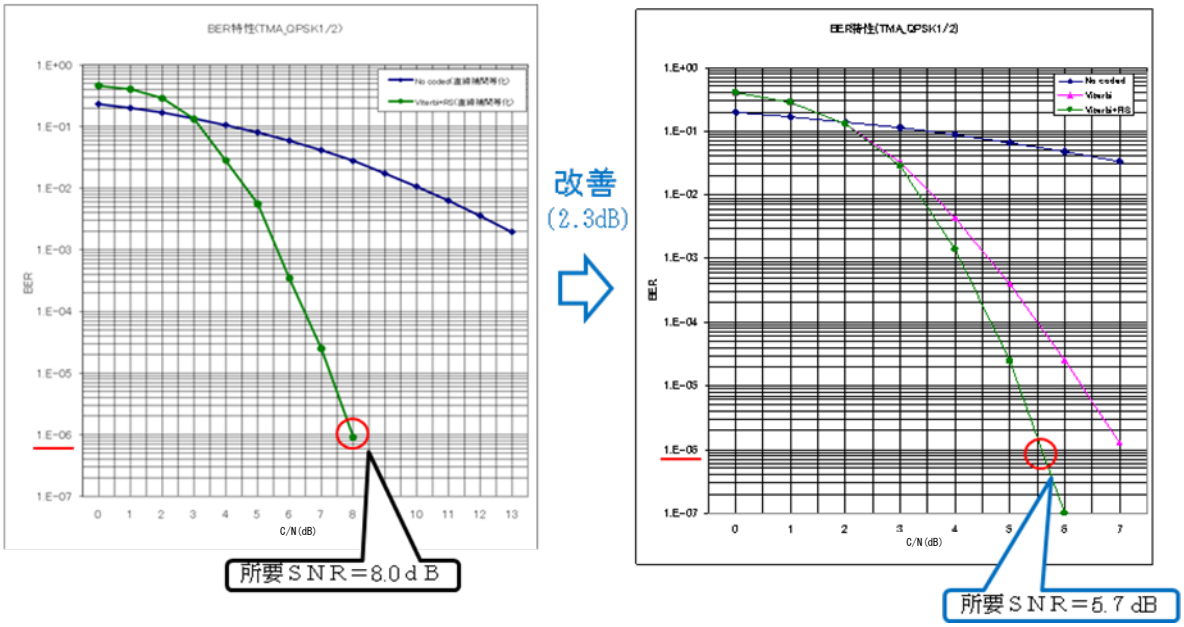


図3.10　BER特性（TMA、QPSK1/2、インターリーバ変更）

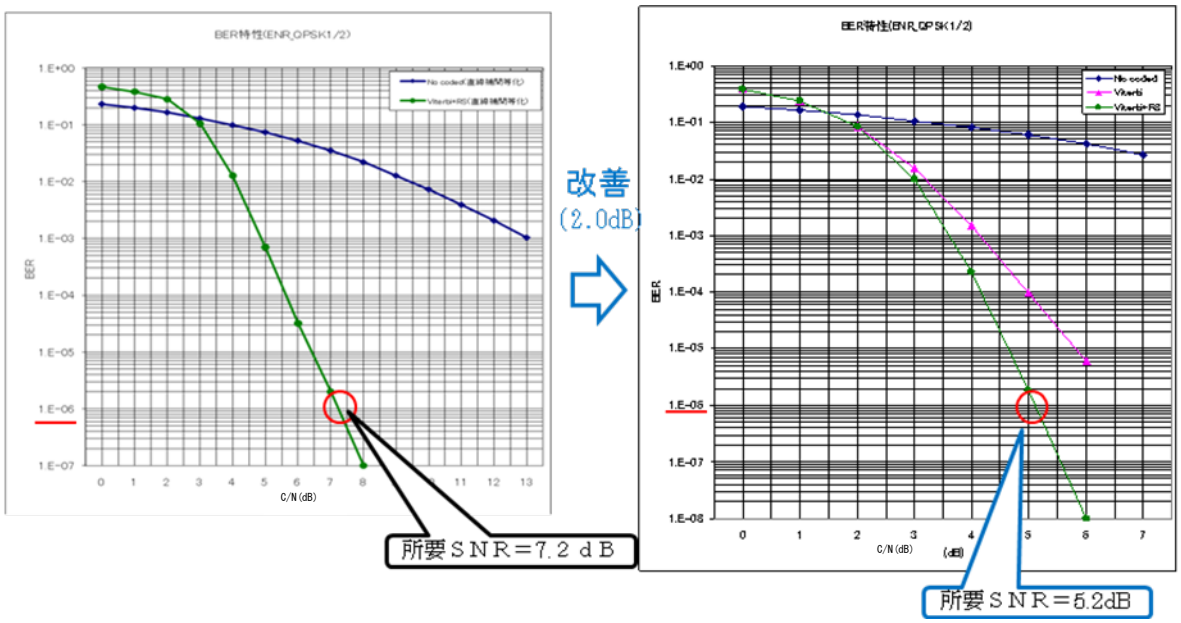


図3.11　BER特性（ENR、QPSK1/2、インターリーバ変更）

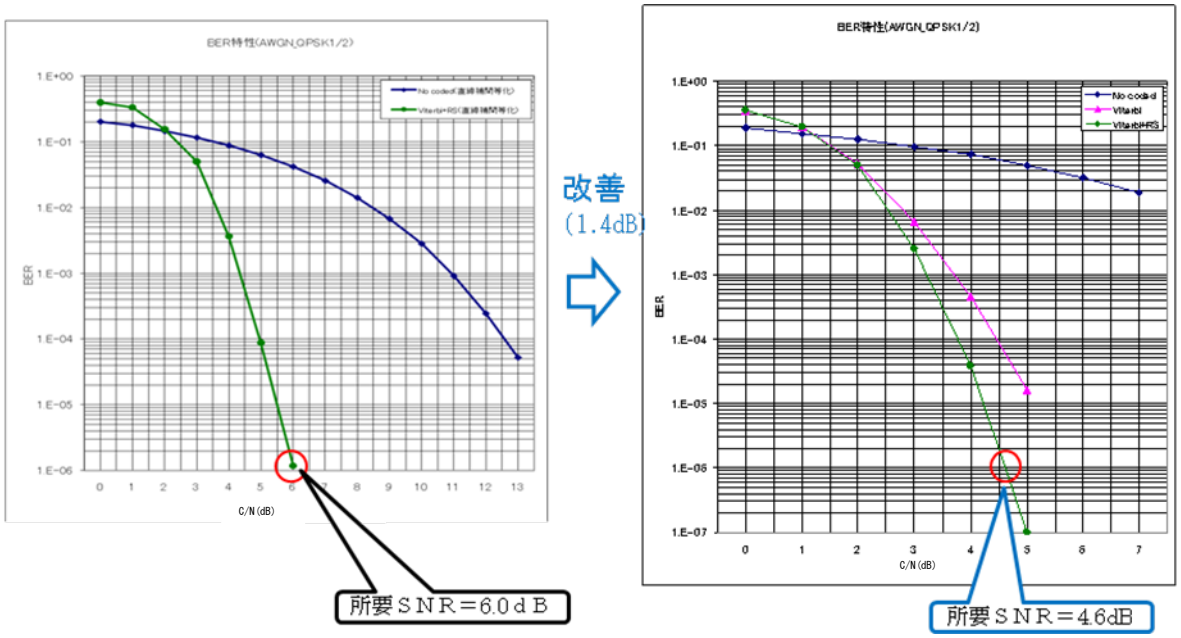


図3.12　BER特性（AWGN、QPSK1/2、インターリーバ変更）

ｃ．結　論

以上の検討結果より、欧州提案仕様に加えて、インターリーブを仕様変更することと、等化アルゴリズムの性能を改善することで、要求仕様にて示された回線設計を満たすことを確認した。

（２）　与干渉

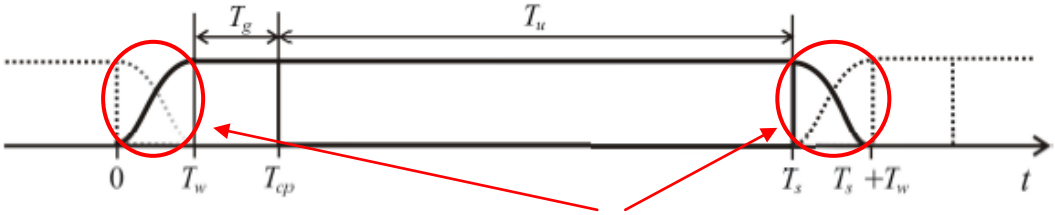
ａ．概　要

L-DACS1は、既設L-bandシステムが使用している周波数の隙間の周波数を使用するように定義されている。よって、相互干渉について考慮する必要がある。

与干渉検討においては、既存システム受信性能が不明なため、L-DACS1における送信波のスプリアス低減を評価基準とした。

L-DACS1では、干渉低減方法として送信窓関数が規定されている。

送信窓関数は、バンド外放射の原因となる連続したOFDMシンボル間の急激な位相遷移をスムーズにするために利用される。



Tw：12.8μsec（　8サンプル）　送信窓
Tg：　4.8μsec（　3サンプル）
Tcp：17.6μsec（11サンプル）
Tu：102.4μsec（64サンプル）
Ts：120.0μsec（75サンプル）

図3.13　送信窓関数

ｂ．評価内容とその結果

シミュレーションモデルを作成し、送信窓関数処理の有と無による上下隣接チャンネルのACPR値（Adjacent Channel Power Rateの略、隣接チャンネル電力比）について比較を行った。

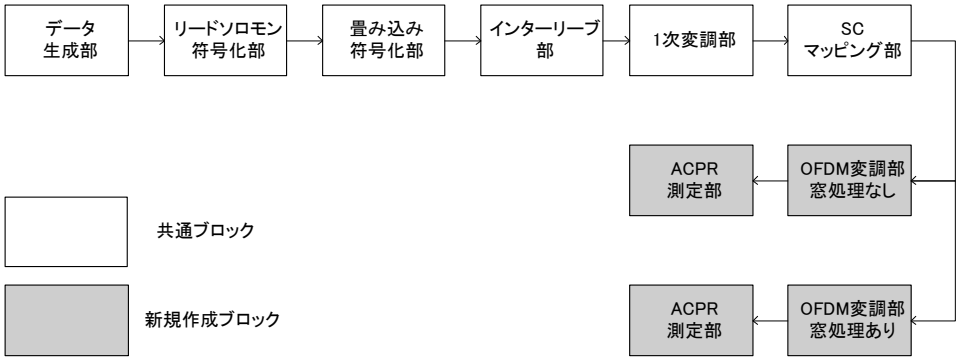


図3.14　与干渉低減評価系統図

図3.15に示す通り、窓関数処理無と比べ窓関数処理有とすることにより、

中心周波数から400ｋHz離れた点で約15dB

中心周波数から500kHz離れた点で約22dB

中心周波数から1000ｋHz離れた点で28dB

のスプリアス低減が期待できる。

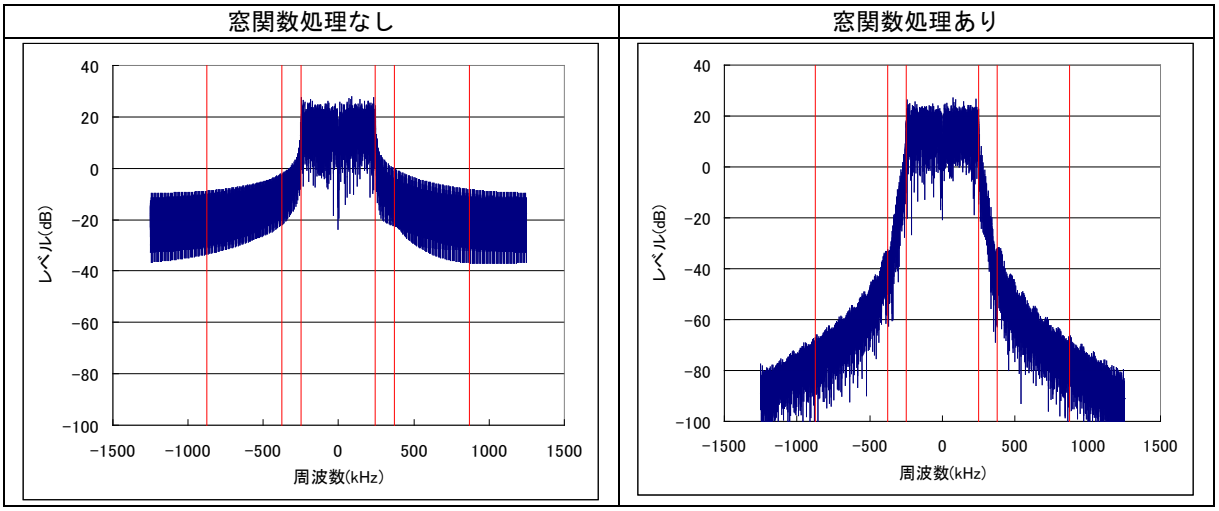


図3.15　窓関数によるスプリアス低減効果

ｃ．結　論

送信窓関数を設けることにより帯域外のスプリアスを低減することで隣接周波数への影響が低減されることから、与干渉低減に対して有効な手段である。

（３）　被干渉

ａ．概　要

L-DACS1は、既存のL-バンド帯システムからの干渉を受けることなく動作可能なことが求められる。ここでは、最も影響を受けると考えられるDMEを対象に検討した。DME干渉の周波数上のイメージを図3.16に示す。また、時間領域上のイメージを図3.17に示す。

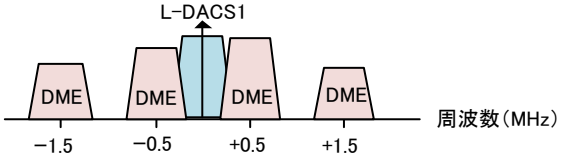


図 3.16　DME 干渉スペクトル概略図

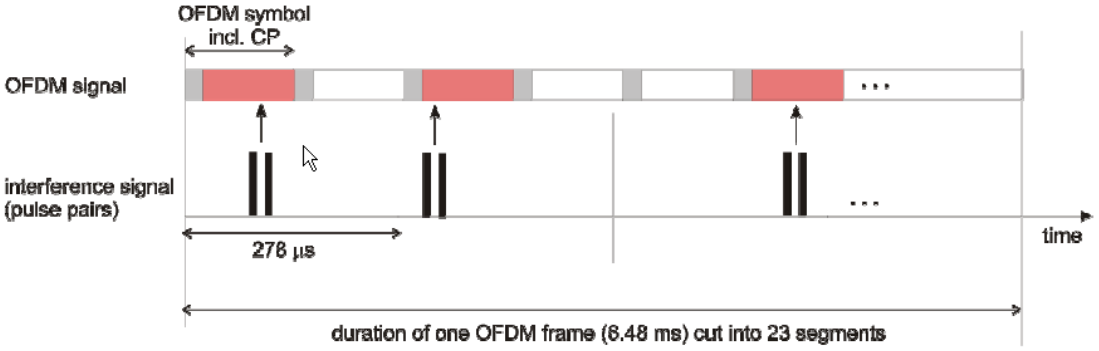


図 3.17　DME 干渉時間領域概略図(B-AMC Project Deliverable D5 より抜粋)

FL受信にDMEからの干渉が入力されたときに、DME干渉低減処理を行って干渉の影響が低減されるかを評価する。L-DACS1 FLの送受信シミュレーションモデルにDME干渉源を追加し、L-DACS1に示された3種類の干渉低減処理手法(オーバーサンプリング、パルスブランキング、イレージャーコーディング) のアルゴリズム具体化と実装を行う。その上でDME干渉付加時にDME干渉低減処理を行なわない場合と、DME干渉低減処理を行った場合の復号後BER特性を取得しC/N値比較による低減効果をまとめた。

①オーバーサンプリング

周波数的に近接したDME干渉波を通常アナログフィルタである程度落とすことが可能であるが、落としきれないDME干渉波周波数成分をデジタル周波数フィルタで除去することで被干渉を低減する方式である。

② パルスブランキング

DME波はパルス状の波形であるため、FL波に対して高レベルのパルス波形が検出された場合その区間の時間振幅データを強制的に0（信号無し）とすることで被干渉を低減する方式である。

③イレージャーコーディング

周波数軸上のサブキャリアの軟判定復調をする際に、干渉が載っていると思われるシンボルについて軟判定値の信頼度情報を0（誤りあり）に設定することで 被干渉を低減する方式である。

b．評価内容とその結果

各被干渉低減方法のシミュレーションモデルを作成し、処理の有無に対して伝送特性を比較することにより効果を確認した。

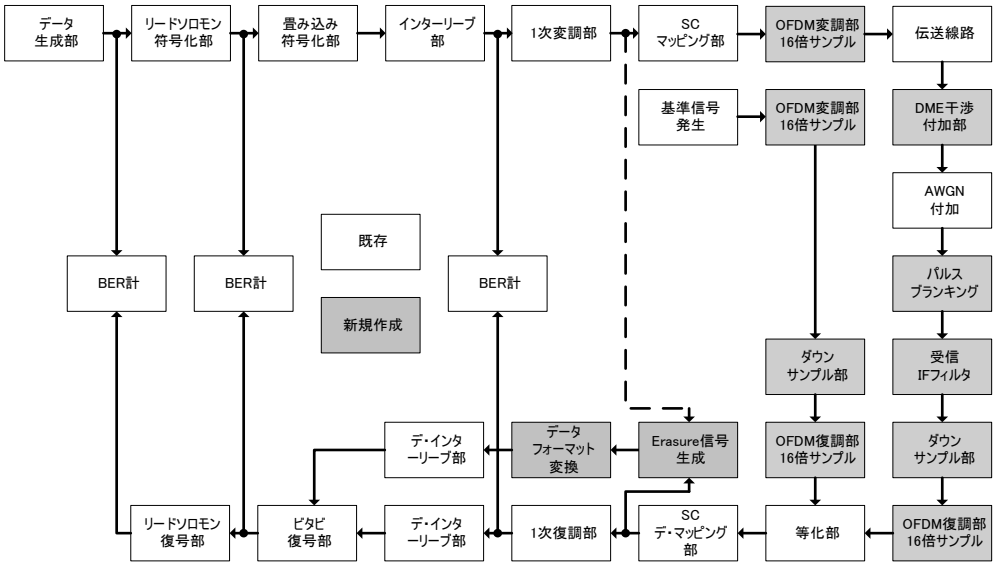


図3.18　被干渉低減評価系統図

APTにおけるパルスブランキングの改善例を図3.19に示す。

DME干渉無し（青線）に対してDME干渉有り（緑線）によりBER特性が劣化、パルスブランキング処理追加（赤線）によりDME干渉無し特性にまでは至らないが改善されたことが確認できた。

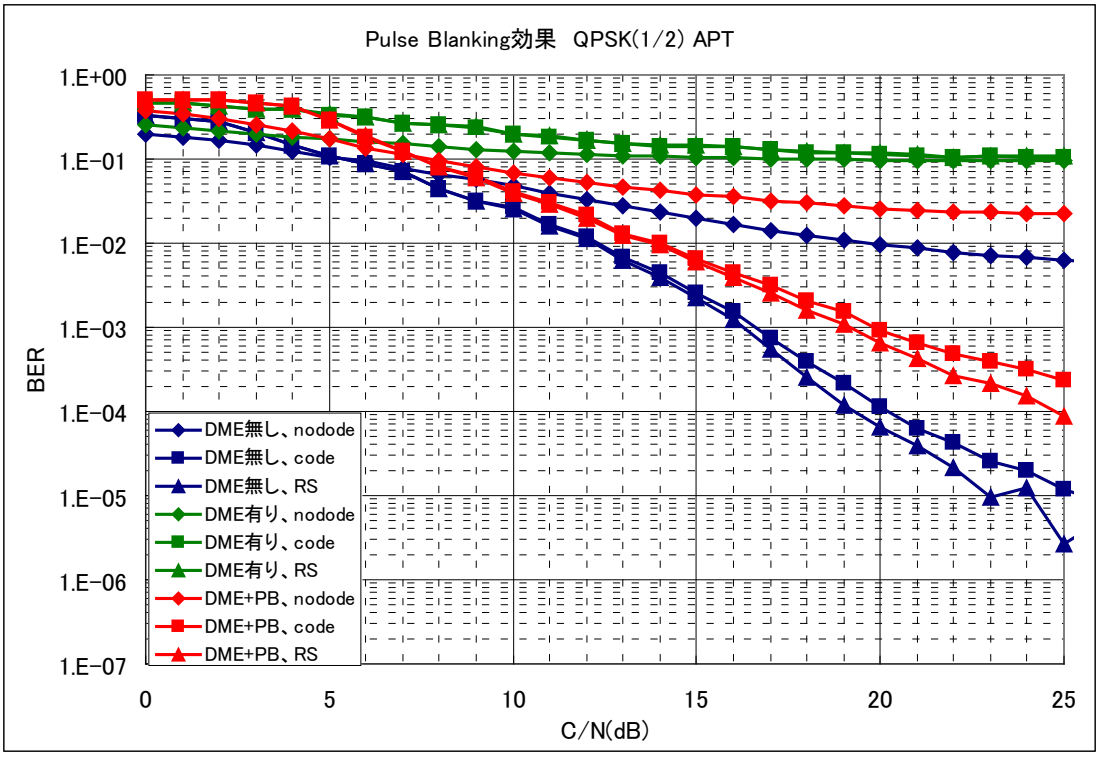


図 3.19　パルスブランキングのシミュレーション結果

c．結　論

３つの方法にはそれぞれ特徴があり、その組み合わせで改善を図る。

オーバーサンプリングは４倍以上とし、パルスブランキングはAPT環境にのみ適用、イレージャーコーディングはENR・TMA・APT環境に適用することにより改善が図れる。

（ａ）オーバーサンプリング

シミュレーション結果より、4倍以上のオーバーサンプリングを行わないと、BER特性は劣化する。

よって、要求仕様書で推奨されている４倍以上のオーバーサンプリングを行う必要がある。

（ｂ）パルスブランキング

ENR・TMA環境においては、パルスブランキング単独処理による改善効果は見られず、むしろBER特性の劣化が見られた。これは、DME干渉波のスペクトラム成分が500kHz離れに集中していたのを、パルスブランキング処理によっ

てピークのレベルは減少したものの、希望信号帯域内スペクトラムレベルが増えてしまったためと推測される。

一方APT環境では、BER特性に改善効果が見られた。これは、APT環境時のDME干渉波で、-58.4dBと他の環境に比べて著しく大きな干渉波が入力されているため、パルスブランキングによる干渉波レベル抑圧の効果が、先の希望波帯域内スペクトラムレベルの増加よりも大きかったと考察できる。

（ｃ）イレージャーコーディング

ENR・TMA環境共に、大きな改善効果が見られた。DME無し時に比較してBER特性は同等以上の改善が見られた。

一方APT環境では、大きく改善はしているが、DME干渉無しの特性には至らなかった。

（４） PAPR低減

ａ．概　要

OFDM伝送を代表とするマルチキャリア伝送は、狭帯域のサブキャリアを複数並べて伝送することによって、より多くのデータを低レートで伝送が可能であり、反射波などの影響を受けにくい特徴を有する。一方、異なるデータにて変調された複数サブキャリアが重なり合うことによって、平均電力に対して非常に大きな電力成分を発生するという問題が生じる。この問題は、回路設計上においては増幅器による非線形歪を避けるために、増幅器の動作点は最大電力値を考慮して低い設定としなければならない、すなわちバックオフを大きくとることによる電力効率の低下を招く。

そのため、平均電力に対する最大電力の比率を低減するためのPAPR（Peak Average Power Rate）低減方法がいくつか考えられている。その基本的な考え方は、任意の時刻に対して異なるデータ同士が同相の合成が行われないような処理を行うことである。

L-DACS1要求仕様では、RLフレームのシンボル配置においてPAPRシンボルが設定されている。これは、ダミーサブキャリアをパターン化した位置に配置し振幅並びに位相を設定することで同相の合成を起こりにくい状態にして最大電力値を抑圧することを目的としたものである。PAPR低減シンボル配置のみが指定されているので、低減アルゴリズムについて検討を行った。

ｂ．評価内容とその結果

最適なPAPRシンボルを検討して挿入した際の、CCDF（相補累積分布関数、Complementary cumulative distribution functionの略）による改善量を評価した。

シミュレーションモデルとして、PAPR低減シンボルを無効（Nullデータ）としてCCDF値を算出する系統と、PAPR低減シンボルを生成させSCマッピング部により既定のシンボル位置に配置してCCDF値を算出する系統を作成し、CCDF値の比較により低減効果を確認した。

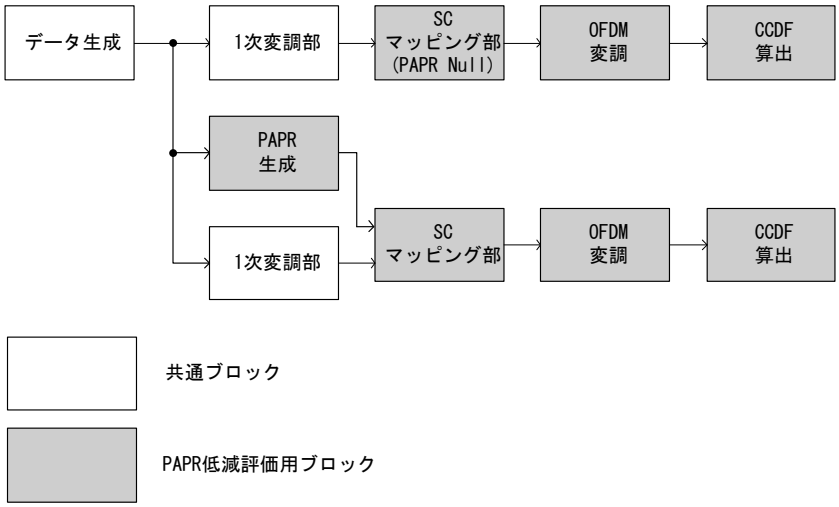


図 3.20　評価用シミュレーションモデル系統図

CCDF値比較によるPAPR低減効果の結果を図3.21に示す。

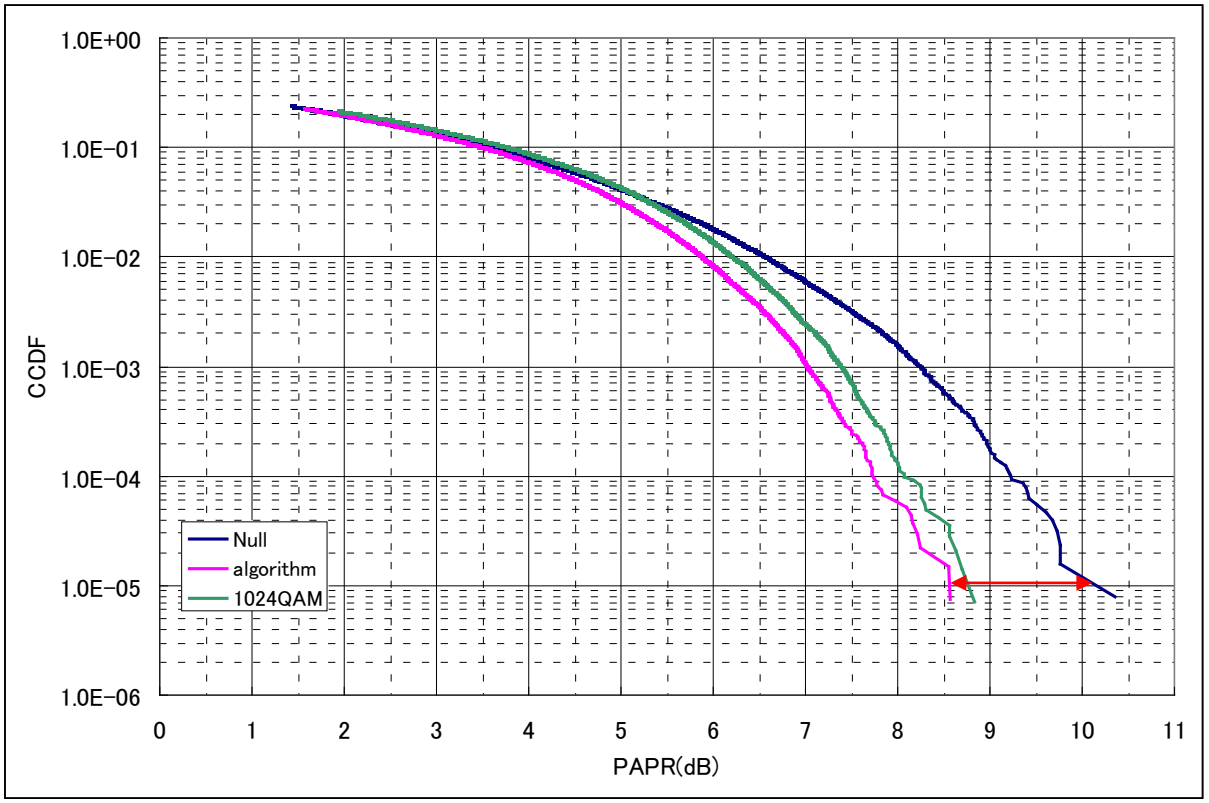


図3.21　CCDF比較

c．結　論

PAPRシンボル挿入によるPAPR改善は約1.5dBとなった。

（５）　TDMA技術

ａ．概　要

RL(OFDM-TDMA)送信にあたり自局に割り当てられるスロットに対して正確に送信するためには､FLのスーパーフレームタイミングを正確に捕捉する必要がある｡よってこのTDMA評価ではFLのスーパーフレーム同期の捕捉確率と同期の精度についてシミュレーションで評価する。受信C/N比、伝搬路ごとについてスーパーフレームの検出確率､未検出確率および誤検出確率と正しく検出できた際の検出タイミング精度(タイミングばらつき)を取得する。

ｂ．評価内容とその結果

同期信号検出アルゴリズムを検討し検出率を求めた。

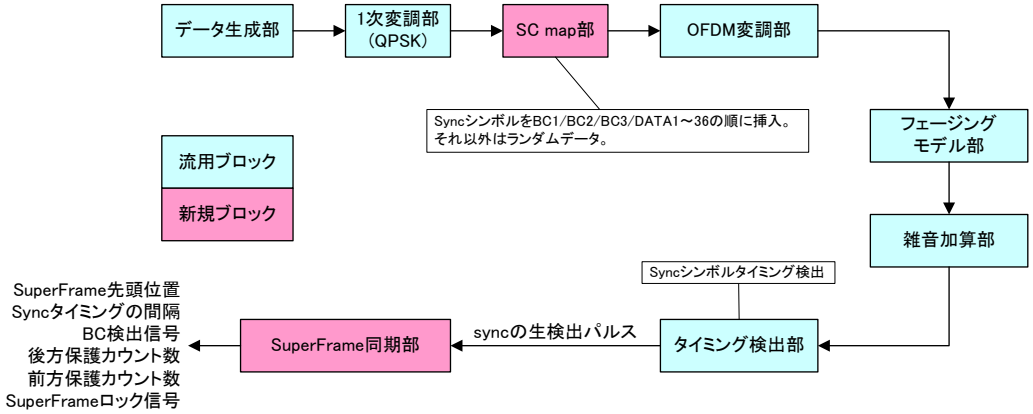


図3.22　TDMA評価用系統図

ENR時のスーパーフレームの検出率結果を示す。ほぼ100%の検出率となった。

表3.5　スーパーフレーム検出率結果（ENR）

SNR[dB]	検出率[%]	非検出			同期後位置誤差[sample]
		未検出率[%]	誤検出率[%]	sampleずれ率[%]	
20	100	0	0	0	0
10	100	0	0	0	0
5	100	0	0	0	0
0	98	1	1	0	0

ｃ．結　論

AS局が､RLにおけるTDMA送信を行うための基準となるFL同期検出は可能と判断できた。APT環境下において検出率の低下がみられたが、要求仕様の規格内であることが確認できた。

また､同期検出の次には､定められたスロット時間における送信動作となるが､これはシミュレーション上では理想動作としかならないことから実機設計時に検討と実施を行う。さらに、GS局による遅延時間補正制御についてはGS局（欧州企業が主に対応予定）の性能に対する依存度が高く、GS局との連接検討の際に実施を行うこととする。

（６）　適用性変調技術

ａ．概　要

適応変調動作は、電波伝搬路の環境状況に応じて変調方式を変更することにより、良好な環境下では高スループット用の変調方式に、劣悪な環境下では低スループット用の変調方式に適応させることにより、安定かつ効率のよい通信を行うことを可能とする。

L-DACS1では、ENR、TMA、APTの各飛行エリアにて電波伝搬路の条件が異なり、所要C/N値が異なるので、それぞれについて検討する必要がある。

ｂ．評価内容とその結果

（１）項による各一次変調に対する伝送特性の結果を、BER＝1×10^{-6}で切り替える。情報レートは計算値で求めている。

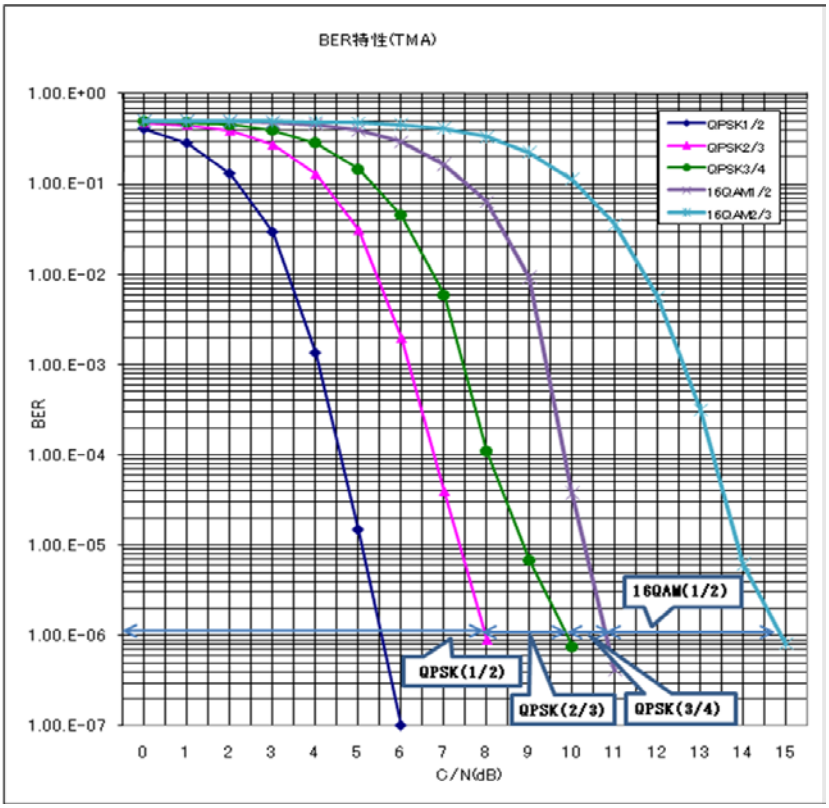


図3.23　適応変調切替（TMAの例）

表3.6　適応変調時情報レート(全体)

距離(ＮＭ)		一次変調方式	情報レート(kbps)	備考
APT	～10	QPSK1/2	303.33	
TMA	10～	16QAM1/2	648.33	
	22～	QPSK3/4	450.00	
	24～	QPSK2/3	400.00	
	30～40	QPSK1/2	303.33	
ENR	40～	QPSK3/4	450.00	
	118～	QPSK2/3	400.00	
	145～200	QPSK1/2	303.33	

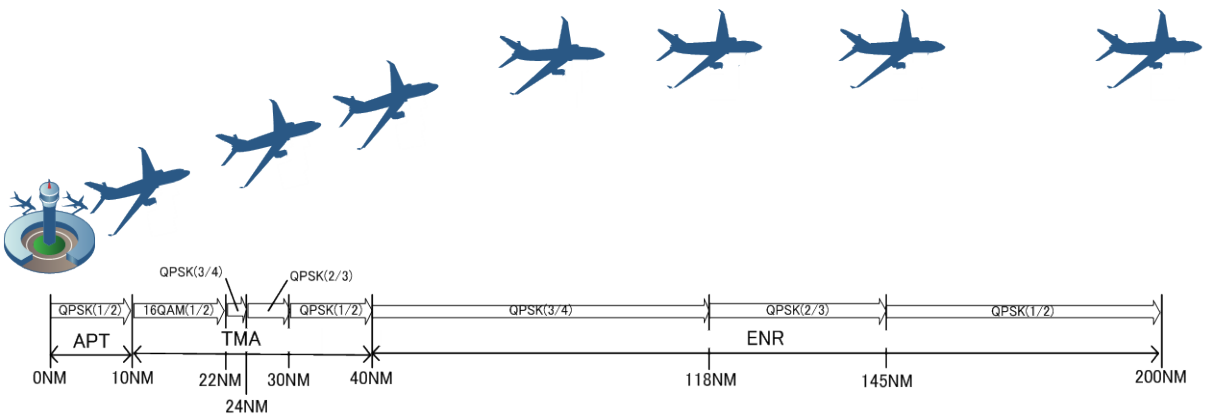


図3.24　適応変調動作イメージ

ｃ．結　論

各飛行エリアの結果をまとめると、表3.6、図3.24の通りとなった。

APTについては、QPSK(1/2)の使用が固定的となった。

TMAに入ると、回線マージンが増えるので16QAM(1/2)となり徐々に低レートのQPSK(1/2)に移行する。

ENRに入ると､回線マージンが増えるのでQPSK(3/4)となり徐々に低レートのQPSK(1/2)に移行する。

但し､これらは要求仕様にて規定された伝搬路モデルを対象とした検討であり、実動作においては、BER値監視のもと、切り替わり距離が異なってくる。

適応変調動作を行うことにより､伝搬路環境に応じて情報レートを高レート化することが可能である。今回の検討においては主に変調方式QPSK1/2～3/4にて切り替えが可能となることを確認した。

（７）　通信手順

ａ．概　要

L-DACS1の通信フレームは、L-バンド帯の２つの異なる周波数を利用し同時通信することを目的としたフレーム構成となっている。

地上GS１局（=1セル）から、セル内にて登録済みである複数（最大208機）の航空機搭載ASに向けた通信をFL（Forward Link）と言いOFDM（連続-放送）通信で行う。また、それら航空機AS局から地上GS局1局（=1セル）に向けた通信をRL（Reverse Link）と言いOFDM-TDMA（時分割）通信で行う。

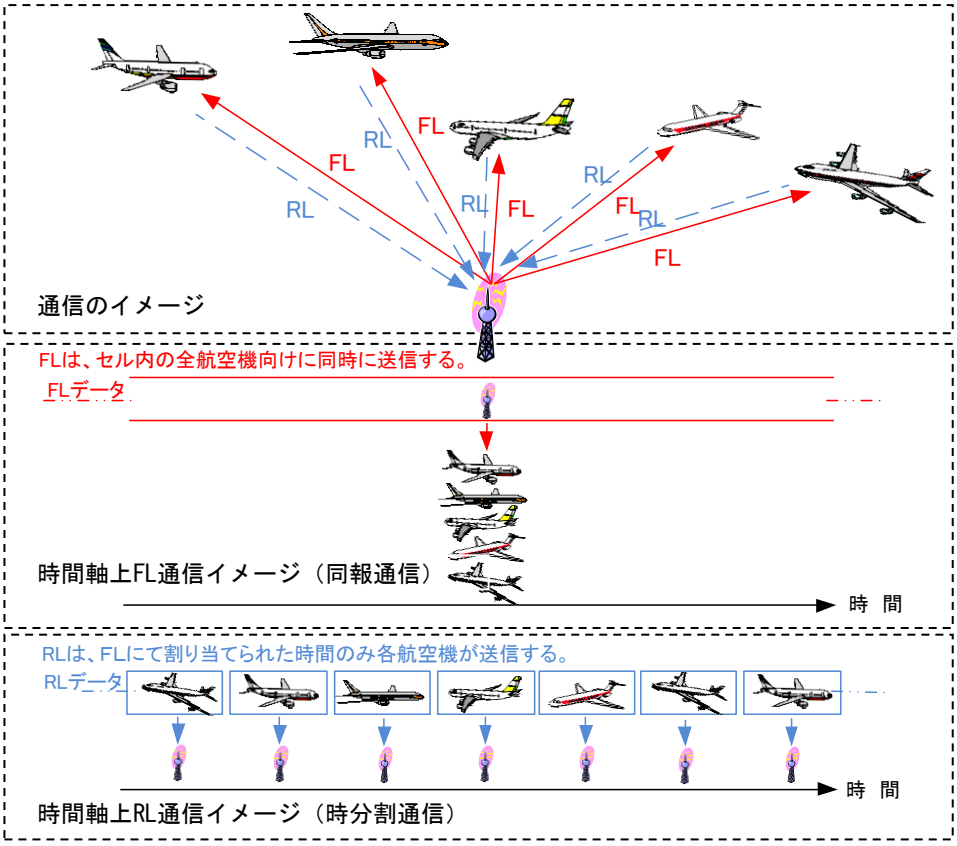


図3.25　L-DACS1通信方式

b．評価内容とその結果

L-DACS1におけるASの主な通信手順を指定された通信制御コマンドをもとにフローチャートを作成し確認した。

① 特定のGSに対するセル加入

② GS間のデータ通信

※GS常に、セル内全航空機とのリンク維持、リソース割り当てを行う。ASはGSからのリンク維持、リソース割り当てに応じてデータ通信を行う。リンク維持のために、L-DACS1における課題である送信電力補正、遅延時間補正、周波数偏差補正に対してASとGS間で閉ループ制御を行うように定められている。

③ 異なる GS へのハンドオーバー（セル退去）

GSとAS間のリンク維持の為、ASからの送信信号を元にGSが補正値を検出、GSから示された補正値によりASは補正を行う閉ループ処理を行う。

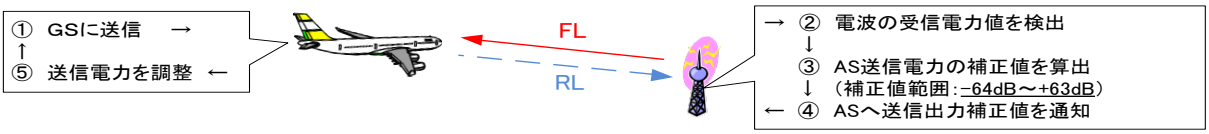


図3.26　リンク維持その１（送信電力補正）

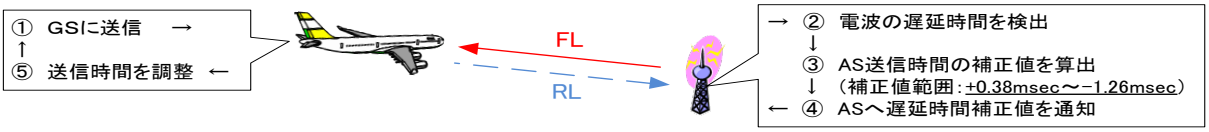


図3.27　リンク維持その２（遅延時間補正）

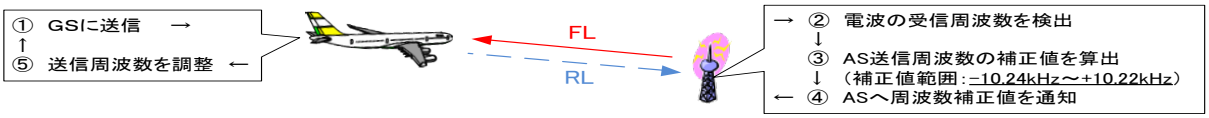


図3.28　リンク維持その３（周波数補正）

c．結　論

通信手順において、GS（欧州担当）がマスターでASはスレーブ（GSの指示で）の動作となる。L-DACS1要求仕様(D2)及び新仕様（update版）により規定されている制御メッセージから、GSの動作を想定し、ASとしての通信手順を整理した。

ASとGSのプロトコルは、ASからのセル加入から始まり、セル登録（データ・音声送受信）、GSからのハンドオーバー指示またはASからのセル退去の流れとなる。セル登録中は、GSからASに対して送信出力補正値、周波数補正値、時間軸補正値が示されるので、ASは指示に従うように動作すること。

OFDM変復調部等の機能との整合性についても確認することが出来た。

ただし、すべてはGSによるリンクの維持制御（たとえば、リソース管理、適応変調、周波数補正制御、送信電力補正制御、遅延時間補正制御など）が完全な動作となっていることが前提の手順であることも確認された。リンク維持が出来なくなった場合などの例外処理については、述べられていないことから、今後は、例外処理についても追加対応が必要となるものと考えられる。

（８）　基本伝送特性性能向上　**※平成２４年度実施分**

ａ．目　的

L-DACS1の新仕様書(Updated LDACS1 System Specification,P15.2.4 ET Task EWA04-T2)及び旧仕様書(L-DACS1 System Definition Proposal Deliverable D2)には誤り訂正符号として**畳み込み符号(CC:Convolutional codes)とリードソロモン符号(RS:Reed-Solomon codes)の連接符号(RS+CC符号)**が規定されている。

一方で、タレス社がリーダである欧州プロジェクトは、誤り訂正符号として新符号化方式である**低密度パリティ検査(LDPC: Low Density Parity Check)符号化方式**を提案している。

そこで、本開発ではこのLDPC符号化方式の基礎調査、検討を行いシミュレーションによる評価を行う。また、両方式(RS+CCとLDPC)の比較検討を行い、将来の方向性の検討・確認を行うことを目的とした。

ｂ．概　要

無線通信においては雑音やマルチパスフェージングといった伝搬路変動により受信データに誤りが発生する。L-DACS1に採用されているOFDM方式はマルチパスフェージングに強い方式であるが､高速で移動する航空機では激しく伝搬路が変動するためチャネルの推定・等化を行ってもなお誤りが発生する。これらの誤りを訂正する技術として誤り訂正符号があり､安定的な通信を行う上で重要な技術となっている。

L-DACS1新仕様書及び旧仕様書では誤り訂正符号としてリードソロモン符号(RS符号)と畳み込み符号の連接符号(RS+CC符号)が採用されている。この連接符号は無線通信においては比較的よく用いられる方式であり、それぞれの符号を単体で利用する場合に比べて高い誤り訂正能力を有している。一方で、近年既存の誤り訂正符号と比較してより理論上の上限に近い復号性能が得られる符号として低密度パリティ検査(LDPC)符号が注目されており、各種無線通信方式への導入が検討されている。誤り訂正能力の高い符号を採用することにより受信における所要C/N値が改善し、結果として通信の安定化及び通信覆域(通信距離)の改善につながるためメリットは大きい。

タレス社を中心とする欧州プロジェクトはこのLDPC符号をL-DACS1へ導入することを提案していることから、本開発ではLDPC符号の基礎調査を行いL-DACS1へ適用した場合の特性をシミュレーションにより評価し有効性等の確認を行うこととした。

ｃ．検討方針

L-DACS1の新仕様書及び旧仕様書にはまだ検討中の段階のためLDPC符号は定義されていない。

そこで､現行の符号化方式であるRS+CC符号の総合的な符号化パラメータ(符号化前ビット数、符号化後ビット数)とほぼ同等の条件を有するLDPC符号を用意し、L-DACS1のFLのフレームフォーマットは変更しないという条件で受信ビット誤り率(BER:Bit Error Rate)特性の評価を行うことによりRS+CC符号とLDPC符号の性能比較を行うこととした。

これを踏まえて、具体的な取り組みとして以下のことを実施した。

① LDPC 符号化方式について基本調査を行う。このとき、他の通信方式で使用されている LDPC 符号についても調査を行い、L-DACS1 に適用可能な LDPC 符号を抽出する。

② ①で抽出された LDPC 符号についてシミュレーションソフトウェアである MATLAB 上でシミュレーションモデルを組み、加法性白色ガウス雑音(AWGN:Additive White Gaussian Noise)環境で BER 特性を取得して RS+CC 符号との性能比較を行う。

③ ①で抽出された LDPC 符号を MATLAB の L-DACS1 FL モデルに適用し、L-DACS1 で規定された通信路モデル(AWGN,ENR,TMA,APT)における BER 特性を取得して RS+CC 符号との性能比較を行う。

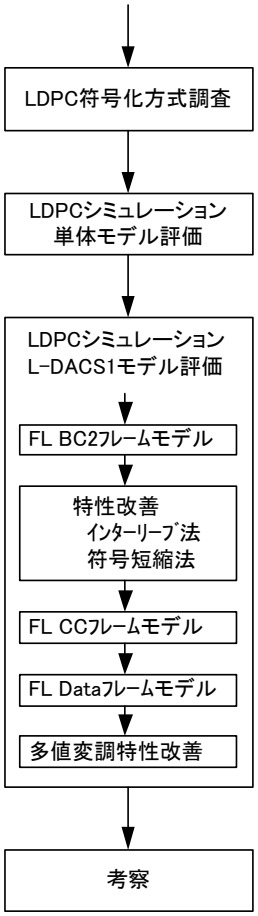


図3.27 平成24年度開発の作業フロー

ｄ．検討内容

① LDPC符号化方式調査

既存の通信規格でLDPC符号を採用、またはオプションとしている標準規格を表3.7にまとめた。

尚、LDPC符号パラメータ代表例に記載される(n,k)という表記はn=符号ビット長(符号化後ビット数)、k=情報ビット長(符号化前ビット数)を表している。

表 3.7 LDPC 符号を採用している標準規格

標準規格分類	標準規格名称	LDPC符号パラメータ代表例
広帯域無線アクセス	IEEE802.16(IEEE802.16e)	符号化率=1/2,(1296,648)
無線LAN	IEEE802.11n	符号化率=1/2,(1536,768)
衛星ディジタル放送	DVB-s2	符号化率=1/2,(16200,7200)
有線LAN	IEEE-802.3an	符号化率=0.84,(2048,1723)

これらの標準規格からL-DACS1に適用可能な符号を抽出する。L-DACS1のFLにおける符号化率=1/2のPHY-SDUサイズ(符号化前ビット数の相当)は728ビットであるから、情報ビット長がこれに近い符号が使用可能であると考えられる。

IEEE802.16(IEEE802.16e/IEEE802.16-2009)およびIEEE802.11nについては、無線通信の規格であるため符号化率の低い符号も定義され、符号パラメータもL-DACS1に近いためL-DACS1に適用可能と判断した。

② LDPCシミュレーション単体モデル評価

LDPC符号単独の復号性能を確認するために加法性白色ガウス雑音(AWGN)環境下におけるBER特性をシミュレーションにより評価することとする。あわせて従来の符号化方式である連接符号(RS+CC)についても同様な評価を行い復号性能の比較を行う。欧州側がFL のbroadcast (BC)フレームに含まれるBC2サブフレームをターゲットしてLDPC符号の適用を検討しているため、BC2サブフレームの符号化パラメータを流用し、FL BC2 PHY-SDU 1000bitを入力ビットとして符号化を行い評価することとする。 尚、シミュレーションソフトウェアとしてMATLABを使用する。

BER特性のシミュレーション結果を図3.28に示す。リードソロモン符号(RS)と畳み込み符号(CC)の連接符号はRS+CCと表記している。

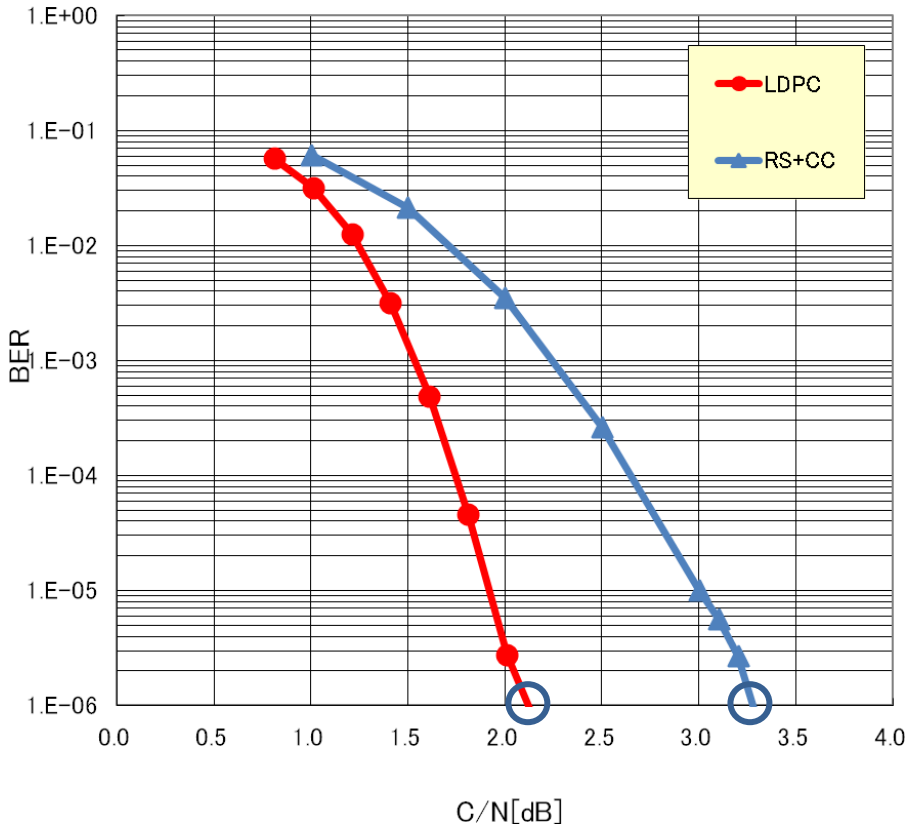


図 3.28　単体性能評価の BER 特性 (QPSK1/2、AWGN)

BER=10^{-6}となる所要C/Nは、LDPC符号は約2.1dB、連接符号(RS+CC)は約3.3dBであり、LDPC符号の方が連接符号よりも約1.2dBよいという結果が得られた。

このことから、AWGN環境下で同等の符号パラメータ(符号化率、情報ビット長、符号ビット長)を持つという条件で、連接符号とLDPC符号ではLDPC符号の方が優れた復号性能を示し受信BERの改善に効果が期待できる。

③　LDPC シミュレーション L-DACS1 モデル評価

L-DACS1新仕様書(Updated LDACS1 System Specification,P15.2.4 ET Task EWA04-T2)に準じたOFDMフレームフォーマットおよび伝搬路モデルのLDPC符号の復号特性を確認するためにBER特性をシミュレーションにより評価する。あわせて従来の符号化方式である連接符号(RS+CC)についても同様な評価を行い性能の比較を行う。尚、単体特性評価と同様に、使用する符号は連接符号についてはL-DACS1の規格どおりの符号とするが、LDPC符号については規定がないため連接符号に近い符号サイズを持つ符号を使用する。ｄ．①項でL-DACS1に適用可能なLDPC符号が2種類抽出されたが、共同研究の枠組みの中で、独立行政法人電子航法研究所殿はIEEE802.11n、JRCはIEEE802.16の符号の評価を担当することとする。これ以降IEEE802.16のLDPC符号を用いた評価内容を示す。

L-DACS1シミュレーションは単体シミュレーションと同様にMATLAB Simulinkを使用する。シミュレーションモデルの基本構成を図3.29に示す。LDPC符号と連接符号の共通ブロックの概略を表3.8に示す。符号化部および復号部は、LDPC符号と連接符号とで構成が異なるため後述する。なおOFDM復調は理想タイミングで行う。

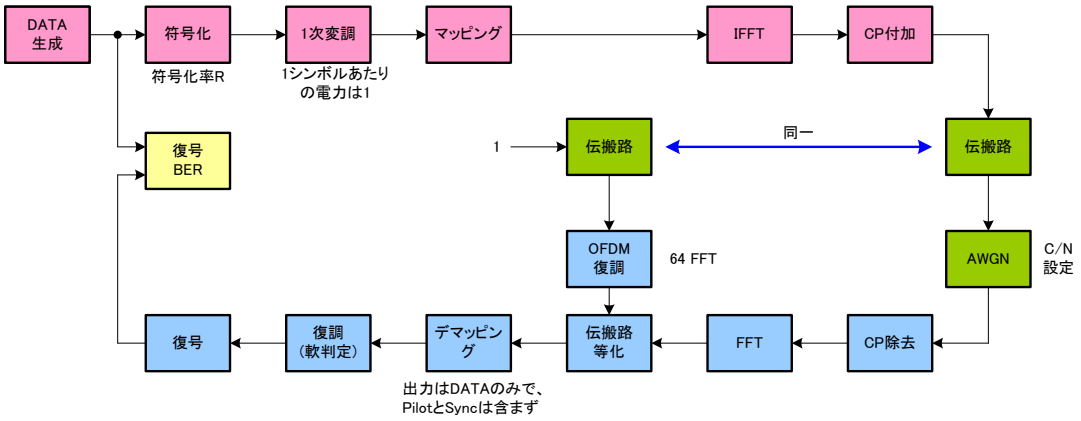


図 3.29　L-DACS1 シミュレーション基本構成図

表 3.8　各ブロックの機能概略

系統	モジュール名	機能
送信	DATA生成	伝送データビット系列を生成する。生成にはPN系列を用いる。
	1次変調	符号化した符号系列に対しOFDMの1次変調を行う。
	マッピング	1次変調した信号系列をOFDMサブキャリアに配置する。またSyncおよびPilot信号も配置する。
	IFFT	マッピングした信号系列にIFFT(逆フーリエ変換)を行う。
	CP付加	マルチパス耐性を持たせるためのCyclic Prefix(CP)を付加する。
伝搬	伝搬路	動特性を取得する際にライスフェージング、レイリーフェージングをかける。AWGNのみ、ENR、TMA、APTの4種類を用意する。
	AWGN(Additive White Gaussian Noise)	C/N設定のため白色ガウス雑音を付加する。
受信	CP除去	CPを除去する。
	FFT	CPを除去した受信信号系列にFFT(フーリエ変換)を行う。
	伝搬路等化	マルチパスフェージングによる伝搬路変動を推定し、変動分を元に戻す。ここでは理想伝搬路等化を用いる。
	デマッピング	受信信号の中からSync信号およびPilot信号を除去し、DATAサブキャリアのみを抽出する。
	復調(軟判定)	後述の表 3.9および表3.10で説明する。
測定	復号BER	誤り訂正後のビット系列を比較し誤りビット数を計数し誤り率(Bit Error Rate)を求める。

図3.30の基本構成図で符号化および復号をLDPC符号と連接符号それぞれに対応させて、LDPC符号シミュレーションでは図 3.31のモデルを、連接符号シミュレーションでは図 3.32のモデルを用いる。この連接符号シミュレーションモデルはL-DACS1規格に則っている。なお図では伝搬路等化に使用する理想伝搬路等化(後述)は省略している。符復号部の機能概略を表 3.9および表 3.10に示す。

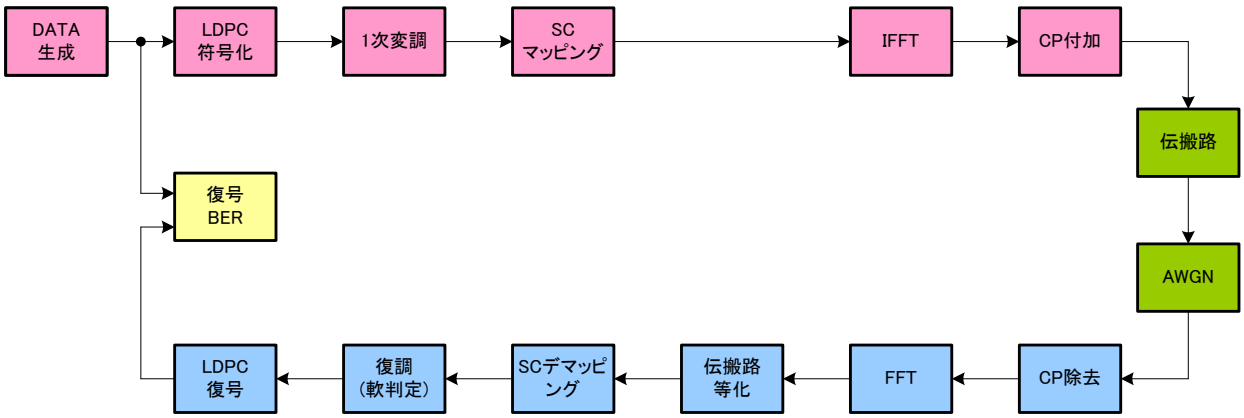


図 3.30　L-DACS1シミュレーションモデル(LDPC)

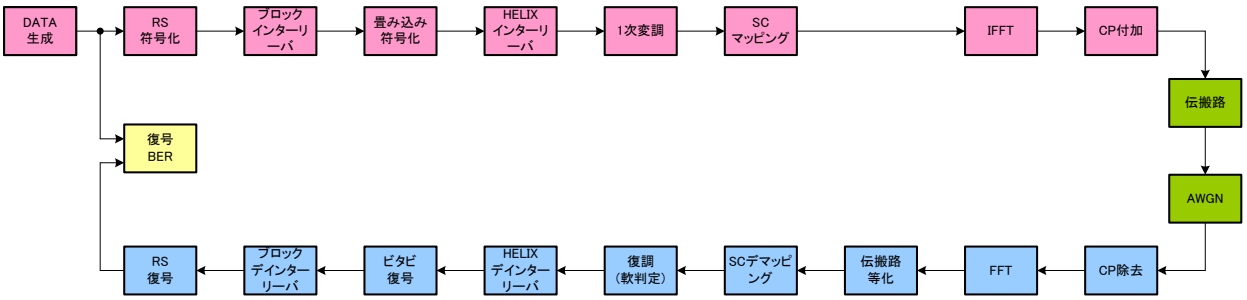


図 3.31　L-DACS1シミュレーションモデル(連接符号)

表 3.9　LDPC 符復号部の概略

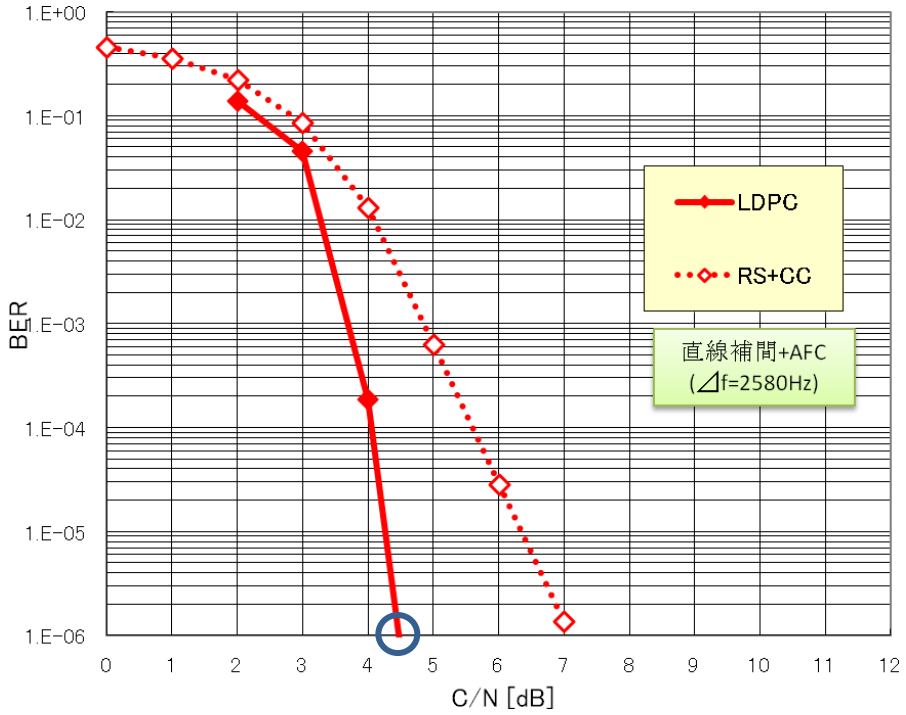
系統	モジュール名	機能
送信	LDPC符号化	IEEE802.16のLDPC符号を用いて符号化を行う。
受信	復調(軟判定)	復号時に使用する対数尤度比LLR(Log Likelihood Ratio)を出力する。LLR算出アルゴリズムは、そのビット位置における 1 つの 0 (または 1) を含む受信信号に最も近い配置点だけを考慮して計算する近似LLRアルゴリズムである。
	LDPC復号	LDPC符号の復号を行う。 復号アルゴリズムは、Sum-Product復号法である。 反復回数は100回である。

表 3.10　連接符復号部の概略

系統	モジュール名	機能
送信	RS符号化	L-DACS1規格のリードソロモン符号で符号化を行う
	ブロックインターリーバ	L-DACS1規格の行と列の要素を入れ替えるブロックインターリーバでインターリーブを行う
	畳み込み符号化	L-DACS1規格の畳み込み符号で符号化を行う
	Helixインターリーバ	L-DACS1規格のHelixインターリーバでインターリーブを行う
受信	復調(軟判定)	ビタビ復号で使用する8値軟判定値を出力する
	Helixデインターリーバ	Helixデインターリーブを行う
	ビタビ復号	ビタビアルゴリズムを用いて畳み込み符号の復号を行う
	ブロックデインターリーバ	行と列の要素を元に戻すブロックデインターリーブを行う。
	RS復号	RS符号の復号を行う

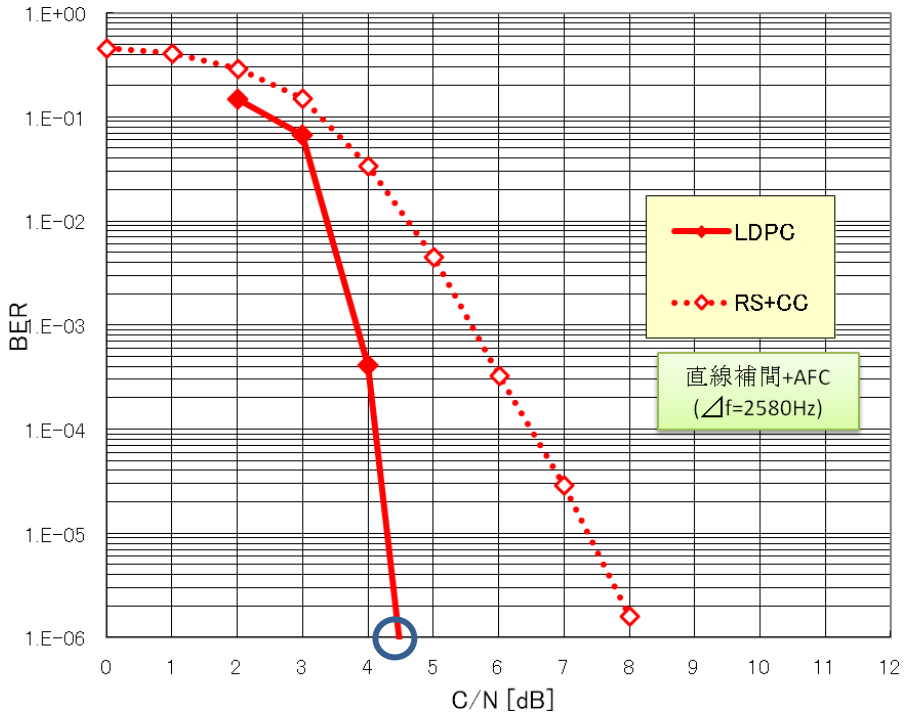
ここでは多値変調にLDPC符号を適用した場合のBER特性を評価する。比較対象として平成23年度の実施報告書の旧仕様書に基づく連接符号の多値変調BER特性（直線補完等価モデル）と比較を行うこととした。

さらに平成23年度の実施報告書では、実機を想定しAFC(Auto Frequency Control)回路および伝搬路推定を行った場合の特性も取得しているので、LDPC符号についても同じ条件でBER特性を比較した。



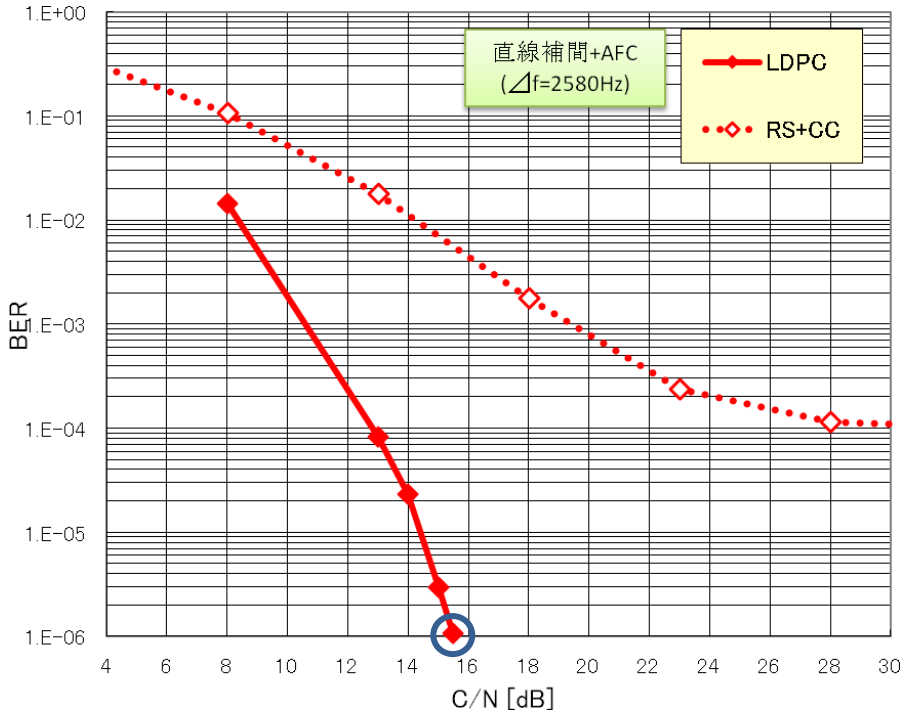
(b) 直線補間等化

図 3.32　QPSK1/2 BER 特性(ENR)



(b) 直線補間等化

図 3.33　QPSK1/2 BER 特性(TMA)



(b) 直線補間等化

図 3.34　QPSK1/2 BER 特性(APT)

表 3.11　QPSK1/2 所要 C/N（理想伝搬路等化 @BER=10^{-6}）

モデル	所要C/N(LDPC) [dB]	所要C/N(連接) [dB]
AWGN	1.6	3.3
ENR	1.8	4.2
TMA	2.1	5.6
APT	12.9	18.5

表 3.12　QPSK1/2 所要 C/N（直線補間等化+AFC @BER=10^{-6}）

モデル	所要C/N(LDPC) [dB]	所要C/N(連接) [dB]	所要C/N(連接改善時)[dB]
AWGN	3.9	6.1	4.6
ENR	4.4	7.1	5.2
TMA	4.4	8.2	5.7
APT	15.6	-	18.0

欧州で提案している新符号化方式である低密度パリティチェック(LDPC)符号化方式の調査検討を行い、L-DACS1の新及び旧仕様書で規定されている連接符号(RS+CC)の代わりとしてLDPC符号を適用する場合、符号ビット長を長いデータ送信単位であれば性能向上が期待できる。ただし、実装段階においては処理量や実装による劣化などを考慮した総合的な検討も必要である。

④ 考　察

AWGN環境及びAPT環境共に符号ビット長が長くなるほどBER特性が改善される傾向にあることが確認できた。特に劣悪なフェージング環境であるAPT環境では符号ビット長が大きくなるほど改善効果が大きい。LDPC符号は一般的に符号ビット長が長くなるほどよい復号特性が得られるとされているため、L-DACS1にLDPC符号を適用した場合でもほぼ同様な結果が得られている。

従って、符号ビット長の長いLDPC符号を適用することでBER特性の向上が期待できる。

インターリーブや符号短縮のような性能改善手法を単体で適用または、組み合わせることにより更なる性能向上が期待できる。しかし、符号ビット長が長くなるとLDPC復号処理の演算量の増大及び復号処理の遅延が大きくなるというトレードオフ関係がある。

実機への実装を想定する場合、BER特性の改善量と処理量を勘案して符号ビット長を定める必要がある。

独立行政法人電子航法研究所殿でIEEE802.11nのLDPC符号のBER特性を評価した結果、各伝搬路モデルAWGN、ENR、TMA、APTで、IEEE802.16およびIEEE802.11nのLDPC符号を用いた場合のBER特性はほぼ同等であった。IEEE802.16およびIEEE802.11nで定義されたLDPC符号は、基本行列が同じような構造を有している。このことから、同じ符号化率で符号ビット長がほぼ等しく、且つ似たような構造のLDPC符号であればBER特性でほぼ同等の性能が得られるものと推測できた。

３．２　目標の達成度

表3.13、表3.14に平成２３年度の目標に対する成果・達成度を示す。表3.9回線設計書を示す。

評価シミュレーションを確立することにより、最適な変復調アルゴリズムの検討を可能とした。

表3.13　平成２３年度の目標に対する成果・達成度の一覧（まとめ）

要素技術	目標・指標	成果	達成度
EUROCONTROL策定のL-DACS1仕様(案)に準じたデジタル通信を実現するための各要素技術の確認。	シミュレーションモデルを構築し、L-DACS1仕様(案)を忠実に再現することにより、この中で提案されている技術の有用性を確認する。	○シミュレーションモデルを 確立した。 ○L-DACS1仕様(案)を忠実に再現することが出来た。 ○L-DACS1仕様(案)による提案技術の有用性を確認することが出来た。	目標達成

表3.14　平成２３年度の目標に対する成果・達成度の一覧（詳細）

要素技術	目標・指標	成果	達成度
OFDM送受通信技術	OFDM変復調や誤り訂正処理に関しシミュレーションモデルを確立することにより伝送特性の確認をする。具体的な数値（開発目標）が一次変調方式QPSK1/2にて示される。	シミュレーションモデルを確立した。各一次変調方式によるBER特性を取得、一次変調 方式QPSK1/2においてBER=1×10^{-6}時の所要C/N値が目標に達した。	目標達成
	シミュレーションモデルから得られた性能を元に回線設計を行い通信可能距離の確認をする。目標距離は370km（200NM）とする。	目標である370kmの最大伝送距離を確認した。	目標達成
与干渉低減技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている窓関数による低減効果を確認する。但し、具体的な低減目標は示されていない。	シミュレーションモデルを確立した。窓関数により帯域外にて15dB以上の低減を確認した。窓関数の有効性が確認できた。	目標達成
被干渉低減技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている下記3方式による低減効果を確認する。但し、具体的な低減目標は示されていない。 ・オーバーサンプリング ・パルスブランキング ・イレージャーコーディング	シミュレーションモデルを確立した。提案された３方式について低減効果を確認した。APT、TMA、ENRそれぞれの環境下において、効果の度合いが異なり特徴が明らかとなった。3方式の組み合わせにより改善が図れることを確認した。	目標達成
PAPR低減技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている低減効果を確認する。但し、具体的な低減目標は示されていない。	シミュレーションモデルを確立した。PAPRシンボル挿入で1.5dB改善した。改善分、高周波回路のアンプ回路動作点を上げることが出来る。	目標達成
TDMA技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている同期信号を用いてFLに対してRLが同期可能なことを確認する。	シミュレーションモデルを確立した。TDMA動作のための時間同期検出が可能なことを確認した。 TDMA動作するための基準信号を得ることができた。	目標達成
適応変調技術	シミュレーションモデルの作成とL-DACS1で提案されている適応変調動作について確認する。但し、具体的な動作目標は示されていない。	シミュレーションモデルを確立した。GS基準ASの相対位置に応じて一次変調方式を変更することにより最適な通信量が確保できることを確認した。	目標達成
通信手順（通信制御コマンド）	机上検討とL-DACS1で提案されている通信制御コマンドの確認を行う。	要求仕様が示す通信制御コマンドによる通信手順を確認した。特に、GSとAS間のリンク維持の為の補正値がGSから指定されることを確認した。 ・送信出力補正値 ・周波数補正値 ・時間軸補正値	目標達成

表3.15、表3.16に主な平成２４年度の目標に対する成果・達成度を示す。表3.17に回線設計書を示す。

表3.15　平成２４年度の目標に対する成果・達成度の一覧

要素技術	目標・指標	成果	達成度
EUROCONTOL策定のL-DACS1仕様（案）性能向上	OFDM変復調部(誤り訂正含む)シミュレーションモデル作成による伝送特性の確認。	LDPC方式に変更したシミュレーションモデルを作成・BER特性を取得した。	目標達成
	シミュレーションモデルから得られた性能を元に回線設計を行い通信可能距離を確認。	370kmの最大伝送距離を確認した。	目標達成

表3.16　平成２４年度の目標に対する成果（個別）の一覧

検討項目	検討結果(成果)
LDPC符号化方式の検討・シミュレーション	
現在L-DACS1の新及び旧仕様書では、誤り訂正のための符号化方式として、畳み込み符号化(CC)とリードソロモン符号化(RS)が規定されている。	新仕様書(Updated LDACS1 System Specification,P15.2.4 ET Task EWA04-T2)及び旧仕様書(L-DACS1 System Definition Proposal Deliverable D2)でCCとRSが規定されていることを確認した。
タレス社がリーダである欧州プロジェクトは、誤り訂正のための新符号化方式である低密度パリティチェック(LDPC)符号化方式を提案している。	欧州側からFL BC2をターゲットにLDPC符号の検討をしているという情報提供を受けた。
このLDPC方式の基礎調査、検討を行い、その結果についてシミュレーションを行う	シミュレーションにより効果を確認した。
両方式(RS+CC)の比較検討を行い、将来の方向性を検討、確認する。	シミュレーションにより効果を確認した。
独立行政法人電子航法研究所から技術協力を得ることにより、開発内容の精度を向上させる。	独立行政法人電子航法研究所のご指導とシミュレーションによるご助力いただき、BER特性の提供を受けた。
欧州企業（タレス社他）とL-DACS1に関する情報交換を行い、開発内容の精度を向上させる。	欧州側から情報提供を受けた。

表3.17　回線設計（FL、干渉なし）

パラメータ		単位	ＥＮＲ	ＥＮＲ	ＥＮＲ	ＴＭＡ	ＡＰＴ	備　　考	
送信パラメータ									
	送信出力電力	dBm	41	41	41	41	41	a	送信電力
	送信アンテナ利得	dBi	8	8	8	8	8	b	送信ｱﾝﾃﾅ利得
	送信ケーブル損失	dB	2	2	2	2	2	c	送信給電損失
	デュープレクサ損失	dB	0	0	0	0	0	c1	ﾃﾞｭｰﾌﾟﾚｸｻ挿入損失
	実効放射電力	dBm	47	47	47	47	47	d=a+b-c-c1	実効放射電力＝送信電力＋送信ｱﾝﾃﾅ利得ー送信給電損失　ーﾃﾞｭｰﾌﾟﾚｸｻ挿入損失
伝搬パラメータ									
	送信周波数	ＭＨｚ	993	993	993	993	993	e	
	送信－受信距離	ＮＭ	200	120	60	40	10	f	
		km	370	222	111	74	19		
	伝搬損失	ｄＢ	143.76	139.32	133.30	129.78	117.74	g=37.8+20log（f*e）	
マージン									
	干渉マージン	ｄＢ	0	0	0	0	0	h	
	実装マージン	ｄＢ	4	4	4	4	4	i	
	安全マージン	ｄＢ	6	6	6	6	6	j	
	傾斜損失	ｄＢ	0	0	0	7	7	k	
受信パラメータ									
	受信アンテナ利得	dBi	0	0	0	0	0	l	
	デュープレクサ損失	ｄＢ	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	m	
	受信ケーブル損失	ｄＢ	3	3	3	3	3	m1	
	受信信号電力	dBm	-100.26	-95.82	-89.80	-93.28	-81.24	n=d-g+l-m-k-m1	受信電力＝実効放射電力ー伝送損失ー傾斜損＋受信アンテナ　利得ー受信ケーブル損失ーデュープレクサ損失
	雑音密度@290K	dBm/Hz	-173.98	-173.98	-173.98	-173.98	-173.98	o	10ｌｏｇ(k*T)
	帯域幅	Hz	498050	498050	498050	498050	498050	p	
	熱雑音電力	dBm	-117.00	-117.00	-117.00	-117.00	-117.00	q=ｏ+10log(p)	
	雑音指数	dB	5	5	5	5	5	r	
	受信雑音電力	dBm	-108.00	-108.00	-108.00	-108.00	-108.00	s=q+ｒ+i	
	Ｅｂ／Ｎｏ	dB	1.36	1.36	1.36	1.86	14.16	t=v-10ｌｏｇ(u/p)	
	通信レート	bps	480000	480000	480000	480000	480000	u	
	所要C/N@BER=10^{-6}	dB	1.2	1.2	1.2	1.7	14	v	シミュレーション結果から実装マージンを分離
	受信感度	dBm	-106.80	-106.80	-106.80	-106.30	-94.00	W=v+s	
	受信動作点	dBm	-100.80	-100.80	-100.80	-100.30	-88.00	x=W+j	
システム動作マージン		dB	0.54	4.98	11.00	7.02	6.76	z=n-x	

表3.18　平成24年度回線設計（FL、干渉なし）

パラメータ		単位	ＥＮＲ	ＥＮＲ	ＥＮＲ	ＴＭＡ	ＡＰＴ	備　　考	
送信パラメータ									
	送信出力電力	dBm	41	41	41	41	41	a	送信電力
	送信アンテナ利得	dBi	8	8	8	8	8	b	送信ｱﾝﾃﾅ利得
	送信ケーブル損失	dB	2	2	2	2	2	c	送信給電損失
	デュープレクサ損失	dB	0	0	0	0	0	c1	ﾃﾞｭｰﾌﾟﾚｸｻ挿入損失
	実効放射電力	dBm	47	47	47	47	47	d=a+b-c-c1	実効放射電力＝送信電力＋送信ｱﾝﾃﾅ利得－送信給電損失　－ﾃﾞｭｰﾌﾟﾚｸｻ挿入損失
伝搬パラメータ									
	送信周波数	ＭＨｚ	993	993	993	993	993	e	
	送信－受信距離	ＮＭ	200	120	60	40	10	f	
		km	370	222	111	74	19		
	伝搬損失	ｄＢ	143.76	139.32	133.30	129.78	117.74	g=37.8+20log（f*e）	
マージン									
	干渉マージン	ｄＢ	0	0	0	0	0	h	
	実装マージン	ｄＢ	4	4	4	4	4	i	
	安全マージン	ｄＢ	6	6	6	6	6	j	
	傾斜損失	ｄＢ	0	0	0	7	7	k	
受信パラメータ									
	受信アンテナ利得	dBi	0	0	0	0	0	l	
	デュープレクサ損失	ｄＢ	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	m	
	受信ケーブル損失	ｄＢ	3	3	3	3	3	m1	
	受信信号電力	dBm	-100.26	-95.82	-89.80	-93.28	-81.24	n=d-g+l-m-k-m1	受信電力＝実効放射電力－伝送損失－傾斜損＋受信アンテナ　利得－受信ケーブル損失ーデュープレクサ損失
	雑音密度@290K	dBm/Hz	-173.98	-173.98	-173.98	-173.98	-173.98	o	１０ｌｏｇ(k*T)
	帯域幅	Hz	498050	498050	498050	498050	498050	p	
	熱雑音電力	dBm	-117.00	-117.00	-117.00	-117.00	-117.00	q=ｏ+10log(p)	
	雑音指数	dB	5	5	5	5	5	r	
	受信雑音電力	dBm	-108.00	-108.00	-108.00	-108.00	-108.00	s=q+ｒ+i	
	Ｅｂ/Ｎｏ	dB	1.36	1.36	1.36	1.86	14.16	t=v-10ｌｏｇ(u/p)	
	通信レート	bps	480000	480000	480000	480000	480000	u	
	所要C/N@BER=10^{-6}	dB	0.4	0.4	0.4	0.4	11.6	v	シミュレーション結果から実装マージン4dBを分離
	受信感度	dBm	-107.60	-107.60	-107.60	-107.60	-96.40	W=v+s	
	受信動作点	dBm	-101.60	-101.60	-101.60	-101.60	-90.40	x=W+j	
システム動作マージン		dB	1.34	5.78	11.80	8.32	9.16	z=n-x	

４．事業化、波及効果

４．１　事業化の見通し

本技術の開発、製品化後は、機体メーカへの供給を行うことによって航空機搭載品の事業化が図れる。

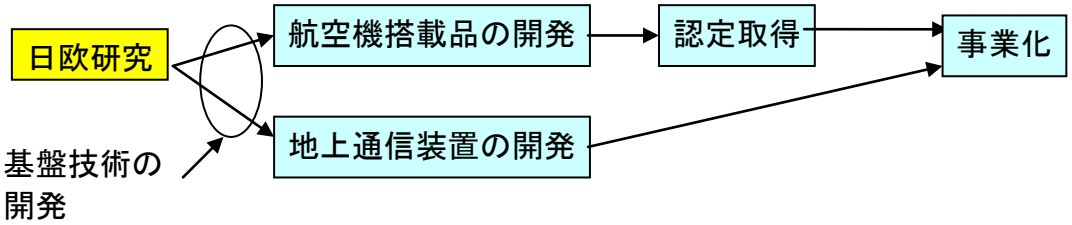


図4.1　事業化のイメージ図

４．２　波及効果

L-DACS1が規格として採用されれば、世界の航空管制の向上に役立つことができる。

L-DACS1における通信環境条件は、他の地上系通信システムと比べても厳しい条件下にある。ここで、作成したシミュレーションモデル（アルゴリズム） は、他の移動体通信への応用が可能である。

５．研究開発マネジメント・体制等

５．１　研究開発計画

平成２３年度は、主として、各種環境下（干渉の有無等）における電波伝搬のシミュレーションモデルの作成、シミュレーション実施によるビット誤り率（BER）の検証を行った。

平成２４年度は、更なる性能向上のために、誤り訂正方式をLDPC方式にすることによる更なる性能向上を図った。

表5.1　研究開発計画

要素技術		平成２３年度	平成２４年度
OFDM送受通信技術	伝送特性確認	→	→
	回線設計	→	→
与干渉低減技術		→	
被干渉軽減技術		→	
PAPR低減技術		→	
TDMA技術		→	
適応変調技術		→	
制御メッセージ　（コマンド）		→	

５．２　研究開発実施者の事業体制・運営

日本無線株式会社の高周波応用技術グループ、研究所、技術開発センターにて開発を実施した。取りまとめは、高周波応用技術グループが行った。

電子航法研究所では、一部の開発と、日本無線株式会社が開発した内容の評価を行った。

※平成２４年度に、電波応用技術部はソリューション技術部に改名、高周波応用技術グループはレーダシステムグループに改名。

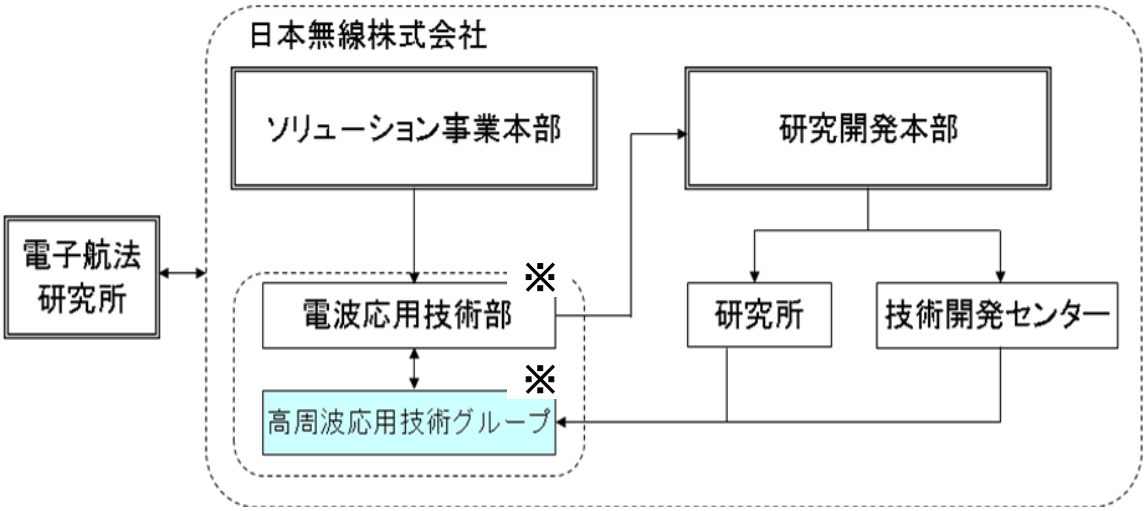


図5.1　開発体制

５．３　費用配分

平成２３年度の費用配分は、以下の通りである。

OFDM変復調技術、誤り訂正技術に対する研究開発費

（１）日本無線株式会社　　３２９０．１万円

（２）独立行政法人　電子航法研究所　　４９．９万円

平成２４年度の費用配分は、以下の通りである。

LDPC符号化による改善検討の研究開発費

（１）日本無線株式会社　　３９９９．３万円

（２）独立行政法人　電子航法研究所　　独自研究予算で実施

５．４　費用対効果

投入された資源量と効果の関係

全環境下（干渉の有無）における、空港（APT）、ターミナルエリア（TMA）及び航空路（ENR）の電波伝搬モデルを作成し、シミュレーションを行い所定の成果（BER＝1×10^{-6}）を得た。

実装評価の前のシミュレーション検討は、実装評価にかかる費用（例えば、実際に航空機を飛行させての評価等）の大幅な改善となる。

５．５　変化への対応

EUROCONTROL策定のUpdated LDACS1 System Specification(Project No, P15.2.4 ET)で規定されている誤り訂正符号化アルゴリズムである畳み込み符号化（CC）、リードソロモン符号化（RS）に対して、欧州のタレス社は、より高性能なLDPC符号化を提案している。

CC, RS符号化に比べて符号化の処理アルゴリズムが複雑ではあるが、LDPCについても実施した。

シミュレーションモデル確立により、今後の更なる規格の変更があった場合に対しても柔軟な対応が可能である。

CC : Convolutional Coding,

RS : Reed Solomon,

LDPC : Low Density Parity Check（低密度パリティチェック）

１－３　航空機用先進システム基盤技術開発
（先進パイロットシステム（機体・システム統合化））

目　　次

１．事業の目的・政策的位置付け……　７７
　１－１　事業の目的……　７７
　１－２　政策的位置付け……　７８
　１－３　国の関与の必要性……　８１

２．研究開発目標……　８２
　２－１　研究開発目標……　８２
　　２－１－１　全体の目標設定……　８３
　　２－１－２　個別要素技術の目標設定……　８４

３．成果、目標の達成度……　８６
　３－１　成果……　８６
　　３－１－１　全体成果
　　３－１－２　個別要素技術成果
　　３－１－３　特許出願状況等
　３－２　目標の達成度……　９５

４．事業化、波及効果……　９７
　４－１　事業化の見通し……　９７
　４－２　波及効果……　９８

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等……　９９
　５－１　研究開発計画……　９９
　５－２　研究開発実施者の実施体制・運営……１０１
　５－３　資金配分……１０２
　５－４　費用対効果……１０３
　５－５　変化への対応……１０３

１．事業の目的・政策的位置付け

１－１　事業目的

近年のエアラインからの低燃費、低整備コスト、高速化等のニーズに応えるため、完成機メーカには機体の軽量化、抵抗低減、整備性の向上が求められている。一方、装備品メーカにも装備品の軽量化や小型化及び高信頼性確保を実現した先進操縦システムの開発が求められている。

次期国際共同開発機プログラムでは先進的な機体・装備技術の採用が必須と考えられるため、当該プログラムへの参画には複合材等の新素材の特性を活かした先進的空力・構造設計、及びこれらの機体仕様に合致した小型／高性能アクチュエータの開発、それらを統合した技術の開発が急務となっている。特に、次世代旅客機の主翼は、燃費低減のため従来機よりも大きなアスペクト比で翼厚比は小さくなることから、相対的に薄翼化する傾向にあり、アクチュエータ等の操縦システムコンポーネントはより小型化することが必要となっている。同時に、次世代旅客機では、従来機に比べ20%の燃費低減が要求されることから、軽量化による燃費低減への貢献が必要である。

ライセンス生産を中心としてきた日本の装備品メーカは海外メーカに比べ技術的な遅れがあり、更に完成機メーカは新技術導入と共にシステムの高い信頼性を装備品メーカに求めるため、日本の装備品メーカが次期国際共同開発機プログラムに参画するためには、必要な技術の先行開発により新技術に対する事前の実証や実績を得ることが必要である。このためには、完成機メーカ／装備品メーカの連携により、機体構造とシステム全体としての最適化及び技術の実証が重要であり、加えて、高度な知見を有する大学との連携も有効である。

以上から、本事業を通じ、完成機メーカ／装備品メーカ／大学が連携して先進操縦システムに関する機体構造・装備の同時最適化を実施し、次世代旅客機に適用する操縦システムの高信頼性確保・軽量化技術を開発する。本成果を基に、最終的には国際共同開発機プログラムでの機体構造と装備品の一括受注、我が国航空機産業の国際競争力強化、及び高付加価値化に貢献することを目的とする。

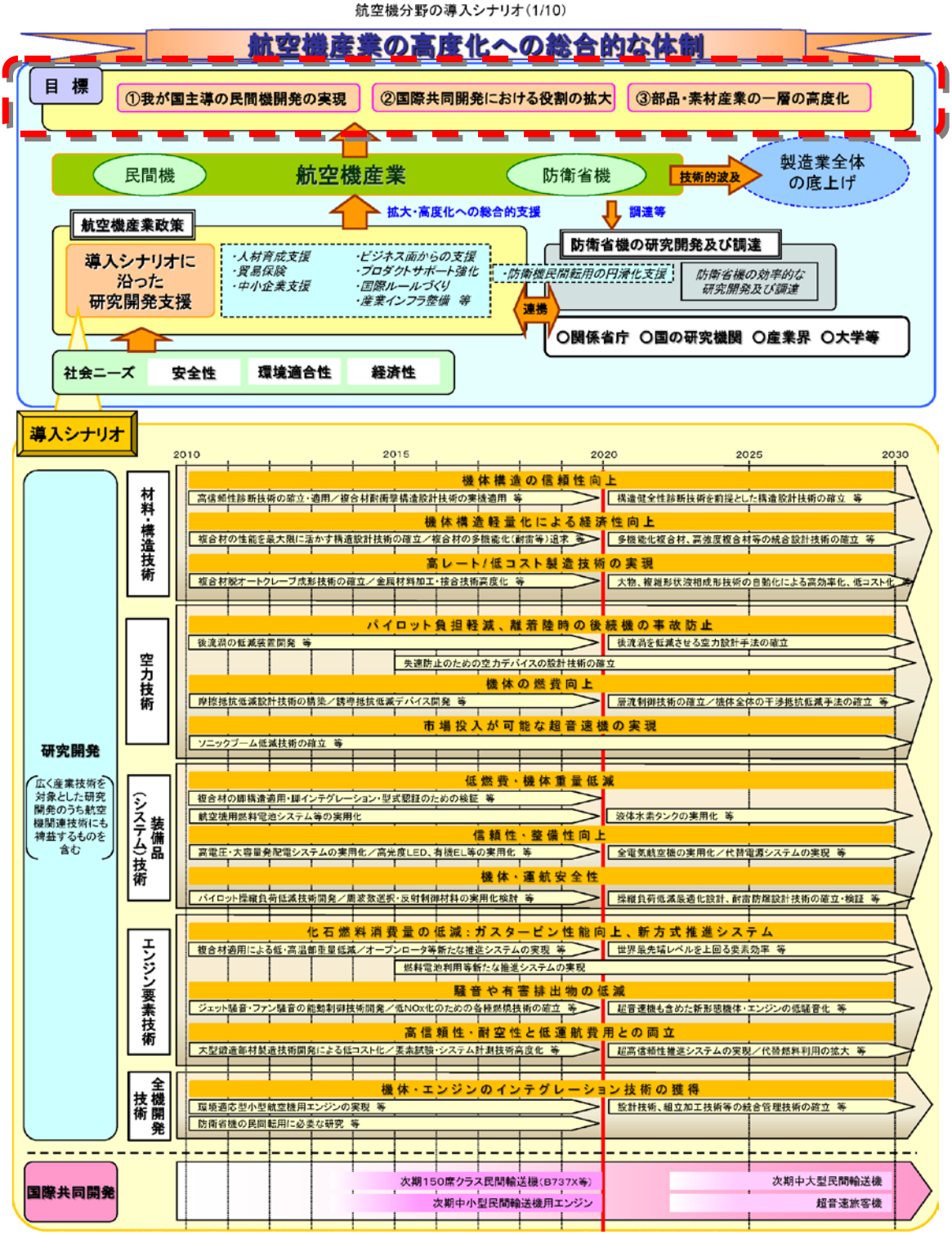
１－２　政策的位置付け

本事業は技術戦略マップ２０１０に沿ったものとなっており、政策上の位置づけは明確である。

図１－１に示すように航空機分野における目標として「国際共同開発における役割の拡大」が設定され、さらに「ボーイング社等との国際共同開発に主要なプレーヤーとして引き続き役割を維持・拡大する。特に、短期・中期的には2020年頃から開発が始まると見込まれる150席クラス後継機の開発において主要な地位を占めることを目指す」が具体的目標の一つとされており、本事業が目標で掲げるものはこれに合致している。

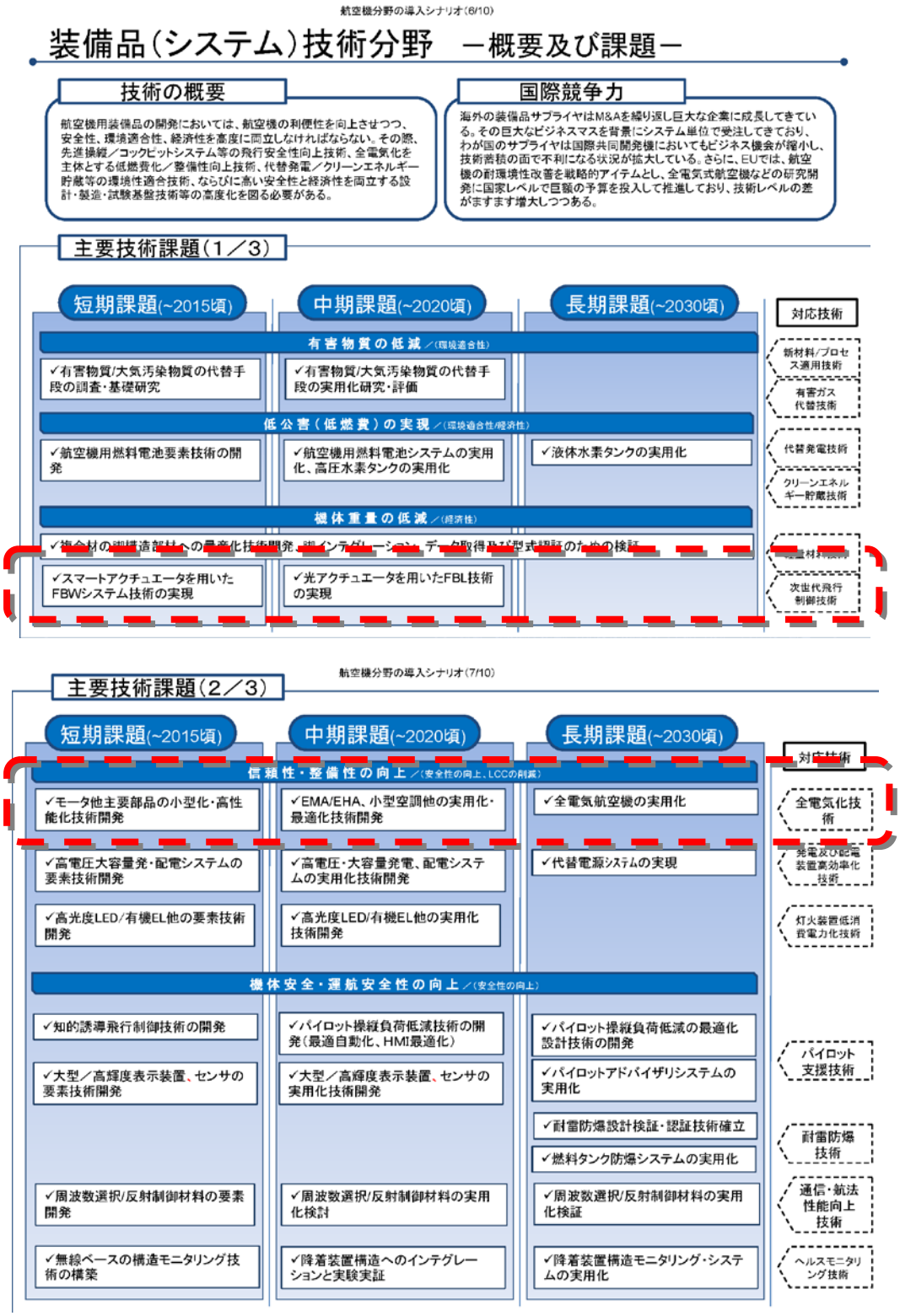
また、技術戦略マップにおいて目標達成のための主要技術課題として、図１－２に示すように「次世代飛行制御技術」に対応する「スマートアクチュエータを用いたFBW[1]システム技術の実現」、「全電気化技術」に対応する「モータ他主要部品の小型化・高性能化」「EMA[2]/EHA[3]、小型空調他の実用化・最適化技術開発」といったことが謳われており、本事業において研究開発に取り組む技術はこれらに合致したものとなっている。

[1] Fly-By-Wire
[2] Electro-Mechanical Actuator
[3] Electro-Hydrostatic Actuator



出所：技術戦略マップ２０１０

図１－１．航空機分野の導入シナリオ



出所：技術戦略マップ２０１０

図１－２．装備品（システム）技術分野 － 概要及び課題 －

１－３　国の関与の必要性

（１）国の事業としての妥当性

航空機産業は今後特に新興国の経済発展を背景として、需要が大幅に増加していくことが確実視されている分野である。欧米をはじめとして、中国のような経済成長の著しい新興国でも国の基幹産業の一つとして位置付けられようとしており、その技術開発や産業育成には国が密接に関与している。たとえば欧州では、欧州委員会が7年間で総額80億ユーロを投じる大規模な航空関連技術開発プロジェクトCleanSkyを実施中であり、国が巨額の予算を投じて研究開発を主導している一例を示すものである。

航空機技術は他産業への技術波及効果が大きく産業基盤全体の底上げにも繋がるため費用対効果が大きく、我が国においても航空産業を自動車産業に続く基幹産業の一つと位置付ける動きもあり、国が投資するに適した分野である。

一方で航空機のビジネスは投資から回収までの期間が他産業と比べて非常に長く、民間企業にとっては事業上の大きなリスクを伴う。経済面や制度面での国からの支援を含め、将来を見据えて官民一体となり継続的に技術開発に取り組むことが肝要であり、その意味でも国の関与は必須である。

（２）国民・社会のニーズとの整合性

近年の化石燃料枯渇の懸念や世界的な環境保護の機運の高まりから、燃料消費・排出物の削減への取り組みが求められている。過去数十年間、技術革新によって燃費・排出量は大幅に削減されてきたが、今後もさらなる改善が必要である。また、航空機の安全性は、乗り物として基本的かつ普遍的な要求事項である。今後、航空需要の増大に伴い、重大事故の発生件数を抑制するためにもさらなる安全性の向上が求められている。本事業の成果は航空機の燃費改善及び安全性の向上につながるものであり、社会の人々はより安全な交通手段としての航空機を利用できることとなるとともに、航空機が持続可能な社会に適合した基幹的交通インフラとしてその役割を果たしていくことに貢献するものであると言える。

２．研究開発目標

２－１　研究開発目標

本事業の研究開発の目標は、国内の完成機メーカ、装備品メーカ、及び大学が一体となり、次世代旅客機向け先進操縦システム及びその機体統合技術を開発することにより、次世代旅客機に適用する操縦システムの高信頼性確保・軽量化技術の開発・実用化の目処付けを行うことである。

次期国際共同開発機で求められる燃費低減を達成するためには、機体システム重量の軽量化が必要である。航空機製造業界における世界的動向は、油圧アクチュエータ、ポンプ、コントローラ、及び長大な油圧配管を機体各所に配置した旧来の油圧操縦システムから、電動アクチュエータの採用やシステムの簡略化により大幅な軽量化と高信頼性の確保を同時に実現しようとする方向へと進んでいる。

以上を踏まえ、本事業では下記を実施する。

１．機体構造と操縦システム関連要素技術の双方の設計目標・仕様の設定【平成 23 年度実施項目】

市場ニーズの最重要項目である低燃費化に応えるため、低抵抗化（薄翼化）、軽量化を実現する翼構造の構想検討を行い、構造仕様を設定する。設定した仕様に基づき、小型軽量かつ高信頼性を実現する操縦システムの構想検討を実施し、システム仕様を設定する。

２．システムコンポーネントのキー要素詳細設計【平成24年度実施項目】

１．で設定したシステムに含まれるコンポーネントのキー要素について詳細設計を実施するとともに、一部については供試体による基本機能実証を行う。

なお、当初計画では平成23～25年度にかけて操縦システムの各コンポーネントについて開発・評価を実施する予定であったが、計画変更により平成24年度で本事業が終了となったことを受け、特にキーとなる要素に絞った開発・評価を実施するように見直しを行っている（５－１項に関連記述）。キーとなる要素の選定にあたっては、構造検討とシステムアーキテクチャ検討の過程において実用化に向けてハードルとなる技術課題を明確化することで資源を集中投下すべき要素技術を絞り込み、削減予算・期間の下で最大限の成果が得られるようにしている。

２－１－１　全体の目標設定

全体の目標を表２－１に示す。

表２－１．全体の目標

目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
低燃費化に寄与する低抵抗化（薄翼化）、軽量化を実現する機体仕様に適合した操縦システムアーキテクチャを策定し、その実現に寄与する以下の要素技術の実用化の目途付けを行う。 1. 可変斜板EHA技術（スポイラ用可変斜板EHAのポンプ発熱抑制技術） 2. LBHA技術（Local Pump Unitの高効率モータ制御技術） 3. 操縦システム用将来データバス規格 各要素技術の目標については２－１－２参照のこと。 また、システム全体としての定量目標値として以下を設定する。 1. 重量25%削減（操縦、油圧、電源の各システム全体でのトータル） 2. 破局的故障の発生確率 10^{-12}回/時間以下を達成	市場ニーズの最重要項目である低燃費化に寄与する重量軽減、社会ニーズである安全性向上に応えるため、搭載システムにおいても想定将来機体仕様に合致した革新が求められる。 近年の航空機ではシステムの電動化が進みつつあり、将来操縦システムにおいては電動アクチュエータが一般的になると想定される。また、将来機では装備品間の通信ネットワークに適した新たな規格が求められると考えられる。この動向をふまえ、既存の電動アクチュエータに対して、発熱抑制の面で有利な可変斜板EHAや信頼性の面で有利なLBHAを採用し、さらに新たな通信規格（データバス規格）による差別化を狙う。 重量に関しては、燃費削減約1%に相当するものとして操縦システム操縦システム全体で25%減重量削減を目標とする。 また、信頼性については法令要求である破局的故障の発生確率10^{-9}回/Hに対して、大幅な改善を達成すべく10^{-12}回/時間を目指す。

２－１－２　個別要素技術の目標設定

前項の全体目標達成のための個別要素技術の目標として表２－２を設定した。

表２－２．個別要素技術の目標

要素技術	目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
可変斜板EHA技術開発 （スポイラ用可変斜板EHAのポンプ発熱抑制技術）	可変斜板EHAについて、150席クラス将来民間機の想定仕様を所与として、操縦システムアーキテクチャ検討から得られた耐環境性、耐熱性といった各種要求事項を満足しつつ、キー要素技術について実現の目途付けを行う。具体的には、モータコイル温度180℃以下、作動油温度135℃以下（最酷条件下において）を目標とする。	可変斜板EHAは、既存のEHAと比較すると原理的に高負荷時の発熱抑制が可能な新方式のアクチュエータであるため、発熱抑制効果の確認が最重要課題である。最酷条件である機体の緊急降下時を想定し、許容値を超えないことを目標として設定する。
LBHA技術開発 （高効率モータ制御技術）	LBHAについて、150席クラス将来民間機の想定仕様を所与として、操縦システムアーキテクチャ検討から得られた耐環境性、耐熱性といった各種要求事項を満足しつつ、キーとなる要素技術について実現の目途付けを行う。具体的には、モータ制御における損失を従来比20% 以上低減（駆動部発生損失）する。	LBHAは既存のEBHAと比較して、同一舵面に複数アクチュエータを装備した場合の同期が難しいという課題を克服できるため、将来性のある方式のアクチュエータである。要素技術としてはモータ制御効率化のため2-arm方式を採用する。原理的にスイッチング損失が1/3削減されるが、各相電圧の波形歪みによる損失増加等を差し引き、20%以上の損失低減を目標とする。

操縦システム用データバス規格開発	将来操縦システムに適した柔軟な冗長度管理が可能で、分散処理が可能なデータバス規格基本仕様を策定し、ハードウェア/ソフトウェア試験によって基本的機能・性能を実証する。	当初計画ではシステムアーキテクチャ策定の検討の中に含まれていた内容であるが、平成23年度の検討の中で次年度に取り組むべき技術課題として具体化した。近年のスマートアクチュエータの登場により、今後は分散処理型の操縦システムが登場すると考えられること、また、安全性向上のため既存規格よりも高冗長度に柔軟に対応できることが求められると考えられるため、これを目標として設定する

３．成果、目標の達成度

３－１　成果

３－１－１　全体成果

（１）次世代旅客機操縦システムアーキテクチャの策定

2020年代に登場すると想定される次世代150席クラス旅客機を想定し、市場からのニーズや電気化、薄翼化等の技術動向を加味した上で、各種アクチュエータの特徴・利点・欠点、動力の供給源のバランスや安全性への配慮、さらには操縦システムに適した新データバス規格の採用も踏まえ、次世代150席クラス旅客機における操縦システムのアーキテクチャを策定した。図３―１、３－２に想定した舵面構成とアクチュエータ配置を、図３―３、３－４にシステムアーキテクチャの概略図を示す。システムアーキテクチャについては2020年代ごろを想定した機体であるため、すべて電動化がなされるとは考えにくいため、各電動アクチュエータの特徴とメリットを考慮しつつ油圧システムと電源システムとの共存のバランスをとる構成としている。

また、定量目標値に対する結果としては以下を得た。

(a) 重量面では既存 150 席クラス旅客機と比較して、操縦システムと油圧システムの合計で約 23.3%の重量軽減効果が得られることを確認したが、目標である 25%の重量軽減にはわずかに達しなかった。更なる重量軽減を達成するためには例えば以下のようなことが考えられる。

- EHA/LBHA の形状の最適化
- アクチュエータ制御の Active-Active 化によるアクチュエータの軽量化
- 通信ラインへの光ケーブル、アルミ電線適用
- 電源ラインへのアルミ電線適用
- ネットワークスイッチの軽量化

(b) 安全面では各操縦軸の代表としてロール制御における破滅的故障の発生確率を算出し、既存150席クラス旅客機と比較して約3桁発生確率を低減(10^{-9}回/H から 10^{-12}回/H) できる見込みが得られた。

※今回検討の対象である電動アクチュエータ及びデータバスの適用に関連がない部分における特定の故障事象（①操縦装置のジャミング（固着）、及び②フライトコントロールコンピュータのエラー信号送信）の影響を排除している。

以上の事から、電動アクチュエータ及びデータバスを適用した操縦システム成立性の概略の目途は得られたと考える。今後更なる検討を行う事によって、機体の安全性、高効率化に向けて大きな改善効果が得られるものと考えられる。

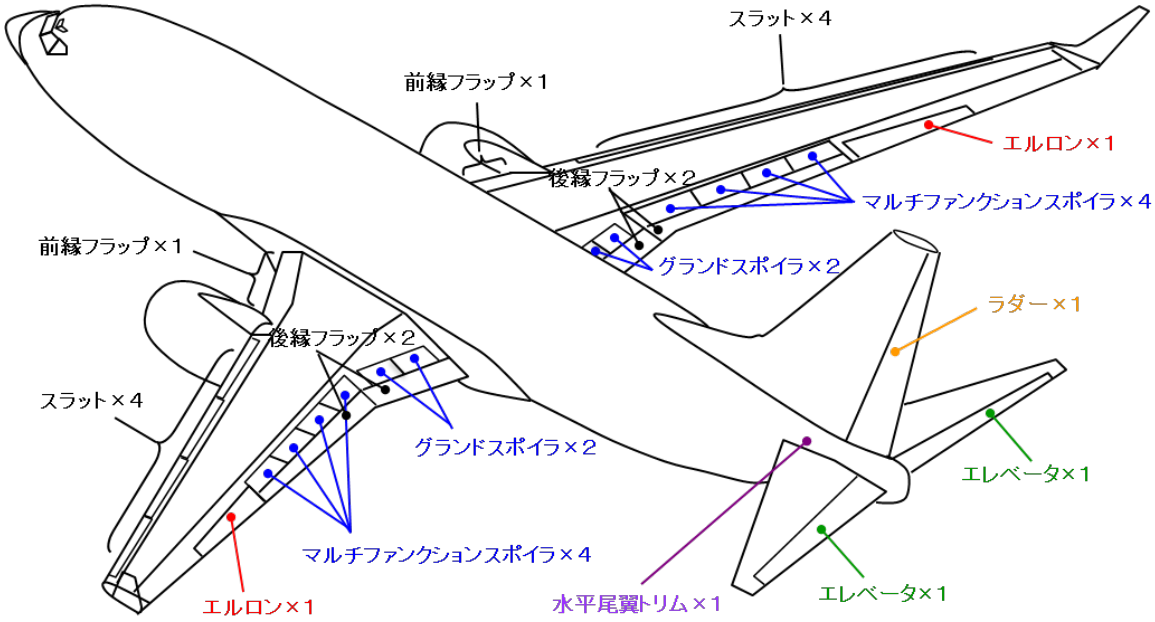


図３―１　舵面構成

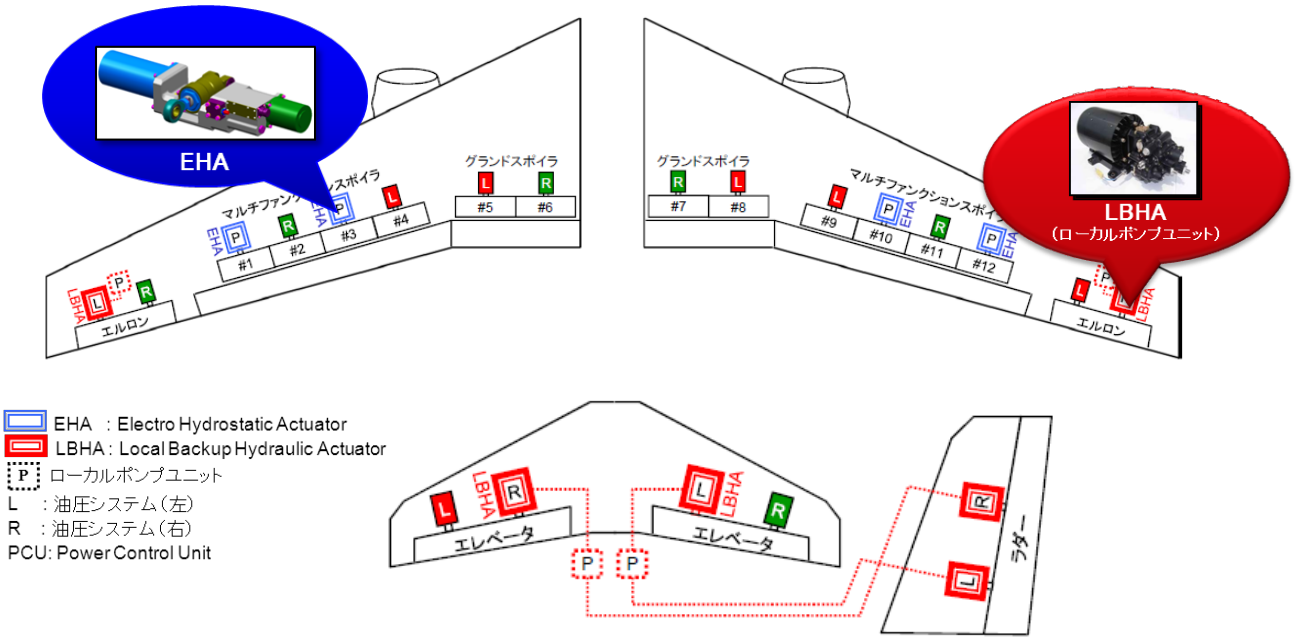


図３―２　アクチュエータ配置

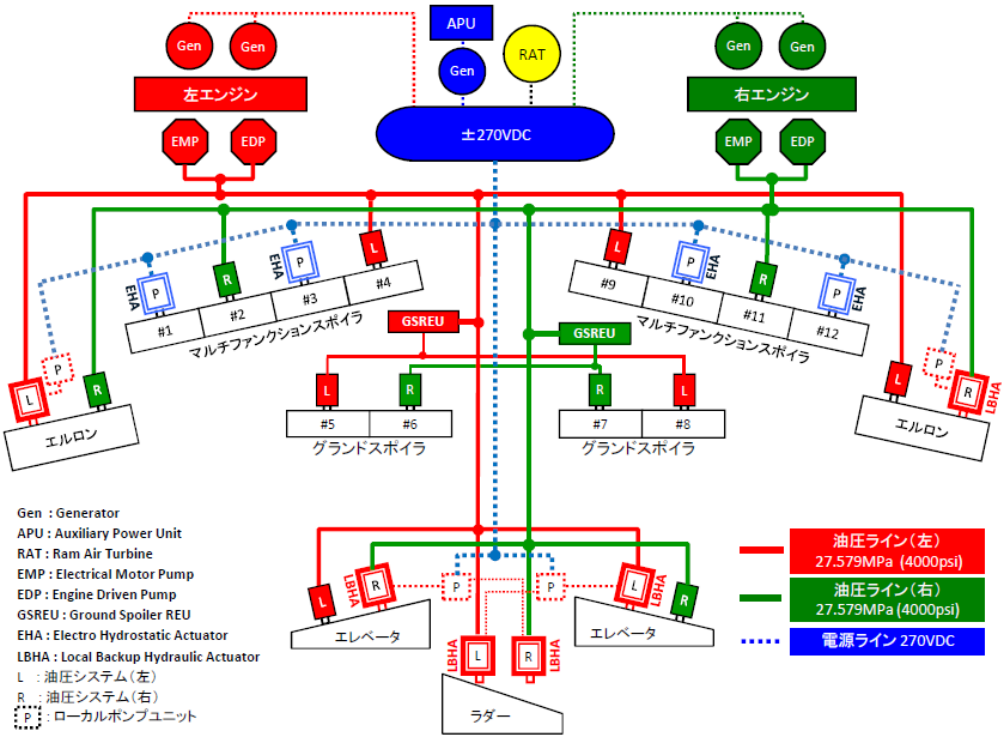


図３―３　システムアーキテクチャ（油圧・電源ライン）

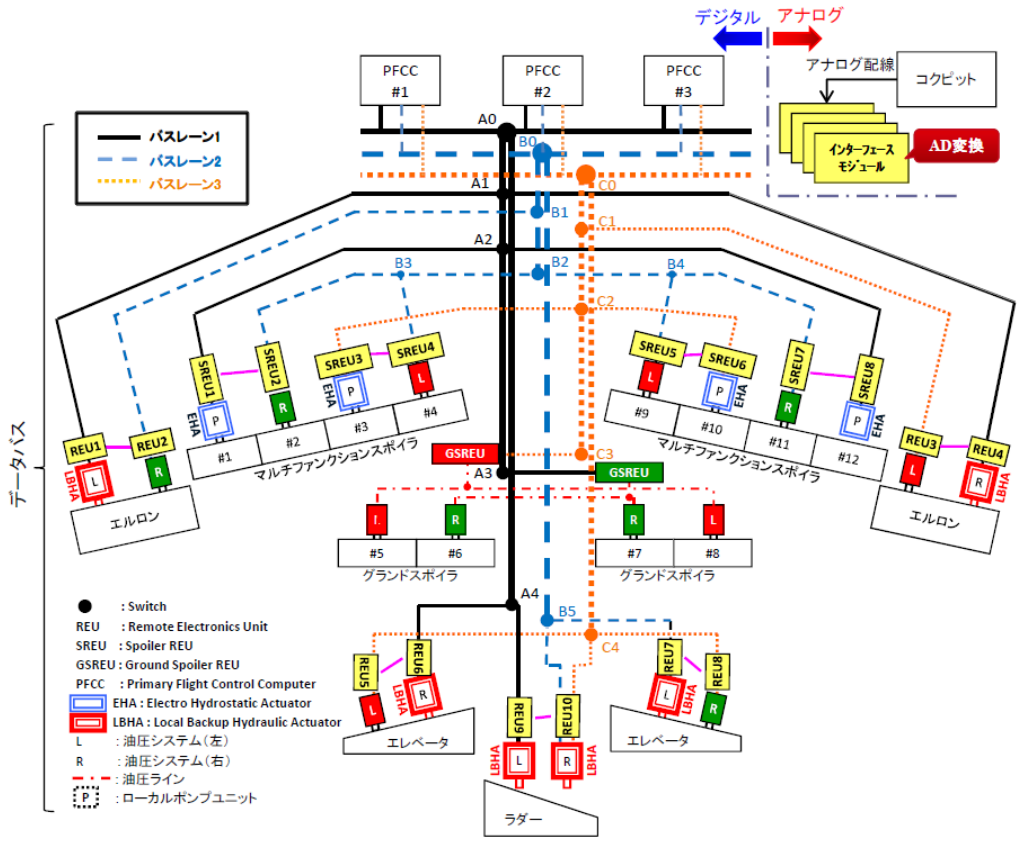


図３―４　システムアーキテクチャ（信号ライン）

３－１－２　個別要素技術成果

（１）可変斜板EHA技術開発（スポイラ用可変斜板EHAのポンプ発熱抑制技術）

次世代150席クラス旅客機の仕様に適合した、可変斜板EHAの構想設計を行った。設計にあたっては、DO-160Gの各環境項目に従いアクチュエータが装備される場所において想定される耐環境性に対する設計方針を設定した。また、機体への取り付け/取り外しなどエアラインにおける実際の整備においても困難なく実施できるよう配慮した。

設計結果に基づく計画図を図３－５に示す。また、性能要求や許容温度に対する適合性を確認し、すべて要求を満足することを確認した（表３－１）。また、強度についてはアクチュエータの荷重パスとなるシリンダ組立の主要部分について、強度検討を実施した。強度検討の結果、 MS (Margin of Safety) 値は全て0より大きくなり、検討したアクチュエータは十分な強度を持つことを確認した。

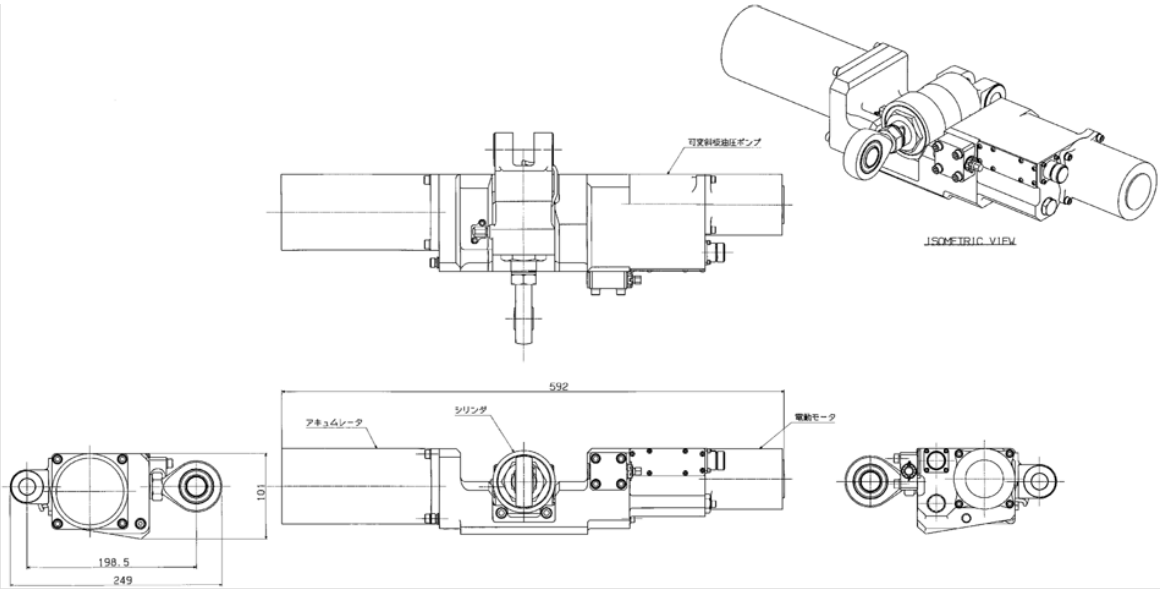


図３―５．可変斜板EHA計画図

表３―１．要求適合性

項目		要求値	検討結果	仕様適合性
ストローク		27.5 mm	27.5 mm	適合
最大出力	エクステンド方向	60439 N	75442 N	適合
	リトラクト方向	52133 N	54824 N	適合
無負荷最大速度		27.5 mm/s以上	30.5 mm/s	適合
動特性	45度位相遅れ	7 Hz以上 (3 %FS入力時)	8.3 Hz	適合

	ゲイン余有	8 dB以上	54 dB	適合
	位相余有	60 deg以上	78 deg	適合
静特性	直線性	1 %FS以下	1 %FS以下	適合
	スレッショルド	0.2 %FS以下	0.2 %FS以下	適合
	ヒステリシス	0.4 %FS以下	0.4 %FS以下	適合
許容温度	モータコイル	180℃以下	154.3℃	適合
	作動油	135℃以下	75.4℃	適合
	機体構造結合部	120℃以下	86.3℃	適合

FS: Full Stroke

また、設計結果を受けて、平成24年度には本アクチュエータの構成要素である可変斜板ポンプの詳細設計を実施した（図３－６、表３－２）。可変斜板ポンプを選定した理由としては、熱解析の結果、最も厳しい条件である機体の緊急降下を想定した作動での作動油の温度上昇の許容温度に対するマージンが、アクチュエータの作動パターンによっては小さくなることが想定される。ポンプの高効率化を図ることで、発熱量を低減することが可能となり、より大きなマージンの確保が可能となり、アクチュエータの信頼性向上につながると考えられるためである。

また、要求仕様に応じた基本設計が迅速にできるような設計ツール開発もしている。本設計ツールは、EHAに対する要求仕様、あるいは、ポンプに対する要求仕様から、ポンプの基本設計段階で導出する必要のある寸法等の諸元を設定するための計算を行う機能を有している。

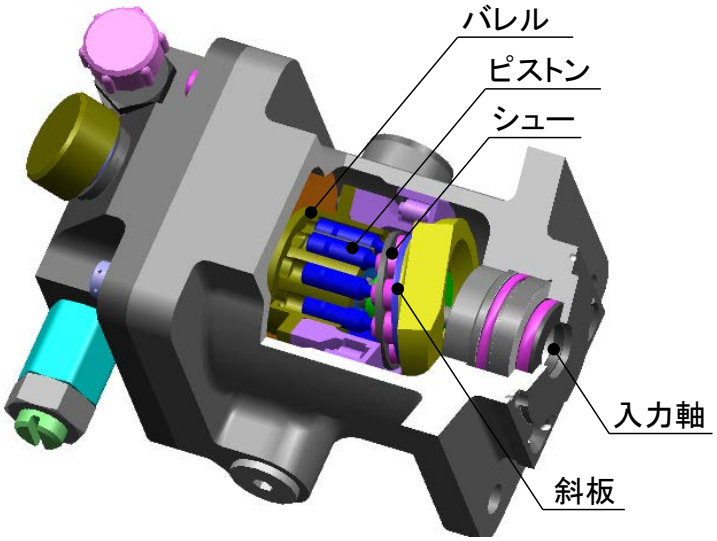


図３－６．可変斜板ポンプ供試体

表３－２．可変斜板ポンプ仕様

項目	要求値	設計結果	備考
定格圧力	27.579 MPa (4000 psi)	27.579 MPa (4000 psi)	平成 23 年度検討結果より設定
理論吐出流量	106166 mm^3/s 以上 (1.68 GPM 以上)	166667 mm^3/s (2.64 GPM)	平成 23 年度設定アクチュエータ諸元より設定
容積効率	目標 95 %以上	97.2 %	既存ポンプを参考に設定
理論駆動トルク	4.31 N･m 以下	4.17 N･m	平成 23 年度選定モータ最大トルク
全効率	目標 80 %以上	87.6 %	既存ポンプを参考に設定
全高	94.3 mm 以下	94 mm	平成 23 年度設定アクチュエータエンベロープ

（２）LBHA技術開発（高効率モータ制御技術）

LBHAについても、可変斜板EHAと同様に次世代150席クラス旅客機の仕様に適合するよう構想設計を行った。設計にあたっては、可変斜板EHAと同じくDO-160Gの各環境項目に従いアクチュエータが装備される場所において想定される耐環境性に対する設計方針を設定した。また、整備性の面でも機体に取り付けたまま通常の整備が実施可能なように構成要素の配置に配慮した。

設計結果に基づく計画図を図３－７に示す。また、性能要求に対する適合性、強度についても確認し、すべて要求を満足することを確認した。

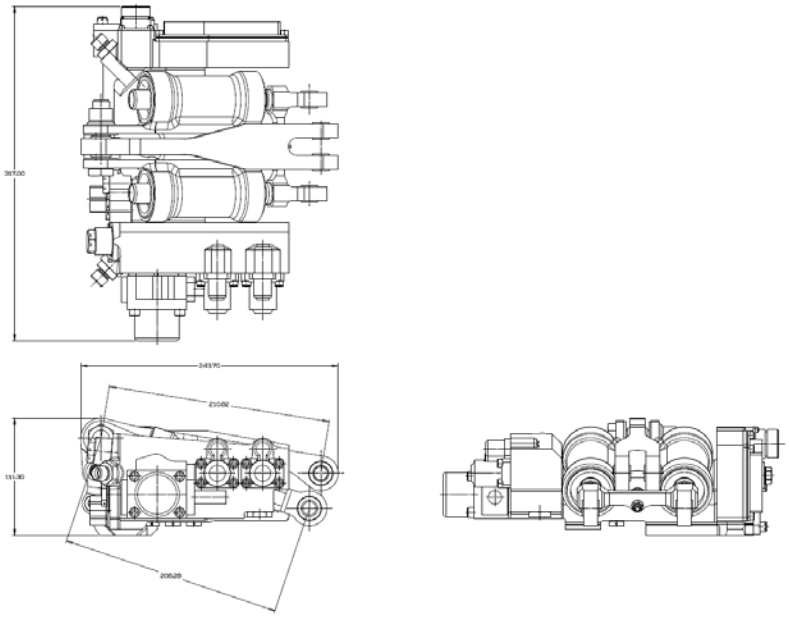


図３―７．　LBHA計画図

設計結果を受けて、以下の通りキーなる要素技術を３つ抽出した。

１．　高効率モータ制御アルゴリズム

２．　高効率デバイス

３．　センサレスモータ制御技術

これらのうち、発熱対策等に困難が予想されるモータドライバの小型化/高効率化に関してさらなる検討・評価が必要であると考え、先進性や実現性の観点から高効率モータ制御アルゴリズムを選定し、より詳細な研究を平成24年度に行う事とした。

従来からモータドライバにはPWM(Pulse Width Modulation)制御が採用されているが、このPWMを制御するアルゴリズムに、従来方式 (3arm制御方式)に対しスイッチング損失を削減が可能な2 arm制御アルゴリズムを採用することにより高効率化を図っている。図３－８に従来方式制御方式(3arm)と高効率制御方式(2arm)の違いによるスイッチングイメージの比較を示す。

電力負荷解析の結果（表３－３）に示す通り、2armの適用により駆動部の電力低減率が目標値である20%を達成できることを確認した。

また，モータドライバに対する熱解析から許容値を満足することを確認した。

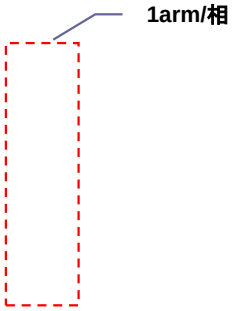


図３－８　3-arm制御方式と2-arm制御方式のスイッチングイメージの比較

表３－３．電力負荷解析結果

モータドライバ	定格時	
	3arm	2arm
270VDC	42W	33W
低減率	21%	

（３）操縦システム用データバス規格開発

下記の特徴を有する規格として基本仕様を策定した。また、汎用器材を用いてケーブル断線時の機能維持、故障検出等の基本機能確認を実施し、コンセプトの成立性の確認も行っている。

高冗長性

３重以上の冗長度に対応する。経路を冗長化し、ケーブルの断線等による空間的故障に対する信頼性を向上する。また、自動高頻度送受信によりデータを冗長化し、ノイズなどによる時間的故障に対しても信頼性を向上する。なお、経路冗長化による配線重量の増加を防ぐため、多元接続による配線の共有化を実施する。

簡易性

冗長化された装備品の制御や、将来予想される分散処理等の利用形態に対応したネットワークアーキテクチャとする。本規格では、データ指向である出版購読型モデルの採用により、通信の取扱いを容易化し、分散処理への対応を可能にする。また、グローバルクロックを必要としない非同期通信とすることで、簡素なシステムとし、時刻同期に関する故障検討を不要とする。

拡張性

イーサネット技術を基盤とする。COTSの採用により、開発・維持のコストを低減する。また、通信速度の向上に伴う将来技術の取り込みも容易になる

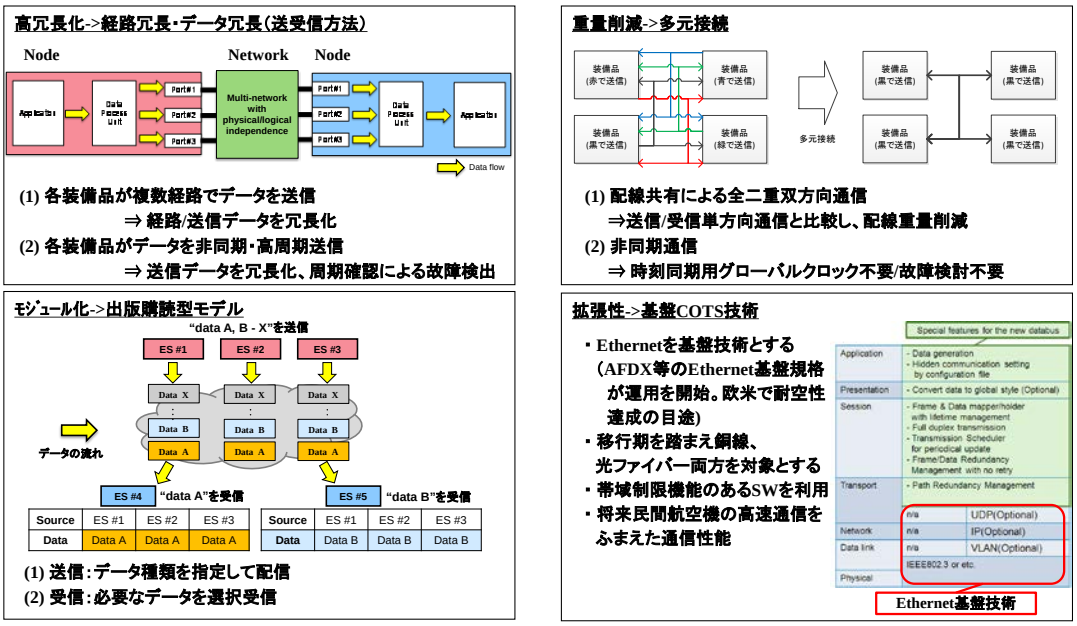


図３－９　新データバス規格概要

３－１－３　特許出願状況等

特許、論文等の件数及びそのリストを表３－４と表３－５に示す。平成24年度に特許を1件出願している。

また、発表としては成果の利用主体に対するプレゼンテーションと、主に学生を対象とした特別講義を実施した。

表３－４．特許・論文等件数

要素技術	論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
可変斜板EHA技術開発	0	0	0	0	0	0	0
LBHA技術開発	0	0	0	0	0	0	0
操縦システム用データバス規格開発	0	0	1	0	0	0	0
操縦システムアーキテクチャ策定	0	0	0	0	0	0	0
計	0	0	1	0	0	0	0

表３－５　論文、投稿、発表、特許リスト

	題目・メディア等	時期
論文	なし	-
投稿	なし	-
発表	ボーイング・ジャパン社 「 More-Electric Flight Control System Study for Next Generation Commercial Transports」	H23.11
	米国Boeing社 「 More-Electric Flight Control System Study for Next Generation Commercial Transports」	H24.2
	米国Parker Hannifin社 「 More-Electric Flight Control System Study for Next Generation Commercial Transports」	H24.2
	米国Moog社 「 More-Electric Flight Control System Study for Next Generation Commercial Transports」	H24.2
	名古屋大学特別講義 「先進フライトコントロールアクチュエーションシステム研究開発」	H24.3
	東京大学航空イノベーション研究会：航空機電動化ワークショップ 「航空機開発と電動化の動向」※一部に本研究内容を含む	H25.12
	名古屋大学：名古屋飛行システム研究会 「航空機開発と電動化の動向」※一部に本研究内容を含む	H26.6
特許	「航空機の通信システム、航空機の通信方法及び通信機器」(特願2013-006482)	H25.1

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	達成度
可変斜板EHA技術開発（スポイラ用可変斜板EHA	可変斜板EHAについて、150席クラス将来民間機の想定仕様を所与として、操縦システムアーキテクチャ検討か	次世代150席クラス旅客機の仕様に適合した、可変斜板EHAの構想設計を実施して計画図初度版	達成

のポンプ発熱抑制技術）	ら得られた耐環境性、耐熱性といった各種要求事項を満足しつつ、キー要素技術について実現の目途付けを行う。具体的には、具体的には、モータコイル温度180℃以下、作動油温度135℃以下（最酷条件下において）を目標とする。	を作成した。また、キー要素としてスポイラ・アクチュエータ用可変斜板ポンプを選定し、供試体詳細設計及び熱解析を行い、左記の目標値を満たすことを確認した。	
LBHA技術開発（高効率モータ制御技術）	LBHAについて、150席クラス将来民間機の想定仕様を所与として、操縦システムアーキテクチャ検討から得られた耐環境性、耐熱性といった各種要求事項を満足しつつ、キーとなる要素技術について実現の目途付けを行う。具体的には、モータ制御における損失を従来比20% 以上低減（駆動部発生損失）する。	次世代150席クラス旅客機の仕様に適合した、LBHAの構想設計を実施して計画図初度版を作成した。また、キー要素のとして高効率モータ制御アルゴリズムを選定し、2-arm制御方式によって左記の目標値が達成できることを電力負荷解析によって確認した。	達成
操縦システム用データバス規格開発	将来操縦システムに適した柔軟な冗長度管理が可能で、分散処理が可能なデータバス規格基本仕様を策定し、ハードウェア/ソフトウェア試験によって基本的機能・性能を実証する。	高冗長や分散処理に対応した規格として基本仕様を策定した。また、汎用器材を用いてケーブル断線時の機能維持、故障検出等の基本機能確認を実施し、コンセプトの成立性を確認した。	達成
将来操縦システムアーキテクチャ策定（全体目標）	150席クラス民間機の想定仕様に基づき、可変斜板EHAとLBHAを適用した操縦システムの基本アーキテクチャを策定し、重量25%削減と破局的故障の発生確率10^{-12}回/H以下の実現に向けた見通しを得る。	150席クラス民間機の想定仕様に基づき、可変斜板EHAとLBHAを適用した操縦システムの基本アーキテクチャを策定した。既存操縦システムと比較して重量は23.3%の削減、破局的故障の発生確率は10^{-12}/Hを達成する見込みを得た。重量についてはわずかに目標には達しなかった。	一部達成

４．事業化、波及効果について

４－１　事業化の見通し

近年の旅客機開発では、完成機メーカはリスク分散を一つの目的として世界中の様々なメーカとのパートナーシップによって開発・生産を分担する形態をとることが一般的趨勢である。完成機メーカは新技術導入と共にシステムの高い信頼性を装備品メーカに求めるため、日本の装備品メーカが次期国際共同開発機プログラムに参画するためには、必要な技術の先行開発により新技術に対する事前の実証や実績を得ることが非常に重要である。

これを踏まえ、本研究成果を基にした事業化について、アクチュエータ及びデータバス規格についてそれぞれ以下のシナリオを想定している。

（１）アクチュエータ要素技術開発（可変斜板EHA及びLBHA）

事業完了時点においてはキー要素の実証が完了した状態だが、事業化（製品化）につなげるためには今後さらに開発を進めてアクチュエータ全体としての実証により技術成熟度を向上させる必要がある。ゆえにBoeing等完成機メーカとの共同研究化も視野にいれつつも、まずは社内での技術開発を継続していく。

事業化の段階としては、まずは要素だけでの事業化が考えられる。別の有力アクチュエータメーカからキー要素を受託して供給、そのメーカがアクチュエータとして取り纏め間接的に完成機メーカに対して供給するという枠組みである。さらに、この間に平行して技術開発を継続して技術成熟度を高めておき、要素の供給実績を足掛かりとして次の開発機においては完成機メーカに対して直接供給を行うという展開も可能になると考えている。このシナリオについては、米国のアクチュエータメーカであるParker社、Moog社に対してすでにプレゼンテーションを実施していることから足掛かりは存在すると考えている。

（２）データバス規格

これまでのデータバス規格の開発の歴史をみると、完成機メーカ、アビオニクスメーカらが共同して作りあげており、本事業において開発するデータバス規格についても同様のステップを踏むことを想定している。つまり、規格案が出来上がった段階で、完成機メーカやアビオニクスメーカを巻き込んだ共同研究へと繋げ、実環境での実証を含めた取り組みを推進していくことを想定している。規格は特許化することで他社による流用から保護し、ライセンス料の徴収によって収入を得るか、あるいはアクチュエータと組み合わせて、上記のアクチュエータを先行的に本規格に対応させるよう開発を進めておくことでアク

チュエータ受注の後押しとすることを検討している。
　また別のシナリオとして、ＭＲＪに次ぐ次期国産旅客機の開発が実現した場合、独占的にこのデータバス規格を提供することで競合他機種との差別化要素として売上への貢献要素となることも可能と考える。

４－２　波及効果

　宇宙航空研究開発機構より、同機構が開始した研究開発プロジェクトに対して本事業成果の活用の打診を受けるなど外部から本事業成果に対する関心も得られている。同機構は航空機の舵面制御による突風応答軽減技術開発を目指しており、そのために高応答アクチュエータを必要としている。本事業においてアクチュエータ構想設計上の要求仕様の一つとしていた、荷重軽減技術に適応するための高応答性がこの要求に合致した。また、データバス規格についても同プロジェクトの「航空機の安全運航に寄与する」という趣旨に合致したものであり、同様に関心が得られた。このように本事業で得られた成果が他技術の実現に貢献することで、さらに技術成熟度の向上にも繋がる結果が得られることとなる。

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

本事業は平成23年度から平成25年度までの3年間の予定でスタートしたが、2012年8月に、委託元である経済産業省から2年間を以って本事業を終了するとの方針を受け、2年間で成果を纏めるべく計画の見直しを実施した（表５－１）。なお、見直し後計画は2012年9月に経済産業省より承認を受けている。当初計画からの主たる変更点は、アクチュエータの詳細試験方案作成の割愛、新データバス規格の基本機能試験の前倒しである。

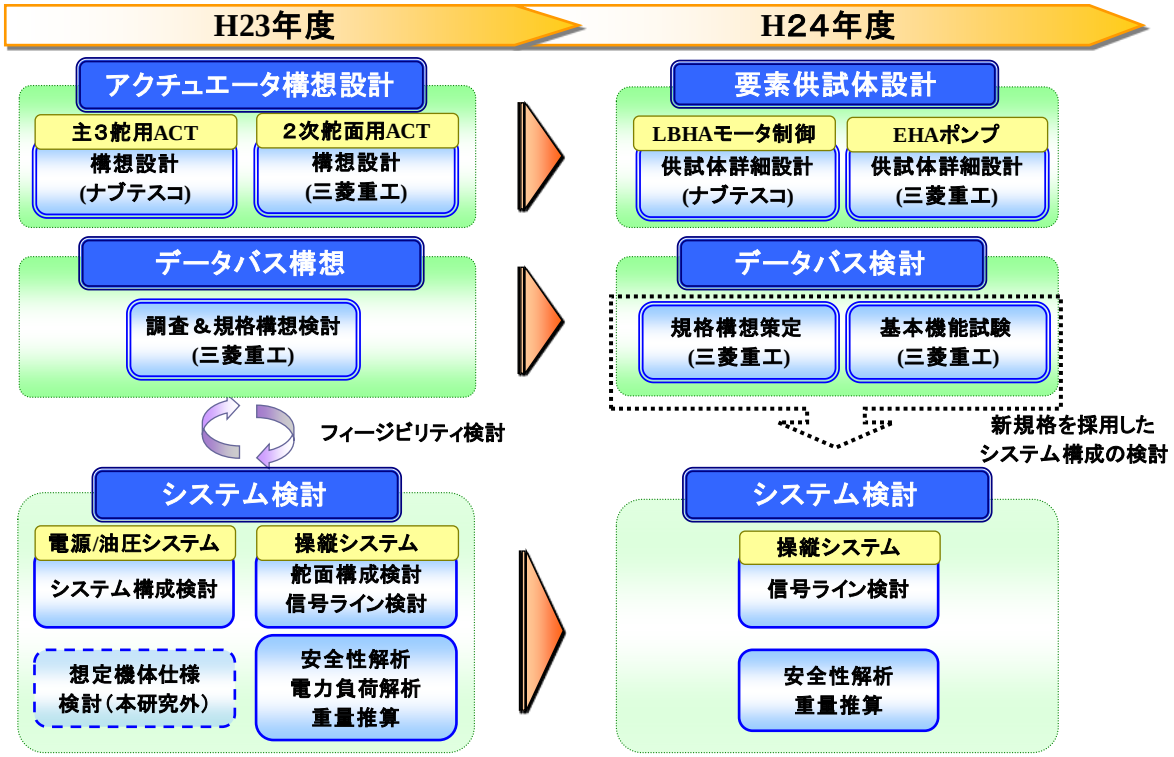


表５－１．研究開発計画（見直し後）

以下に、各要素技術の計画概要を記す。

１．アクチュエータ要素技術

１－１　可変斜板EHA技術開発

可変斜板EHAコンセプトの技術実証を行い、技術成熟度の向上を達成する。

平成23年度は150席クラス将来旅客機に想定される仕様に基づき、２次舵

面それぞれに可変斜板EHAを適用した場合のアクチュエータの構想設計を行う。また、構想設計の中で明らかとなった主たる技術課題に対する技術実証のための要素選定を行う。平成24年度は選定した要素（スポイラ・アクチュエータ用可変斜板ポンプ）に対して詳細設計を行う。

１－２　LBHA技術開発

LBHAコンセプトの技術実証を行い、技術成熟度の向上を達成する。

平成23年度は150席クラス将来旅客機に想定される仕様に基づき、１次舵面それぞれにLBHAを適用した場合のアクチュエータの構想設計を行う。また、構想設計の中で明らかとなった主たる技術課題に対する技術実証のための要素選定を行う。平成24年度は選定した要素（高効率モータ制御技術）について構想具体化と解析による効果確認を行う。

２．操縦システム用データバス規格開発

既存の操縦システム用データバス規格の課題を解決する新たな規格を開発する。

平成23年度は技術調査及び予備構想検討を実施し、平成24年度に規格原案の策定と研究室レベルでの基本機能・性能実証試験を行う。

なお、データバス規格策定は当初計画の中では明確には規定されていなかったが、システム検討とアクチュエータ技術に係る技術調査の結果、技術的展望が得られたため新たな要素技術開発のテーマとして、平成24年度から追加した案件である。

３．操縦システムアーキテクチャ策定

可変斜板EHA、LBHA及び新データバスを採用した将来操縦システムのアーキテクチャを策定し、システムとしての成立性の検証及び重量削減効果や信頼性向上等を検証することで、本研究において開発する技術が有効であることを確認する。

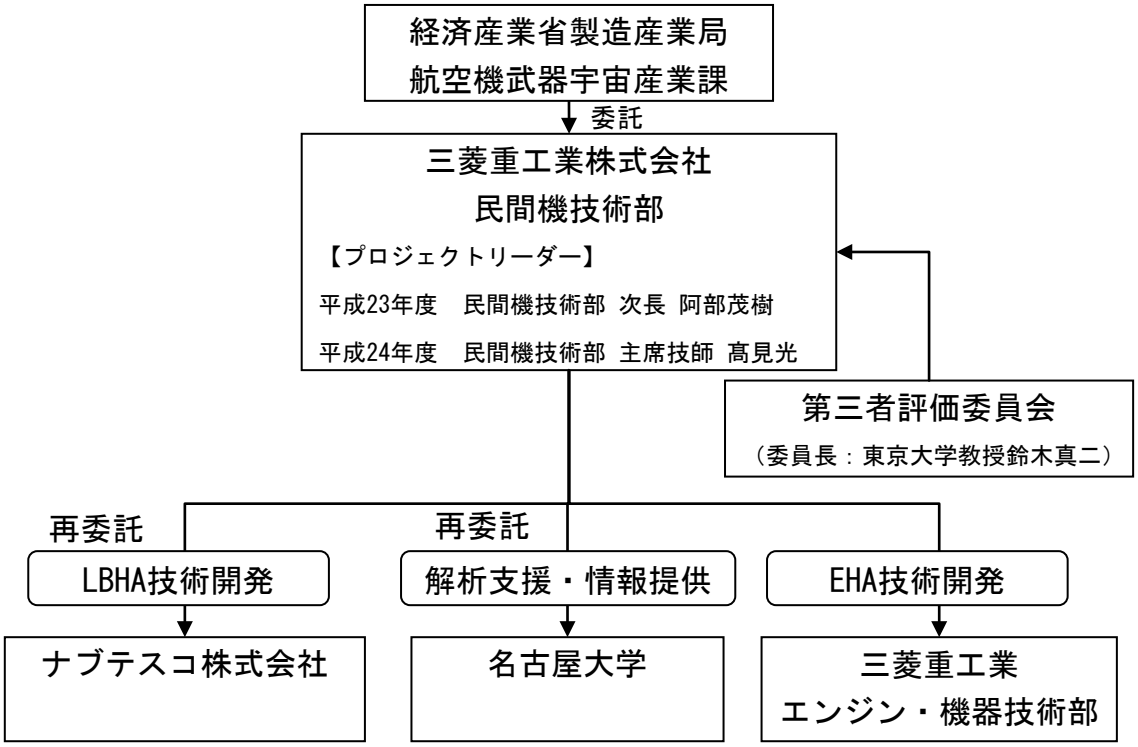
平成23年度は150席クラス民間機を対象とし、可変斜板EHA、LBHAを採用した操縦システムアーキテクチャを策定し、成立性・有効性の検証を行う。平成24年度はさらに新データバス規格を適用したシステムアーキテクチャへと高度化し、成立性・有効性の検証を行う。

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三菱重工業株式会社が経済産業省からの委託を受け、再委託先としてナブテスコ株式会社及び独立行政法人名古屋大学の参加の下に研究開発を実施している（図５－１）。

また、研究開発の実施に当たっては、研究開発を統括するためのプロジェクトリーダーを設置するとともに、実施内容、成果及び今後の計画の評価のため、東京大学鈴木真二教授を委員長とする第三者評価委員会を設置した。

図５－１．研究開発実施体制



（１）実施体制

プロジェクトリーダーには三菱重工業航空宇宙事業本部民間機事業部民間機技術部の阿部茂樹を指名した。同氏はこれまでBoeing787主翼、MRJ開発等に従事し幅広く航空機技術及びプロジェクト管理に精通した人物であり、本事業の責任者として適任である。プロジェクトリーダーの下で全体の進捗管理や予算管理、契約等諸事の担当者をアサインし関係先との窓口を一本化することで円滑な運営ができる仕組みとしている。なお、平成24年度は同氏の転勤に伴い、三菱重工業航空宇宙事業本部民間機事業部民間機技術部の髙見光をリーダーとする体制に変更している。同氏も広く航空機技術に精通しており、後任として適任である。

実施体制としては、完成機メーカであり全機インテグレーションに関する知

見を有する三菱重工民間機技術部が取り纏め、機器メーカであるナブテスコと三菱重工エンジン・機器技術部がそれぞれ異なるアクチュエータ技術開発を、名古屋大学が解析作業支援と技術情報提供を担当することで、各々の得意分野を生かした役割・作業分担となっている。さらに、航空分野の研究における第一人者である東京大学鈴木教授を委員長とする評価委員会より、事業について評価を受けることで事業の客観的妥当性を確保できるような体制となっている。

また、実施にあたっては関係者間で常に最新の情報を共有するオープンな風土を作り、課題に対しては直ちに対処・解決できるよう密に連携して事業を遂行した。

（２）成果の広報活動

成果の主たる売り込み先と想定している米国Boeing社、及び同社日本法人のボーイング・ジャパンに対して事業概要のプレゼンテーションを実施し周知を図った。先方からは、今後も研究成果の情報提供をしてほしい旨コメントを受け、本事業に対する関心が伺えた。また、他にも米国のアクチュエータメーカであるParker Hannifin社、 Moog社に対しても概要紹介を行った。同業他社であり競合相手にもなる一方でBoeing機種での採用実績が豊富であり、本事業成果を活用した協業の道も可能性として考えられることから事業概要を紹介した。以上のように将来の事業化に向けた足場固めを推進している。

５－３　資金配分

各開発要素の資金配分は表５－２に示す通りとなっている。配分に当たっては、各担当組織での実施内容・作業規模を取り纏め役である三菱重工が精査し、各組織と調整の上で決定しており、その配分は妥当であると考える。なお、所定の成果を達成するにあたって表５－２の金額で不足する分については、各社それぞれ自社からの研究費を拠出して金額を上乗せして研究を遂行している。

表５－２．資金配分　　（単位：百万円、税抜）

年度　　平成	２３	２４	合計
可変斜板EHA開発	23.5	20.5	44.0
LBHA開発	39.9	31.2	71.1
操縦システムアーキテクチャ及びデータバス規格開発	22.2	17.5	39.7
外部評価・調査等	8.5	8.9	17.4
合計	94.1	78.1	172.2

５－４　費用対効果

アクチュエータに対する要求仕様やシステム妥当性・重量削減効果検証等の各種解析において、既存機の仕様や技術データを活用することで大幅に作業量を削減した。これらの検討をゼロからスタートする場合、作業リソースを圧迫し全体スケジュールへの悪影響も予想されるため、投入したリソースに対して成果を最大化する効果的な進め方であったと考える。

５－５　変化への対応

航空機の機体システムを電動化することで軽量化や安全性の向上を実現しようとする業界全体の動向に変化はなく、本事業の計画修正は必要なかった。

１－４　環境適応型航空機用エンジン研究開発

目　次

１．事業の目的・政策的位置付け..... 106
１－１　事業の目的..... 106
１－２　政策的位置付け..... 106
１－３　国の関与の必要性..... 108

２．研究開発目標..... 109
２－１　研究開発目標..... 109
２－１－１　全体の目標設定..... 109
２－１－２　個別要素技術の目標設定..... 114

３．成果、目標の達成度..... 116
３－１　成果..... 116
３－１－１　全体成果
３－１－２　個別要素技術成果
３－１－３　特許出願状況等
３－２　目標の達成度..... 140

４．事業化、波及効果..... 142
４－１　事業化の見通し..... 142
４－２　波及効果..... 146

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等..... 148
５－１　研究開発計画..... 148
５－２　研究開発実施者の実施体制・運営..... 150
５－３　資金配分..... 151
５－４　費用対効果..... 152
５－５　変化への対応..... 152

１．事業の目的・政策的位置付け

１－１　事業目的

大きな技術波及効果によって環境をはじめ、情報、材料等の分野に高付加価値を生み出す航空機関連技術について、材料・構造・システム関連等の中核的要素技術力を一層強化・保持するとともに、機体及びエンジンの完成機関連技術を強化することを目標とする、航空機・宇宙産業イノベーションプログラムの一環として本プロジェクトを実施する。

航空機用エンジンは過去一貫して低燃費化の傾向にあることに加え、昨今のエアライン競争の激化等に起因する極めて厳しい経済性要求に対応するため、将来的にも一層の高性能化が求められる。一方で、航空需要の伸びに伴い地球温暖化等の地球環境問題やエネルギー問題への対応が喫緊の課題になりつつあり、エネルギーの使用の合理化や今後ますます厳しくなる環境要求に対応した技術開発の必要性が強く認識されている。

特に小型航空機用エンジンは、中・小のエアラインで使用されることが前提となるため、上記の高性能化、環境適応性の各要求に加え低コスト化の要求が厳しく、これら全ての要求を満足するための技術開発が極めて重要となる。

本プロジェクトは、エネルギー需給構造の高度化を図る観点から行うものであり、従来の航空機用エンジン技術の延長線上から飛躍的に進んだ技術を適用することにより、エネルギー使用効率を大幅に向上し、かつ低コストで環境対策にも優れた次世代小型航空機用エンジンの実用化に向けた技術を開発することを目的とする。

一時期よりも燃料価格は、高止まりの状況が続いており、中長期的には、エネルギー需要の増加に伴う高騰が予想されている。また、地球温暖化対策の必要性が高まり、低炭素社会への移行が求められている。従って、エネルギー使用効率を大幅に向上させ、環境対策にも優れた本技術開発の方向性はますます重要になっていると考えられる。

１－２　政策的位置付け

本研究開発は、経済産業省の「航空機・宇宙産業イノベーションプログラム」のもとで実施されている。このプログラムは、今後、市場規模の拡大が見込まれるとともに、その先端的な部品、材料、システム技術の波及効果を通じて我が国製造業全体の高度化をもたらし、また安全保障上の重要な基盤である航空機産業に関連する技術開発を積極的に推進することを目的としている。このプログラムのもと本研究開発はエンジン高性能化と環境適応性向上のためのエンジン要素技術の開発とシステムインテグレーション技術の開発および実証試験を通じてエンジン完成機開発能力の獲得を目指しており、同プログラムの中に適切に位置付けられている。本研究開発が所期の成果を達成することにより、

プログラムの目的の実現に大きく貢献することが期待される。

また、航空機分野の技術戦略マップのなかで、我が国航空機産業が目指すべき方向性として、我が国主導の民間機開発の実現、国際共同開発における地位の維持・拡大が挙げられている。我が国主導の民間機開発の実現では、国際共同開発における役割向上にとどまらず、必要な技術的優位性を確保する等を通じ、我が国が50%以上の役割分担を担うエンジンの開発を進めることとされている。国際共同開発においては、我が国は9%～30%のシェアで共同開発に参加するなど一定の役割を担うようになってきているが、必要な要素技術での優位性を獲得し、質の面でもより高度な役割を担うこととされている。この目指すべき方向性のもと定められた図1-2-1の「航空機分野の導入シナリオ」に本研究開発は適切に位置付けられている。

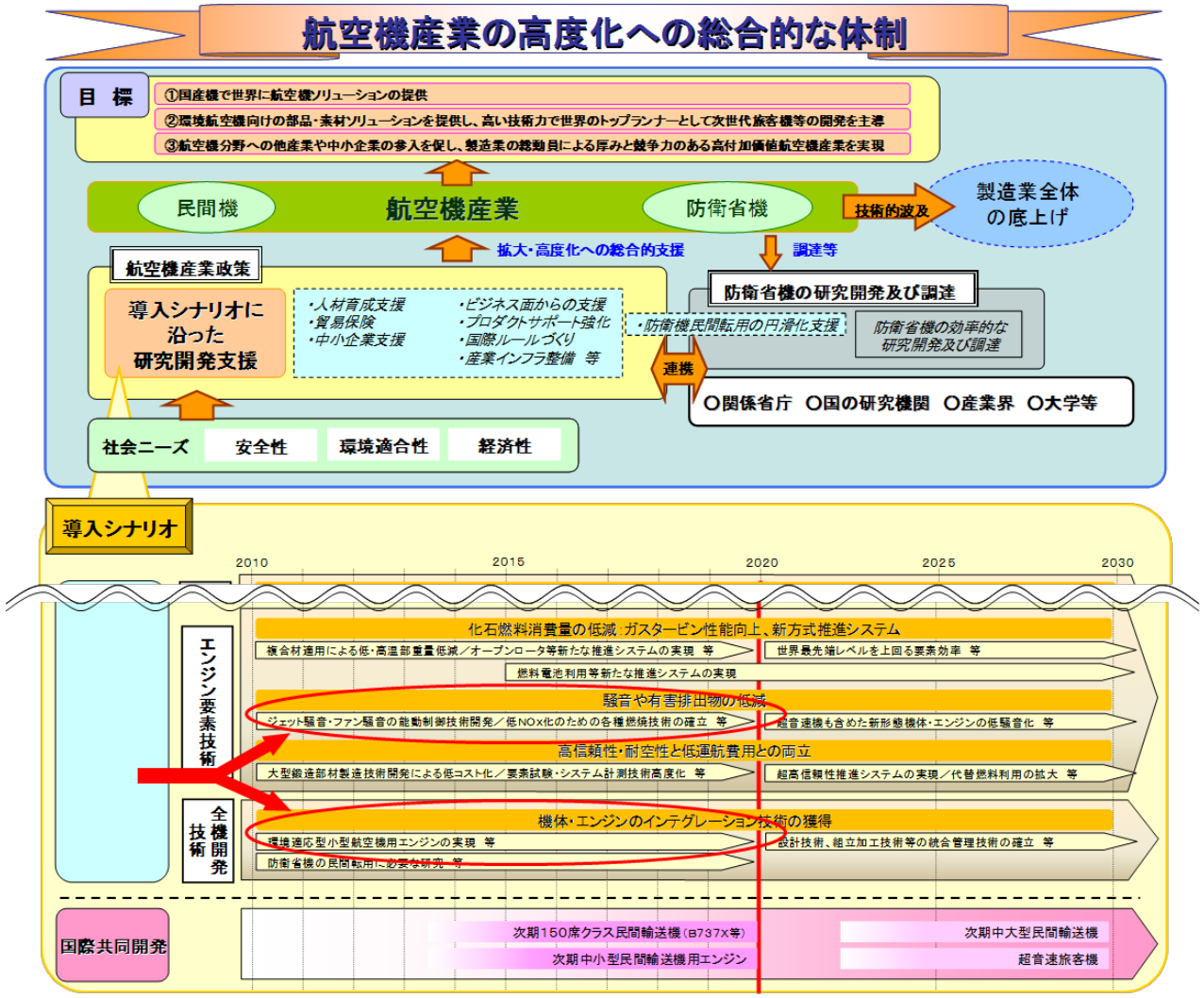


図1-2-1　航空機分野の導入シナリオ（経済産業省　技術戦略マップ2010）

１－３　国の関与の必要性

航空機用エンジンは過去一貫して低燃費化の傾向にあるが、昨今のエアライン競争の激化等に起因する極めて厳しい経済性要求に対応するため、将来的にも一層の高性能化が求められる。特に、小型航空機用エンジンは、中小のエアラインで使用されることが前提とされるため、上述の高性能化要求、環境適応性要求に加えて低コスト化に対する要求が厳しく、これらすべてを満足するための技術開発が極めて重要となる。

航空機用エンジン開発には、開発費が膨大かつ投資回収期間が極めて長いという“事業リスク”を伴うが、本研究開発で取り組む小型航空機用エンジンには、高性能化・低コスト化（直接運航費用の低減）と環境適応性を同時に満足する、従来の延長線上に無い革新的な技術コンセプトを適用することが不可欠であり、数々の技術的挑戦が必要とされる。さらに、近年の我が国の航空機用エンジン開発の蓄積をさらにステップアップすべく、本研究開発は、我が国主導の民間機用エンジンの完成機開発能力の獲得を狙いとしているが、ここでは、市場ニーズやコストをシステムに反映しつつ革新的な技術コンセプトを最適統合する、高度なインテグレーション技術の確立が必要とされる。このため、長期にわたる巨額の投資を必要とし民間企業のみでは抱えきれない膨大な開発リスクを伴う。加えて、変動することが十分予想される１０年先以降の将来市場を見通しての技術開発でもあり、民間企業では直ちに取り組み難い状況にある。

更に、本研究開発の成果は、小型民間機用エンジンのみでなく広く中大型の民間機用エンジンや発電用ガスタービン等に適用され、その熱効率を大幅に改善し、もって石油消費量の削減に貢献することが予測され、エネルギーセキュリティー及び地球温暖化対策の国策の推進に貢献でき、エネルギー需給構造高度化対策として重要な政策的位置付けにある。

航空機用エンジン技術の維持向上は自国の安全保障上重要であること、ならびに国家の戦略的産業技術との位置づけから、欧米先進各国では政府が相当規模の支援を行っている。我が国においても過去、通商産業省工業技術院の「大型工業技術開発制度」のもと、「航空機用ジェットエンジンの研究開発」で高バイパス比ターボファンエンジンFJR710エンジンの研究開発を行い、得られた研究成果がその後の国際共同開発となるV2500エンジン事業の成功へと繋がっている。また、「超音速輸送機用推進システム研究開発(HYPR)」、「環境適合型次世代超音速機用推進システムの研究開発(ESPR)」の両プロジェクトを実施し、航空機用エンジン基盤技術の整備に取り組んできた。今後、欧米先進国と対等あるいは我が国主導の国際共同開発の実現に向け、我が国の航空機産業をより発展させていくためには、継続的な国の支援が重要である。

また、航空機用エンジン技術は材料、構造/制御/空力/電子技術等のシステム

統合分野であり、得られた成果は極めて広範囲な産業分野への波及が期待される。以上のことから、本研究開発は国が関与すべき事業であると考えられる。

２．研究開発目標

「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」プロジェクトの全容を示すために、（独）新エネルギー・産業技術総合開発機構（以降、ＮＥＤＯ）の助成事業で実施している同プロジェクトの研究開発目標、全体目標の設定について示し、併せて平成２４年度補助事業（本技術評価の対象）について記載する。

２－１　研究開発目標

航空機用エンジンは、昨今のエアライン競争の激化等に起因する厳しい経済性要求に対応するため、将来的にも一層の高性能化が求められる。一方で、騒音問題に加え、地球温暖化等の地球環境問題への対応が課題となっており、エネルギー使用の合理化や今後ますます厳しくなる環境要求に対応した技術開発の必要性が強く認識されている。さらに、小型航空機用エンジンは、中・小のエアラインで使用されることが前提とされるため、高性能化要求、環境適応性要求に加えて低コスト化、整備費用低減に対する要求が厳しい。

本研究開発では、これら全ての要求を満足するために、取得コスト削減、整備費用削減、燃料消費量削減を狙いとする直接運航費用低減技術、ならびに、軽量・低コスト化と低騒音化、低ＮＯｘ化をバランスよく満足させることを狙いとする環境適応技術を開発する。並行して、これらの技術をエンジンシステムとして統合するために必要となるインテグレーション技術を開発する。

２－１－１　全体の目標設定

① エネルギー使用効率を大幅に向上する構造設計技術（シンプル化技術）
② 騒音、ＮＯｘ等の環境負荷対応に優れた環境対策技術
③ 予知的ヘルスモニタリング等のインテリジェント化技術
④ 高効率要素設計技術等の高性能化技術

といった要素技術を開発するとともに、それらを取り入れた小型航空機用エンジンの全機インテグレーションを目指す。

本プロジェクトは、図2-1-1-1に示すとおり第１期から第３期で構成される。以下に各期の目標を示す。

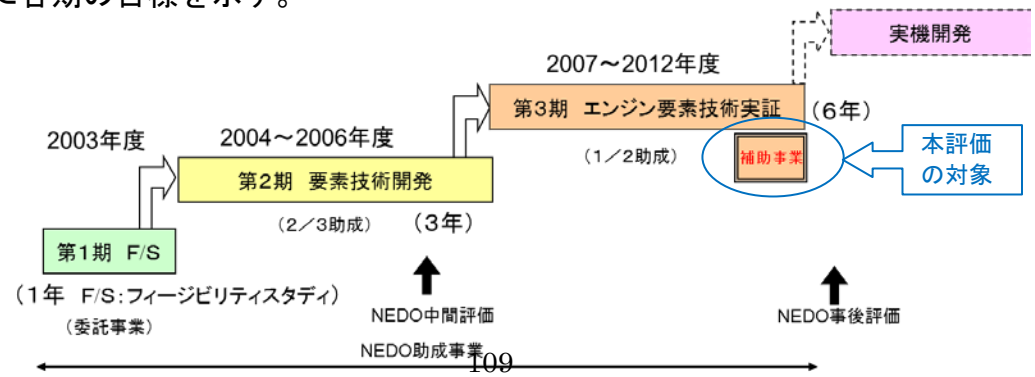


図2-1-1-1　全体計画

第１期；

小型航空機用エンジンの動向調査を踏まえて将来的に要求されるエンジンシステムの概念並びに仕様を設定し、それを実現するための具体的技術課題及び目標を設定するとともに技術開発計画を立案する。

第２期；

要素技術を開発し、実機サイズ部品によるリグ試験等を実施することにより評価して、採用すべき候補技術・候補要素の絞込みを行い、エンジンシステムとして統合することにより下記のエンジン仕様目標値を満足することが見込めるような目標エンジンの基本設計を完了する。

第３期；

エンジンインテグレーション設計を実施するとともに、要となるコアエンジン要素の実機形態、実作動環境での性能、機能を確認するためのエンジン要素技術実証開発を実施する。

平成２４年度補助事業；

ＮＥＤＯ助成事業の成果を受けて、特に、完成機開発能力の更なる向上としてインテグレーション技術開発を、競争力強化の観点から直接運航費用低減に貢献する低コスト製造技術開発を実施する。インテグレーション技術開発では、性能予測技術、構造解析技術の高度化に取り組み、低コスト製造技術開発では、重要部位である圧縮機、燃焼器、大物フレームを対象に低コスト化技術の開発を行う。

[エンジン仕様目標値]

・直接運航費用の低減（エンジン寄与分）

現在運航されている同クラス小型航空機用エンジンと比較して、エンジン寄与分の直接運航費用を１５%低減可能なエンジン仕様であること。

・環境適応性の向上

ＩＣＡＯ規制値(２００６年適用)に対して、－２０ｄＢの低騒音化

ＩＣＡＯ規制値(２００４年適用)に対して、－５０%の低ＮＯｘ化

注）ＩＣＡＯ：国際民間航空機関

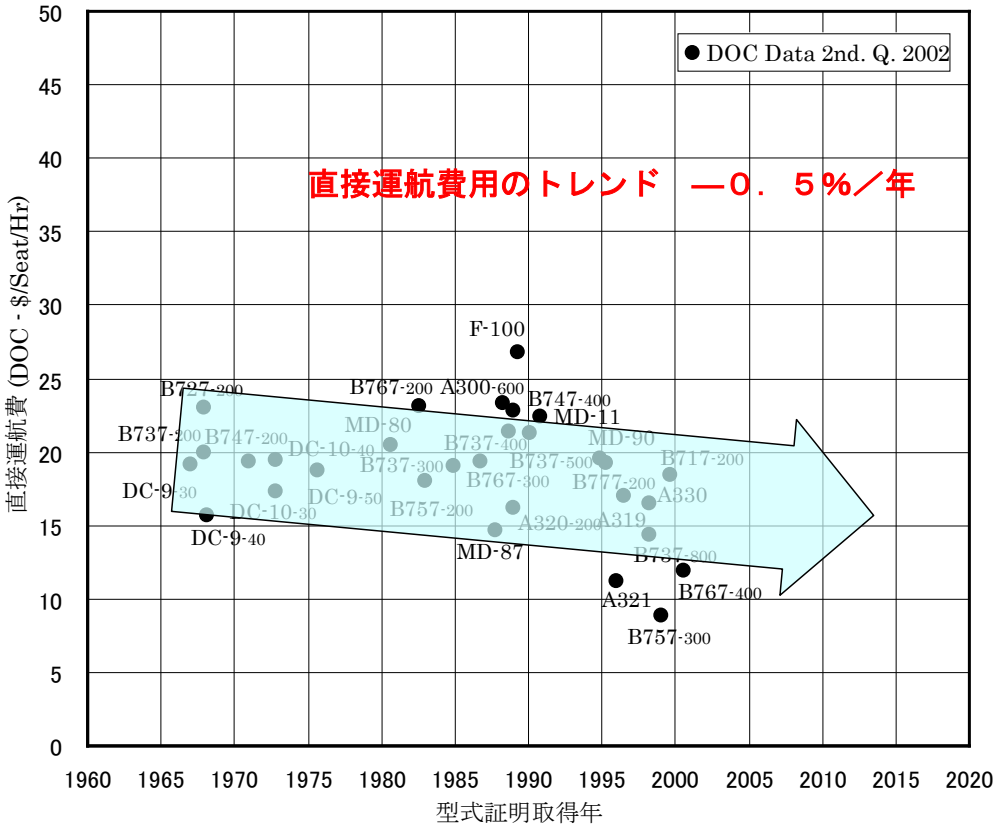
目標設定理由を以下に示す。

第１期研究開発にて実施した市場調査の結果、エアライン等ユーザーの要求としては整備費の削減、エンジン低コスト化のニーズが高く、総合的に評価すると、直接運航費用の低減が求められていることがわかった。図2-1-1-2に直接運航費用の年代ごとの変化を示すが、年率約０．５%の割合で低減している。このトレンドに基づくと、１０年後の２０１５年頃を就航年と想定すると、直接運航費用低減率は、ベースとする現行機種（１９９５年就航機種）に対して約１０%となる。市場投入を想定する１０年後に十分な競争力をもたせることを考慮して、小型航空機用エンジンの仕様としては現行機種（ベース）に対し、直接運航費用１５%低減を目標とした。

一方、社会的要求である環境適応性としては、低騒音化と低ＮＯｘ化がある。図2-1-1-3(a)に既存エンジンの騒音レベルとＩＣＡＯ規制値の関係を示す。騒音レベル低減の傾向は既存技術の限界から鈍化してきているが、空港騒音の低減要求は益々厳しく、低騒音化は航空需要獲得の前提条件となっている。したがって、騒音レベルの目標値として、運用開始時点でも規制値に対し十分なマージンを持ち、推力増強型などの派生型エンジン開発の場合にも余裕をもって対応できるように、ＩＣＡＯ規制値(２００６年適用)に対して、－２０ｄＢを目標とした。同様に、図2-1-1-3(b)に既存エンジンのＮＯｘ排出レベルと規制値の関係を示す。低騒音化と同様に、ＮＯｘ排出量の低減要求は益々厳しく、低ＮＯｘ化は航空需要獲得の前提条件となっている。したがって、低ＮＯｘ化の目標値として、運用開始時点でも規制値に対し十分なマージンを持つことができるように、ＩＣＡＯ規制値(２００４年適用)に対して、５０%低減とした。

通常、直接運航費用低減を目指す場合、環境適応性を犠牲にして低コスト化を図る場合が多いが、本研究開発では、シンプル化技術、高性能化技術を導入することにより、圧縮機、タービンの段数削減、部品点数削減による整備性向上等により直接運航費用の大幅な低減を行うと同時に、環境適応性についても現行他機種を上回るものとして目標を設定し、直接運航費用低減と環境適応性の両者を実現しようとするものである。

・直接運航費用は年0.5%低下傾向にある。
・10年後の市場投入時には現行機種の10%低減が必要である。
　→競争力確保のため5%上積み



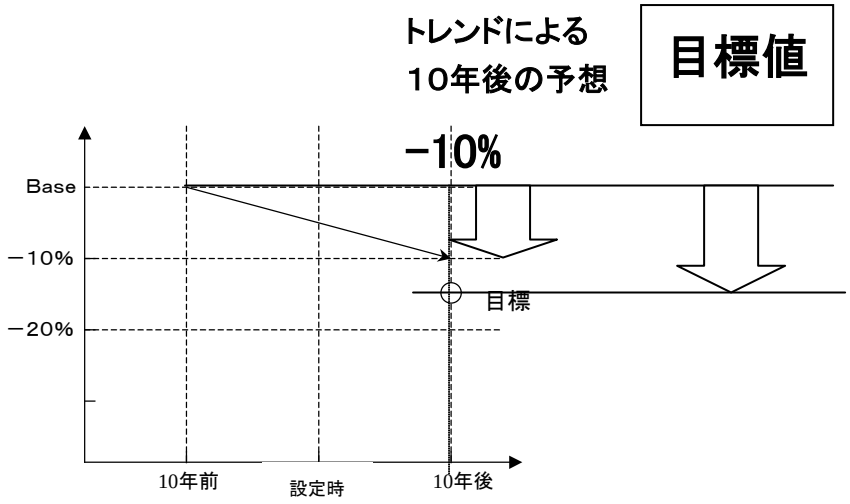
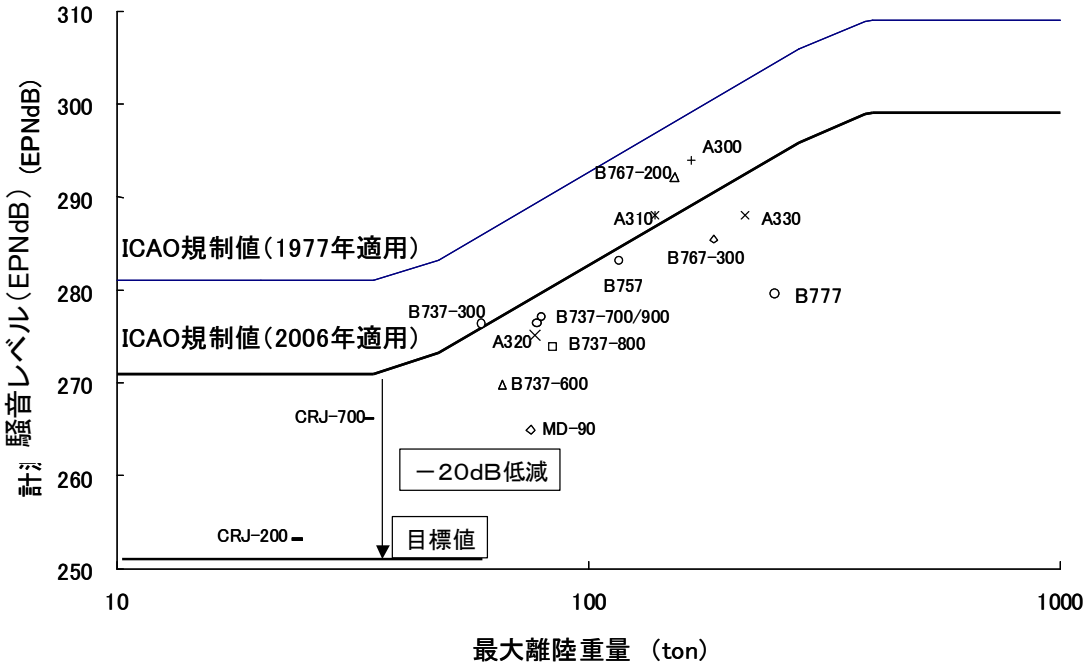
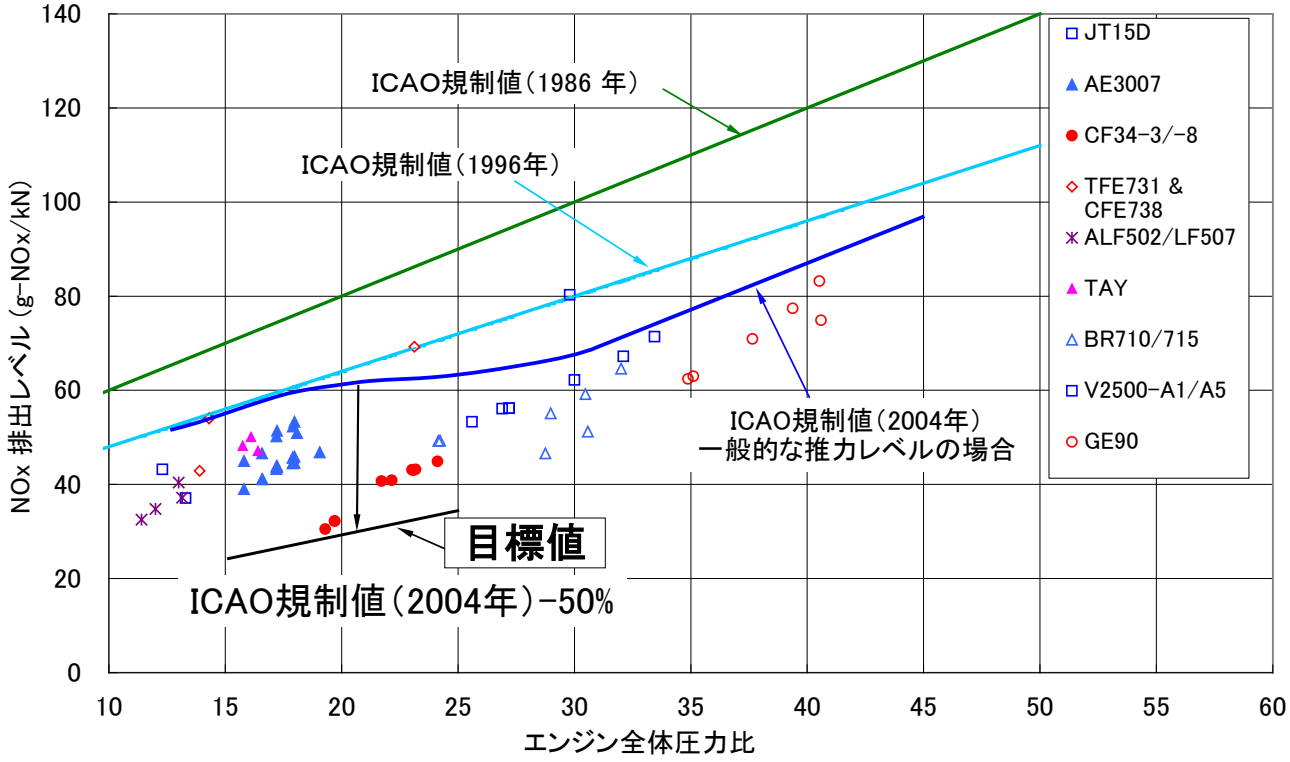


図2-1-1-2　直接運航費用低減目標の設定理由

環境適応性は、運航開始時に十分なマージンを設定し、低コスト化要求を満足すると同時に、現状他機種の最高レベルを上回る目標を設定



（ａ） 低騒音化の目標値



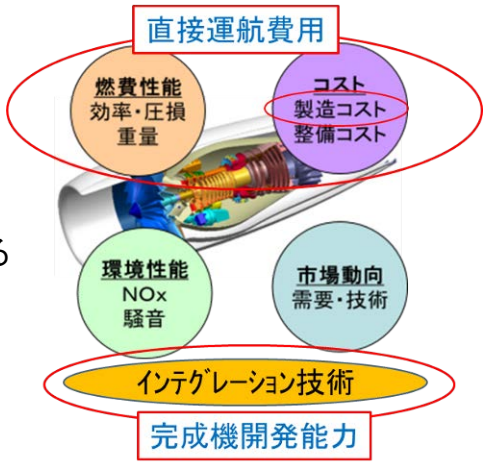
（ｂ） 低ＮＯｘ化の目標値

図2-1-1-3　環境適応目標の設定理由

２－１－２　個別要素技術の目標設定

平成２４年度の補助事業については、ＮＥＤＯ助成事業の中の技術項目に関連した一部について実施した。特に、完成機開発能力の更なる向上としてインテグレーション技術開発を、競争力強化の観点から直接運航費用低減に貢献する低コスト製造技術開発を実施した。
（図2-1-2-1参照）

平成２４年度補助事業で取り組んだ研究開発テーマ（個別要素技術）の構成、内容を、表2-1-2-1に示す。これらの個別要素について表2-1-2-2に目標・指標とその設定理由・根拠を示す。



平成２４年度補助事業の位置付け
図2-1-2-1

表2-1-2-1　各研究開発テーマ（個別要素技術）の内容

インテグレーション技術開発	
ｴﾝｼﾞﾝ性能予測技術	・エンジン重量予測、飛行時燃料消費予測技術向上 ・主流巻込み予測精度向上で、2次空気ﾈｯﾄﾜｰｸ(性能)精度向上
構造解析技術	・低圧タービンのタングリング時の破壊シミュレーション技術向上 ・LBI(Large Bird Ingestion)時のﾌｧﾝ翼の破壊ｼﾐｭﾚｰｼｮﾝ技術向上 ・2次空気ｷｬﾋﾞﾃｨの流動解析精度向上で温度/寿命予測精度向上
低コスト製造技術開発	
圧縮機部品	・MIM:より複雑な連翼化製造技術の開発 (MIM:Metal Injection Molding)
フレーム部品	・板金化率向上による重量削減、コスト削減(Turbine Rear Frame)
燃焼器部品	・燃料噴射弁のDLD、MIMによる低コスト化(DLD:Direct Laser Deposition 3次元ﾌﾟﾘﾝﾀの要領で積層、ﾚｰｻﾞｰで溶融) ・ライナーの冷却空気孔のﾚｰｻﾞｰ加工による低コスト化
製造技術動向調査	最新の低コスト製造技術から有望技術の洗い出し

表2-1-2-2　個別要素技術の目標（平成２４年度補助事業）

要素技術	目標・指標 （事後評価時点）	目標・指標 （中間評価時点）	設定理由・根拠等
インテグレーション技術開発			
・性能予測 ｴﾝｼﾞﾝ性能 主流巻き込み	・実データとの比較により、性能予測レベル向上度を確認	・性能評価上の課題を抽出し、その改善方策に目処	・性能評価の高度化はエンジンを取り纏めていくインテグレーション上、必須の技術
・構造解析 タングリング ﾌｧﾝ異物衝突 キャビティ	・実現象との比較により、破壊を伴う現象を定性的に再現できているか評価 ・温度予測精度（寿命）の向上度を確認	・破壊シミュレーション開発の方策に目処 ・流動機構のリグ設計に目処	・ﾌｧﾝ、低圧ﾀｰﾋﾞﾝ設計では安全面、型式承認上必要な破壊を考慮した解析・評価の高度化が必須 ・寿命予測を左右する温度予測の精度向上は必須
低コスト製造技術開発			
・圧縮機部品 ・フレーム部品 ・燃焼器部品 ・技術動向調査	試作、評価により、寸法精度や低コスト化を確認 直接運航費用削減目標―１５％への寄与度を確認 直接運航費用低減への寄与度として、各技術適用で+0.15%を指標とする	製造技術適用上の課題、低コスト化への方策に目処	コア要素である圧縮機、燃焼器部品の重要部位の低コスト化技術の取得は必須

３．成果、目標の達成度

３－１　成果

３－１－１　全体成果

インテグレーション技術開発の性能予測技術では、エンジン性能とエンジン重量の燃料消費の観点からのトレード方法、および機体性能と機体運用状況を加味した燃料消費の最適化手法を考案し、SFCのみの評価ではなく、エンジン重量も加味した機体搭載時の燃料消費量を推算可能とすることができた。また、主流巻き込みについては、そのリムシール部の複雑な流れ場のＣＦＤ解析方法について、収束解を得る加速手法の有効性を確認し、そのＣＦＤ解析から得られる物理情報を主流巻き込みモデルに反映することでシール効率の予測精度が向上した。

構造解析技術では、低圧タービンのタングリングにおいて、破断ひずみの速度依存性を考慮するなどの解析手法の改良を行い、解析結果と実現象との比較により、予測精度向上を確認した。ファン部については、異物衝突の破壊事象をシミュレートするのに必要なモデル化範囲を適切に選定するとともに、異物モデルの引張強度を適切に調整することで、鳥吸い込み時の隣接翼に接触するような大変形について、翼変形量の予測精度が大幅に向上した。　キャビティ部については、当該部の流れ構造を模したリグ試験機によりＣＦＤを検証し、温度予測に反映することで、精度が60%以上改善されることを確認し（図3-1-2(1)b(c)-4）、温度予測を高度化することで寿命評価の精度向上へも繋げることができた。

低コスト製造技術開発の圧縮機部品では、MIMによる圧縮機静翼の連翼製造について、課題となる寸法精度出しに向けた金型改良による試作を行い、製造性に目処を得ることができた。フレーム部品では、一体鋳物から脱却するための板金化部品の適用箇所、構造検討を行い、構造成立性を確認するとともにコスト低減の目処が得られた。燃焼器部品では、燃料噴射弁部品へのMIM、DLDの適用部位の検討、DLDの積層方向の検討を行い試作することで製作可能であることを確認し、コスト的な有効性を確認した。ライナーのレーザー孔加工については、高速化へ向けて、加工面に付着するドロス除去について、アシストガスの適正化検討を行い、改良したノズル形状での加工速度向上による低コスト化を確認した。また、製造技術動向調査ではシーズ、ニーズ調査を進め、有望技術の洗い出しを行い、選定したLaser Sinteringおよび通電拡散接合について試作評価を行った。

これらの低コスト製造技術開発により、各製造技術をエンジン部品製作に適用することで、DOC低減の寄与度として+0.4%程度と評価された。（目標+0.15%）

３－１－２　個別要素技術成果

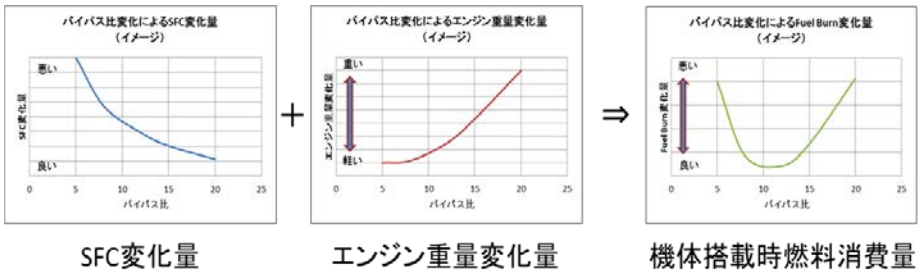
（１）インテグレーション技術開発

ａ．エンジン性能予測

（ａ）エンジン性能

エンジン開発を主導的な立場で推し進めつつ、エアラインのニーズに即した派生型への対応や、開発、設計の過程で変化する仕様に応じて最終的なエンジンの性能を捉えながら進めることが必要である。

エンジンの燃料消費量の評価をするためには、エンジン性能の指標の１つであるSFC（Specific Fuel Consumption、単位推力当たりの燃料消費量）の評価のみならず、機体搭載時の燃料消費量を評価することが重要である。エンジンが機体搭載時の燃料消費量に与える影響は主にSFCとエンジン重量である。SFCを良くするためのアプローチとして、ファン圧力比を低くし、排気速度を低くする（つまりバイパス比を大きくする）ことでエンジンの推進効率を向上させることが行われている。その場合ファンのサイズを大きくすることで必要推力を得ることになるため、単純にSFCを良くするためにバイパス比を大きくするとエンジン重量が増加する。エンジン重量の増加は機体の運行時の燃料消費量を増加させることになるため、SFCを良くした影響とエンジン重量が増えた影響の両方を考慮して燃料消費削減量を検討する必要がある（図3-1-2(1)a(a)-1参照）。これらを考慮した検討（エンジン性能とエンジン重量のトレードオフ検討）を行うことで、過度なエンジン重量の増加を抑えた範囲での燃料消費量を削減するエンジンを検討することができるようになる。このためには、エンジン性能とエンジン重量のトレードファクタを求める必要がある。エンジン性能とエンジン重量のトレードファクタとは通常、単位SFC変化量と同等のエンジン重量変化量を表したものである。このトレードファクタは、機体性能や機体の運用距離などが影響するため、機体性能の調査検討、機体運用の調査検討を行った。これにより、エンジン性能とエンジン重量を考慮した燃料消費量の評価が可能となり、機体サイズや派生型に対応した検討が可能となる（図3-1-2(1)a(a)-2参照）。



エンジン性能，エンジン重量と機体搭載時燃料消費量の関係

図3-1-2(1)a(a)-1

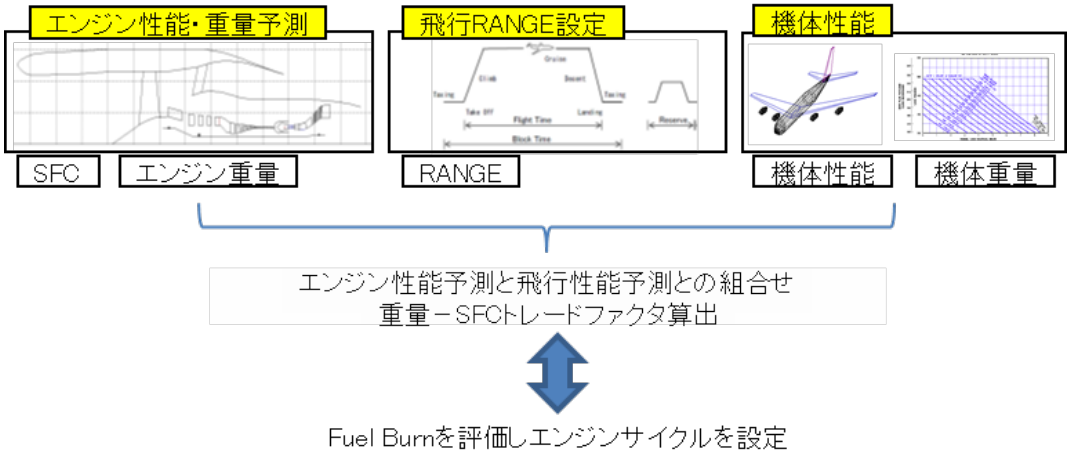


図3-1-2(1)a(a)-2　燃料消費量評価

小型エンジン性能のベンチマークならびに高バイパス比化で重量の占める割合の大きくなるファン，LPTの重量データを整理し，重量予測精度向上のための検討を実施した。その結果、FAN，LPT要素をそれぞれ，いくつかのサブモジュールに分け重量を推定することで，予測精度が向上（FAN：25%→10%，LPT：40%→10%）した。また、新材料を適用した場合の重量予測にも適用可能とすることができた。（図3-1-2(1)a(a)-3）

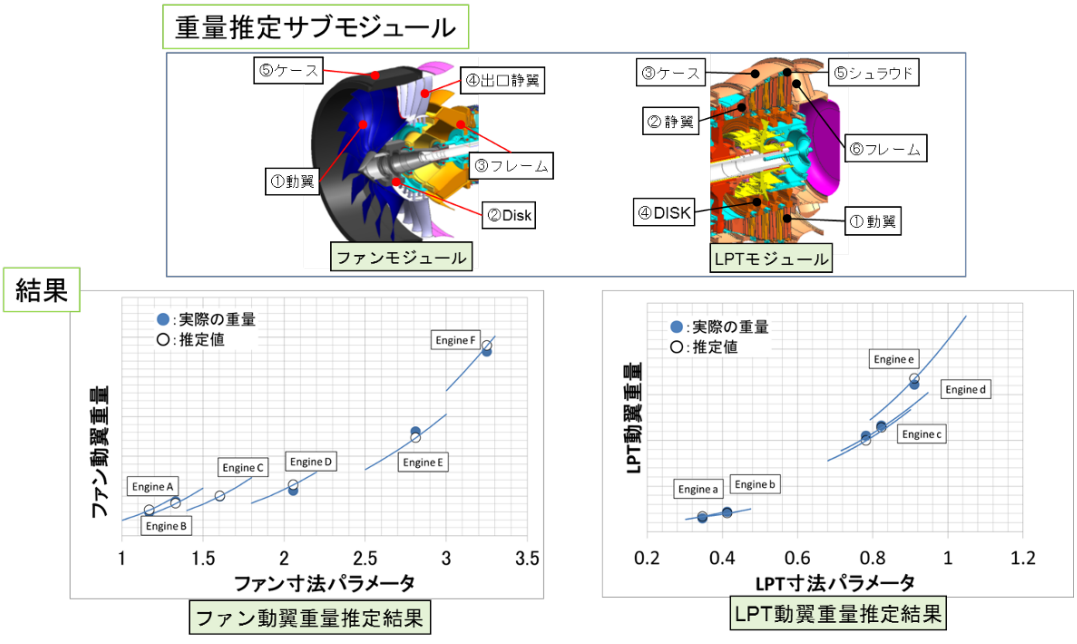


図3-1-2(1)a(a)-3　エンジン重量推定

機体運用調査検討としては、機体性能の調査整理および機種とエアラインの運行ルート距離を調査し、機種毎のルートの特徴などの検討を行い、エアライ

ンの運航実態を考慮した検討を行った。これらの運行ルート調査を実施することで，エンジン重量の燃料消費への影響を考慮しつつ，SFC（Specific Fuel Consumption）と重量を等価に比較することで，機体運用時の燃料消費量の推定手法を検討した。エアラインの運行実態から機体サイズ毎に飛行距離を調査することで距離別に使用頻度を調査し、最適化するうえで有効な距離を見出すとともに、機体性能からの制約条件を加味した検討を行うことで、エンジン性能であるSFC変化と等価なエンジン重量を求めることで、SFCのみの評価ではなく、エンジン重量も加味した、機体搭載時の燃料消費量からエンジンの優劣を評価することができる。（図3-1-2(1)a(a)-4）

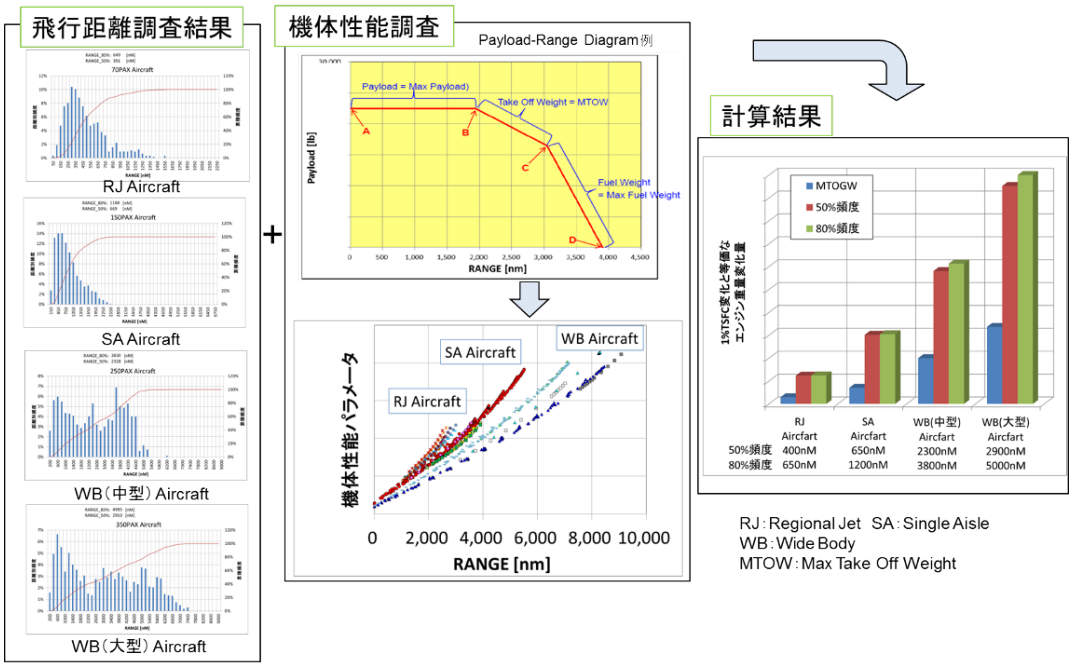


図3-1-2(1)a(a)-4　機体搭載時のエンジン性能評価

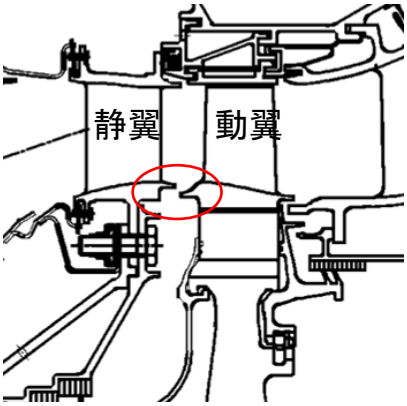
（ｂ）主流巻き込み

タービンディスクの周囲では、主流高温ガスが局所的にキャビティ内に巻き込む現象が見られる。巻き込んだ主流高温ガスは、キャビティ内の温度ひいてはディスクの金属温度を上昇させ、その強度に重大な影響を及ぼす。このような現象を回避するために、当該キャビティには冷却空気が供給されるとともに、リム部にはシール（図3-1-2(1)a(b)-1）が設けられ、主流高温ガスの過度の巻き込みを防止している。

一方、冷却空気を流すことは、タービン効率の悪化、タービン仕事の減少を伴うため、必要以上の冷却空気は逆にエンジン性能の低下、燃料消費の悪化に繋がるため、ディスクの構造健全性を確保できる最小限の冷却空気流量を設定する必要がある。

したがって、ディスクの構造的健全性を確保し、かつエンジン性能への影響

を最小限とするためには、主流高温ガスの巻込み量を精度良く予測する技術が重要である。



（注１）リムシールは通常、静翼（ノズル）のインナバンドおよび動翼のプラットフォームの前・後端部によって形成され、両者がオーバーラップすることによって主流流路からディスク周りキャビティへ高温ガスが侵入するのを阻止することが目的である。

図3-1-2(1)a(b)-1　タービンリムシール部

主流高温ガスの巻込み量の予測精度を向上させるために、過去に実施した主流巻込みリグ試験条件のＣＦＤ解析を行い、得られた流れ場情報などから主流巻き込み予測モデルを構築する。その際のＣＦＤ解析は、東京理科大学の協力を得て進めた。

高圧タービンディスク上流側キャビティへの主流巻込みを模擬したリグ試験形態の一例を図3-1-2(1)a(b)-2に示す。リグ試験では、トレーサガスとして、冷却空気に二酸化炭素を混入させ、キャビティ内の二酸化炭素濃度を計測することにより、主流巻き込み量の評価を実施している。ＣＦＤ解析においても、二酸化炭素濃度場を解析することにより主流巻き込み量を評価し、リグ試験結果との比較により精度の検証を行う。二酸化炭素濃度場の試計算結果を図3-1-2(1)a(b)-3に示す。キャビティ内の二酸化炭素濃度が低下していることから、解析においてもリグ試験時と同様に主流巻込みの様子がシミュレートされていることがわかる。

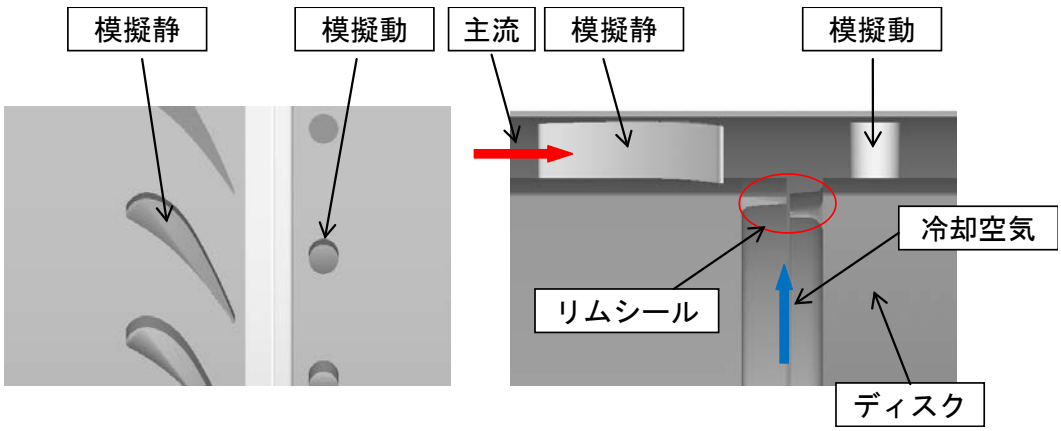


図3-1-2(1)a(b)-2　主流巻込みＣＦＤ解析形態

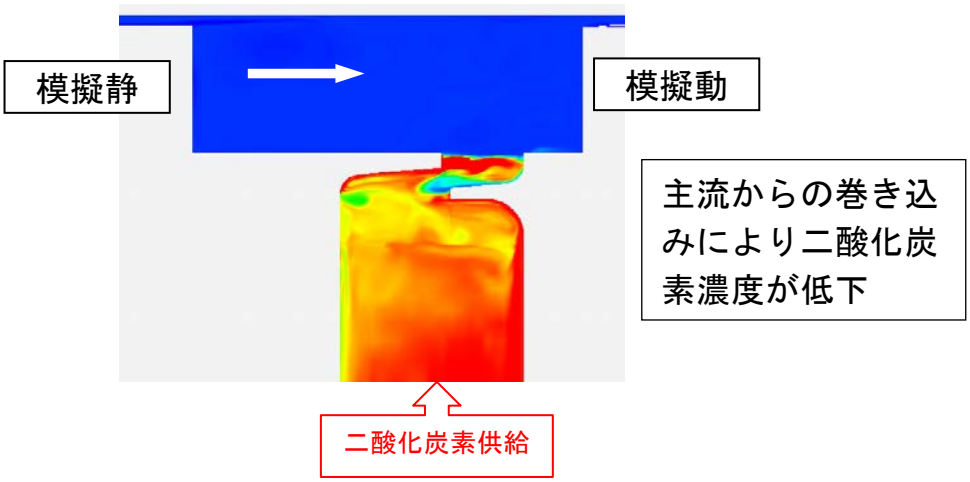


図3-1-2(1)a(b)-3　主流巻込みＣＦＤ解析結果例（周方向特定位置）
（二酸化炭素濃度場）
赤：濃度大、青：濃度小

一方、ＣＦＤ解析においては、主流における高速の流れとキャビティ内の低速の流れが混在するため計算の収束性に課題がある。収束解を得て結果を評価するためにはＣＦＤ計算の収束性の向上が必要である。この課題を解決するために低速領域の収束性を向上させるための手法として前処理法などの導入を東京理科大学との共同研究にて実施した。時間積分に前処理法（音速を調整：解の硬直性を回避）を導入、対流項にSLAU（Simple Low-dissipation AUSM）（低速での人口粘性の過大評価抑制））を導入した高速化スキームを検討した。２次元キャビティ内流れに適用し、解析速度を１０倍にできる目途が得た。（図3-1-2(1)a(b)-4）

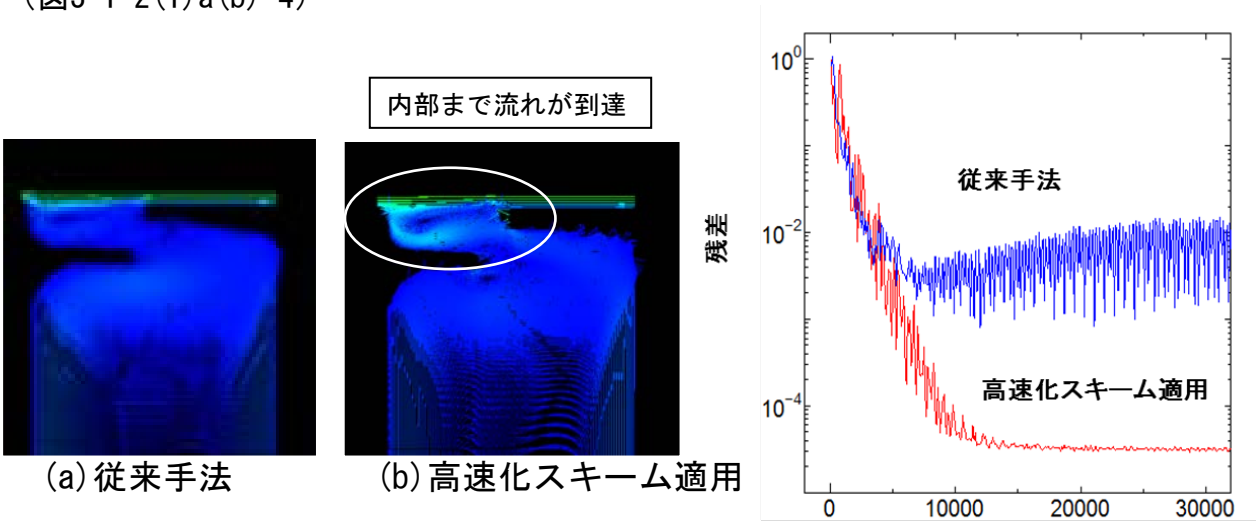


図3-1-2(1)a(b)-4　高速化スキームによる収束性の改善

ＣＦＤ解析の収束性向上を図り定常解を得ることで流れ場情報の精度向上により、主流巻き込みのモデル検討へと進めた。リムシールのギャップ位置における主流周方向静圧不均一成分およびキャビティ内のリサーキュレーションの物理情報を、必要箇所のＣＦＤ結果から導入した予測モデルを考案した。リグ試験結果と比較することで、従来よりもシール効率を10ptsの範囲内で予測できるようになった。（図3-1-2(1)a(b)-5）

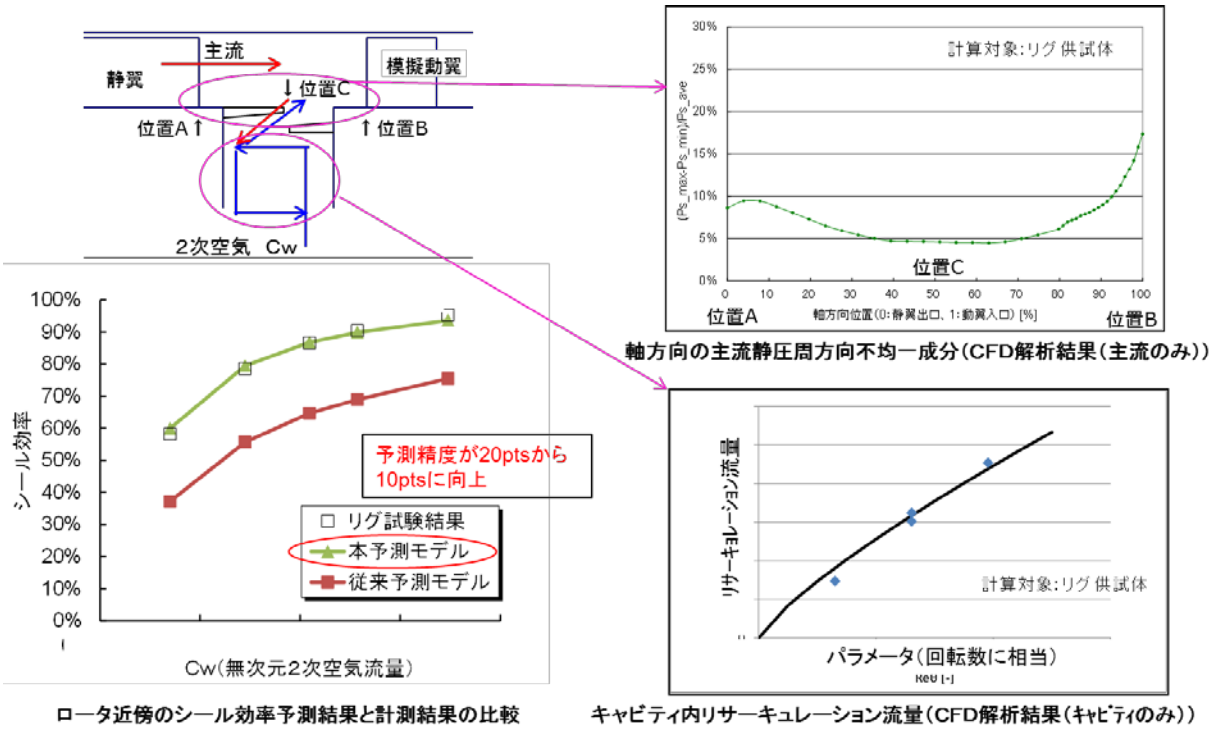


図3-1-2(1)a(b)-5　ＣＦＤを援用した主流巻き込み予測モデル

ｂ．構造解析

（ａ）タングリング

エンジン運用時に低圧系（ファン―低圧タービンから構成される）のシャフトが破断すると負荷を失った低圧タービンは過回転となり、タービンディスクがバーストして、機体へ大きな損傷を与える恐れがある。これを回避するために、シャフト破断時には低圧タービン動翼を意図的に静翼に接触する構造とし、動翼を破壊することで過回転となる駆動力を消失させるタングリング設計を行っている。このようなフェイルセーフ設計に求められるタングリングなどの構造解析技術はエンジンインテグレーション上極めて重要である。このタングリング時の衝撃解析により、その破壊過程を解明することで、フェイルセーフ設計技術を向上させることができる。図3-1-2(1)b(a)-1に研究方策の概要を示す。

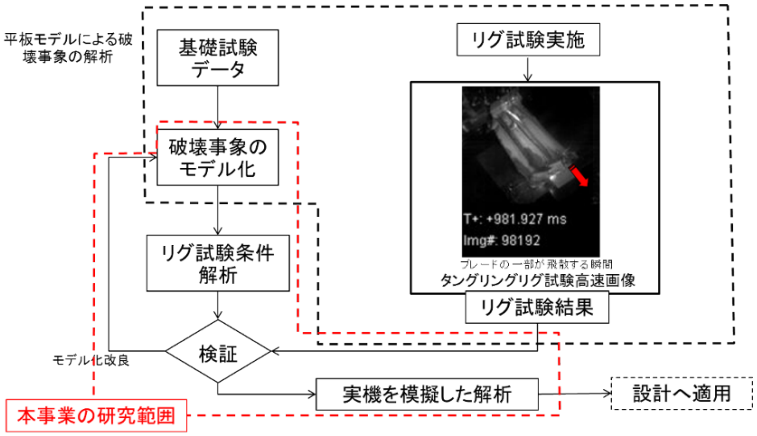


図3-1-2(1)b(a)-1　タングリングの研究方策

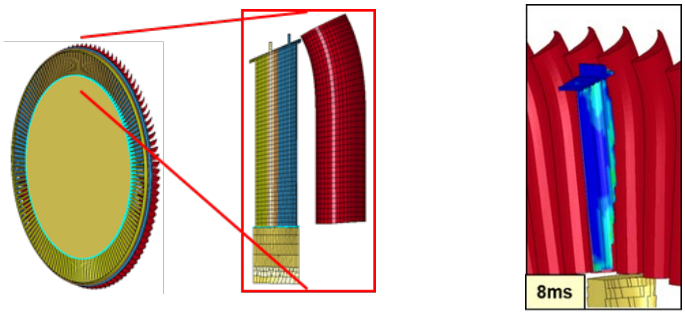


図3-1-2(1)b(a)-2　解析部位、方法（低圧タービンの動翼と静翼の接触）

これまでに開発した破壊事象をシミュレーションする解析技術をベースとして、破断ひずみの速度依存性を考慮するなどの解析手法の改良、メッシュパターンに対する解析結果の感度を調査し適切なメッシュパターンの設定を行うなどの改良を行い、実機を模擬した解析を行った。図3-1-2(1)b(a)-2に解析部位の概要を示す。低圧タービン動翼に静翼が接触する条件として計算を行った。

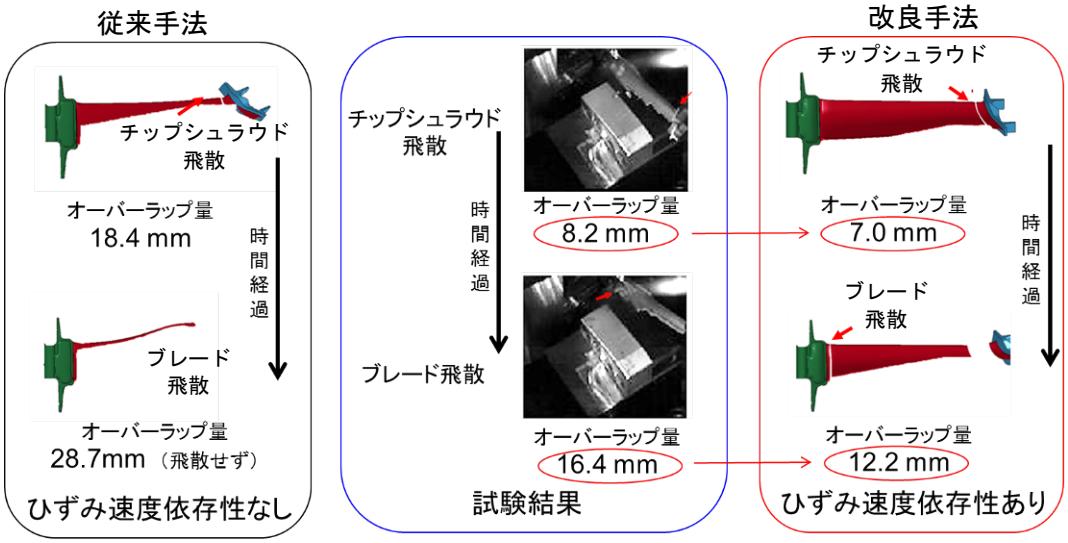


図3-1-2(1)b(a)-3　タングリング解析結果

解析結果を図3-1-2(1)b(a)-3に示す。リグ試験結果との比較により、チップシュラウドの飛散と動翼の付け根の破断する事象および破壊過程の時刻歴もほぼシミュレートされていることを確認し、予測技術を高度化することができた。

（ｂ）ファン

鳥などの異物吸い込み時のファンブレードの損傷過程についてシミュレートする解析技術の高度化を行った。

これまでの解析では、中規模の異物吸い込み時に発生するファンブレードの変形を予測する技術については整備されつつある段階となっている。しかし、大きな鳥などの吸い込みであるLBI（Large Bird Ingestion）では、ファンブレード同士が接触するような大変形の損傷が発生する。この損傷破壊過程をシミュレートする技術の開発を行い、異物吸い込みに対するファンブレードの設計技術の高度化が必要である。

そこで、このファンブレードの破壊過程の解析技術を前項のタングリングと同様の方策により開発を行った。これまでに蓄積された豊富なデータを活用して事象のモデル化を行い、解析結果と実事象との比較を行うことでモデル化を改良しシミュレーション技術の向上を図った。

本研究では。ファンブレード、ファンケースおよび後流に位置する静翼を含むファン部を含む大規模な解析モデルを作成した（図3-1-2(1) b(b)-3）。破壊事象をモデル化する上で必要な応力やひずみなど解析結果に対するモデル化範囲の影響を調査しながら、鳥吸い込み時の、隣接翼に接触するような大変形について解析を実施した。また、鳥などの異物を模擬する異物モデルの引張強度を適切に調整することで、大変形時の変位量の誤差が74%（23mm-6mm＝17mm）から4%（23mm－22mm＝1mm）と小さくなり、予測精度が大幅に向上した（図3-1-2(1) b(b)-4､-5）。また、異物モデル設定の適切性を確認できたことから、ファン動翼後方の静翼への異物の影響、損傷範囲についても評価可能となった。

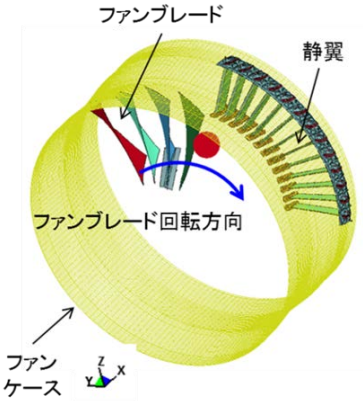
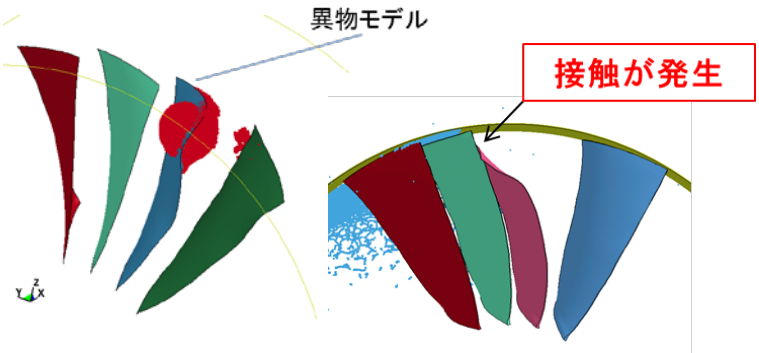


図3-1-2(1) b(b)-3　解析モデル



異物モデルの引張強度を適切に調整

図3-1-2(1) b(b)-4　解析結果

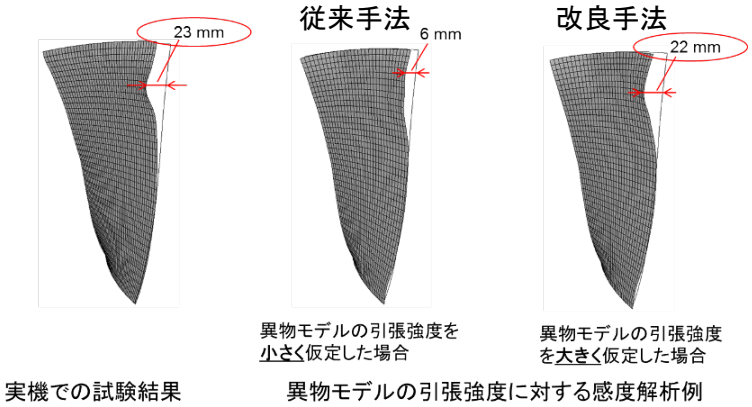


図3-1-2(1) b(b)-5　ファン鳥吸い込み時の解析結果

（ｃ）キャビティ（温度予測／寿命予測）

寿命予測技術の高度化では、特に静止壁と回転壁からなる２次空気キャビティ部において、強い渦流れが存在することにより、複雑な流れ場となっているために、寿命予測精度を左右するキャビティ部の温度予測に課題があった。（図3-1-2(1)b(c)-1） この２次空気キャビティの流れ場のモデル試験によりデータを取得し、ＣＦＤの検証を行うことで、温度分布の予測精度向上を行った。

そこで、キャビティ内のボルトの突き出しなども考慮したモデル試験機を製作して渦構造のデータ取得を行った。タービンディスク回りのモデル試験として、静止壁―回転壁、回転壁―回転壁の２つのリグ供試体を製作した。内部の流れ構造、挙動を可視化できるように供試体をアクリルで製作した（図3-1-2(1)b(c)-2） 。

図3-1-2(1)b(c)-3にリグ試験結果とＣＦＤの比較を示す。ＣＦＤで予測した流速分布は、PIVの計測結果とほぼ一致し、また、流れ構造もシミュレートできていることを確認した。検証したＣＦＤを用いて実機の当該部の解析を実施し、キャビティ内２次空気の流れを計算し伝熱解析モデルに反映した。その結果、流れ構造を温度予測に反映することで、精度が60%以上改善されることを確認し（図3-1-2(1)b(c)-4） 、温度予測を高度化することで寿命評価の精度向上へも繋げることができた。

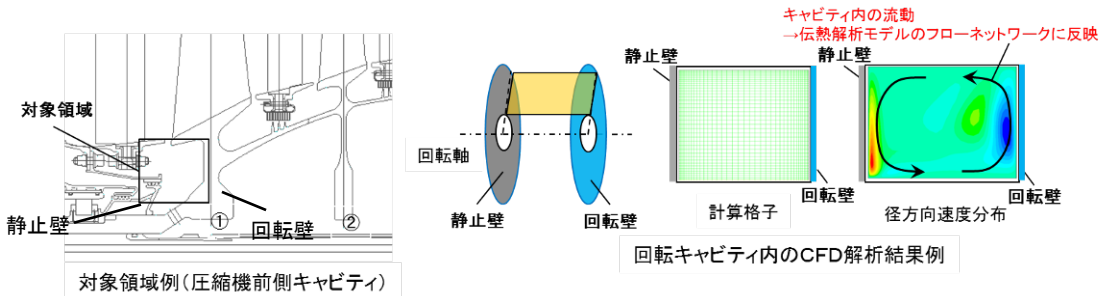
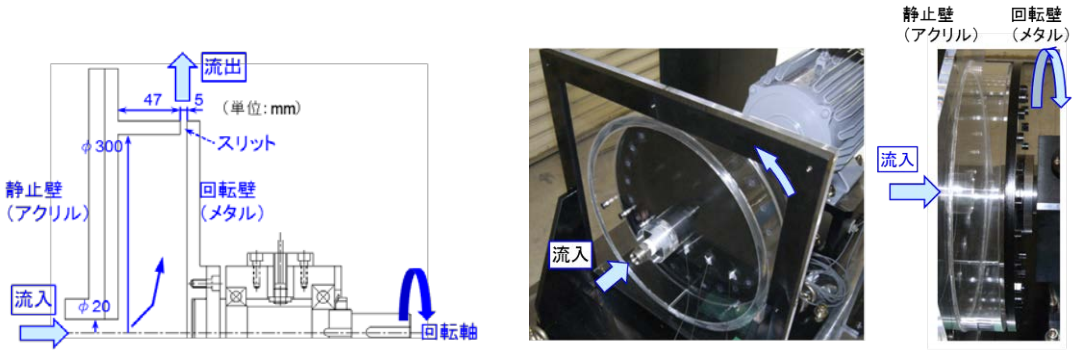
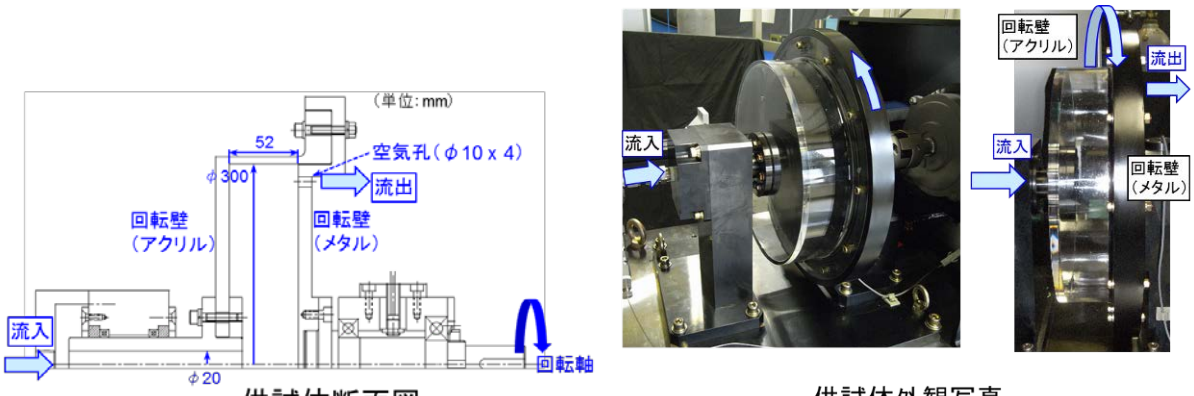


図3-1-2(1)b(c)-1　２次空気キャビティ部の渦流れ



供試体断面図　　供試体外観写真

(a) 静止壁—回転壁供試体



供試体断面図　　供試体外観写真

(b) 回転壁—回転壁供試体

図3-1-2(1)b(c)-2　キャビティ流れモデルリグ供試体

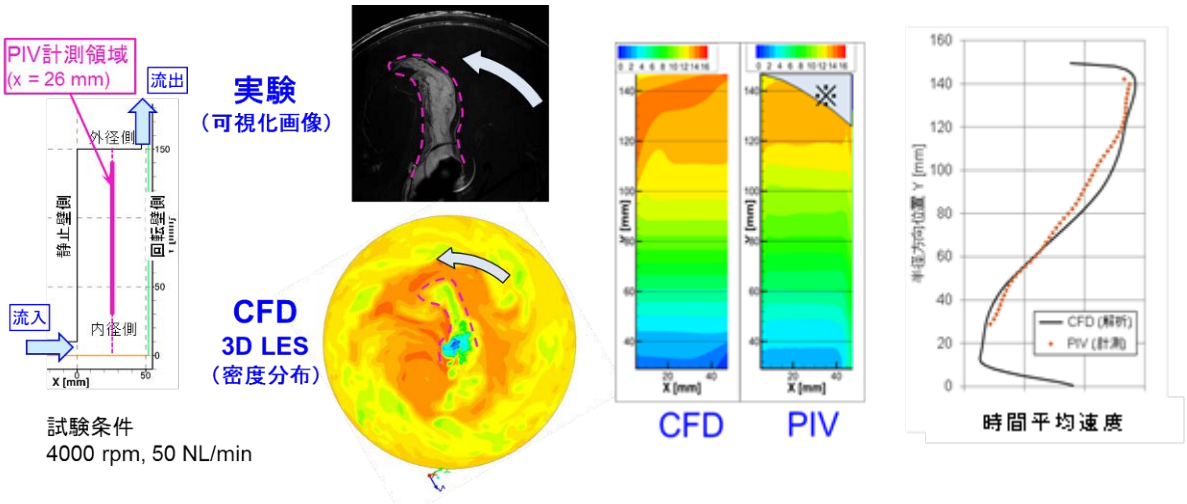


図3-1-2(1)b(c)-3　リグ試験結果とＣＦＤ

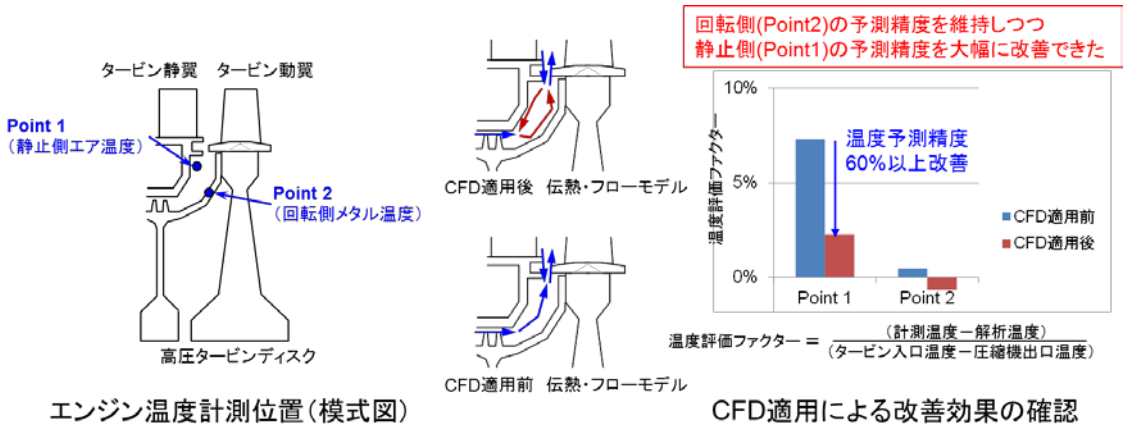
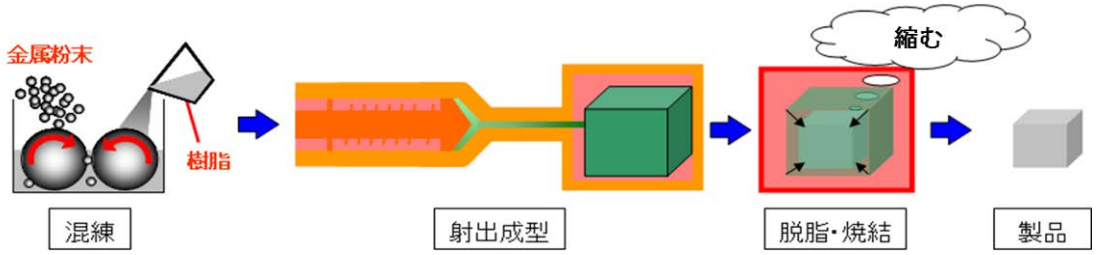


図3-1-2(1)b(c)-4　温度予測精度向上の確認

（２）低コスト製造技術開発

ａ．圧縮機部品

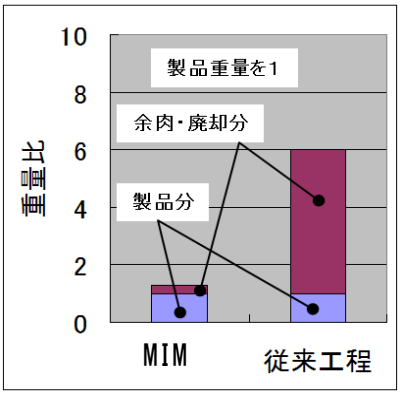
従来の削り出し等による製造法に対して低コスト化が可能な製造法であるMIM（Metal Injection Molding、金属射出成型）の製造工程を図3-1-2(2)a-1に示す。金属粉末と樹脂を混ぜ合わせ（混練）、それを型に注入して形状を付与する（射出成型）。成形された部品を炉に投入し焼き固める。この時、樹脂は蒸発し、金属粉末は焼結されて最終形状部品となる（脱脂・焼結）。



MIM：金属粉末と樹脂を用いてネットシェイプ素材を得る製法

図3-1-2(2)a-1　金属射出成型による製造法概要（MIM）

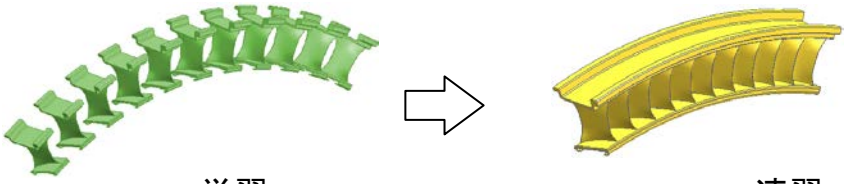
従来の素材からの削り出しによる製造法では、航空エンジン用の高価な材料を切粉として廃却、難削材のため加工精度を出すために加工に長時間を要するなど、製造コストが高いという課題があった。これらの課題に対して、MIMを適用することで、部品形状に必要な量だけの素材で済み（図3-1-2(2)a-2）、最終形状となるネットシェイプ化が可能となるため、素材費低減、製造時間短縮を図ることができる。また、従来の組立工程での溶接作業が不要となることで熱処理回数を大幅に削減でき、消費電力の削減にも繋がる。ＮＥＤＯ助成事業において、比較的単純な形状である単翼へ適用し試作に成功した例を図3-1-2(2)a-3に示す。



MIMと従来工程との素材重量比較
図3-1-2(2)a-2



圧縮機可変静翼（単翼）の試作例
図3-1-2(2)a-3



単翼　　連翼
図3-1-2(2)a-4　圧縮機静翼の連翼化

この技術をより複雑な形状を有する圧縮機静翼の連翼（図3-1-2(2)a-4）などへ適用できれば、大幅なコスト削減が期待できる。本研究では、MIMの連翼への複雑形状部品へ適用するための技術を開発する。技術課題としては、部品の大型化に伴う寸法精度の確保と材料特性のばらつき低減である。

具体的には、試験片による製造条件出しを行ったうえで、金型改良により実機サイズの試作を行い寸法精度について確認した。MIMとしては大型、複雑形状となる連翼の寸法精度達成に目途を得ることができた(図3-1-2(2)a-5)。また、試作した試験片により作動環境を考慮した加振試験などの材料データの取得を行った。航空機用耐熱合金を用いたＨＣＦ試験の結果、現行の鍛造材並みの強度を達成することができ、実翼を用いた疲労試験も強度、安定性ともに改善することができた（図3-1-2(2)a-6）。尚、MIMの焼結過程の基本特性として、特にRene95材（ニッケル基ベースの高耐熱材）の調査を九州大学との共同研究により行った。

コスト的には、素材費低減、製造時間短縮や、従来の組立工程での溶接作業が不要となることで熱処理回数を大幅に削減できるため、60%程度のコスト削減に繋がる見込みである。

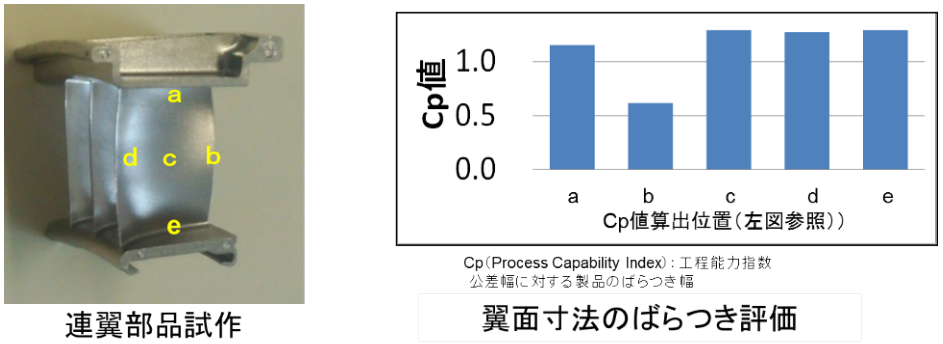


図3-1-2(2)a-5　連翼の寸法精度

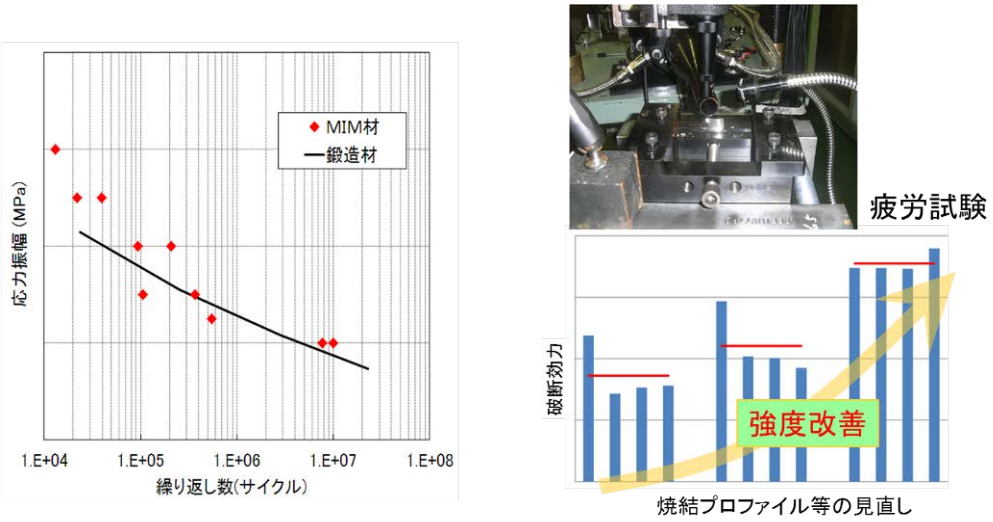


図3-1-2(2)a-6　MIM材の疲労試験

ｂ．フレーム部品

エンジン部品の中で大物構造部品であるフレームなどは、これまで一体鋳物として製造されているが、特殊な素材による大物の鋳物自体は多くが海外の限られた専門業者によるところが大きくコストアップの要因であり、更には製造費の海外への流出ともなっている。この高コストな一体鋳物フレームから脱却することにより低コスト化を狙うため、エンジン部品の中でも大物構造物となるフレームやケーシングについて、板金による製造技術を取り込むとともに、薄肉の板金部品で大物構造を構成することで軽量化も図られるファブリケーション技術を開発する。（図3-1-2(2)b-1、-2）

ファブリケーション技術は薄肉化による軽量化と溶接、子部品製造工程の低コスト化を両立する必要があるが、それには次の課題を解決する必要がある。

- ストラット構造の検討

ストラットのような翼型部の溶接はエッジ部の回り込みや肉厚変化が

大きいことから自動化できないため、板金を使った軽量ファブリケーション構造にするとコストが大幅に上昇するといった課題がある。

- 子部品の構成

  軽量化のためには薄肉部分を増やしていく必要があるが、ボスやリブが存在する部位は板金化できないため、どのような子部品構成としていくかが課題となる。

これらの課題解決のために他機種調査を実施し、その情報を元にフレームに求められている機能を流路形成、荷重伝達、剛性保持などに分けて子部品の構成やフレーム形状を見直した。その結果、例として図3-1-2(2)b-3に示すような板金化による重量低減と低コスト溶接構造を両立する概念形態の案をまとめた。

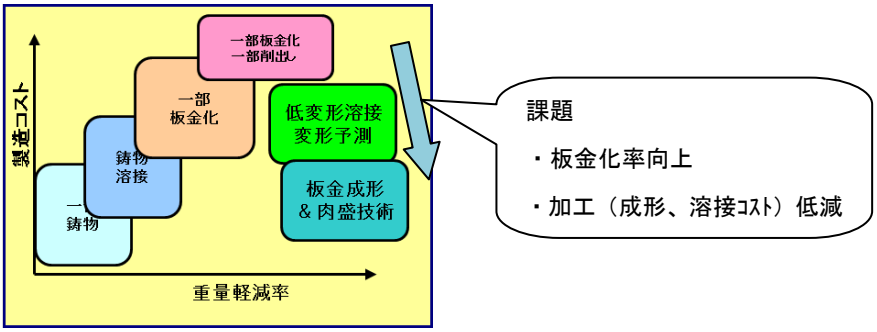
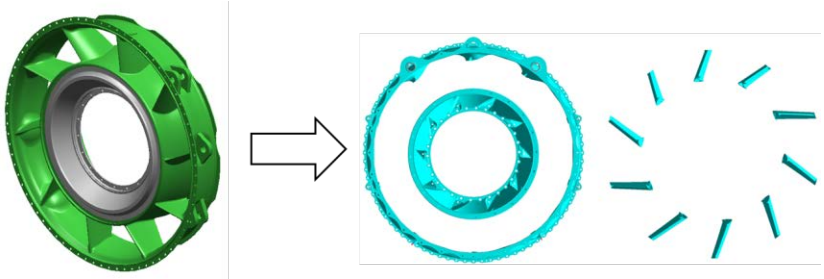


図3-1-2(2)b-1　ファブリケーションの技術課題



一体鋳物　　板金部品に分割して構成

図3-1-2(2)b-2　板金部品で大物構造部材を構成

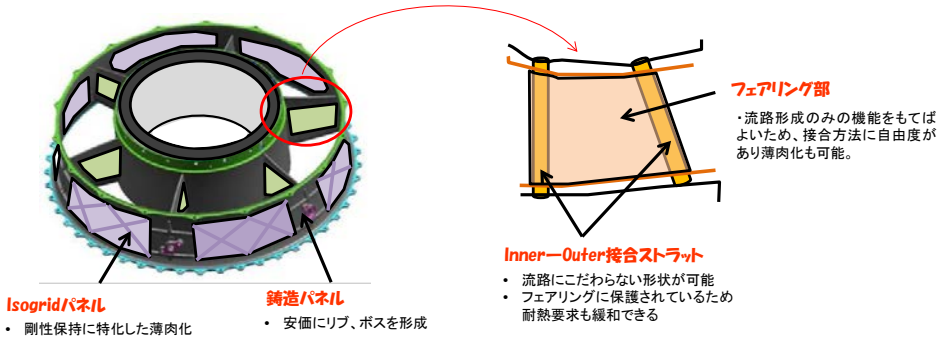
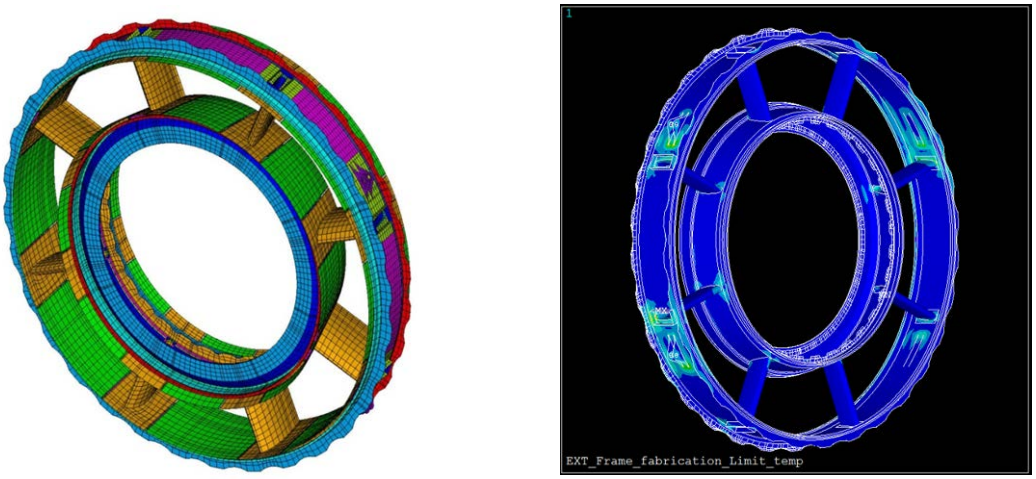


図3-1-2(2)b-3　板金部品適用検討例

これらの形態を元に詳細な設計検討を行い、強度解析モデルにより各部の応力を算出し強度的な成立性を確認した（図3-1-2(2)b-3）。また、重量については10%減、コストは6%減と予想される。



解析モデル　　強度解析結果

図3-1-2(2)b-3　強度確認

ｃ．燃焼器部品製造技術

（ａ）燃料噴射弁

ＮＥＤＯ助成事業においては、燃焼形態の１つとして部分希薄燃焼器の開発を行い、低ＮＯｘ性能に優れる燃焼器を開発してきた。部分希薄燃焼器では作動条件に応じて燃料噴霧分布を適切に制御する必要があるために、その燃料噴射弁は複数の燃料供給ラインと複数の旋回羽根を有する。そのため、従来の製造方法では燃料噴射弁が必然的に高価となってしまうため、低コスト化が可能な製造技術を開発する必要がある。

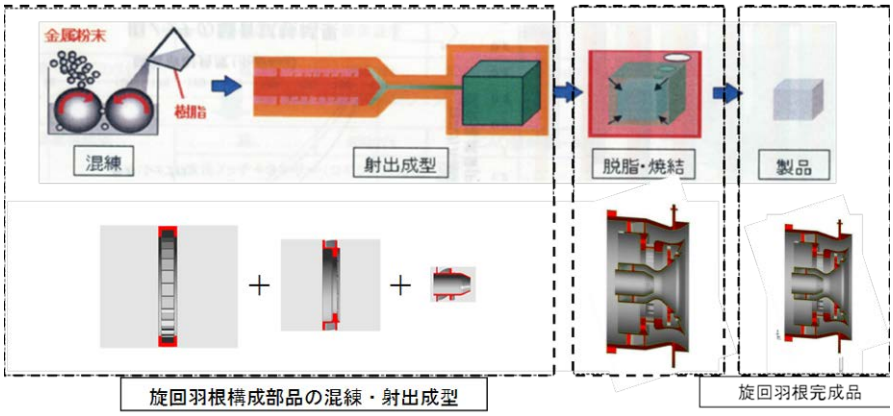


図3-1-2(2)c(a)-1　MIMによる希薄燃料噴射弁部品製造（例、旋回羽根）

低コスト化に有望な製造技術として、MIM（Metal Injection Molding: 金属射出成型）（図3-1-2(2)c(a)-1）、およびDLD（Direct Laser Deposition）（図3-1-2(2)c(a)-2）に着目した。MIMの製造方法は、金属粉末と樹脂の混合→射出成型→脱脂・焼結させて部品全体、あるいはその一部を製造する方法である。機械加工の工程を少なくすることができ、その分、低コスト化が可能である。一方、DLDの製造方法は、金属粉末をレーザー光線にて溶融し、３次元プリンターにて印刷を行う要領で積層し、完成形状を得る方法である。MIMに比べて加工時間は長くなるものの、機械加工の工程を無くすことができ、その分、低コスト化が期待できる。

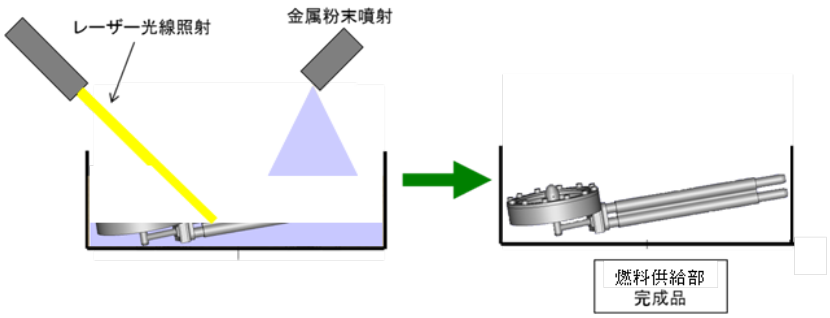


図3-1-2(2)c(a)-2　DLDによる希薄燃料噴射弁部品製造（例、燃料供給部）

MIMは、図3-1-2(2)c(a)-1に示すように例えば旋回羽根部品の構成部品を個々の単品にて製作し、仮接合させた後に焼結させて完成品にする製造法である。本研究では旋回羽根のような薄肉でかつ、複雑な形状の部品の製作を課題として進めた。本課題に対して、複雑な形状の射出成型を可能とする金型形状の検討を行った。代表的な旋回羽根部品を選定し、その試作のための金型を設計した。本金型を用いて射出成型から焼結までを行い、単体における部品形状の試作を行った。試作したラジアルスワーラ、アキシャルスワーラを図3-1-2(2)c(a)-3に示す。



(a)ラジアルスワーラ　　(b)アキシャルスワーラ

図3-1-2(2)c(a)-3　MIMで試作した燃焼器部品

単品部品の焼結結合性、焼結時の縮み量、テストピースによる材料特性データ取得などを行い、精密鋳造では不可欠であったロー付けや溶接によらず一体成型できる見通しが得られ、燃焼器部品を製造するうえでのMIMの有効性を確認した。

一方、DLDは図3-1-2(2)c(a)-2に示すようにレーザー照射にて部品下部からメタル粉末を溶融させて積層していく方法である。一体の削り出し加工も難しく、精密鋳造、MIMでは中子などを工夫しても対応できないような複雑な形状の製造が、このDLDでは可能である。DLDに適した部品として燃料噴射弁を選定した。当該部品は機能上、部品内部に複雑な形状をした燃料通路を形成する必要があり、DLDに適した部品であると考えられる。

複雑な形状の部品をDLDにて精度よく製作するためには、部品を積層させる姿勢が課題となる。本課題に対して、３次元CADとリンクさせた積層加工シミュレーションを行っており、積層姿勢の検討を行った。その積層姿勢に基づいて燃料噴射弁の試作を行った。試作した燃料噴射弁部品のスワーラ、燃料チューブを図3-1-2(2)c(a)-3に示す。試作することで、寸法精度、耐圧性に関するデータや金属粉末サイズによる寸法精度、表面粗度のデータを取得した。これにより、精密鋳造の中子では対応できない複雑な燃料通路を含めた一体成型の見通しが得られ、燃焼器部品を製造するうえでのDLDの有効性を確認した。

これらの結果から、従来の精密鋳造、ロー付けによる加工方法に比べて、対象部品の製造コストを1/6に低減できる見通しが得られた。

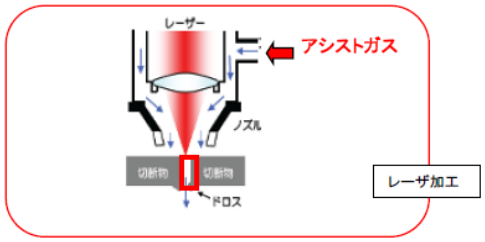


(a)スワーラ　　(b)燃料チューブ

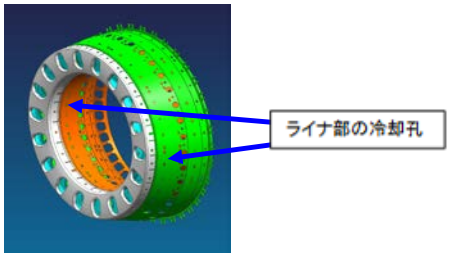
図3-1-2(2)c(a)-3　DLDで試作した燃焼器部品

（ｂ）ライナー

ＮＥＤＯ助成事業においては、燃焼形態の１つとして部分過濃燃焼器の開発を行い、低ＮＯｘ性能を有する燃焼器を開発してきた。その成果を踏まえ、製造コストの低減に寄与するため、ライナーの多数の冷却孔加工について、レーザー加工などの高速化による低コスト製造技術の開発を行う。



レーザー加工
図3-1-2(2)c(b)-1



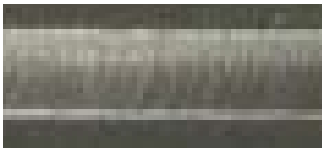
ライナー冷却孔への適用箇所
図3-1-2(2)c(b)-2

ライナーには多数の冷却孔加工が必要であるが、レーザーによる高速加工条件では溶融層等の品質を満足できず、加工時間が長くならざるを得なかった。また、エアーフローテストによる最終機能確認が必要となり、高い加工コストの要因となっている。そのため、寸法精度、加工時間短縮の両立を図る高速加工技術を開発する。孔加工速度としては、現状の1.5倍以上とすることを目標とした。

レーザー加工の場合ではアシストガスの高圧化やノズル形状改良を初めとした工法改善により、溶融金属（ドロス）を高速除去し、高速加工・加工品質向上を両立するとともに、エアーフローテスト回数を最小限とすることで、製造コストの低減を図る。（図3-1-2(2)c(b)-1、-2）

高速加工の方策のひとつとして、加工時の切断面の溶融金属（ドロス）（図3-1-2(2)c(b)-3）を高速除去するべく、加工部（レーザ切断幅部分）への空気流入量を可能な限り大きくする方法がある。このためには、加工部直上流のアシストガス全圧（ないし加工部への流入速度）を最大にしなければならないが、以下の課題がある。

・関係する加工パラメータの特定
・流れ場・全圧が決まる現象メカニズムの解明



良好な切断面例



不良な切断面例（ドロス付着）

図3-1-2(2)c(b)-3　加工面のドロス

これらの課題解決の方策として以下が考えられる。

（１）現状の基本加工条件におけるアシストガスの流れ場をシミュレーション解析で可視化し、加工パラメータを振り影響の度合いを推定する

（２）現状加工速度にてテストピース加工の予備試験を実施し、切断評価等により解析予測との比較検証を行う
（３）上記により解析モデルを改良するとともに重要な加工パラメータを明らかにして、これを最適化するための設計・シミュレーション解析を行う（ノズル形状、圧力等）
（４）テストピース高速加工試験・切断評価にて高速加工の目途付けを行う

（１）のシミュレーション解析、（２）の予備試験を行った。解析例を以下に示す。（図3-1-2(2)c(b)-4）アシストガスの大半が加工面に沿って周囲に散逸し、ごく一部が切断部に流入することがわかる。また、切断部に至るまでの急激な速度低下が切断部における全圧損失につながっていることが考えられ、全圧損失を最低限とするスムーズな速度場の設計が重要となる。

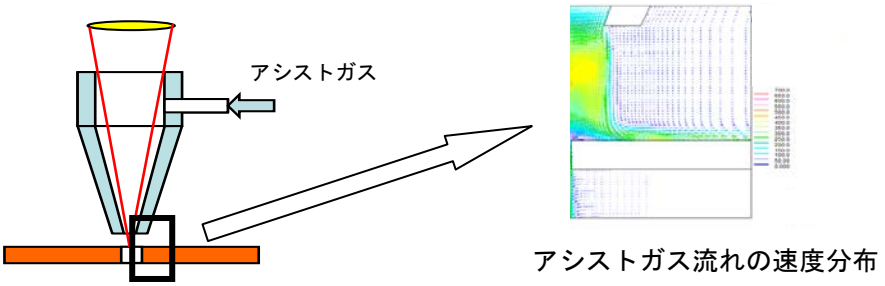


図3-1-2(2)c(b)-4　アシストガス流れの解析例

以上から、主要パラメータとして以下を検討し、ＣＦＤ解析により穴サイズ大小により２つのノズル先端形状を選定し、試作により加工面の確認を行った。
・アシストガスノズル先端形状
・アシストガスノズル～加工面の距離
・アシストガス圧

加工孔径小の場合として、加工部の局所的ガス圧・流量増大を狙いラバルノズルタイプを考案した。（図3-1-2(2)c(b)-5）

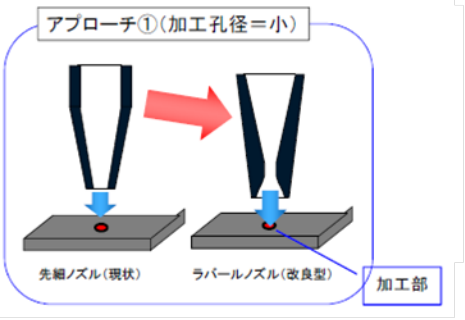
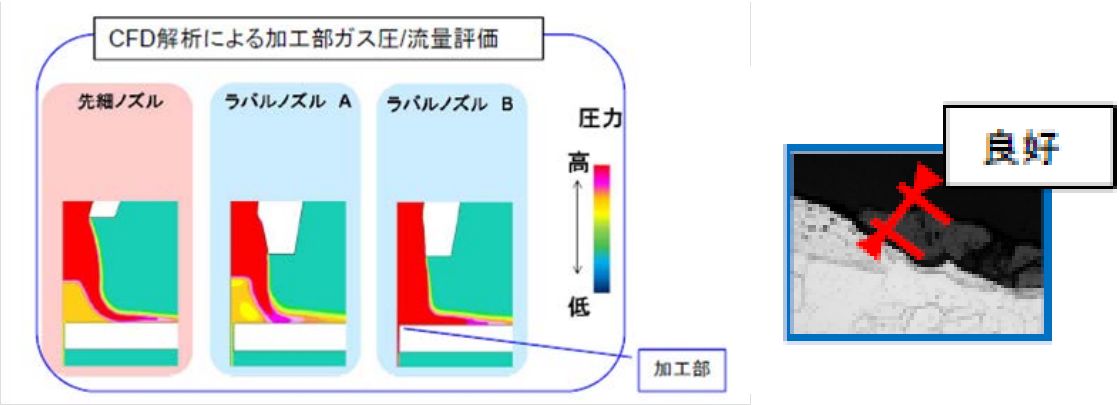


図3-1-2(2)c(b)-5　加工孔径小のノズル形状



(a)ノズル部ＣＦＤ解析結果　　(b)ラバルノズルＢの加工結果

図3-1-2(2)c(b)-6 ノズル部ＣＦＤ解析と選定したラバルノズルＢでの加工結果

ＣＦＤにより先細りノズル（現状）と比較検討した結果、ラバルノズルタイプＢにより狙いどおり加工部が高圧となることを確認した。選定したラバルノズルタイプＢにより実際に加工を行い、加工速度３倍でもミクロ品質が良好となることを確認することができた。（図3-1-2(2)c(b)-6）

加工孔径大の場合として、アニュラノズルによる加工部の局所的ガス圧・流量増大を狙った。このアニュラノズルについてＣＦＤにより検討した結果、加工部が高圧となることが確認できた。図3-1-2(2)c(b)-7にＣＦＤ解析結果と可視化計測結果を比較して示す。また、実際に加工した結果を図3-1-2(2)c(b)-8に示す。酸化/ドロス層厚さのミクロ品質について良好であることが確認できた。大径加工へのアニュラノズル適用により、加工速度５倍でもミクロ品質が良好であることを確認できた。（図3-1-2(2)c(b)-9）

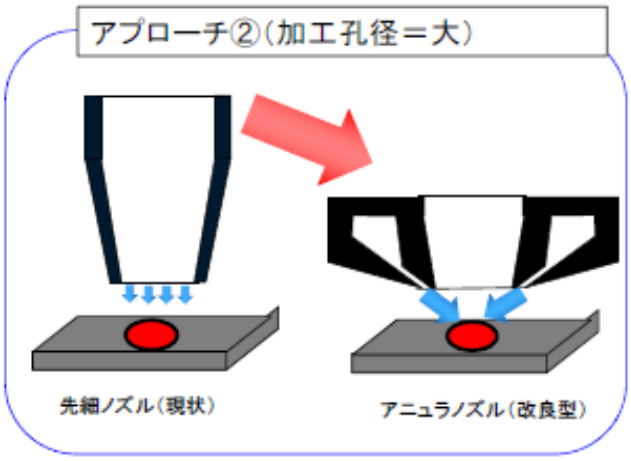


図3-1-2(2)c(b)-7　加工孔径大のノズル形状

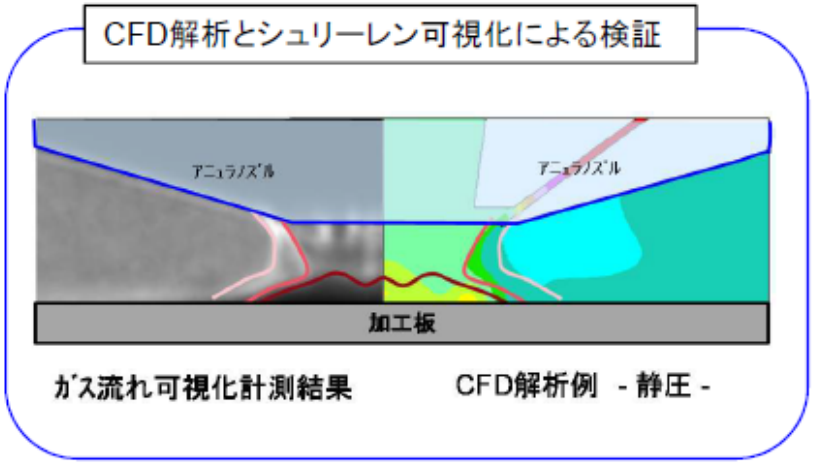


図3-1-2(2)c(b)-8　アニュラノズル部ＣＦＤ解析と可視化結果

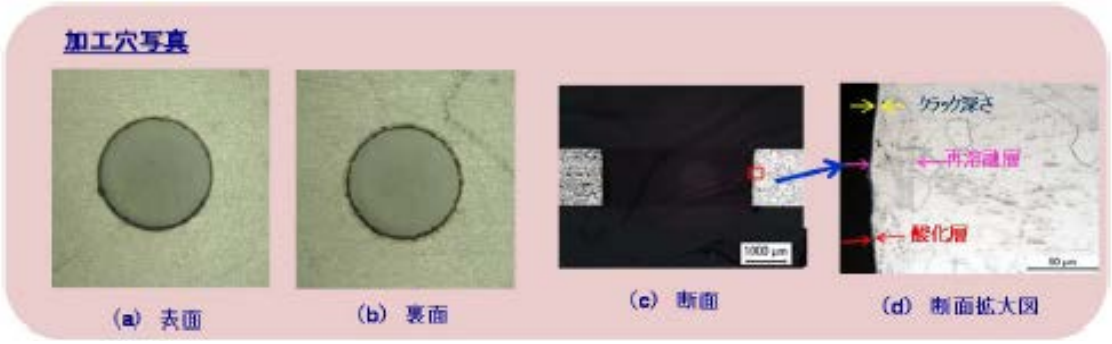


図3-1-2(2)c(b)-9　アニュラノズルによる孔加工結果

これらの結果から、アシストガスノズルの改良により、孔加工速度＝現状の3倍以上が可能な目処を得ることができ、実用化により対象部品の製造コスト全体を約1割低減可能な見通しを得た。

ｄ．製造技術動向調査

製造技術の競争力の維持強化のため、内外の製造技術について動向調査を行い、将来取り組むべき製造技術の方向性を見極めることを目的とする。

方法としては下図に示すように学会誌や特許などの文献調査とベンダーへのヒアリングを中心に技術ニーズ、シーズの調査を行う。必要に応じて試作などの試験を実施した。技術選定はポートフォリオを作成して技術適用による改善効果、技術ニーズへのマッチングおよびコストなどの指標で評価を行った。選定された技術については試作や試作品の評価試験を行い、適用時の効果や技術開発における課題の洗出しを行った。

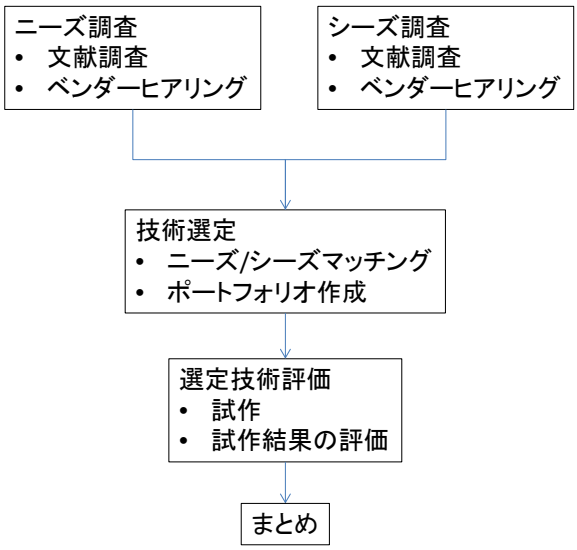


図3-1-2(2)d-1 製造技術動向調査

	ピックアップした技術	開発リスク	価値	独創性	合計	備考
Additive Manufacturing	★ Laser Sintering	2	3	3	8	
	Electron Beam Melting	2	2	3	7	表面粗さでLaserに劣る
	Ultra sonic additive manufacturing	2	1	3	6	修理向きで新製品には向かず
	Laser Metal Deposition	2	1	3	6	修理向きで新製品には向かず
除肉加工	Lasercaving	3	1	1	5	
	Electrochemical Metal Removal	3	2	1	6	
	High-speed milling	2	2	1	5	
	Isogrid manufacturing	2	1	1	4	
表面処理	Laser shock peening	2	3	2	7	
	Ultrasonic Shot Peening	2	2	3	7	
接合	Inductive high-frequency pressure welding	2	3	3	8	MTUで開発中
	★ 通電拡散接合	2	3	3	8	
	ファイバーレーザー加工	2	2	1	5	
	アーク溶接自動化技術	2	2	3	7	
	耐熱接着剤	1	2	1	4	
	異材摩擦圧接	3	1	1	5	
仕上加工	精密バレル研磨加工	3	2	2	7	
	3次元ならいバリ取り	3	2	2	7	
加熱	レーザー平面瞬間加熱	2	1	1	4	
	ガラスヒーター	2	2	2	6	
計測	画像による平坦度測定	3	1	2	6	

図3-1-2(2)d-2　技術ニーズ、技術シーズリスト

調査によってリストアップされた技術シーズ、ニーズを図3-1-2(2)d-2に示す。技術ニーズでは複合材やBLISKといった軽量化のために導入された技術に対しての低コスト製造技術および修理技術へのニーズが高いことがわかった。これらの軽量化技術の適用範囲拡大のためCFRPの耐熱性向上といった技術ニーズも出ている。また複合材やアルミ合金といった軽量部材を翼部品として使用する場合は耐摩耗性をカバーするためにシース部品が不可欠であり、このシース部品に対する低コスト化技術の技術ニーズも高いことがわかった。技術シ

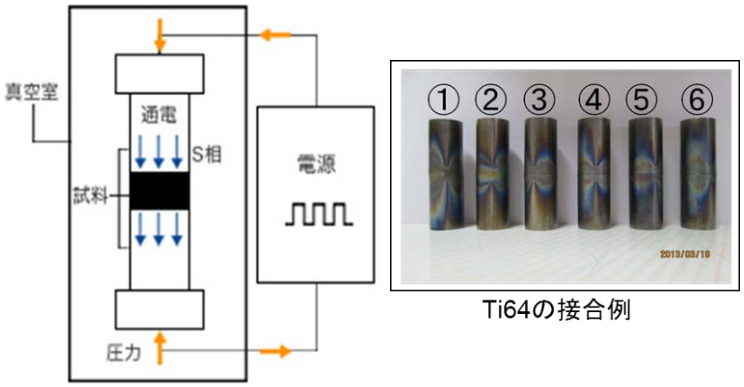
ーズはこれらの技術ニーズを受けたものが多く、High Speed Millingなどの低コスト切削技術やIHFP（Inductive High Frequency Pressure）といった接合法によるBLISK修理技術、さらにはLSP（Laser Shock Peening）などBLISKの整備性を改善する技術が開発されている。

また、金属粉末をレーザーで溶融、積層して成型品を得る手法では、近年になってファイバーレーザー採用などにより使用できる材料の種類や材料強度を増すことが可能となり、Additive Manufacturingとして米国を中心に技術開発が活発になってきている。本補助事業で取り組んでいるDLD技術もこの分野の１つであり、その取組の重要性が確認できる。

これらの調査結果から、有望技術として、Laser Sintering(Additive Manufacturing)、通電拡散接合を選定し、選定された技術のトライアルを含めた技術評価を実施した（図3-1-2(2)d-3）。Laser Sinteringでは圧縮機静翼の１０連翼の製作を試みた。Laser Sintering後のサポート除去含めた後加工が必須であり、表面は鋳物肌よりも劣るものであった。強度的には十分なものであるが加工時間が長く、後加工の機械加工が必須で、この圧縮機静翼に適用するには更なる開発が必要である。通電拡散接合は、通電による接触抵抗で接合界面のみを加熱し拡散接合を行うもので、通所の加熱炉による拡散接合では数時間かかる接合を２～３分で行うことが可能である。炉を用いないため加工時間を圧倒的に短縮できるメリットがあり、大面積接合が可能になれば有効な製造技術である。現状の装置では接合可能面積が20×20mmと小さいため、ブリスク修理等に用いるには更なる技術開発が必要で、パルス電流の制御による温度コントロールが課題となると思われる。



(a)Additive Manufacturing
（連翼試作品）



(b)通電拡散接合概要

図3-1-2(2)d-3　選定した技術の評価

３－１－３　特許出願状況等

特許、論文等の件数はゼロである。しかし、特に製造技術開発については特許として公開し公知のものとするよりも、競争力維持の観点からはノウハウとして秘匿すべきものもあり、これらの点を考慮した。

３－２　目標の達成度

表3-2-1に第２章で設定した目標・指標に対する個別要素技術の達成度を示す。

表3-2-1　目標に対する成果・達成度

要素技術	目標・指標（事後評価時点）	成果（事後）	達成度（事後）
インテグレーション技術開発			
・性能予測	・実データとの比較により、性能予測レベル向上度を確認	エンジン性能； エンジン重量も加味した機体搭載時の燃料消費量を推算可能とする手法を考案	達成
		主流巻き込み； シール部ＣＦＤ解析の高速化と主流巻き込みモデルの改良によりシール効率などの予測精度が向上（10pts）	達成
・構造解析	・実現象との比較により、破壊を伴う現象を定性的に再現できているか評価	タングリング； 破断ひずみの速度依存性を考慮するなどの解析手法の改良を行い、予測精度を向上	達成
		ﾌｧﾝ異物衝突； モデル化範囲、異物モデルの引張強度を適切に設定し、大変形時の翼変形量の予測精度が大幅に向上	達成
	・温度予測精度（寿命）の向上度を確認	キャビティ流れ； リグ試験機により流動機構を解明し、ＣＦＤを検証。流れ構造を温度予測に反映することで、精度が60%以上改善。	

低コスト製造技術開発			
・圧縮機部品	試作、評価により、寸法精度や低コスト化を確認	・複雑形状部品である連翼をMIMで製造、金型改良で寸法精度を確認、強度は鍛造材並で、コストも60%削減と評価	達成
・フレーム部品		・板金化適用部位などの構造設計を行い、強度解析で成立性を確認、重量10%減、コスト6%減と評価	達成
・燃焼器部品		・燃料噴射弁について、DLDやMIMの適用部位を選定し、製造可能であることを確認、コスト1/6と評価	達成
		・ライナーは、課題となるドロス除去に対し、アシストガスノズルの改良でレーザー孔加工速度向上（3倍以上）を確認、コストも1割削減と評価	達成
・技術動向調査		・文献調査等を実施し、有望技術として選定した加工技術（Laser Sintering、通電拡散接合）の試用を実施し有用性、課題を確認	達成
	直接運航費用（DOC）削減目標－１５%への寄与度を確認 DOC低減への寄与度として、各技術適用で+0.15%を指標とする	・これらの低コスト製造技術をエンジンに適用すれば、貢献度としてDOC低減+0.4%と見込まれる	達成

４．事業化、波及効果について

事業化については、ＮＥＤＯ助成事業を含めプロジェクト全体に触れつつ、以下に記載する。

４－１　事業化の見通し

ＮＥＤＯ助成事業では、次世代小型航空機用エンジンの実用化に向けたエンジン完成機開発能力の獲得を目指しており、具体的には、図4-1-1に示すように、中大型エンジンに比べ、開発プログラムシェアの高い小型航空機の中でも最も小さな５０席クラス用エンジンが主導的開発の可能性が最も高いと判断して選択した。

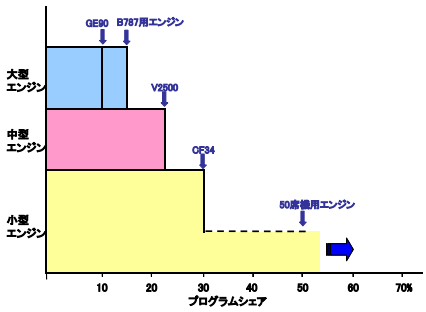


図4-1-1開発プログラムシェアの実績

小型航空機については、カナダ・ボンバルディア社とブラジル・エンブラエル社が世界市場を寡占する状況であった。特に５０席クラスについては、ボンバルディア社が１９９２年にＣＲＪ１００（エンジンGE社CF34-3A）の型式証明を取得して世界で初めてリージョナル機を生産したが、４年後にエンブラエル社がＥＲＪ１４５（エンジンRR社AE3007A）の型式証明を取得して急速にシェアを伸ばした。米国を中心に５０席機ブームの到来とも言える状況となり、ＣＲＪ１００/２００クラスが約１０００機、ＥＲＪ１４５クラスが約９００機と合わせて２０００機近くが生産された。本プロジェクトの事業化にあたってはこれらの機体の代替需要を狙い、通常２０年から２５年で新しい機体に更新されている実状を踏まえ、２０１０年代後半には、この代替需要が立ち上がると予測し期待していた。

需要動向は経済状況やエアラインの経営状況などに大きく左右されるため、市場調査を継続的に進め、図4-1-2に示すように世界中のエアラインや機体メーカならびに業界団体への訪問調査、業界関係者が一同に会するカンファレンスなどへの出席を通じて、市場の状況をいち早く把握することに努めている。図4-1-3に示すように、目標とする５０席クラス小型航空機のエンジンは、推力1万ポンド（10klb）クラスであり、１９９０年代以降新たなエンジンの開発はな

いが、２００８年頃に同じ推力クラスのエンジンを搭載する中大型ビジネスジェット機の開発計画がいくつかアナウンスされていた。しかし、その後の世界経済状況の悪化から、機体開発計画は凍結されていたが、最近になってビジネスジェット機業界では回復の兆しが見え出し、中大型のビジネスジェット機開発ローンチ、エンジン選定が表明されている。



図4-1-2過去の市場調査で訪問した主要なエアライン

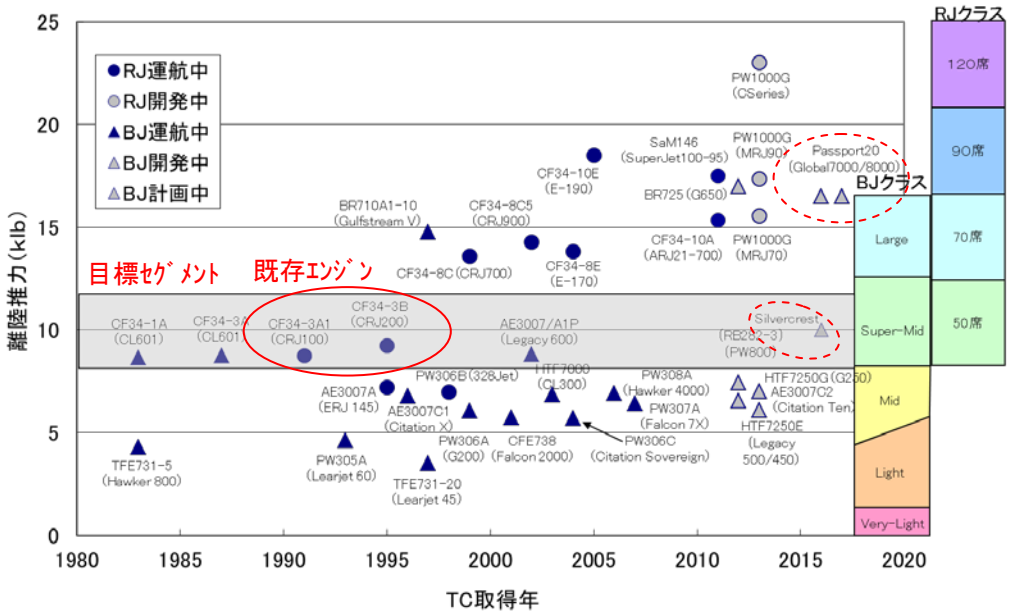


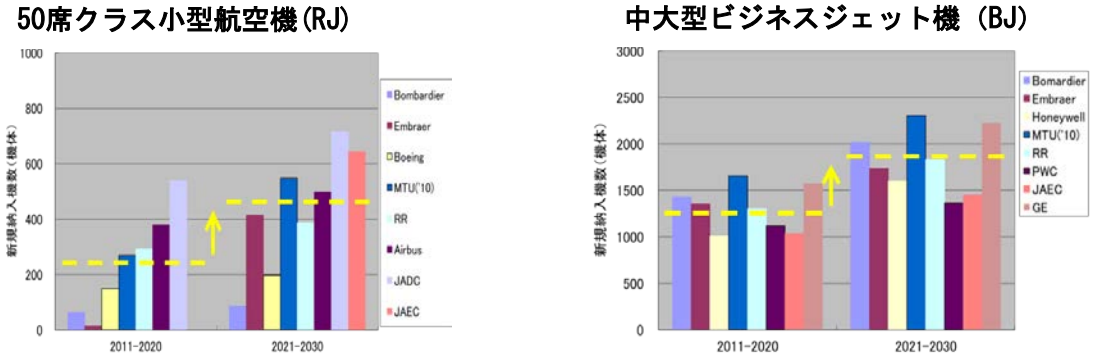
図4-1-3事業化目標セグメント

最近の各社市場予測によると、図4-1-4に示すように、目標とする５０席クラス小型航空機（RJ：Regional Jet）は、今後20年間では期待するほどの需要は当面望めない状況となっている。

一方で、同推力クラスのエンジンを搭載する中大型ビジネスジェット機（BJ：Business Jet）は、経済状況による変動はあるものの１０年単位では一定の

需要が見込まれている。実際、新たなBJ機開発として、2010年にBombardier社のLarge Class/Long RangeのGlobar7000/8000がローンチされ、そのエンジンにGE社のPassport20の採用が決定されている。また、2012年にはCessna社のMiddle ClassのCitation Longitudeの開発がローンチされ、エンジンにSnecma社のSilvercrestエンジンが採用されるなど、ビジネスジェット機業界では、中大型機を中心に新な動きが見えつつある。

これらビジネスジェットへの派生も含めて考えれば、いわゆる推力１万ポンド（10klb）クラスエンジンの需要としては、今後２０年の内、前半１０年で３０００台（機体１５００機）、後半１０年で４５００台（機体２２５０機）程度の新規エンジン需要が予想されている。



推力10klbクラスエンジン需要予測（括弧内は機体数）

	2011～2020	2021～2030
RJ用エンジン	440台 （220機）	880台 （440機）
BJ用エンジン	2620台 （1310機）	3640台 （1820機）
合計	3060台	4520台

図4-1-4　市場予測

図4-1-5に研究開発計画とその後の事業化のシナリオを示す。エンジンは世界のマーケットを相手にし、且つリスクも大きいだけに、開発・量産・事業では海外メーカと提携するのが通常となっている。さらに、10klbクラスのエンジンについて米国・ＧＥ社、英国・ＲＲ社、仏国・スネクマ社等も開発する動きがあり、ニッチな小型機市場で確実にシェアを確保するには、共同開発が得策である。従って、事業開始にあたってはパートナーを選定することになる。その場合でも、日本側は５０%以上のシェアを持ち、日本主導の事業を目指すが、事業リスクを見通しつつ、市場の動向を注視していく必要がある。より多くのシェアを獲得するためには、世界に先駆けて技術実証するとともにパートナーとの折衝も始めて、実機開発エンジンに本プロジェクトで取得した成果がより

多く採用されることを十分に考慮し、バーゲニングパワーとして活用を図る。一方、実機開発におけるエンジン型式承認取得のための事前準備を視野に、ＮＥＤＯ助成事業の第３期において耐久性評価技術として、材料スペックの確立ならびに材料データベース化を行うとともに、耐空性適合化技術としてエンジン試験結果を通じて構造解析手法の精度向上を図っている。その際、FAAのDER（Designated Engineering Representatives）相当のコンサルタントを雇ってエンジン型式承認取得に向けた作業指導を受けるなどの備えを行っている。

実機開発開始の判断は、機体メーカによる次世代機の開発宣言という大きな旗が揚がることが必要である。実機開発計画書を確定させて、売価・販売機数及び総原価の見直しを基に、事業成立の目標を立てる。さらに、初期販売活動として、目標とする初期顧客（ローンチ・カスタマー）の確保が重要となる。その確保に際しては、これまで培ってきたＶ２５００、ＣＦ３４等のエンジン事業および整備事業ネットワークを最大限に活用する。

事業化を確実にするためには十分なコスト競争力の付与が重要であり、製造費および実機開発費等のコストダウンが必須である。製造費や整備費においては、段数・部品点数削減や低コスト製造法を基本手法としてコストダウンを図り、直接運航費用トータルで検討している。一方、実機開発費においては設計費およびリグ試験費が大きく、設計データベースはもとより試験装置等、本プロジェクトの成果を最大限活用できる。

一方で、ビジネスジェット機業界では、将来の需要増を見込むなど回復の兆しが見え出し、小型航空機相当の推力クラスのエンジンを搭載する中大型ビジネスジェット機の開発計画が明らかにされていることは、上述のとおりである。これに対して、本プロジェクトで得られた研究開発成果を早期に活用できる絶好の機会として捉えるとともに、将来の小型航空機用エンジンへの派生型ともなりうるものであり、参入への足掛かりとするためにも、このビジネスジェット機用エンジン事業に対して、必要な措置を執っているところである。

以上に述べてきたように、昨今の燃料価格の高止まり、不安定な経済環境、対象とする小型機の将来需要機数予測の状況などの外的要因から、現状では実機開発へ打って出る環境には無く、事業リスクが非常に高いと言える。他方、本補助事業に参加の重工３社が培ってきた航空機エンジンの個別要素技術の開発に関しては一定の成果を上げ、海外の主要な航空機エンジンメーカからも高く評価され、国際共同開発の場で成果の一部については実機への適用も進みつつある。こうした状況を勘案すると、個別要素技術の更なる競争力強化により国際共同開発でのより一層の役割拡大、地位向上につながる地道な研究開発活動を継続し力を蓄えていくことが重要と考えられる。

本補助事業で開発された技術については、国際共同開発にて担当する部位に活用可能なものであり、インテグレーション技術開発の各技術は、低圧系の設計に直接的に活用できる。同様に低コスト製造技術開発の各技術は、エンジン重要部位である高圧圧縮機、燃焼器に直接的に活用できる。このように、国際共同開発事業へ得られた成果を早期に活用していくことが可能である。

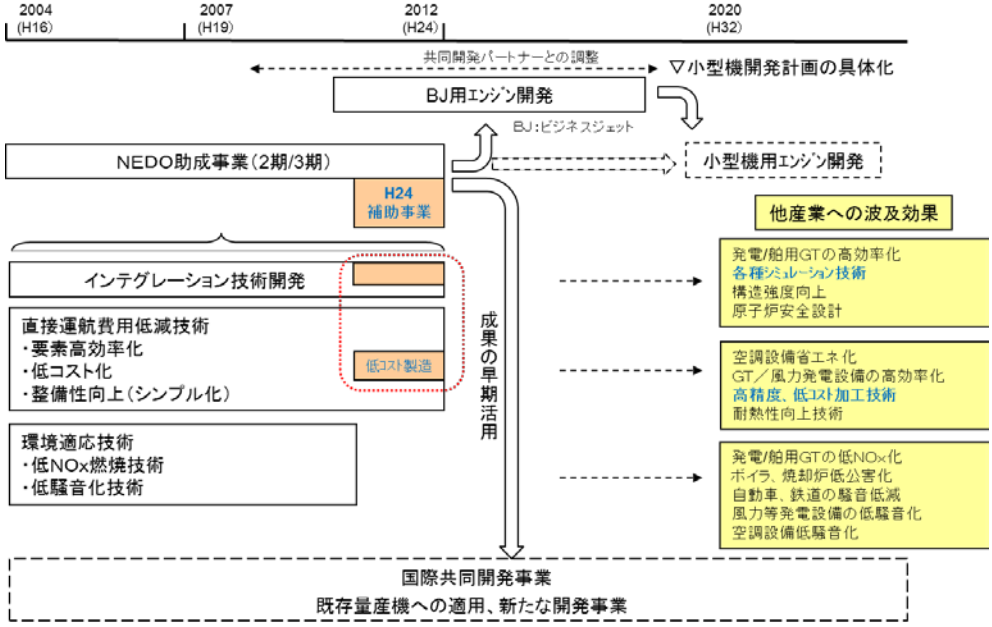


図4-1-5　事業化のシナリオ

４－２　波及効果

航空機産業は、極めて先進的な技術が最初に投入される高付加価値産業であるとともに、関連する技術の裾野が極めて広く、多方面の産業分野に波及可能である。本事業も例外ではなく、輸送機器製造業、エネルギー産業、素材産業等に波及効果が期待できる。さらに、世界市場ニーズを踏まえたシステム統合技術、我が国が得意とする低コスト製造技術の開発という自主的・自己完結型研究開発という点で、世界に通用する技術者人材を育成するのに役立っている。

以下に、平成２４年度補助事業における技術開発テーマ毎に波及効果を示す。

（１）インテグレーション技術開発

どの技術も発電ガスタービン/舶用ガスタービンへの波及は無論であるが、ファンへの異物衝突時の破壊過程のシミュレーションについては、同様に異物衝突の危険に晒される風力発電/航空機用プロペラの変形予測は勿論、車両衝突解析にも技術波及できる。低圧タービンのタングリング解析技術も、風力発電/航空機用プロペラの変形予測は勿論、車両衝突解析にも技術波及できる。

（２）低コスト製造技術開発

本研究開発で取り組んだ低コスト製造技術開発は、発電ガスタービン/舶用ガスタービンの各部品製造へ波及することは無論であるが、圧縮機静翼のMIMや、燃焼器部品の低コスト化技術として取り組んだDLDは、複雑な構造のものをニアネット化で、高い寸法精度の最終部品形状を製造できる方法で、かつ大量生産を可能とする技術であり、自動車をはじめとした他産業への技術波及が可能である。また、燃焼器ライナーの低コスト化技術として取り組んだレーザー孔開け加工についても広く他産業へ波及可能である。

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

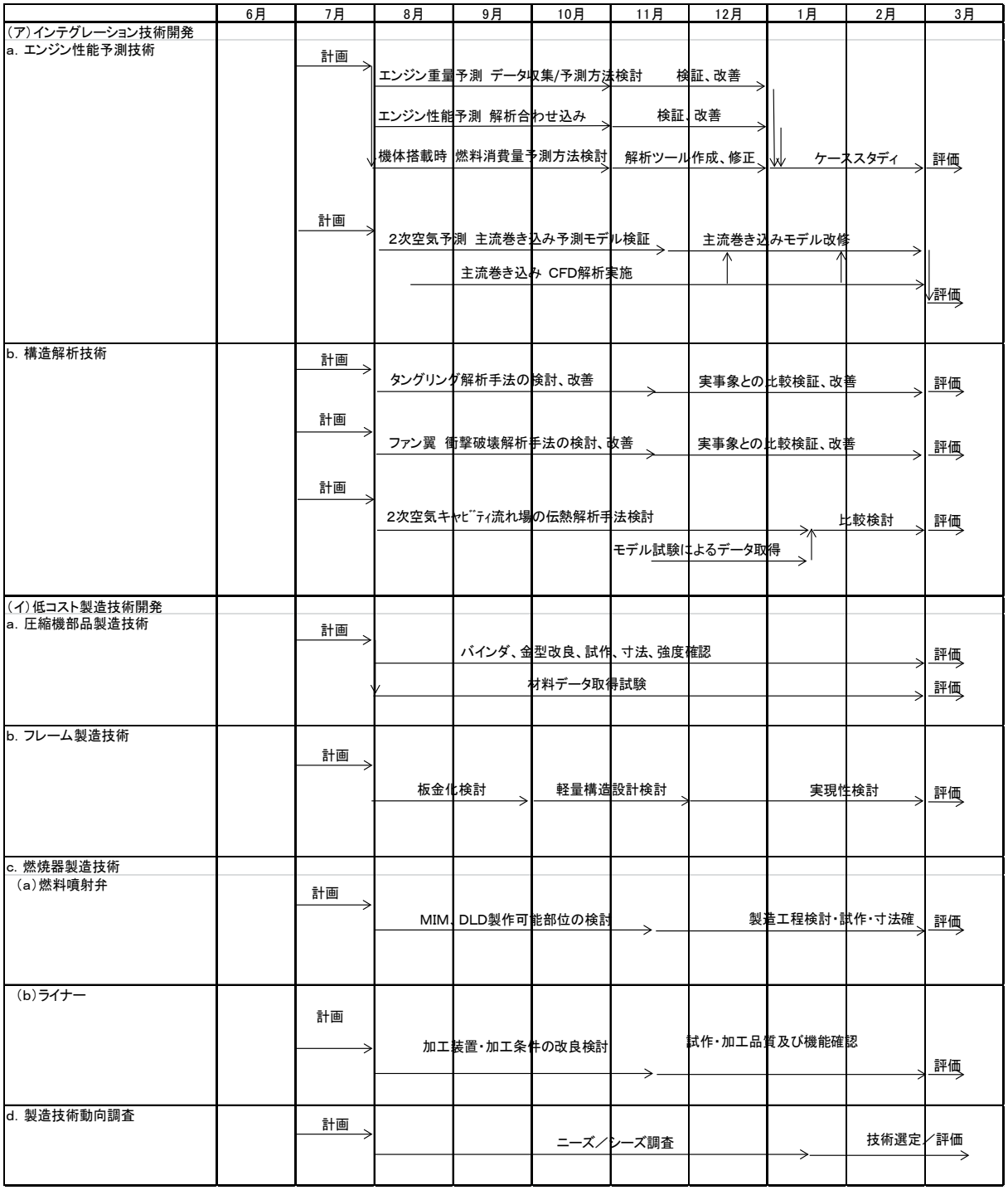
「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」プロジェクトは、経済産業省の施策に基づいて、ＮＥＤＯ技術開発機構の制度のもとに、第１期（フィージビリティスタディ）、第２期（要素技術開発）、第３期（エンジン要素技術実証開発）とフェーズを経て実施されている。（ＮＥＤＯ助成事業）

一方で昨今の社会情勢として円高の進行により国内の電力供給制約等を受けて、製造業の海外移転の加速が懸念されるなか、航空機産業のサプライチェーンを担う国内製造業の国際競争力強化を図るため、革新的な低コスト製造技術の開発の必要性や国際共同開発での役割拡大との重要性から、ＮＥＤＯ助成事業の成果を基に、平成２４年度の経済産業省の補助事業として本研究開発を実施している。研究項目としては、「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」プロジェクトの目的である、完成機開発能力の更なる向上および直接運航費用低減に資するものとして、インテグレーション技術開発、低コスト製造技術開発の２つに注力して実施されている。現在の航空機エンジンメーカーに置かれた、上述のような社会・経済環境に即した事業内容となっており適切な対応が成されている。

表5-1-1に計画線表を示す。具体的な実施内容は、インテグレーション技術開発では将来の市場動向の変化に対応できるようエンジン派生型の検討や、実機の開発、設計の過程で必須となるエンジン性能管理およびエンジン重量管理のために、エンジン全体性能、重量の予測技術の高度化、エンジン性能を左右する２次空気の予測技術の研究開発を行っている。更に、安全上必要となる設計技術である低圧タービンのタングリング、ファンの異物衝突の衝撃解析技術の開発を行っている。このように、エンジンを取り纏めていくうえで必須な技術が選定されている。

低コスト製造技術では、MIM（Metal Injection Molding：金属射出成型）のより複雑な形状への適用や、高コストな大物の鋳物フレーム部品の板金化率向上による低コスト化、燃焼器部品では燃料噴射弁やライナーの製造加工技術の低コスト化技術に取り組んでいる。更に、昨今の製造技術の動向を調査し、有望技術の洗い出しを行っている。本研究開発で取り組む低コスト製造技術は、国際共同開発での実機への適用を念頭に実施され、また将来に備えた製造技術調査を行う計画となっていて、適切なものである。

表5-1-1　平成２４年度補助事業研究計画



５－２　研究開発実施者の実施体制・運営

平成２４年度の本補助事業については、先のＮＥＤＯ助成事業の構成メンバーである、航空機エンジンメーカーの重工３社、株式会社ＩＨＩ、川崎重工業株式会社、三菱重工業株式会社を維持し、コンソーシアムを組んで、公募による選定審査手続きを経て決定された。また、共同研究先として、九州大学、東京理科大学が参加している。

研究開発の実施に当たっては、株式会社ＩＨＩを幹事会社として全体取り纏めを行うとともに、外部有識者からの知見を頂くために技術委員会を設置している。

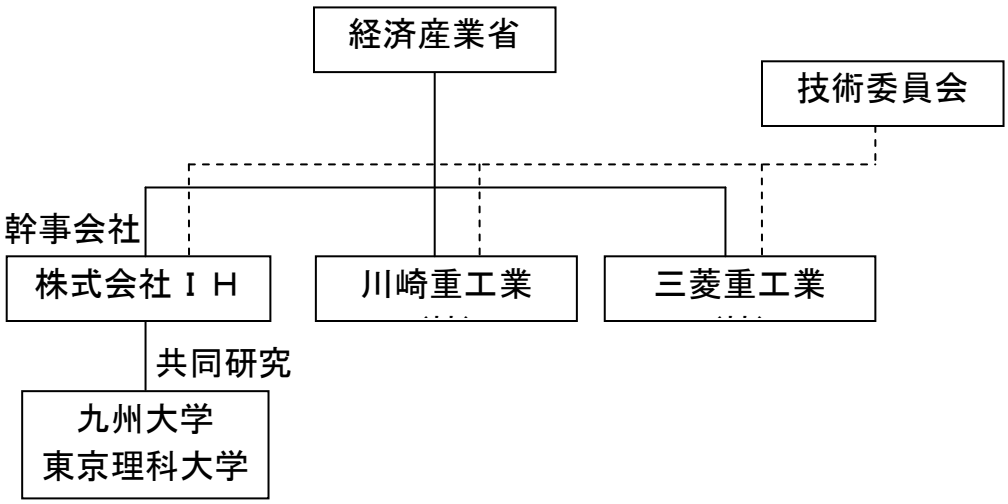


図5-2-1　研究開発実施体制

表5-2-1　技術委員会委員名簿

	氏名	所属
委員長	河野　通方	（独）大学評価・学位授与機構　教授 東京大学名誉教授
委員	渡辺　紀徳	東京大学 工学系研究科 航空宇宙工学専攻　教授
委員	津江　光洋	東京大学 工学系研究科 航空宇宙工学専攻　教授

表5-2-2に実施体制における各機関の役割分担を示す。重工各社ともに、ＮＥＤＯ助成事業で取得した技術成果をベースとして、本研究開発を実施している。株式会社ＩＨＩは、幹事会社として全体取り纏めを行うとともに、本プロジェクトにてエンジン全体設計を実施していることから、インテグレーション技術に関連して、エンジン性能予測や構造解析の高度化に取り組むとともに、低コスト製造技術開発では、ＮＥＤＯ助成事業で成果が出ているMIMのより複雑な形状部品への適用拡大、高コストな大物フレームの低コスト化に取り組んでいる。燃焼器部品の低コスト化では、ＮＥＤＯ助成事業にて低ＮＯｘ目標を満足する

燃焼器が開発され、各々担当した希薄燃焼方式（川崎重工業株式会社）、過濃燃焼方式（三菱重工業株式会社）を対象に研究開発を実施している。希薄燃焼方式では燃料噴射弁部品を、過濃燃焼方式ではライナー部品を対象として低コスト製造技術に取り組んでいる。また、学術研究機関の協力を得て効率的な研究開発を推進するために産学連携として、九州大学とはMIMの焼結過程の基礎データ取得、東京理科大学とは主流巻き込みのＣＦＤ解析で、その分野の第一人者との共同研究を実施している。

表5-2-2　役割分担

機関名	テーマ名	実施内容
株式会社ＩＨＩ	・インテグレーション技術開発 ・低コスト製造技術開発 ａ．圧縮機部品製造技術 ｂ．フレーム製造技術 ｄ．製造技術動向調査	幹事会社として全体取り纏め。インテグレーション技術開発のエンジン性能予測技術、構造解析技術および圧縮機部部品のＭＩＭ、フレームの板金化率向上および製造技術の動向調査を実施。
川崎重工業株式会社	・低コスト製造技術開発 ｃ．燃焼器部品製造技術	燃焼器の構成部品である燃料噴射弁についてＭＩＭ、ＤＬＤを適用した低コスト製造技術開発を実施。
三菱重工業株式会社	・低コスト製造技術開発 ｃ．燃焼器部品製造技術	燃焼器の構成部品であるライナーの冷却穴加工について低コスト製造技術開発を実施。
九州大学	・低コスト製造技術開発 ａ．圧縮機部品製造技術	ＭＩＭの焼結過程の基本特性取得を実施。
東京理科大学	・インテグレーション技術開発 ａ．エンジン性能予測技術	主流巻き込みの２次空気の内部流れのＣＦＤ解析を実施。

５－３　資金配分

評価対象事業に係る経費及び補助金交付額は下記の通りである。経費の内訳は表5-3-1の通りであり、１／２の補助事業である。試作、強度評価などが必要な低コスト製造技術開発に厚く資金配分を行い対応している。

平成２４年度政府予算額（補助金交付申請額）　　９９百万円

表5-3-1　平成２４年度資金配分（政府予算額）

	配分額（百万円）
インテグレーション技術開発	２４
低コスト製造技術開発	７５
合計	９９

５－４　費用対効果

参加している重工メーカー３社は、航空エンジン分野の研究開発を継続的に実施し豊富なデータおよび設備を有しており、本研究開発において活用することが可能であり、費用面において効率的に事業を推進することができる。

インテグレーション技術開発は、全機開発能力の更なる向上を狙って実施しているもので、本研究開発で実施したエンジン性能解析技術の向上、タングリング、ファンのＦＯＤ時の構造解析技術の高度化は、開発段階で必要となるＦＡＡ（米国連邦航空局）の認証取得を進めるうえで必須な技術であり、より高度な設計取り纏め能力を必要とする部位への参入、国際共同開発における我が国の役割拡大に通じるもので、その費用対効果は非常に大きいと言える。

また、低コスト製造技術開発は、我が国のものづくり力向上へと導くもので、その重要性は非常に高く、十分な費用対効果を期待できる。MIM等の先進的な製造技術の開発に取り組み、その技術レベルを向上し適用へ向けて加速できることで、その費用対効果を十分に期待できる。フレームでは、海外に依存せざるを得ず製造費用の海外流出ともなっている航空エンジン用の特殊材料による大型鋳物フレームについて、この構図から脱却し国内生産を可能とする製造技術となるもので非常に重要である。これらの先進的な製造技術だけでなく、燃焼器ライナーの穴開け加工の低コスト化は現場からの課題解決へのアプローチであり早期展開が可能なもので、費用対効果を十分に期待できる。また、本研究開発ではプロジェクト目標の１つである、直接運航費用－１５%への貢献を狙っている。その効果は各低コスト製造技術開発デーマの成果を総合して考えると、およそ0.15%と想定されるが、１年の研究期間と低コスト製造技術開発に配分した予算額からすると十分な費用対効果と考えられる。

５－５　変化への対応

本補助事業期間において、特段の対応を要する情勢の変化などは起きていない。

２－１　次世代構造部材創製・加工技術開発
（複合材健全性診断技術開発）

目　　次

1.　事業の目的・政策的位置付け
1-1.　事業の目的 155
1-2.　政策的位置付け 155
1-3.　国の関与の必要性 156

2.　研究開発目標
2-1.　研究開発目標 156
2-1-1.　全体の目標設定 157
2-1-2.　個別要素技術の目標設定 157

3.　成果、目標の達成度
3-1.　成果 159
3-1-1.　全体成果
3-1-2.　個別要素技術成果
3-1-3.　特許出願状況等
3-2.　目標の達成度 180

4. 事業化、波及効果
4-1.　事業化の見通し 183
4-2.　波及効果 185

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 186
5-2.　研究開発実施者の実施体制・運営 186
5-3.　資金配分 187
5-4.　費用対効果 187
5-5.　変化への対応 187

１．　事業の目的・政策的位置付け

１－１．　事業目的

航空機産業においても、近年の航空機の省燃費に対する要請に応えるため、軽量化構造部材として炭素繊維強化複合材料（以下複合材料）が積極的に導入されている。他方、複合材料の詳細な破壊過程、耐久性、耐衝撃性等については、十分に解明されているとはいえず、複合材料構造航空機の長期安全運用のためには、複合材構造の健全性を詳細に把握して異常を検知し、修理、交換を行う運用が必要である。従来は多くの手間と時間をかけて目視、非破壊検査等により構造の検査を実施していた。これが航空機を運航するエアラインの負担となり、更なる複合材適用拡大による省燃費化の進捗を妨げる要因ともなっている。

本プロジェクトに先行し、平成１５年度から１９年度に実施した「次世代航空機用構造部材創製・加工技術開発」では、航空機複合材構造に適用可能な基本技術の開発を実施し、個々の技術について、その基本的な有効性を航空機模擬構造試験等により確認している。実機への適用を考えた場合、複雑な構造様式をとる航空機構造に生じる様々な損傷を実用レベルで検知するためには、これらの診断技術を効果的に組み合わせ、全体として漏れのない構造健全性診断システムを構築する事が必要と考えられる。

先行して実施した研究開発で検証された光ファイバセンサによる構造健全性診断技術を活用し、実飛行環境でも十分なシステム信頼性と実用レベルを有する構造健全性診断を実現する複合材構造健全性診断技術を開発し、航空機の運航に伴う整備、点検作業を効率化して、航空機運用のメンテナンスコストの大幅な低減を実現させる。本プロジェクトでは、これにより航空機への複合材料適用を加速させ、軽量化によるエネルギー使用効率の向上を目的とする。

１－２．　政策的位置付け

我が国の強みである部品・素材技術をいかした機体の全機開発を我が国メーカーが行うことは、我が国の部品・素材メーカーにとっても、技術的競争力や信頼性を獲得する絶好の機会であり、これは、将来の国際共同開発において我が国部品・素材産業の役割を維持・拡大すると共に、我が国の産業基盤全体の高度化に繋がることが期待される。

上述の方向性のために、重点的に支援すべき中核的要素技術のひとつとして材料・構造技術があげられている。具体的には省エネ用炭素繊維複合材技術や、複合材適用拡大の趨勢に伴って必要となる、複合材の高度成形技術や信頼性向上技術等である。本事業はここに位置づけられる。

上記目的達成の為、図１－１の技術戦略マップを策定し、施策に反映している。

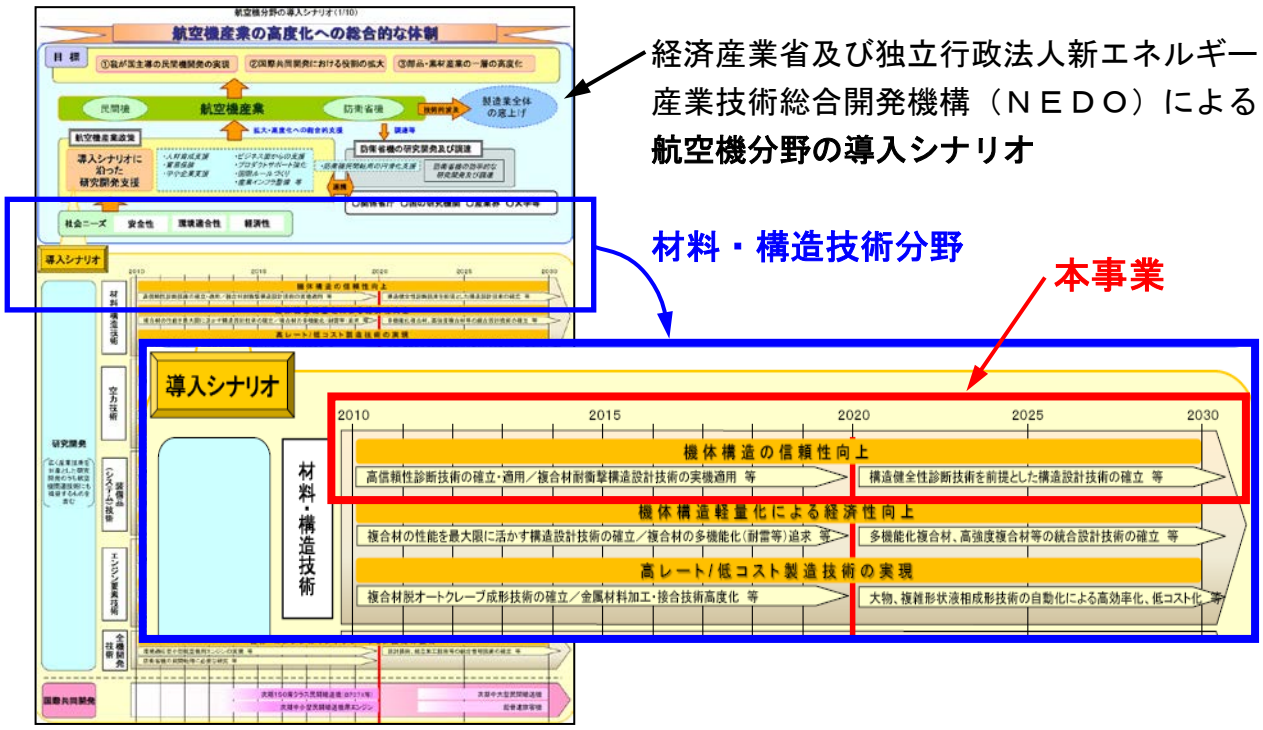


図１－１　本事業の位置づけ

１－３．　国の関与の必要性

本事業はエネルギー使用の合理化に関する法律に基づき、運輸部門のエネルギー使用合理化の促進という国策を遂行しており、国家レベルでの取組が必要である。

また、運輸部門におけるエネルギー需要は年々増加傾向にあり、その対策の一環として、最近注目が高まっている複合材料の使用による軽量化、エネルギー使用の合理化を図ることが、不可欠となっている。即ち、複合材料について構造信頼性向上技術を確立することで、航空機等の輸送機器への先進材料の本格導入を加速させ、運輸部門の更なるエネルギーの使用の合理化を実現する。

他方、本事業で開発する技術は、まだ一般的な普及レベルにまで到達しておらず、その信頼性の実証にも現実には膨大な技術リスクが伴うため、国が積極的に研究開発投資を行い、その成果を産業界に普及していく必要がある。

２．　研究開発目標

２－１．　研究開発目標

複合材料適用による航空機の省エネルギー化推進には、複合材構造の検査、整備を軽減し、メンテナンスコスト削減が必要である。その為に①ブリルアン散乱による歪計測では世界最高水準の分解能、計測速度を有する光相関ブリルアン散乱計測法、②高精度な動的歪計測を行うFBGセンサ計測技術、③高精度なラム波（弾性波）計測を行うFBGセンサ計測技術、④一本の光ファイバで多数の位置での計測を行う多点FBGセンサ計測技術を基に、計測データから高信頼な構

造健全性診断を行う技術を開発する。これら技術による診断システムを試作し、実飛行環境下で診断の高信頼性を実証することを目標とする。

２－１－１．　全体の目標設定

研究開発目標の達成に向けて、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 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
①高信頼性診断技術開発 実用レベルの構造健全性診断を可能とし、航空機の点検効率を大きく改善する航空機構造健全性診断技術を開発する。	メンテナンスコスト削減のためには、複合材構造の状態を確実に診断する、高信頼な診断能力が不可欠である。このためには実飛行環境での確実なシステムの動作が必要であり、下記の技術開発が必要となる。 ①計測結果に基づき高信頼な診断を行う技術 ②計測データを航空機の運用される実飛行環境下で、確実に取得するシステム技術 ③センサの機能拡張により、計測能力を高め、高い計測精度、計測の範囲等を実現する事で、高い診断信頼性を確保する技術
②高信頼性システム技術開発 ・実飛行環境下で航空機複合材構造の歪、損傷などを高速、高精度に計測し、信頼性診断データの計測システムを開発する。 ・計測システムの航空機搭載可能技術を開発する。	
③センサ機能の拡張 センサ機能を拡張し、計測データを活用して診断の信頼性を向上する技術を開発する。	

２－１－２．　個別要素技術の目標設定

前出の４種類の個別要素技術について表２－２に示すように目標を設定した。

表２－２　個別要素技術の目標

要素技術	目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
Ⅰ．光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造健全性診断技術の開発	①高信頼性診断技術開発 分布歪み計測及び動的歪み計測から、実飛行環境でも実用レベルの高信頼な構造健全性診断を行う技術を開発する。	本技術開発では、従来の建築物等に適用されているブリルアン散乱計測法に比べ、格段に高い空間分解能、計測速度を有する計測法（光相関ブリルアン散乱計測法）により、航空機構造の広範囲の歪情報を精密に計測する事で、高信頼の構造健全性システムを構築する事を目指す。特にブリルアンスペクトルの変動に着目し、更に多くの情報を取り出す事で、従来以上の高信頼性診断を実現する。
	②高信頼性システム技術開発 航空機に搭載可能で、実飛行環境でも高信頼な診断に必要な計測を可能とするセンサおよび計測システムを実現する技術を開発する。	

	③センサ機能の拡張（複合材結合部の構造健全性評価技術の開発・実証） 複合材結合部の内部損傷に関する情報の高信頼性診断技術への反映を図る。	
Ⅱ．光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム技術の開発	①高信頼性診断技術開発 実飛行環境でも実用レベルの高信頼な損傷検知を可能とする技術を開発する。	航空機の複合材構造に外部から衝撃が加わった場合、目視では発見が難しい構造損傷を生じることが知られている。本技術開発では、衝撃を受けた際に生じる動的歪および光ファイバの光減衰率の変化の計測により、衝撃の位置、衝撃強度、損傷規模を推定し、航空機構造に生じる損傷を検知するシステムを構築する。更に本システムのサンドイッチパネルへの適用を図る。
	②高信頼性システム技術開発 航空機に搭載可能で、実飛行環境でも損傷検知に必要な計測を可能とする高信頼なセンサおよび計測システムを開発する。	
	③センサ機能拡張（サンドイッチパネルの損傷検知） サンドイッチパネルに対応する損傷検知システムの高信頼性診断技術を確立する。	
Ⅲ．FBG / PZT ハイブリッドシステムによる航空機構造の損傷モニタリング技術の開発	①高信頼性診断技術開発 実飛行環境でも実用的な、高信頼な損傷モニタリングを可能とする技術を開発する。	航空機構造で高荷重を分担するBox構造などの主構造は、アクセスが困難で点検に多くの時間を要する。このような主要構造部位の構造健全性システムには、損傷規模、損傷状況を高い精度でモニタすることが要求される。これらの要求に対応するための高信頼性診断技術、高信頼性システム技術の開発、センサ機能拡張を実施する。
	②高信頼性システム技術開発 航空機に搭載可能で、実飛行環境で高信頼な診断システムを実現する。	
	③センサ機能拡張（衝撃検知能力付与） 衝撃検知機能と併せ、高信頼な損傷モニタリングシステムを実現する。	
Ⅳ．ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の	①高信頼性診断技術開発 FBGセンサによる多点歪計測に基づきストレインマッピングを行う事で、実飛行環境でも実用的な、高信頼な損傷診断を可能とする技術を開発する。	航空機の複合材構造対応し、高信頼な健全性診断を実現するために、歪分布の変化を確実に捉えるストレインマッピングによる高信頼性診断技術および歪分布データを確実に計測する高信頼性システム技術を開発する。また診断

開発	②高信頼性システム技術開発 航空機に搭載可能で、実飛行環境で計測を可能とするセンサおよび計測システムを開発する。	信頼性向上を図るため、データを取捨選択し、損傷の特徴を効率的に捉える多角的フィルタリング技術、成形硬化時の歪データを取得し、成形から運用にいたるライフサイクルを通じた診断技術を確立する。
	③センサ機能拡張 ・多角的フィルタリング技術、ライフサイクルを通じた計測技術により、診断信頼性を向上する。	

３．　成果、目標の達成度

３－１．　成果

３－１－１．　全体成果

４種類の構造健全性診断システム技術開発の成果として、

Ⅰ．多変量解析手法の能力向上、レーザ直接変調法による低コストシステムの試作・確認、センサ機能の拡張を実施した。

Ⅱ．動的歪計測等による衝撃の位置、規模および損傷規模の検知機能の向上、センサ修理法の試験、サンドイッチパネルへの適用範囲拡大検討を実施した。

Ⅲ．ラム波計測による損傷検知の高精度化を進め、システムの耐環境性に関する確認、センサ機能の拡張を実施した。

Ⅳ．ストレインマッピング手法による診断能力の確認、複合材成形硬化、加工、組立、運用、修理の歪計測の試験を実施し、ライフサイクルを通じたモニタリングが可能であることを確認した。

成果概要を表３－１に示す。

表３－１　成果の概要

要素技術	成果の概要
Ⅰ．光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造健全性診断技術の開発	①高信頼性診断技術開発 マハラノビス・タグチ法を適用した異常診断アルゴリズムの信号前処理、基準状態の学習処理、診断及び表示を統合するソフトウエアを作成し、正常に動作することを確認した。 ②高信頼性システム技術開発 ・レーザ直接変調法による低コスト散乱計測法の計測速度向上につながる信号精度を向上した。 ・民間航空機に搭載可能なARINC600仕様にあった装置を試作し、耐環境性を有することを試験で確認した。 ③センサ機能の拡張（複合材結合部の構造健全性評価技術の開発・実証） 光ファイバセンサを埋め込んだ損傷検知試験を行い、複合材結合部の内部損傷検知感度を高める手法を確認した。
Ⅱ．光ファイバセンサによる航空機構造衝	①高信頼性診断技術開発 ・CFRP供試体を用いた衝撃損傷検知試験を実施し、「FBGセンサでの歪計測」、「埋込光ファイバでの透過光強度計測」による衝撃損傷検知が、検知確率ガ

撃損傷検知システム技術の開発	イドラインを満足する目処・可能性を確認した。 ②高信頼性システム技術開発 ・民間旅客機複合材前胴構造を対象として、衝撃損傷検知システム実機適用構想を設定し、装置の仕様案をまとめた。また、設定した構想及び装置仕様案に基づき、衝撃損傷検知システムを試作した。 ・航空機搭載に必須な振動環境下での自動衝撃検知を可能とする衝撃損傷検知ソフトウエアのアルゴリズムを改良した。 ・FBGセンサ貼付部の耐久性データ取得試験を実施し、所定の耐久性を有することを確認した。 ・埋め込みセンサの修理法に関して特許出願を行い、装置を試作して適用可能性を確認した。 ③センサ機能拡張（サンドイッチパネルの損傷検知） サンドイッチパネルへの損傷検知システムの適用試験を実施し、損傷位置・サイズを推定することが可能であることを確認した。
Ⅲ. FBG/PZTハイブリッドシステムによる航空機構造の損傷モニタリング技術の開発	①高信頼性診断技術開発 ・実験とFEM解析の結果を検証しながら損傷診断高精度化を進めた結果、環境温度と損傷長さを同定できることを確認した。 ・接着剥離診断技術は温度、歪それぞれの条件下で精度よく剥離長さを診断できることを確認した。 ②高信頼性システム技術開発 ・実飛行相当の環境試験により、耐久性を有することを確認した。 ・光ファイバの複合材埋め込みクーポンの機械的特性を試験し、機械的特性に影響が出ないことを確認した。 ③センサ機能拡張（衝撃検知能力付与） FBG/PZTハイブリッドシステムを使用した衝撃検知システム開発として、衝撃検知アルゴリズムを開発した。
Ⅳ. ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の開発	①高信頼性診断技術開発 プレッシャーバルクヘッドのボルト継手構造及び接着継手構造、ならびにスカーフ補修部分の疲労損傷検知評価試験を実施し、損傷検出能力を有することを確認した。 ② 高信頼性システム技術開発 光ファイバセンサを複合材構造上へ自動敷設する装置を試作して敷設性を確認した。さらに、埋め込み光ファイバの取出器具を試作して透過光強度損失が許容範囲内であることを確認した。 ③センサ機能拡張 ライフサイクルを通じた計測のため、複合材の成形、加工、組立、運用段階の歪計測を実施し、歪計測技術構築の目処を得た。

３－１－２．　個別要素技術成果

Ⅰ．光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造センシング技術の開発

光相関ブリルアン散乱計測法(BOCDA)は、光ファイバセンサの全長に渡る分布歪みあるいは任意の位置での動的歪みを計測できるという特長を有している。光ファイバ全長がセンサとして機能するため、航空機などの大型構造物に生じる歪み分布の変動から構造健全性を診断することが可能である。光相関ブリルアン散乱計測法の航空機構造健全性診断への適用構想を図３－１に示す。

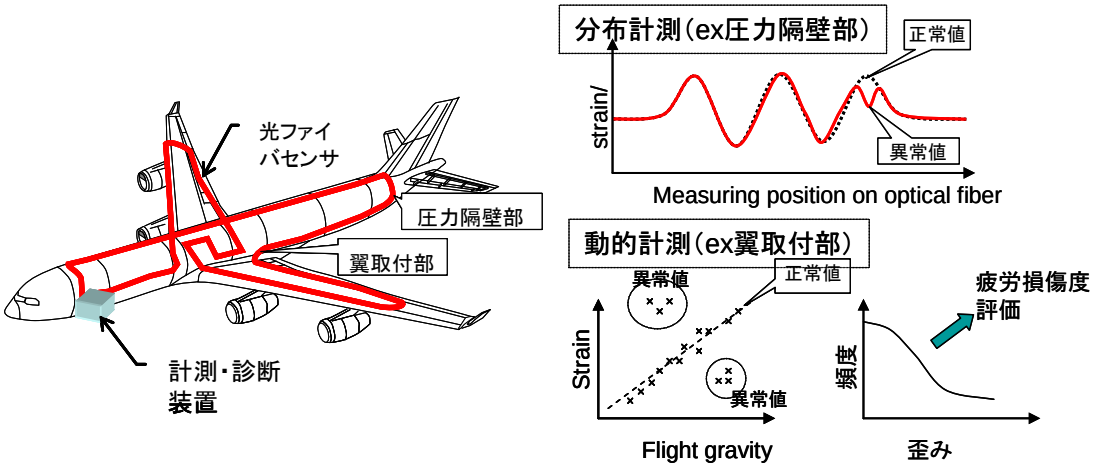


図３－１　光相関ブリルアン散乱計測法による構造健全性診断構想

① 信頼性診断技術開発

BOCDA-SHM計測システムにおける構造健全性の評価は歪み分布の変動で行う。広範囲かつ多数のサンプリングデータから構造の状態を判定するために、本研究ではこれまでに、マハラノビス・タグチ法を用いた損傷判定技術を開発した。開発した判定技術を適用し、複合材構造のストリンガ接着部の剥離検出に判定技術を適用した結果を図３－２に示す。模擬ストリンガの剥離進展に伴う歪み変化から損傷判定仕様であるMD(Mahalanobis Distance)の増大が読み取れる。この判定技術開発により、広範囲かつ多数のサンプリングデータから損傷の進展を判定することが可能である。

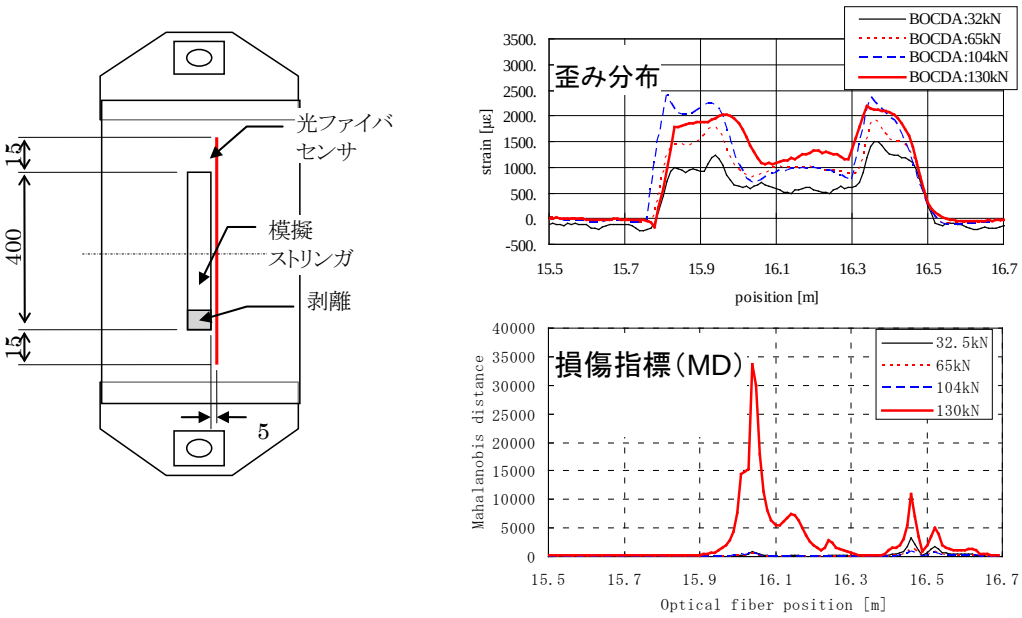


図３－２　BOCDA 計測データ解析への MT 法の適用

② 信頼性システム技術開発

BOCDA-SHMシステムでは、運航中の歪み変動を計測するため、計測装置は航空機搭載する必要がある。本研究では、航空機運航環境及び搭載規格に対応可能なBOCDA-SHMシステムを試作した。開発したシステムは、機搭載時の環境変動負荷を与え、装置の耐久性及び計測精度への影響を評価し、航空機への搭載が可能であることを確認した。試作したBOCDA-SHMシステムを図３－３に示す。このシステムは民間航空機の装備品の搭載標準の一つであるARINC600シリーズのラックに装着可能なサイズである。また、このシステムは、運航中の光ファイバセンサの温度変化による計測値への影響を補償することが可能である。

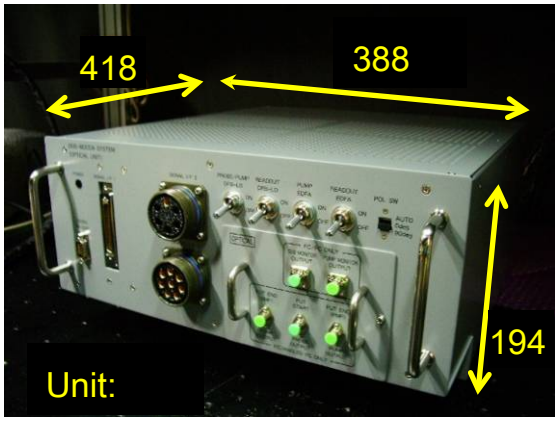


図３－３　開発した
航空機搭載型 BOCDA 計測装置

ヘルスモニタリングシステムの信頼性を担保するためには、計測装置に加えて、センサの耐久性も重要である。そこで、センサが運航中に受ける、温度変動、化学物質、機械的環境などの環境変動に対する耐久性を評価し、耐久性を有していることを確認した。

開発した計測装置、センサシステムの飛行実証試験を行い、構造健全性診断に必要な能力を有していることを確認した。



図３－４　飛行実証試験状況

③ 複合材結合部の構造健全性評価技術の開発・実証

航空機構造への複合材料の適用が拡大してきており、各複合材部材の結合部には機械的な結合が多く用いられている。この様結合箇所はモニタリング重要部位であるが、点検性（アクセス性）が悪い場合が多い。そこで、本研究では、BOCDAによる複合材結合部の健全性評価技術開発を行っている。

複合材ボルト結合部近傍に光ファイバセンサを埋込み、ボルト周辺に発生する損傷の発生をモニタする試験を実施した。光ファイバセンサ埋込み位置を直近の強化繊維方向と一致させることで損傷検知感度が高くなることを見出した（図３－４参照）。損傷検知確率の評価実験を行い、ファイバ埋込み位置での損傷は100%検出できることを確認した。

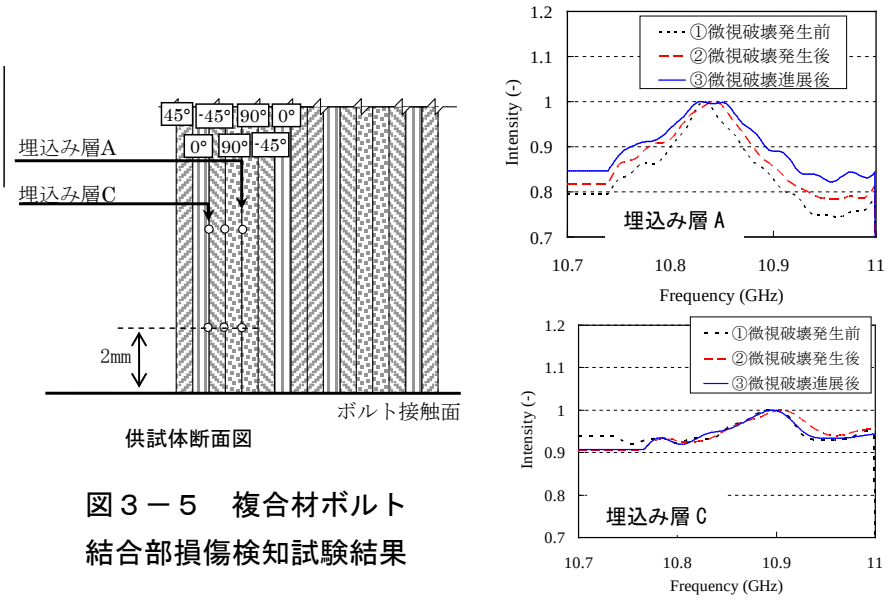


図３－５　複合材ボルト結合部損傷検知試験結果

Ⅱ．光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム技術の開発

①高信頼性診断技術開発

衝撃損傷検知システムに適用する2種類の検知手法（「FBGセンサでの歪計測による手法」及び「透過光強度計測による手法」）について、信頼性データ取得・評価を実施し、以下の成果を得た。

a)「FBGセンサでの歪計測による手法」に対する信頼性データ取得・評価

FBGセンサを表面貼付したCFRP供試体を用いて、BVID（Barely Visible Impact Damage：目視点検困難な衝撃損傷）レベルの衝撃損傷の検知試験を実施した。その結果は、米国の統合運用規格指針（JSSG2006）記載の複合材構造NDI（Non-Destructive Inspection：非破壊検査）に対する損傷検知確率ガイドラインを満足し、本手法について、複合材構造点検・整備への適用に必要な信頼性を有する目処が得られた。

また、JASTAC協同研究の一環として、エアバスドイツブレーメン工場にて、エアバス側が用意した複合材構造供試体に衝撃損傷検知システムを適用し、衝撃損傷検知試験を実施して、実機相当の構造供試体やサンドイッチ構造においても衝撃損傷検知が可能なことを確認した（供試体及び検知結果の一例を図３－５に示す）。

さらに、振動環境下での衝撃検知試験を実施し、実機振動環境下での衝撃損傷検知が可能であることを示した（実施状況、検知結果の一例を図３－６に示す）。

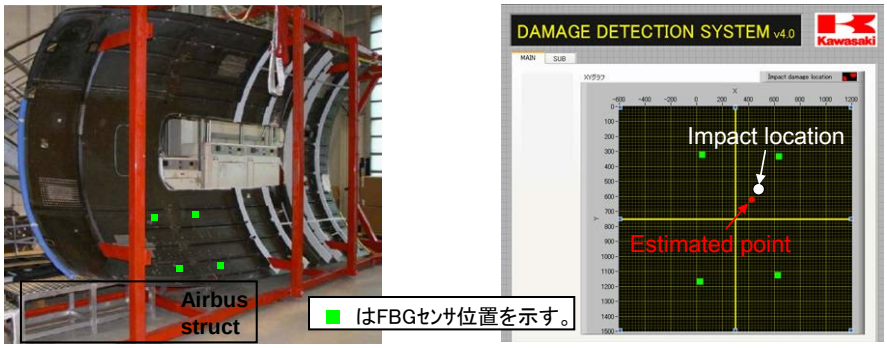


図３－５　Composite fuselage panel供試体及び衝撃損傷検知結果

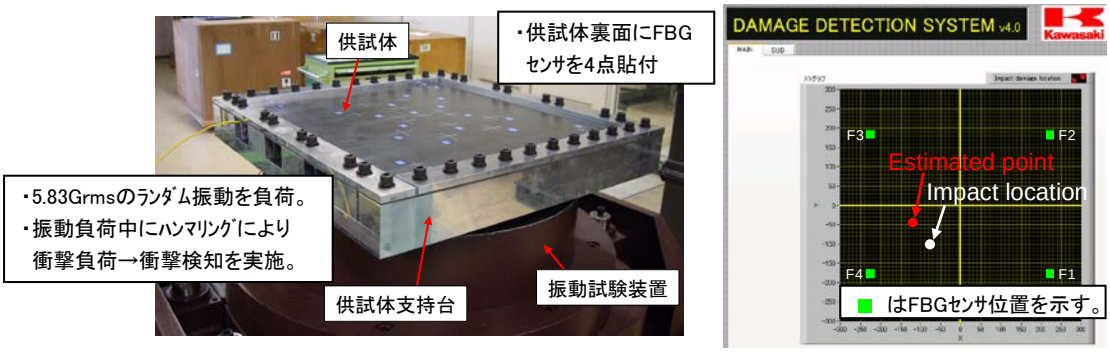


図３－６　振動環境下での衝撃検知試験実施状況及び衝撃検知結果

b)「透過光強度計測による手法」に対する信頼性データ取得・評価

埋込光ファイバによる衝撃損傷検知が検知確率ガイドラインを満足するための、埋込位置改良の指標となるデータを取得できた。また、表面貼付光ファイバによる衝撃損傷検知が検知確率ガイドラインを満足する可能性が得られた。

②高信頼性システム技術開発

a)耐久性データ取得・評価

機体構造表面へ貼付する場合のFBGセンサに対する耐久性データ取得・評価として、高温、低温、高度/気圧、減圧、過圧、温度サイクル、湿度、温水浸漬、燃料浸漬、溶剤浸漬、引火性に対する耐久性データ取得試験を実施し、所定の耐久性を有することを確認した。

b)実機適用を考慮したシステム仕様の検討及びその試作

150席クラス民間旅客機複合材前胴構造を対象として、衝撃損傷検知システム実機適用構想を設定するとともに（図３－７に構想を示す）、計測・診断装置の構成品のうち、航空機搭載用のものを新規に開発する必要があるFBGセンサモジュールについて、その仕様案をまとめた。また、設定した構想、仕様案に基づき、衝撃損傷検知システムを試作した（図３－８に試作したシステムを示す）。

さらに、衝撃損傷検知ソフトウェアについて、振動環境下での衝撃検知機能を強化するため、そのアルゴリズムを改良した。

一方、大型複合材パネル構造への細径光ファイバ埋込で必要となるプリプレグ積層時の細径光ファイバ自動実装実現に向け、細径光ファイバ貼付ユニットを試作し、貼付トライを行って自動実装の可能性を示した。

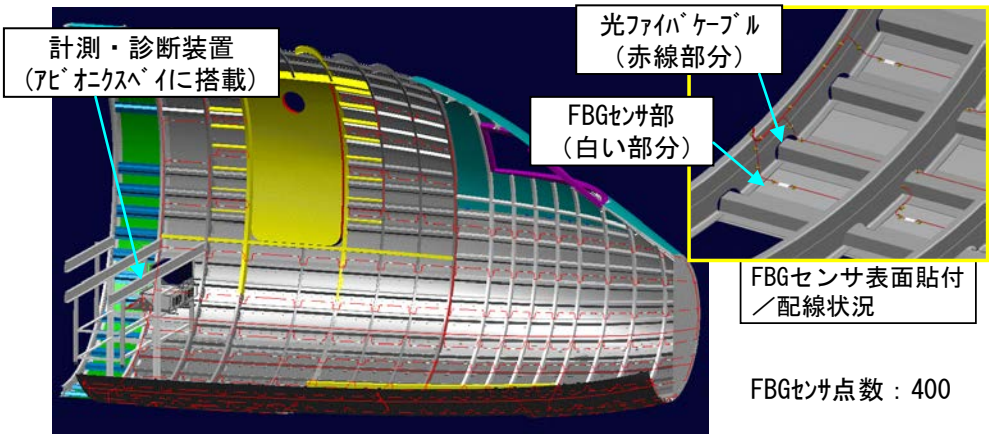


図３－７　衝撃損傷検知システム実機適用構想（FBGセンサ表面貼付場合）

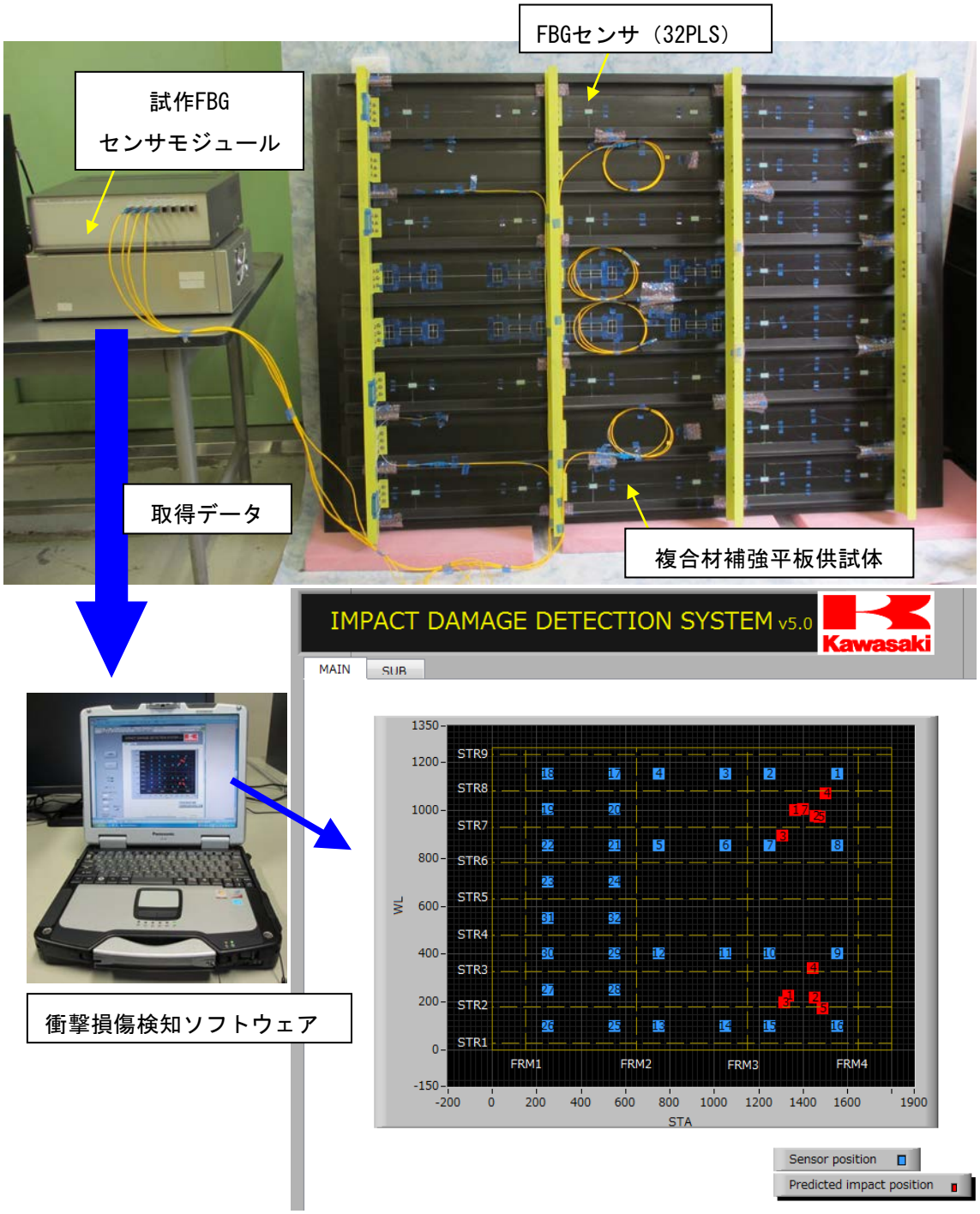


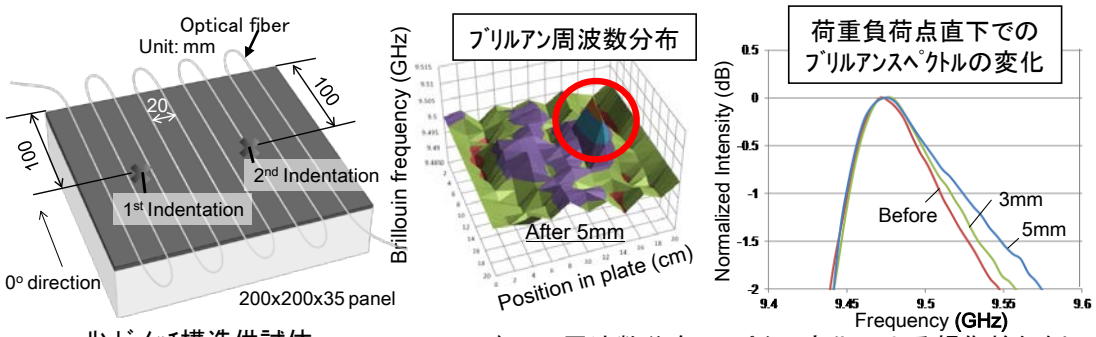
図３－８　衝撃損傷検知システム

c) 修理方法の検討・試作

複合材構造埋込光ファイバの修理方法を設定し、特許出願を行った。また、修理装置を試作し、その修理装置を用いて修理トライを行い、本修理方法の適用可能性を示した。

③サンドイッチ構造の衝撃損傷検知手法設定

サンドイッチ構造に対しては、光ファイバネットワークでの分布歪計測（PPP-BOTDA：Pre-Pump Pulse-Brillouin Optical Time Domain Analysis）による衝撃損傷検知手法について検討した。本手法評価のため、試作した光ファイバ埋込サンドイッチ構造供試体に対し、準静的押込荷重負荷を行い、材料構成・荷重負荷位置によらず損傷位置・サイズを推定することが可能であることを示した。損傷検知例を図３－９に示す。また、実機適用を想定し試作した供試体を図３－１０に示す。



ｻﾝﾄﾞｲｯﾁ構造供試体　　ﾌﾞﾘﾙｱﾝ周波数分布・ｽﾍﾟｸﾄﾙ変化による損傷検知例（2nd Indentation）

図３－９　準静的押込荷重負荷での損傷検知

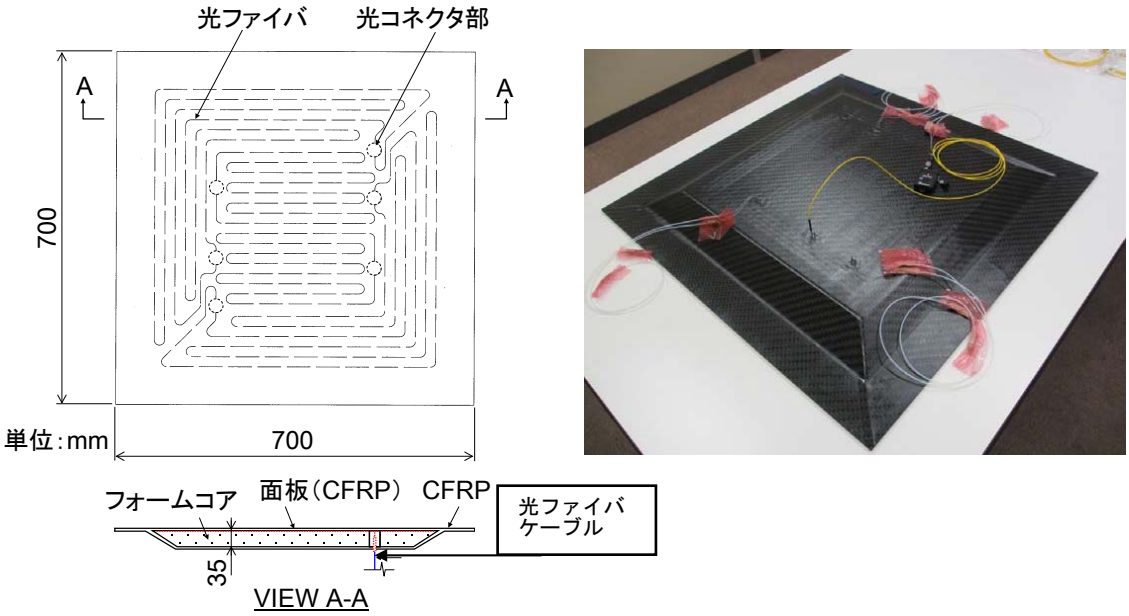


図３－１０　光ファイバ埋込サンドイッチ構造供試体

Ⅲ．FBG/PZTハイブリッドシステムによる航空機構造の損傷モニタリング技術の開発

本技術は、複合材構造に発生/進展する損傷を検知するための技術であり、PZT（Pb(Zr, Ti)O_3）圧電素子をラム波発振素子、FBG（Fiber Bragg Grating）光ファイバセンサをラム波受振素子として使用している。図３―９に示すように、ラム波は構造の状態変化（損傷の発生/進展）に伴い変化する。本技術は、健全時のラム波を基準に、損傷の発生及び進展に伴い変化するラム波の変化を定量的に評価することにより、複合材の構造健全性を評価するものである。

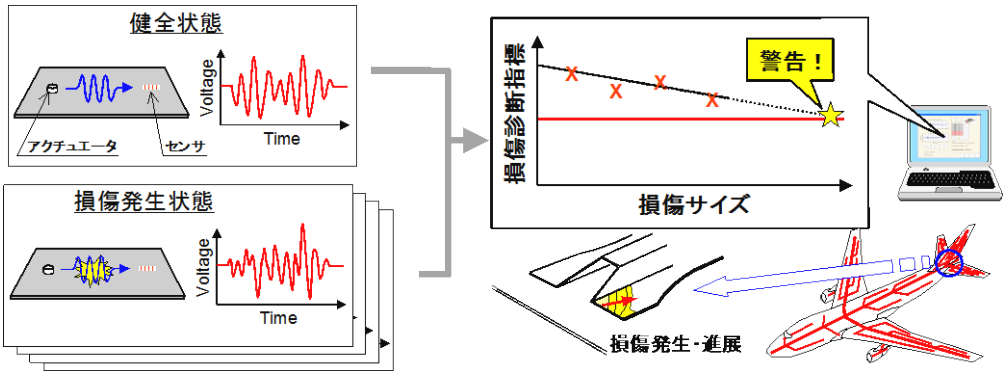
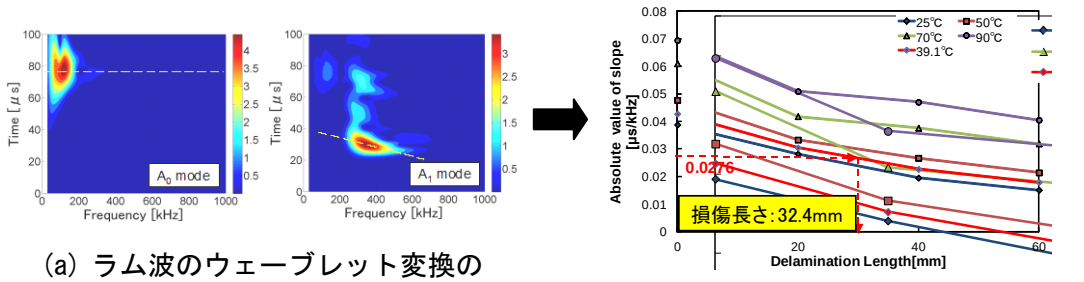


図３―９　損傷モニタリング技術の概要

①高信頼性診断技術開発

a) 広帯域ラム波送受振システムの試作および診断信頼性の確認

当該システムは、広帯域発振が可能なPZTとFBGセンサを用いてラム波の計測を行っており、広帯域ラム波に含まれる複数のラム波モードを総合的に解析評価できる特徴を有する。これを利用することにより、損傷診断精度の高精度化を目指している。実験とFEM解析の結果を検証しながら研究を進めた結果、A_0, A_1モードの変化から、環境温度と損傷長さを同定できることを確認した(図３－１０)。



(a) ラム波のウェーブレット変換の一例　　(b) 損傷長さと同定パラメータの関係

図３―１０　広帯域ラム波診断技術概要

b)狭帯域ラム波計測システムによる診断技術の信頼性向上

接着はく離診断技術の信頼性向上を目指し、各種供試体(FHI製,Airbus製)を用いて、検知確率(PoD：Probability of Detection)の評価を行うと共に、航空機搭載を想定した環境条件下での接着はく離診断技術の開発・評価を行った。その結果、温度とひずみが同時に付与される環境下においても、温度、ひずみの影響を補正することにより、接着はく離長さを高精度で診断できることを確認した。

②高信頼性システム技術開発

a)環境負荷によるセンサの計測能力への影響確認

FBG/PZTセンサシステムの耐環境性能を評価するために、航空機搭載環境を考慮した各種環境試験を実施した。その結果、表３－２に示す条件下で、センサシステムが十分な耐久性を有することを確認した。

表３―２　環境試験の条件と試験結果

	条件	時間	結果
高温暴露	85 ℃	2000 hrs	十分な耐環境性を有している。
低温曝露	-65℃	2000 hrs	同　上
温水浸漬	80℃	1000 hrs	同　上
作動油浸漬	70 ℃	2000 hrs	同　上
湿度雰囲気	70℃,95%	2000 hrs	同　上
温度変化	-65～80℃	2000回	同　上
高圧暴露	200kPa	2000 hrs	同　上
低圧暴露	11.6kPa	2000 hrs	同　上
燃料浸漬	40℃	2000 hrs	同　上

b)光ファイバセンサの埋め込みが複合材料の機械的特性に及ぼす影響の評価

細径光ファイバを埋め込んだ供試体と埋め込んでいない供試体とを用いて各種クーポン試験を実施し、細径光ファイバの埋め込みが複合材料の機械的特性へ及ぼす影響を評価した。統計処理を施したデータを検証した結果、細径光ファイバの埋め込みによる機械的特性の低下はなく、細径光ファイバの埋め込みが複合材の機械的特性に影響しないことを確認した。

c)航空機搭載可能とするシステム小型化の検討

航空機へのシステム搭載を目指し、PZT信号増幅装置のボード化等を行い、装置の小型化を行った。更に、小型化を行ったシステムに対して、RTCA/DO-160Eに従い、電磁適合性試験の一部を行い、その適合性を確認

した。

d) センサ埋め込み手法、修理手法の検討

新造機／経年機に適用可能な取扱性に優れる光ファイバセンサの開発を行った。図3－11に示す通り、コネクター体型となっている本センサは簡便に抜き差しできる仕様となっており、実装作業の効率化に貢献できる。

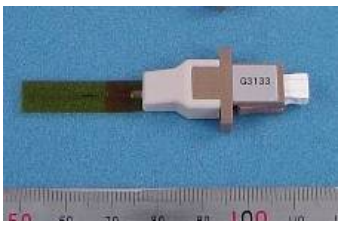


図３－１１　開発したセン

③損傷モニタリングシステムによる衝撃検知の基本原理の確認

当該システムの付加価値向上のため、新たなデバイスを必要としない衝撃検知手法の開発を行った。ラム波に比較して大きなひずみを発生し、かつ、計測時間を要するような衝撃についても、現デバイス構成で計測可能なことを確認した。また、4つのFBGセンサで同時に計測したひずみデータに、ウェーブレット変換等を適用することにより、衝撃位置を同定できる位置同定アルゴリズムを開発した。

Ⅳ．ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の開発

①高信頼性診断技術開発

プレッシャーバルクヘッド部分構造としてボルト継手構造および接着継手構造の疲労損傷検知評価試験を実施した。その結果、ボルト継手構造については、FBGセンサのボルト穴周りの残留ひずみの検出能力を確認した。また、接着継手構造については、接着剥がれの進展によるFBGセンサのひずみ変化を測定し、接着剥がれの検出能力を確認した（図３－１２）。さらに、スカーフ補修構造の疲労損傷検知評価試験を実施した。スカーフ補修パッチの剥がれの進展とFBGセンサのひずみ変化の関係を調べることにより、光ファイバセンサの補修パッチ剥がれの検出能力を確認した（図３－１３）。

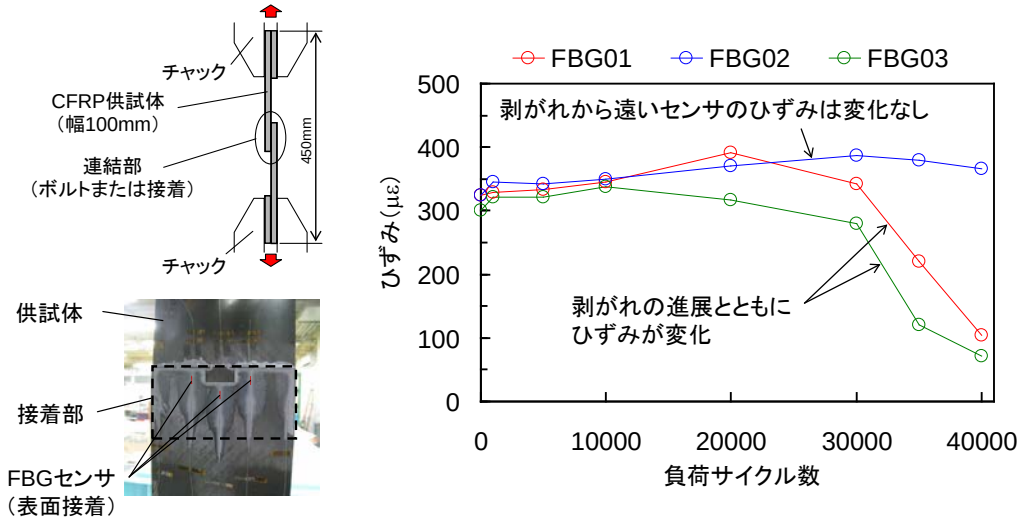


図３－１２　接着継手損傷検知評価試験結果

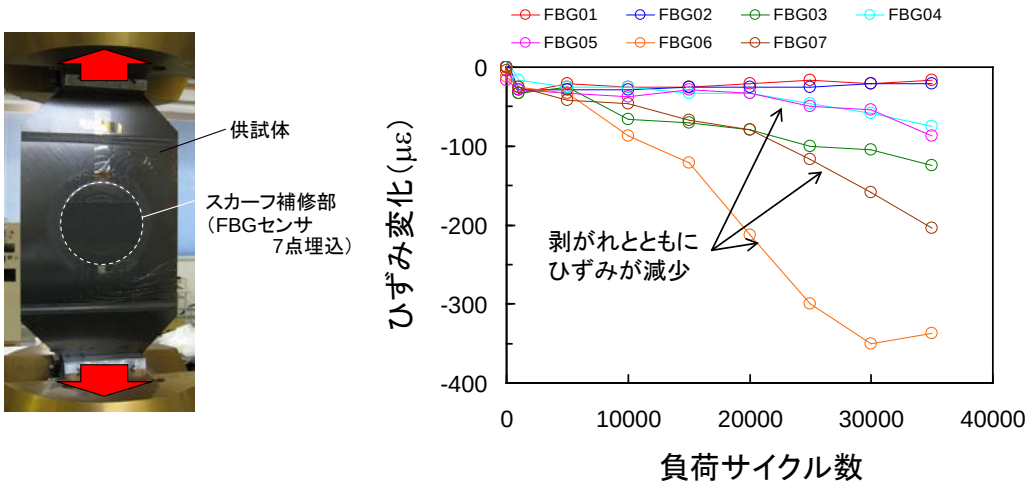


図３－１３　スカーフ補修損傷検知評価試験結果

② 高信頼性システム技術開発

プレッシャーバルクヘッドを想定した光ファイバ実装方法を検討した。具体的には、応力集中が発生する補強材まわりのような立体形状部材へ光ファイバ敷設が可能な実装方法を開発した。光ファイバ実装器具の試作およびバルクヘッド模擬供試体への敷設試験を行い、敷設性を確認した（図３－１４）。

さらに、成形モニタリングに適した埋込み光ファイバの取出し方法を検討した。取出し器具の試作および成形前後での光ファイバ透過光強度損失の評価を行い、成形モニタリングへの適用可能な損失レベルであることを確認した（図３－１５）。



図３－１４　光ファイバ自動敷設実証試験結果

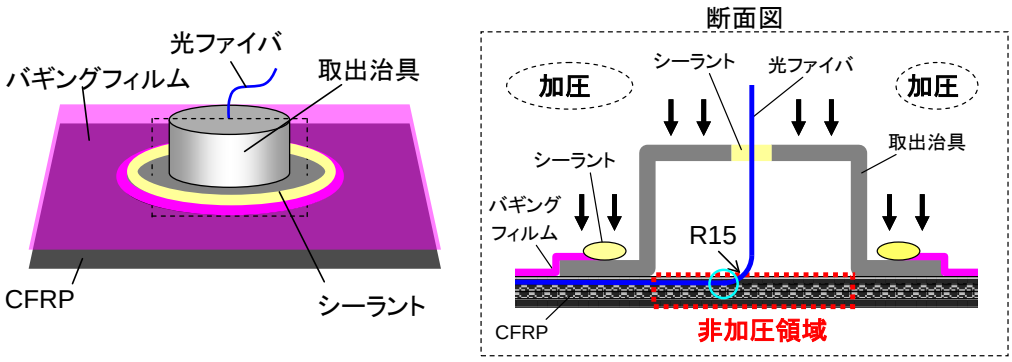
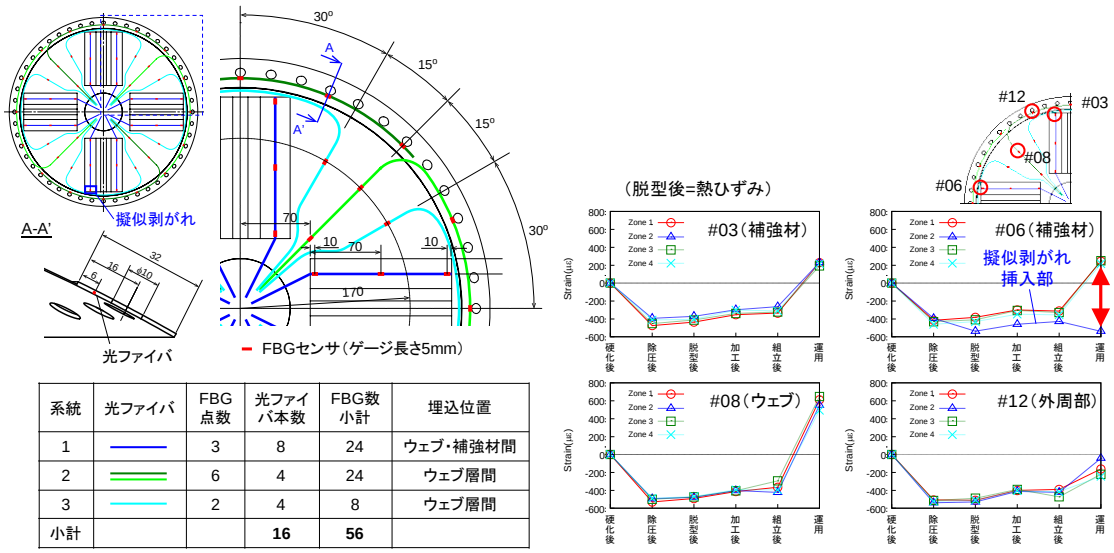


図３－１５　埋込光ファイバ取出し実装方法の検討および評価

③ ライフサイクルを通じた高信頼性診断技術

複合材構造のライフサイクル中に発生するひずみについて、まずステージごとにクーポン試験片を用いてモニタリング試験を行った。さらに、プレッシャーバルクヘッド供試体によるライフサイクルひずみモニタリング試験を実施し、成形、加工、組立、運用段階で発生するひずみを成形時に供試体内に埋め込んだ光ファイバセンサにより連続して計測した。この２つの結果を比較したところ、ひずみ変化の傾向が概ね一致することを確認した（図３－１６）。さらに、供試体中に挿入した擬似はがれ付近センサで測定したひずみが変化し、その傾向は、①の部分構造供試体による試験結果と一致した。これにより、ラ

イフサイクルひずみ計測技術構築の目処が得られた。



系統	光ファイバ	FBG点数	光ファイバ本数	FBG数小計	埋込位置
1		3	8	24	ウェブ・補強材間
2		6	4	24	ウェブ層間
3		2	4	8	ウェブ層間
小計			**16**	**56**	

図３－１６　ライフサイクルモニタリング試験結果

３－１－３．　特許出願状況等

表３－４に特許・論文等の件数を示す。

要素技術	論文数	論文の被引用度数	特許等件数(出願を含む)	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
Ⅰ.光相関ﾌﾞﾘﾙｱﾝ散乱計測技術	５		６				
Ⅱ.衝撃損傷検知技術	５		３				
Ⅲ.FBG/PZT損傷ﾓﾆﾀﾘﾝｸﾞ技術	７		４				
Ⅳ.ﾗｲﾌｻｲｸﾙ構造健全性診断技術	３		１				
Ⅴ.総合調査	１						
合計	２１		１４				

表３－５に論文、投稿、発表、特許のリストを示す。

「ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の開発」の発表において、米国SAMPE Outstanding Paper Awardの2010年度第2位、2011年度第3位を獲得、表彰された。

表３－５　論文、投稿、発表、特許リスト

	題目・メディア等	時期
論文	Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan 「Damage Detection in CFRP Laminates by Ultrasonic Wave Propagation Using MFC Actuator and FBG Sensor」	H21.5
	日本機械学会論文集A編 「組込型広帯域ラム波送受振システムによるCFRP接着構造の剥がれ損傷検知」	H22.4
	Smart Materials and Structures 「Delamination detection in composite laminates using dispersion change based on mode conversion of Lamb waves」	H22.11
	素形材11月号 「航空機用構造材料の技術研究開発動向」	H22.11
	川崎重工技報 第171号 「複合材構造の健全性診断・損傷進展防止技術」	H23.1
	スバル技報 「航空機複合材構造のラム波による健全性診断技術の開発」	H23.6
	Journal of System Design and Dynamics 「Damage Detection in Aircraft Composite Materials Using a Built-in Broadband Ultrasonic Propagation System」	H23.7
	日本航空宇宙学会論文集, Vol.59 「多重化FBG光ファイバセンサの動歪計測によるCFRPフォームコアサンドイッチ構造の衝撃同定」	H23.8
	日本機械学会誌 「複合材構造に組み込み可能な超音波診断システム―ラム波モード変換を利用した剥離検知―」	H23.9
	KAWASAKI TECHNICAL REVIEW, No.171 「Structural health monitoring and suppression of interfacial cracks in composite airframe structures」	H23.9
	検査技術, Vol.16, No.10 「複合材構造の健全性診断技術」	H23.10
	三菱重工技報 Vol. 48, No. 4 「航空機運航コストを低減させる構造健全性診断システムの開発」	H23.10
	SAMPE Journal, Vol. 47 「Life Cycle Structural Health Monitoring of Airframe Structures: Strain Mapping Using FBG Sensors」	H23.3
	三菱電機技報 6月号 「光ファイバセンサを用いた複合材料構造の健全性診断技術」	H25.6
	Optical Fiber Technology 誌 「Fiber Distributed Brillouin Sensing with Optical Correlation Domain Techniques」	H25.10

	横河技報 「高速・高空間分解能な光ファイバ歪み温度布測定技術BOCDAによる航空機構造健全性診断へのとりくみ」	H25.12
	Yokogawa Technical Repot 「Fiber-optic Distributed Strain and Temperature Sensor using BOCDA Technology at High Speed and with High Spatial Resolution」	H26.4
	Development of Structural Health Monitoring Technologies and Next Generation Smart Composite Structures 「Use of distributed sensor networks with optical fibres (Brillouin scattering) for SHM of composite structures」	H26.9
	日本複合材料学会誌 「超音波ラムを用いた接着剥がれ診断技術開発」	H25.11
	日本複合材料学会誌 「ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の開発」	H26.1
	日本複合材料学会誌 「光ファイバセンサによる衝撃損傷検知システムの開発」	H26.5
投稿	素形材7月号 「次世代構造部材創製・加工技術開発プロジェクトの概要」	H21.7
	(株)航空新聞社発行 WING10月20日号 「FHIの研究開発状況紹介」	H22.10
	非破壊検査 「航空宇宙機複合材構造の構造ヘルスモニタリング技術の進展」	H23.5
	Todai OpenCourseWare(Todai OCW) 「ビジネスジェットのヘルスモニタリング」	H25.3
	英文科学技術情報誌「Science & Technology In Japan」No.110 「複合材構造健全性診断技術開発プロジェクトの概要」	H25.5
	日本複合材料学会誌 「複合材構造健全性診断技術開発プロジェクトの概要」	H25.9
発表	The US-Japan Conference on Composite Materials 2008 「Damage Detection of Highly Reliable Advanced Grid Structure Demonstrator」	H20.6
	第3回複合材料シンポジウム 「高信頼性先進グリッド構造デモンストレータの製造・評価」	H20.10
	第16回超音波による非破壊評価シンポジウム 「複合材料構造ヘルスモニタリングの為の広帯域高指向性を有するラム波伝播システム」	H21.1
	SPIE 16th Annual International Symposium 「Verification of the impact Damage detection system for airframe structures using optical fiber sensors」	H21.3
	日本複合材料学会2009年度研究発表講演会 「広帯域ラム波の分散特性を利用したCFRP積層板の剥離損傷検知」	H21.5
	27th International Symposium on Space Technology and Science 「Delamination Detection in CFRP Quasi-Isotropic Laminates Using the Dispersion Characteristic of Broadband Lamb Waves」	H21.7
	航空機用先進複合材技術合同ワークショップ 「Damage Identification in Stiffened CFRP Structures with FBG Optical Fiber Network」	H21.8
	The 7th International Workshop on Structural Heath Monitoring 「Delamination Detection in CFRP Laminates Using the Dispersion Characteristic of Broadband Lamb Waves Excited by MFC Actuator and Received in FBG Sensor」	H21.9
	The 7th International Workshop on Structural Heath Monitoring 「RELIABILITY OF THE IMPACT DAMAGE DETECTION SYSTEM FOR AIRFRAME STRUCTURES USING OPTICAL FIBER SENSORS」	H21.9
	日本機械学会 2009年度年次大会 「広帯域ラム波の分散特性を利用した複合材料構造中の剥離損傷検知」	H21.9
	東京大学システム創成学第二回学術講演会 「複合材料構造の健全性監視のための組込型超音波診断システム」	H21.12
	安全・安心な社会を築く先進材料・非破壊計測技術シンポジウム 「組込型広帯域ラム波伝播システムによるCFRP積層板中の剥離損傷の検知」	H22.3
	SPIE Smart Structures and Materials & Nondestructive Evaluation 2010 「Life cycle structural health monitoring of airframe structures by strain mapping using FBG sensors」	H22.3
	SPIE Smart Structures and Materials & Nondestructive Evaluation 2010 「Delamination Detection using embedded BOCDA optical fiber sensor」	H22.3
	日本非破壊検査協会・レーザ超音波および先進非接触計測技術研究会 「組込型ラム波伝播システムを用いた広帯域分散性の変化に基づく複合材料中の剥離損傷検知」	H22.4
発表	5th European Workshop on Structural Health Monitoring 2010 「The strain dependency on the Lamb wave sensing system using FBG sensor and PZT actuator」	H22.7

	5th European Workshop on Structural Health Monitoring 2010 「Practical application study of an impact damage detection system for an airframe composite structure」	H22.7
	The 10th International Conference on Motion and Vibration Control (MOVIC2010) 「Damage detection in aircraft composite materials using a built-in broadband ultrasonic propagation system」	H22.8
	日本機械学会2010年度年次大会 「広帯域ラム波のモード変換による周波数分散性変化を利用した複合材料中の剥離損傷検知」	H22.9
	日本機械学会2010年度年次大会 「AWGフィルタを用いた高速FBG計測システムによるCFRP積層板の衝撃検知」	H22.9
	日本機械学会2010年度年次大会 「組込型超音波送受振デバイスを用いた広帯域ラム波の伝播によるCFRP接着構造の剥がれ損傷モニタリング」	H22.9
	The 14th US-Japan Conference on Composite Materials 「Delamination Detection in CFRP Laminates Using a Built-in Broadband Lamb Wave Propagation System」	H22.9
	SAMPE Fall Technical Conference 2010 「Life cycle strain mapping of composite airframe structures for health monitoring by using FBG sensors」	H22.10
	第3回素形材新技術連携シンポジウム 「航空機用構造材料の技術動向とRIMCOFの研究開発」	H22.11
	3rd Asia – Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Structural health monitoring of CFRP airframe structures by strain mapping using FBG sensors through life cycle」	H22.12
	3rd Asia – Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Material Qualification for SHM Technology Implementation in Aerospace Field」	H22.12
	3rd Asia – Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Development of Lamb-wave-based SHM system using FBG/PZT hybrid sensor system」	H22.12
	3rd Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Delamination detection in composite laminates using dispersion changes of broadband Lamb waves by mode conversion」	H22.12
	3rd Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Impact detection in composite laminates by high-speed FBG measurement system using AWG filters」	H22.12
	3rd Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Practical application study of impact damage detection for composite airframe structures using optical fiber sensors」	H22.12
	3rd Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Damage monitoring for bolted joint composite by BOCDA measurement」	H22.12
	3rd Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Overview of The JASTAC(The Japan Airbus SHM Technology for Aircraft Composite) Project Activities」	H22.12
	平成22年度 システム創成学 学術講演会 「複合材構造の動的応答を利用した組込型健全性診断システム」	H23.1
	CAE Power 2011 LS-DYNAカンファレンス 「スマート構造材料の構築における解析的検証 – 超音波伝播解析と形状記憶合金の変形挙動解析 –」	H23.1
	第2回複合材料合同会議(JCCM-2) 「AWGフィルタ型高速FBGセンサ計測装置によるCFRP積層板の衝撃ひずみ応答の検知」	H23.3
	第2回複合材料合同会議(JCCM-2) 「広帯域ラム波のモード変換に基づいたCFRP積層板の層間損傷検知における環境温度の影響評価」	H23.3
	第2回複合材料合同会議(JCCM-2) 「超音波ラム波の広帯域モード分散性の変化に着目したCFRP接着構造の剥がれ損傷モニタリング」	H23.3
	SPIE Smart Structures / NDE 2011 「Life cycle strain mapping of composite airframe structures by using FBG sensors」	H23.3
	International Workshop on Smart Materials and Related Technologies 2011 「Built-in broadband ultrasonic system for active and passive health monitoring of composite structures」	H23.6
	JSME/ASME 2011 International Conference on Materials and Processing (ICM&P2011) 「Detection of Impact Strain Wave in Composites by FBG Sensor System with AWG Filter」	H23.6
	The 8th International Workshop on Structural Health Monitoring 2011 (IWSHM 2011) 「Influence of environment condition on the group velocity of the Lamb wave for SHM system」	H23.9
	The 8th International Workshop on Structural Health Monitoring 2011 (IWSHM 2011) 「Detection of Impact Strain Waves in Composites by High-Speed FBG Sensor System with AWG Filter」	H23.9

発表	The 8th International Workshop on Structural Health Monitoring 2011 (IWSHM 2011)「Damage Detection method for CFRP bolted joints using embedded BOCDA optical fiber sensor」	H23.9
	日本機械学会2011年度年次大会 「伝播する広帯域ラム波のモード変換を利用したCFRP接着構造の剥がれ損傷モニタリング」	H23.9
	日本機械学会2011年度年次大会 「広帯域ラム波のモード変換に基づくCFRP積層板の層間剥離検知における環境温度の影響評価」	H23.9
	International Conference on Advanced Technology in Experimental Mechanics 2011 (ATEM '11)「Evaluation of temperature effect on delamination detection in CFRP laminates based on mode conversions of broadband Lamb waves」	H23.9
	International Conference on Advanced Technology in Experimental Mechanics 2011 (ATEM '11)「Detection Technique of Debonding Damage in Composite Bonding Structures Using Broadband Ultrasonic Wave Propagation System」	H23.9
	SAMPE Fall Technical Conference 2011 「Damage detection of composite structures by life-cycle strain mapping using FBG sensors」	H23.10
	次世代ものづくり基盤技術産業展TECH Biz EXPO 2011 「航空機構造用炭素繊維複合材料と構造健全性診断技術」	H23.10
	第48回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会 「航空機における構造ヘルスモニタリングについて」	H23.11
	12th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE2011)「R&D of Impact Damage Detection for Composite Airframe Structures Using Optical Fiber Sensors」	H23.11
	12th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE2011)「Detection of Impact Strain Waves in CFRP Laminates by Smart Ultrasonic System with FBG Sensor and AWG Filter」	H23.11
	12th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE2011)「Development of the damage diagnosis technology by Lamb wave」	H23.11
	12th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE2011)「Delamination detection method for CFRP based on dispersion change of broadband Lamb waves considering temperature effect」	H23.11
	12th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE2011)「Damage detection of composite airframe structures by strain mapping using FBG sensors through life cycles」	H23.11
	12th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE2011)「Overview of BOCDA-SHM system development」	H23.11
	ｾﾐﾅｰ「航空機材料の将来展望」「複合材構造健全性診断技術開発」	H24.1
	日本複合材料合同会議(JCCM-3)「ラム波分散性を利用したCFRP積層板の剥離損傷診断における温度変化の補正手法の検討」	H24.3
	日本複合材料合同会議(JCCM-3)「高速FBGセンサ計測装置の非線形応答補正に基づいたCFRP積層板の衝撃ひずみ波の検出」	H24.3
	SPIE Smart Structures/NDE 2012 「Structural health monitoring of CFRP airframe structures using fiber-optic-based strain mapping」	H24.3
	Ninth Joint Canada-Japan Workshop on Composites 「Temperature Effect on Delamination Detection Method in CFRP Laminates Using Mode Conversions of Lamb Waves」	H24.7
	6th edition of European workshop on structural health monitoring, 2012 「Investigation of the probability of detection of our SHM system」	H24.7
	日本機械学会 2012年度年次大会 「組込型超音波伝播システムの機能拡張による複合材構造の衝撃挙動検出」	H24.9
	日本機械学会 2012年度年次大会 「組込型超音波伝播システムの機能拡張による複合材構造の衝撃挙動検出」	H24.9
	第37回複合材料シンポジウム 「光相関ブリルアン散乱計測法を用いた複合材構造の損傷検知技術開発」	H24.10
	第37回複合材料シンポジウム 「実機適用を目指した航空機複合材構造衝撃損傷検知システム技術の開発」	H24.10
	第37回複合材料シンポジウム 「PZT-FBGセンサを用いた航空機複合材構造の健全性診断技術の開発」	H24.10
	第37回複合材料シンポジウム 「光ファイバセンサを用いた ライフサイクルストレイン マッピングによる複合材構造の健全性診断技術の開発」	H24.10

発表	第37回複合材料シンポジウム 「複合材構造健全性診断技術開発プロジェクトの概要」	H24.10
	SAMPE Fall Technical Conference 2012 「Life cycle strain mapping by optical fiber sensors for defect and damage detection of CFRP structures」	H24.10
	4th Asia Pacific Workshop on Structural Health Monitoring 「Development status of the Damage Detection Method for CFRP Structures Using Distributed BOCDA Optical Fiber Sensor」	H24.12
	次世代構造部材創製・加工技術開発シンポジウム 「光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造健全性診断技術の開発」	H25.2
	次世代構造部材創製・加工技術開発シンポジウム 「光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム技術の開発」	H25.2
	次世代構造部材創製・加工技術開発シンポジウム 「FBG/PZTハイブリッドシステムを用いた航空機構造の損傷モニタリング技術の開発」	H25.2
	次世代構造部材創製・加工技術開発シンポジウム 「ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の開発」	H25.2
	次世代構造部材創製・加工技術開発シンポジウム 「複合材構造健全性診断技術開発の概要」	H25.2
	SPIE Smart Structures / NDE 2013 「Life cycle strain monitoring of composite airframe structures by FBG sensors」	H25.3
	33rd ICAF conference 「Development status of Structural Health Monitoring Technologies using BOCDA」	H25.6
	第287回電気材料技術懇話会 「光ﾌｧｲﾊﾞｾﾝｻに｢よるCFRP構造体の健全性診断技術の開発」	H25.3
	【熊本大学先進マグネシウム国際研究センターシンポジウム】次世代の航空宇宙産業と新材料 「航空機用新材料　FHIにおける取り組みの紹介」	H25.4
	International Workshop on Structural Health Monitoring 2013 「Developmental Status of SHM Applications for Aircraft Structures Using Distributed Optical Fiber Sensor」	H25.9
	International Workshop on Structural Health Monitoring 2013 「Development Status of Optical Fiber Sensor based Impact Damage Detection Systems for Composite Airframe Structures」	H25.9
	International Workshop on Structural Health Monitoring 2013 「Damage detection Technology For CFRP Structure Using MFC/FBG Hybrid Sensor System」	H25.9
	International Workshop on Structural Health Monitoring 2013 「Outline of the Japanese National Project on Structural Health Monitoring System for Aircraft Composite Structures and JASTAC Project」	H25.9
	第38回複合材料シンポジウム 「FBGセンサを用いたCFRP プレッシャーバルクヘッド構造のライフサイクルひずみモニタリング」	H25.9
	「フォトニックセンシング最前線」シンポジウム 「光ファイバブリルアン分布型センシングによる航空機ヘルスモニタリング技術の開発」	H25.9
	「フォトニックセンシング最前線」シンポジウム 「FBG光ファイバセンサを用いた航空機構造健全性診断技術」	H25.9
	″OSA Annual Meeting, Frontiers in Optics 2013″ 中の ″Special Symposium on Advanced Distributed Optical Fiber Systems for Security and Safety Applications″ 「Brillouin Optical Correlation Domain Distributed Fiber Sensors」	H25.10
	4th Asia-Pacific Optical Sensor Conference (APOS 2013) 「Fiber Brillouin Distributed Sensing as Fiber Optic Nerve Systems」	H25.10
	OSA Optical Instrumentation for Energy and Environ- mental Applications 「High Performance Distributed Optical Fiber Sensors for Smart Structures and Environmental Monitoring」	H25.11
	13th Japan International SAMPE Symposium and Exhibition(JISSE-13) 「SHM Technology for Aircraft Structures Using Distributed Optical Fiber Sensor」	H25.11
	13th Japan International SAMPE Symposium and Exhibition(JISSE-13) 「Life Cycle Strain Mapping of CFRP Pressure Bulkhead using FBG Sensors」	H25.11
	13th Japan International SAMPE Symposium and Exhibition(JISSE-13) 「Outline of the Japanese National Project on Structural Health Monitoring System for Aircraft Composite Structures」	H25.11
	日本航空宇宙学会　第45期構造部門　談話会・見学会 「三菱電機における宇宙用複合材料開発の取り組み」	H25.11

	7th European Workshop on Structural Health Monitoring （EWSHM）「DETECTABILITY ASSESSMENT OF OPTICAL FIBER SENSOR BASED IMPACT DAMAGE DETECTION FOR COMPOSITE AIRFRAME STRUCTURE」		H26.7
特許	出願№.2010-058784	「損傷診断システム及び損傷診断方法」	H22.3
	出願№.2011-018951	「光ファイバ特性測定装置及び方法」	H23.1
	米国 13/047,517	「損傷診断システム及び損傷診断方法」	H23.3
	出願№.2011-127984	「複合材料構造体の埋込光ファイバ修理方法と修理構造及び接続構造」	H23.6
	PCT/JP2012/051754	「光ファイバ特性測定装置及び方法」	H24.1
	米 13/486,649	「複合材構造体の埋込光ファイバ修理方法と修理構造及び接合構造」	H24.6
	EP 12004367.4	「複合材構造体の埋込光ファイバ修理方法と修理構造及び接合構造」	H24.6
	出願№.2012-141981	「接着方法及び接着器具、並びに、構造体の製造方法」	H24.6
	出願№.2012-254477	「構造体及び構造体の剥離検出方法」	H24.11
	出願№.2013-022332	「バギングフィルムの光ファイバ取り出し口用シール装置」	H25.2
	出願№.2013-20928	「変位計測装置及び変位計測方法」	H25.2
	米国13/959,076	「変位計測装置及び変位計測方法」	H25.8
	PCT/JP2013/065148	「接着方法及び接着器具、並びに、構造体の製造方法」	H25.5
	PCT/JP2013/073993	「構造体及び構造体の剥離検出方法」	H25.9

３－２．　目標達成度

表３－６に目標に対する成果概要および達成度を示す。

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	達成度
Ⅰ．光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造健全性診断技術の開発	①高信頼性診断技術開発 分布歪み計測及び動的歪み計測から､実飛行環境でも実用レベルの高信頼な構造健全性診断を行う技術を開発する。	①　高信頼性診断技術開発 マハラノビス・タグチ法を適用した異常診断アルゴリズムの信号前処理、基準状態の学習処理、診断及び表示を統合するソフトウエアを作成、十分な損傷検知能力を有していることを確認した。	達成
	②高信頼性システム技術開発 航空機に搭載可能で､実飛行環境でも高信頼な診断に必要な計測を可能とするセンサおよび計測システムを実現する技術を開発する。	②高信頼性システム技術開発 レーザ直接変調法による低コスト散乱計測法の計測速度向上につながる信号精度を向上した。 ・民間航空機に搭載可能なARINC600仕様にあった装置を試作し、飛行実証試験において健全性評価可能な精度で機体状況を監視できることを確認した。	
	③センサ機能の拡張（複合材結合部の構造健全性評価技術の開発・実証） 複合材結合部の内部損傷に関する情報の高信頼性診断技術への反映を図る。	③センサ機能の拡張（複合材結合部の構造健全性評価技術の開発・実証） 光ファイバセンサを埋め込んだ損傷検知試験を行い、複合材結合部の内部損傷検知感度を高める手法を確認した。	
Ⅱ．光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム技術の開発	①高信頼性診断技術開発 実飛行環境でも実用レベルの高信頼な損傷検知を可能とする技術を開発する。	①高信頼性診断技術開発 ・CFRP供試体を用いた衝撃損傷検知試験を実施し、「FBGセンサでの歪計測」、「埋込光ファイバでの透過光強度計測」による衝撃損傷検知が、検知確率ガイドラインを満足する目処・可能性を確認した。 ・実機相当の構造供試体において、開発したシステムが衝撃損傷検知可能なことを確認した。 ・振動環境下での衝撃検知試験を実施し、実機振動環境下での衝撃損傷検知が可能であることを示した。	達成

	②高信頼性システム技術開発 航空機に搭載可能で、実飛行環境でも損傷検知に必要な計測を可能とする高信頼なセンサおよび計測システムを開発する。	②高信頼性システム技術開発 ・民間旅客機複合材前胴構造を対象として、衝撃損傷検知システム実機適用構想を設定し、装置の仕様案をまとめた。また、設定した構想及び装置仕様案に基づき、衝撃損傷検知システムを試作した。 ・航空機搭載に必須な振動環境下での自動衝撃検知を可能とする衝撃損傷検知ソフトウエアのアルゴリズムを改良した。 ･FBGンサ貼付部の耐久性データ取得試験を実施し、所定の耐久性を有することを確認した。 ・埋め込みセンサの修理法に関して特許出願を行い、装置を試作して適用可能性を確認した。	
	③センサ機能拡張（サンドイッチパネルの損傷検知） サンドイッチパネルに対応する損傷検知システムの高信頼性診断技術を確立する。	③センサ機能拡張（サンドイッチパネルの損傷検知） サンドイッチパネルへの損傷検知システムの適用試験を実施し、損傷位置・サイズを推定することが可能であることを確認した。	
Ⅲ．FBG／PZTハイブリッドシステムによる航空機構造の損傷モニタリング技術の開発	①高信頼性診断技術開発 実飛行環境でも実用的な、高信頼な損傷モニタリングを可能とする技術を開発する。	①　信頼性診断技術開発 ・実験とFEM解析の結果を検証しながら損傷診断高精度化を進めた結果、広帯域ラム波の解析を行うことにより、環境温度と損傷長さを同定できることを確認した。 ・特定周波数を利用した接着剥がれ診断技術において、温度と歪が同時に付与される環境下においても精度よく接着剥がれ長さを診断可能な事を確認した。	達成
	②高信頼性システム技術開発 航空機に搭載可能で、実飛行環境で高信頼な診断システムを実現する。	②高信頼性システム技術開発 ・実飛行相当の環境試験により、耐久性を確認した。 ・光ファイバの複合材埋込みクーポンの機械的特性を試験し、機械的特性に影響がないことを確認した。	
	③センサ機能拡張（衝撃検知能力付与） 衝撃検知機能と併せ、高信頼な損傷モニタリングシステムを実現する。	③センサ機能拡張（衝撃検知能力付与） FBG/PZTハイブリッドシステムを用いたシステム開発として、衝撃検知アルゴリズムを開発した。	

Ⅳ．ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の開発	①高信頼性診断技術開発 FBGセンサによる多点歪計測に基づきストレインマッピングを行う事で、実飛行環境でも実用的な、高信頼な損傷診断を可能とする技術を開発する。	①高信頼性診断技術開発 プレッシャーバルクヘッドのボルト継手構造及び接着継手構造、ならびにスカーフ補修部分の疲労損傷検知評価試験を実施し、損傷検出能力を有することを確認した。	達成
	②高信頼性システム技術開発 航空機に搭載可能で、実飛行環境で計測を可能とするセンサおよび計測システムを開発する。	②高信頼性システム技術開発 光ファイバセンサを複合材構造上へ自動敷設する装置を試作して敷設性を確認した。さらに、埋込み光ファイバの取出器具を試作して透過光強度損失が許容範囲内であることを確認した。	
	③センサ機能拡張 ・多角的フィルタリング技術、ライフサイクルを通じた計測技術により、診断信頼性を向上する。	③センサ機能拡張 ライフサイクルを通じた計測のため、複合材の成形、加工、組立、運用段階の歪計測を実施し、歪計測技術構築の目処を得た。	

４．　事業化、波及効果について

４－１．　事業化の見通し

航空機構造健全性診断システムの事業化には、航空機搭載装備品としての認証を取得する必要がある。また、航空機構造の点検に使用するためには、航空機構造設計条件を踏まえた上で必要となる検知能力を有することを示し、具体的な点検マニュアルとしてまとめる必要がある。現状では、これらを規定するものは存在しないが、今後制度化され、規定が定められていくと考えられる。また構造健全性診断システムにより航空機の点検を行う際の具体的な手順を定めたマニュアルを作成しておく必要もある。

航空機への複合材構造健全性診断システムの適用は、下記のように進捗するものと考えられる。

①航空機搭載計測装置の試作

光相関ブリルアン散乱計測法､光ファイバセンサによる衝撃損傷検知システム、FBG/PZTハイブリッドシステムによる損傷モニタリングの統合化を図り実際に使用する際の利便性を向上させる。複合材構造へ適用し、点検効率の向上、航空機の安全性確保をねらう。一定期間の試験運用により、データ取得を行うとともにシステムの認証取得へつなげる。その後現行の点検作業（目視、非破壊検査、等）の置き換えによる効率化を実現する。適用先は既存機、派生型機の構造であり、計測用の光ファイバは貼付式となる。

②複合材成形モニタリングへの適用

光ファイバを貼付する方法よりは、複合材に埋め込む方が光ファイバの運用上の保護という面で好ましい。光ファイバを埋め込むのであれば、成形時の歪等のデータを取得することにより、成形プロセス開発期間の短縮や品質安定化につながる。その後の運用時モニタリングも考えると複合材構造のライフサイクルモニタリングが可能となる。複合材構造に光ファイバを埋め込むことによりライフサイクルモニタリングが行える高付加価値の部品として納入することも可能となる。

③ボーイング、エアバスとの連携

現在素形材センターでは、エアバスとの間に協同研究契約を結び、効率的に実用レベルの構造健全性診断システムが実現されるよう研究開発を進めているが、今後も継続の必要があり、場合によってはボーイングとも共同研究する必要がある。

④ 構造健全性診断技術標準化準備委員会活動（AISC-SHM）[3)]

航空機メーカー、装備品メーカー、航空機運航者等による構造健全性診断システムのガイドブックを策定し、その有効性、実現性をまとめて技術の標準化を進め、合理的な規定つくりにつなげていく活動がAISC-SHMで行われており、本研究開発の中で参画しているが、２０１３年に発行された。光ファイバセンサによる構造健全性診断技術が本技術の中で定位置を占め、また本

研究開発の中で開発された技術が標準の一つとして認知されるよう今後も継続して活動していく必要がある。

④当局の装備品としての構造健全性診断システムの規定作成と並行し、ATA[4)]による、航空機運航者の点検作業での本システムの具体的な適用手順の作成が必要となる。

上記事業化への流れを図４－１に示す。

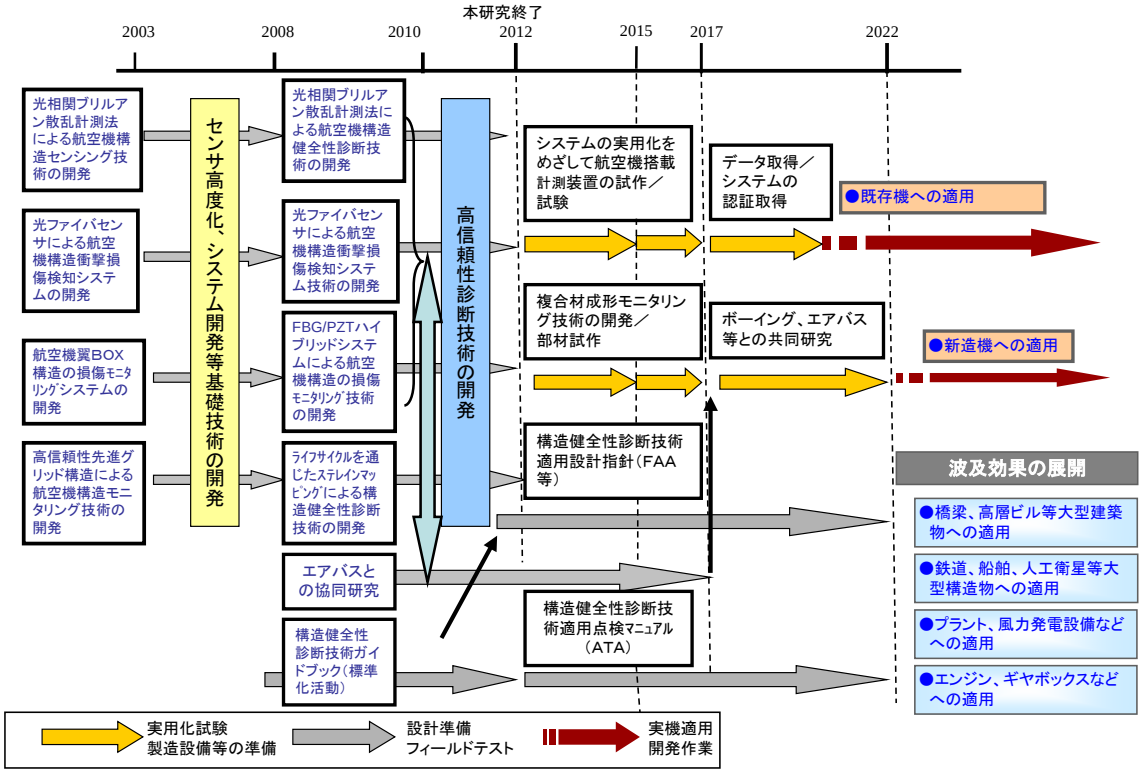


図４－１　構造健全性診断システム事業化への流れ

前述のAISC-SHM構造健全性診断技術標準化準備委員会には航空機運航者も多数参加しており、運航者の構造健全性診断技術に対する関心は極めて高く、実用レベルの構造健全性診断技術が実現されれば、本システムの事業化の見通しは高い。

本システムの実用化が図られ、運用時のデータが蓄積されていけば設計へのフィードバックが行われ、革新的な複合材構造設計技術の確立につながっていくものと考えられる。

１）FAA：Federal Aviation Administration（連邦航空局）

２）EASA：European Aviation Safety Agency（欧州航空安全局）

３）AISC-SHM：Aerospace Industry Steering Committee for SHM（構造健全性診断技術標準化準備委員会）

４）ATA：Air Transport Association（航空運送協会）

４－２．　波及効果

本研究で航空機構造における厳しい使用環境での、高信頼システム技術が確立できれば、航空機構造以外の複合材構造分野への波及可能性が高い。各技術の具体的応用可能性を以下に示す。

Ⅰ．光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造健全性診断技術の開発

橋梁、建築物、プラント等の大型構造への適用が考えられる。対象に応じて空間分解能、応答性、計測レンジ等を最適化できる柔軟性があることにより、幅広い応用分野の開拓が期待できる。



Ⅱ．光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム技術の開発

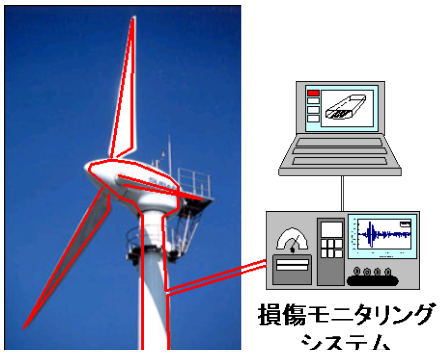
本技術は、衝撃損傷を受ける可能性のある複合材構造全般に適用可能である。鉄道車両、船舶など輸送機器の複合材構造に本技術を適用することで、そのライフサイクルコスト低減、安全性向上などの波及効果が期待される。



Ⅲ. FBG/PZT ハイブリッドシステムによる航空機構造の損傷モニタリング技術の開発

再生可能なエネルギーへの注目が高まる中、風車への需要が高まっており、風車のブレードや鉄塔の損傷モニタリングは当該技術の有望な適用先の１つと考えられる。

現在商用化されている風車の監視システムは多点のセンサを埋め込む必要があるが、本プロジェクトで開発しているシステムは、一つのセンサである程度の広さをモニタリングできるため、現行システムに対して大きなアドバンテージを確保できる。



Ⅳ. ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の開発

高信頼性化によりＣＦＲＰ構造の一層の軽量化を実現できることから、人工衛星の太陽電池パネル等大型構造の軽量化に寄与できる。構造モニタリング技術は、人工衛星の地上環境試験に応用可能で波及効果として有望である。多点ＦＢＧセンサを用いた健全性診断技術は、回転機器など機械設備の保守・点検や空港等セキュリティにも拡張できる。



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

本事業は、表５－１に示す平成２０～２４年度の５年計画で実施されている。

表５－１　研究開発計画

実施項目／年度	Ｈ２０	Ｈ２１	Ｈ２２	Ｈ２３	Ｈ２４
Ⅰ．光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造健全性診断技術の開発	高信頼性診断技術の開発			高信頼性システム技術の開発	
	複合材結合部の健全性評価基盤技術開発			複合材結合部の健全性評価技術実証	
Ⅱ．光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システムの技術開発	信頼性/耐久性の実証				
	修理方法の開発			衝撃損傷検知システムの小型化	
	新しい構造様式への衝撃損傷検知システム実機適用技術開発			新しい構造様式への衝撃損傷検知システム実機適用技術実証	
Ⅲ．FBG/PZTハイブリッドシステムによる航空機構造の損傷モニタリング技術の開発	損傷モニタリング/衝撃検知技術の小型・統合化				
	損傷診断技術の信頼性向上			損傷診断技術の高精度化	
	損傷モニタリングシステム耐環境性の評価				
	センサ機能拡張			センサ機能拡張の実証	
Ⅳ．ライフサイクルを通じたストレインマッピングによる構造健全性診断技術の開発	診断信頼性向上技術の開発			システム信頼性高度化技術の開発	
	ライフサイクルを通じた高信頼性診断技術の開発			ライフサイクルを通じた高信頼性診断技術の実証	
Ⅴ．総合調査研究					

５－２．　研究開発実施者の実施体制・運営

（１）研究開発実施者の実施体制

開発責任者（プロジェクトリーダ）には東京大学武田展雄教授が選任され、素形材センターが、企業５社、独立行政法人１機関、大学１機関の協力の下に研究開発を実施している。図５－１に平成２４年度の実施体制を示す。

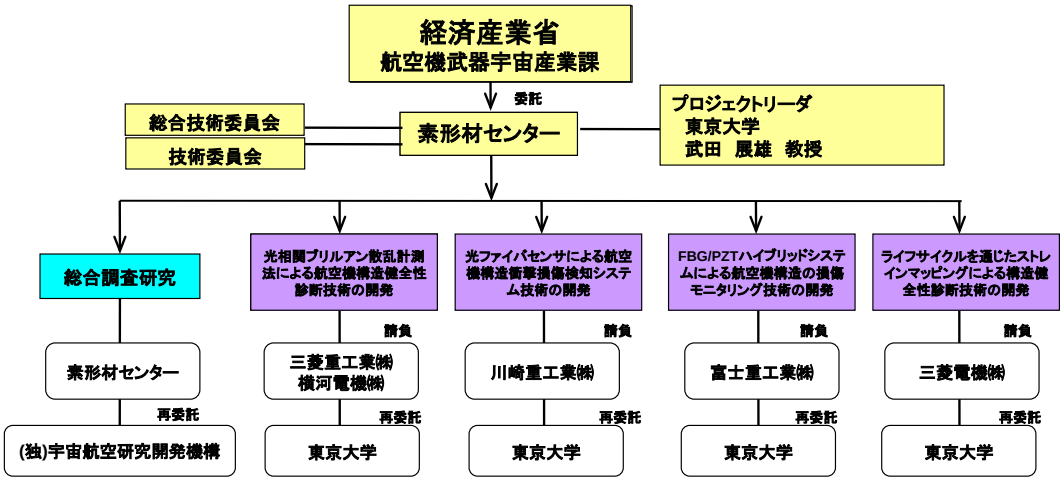


図５－１　事業実施体制

（２）実施体制の妥当性

東京大学武田教授は、光ファイバセンサによる複合材料構造健全性診断技術の研究では日本での第一人者で、本分野においては、海外においても著名であり、本事業の研究開発責任者として最適である。

本事業で取り組む複合材料構造健全性診断技術は、航空機機体構造を対象である為、三菱重工業等の機体メーカーが中心となり、大学等の協力を受けている。すなわち、大学等で検知手法の検討、実験で得られた結果の解析等を行い、機体メーカーで計測装置試作、供試体準備、試験等を行うという体制で各開発項目の実施責任体制は明確で妥当である。

（３）実施者間の連携

目標達成及び効率的実施のために素形材センターに設置した総合技術委員会における外部有識者の意見を運営管理に反映させた。又、四半期に一回程度、主として実施機関で構成される技術委員会等を通じて本事業の進捗把握及び方向付け等を行った。以上より、実施者間の連携は十分とれている。

（４）成果の普及および関与の取り組み

前述の総合技術委員会委員としてエアラインの全日本空輸㈱からも参加願い、本事業の進捗等を理解いただいている。又、実際の機体における本技術適用箇所の調査等で協力願っている。更に、エアバスとも本技術分野に関し定期的に会合を開き、技術交流を実施している。

５－３．　資金配分

本事業の平成２４年度までの予算を表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各機関と十分調整の上決定しており、妥当なものである。

表５－３　年度予算　　（単位：百万円（税込み））

年度	平成２０	平成２１	平成２２	平成２３	平成２４	合計
合計	180.0	230.0	181.7	220.5	215.0	1027.2

５－４．　費用対効果

計測の要素技術検討は大学、装置試作と試験は企業と分担を明確にし、連携して開発している。製品化の必須機能、仕様情報をエアバスから入手することにより、本事業は非常に効率的に進められ、投入資源以上の効果が得られている。

５－５．　変化への対応

本事業開始から終了時点まで、技術動向・社会情勢・市場ニーズの変化等本事業に影響を及ぼす変化はない。しかし、本技術分野の標準化活動が欧米で開始されており、日本もこの動きに迅速に対応する必要がある。

２－２　次世代構造部材創製・加工技術開発

（チタン合金構造部材創製・加工技術開発）

目　　次

1.　事業の目的・政策的位置付け
1-1.　事業の目的……190
1-2.　政策的位置付け……190
1-3.　国の関与の必要性……190
2.　研究開発目標
2-1.　研究開発目標……191
2-1-1.　全体の目標設定……191
2-1-2.　個別要素技術の目標設定……191
3.　成果、目標の達成度
3-1.　成果……194
3-1-1.　全体成果
3-1-2.　個別要素技術成果
3-1-3.　特許出願状況等……210
3-2.　目標の達成度……213
4. 事業化、波及効果
4-1.　事業化の見通し……216
4-2.　波及効果……216
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……218
5-2.　研究開発実施者の実施体制・運営……218
5-3.　資金配分……219
5-4.　費用対効果……219
5-5.　変化への対応……220

１．　事業の目的・政策的位置付け

１－１．　事業の目的

グローバル輸送時代の到来に伴い、航空運輸需要は、年々増加傾向にある。また一方で、環境保護の観点から航空機の軽量化（低燃費化）の要求は強く、それに伴い、民間航空機の構造部材は、高強度、高信頼性を付与した炭素繊維強化複合材料、およびチタン合金を代表とする軽量金属材料の大幅な導入が進んでいる。わが国は加工性に優れるチタン合金を独自に有しているので、これらチタン合金材料を用い航空機チタン合金部品の製造を低コストで行う技術を開発し、航空機産業における国際競争力を獲得するとともに、航空機機体構造分野の省エネルギー化に寄与することを目的とする。

１－２．　政策的位置付け

図１－１に、経済産業省策定の技術戦略マップ（2010年度版、図１－１）を示すが、本プロジェクトはこの戦略に合致している。

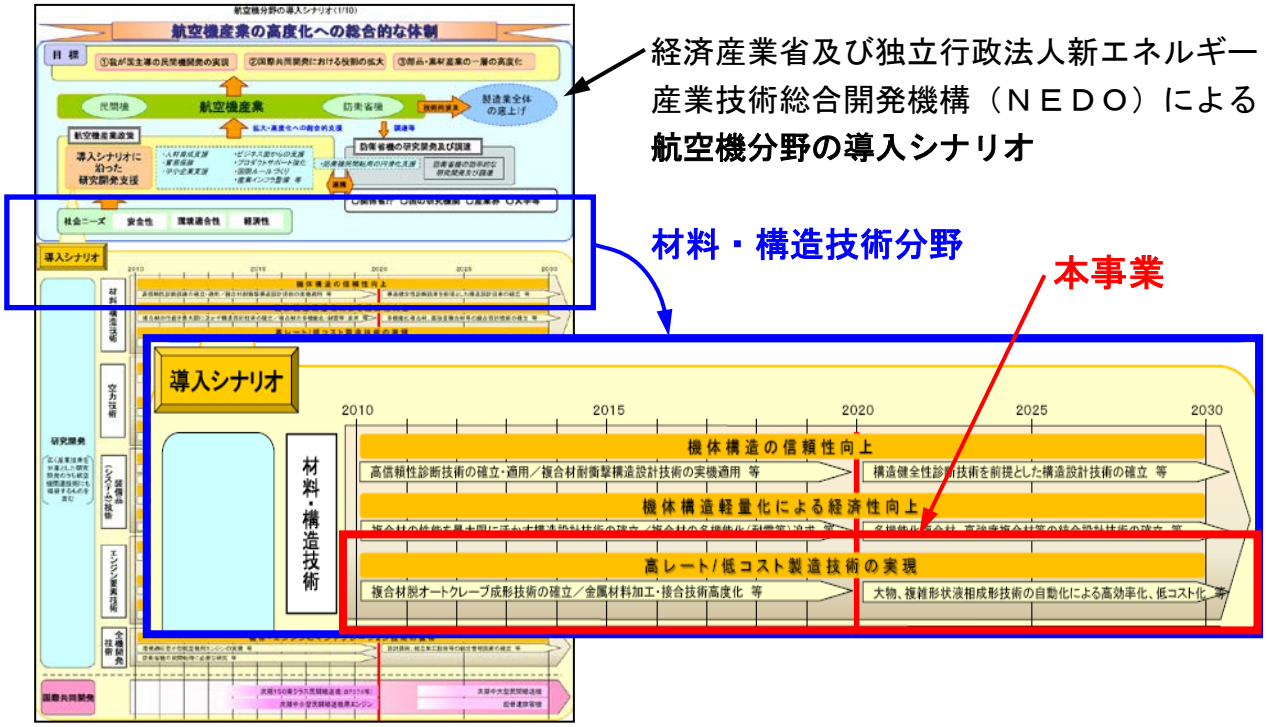


図１－１　本事業の位置付け

１－３．　国の関与の必要性

わが国の航空機用チタン合金構造部材における素材技術、加工技術、および部材供給は、現在そのほとんどを大規模の加工設備を保有し、実機適用実績の豊富な欧米に依存している。

一方、こうした状況を打破して、独自の省エネルギー材料・プロセス技術を保有し、部材自給を達成することは、「省エネルギー技術戦略」にもとづくわが国独自の国産航空機開発にとって、また、わが国の航空機メーカーおよびチタン素材メーカーにとって共通の課題であり、国内の素材産業、航空機関連産業、および研究機関の横通しによる、一貫性のある研究開発が必須である。

また、本研究開発が対象とする技術は、未だ一般的な普及レベルにまで到達しておらず、その信頼性の実証にも現実には膨大な技術リスクの解決や設備投資を伴う必要があるため、国が積極的に研究開発投資を行なって先導し、その成果を産業界に普及していく必要がある。

２．　研究開発目標

２－１．　研究開発目標

本研究開発は、次の３つのテーマ別技術、および３つの共通技術において研究開発を実施する。これらの新チタン合金およびその加工法を通じて、従来のチタン合金製造コストの30%以上低減を図る。具体的な目標は、２－２および２－３項に示す。

［テーマ別技術］

ア．チタン板金部品の低コスト製造技術の開発
- ・常温圧延可能なチタン合金の加工性改善技術の開発
- ・チタン合金の低温／局所加熱成形技術の開発

イ．高加工性新チタン合金の押出／鍛造材を用いた低コスト製造技術の開発
- ・高加工性チタン合金およびその押出／鍛造素材の開発
- ・押出型材成形技術の開発
- ・低コスト機械加工／一体大型化技術の開発

ウ．高機能化チタン合金焼結部品の低コスト製造技術の開発
- ・焼結材料の開発
- ・放電プラズマ焼結法による部品製造プロセス開発
- ・粉末焼結法による部品製造プロセス開発

［共通技術］

ア．材質評価

イ．接合技術

ウ．先端粉末造形技術

２－１－１．　全体の目標設定

表２－２に全体の目標を示す。

２－１－２．　個別要素技術の目標設定

表２－３に個別要素技術の目標を示す。

表２－２　全体の目標

目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
・加工性に優れた新チタン合金を開発し、合わせてその効率的な加工プロセスを開発する ・従来のチタン合金製造コストを30%以上低減する	チタン合金は航空機構造の軽量化・高機能化にとって重要な材料であり、我が国には目標を達成するための基礎技術がある。

表２－３　個別要素技術の目標　（①：材料開発、②：加工プロセス開発）

要素技術	目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
[テーマ別技術開発]		
(1)チタン板金部品の低コスト製造技術の開発	①低コストで冷間加工性に優れたチタン合金（Ti-9）板材を開発する ②チタン合金製板金部品の低コスト曲げ成形技術を確立する	チタン合金板材とその成形技術の開発は航空機で多用される板構造の合理化につながる
(2) 高加工性新チタン合金の押出/鍛造材を用いた低コスト製造技術開発	①加工性に優れたチタン合金（Ti-531C）開発 ②チタン合金の押出材・鍛造材を対象とした低コスト加工プロセス（押出材曲げ、接合、切削）を開発する	部材のニアネットシェイプ化、高速加工技術により低コスト化とリードタイムの短縮が実現できる
(3) 高機能化チタン合金焼結部品の低コスト製造技術の開発	①SP-700合金をベースとし、焼結に適したチタン混合粉末を開発する ②・粉末焼結法による部品製造プロセスを開発する ・放電プラズマ焼結法による部品製造プロセスを開発する	低コストで機能性を有するニアネットシェイプの部材製造が可能となり、翼胴結合金具やファスナーなどの部材への適用が可能となる
(4)材質評価	開発する素材および加工部品が適切な特性を有するよう調査・提言し、実用化を促す	素材を検証しフィードバックすることで、開発水準を維持・向上する

(5)接合技術（摩擦拡散接合(FSW)）	・FSWによるチタン合金接合技術を開発する ・新合金へのFSW適用を図る	新しいチタン合金接合技術として有用であり、航空機への応用が期待される
(6)先端粉末造形技術（レーザフォーミングおよび金属粉末射出成形（MIM））	レーザフォーミングおよびMIMをチタン合金粉末に適用するための研究を実施する MIMについては大型・複雑形状品の試作を行う MIM: Metal Injection Molding	粉末造形技術は精密複雑形状部品のネットシェイプ加工技術として期待される

３．　成果、目標の達成度

３－１．　成果

３－１－１．　全体成果

表３－３の成果概要に示すように、テーマ別技術については、素材検討として低コスト加工に適するチタン合金素材の組成調整、製造技術開発を行った。また新合金素材の基礎検討、基本プロセス検討として低コスト加工プロセスにおける成形・加工性、接合性、力学的特性などを取得して課題を明らかにするとともに、材料開発やプロセス開発に必要な治具や試験装置の計画や導入を実施した。

共通技術では、開発素材・プロセスに対する材質評価、接合技術および先端粉末造形技術の導入検討を実施した。

計画期間全体に対する目標を達成した。

３－１－２．　個別要素技術成果

（１）テーマ別技術開発

ア．チタン板金部品の低コスト製造技術の開発

本テーマは、板金部材の製造コスト低減を目的に、材料費と板材の成形コストの低減を図る研究開発を行っている。材料費低減では、常温圧延でコイル化が可能なKS Ti-9チタン合金を適用できるようにするために、この材料で問題である面内の強度異方性の改善をはかり、実機部品に適用できる技術の開発を行う。また、成形コスト低減については、チタン合金は、常温では延性が乏しいため成形しにくく、成形後高い残留応力が存在するため、熱間成形されるのが一般的であるが、金型と部品をともに加工する現状の成形では、加熱時間が長く、高温に耐える金型が必要で金型費が高く、治具を含めて加熱する必要があるため、大型部品では設備的な制約を受ける。そこで、成形する必要がある部分だけを加熱して、形状を付与する局所加熱成形技術の開発を行い、治具費の軽減と設備制約の緩和を図ることにした。以下、各技術について成果を説明する。

① 常温圧延可能なチタン合金の加工性改善技術の開発

航空機で汎用されているTi-6Al-4V合金は熱間、冷間加工性に乏しいため、素材を比較的厚い鉄板で覆って保温しながら圧延する、所謂パック圧延を繰り返し行い、薄板を製造する方法が一般的であり、低コスト化には限界がある。これに対して神戸製鋼が開発したKS Ti-9チタン合金は原料に安価なTi-6Al-4V合金のスクラップや鉄原料のFe-Moを利用し、かつ鉄鋼材料と同様な連続圧延によるコイル圧延が可能であり、Ti-6Al-4V合金と比べて薄板の製造コストの大幅な軽減が可能である。しかしながら、圧延は一方向で行われることから、強い集合組織が形成され、どうしても面内に材料強度異方性が生じる。過度な強度異方性は、部材に成形加工する際、特に複雑な板曲げ加工をする場合、変形がいびつになり強いしわの形成や割れな

どの成形不良の要因となっている。そこで、本開発では、異方性を軽減する製造技術について研究開発を行った。

集合組織の形成を支配する熱間圧延（熱延）に着目し、加熱温度を従来のα＋β域から更に高温のβ単相域に変更することにより、強い集合組織の形成が緩和され、図3-1に示すように面内強度異方性が改善されることを実験にて確認した。

しかし、このβ域から熱延した板は、圧延方向の伸びが構造材として望まれる5%よりも低い値が認められたため、熱延後の冷間圧延と続く熱処理条件の適正化を行った。延性低下の原因と考えられた焼鈍不足を解消するために、中間焼鈍時間を6分から12分へ長時間化し、かつ焼鈍前後の冷延量に上限を設けることで、図3-2に示すように圧延方向の伸びが改善され、製造条件の目処を得ることができた。上記で得られた知見に基づいて鋼板の生産ラインで試作を行い、計画通り、実験で得られた通りの材料特性(図3-2)を有する板幅約1000mm、重量1トン程度の薄板コイル（図3-3）を製造することができた。また、航空機部材で必要な特性である疲労、ベアリング、せん断において、Ti-6Al-4V合金とほぼ同等であることを確認した。これにより、Ti-6Al-4V合金と比較して鋳塊から薄板までの製造コスト低減が可能な事を示した。

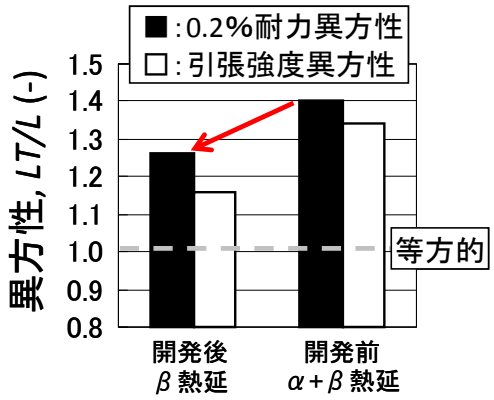


図3-1　β 圧延による異方性改善

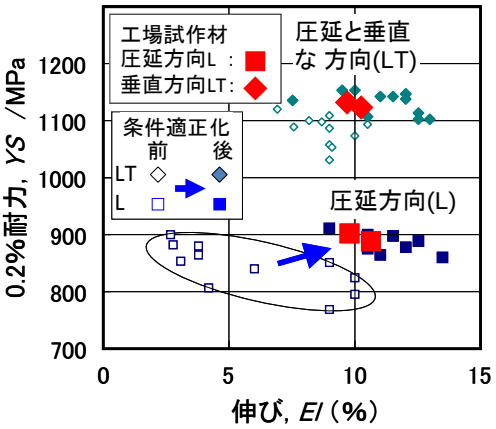


図3-2　圧延方向の延性改善



図3-3　工場生産ラインで試作したKS Ti-9コイルの外観

②チタン合金の低温/局所加熱成形技術の開発

チタン合金は、常温での成形性が良くないため、600℃以上の高温で成形する必要があり、部品の成形においては、部品を加熱成形できる設備やその温度で使用

可能な耐熱材料を用いた高価な金型が必要で、加工コストが高い。特に大型の部品では、金型の昇温や成形等に長い時間が必要であり、設備の制約もあり、大型の部品は製造しにくい。そこで、部品全体を加熱するのではなく、局所的に加熱して成形することにより、成形/金型加熱時間の短縮及び金型費の削減等により製造コストを下げられないかについて、研究開発を行った。また、開発材料の成形性の評価についても実施した。

航空機の複曲面成形部品の成形方法として一般的なストレッチ成形を選定し、その成形装置と走査可能なランプを組み合わせた局所加熱成形用装置を開発した。図3-4に開発した装置を用いて加熱成形している状況を示す。

開発した装置を用いて、単曲面形状及び複曲面形状の部品に対して適正な成形条件について検討を行った。単曲面形状部品については比較的低い600℃程度の加熱条件で成形することで、複曲面形状ではより高い700℃で加熱して金型に材料を密着させたのち、単曲面形状と同様の条件で成形することで精度良く部品が成形できることが分かった。航空機翼前縁部を模擬した部品の試作品を図3-5に示す。試作した部品の特性を評価して，航空機の部品として使用可能であることを確認した。本成形方法の適用により，成形に使用する治具コストの大幅な低減を図ることが可能であったが，成形時間については一本のランプでの加熱には高速化に限界があるため，10%の低減に留まった。しかしながら、実用する場合は加工時間短縮のために複数ランプの使用等より高出力な熱源を適用することは容易であり、30%コストダウンが可能であることを確認した。

KS Ti-9材の異方性軽減効果を確認するために、航空機の部品の試作を行った。改良前の材料では、図3-6に示すように1工程目の冷間成形時に、材料の異方性に起因するしわが発生して、次工程に移れなったが、改良後の材料では1工程でのしわはなくなり、その後の熱間成形で所定の形状に部品を成形することができた。

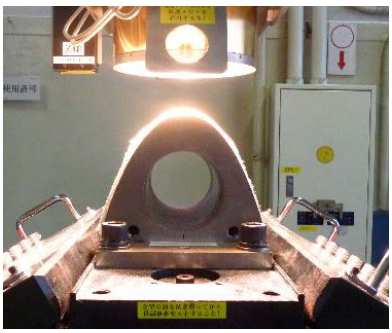


図3-4　局所加熱成形装置



図3-5　複曲面形状の試作部品

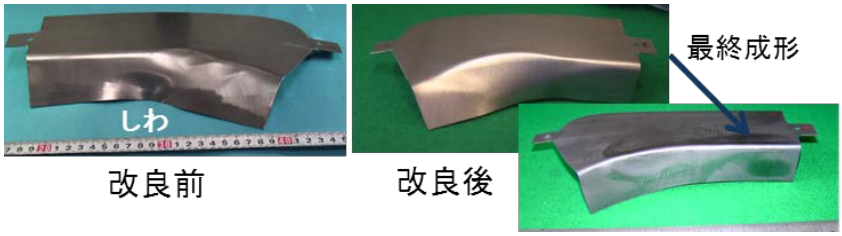


図3-6　異方性軽減材による成形試験結果

イ．高加工性新チタン合金の押出／鍛造材を用いた低コスト製造技術の開発

本テーマでは図3-7に概念を示す3項目の技術を開発し、国内メーカーでは製造が難しい大型チタン部材を低コストで製造する技術の確立を行なう。各研究項目について、開発内容の詳細は、以下の通りである。

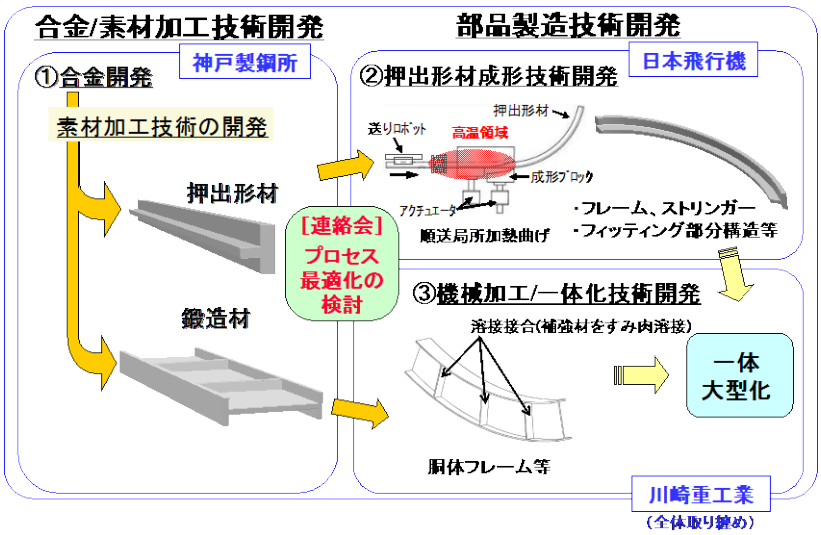


図3-7 研究開発を行なう技術の概念

・高加工性チタン合金および素材製造技術の開発

現在広く使われているTi-6Al-4V合金と同等の材料特性を持ち、かつ、より高い加工性を有する国産新チタン合金を開発する。また、その特性最適化のための製造技術(鍛造品、押出形材)の開発を行なう。

・押出形材成形技術の開発

高加工性チタン合金押出形材を用いた順送局所加熱曲げ法による連続曲げにより、フレーム等の曲率を持つ部材を低コストで高精度に成形する技術を開発する。

・低コスト機械加工／一体化技術の開発

高加工性チタン合金に適した高効率切削技術を開発する。また、溶接による部材の一体大型化技術を開発する。

各研究項目について、本研究開発の成果を以下に説明するが、いずれも目標を達成した。

①高加工性新チタン合金の開発

従来のTi-6Al-4V合金よりも熱間加工性に優れるチタン合金EL-Fの成分を見直し、最適成分（Ti-4.5Al-2.5Cr-1.2Fe,-0.1C）を確定してTi-531C合金を開発した。約1トンの小型実機溶製を行って特性を評価し、引張強度特性および疲労強度特性がTi-6Al-4Vと同等以上であることを確認した。

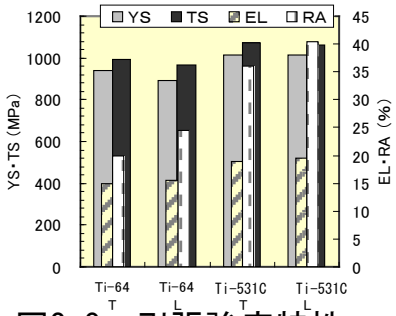


図3-8　引張強度特性

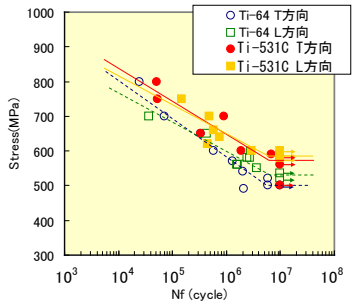


図3-9　疲労強度特性

T字断面押出形材の試作の結果、Ti-6Al-4Vより約15～20%低い荷重で押出可能であること、また図3-10と図3-11に示す機体模擬鍛造品の鍛造試作の結果、同一形状においてはTi-6Al-4Vよりも最大で30%程度低荷重で成形できることを確認した。また強度についてもTi-6Al-4Vと同等以上の特性が得られることを確認した（図3-11(b)）。


図3-10　機体模擬鍛造品

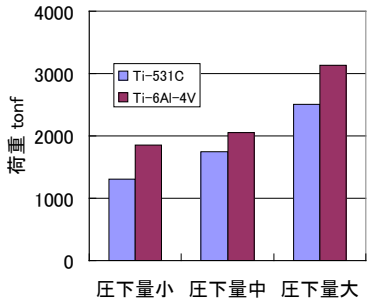
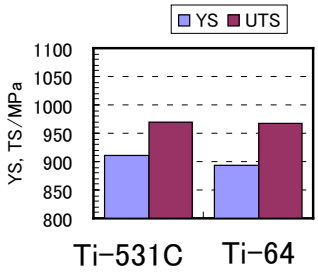


図3-11(a)　鍛造荷重比較



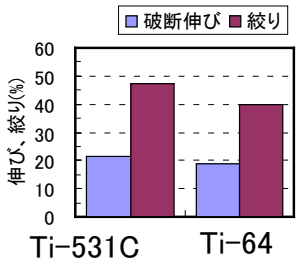


図3-11(b)　鍛造品引張試験結果

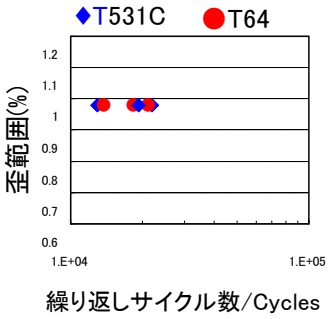


図3-11(c)　鍛造品疲労試験結果

② チタン合金押出材の曲げ成形装置の開発

チタン押出し材の曲げ成形では、図3-12に示す成形プロセスを考案し、成形装置を試作した。Ti-531C押出形材の成形試験を行い、成形条件(温度、送り、ピッチ等)の制御により各種曲率半径への成形が可能で、本プロセスが成立することを確認した。成形後の形材で材料特性(強度，表面酸化)を評価し、問題がないことを確認した。更に、実機部品に準ずる大断面模擬形材を対象に、自動

運転で任意の大曲率半径へ成形できることを実証した(図3-14)。また、FEMによる変形解析を試行して成形解析精度を評価し、加工条件の設定や成形型の設計に適用できる見通しを得た。成形コスト試算の結果、局所加熱逐次成形法は、従来のホットサイジングプレス成形と比較して低コストであることを確認した。

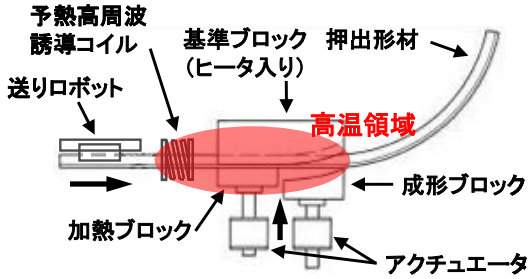
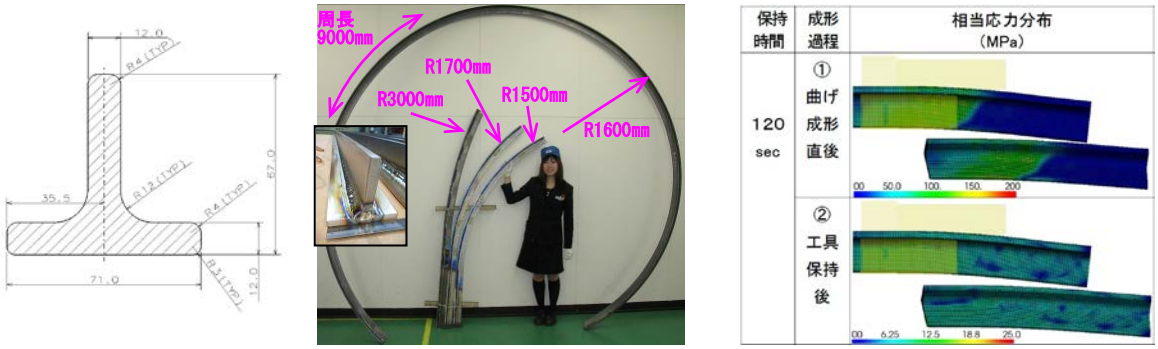


図3-12 順送局所加熱逐次曲げ成形の概念



図3-13 装置運転状況



(a) 形材断面寸法と成形例　　(b) Ti-531C 形材解析例

図3-14 開発した装置によるTi-531C合金押出形材の成形例および解析例

③ 低コスト機械加工／一体化技術の開発

Ti-531C合金について、クーポン供試体での評価により、切削性および溶接性がTi-6Al-4Vと同等であることを確認した。また、図3-15に示すような切削解析を用い、Ti-531C合金の最適な切削条件を選定した。

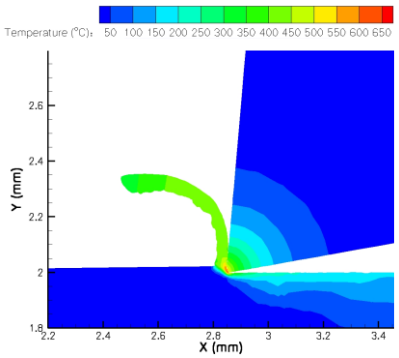


図3-15 刃先温度の解析例(二次元)

さらに、Ti-531Cのレーザ溶接材の強度評価を行い、母材と較べて引張強度は同等だが、疲労強度は2～3割低下することを確認した。模擬部品は、開発したTi-531C合金押出形材を順送局所加熱逐次曲げ成形し、溶接により一体大型化した後に全表面を機械加工して試作した。(図3-16および17)。開発した新製造プロセスとTi-6Al-4V鍛造品を用いる従来プロセスでコストを比較した結果、形材成形と溶接費用が追加発生するが、

素材費と切削費の低減により全体として3割のコスト低減という目標が達成できる見通しを得た。



図3-16模擬部材(型材溶接後)

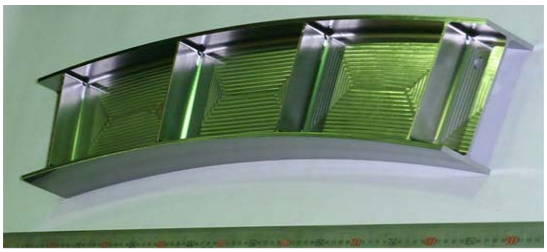


図3-17 模擬部材(機械加工後)

ウ. 高機能化チタン合金焼結部品の低コスト製造技術の開発

近年航空機材料としてその使用量が拡大しているチタン合金は、アルミ合金と比較して材料コスト、機械加工コスト共に非常に高く、これらのコスト低減技術が航空機製造技術の中でますます重要な課題となってきている。軽量化が求められる航空機部品はその形状が複雑になる場合が多く、機械加工により素材の大部分を切削加工することから、コスト低減のためには素材のニアネットシェイプ化製造技術の開発が必須である。本研究プロジェクトでは、焼結技術の開発により部品のニアネットシェイプ化を図り、チタン合金部品の製造コスト低減を目指すものである。最終目標は、Ti-6Al-4V合金鍛造品と同等以上の特性を有する粉末焼結部品を開発し、さらにその部品製造コストを30%低減することとする。また、焼結の特性を生かして、航空機部品として有効な機能を付加したチタン合金部品製造技術を開発することも検討する。

焼結方法としては、低コスト焼結方法で量産化へ移行しやすい素粉末混合法、難焼結材の焼結が可能な放電プラズマ焼結法の２種の方法を用いて焼結を行い、評価を行った。

①素粉末混合法による焼結技術開発

素粉末混合法は、複雑な形状の成形が可能で、ある程度の量産化も容易なため、工業化に適したニアネットシェイプ加工技術である。合金系には、国内で開発されたTi-4.5Al-3V-2Fe-2Mo（SP-700）合金にTiB_2を微量添加した合金を用いた。

プロセスの改善に関しては、粉末混合プロセス中で材料に吸収される酸素を低減することにより、焼結体の延性の向上を図ると同時に、粉末の流動性向上による内部欠陥の低減を図った。焼結体の静強度試験結果を図3-18、図3-19に示す。改善されたプロセスにより特に伸びと絞りが改善し、最終的に図中の2012で示した材料は開発目標であるTi-6Al-4V合金鍛造材の特性値を達成した。疲労試験結果を図3-20に示す。焼結体の疲労特性は、図中の実線で示したTi-6Al-4V合金鍛造材の疲労強度に近い特性を示した。また、図3-21に、開発材の破壊靭性値を示す。開発材の破壊靭性値は、破線で示すTi-6Al-4V合金の特性範囲を上

回っており、開発目標を達成した。亀裂進展特性についても、開発目標を達成した。

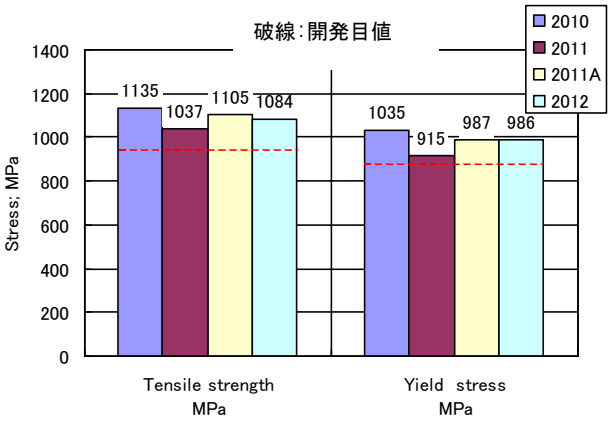


図3-18 開発材の引張試験結果
（引張強度・降伏応力）

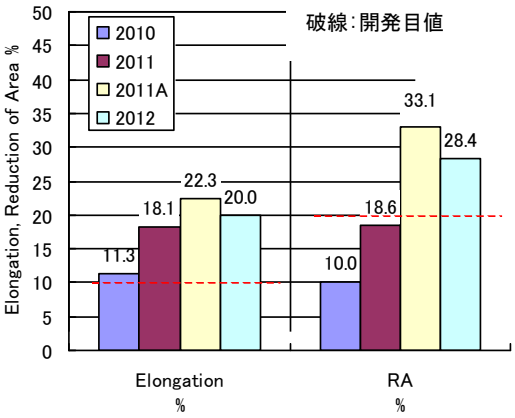


図3-19 開発材の引張試験結果
（伸び・絞り）

本技術の実機適用時の製造性を実証するため、航空機部品を模擬した試作品を製作した。図3-22に試作品の外観を示す。非常に深いポケットを複数持つ複雑な形状要素を持つ部品であるが、一部に欠けが発生したものの、大きな問題なく焼結することができた。本試作を通じて、成立性と残る課題を確認することができた。

試作品に対して製造コスト評価を行った。単位重量あたりの材料単価は高いものの、ニアネットシェイプ化による素材重量の減少と機械加工費の低減により、製造プロセス全体で計33%のコスト低減が可能であることを確認した。

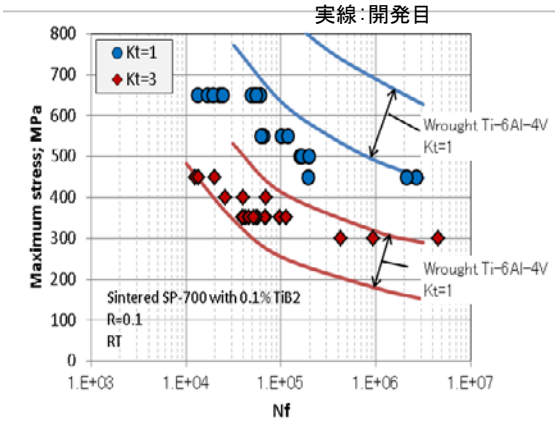


図3-20 開発材の疲労試験結果

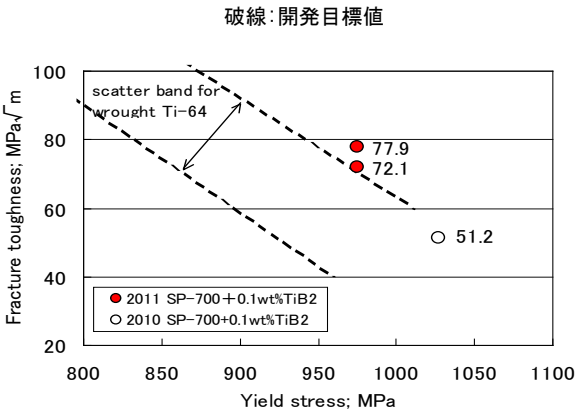


図3-21 開発材の破壊靭性値

②放電プラズマ焼結法による焼結技術開発

放電プラズマ焼結法は、比較的低温での焼結が可能で、難焼結材の焼結が可能という特徴を持つ。この特徴を生かして、TiBを強化物とした分散強化チタン合金の開発を行った。又、本焼結法ではこれまで困難とされてきた複雑形状の焼結手法の開発を行った。合金系には、Ti-6Al-4V合金を用いた。分散強化チタン合金について種々の特性を調査した結果、分散強化チタン合金のメリットとして高いビッカース硬さを示した。この特徴を生かすため、面圧強度が重要となる部品について試作を行い、評価を行った。評価の結果、分散強化チタン合金で強化したファスナ結合部は複雑な破壊モードを示し、破壊までに従来よりも高い吸収エネルギーを示し、本技術によってより信頼性の高い結合構造を得られることが分かった。

又、型材料として炭素粉を用いる新しい焼結方法（特願2009-209555）により、傾斜機能を持つ複雑形状の焼結が可能であることを確認した。図3-23に複雑形状の焼結体の写真を示す。焼結に用いる金型材料の最適化により、高い焼結密度が得られることも確認した。以上から、新しい機能を持つチタン合金焼結部品の実現性に目処を得ることができ、開発目標を達成した。



図3-22 複雑形状の試作結果

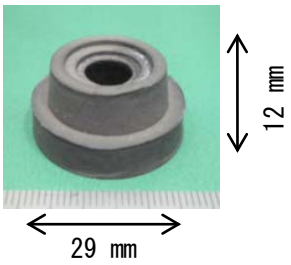


図3-23 焼結体の試作結果

（２）共通技術開発

ア．材質評価

材質評価では、本プロジェクトのテーマ別技術に対し、以下のような検討を行った。①高加工性新チタン合金の押出/鍛造材を用いた低コスト製造技術の開発において創製したTi-531C合金について、レーザ溶接による疲労特性低下のミクロ組織因子を検討した。②チタン板金部品の低コスト製造技術の開発において創製したTi-9合金について、力学的異方性を軽減するための製造プロセスを検討した。以下に、これらの研究成果を記す。

① レーザ溶接を施したTi-531C合金の疲労特性とその決定因子

本合金の厚板材（母材）に、アルゴン雰囲気中にて、片面（溶接条件A）および両面（溶接条件B）からレーザ溶接を施した後、973 Kで7.2 ksの焼鈍処理を施した。これらの試料について、引張特性および疲労特性を評価し、破面観察を行った。

溶接前の試料および2種類の溶接後の試料の引張特性は、引張強度、0.2%耐力および伸びのいずれについても、三者の間にほとんど差はなく、良好な引張特性を呈した。また、いずれの溶接後の試料においても、破断は母材部で生じたことから、レーザ溶接による引張特性への悪影響はほとんどないと考えられる。

図3-24に溶接前の試料および2種類の溶接後の試料の疲労特性を示す。溶接前の試料の疲労強度と比較して、いずれの溶接条件の溶接後の試料も疲労強度が低下しているが、溶接条件Aのほうが、溶接条件Bに比べて、疲労強度が高いことがわかる。レーザ溶接を施したTi-6Al-4V合金（従来材）の疲労強度と比較しても、溶接条件Aは疲労強度が高く、良好な疲労特性が得られている

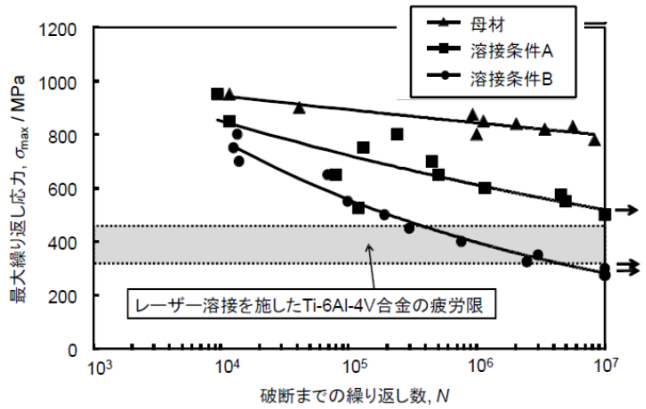


図3-24　溶接前（母材）および溶接後（溶接条件A、B）のTi-531Cの疲労特性

といえる。溶接後の試料では、いずれも破断が溶接部で生じた。さらに、疲労試験後の破面を観察した結果、溶接後の試料では、き裂発生点にポアの存在が認められた。したがって、レーザ溶接を施した試料の疲労強度低下は、主にポアの存在によって引き起されていることが示唆される。さらに、ポアの大きさが溶接条件Aに比べて溶接条件Bのほうが大きかったことから、ポアが大きいほ

ど疲労強度が低下すると考えられる。以上より、疲労特性を改善するためには、溶接時に生じるポアの大きさを極力小さくすることが有効であると考えられる。

② Ti-9 合金の力学的異方性と溶体化処理条件との関係

本合金の薄板材に、1123 K、1173 K、1223 Kあるいは1273 Kで3.6 ksの溶体化水冷処理を施した後、973 Kにて7.2 ks保持後空冷の焼鈍処理を施した。また、同薄板材に、1223 Kで3.6 ksの溶体化空冷処理を施した後、973 Kにて7.2 ks保持後空冷の焼鈍処理を施した。これらの試料について、ミクロ組織の観察および引張特性の評価を行った。

図3-25に各条件にて熱処理を施した試料の光学顕微鏡像を示す。$\alpha+\beta$ 相温度域である1123 K、1173 Kあるいは1223 Kにて溶体化水冷処理を施した場合、図（a）、（b）および（c）に示すように、溶体化処理温度が増加するに伴い初析 α 相の体積分率が減少し、針状 $\alpha+\beta$ 相の体積分率が増加する。一方、β 温度域である1273 Kにて溶体化水冷処理を施した場合、図（d）に示すように、初析 α 相は消失し、針状 $\alpha+\beta$ 相および旧 β 粒界に析出した α 相から成るミクロ組織を呈する。力学的異方性は、熱間圧延時に形成する初析 α 相の集合組織に強く

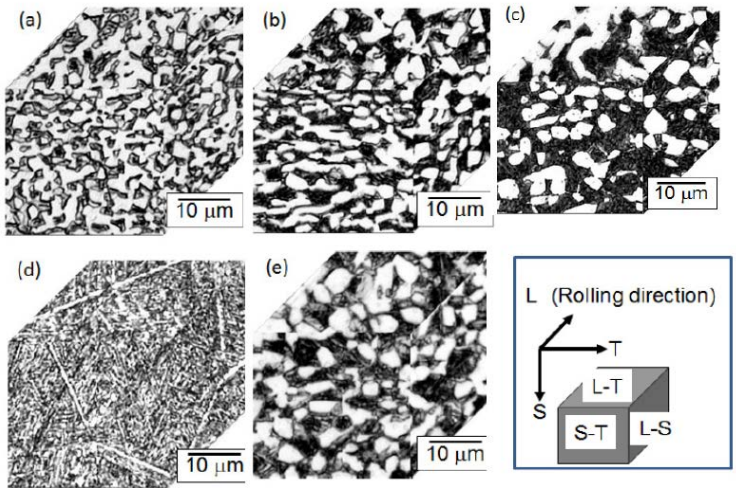


図3-25　（a）1123 K、(b）1173 K、（c）1223 Kあるいは（d）1273 Kで3.6 ks溶体化水冷処理および（e）1223 Kで3.6 ksの溶体化空冷処理を施し、その後973 Kで7.2 ks保持後空冷の焼鈍処理を施したTi-9合金の光学顕微鏡によるミクロ組織観察結果

依存するため、熱処理により初析 α 相の体積分率を低下させることにより、力学的異方性が改善されると考えられる。図（e）は1223 Kにて溶体化空冷処理を施した試料のミクロ組織を示している。溶体化温度は図（c）に示した試料と同じであるため、初析 α 相の集合組織に大きな違いはないが、引張試験の結果では、図（e）に示す試料のほうが著しい力学的異方性を示した。この結果は、溶体化後の冷却中に析出する針状 α 相の結晶方位が初析 α 相のそれに強く依存することを示唆している。以上より、Ti-9合金の力学的異方性を軽減するために

は、初析α相の体積分率が小さくなるように溶体化温度をβ相温度域とし、さらに、溶体化後の冷却速度を大きくすることが有効であると考えられる。

③ FSW による Ti-531C 合金接合部疲労特性調査

本プロジェクトで開発されたチタン合金Ti-531Cは、航空機構造材として多用されているTi-6Al-4V合金の代替材として期待されており、FSW試験ではTi-6Al-4V合金よりも低温で軟化することから接合性の良さが確認されている。同合金のFSW接合材に対し疲労強度を調査した。

図3-26にTi-531C母材（FSW-base-2t）、200rpm、25mm/minでFSW接合した後、973K、7.2ksで焼鈍処理を施したFSW接合材（200-25-anneal-2t）および600pm、100mm/minでFSW接合した後、973K、7.2ksで焼鈍処理を施したFSW接合材（600-100-anneal-2t）における最大繰り返し応力と破断に至るまでの繰り返し数との関係（S-N曲線）を示す。FSW-base-2tは、高サイクル疲労寿命領域においても約800MPaの高い疲労強度を示す。200-25-anneal-2tおよび600-100-anneal-2tはFSWを施したにもかかわらず、FSW-base-2tの高い疲労強度とほぼ同程度の値が得られている。レーザ溶接材では、疲労強度が母材に比べて大きく低下することを考慮すると、FSW接合材の疲労強度は極めて良好であるといえる。

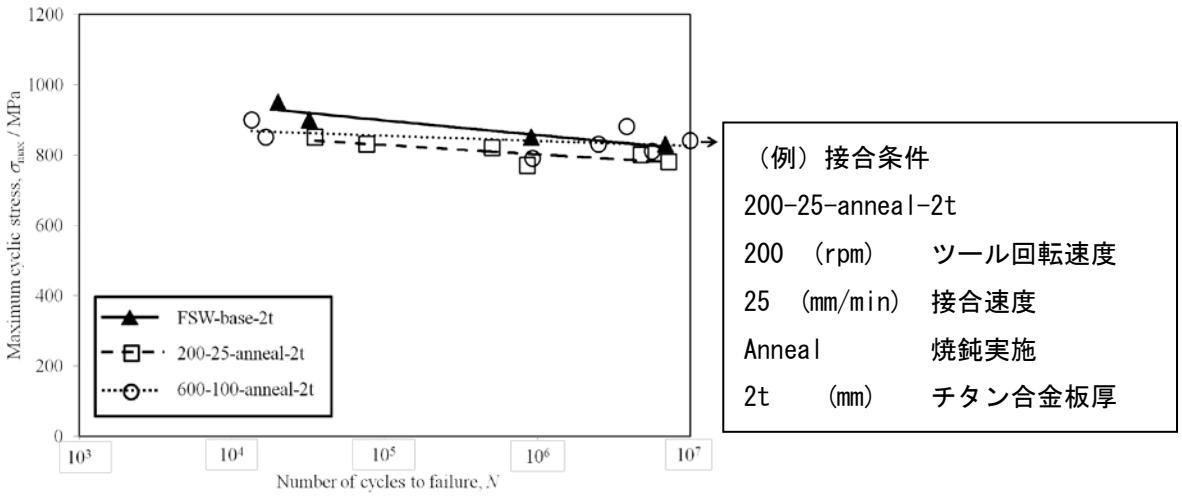


図3-26　FSWを施したTi-531Cおよび母材の疲労特性

イ．接合技術

摩擦攪拌接合(FSW)は英国のThe Welding Institute (TWI)において発明されて以来、世界各地で精力的に研究開発が行われてきており、アルミニウム合金に対しては既に多くの産業分野で実用化の段階に入っている。現在は、炭素鋼やステンレス鋼などの鉄鋼材料やチタン合金に対しても研究開発が始められているが、接合装置や接合用回転ツールなどの制約のために研究開発は限定的である。そこで本研究開発では、摩擦攪拌接合(FSW)によるチタン合金の接合技術を開発し、接合による低コストでの航空機部材の形成を実現する。そのために必要なFSWプロセスの安定化、および接合可能条件の取得に関する研究開発を実施し、FSW適用の目処を得ることを目標とした。

実験は、大阪大学が保有する位置制御式摩擦攪拌接合装置等の設備を利用し、2㎜厚のTi531C合金およびSP700合金の接合を行った。継手断面の硬度分布および継手の引張試験による接合材の継手の機械的強度の評価と、光学顕微鏡、SEM、TEM、EBSPによる組織の解析を行うことで両者の関係を明確にし、継手の摩擦攪拌接合性を評価した。回転ツールは超硬ツールとし、150～1000rpm、接合速度を25～600㎜/minに変化させて入熱量を変化させながら接合することにより、最適条件を求めた。得られた知見をまとめると以下のようになる。

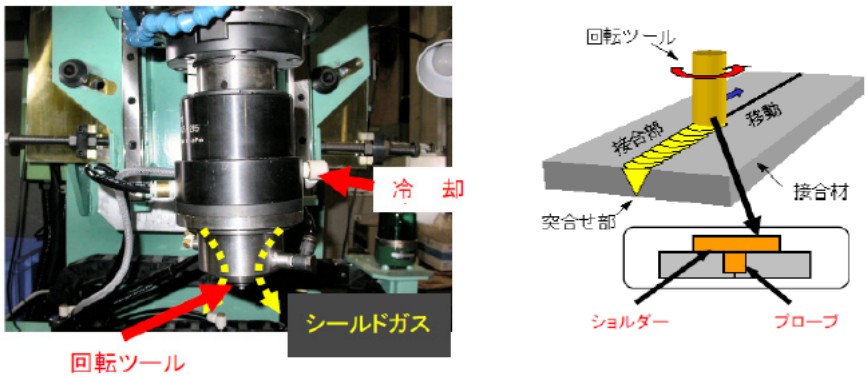
(1) α＋β合金であるTi-9、Ti-531C およびSP-700 合金の摩擦攪拌接合に成功し、母材より高強度の継手を得ることができた。チタンの摩擦攪拌接合において位置制御を用いると、安定的な接合の場合は接合中の荷重は安定する。したがって、荷重の検出は良好な継手を得るための有効な手段となり得る。

(2) Ti-531C の摩擦攪拌接合においては、Ti-6Al-4V よりもおよそ 20%低い荷重で接合が可能である。

(3) 接合条件およびツール形状を最適化することにより、βトランザス以上の温度での接合ではラメラ組織、βトランザス以下では動的再結晶による形成された極めて微細な等軸組織をもつ継手を形成することができる。接合後の継手断面においてEBSD 測定し、βトランザス以上および以下の接合条件において、共に異方性のない継手が得られることを確認した。

(4) ラメラ組織が形成する温度領域では、最高到達温度を変化させることにより、旧β粒の大きさを制御できる。最高到達温度が低いほど、旧β粒は小さくなる。ラメラ組織の大きさは、冷却速度に大きく依存する。冷却速度が大きいほど、ラメラ組織は微細化する。

(5) Ti-531C の摩擦攪拌接合継手で得られるラメラ組織は極めて微細となるため、母材より機械的特性が上昇する。また。等軸組織にすることにより母材と同程度の特性にすることが可能である。



高剛性大型接合装置；荷重制御型装置（最大荷重5.5t）
酸化防止機構；シールドガスにより酸化を防止冷却水により装置の温度上昇を抑制

図3-27　ＦＳＷ装置と接合原理

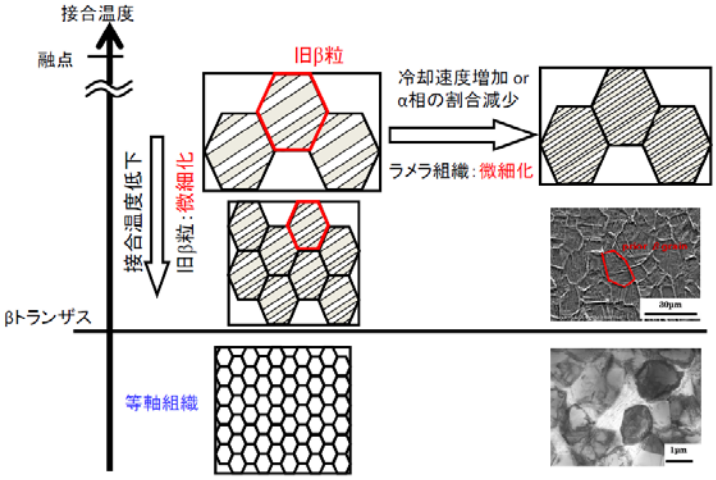


図3-28　接合条件および素材と組織の関係

ウ．先端粉末造形技術

チタン合金は、比強度が高く、耐食性や耐熱性に優れた特性を示し、なかでも航空機部材など大型の輸送機械に用いられる代表的なチタン合金としてTi-6Al-4V合金が挙げられる。

本合金は、強度、延性および靭性のバランスを備え、かつ適度な加工、溶接もできることからチタン合金の需要量の約八割を占めている。しかし、チタン合金は、一般に被切削性が悪く機械加工が困難であることから、複雑形状品の加工費がステンレス鋼の場合の約2倍、アルミニウム合金の場合の約5～10倍という非常に高くなっている。そのため、近年これらの課題を改善する加工プロセスの開発が必要とされている。

本研究開発では、金属粉末を用いてネットシェイプの製品が精度良く、高性能に作製できる先端粉末造形技術として、レーザフォーミングおよび金属粉末

射出成形（MIM）の2つの技術に着目した。先ずは、レーザを利用して粉末をチタンバルク部材に溶着させることで、複雑な局部形状の形成（レーザーフォーミング）が可能であるので、これを応用して航空機用チタン製品の補修や機能化を実現する。また、小型精密複雑形状品のネットシェイプ加工技術として有用な金属粉末射出成形（MIM）技術を航空機部材用としての大型品にも適用可能とすることを目標とした。

実現化のための課題は、前者においては、1)素過程（粉末の融合）の解明、2)形状化プロセスの確立である。後者では、1)大型化に向けたバインダならびに脱バインダ・焼結プロセスの確立、2)寸法精度および高強度部材確立である。平成２３年度までの研究で得られている結果を列記すると以下のようである。

① レーザフォーミング

各種造形条件、相対密度および引張強度との関係から緻密化・高強度化のための造形条件の最適化を行った結果、レーザフォーミングによるTi-6Al-4V合金粉末積層造形体の相対密度はほぼ100 %で、引張強度は溶製材の960 MPaに対し1157 MPaであったが、伸びは溶製材の半分強の約9%であった。なお、造形方法によって力学特性に異方性が生じるという新しい知見も得た。

最後にレーザフォーミングを用いて図3-31に示すモデルの小型タービンブレードの造形を行った。タービンブレードの形状は直径33㎜高さ15.2㎜である。造形条件は220W、160㎜/sとし、粉末層厚さは60μmとした。

造形した試料を3-32に示す。側面の凹凸は存在しているものの、傾斜のあるブレード部分は隣接したブレードと一体化することなく一枚ずつ造形されておりモデルとほぼ同等の形で造形されている。今後、側面の形状精度を向上させることにより、製品として使用可能な造形体を作製可能であると考えられる。

②金属粉末射出成形（MIM）

航空機用締結部材をMIMにより作製し、三次元測定機のレーザープローブを用いて変形を評価した。各工程での変形の推移を検討した結果，脱脂時に大きな変形が生じることがわかった。加熱脱脂時に適切なサポートを用いること、さらに焼結時の自重を考慮したサポートで変形を抑制できた。また粉末の粒度分布、バインダの構成成分の最適化により変形を抑制できた。



図3-29 レーザフォーミング装置とプロセスの流れ

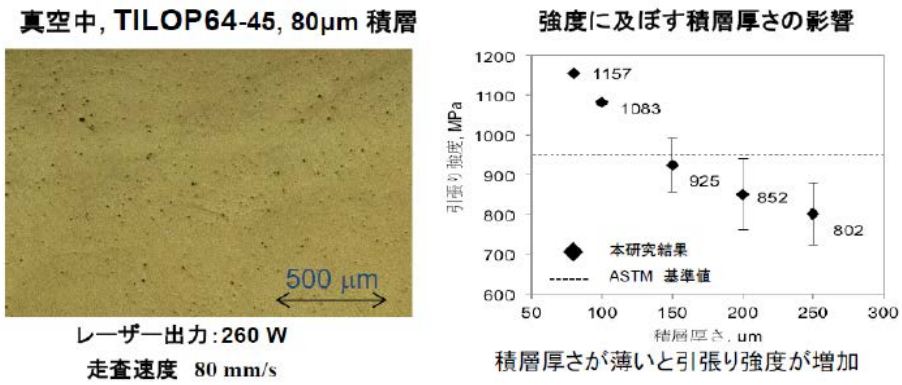


図3-30　強度に及ぼす積層厚さの影響



図3-31　3Dモデル(タービンブレード)

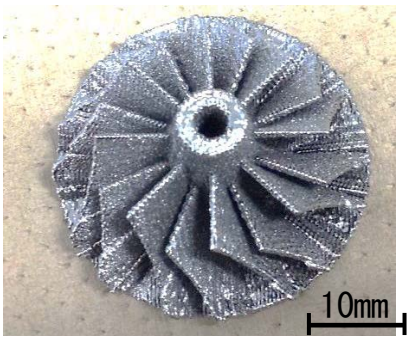


図3-32　造形したタービンブレード

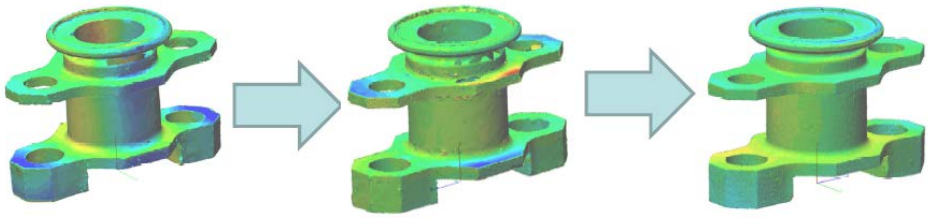


図3-33　大形部材の変形抑制結果

３－１－３．　特許出願状況等

表３－１に特許・論文件数を、表３－２に論文・投稿・発表・特許リストを示す。

表３－１　　特許論文等件数

要素技術	論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
⑴チタン板金部品の低コスト製造技術の開発	１		５				
⑵ 高加工性新チタン合金の押出／鍛造材を用いた低コスト製造技術の開発			２				
⑶ 高機能化チタン合金焼結部品の低コスト製造技術の開発			１				
⑷材質評価	２						
⑸接合技術	２		１				
⑹先端粉末造形技術	２						
⑺総合調査研究	１						
計	８		９				

表３－２　　論文、投稿、発表、特許リスト

	題目・メディア等	時期
論文	Materials Science and Engineering, A 「Investigation of Welding Parameter Dependent Microstructure and Mechanical Properties in Friction Stir Welded Pure Ti joint」藤井他、大阪大学	H22.6
	R&D 神戸製鋼技報 「KS Ti-9の異方性改善技術」逸見他、神戸製鋼	H22.8
	素形材センター「素形材」１１月号 「航空機用構造材料の技術研究開発動向」伊牟田、素形材センター	H22.11
	軽金属Vol.61 「ミクロ組織制御による次世代航空機用Ti-Al-Cr-Fe-C系合金の高力学機能化」赤堀他、東北大学	H24.1
	軽金属Vol.61 「次世代航空機用Ti-4.5%Al-2%Mo-1.6%V-0.5%Fe-0.3%Si-0.03%C合金のミクロ組織と機械的性質の関係」赤堀他、東北大学	H24.1
	粉体および粉末冶金 「MIMプロセスにおけるチタン合金部材の変形挙動の評価ならびに解析-第2報-」三浦他、九州大学	H24.5
	Key Engineering Materials 「Evaluation and Analysis of Distortion of Complex Shaped Ti-6Al-4V Compacts by Metal Injection Molding Process」三浦他、九州大学	H24.9
	Materials and Design 「Flexible Control of the Microstructure and Mechanical Properties of Friction Stir Welded Ti-6Al-4V Joints」北村他、大阪大学	H25.3
投稿	日本チタン協会誌「チタン」Vol.57 No.1 「次世代チタン合金構造部材創製・加工技術開発の概要」伊牟田、素形材センター	H21.1
	Canada-Japan Aerospace Technology Collaboration Workshop session Location: Paris Airshow, Canadian Chalet 「Advanced Metallic Alloys and Processing」伊牟田、素形材センター	H21.6
	「素形材」７月号 「次世代構造部材創製・加工技術開発プロジェクトの概要」伊牟田他、素形材センター	H21.7
	「素形材」１月号 「航空機構造チタン合金部品の少量生産技術」鈴木、日本飛行機	H23.1
	日刊工業新聞 「チタン合金で実現 摩擦攪拌接合 920℃で靭性1.5倍 針状結晶できず」藤井、大阪大学	H23.4
発表	平成21年度春季溶接学会全国大会講演概要84集 「工業用純チタンの摩擦攪拌接合」岩田他、大阪大学	H21.4
	日本金属学会2009年秋期(第145回)大会 「次世代航空機用α+β型チタン合金のミクロ組織と高力学機能化」安芸、東北大学	H21.9
	ICCCI2009 「Friction Stir Welding of Commercial Purity Titanium」藤井他、大阪大学	H21.9
	粉体粉末冶金協会平成21年度秋季講演大会 「MIMプロセスによるTi-6Al-4V合金部材の大型化」三浦他、九州大学	H21.10
	第118回東北大学金属材料研究所講演会2009年秋季 「次世代航空機用α+β型チタン合金のミクロ組織変化と高力学機能化」安芸、東北大学	H21.11
	平成21年度秋季溶接学会全国大会講演概要85集 「Ti-6Al-4V合金の摩擦攪拌接合継手特性に及ぼす接合条件の影響」岩田他、大阪大学	H21.11
	日本金属学会2010年春季大会 「放電プラズマ焼結法によるTi-10Al-2Fe-3Al合金の焼結性と力学特性」江川、日本大学	H22.3
	軽金属学会2010年春期(第118回)大会 「次世代航空機用a+b型チタン合金のミクロ組織および力学的特性の関係」林、東北大学	H22.5
	第119回東北大学金属材料研究所講演会2010年春期 「次世代航空機用チタン合金圧延・鍛造材におけるミクロ組織と力学機能」林、東北大学	H22.5
	日本材料学会第59期学術講演会 「放電プラズマ焼結法によるTi-6Al-4V合金の焼結性と強度特性」出井他、日本大学	H22.5
	AeroMat 2010 「Mechanical and Fatigue Properties of Ti-6Al-4V Prepared by Spark Plasma Sintering」出井、日本大学	H22.6
	チタン協会平成22年夏季研修会 「チタンの摩擦攪拌接合（FSW）」藤井、大阪大学	H22.7
	第7回環太平洋先端材料とﾌﾟﾛｾｼﾝｸﾞ国際会議 「Spark Plazma Sintering ofTi-4.5Al-3V-2Fe-3Mo (SP-700)」菊池、日本大学	H22.8
	日本機械学会 第6回粉体・粉末成形技術研究分科会 「放電プラズマ焼結法によるTiB強化チタン合金の高強度化」出井、日本大学	H22.8
	日本鉄鋼協会秋季講演大会 「α－β型チタン合金KS Ti-9の面内異方性に及ぼす熱延加熱温度の影響」今野、神戸製鋼	H22.9

	日本鉄鋼協会秋季講演大会　「Cr-Fe-C系α-β型チタン合金の被削性、溶接性および熱間変形抵抗に及ぼす合金元素の影響」村上、神戸製鋼	H22.9
	日本金属学会2010年秋期(第147回)大会　「次世代航空機用a+b型チタン合金溶接材のミクロ組織と力学的特性」林、東北大学	H22.9
	第54回日本学術会議　材料工学連合講演会　「放電プラズマ焼結法で作製したTiB強化Ti-6Al-4V合金の引張および疲労特性」出井他、日本大学	H22.10
	軽金属学会2010年秋期(第119回)大会　「次世代航空機用a+b型チタン合金溶接材における力学的特性およびミクロ組織の関係」林、東北大学	H22.11
	粉体粉末冶金協会　平成22年度秋季大会　「放電プラズマ焼結法によるSP-700の焼結性と力学的特性」菊池他、日本大学	H22.11
	粉体粉末冶金協会平成22年度秋季講演大会　「直接金属レーザ製造技術（DMLF）による密度傾斜材料のための気孔組織の制御」三浦他、九州大学	H22.11
	日本機械学会　第18回機械材料・材料加工技術講演会　「放電プラズマ焼結法によるTiB強化SP-700合金のミクロ組織と強度特性」出井他、日本大学	H22.11
	第３回素形材新技術連携シンポジウム　「航空機用構造材料の技術動向とRIMCOFの研究開発」伊牟田、素形材センター	H22.11
	平成23年度春季溶接学会全国大会講演概要88集　「チタン合金の摩擦攪拌接合」北村他、大阪大学	H23.4
	AeroMat2011　「Development of Forming Process by using Partial Heating for Titanium Alloys」橘他三菱重工	H23.5
	AeroMat2011　「Effect of Hot Rolling Temperature on Planar Anisotropy of α-β Type Titanium Alloy, KS Ti-9」逸見他、神戸製鋼	H23.5
	AeroMat2011　「Improvement of Workability in the Alpha-Beta Titanium Alloy Containing Cr, Fe and C」逸見他、神戸製鋼	H23.5
	軽金属学会第120回春期大会　「レーザ溶接した次世代航空機用α+β型チタン合金の力学的特性とミクロ組織」永澤、東北大学	H23.5
	金属材料研究所第121回講演会　「次世代航空機用α+β型チタン合金冷延材のミクロ組織および力学的特性に及ぼす熱間圧延の影響」永澤、東北大学	H23.5
	The 12th World Conference on Titanium 2011　「Influence of heat temperature of hot rolling on in-plane anisotropy of Ti-4.5Al-2Mo-1.6V-0.5Fe-0.3Si-0.03C」今野他、神戸製鋼	H23.6
	The 12th World Conference on Titanium 2011　「Influence of alloy elements on machinability, weldability and hot deformation resistance in alpha-beta titanium alloys containing Cr, Fe and C」村上他、神戸製鋼	H23.6
	第23回溶接・接合研究会　「次世代航空機用α+β型チタン合金におけるミクロ組織および疲労特性に及ぼすレーザ溶接の影響」永澤、東北大学	H23.7
	日本鉄鋼協会第162回秋季講演大会　「次世代航空機用α+β型チタン合金薄板のミクロ組織および力学的特性に及ぼす加工熱処理の影響」永澤、東北大学	H23.9
	第62回塑性加工連合講演会　「チタン合金形材の逐次曲げ成形法の開発」鈴木他、日本飛行機	H23.10
	日本航空宇宙学会、第49回飛行機シンポジウム　「放電プラズマ焼結法によるTiC強化Ti-6Al-4V合金のミクロ組織と力学的特性」出井他、日本大学	H23.10
	粉体粉末冶金協会　平成23年度秋季講演大会　「Effects of Processing Parameters on The Distortion of Injection Molded Ti6Al4V alloy」三浦他、九州大学	H23.10
	TECH Biz EXPO 2011　「航空機構造用チタン合金の技術動向と素形材センターにおける研究開発」磯江、素形材センター	H23.10
	日本金属学会第149回秋期大会　「次世代航空機用α+β型チタン合金薄板の力学的特性に及ぼす加工熱処理の影響」永澤、東北大学	H23.11
	日本金属学会2011年秋季大会　「TiB2およびB4C強化Ti-6Al-4V合金のフレッティング疲労と耐摩耗性の検討」江川他、日本大学	H23.11
	日本金属学会2011年秋季講演(第149回)大会　「高加工性チタン合金の摩擦攪拌接合」北村他、大阪大学	H23.11
	平成23年度高温学会秋季総合学術講演会講演概要　「高加工性チタン合金の摩擦攪拌接合」北村他、大阪大学	H23.11
	日本金属学会　機能性チタン合金研究会講演会　「チタン合金摩擦攪拌接合部の組織制御」藤井、大阪大学	H23.12
	Powder Processing, Consolidation and Metallurgy of Titanium　「Evaluation and Analysis of Distortion of Complex Shaped Ti-6Al-4V Compacts by Metal Injection Molding Process」三浦他、九州大学	H23.12

	セミナー「航空機材料の将来展望」　「次世代チタン合金構造部材創製・加工技術開発の概要」磯江、素形材センター	H24.1
	平成２３年度西尾市地場産業活性化協議会　「チタンの研究紹介」磯江、素形材センター	H24.2
	平成24年度溶接学会春季全国講演大会　「摩擦攪拌接合を施したチタン合金の微細組織および機械的特性」北村他、大阪大学、JFEスチール、東北大学	H24.4
	9th International Friction Stir Welding Symposium「Friction Stir Welding of High-Workability Titanium Alloy」北村他、大阪大学、JFEスチール	H24.5
	平成24年度溶接学会秋季全国講演大会　「種々の高加工性チタン合金摩擦攪拌継手の衝撃吸収エネルギーに及ぼす微細組織の影響」北村他、大阪大学	H24.9
	ISAEM2012-AMD13　「Effect of Microstructure on Adsorbed Energy of Friction Stir Welded High-Workability Ti Alloys」森貞他、大阪大学	H24.11
	第50回飛行機シンポジウム　「チタン部材の低コスト製造技術の開発」浅井、川崎重工業	H24.11
	AEROMAT 2014 「Development of Advanced Titanium Alloy & Production/Processing Technology for Next-Generation Aircraft Structure」素形材センター	H26.6
	AEROMAT 2014 「Mechanical Properties of Newly Developed Low Cost Titanium Alloys Subjected to Micro-structural Control for Next Generation Aircrafts」東北大学	H26.6
	AEROMAT 2014 「Development of Low Cost Production Techniques for Titanium Parts」川崎重工業	H26.6
特許	出願№2009-118699　「チタン合金細長素材の曲げ成形装置」日本飛行機	H21.5
	出願№2009-209555　「導電性成形体の製造方法及び導電性成形体の製造装置」日本大学	H21.9
	出願№2010-172462　「曲げ加工性および曲げ異方性に優れた高強度α+β型チタン合金板並びに高強度α+β型チタン合金板の製造法」神戸製鋼	H22.7
	出願№2010-172463　「強度異方性に優れた高強度α＋β型チタン合金板および高強度α＋β型チタン合金板の製造方法」神戸製鋼	H22.7
	出願№2010-174138　「疲労強度に優れたα－β型チタン合金押出材およびそのα－β型チタン合金押出材の製造方法」神戸製鋼	H22.8
	出願№2011-051847　「板材成形方法、板材成形装置、板材成形装置の成形条件決定方法および板材成形装置の成形条件決定装置」三菱重工	H23.3
	出願№2011-066816　「Ti合金の接合方法、Ti合金の加工方法及び構造体」大阪大学	H23.3
	PCT/JP2012/053717　「板材成形方法、板材成形装置、板材成形装置の成形条件決定方法および板材成形装置の成形条件決定装置」三菱重工	H24.2
	出願№2012-220535　「板材成形方法および板材成形装置」三菱重工	H24.10

３－２．　目標の達成度

テーマ別技術１～３について、従来の製造方法と比較して製造コストを30%以上低減できる目途が付き、全体目標は達成できた。その他個別のテーマについて、表３－３に成果概要、および達成度を示す。

表３－３　目標に対する成果・達成度の一覧表

要素技術	目標・指標	成果概要	達成度
[テーマ別技術開発]			
(1)テーマ１ チタン板金部品の低コスト製造技術の開発	①低コストで冷間加工性に優れたチタン合金（Ti-9）板材を開発する ②チタン合金製板金部品の低コスト曲げ成形技術を確立する	①・鉄鋼用製造ラインを用いて、Ti-9合金板の面内強度異方性を軽減する圧延方法を開発した。 ・AMS(Aerospace Material Specification)に記載の諸条件に対しTi-6Al-4V合金とほぼ同等の性能を確認した。 ②・局所加熱成形装置を開発し、Ti-9合金の精度の良い曲げ成形手	達成

		法を開発した。 ・局所加熱成形技術（装置）を改良し、一方向曲げのみならず２方向曲げ成形へと成形対象を広げた。	
(2) テーマ２ 高加工性新チタン合金の押出／鍛造材を用いた低コスト製造技術の開発	①加工性に優れたチタン合金（Ti-531C）開発 ②チタン合金の押出材・鍛造材を対象とした低コスト加工プロセス（押出材曲げ、接合、切削）を開発する	①・高加工性新チタン合金の成分を決定し（Ti-531C合金）、鍛造および押出試作を行い、新合金がTi-6Al-4V合金よりも熱間加工性に優れていることを確認した。 ②・成形装置を開発した。 ・新合金（Ti-531C合金）押出材に対して曲げ成形を実施し、各種曲率半径への成形技術を開発した。 ③・レーザ溶接では、新チタン合金（Ti-531C合金）を最新のファイバー・レーザ溶接機器を用いて高効率に接合する手法を開発した。 ・模擬部品をTi-531C合金押出形材を遂次成形後、溶接により一体大型化した後、全表面を機械加工して試作した。	達成
(3) テーマ３ 高機能化チタン合金焼結部品の低コスト製造技術の開発	①SP-700合金をベースとし、焼結に適したチタン混合粉末を開発する ②・粉末焼結法による部品製造プロセスを開発する ・放電プラズマ焼結法による部品製造プロセス　を開発する	①・チタンSP-700合金をベースとした焼結用混合粉末を開発した。 ②・一般的な金属粉末焼結法をベースに、チタン合金粉末に適した焼結手法を開発した。 ・焼結体の性能を調査し、焼結体の性能アップを進め実用化の目途を得るとともに、大型部品製造への目途を得た。 ③・放電プラズマ装置をチタン合金小型部品の製造に適用し、製造条件の最適化を行い、高密度焼結体を製造することができた。	達成
[共通技術開発]			
(4)共通技術１ 材質評価	開発する素材および加工部品が適切な特性を有するよう調査・提言し、実用化を促す	以下に示すような新チタン合金、新加工方法における問題を調査し、提言を行い、実用化を促した。 ・押出/鍛造部材（Ti-531C合金）のレーザ溶接部分に対し、疲労特性を低下させるミクロ組織因子を明らかにした。 ・板金部材（Ti-9合金）について、機体設計の弊害となる力学的異方性を軽減する製造プロセス開発の	達成

		指針を得た。	
(5)共通技術２ 接合技術	・FSWによるチタン合金接合技術を開発する ・新合金へのFSW適用を図る	・大阪大学が保有する摩擦攪拌接合装置等の設備を利用し、接合条件を制御することにより、継手の組織および機械的特性を制御する手法を確立した。 ・2mm厚の純Ti 、Ti-6Al-4V、Ti-9、Ti-531C、SP-700合金を接合し、良好な結果を得た。	達成
(6)共通技術３ 先端粉末造形技術	レーザフォーミングおよびMIMをチタン合金粉末に適用するための研究を実施する MIMについては大型・複雑形状品の試作を行う MIM: Metal Injection Molding	①レーザフォーミング；装置を開発し、緻密化・高強度化のためのレーザ本体や造形条件の最適化を行った結果、Ti-6Al-4V合金粉末積層造形体の相対密度は100%に近く、引張強度は溶製材の960MPaに対し1157MPaの高い値を示した。 ① MIM；チタン合金に対し、充填密度の高い焼結に成功した。実用の大型複雑形状部材を試作し、成形、脱バインダおよび焼結の各プロセスの前後における試験片の形状変化を測定し、寸法精度を向上した。	達成

４．　事業化、波及効果について

４－１．　事業化の見通し

本研究開発の成果をもとに、本研究開発完了後５年間を目途に、事業化への計画とターゲットをに示す（図4-1）。

（１）チタン板金部品の低コスト製造技術の開発

低コストで優れた加工性を有するチタン合金（Ti-9）板材は、認証取得を検討中である。成形技術の開発の目途はたっており、翼端部などの板金部品曲げ加工に適宜適用を図る。

（２）高加工性新チタン合金の押出／鍛造材を用いた低コスト製造技術の開発

現在広範に使用されているTi-6Al-4V合金と同等の性能を有する国産新チタン合金（Ti-531C）がほぼ開発を終了しており、Ti-9合金と同様認証取得を検討中である。また押出材の成形技術開発および高効率切削技術開発も成果が挙がっており、H25年度以降、適宜適用を図る。

接合技術（溶接、FSW）については、アルミニウム合金構造で従来のボルト／リベット接合に代えて採用が始まっており、チタン合金についても米・欧で研究が進んでいる。最新のファイバー・レーザ機器を用いる高効率溶接、および新しい接合方法であるFSWは、製造時に必要となる検査技術をH25年度以降開発するとともに、FSWについては厚板接合など適用対象を拡大し、実機への適用へとつなげる計画である。

（３）高機能化チタン合金焼結部品の低コスト製造技術の開発

チタン合金粉末焼結は、特に切削が困難なチタン合金に対して期待されている加工方法であり、素形材に相当するチタン合金粉末の新しい製造方法（アームストリング法）の研究も米・オーストラリアで進められている。本研究は、国産チタン合金であるSP-700合金をベースとした混合粉末の開発と合わせて焼結体製造の成果が出ており、完成も間近に来ている。

計画ではH25年度よりチタン粉末焼結体の設計データを取得するなど製造準備を進め、またBoeingとの共同研究をスタートさせて同社将来機への適用のための技術固めにつなげる計画である。

４－２．　波及効果

航空機部品は常に軽量・高強度の最新材料を使いこなし、かつ製品は高精度、高信頼性を要求されるので、開発した技術は他機器に適用する場合も十分に要求を満足し、かつ高品質化を図ることができる。チタン合金は、中国の進出により世界のスポンジチタン製造能力および製造量が急激に増加しており、これと相応して図4-2左下表に示すように使途（使用量）が拡大している。今回のチタン合金製造コストの低価格化は、航空機におけるチタン合金使用量の増加による軽量化、高機能化に寄与するとともに、他産業におけるチタン合金の使用にさらに拍車をかけ、鉄道車両、自動車を始めとする輸送機器の軽量化、機械製品の高付加価値化に寄与してゆくと考えられる。

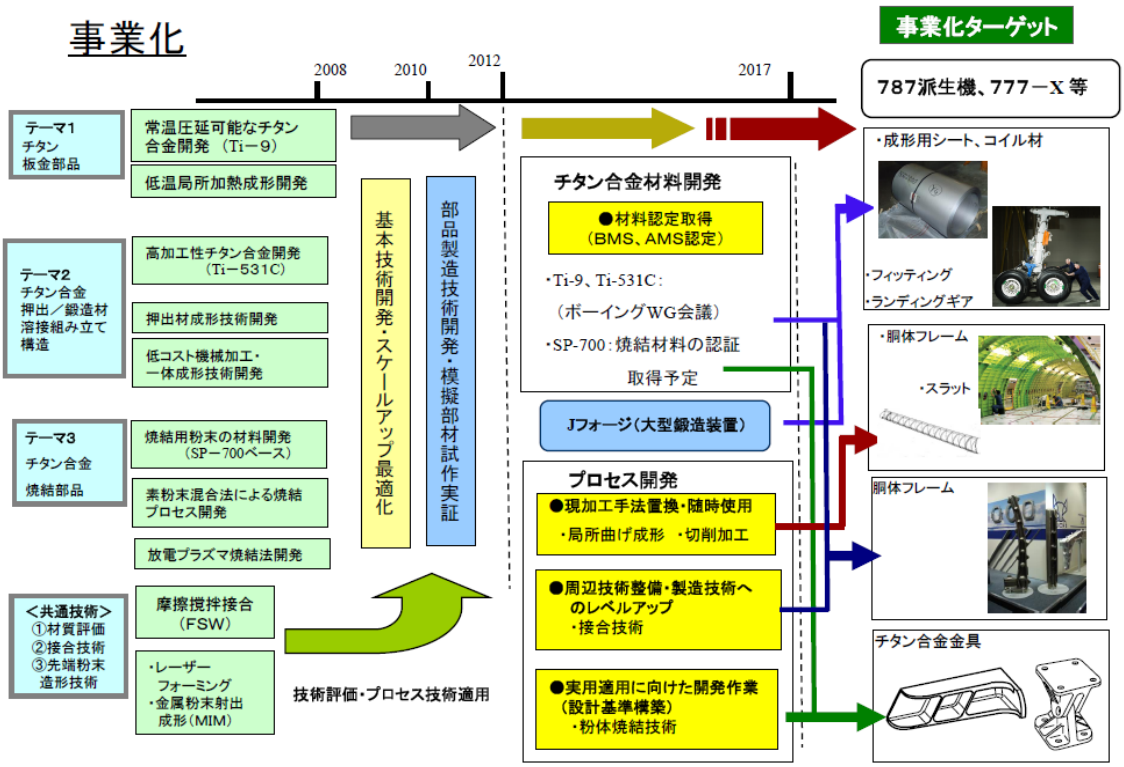


図４－１　　事業化計画

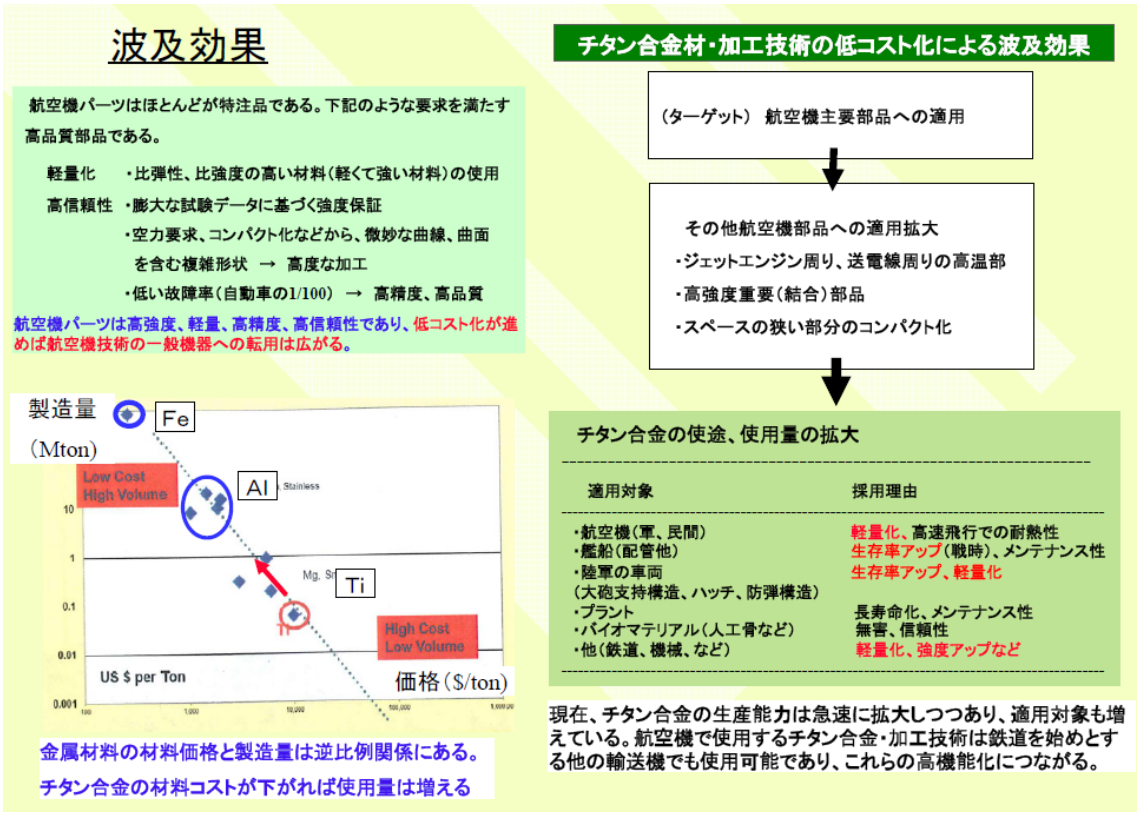


図4-2　波及効果

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

本研究開発は、表5-1に示すように、平成２０年度よりスタートし、平成２４年度までの５年間で実施する計画となっており、現中間評価時点は、最終年度となる平成２４年度のほぼ中間時点に位置する。５年間の内最初の３年間において基本技術を開発し、その後２年間で部材製造技術の開発を行っている。研究計画としては、以下のような配慮がなされた。

・日本材料メーカーがほぼ開発を終了している材料の適用
・加工側から材料側への試作結果および要求フィードバック
・解析シミュレーション技術の使用

実施者については、材料研究は新合金を有しているメーカーが参加し、加工研究は日本の有力航空機メーカーが参加しており、材料開発・加工技術開発を実施する素地がある。大学は、材質評価、接合および粉末焼結各分野の我が国第一人者が参加しており、大学保有の設備能力や金属材料・加工に関する技術レベルは高い。

表５－１　研究開発計画

項目＼年度	H20	H21	H22	H23	H24
マイルストーン	基本技術開発	中間評価▽		部材製造技術開発	中間評価▽
(1)チタン板金部品の低コスト製造技術の開発	素材・基本プロセス検討 (Ti-9合金板材) (曲げ加工)	基本材料・プロセス開発 ▽装置試作	材料特性最適化 プロセス最適化	模擬部材試作用材料の製造 部材の設計試作	実機相当材料の製造 実機相当部材の試作 コスト低減効果評価
(2) 高加工性新チタン合金の押出／鍛造材を用いた低コスト製造技術の開発	素材・基本プロセス検討 (Ti-531-C合金鍛造材、押出材)(曲げ、接合、切削加工) ▽装置試作	基本材料・プロセス開発	材料特性最適化 プロセス最適化	模擬部材試作用材料の製造 部材の設計試作	実機相当材料の製造 実機相当部材の試作 コスト低減効果評価
(3) 高機能化チタン合金焼結部品の低コスト製造技術の開発	素材・基本プロセス検討 (SP-700ベース混合粉末) (粉末焼結)	基本材料・プロセス開発	材料特性最適化 プロセス最適化	模擬部材試作用材料の製造 部材の設計試作	実機相当材料の製造 実機相当部材の試作 コスト低減効果評価
(4)材質評価		プロジェクトで開発された材料、加工部品の材質調査・改善提			
(5)接合技術	基本プロセス検討	プロセス開発	各種材料への試行	性能調査	改善
(6)先端粉末造形技術	基本プロセス検討	プロセス開発	プロセス最適化	部材の設計試作	品質改善

⇅ :適宜材料提供・加工上の課題フィードバック実施

５－２．　研究開発実施者の実施体制・運営

（１）研究開発実施者の実施体制

実施体制を、図5-1に示す。

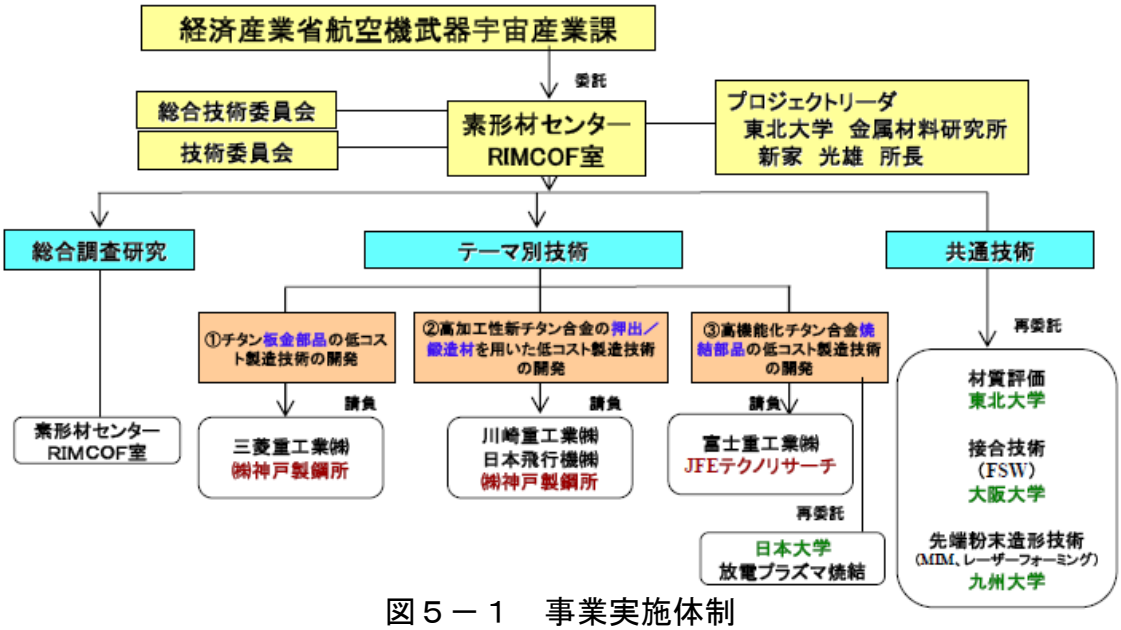


図５－１　事業実施体制

（２）実施体制の妥当性

東北大学金属材料研究所長　新家教授は、日本における航空機分野を含む広範な産業分野におけるチタン材料研究の第一人者であり、本事業の研究開発責任者として最適である。国内チタン素材メーカーおよび航空機メーカーがテーマごとにグループを組むことで、相乗効果が得られている。大学においては、最新の設備を用いて研究を行う体制となっており、各開発項目の実施責任体制は明確で妥当である。

（３）実施者間の連携

目標達成及び効率的実施のために４半期ごとに技術委員会を開催し、進捗把握および方向付け等を行った。これにより緊密な連携を図り、効率的な研究開発を推進している。

（４）成果の普及および関与の取り組み

プロジェクトの紹介、成果発表を通じて普及に努めている。

５－３．　資金配分

本研究開発の予算配分・推移を表５－３に示す。各年度とも研究開発設備導入等を勘案して予算を組んだ。

５－４．　費用対効果

材料開発においては既存の優れた材料をベースに素形材開発を進めており、短期間で成果にたどり着くことができた。また高度な最新設備と高い技術を有する大学が参加することにより、高度な分析情報とアドバイスが少ない費用で提供され、効果が上がっている。

また、研究目標はチタン部品製造コストを30%低減することであり、具体的には今後以下のような効果が期待できる。

①　材料のニアネットシェープ化による材料費の低減
②　加工手順の効率化による加工時間短縮、電力使用量低減
③　チタン合金の活用に伴う航空機の軽量化
④　ファスナーから溶接への変換に伴う航空機の軽量化

表５－２　資金配分　　（単位：百万円　税込）

年度　　平成	２０	２１	２２	２３	２４	20-24年度計
(1)チタン板金部品製造	25.4	32.7	24.9	30.2	29.7	142.9
(2) 高加工性新チタン合金の押出／鍛造材	46.9	42.5	48.4	65.3	62.3	265.3
(3) 高機能化チタン合金焼結部品	22.9	21.3	23.3	31.1	31.4	130.0
(4)材質評価	3.2	3.2	3.2	3.2	3.2	16.0
(5)接合技術	4.2	4.2	4.2	4.2	4.2	21.0
(6)先端粉末造形技術	4.2	4.2	4.2	17.0	12.6	42.2
(7)総合調査研究	13.2	11.9	11.8	18.0	20.6	75.5
合計	120.0	120.0	120.0	169.0	164.0	693.0

５－５．　変化への対応

チタン合金は戦略材料と呼ばれる重要な材料であるが、ここ数年で中国がスポンジチタンの製造能力を大幅に強化しており、チタン合金の適用範囲、使用量とも世界的に増加している。また、CIS（旧ソ連）のチタン関連軍事技術も民間市場に展開され、米国との関係も深まりつつある。

チタン合金は加工（特に切削）が困難な材料なので、材料の加工性改良およびチタンに適した加工方法を開発する必要があるが、海外航空機メーカーでも同じような研究が盛んに行われており、本プロジェクトで開発を進めている技術の重要性が確認された。また、クロール法に代わるチタン製錬方法の研究が進み、砂状の原材料からチタン粉末を製造する手法（アームストロング法）の成果が出始めており、これが材料コストに大きな影響を与える可能性もある（価格破壊とチタン提供国の入れ替わり）。この状況から、将来、チタン粉末焼結技術が重要になってくることが予想される。

３－１　超高速輸送機実用化開発調査

目　　次

１．事業の目的・政策的位置付け……… ２２３
　１－１　事業の目的……… ２２３
　１－２　政策的位置付け……… ２２４
　１－３　国の関与の必要性……… ２２６

２．研究開発目標……… ２２７
　２－１　研究開発目標……… ２２７
　　２－１－１　全体の目標設定……… ２２７
　　２－１－２　個別要素技術の目標設定……… ２２８

３．成果、目標の達成度……… ２２９
　３－１　成果……… ２２９
　　３－１－１　全体成果……… ２２９
　　３－１－２　個別要素技術成果……… ２３１
　　３－１－３　特許出願状況等……… ２４６
　３－２　目標の達成度……… ２４８

４．事業化、波及効果……… ２４９
　４－１　事業化の見通し……… ２４９
　４－２　波及効果……… ２５０

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等……… ２５１
　５－１　研究開発計画……… ２５１
　５－２　研究開発実施者の実施体制・運営……… ２５３
　５－３　資金配分……… ２５４
　５－４　費用対効果……… ２５４
　５－５　変化への対応……… ２５５

１．事業の目的・政策的位置付け

１－１　事業の目的

1903年に飛行したライト兄弟機以来、設計製造技術の発達により大型化・高速化を発展させてきたが、レシプロエンジンからジェットエンジンに変わったことにより一段の飛躍を遂げた。中でも1976年の超音速輸送機コンコルドの就航は、それまでの速度を一挙に2倍以上に引き上げる画期的なものであったが、環境適合性と経済性の問題から市場に受け入れられず、わずか16機の量産で生産中止となり、2003年には運航も中止となった。

超大型旅客機A380が開発されたが、大型化はほぼ上限に達した感がある。また、最近では中型機による長距離直行便が増加する傾向にあり、十数時間におよぶ長時間飛行では乗客、乗員の負担は相当大きいものになり、高速化による旅行時間短縮の必要性はいよいよ高まってきている。

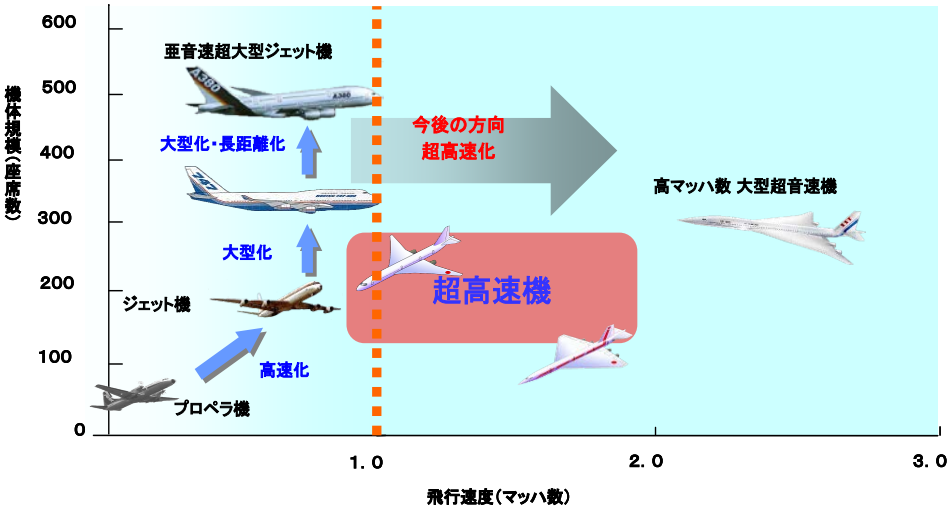


図1-1-1 航空機発達の今後の方向

本開発調査では、航空機の経済性を伴う高速化及び環境適合性を両立させるために必須となる要素技術開発を重点的に行い、中長期的に実現が期待される超高速輸送機の国際共同開発において、我が国が相応の役割を果たすことに繋げることを目的とする。

１－２　政策的位置付け

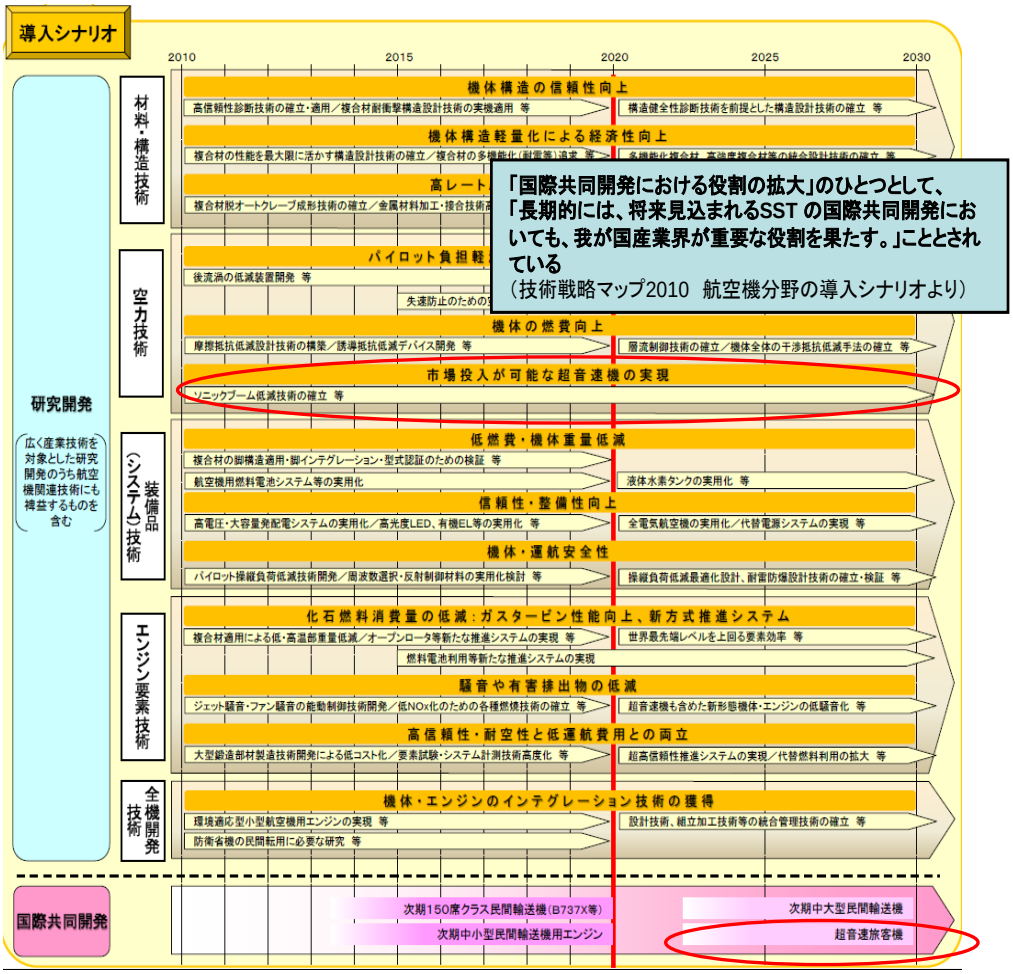
技術戦略マップ2010の航空機分野の導入シナリオでは、「国際共同開発における役割の拡大」のひとつとして、「長期的には、将来見込まれるSSTの国際共同開発においても、我が国産業界が重要な役割を果たす」こととされている。

また、空力技術に関してはソニックブーム低減技術や超音速空力特性向上技術等の超高速機に特有な技術があり、これらについて市場投入可能な超高速機の実現に向けたシナリオが示されている。

空力技術と異なり材料・構造技術や装備品（システム）技術では超高速機に特有の技術は少なく、超高速機特有のシナリオは示されていないが、高性能、安全、高信頼でかつ経済性に優れた超高速機への技術的要求は亜音速機よりも更に高く、同じ技術分野でもより高度な技術達成度が必要となる。言い換えれば、超高速機技術開発の過程で生まれた技術は、超高速機への適用の前に亜音速機にも適用できるものがあり、その波及効果も含めてきわめて有益である。

更に、国際共同開発で我が国の産業界が重要な役割を果たすためには、各要素技術で我が国産業界が相当な技術レベルにない限り不可能である。また、それを可能とする要素技術だけではなく、独自の機体案を確立しておかない限り主体的な参画は難しいと考えられる。

我が国航空機産業が、基盤技術力を強化し、更にその安全性技術、環境適合性技術、軽量化技術、インテグレーション技術、低コスト化技術等による波及効果によって、他産業分野も含めた発展に寄与するため、超高速輸送機研究を推進することは我が国の産業政策に合致するものである。



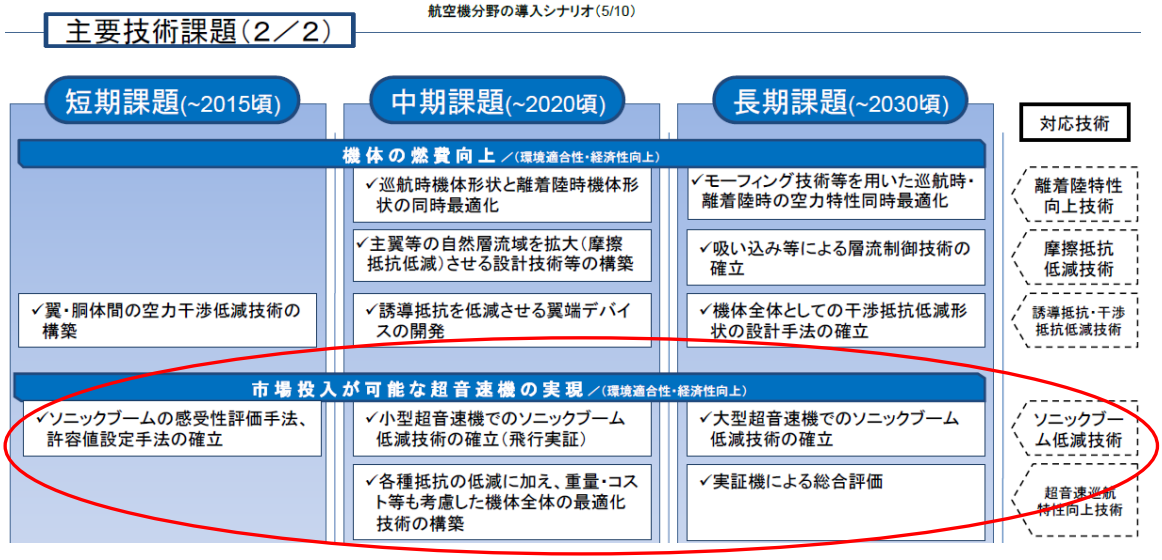


図1-2-2 技術戦略マップ　航空機分野の導入シナリオ

１－３　国の関与の必要性

航空機産業は、高速・大量輸送を支える基幹産業であるとともに、空力、構造、装備品等の最先端システム技術を高度にインテグレートする裾野の広いハイテク産業であることから、高度な総合的技術力を有する国においてのみ成立が可能である。

また、航空機は最も重要な防衛装備品の一つで、各国とも積極的な開発を行うとともに、その高度技術情報開示に関しては厳格な秘密保持を行っている。そのため、必要な他国の先進技術情報を得ることは難しく、独自技術の研究・開発が必要不可欠であることからも、航空機技術は直接・間接に国の安全保障に直結する技術であると言える。

更に、民間航空機開発は、その技術的困難性に加え、いかに市場評価を徹底しても、変動する需要のもとで巨額の開発・販売コスト、長期の開発期間及び資金回収期間を必要とし、開発・事業リスクが極めて高いという特徴がある。このため各国は、航空機産業を戦略産業として位置付け、積極的な支援を行っている。

一方、787を始め民間航空機開発は国際共同開発が常識となってきており、ましてや超高速輸送機では国際共同開発が前提と考えられるが、高度な航空機設計・製造技術を持っていなければ、パートナーとしてのプログラムへの参画もできず、経験に裏打ちされた高度な開発・設計・製造能力が必要とされている。

我が国は767、777、787の国際共同開発やMRJ開発、及び防需航空機の開発を通じて着実に実力を付けつつあるが、今後の国際競争力を確保していくためには一層の技術基盤を確立していくことが急務である。

特に超高速機関連技術は、各国とも自国技術の国際競争力保護のため援助を行うとともに他国には技術開示しない傾向が強くなってきており、将来、開始されることが予想される超高速輸送機の開発のための我が国の技術力、発言力を確保するため、国の関与の下で官民一体となって取り組むことが必要である。

２．研究開発目標

２－１　研究開発目標

超高速輸送機の大きな課題のひとつに、空港騒音等の環境基準適合性がある。この基準は国際民間航空機構（ICAO）で決定されるものであり、超音速機用の基準はまだ存在しないものの、我々の目標とする開発機もそれらの国際的な環境規制の動向等にも影響される。

従って、これらの動向調査等を踏まえ、中長期的に実現が期待される超高速機の国際共同開発において我が国が相応の役割を果たすことに繋げるべく、重要要素技術を開発する。また、将来の国際共同開発において主導的な立場で参画すべく、その時点で想定しうる超高速機のスペック等を設定する。

２－１－１　全体の目標設定

国際的な環境規制の動向調査、海外での超高速機の検討状況及び将来的な市場・技術要求等の検討を踏まえ、中長期的な重要要素技術を抽出し、それらの開発スケジュールを設定し、その取り組みを開始する。更に、その時点で想定しうる超高速機の機体諸元・性能等のスペック等を設定する。

表2-1-1 全体の目標

目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
中長期的に実現が期待される超高速機の国際共同開発において、我が国が相応の役割を果たすことに繋げるべく、重要要素技術を開発し、その時点で想定しうる超高速機のスペック等を設定する。	経済性、環境適合性等の要求を満足できる超高速機を実現できる技術開発を行うためには、環境規制の動向や海外類似プロジェクト等のほか技術的優位性、波及効果等も踏まえ、重要要素技術を抽出する必要があり、その抽出した技術について必要な技術開発を行う必要がある。
	重要要素技術開発に対しての目標を示すため、及び将来の国際共同開発において主導的立場で参画するためには独自の機体案を確立しておく必要がある。

２－１－２　個別要素技術の目標設定

海外の超高速機に関する検討状況や環境規制の動向等も参考として、経済性、環境適合性のほか技術的優位性、適用拡大効果、波及効果を総合評価して選定した重要要素技術について、個別要素技術の目標を設定した。また、我が国独自の機体案を確立すべく、機体仕様案を策定し、運用性、経済性等を評価するため、超高速機のスペック等の検討を行う。

表2-1-2 個別要素技術の目標

要素技術		目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
空力技術	全機空力形状最適化設計技術	インテーク・ナセルを含む全機形態について、エンジン排気等の影響を考慮した低抵抗化を実現する空力形状最適化設計技術を構築する。	機体の抵抗低減のためにはインテーク・ナセルを含めた全機空力解析技術の構築が必須である
	低騒音化技術	機体開発設計に利用できる実用的なエンジン騒音等の音響伝播解析ツールを開発する。 また、抵抗低減と両立するソニックブーム低減解析手法を開発する。	超高速機は、亜音速機に比べ離陸騒音が厳しくなり、またソニックブームも発生するため、その実用的な低減技術の開発は必須である。
	安全性向上技術	機体開発設計に利用できる実用的な全機非定常空力解析技術を構築する。	遷音速時等に生じやすい非定常空力特性の改善は、安全性の向上とともに機体軽量化に必須である。
材料・構造技術	軽量化構造設計技術	薄い主翼等超高速機に特異な形状に適用できる、空力特性と組み合わせた軽量化設計技術を構築する。	特異な形状から重量増となりがちな超高速機にとって亜音速機以上の軽量化が必須であり、空力と組み合わせた設計技術が必須である。また、複合材の多用化に伴い金属と複合材の結合部の軽量化が必須である。
	低コスト製造技術	低コストでの複合材成形技術及び金属材料成形技術等を開発する。	機体軽量化のためには、複合材、チタン等の適用拡大とともに低コスト化が必須である。
超高速機のスペック等の検討		開発目標とする機体のスペック等を設定する。	我が国独自の機体案を確立すべく、機体仕様案を策定し、運用性、経済性等を評価することが必須である。

３．成果、目標の達成度

３－１　成果

３－１－１　全体成果

海外の超高速機に関する検討状況や環境規制の動向等も参考として、経済性、環境適合性のほか技術的優位性、適用拡大効果、波及効果を総合評価して重要要素技術を選定した（表3-1-1-1）。ここで選定した重要要素技術について開発目標と開発スケジュールを設定し、その取り組みを始めた。更に、運用性、経済性等を評価するため、超高速機のスペック等の検討を実施した。

表3-1-1-1 重要要素技術の抽出

	重要要素技術			技術の概要	技術の重要性等	実施すべき要素技術の抽出評価					
						必須		関連効果			
						経済性	環境適合性	技術的優位性	適用拡大効果	波及効果	総合評価
空力技術	機体空力形状最適化設計技術	全機空力形状最適化設計技術		巡航時の抵抗を低減するための、主翼、胴体とともに、超音速機用の大バイパス比エンジン用のインテークナセルを含めた全機空力形状の最適化技術。	巡航時の抵抗低減技術は、個別要素における抵抗低減とともに全機空力形状の最適化が必須である。また燃料消費の削減による運用コストの低減にも効果がある。超音速機用のバイパス比の大きなエンジンを搭載した超音速機最適設計技術は例がない。	○	○	○	○	○	○
		離着陸空力形状最適化設計技術		離着陸性能や安定性等の低速特性を確保、改善するための設計技術。	超音速機であっても高速性能のみならず、離着陸性能や安定性等の低速特性が求められるため、高速性能と両立する低速性能に関する空力形状最適化技術が重要である。	○	○	○	△	○	○
		低騒音化技術	離着陸騒音低減技術	低騒音を実現する機体の概念設計に必要な、尾翼等によるジェット騒音の遮蔽・反射効果を含めた、簡易で高精度なジェット騒音の評価技術。	ICAO騒音基準適合はもとより、低騒音化は空港ごとの独自規制、離発着料、運用時間帯など運用側にとっても重要であり、差別化技術である。また、音源のモデル化、検証データの取得など世界的に見ても最先端レベルである。また、エジェクタ等の騒音低減装置の削減等による機体重量軽量化、エンジン小型化にも効果がある。	○	○	○	△	○	○
			ソニックブーム低減技術	中大型機に対する主翼、胴体、ナセル、尾翼等を含む全機形態での低ブームかつ低抵抗な機体形状を設計する最適化技術。	超音速飛行時に発生するソニックブームを抑えることにより、環境適合性のみならず、飛行ルートの最適化等により運航性、経済性を向上できる。	○	○	○	○	△	○
			機内騒音低減技術	機内騒音の音源である、空調騒音、境界層騒音を低減する技術。	快適性の向上として重要であるが、超音速機の実用化にとっては機外騒音である離着陸騒音、ソニックブームの技術開発を優先する。	△	△	△	△	○	×
		安全性向上技術	非定常空力特性改善技術	離着陸時や遷音速時に生じやすいフラッタ、バフェット等の非定常空力特性を改善するための設計技術。	実機のような複雑形状で広い速度域において、構造との連成を含めた非定常空力特性の改善は、安全性のみならず、低抵抗空力形状の成立性確認の上からも重要である。	○	○	○	○	○	○
			後流渦低減技術	航空機の大型化に伴い、後流渦が強大となり離着陸時に事故を起こす事例があり、安全面と運航効率の向上のため、後流渦を低減させる空力デバイスや主翼荷重分布を実現する設計技術。	安全性、空港混雑解消にとって重要技術であるが、超高速機の実用化にとっての重要課題である経済性、環境適合性に関する技術開発を優先し、本技術については他の研究成果を活用する。	△	×	△	△	△	×
空力技術	解析・試験技術	空力解析技術		薄翼機の亜音速から超音速に至る広い範囲、飛行形態での縦・横空力特性、インテーク周りの流れ場等を精度よく解析する技術。	空力設計の効率化には高精度で実用的なCFD解析が必要不可欠である。ただし、信頼性、精度向上には高品質な風洞試験データによる検証が必要である。	○	○	○	○	○	○
		騒音解析技術		ジェット騒音源をモデル化し、音響伝播解析により機体周りおよび地上での騒音を効率よく解析する技術。	機体形状の影響を考慮したジェット騒音低減の概念設計を実現するために必要不可欠な技術である。ただし、信頼性、精度向上には高品質な騒音試験によるデータ蓄積と検証が必要である。	○	○	○	○	○	○
		ソニックブーム評価技術		CFD解析、風洞試験により得られる超音速域での機体近傍の圧力分布から、伝播解析により地上での波形を推定する技術。またソニックブームに対する人間の許容性について評価する技術。	ソニックブーム低減と低抵抗を実現し、人への影響について国際的な寄与を果すためにも必要な技術である。環境適合性のみならず、人間に対する適切な許容性の評価により、経済性も向上する。	○	○	○	△	○	○
		風洞試験技術		薄翼機の亜音速から超音速に至る広い範囲において、機体の空力特性、流れ場の様子を高精度で効率的に計測する技術。	空力特性の基本データの取得とともに、高精度でより多くの情報量を高い生産性で取得する風洞試験技術が重要であり、空力設計に必要なCFD解析の精度向上のためにも必要不可欠である。	○	○	○	○	○	○
		騒音試験技術		ジェット騒音のモデル化のための空力、騒音等の基礎データを取得する技術。	普遍性のあるジェット騒音のモデル化に必要なデータ及び騒音解析の検証データの取得のために精度の高い騒音試験技術が必要である。	○	○	○	△	○	○

○：効果大　△：効果小　×：効果なし　　○：採　×：否

表3-1-1-1 重要要素技術の抽出(続き)

	重要要素技術		技術の概要	技術の重要性等	実施すべき要素技術の抽出評価 必須 経済性	必須 環境適合性	関連効果 技術的優位性	関連効果 適用拡大効果	関連効果 波及効果	総合評価
材料・構造技術	軽量化構造設計技術	構造最適化設計技術	特異な形態を持つ超高速機構造の軽量化のため、複合材の性能を最大限に生かす主要構造配置・様式の検討や、フラッタ等の設計要件および実用上の制約条件を加味した最適設計技術。	経済性、環境適合性の向上には、機体構造の軽量化が必須であり、その薄い主翼、細長い胴体などの特異な形状から重量増となりがちな超高速機にとって、亜音速機以上の軽量化が必要。空力特性と組み合わせた構造最適化手法で実用的な軽量化設計技術を確立できる。	○	○	○	○	○	○
		金属・複合材ハイブリッド化技術	複合材と金属の双方の長所を生かして組み合わせることによる新構造様式設計製造技術。	金属・複合材の効率的なハイブリッド化や複合材の結合部強化により結合ファスナの削除や結合部の板厚低減による軽量化が見込まれる。強度・コストから効率的なハイブリッド構造を大型構造へも適用可能な技術を開発できる。	○	○	○	○	○	○
		耐熱性向上技術	高温環境下の部位についてチタン等の金属に代わって耐熱複合材料等により軽量な構造の設計製造技術。	巡航速度マッハ1.6では、空力加熱的には亜音速機と同じ複合材を適用可能であるが、エンジン周辺等高温に晒される部材が存在するため金属を用いない軽量複合材構造の検討は必要。しかしながら適用部位が限られるため後年度の検討とする。	△	△	○	△	○	×
		損傷モニタリング設計技術	複合材の損傷を内蔵するセンサによりモニタリングし、損傷を初期段階で発見する構造およびモニタリングシステムの設計技術。	損傷の発生・拡大を発見することにより安全性の向上が可能。しかしながら現状ではシステム開発要素が大きく今後の検討とする。	△	△	○	○	○	×
		高剛性材料・構造設計技術	剛性と強度の最適なバランスを有する材料及び設計技術。	強度だけでなく剛性についてもバランス良く最適化することにより軽量化が可能。しかし新素材開発によるところが大きいため長期的な課題とする。	△	△	△	△	△	×
材料・構造技術	低コスト製造技術	RTM成形技術	オートクレーブを用いず、低コストで高精度な成形に適した複合材RTM成形手法により、高効率に高精度構造部材を製造する複合材成形技術。	機体軽量化のためには、複合材適用拡大が必須であり、厚板、高精度部材を金属部品並みに形状精度よく、かつ効率的、安定的に製造できる技術を確立することが低コスト化のみならず軽量化にも有効である。	○	○	○	○	○	○
		熱可塑性複合材成形技術	複合材のマトリックスとして熱可塑性樹脂を採用することで、費用・時間のかかるオートクレーブを用いない成形、また溶着することによりファスナなしでの結合可能な低コスト製造技術。	短時間で成形が可能で、材料貯蔵時間の制限もない熱可塑性複合材を適用することにより構造製造コストの削減が可能。また、電気抵抗溶着による接合手法によりファスニングコスト・重量の削減も可能となる。	○	○	○	○	○	○
		複合材一体成形技術	金属製フィッティングの複合材化及びこれまで分割されていた構造の一体成形による低コスト設計・製造技術。	フィッティングの複合材化や、周辺構造との一体化、さらに大規模構造の一体化を進め、金属の複合材への置き換えや結合部品の削減による重量軽減と組立コスト削減が可能となる。	○	○	○	○	○	○
		大型チタン成形技術	複合材構造において、主要結合金具への適用が想定される大型チタン部材の製造コスト低減が望める加工(矯正)技術。	航空機部品は機械加工部品が多く、材料歩留まりが悪く、素材・加工コストが高いため、その低減技術は重要である。特に複合材適用時に必須となる大型チタン部品の成形、加工技術を向上させることによるコスト削減効果は大きい。	○	○	○	○	○	○
		大型構造組立技術	主翼、胴体等の大型構造の高効率、低コスト組み立て技術の検討。	超高速機の主翼、胴体等は亜音速機と比べ大型になるため、組み立てのコストアップの恐れがあり、高効率、低コスト組み立て技術の開発が重要。しかしながら大規模試作が必要であり、一体成形等の要素技術の確立後の課題とする。	○	×	△	△	○	×[1)]
		大型構造検査技術	大型一体化構造の検査を精度良く低コストで実施可能な技術の検討。	一体化構造を含む大型構造では検査の困難性が増し、高コスト化の恐れがあるため高効率、低コスト検査技術の開発が重要。しかしながら大規模試作が必要なため一体化成形等の要素技術の確立後の課題とする。	○	×	△	△	○	×[1)]
		金属材料接合技術	ファスナを用いない、FSWやEBW等の低コスト接合技術の適用検討。	金属構造組み立てのファスナレス化による軽量化、低コスト化は重要。しかしながら複合材構造やハイブリッド構造を優先し、後年度の検討とする。	△	△	△	○	○	×

1)要素技術確立後の課題

○:効果大　△:効果小　×:効果なし

○:採　×:否

３－１－２　個別要素技術成果

（１）空力技術の開発

（ア）全機空力形状最適化設計技術－機体/インテーク・ナセル統合設計技術の検討

超音速巡航に最適なエンジン・インテーク・ナセルの形状について、エンジン排気及び主翼との干渉効果を含む空力設計を行い、全機空力形状の最適化及び性能改善の方策について検討した。

超高速機の3種類のインテーク・ナセル形状について、風洞試験とCFD解析を実施し、インテーク・ナセル形状変更による推進部特性改善効果を確認した。

また、模型変形を考慮した空力構造解析手法を開発し、風試結果とよく一致することを確認した。

さらに、抵抗を最小化する最適設計ツールにより、エンジン排気等の影響を考慮した空力形状最適化技術を開発した。

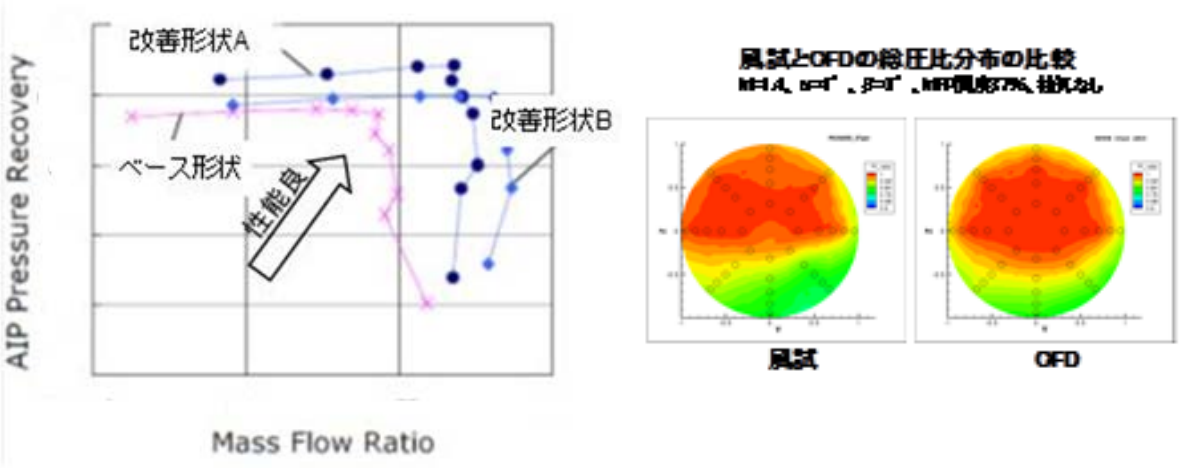


図3-1-2-1 インテーク形状変更による推進部特性改善

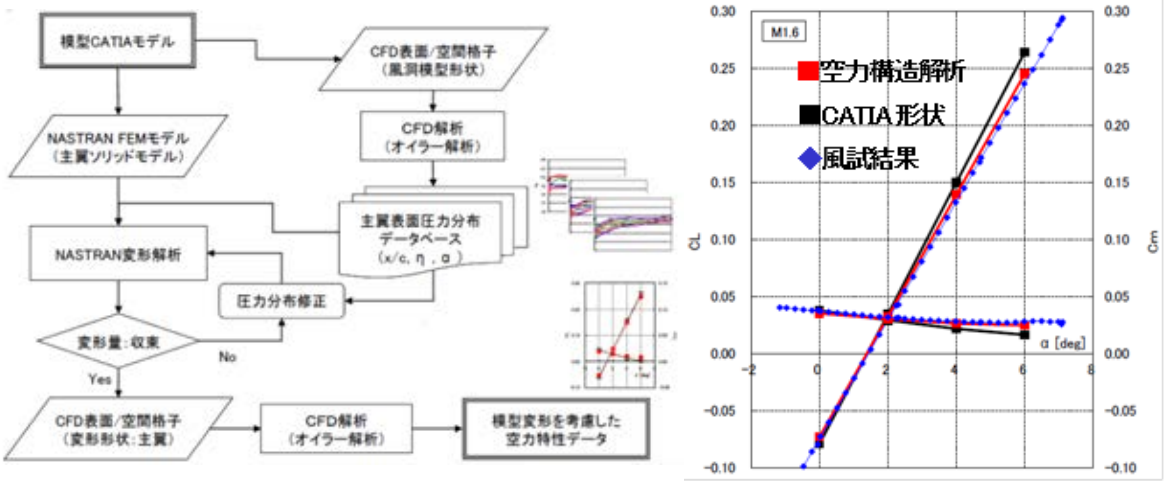


図3-1-2-2 空力構造解析によるＣＦＤ精度向上

（イ）低騒音化技術

（イ－１）離着陸騒音低減技術（日仏共研）

離着陸騒音低減に向け、水平尾翼等によるジェット騒音の遮蔽効果・反射効果を評価する簡便で設計に使える音響伝播解析手法を開発するため、近傍場・遠方場の音圧を計測し、ジェット騒音の音源モデルを作成、音響伝播解析手法の検証を実施した。

また、音源の位相モデル及び音響強度分布の見直しや、周波数帯域を細かくした狭帯域計算を用いた音響伝播解析により解析精度が向上することを確認した。

さらに、大規模伝播解析に向けた音響電波解析ソフトを評価し、翼胴尾形態への適用に目途をつけた。

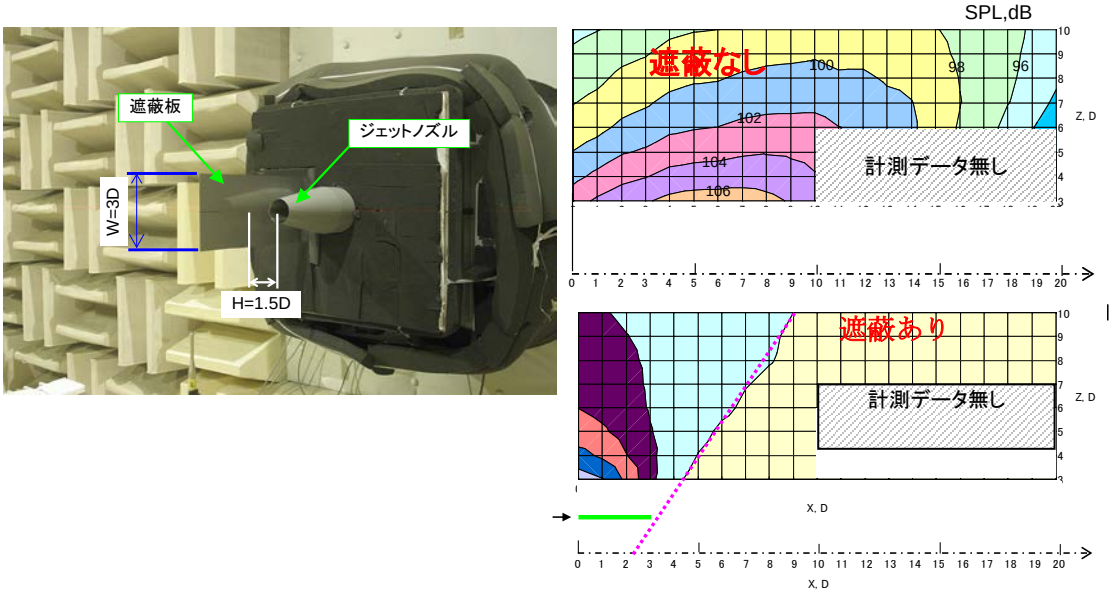


図3-1-2-3 近傍場音圧分布試験結果（8000Hz帯：ジェット単体）

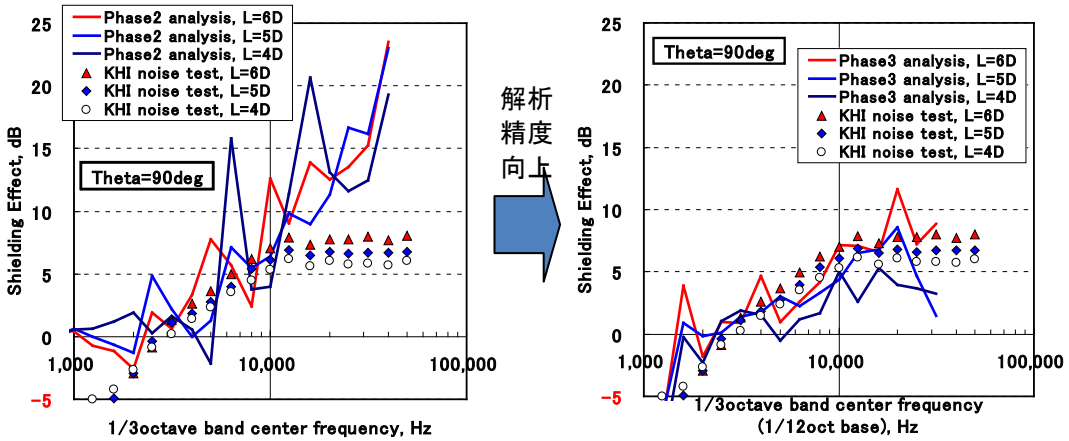


図3-1-2-4 音源モデル化と伝播解析の検討

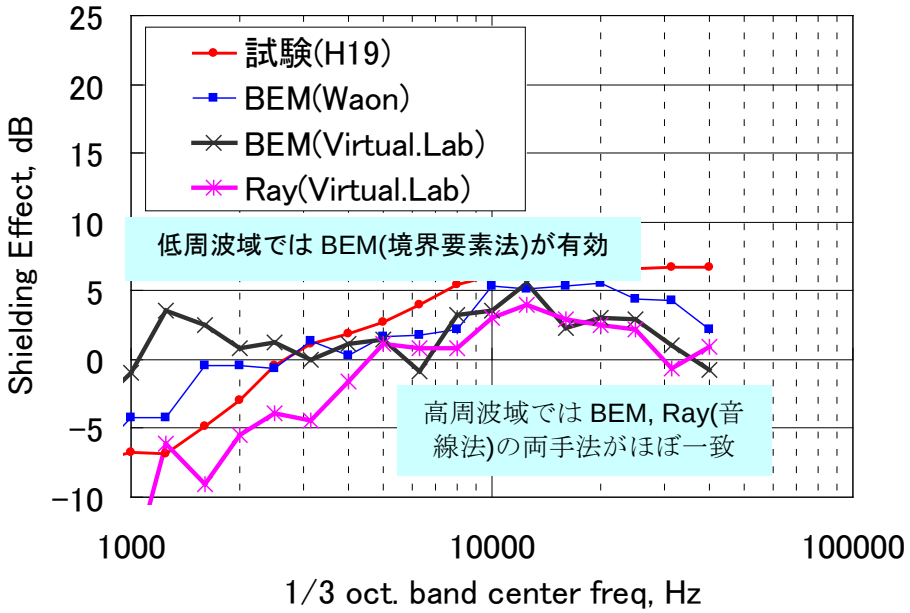


図3-1-2-5 音響電波解析ソフトの評価

（イ－２）ソニックブーム低減技術

中大型機に対する主翼、胴体、ナセル、尾翼等を含む全機形態での低ブームかつ低抵抗な機体形状の設計を可能とする技術を開発した。

空力抵抗の低減とともに、ソニックブームを低減するための多目的遺伝的アルゴリズム（MOGA）を用いた最適化手法を開発し、機体形状（推進部形状、機首形状、推進部配置）の最適化を施したところ、推進部を胴体上部に搭載することにより抵抗とともにブームを低減できる見通しを得た。

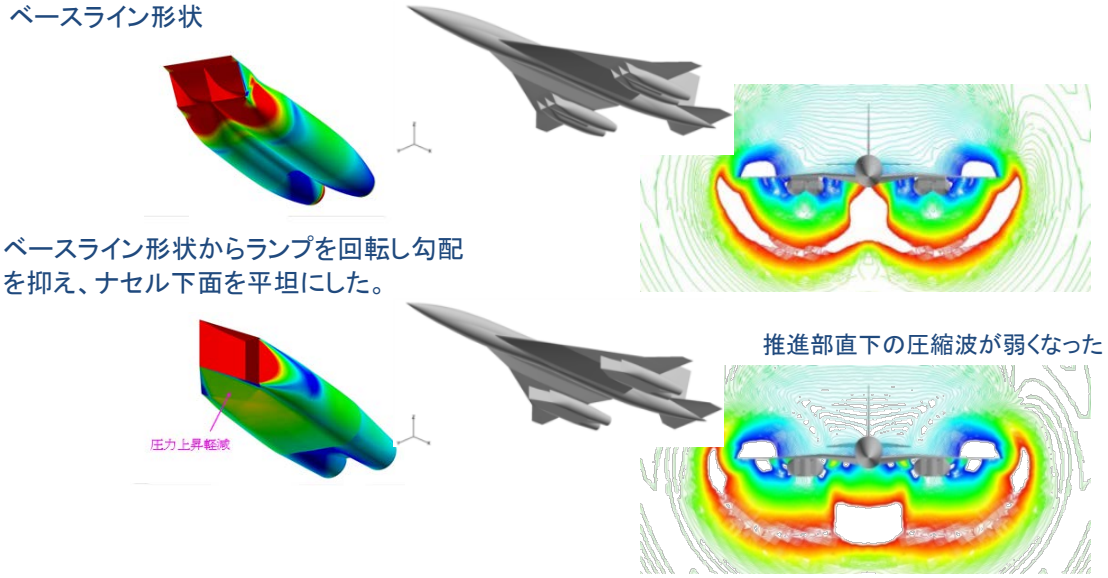


図3-1-2-6 推進部形状の検討結果

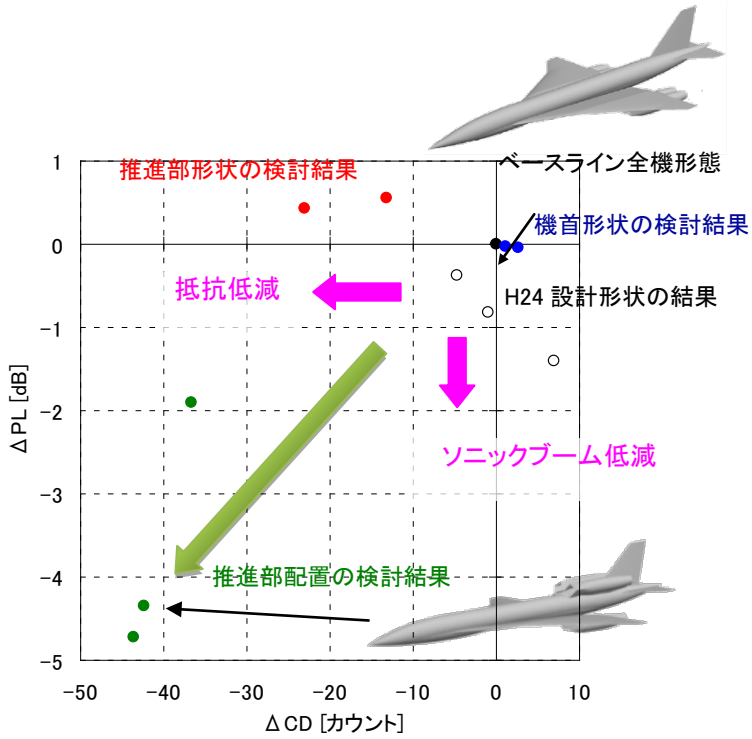


図3-1-2-7 MOGAによる最適化結果

（ウ）安全性向上技術－非定常空力特性設計技術

フラッタ等、空力が加振源となる構造との連成振動現象である非定常空力特性の定量的評価技術は依然未確立である。離着陸や遷音速時に生じやすい非定常空力特性の改善は、飛行安全を確保しつつ機体構造の軽量化に必須である。従来の解析手法では形状の制約や計算時間も長いため、実機開発での設計に利用可能なフラッタ解析評価ツールを開発した。

BCM（Building Cube Method）によるフラッタ評価ツールについて精度及び効率の改善を行い、解析時間増加を抑制しつつ遷音速域での精度を亜音速域と同レベルの１０％以内まで改善した。

さらに、同フラッタ解析ツールに内部反復可変化が粘性解析機能等の導入を行い、音速近傍でのフラッタバウンダリMach数効果の改善を確認した。

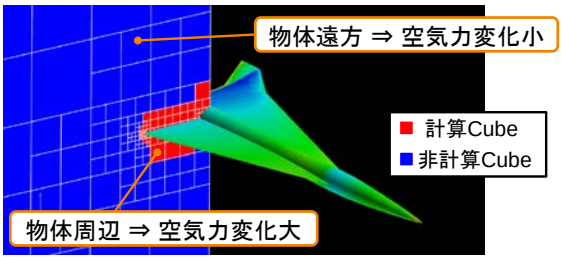


図3-1-2-9 先進格子生成手法(BCM)の概要

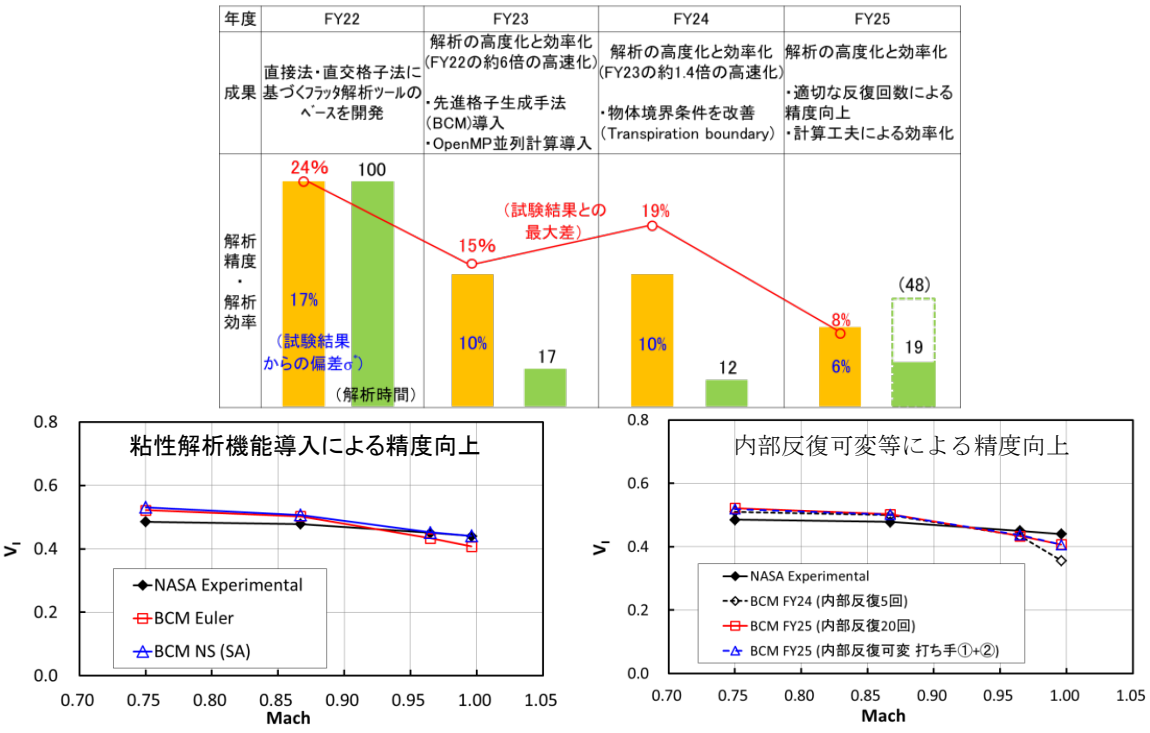


図3-1-2-10 フラッタ解析ツールの解析精度・解析効率の向上

（２）材料・構造技術の開発

（ア）構造最適化設計技術

経済性、環境適合性の向上には、機体構造の軽量化が必須であり、その薄い主翼、細長い胴体などの特異な形状から重量増となりがちな超高速機にとって、亜音速機以上の軽量化が必要であるため、空力特性と組み合わせた構造最適化手法で実用的な軽量化設計技術の確立を目的とする。

（ア－１）主翼桁間構造最適化の検討

空力弾性特性評価を含んだ統合的な主翼構造最適化手法を開発するため、複合材桁間構造に非線形効果（ポストバックル設計）を考慮した構造最適化手法を開発し、本手法により主翼構造重量は１２％減少した。また、本手法を用いてフラッタ要求速度をパラメータとした主翼重量最適値を求めた結果、フラッタ要求速度を緩和することにより、主翼重量を１０％程度軽量化できる見通しを得た。

本開発は主翼を対象としているが、全機設計さらには仕様変更の際の最適化への拡大も可能である。

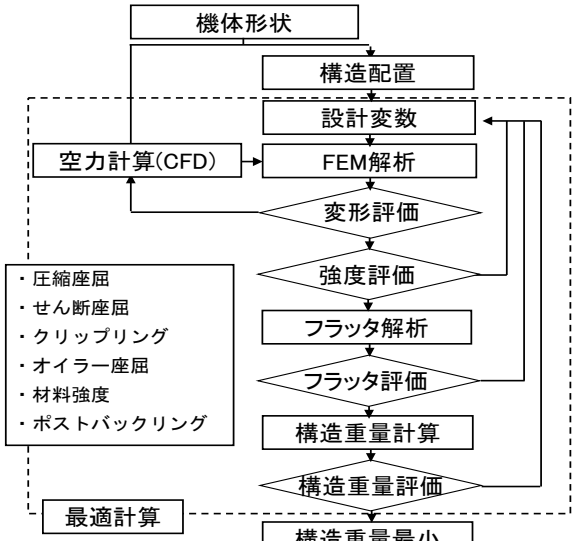
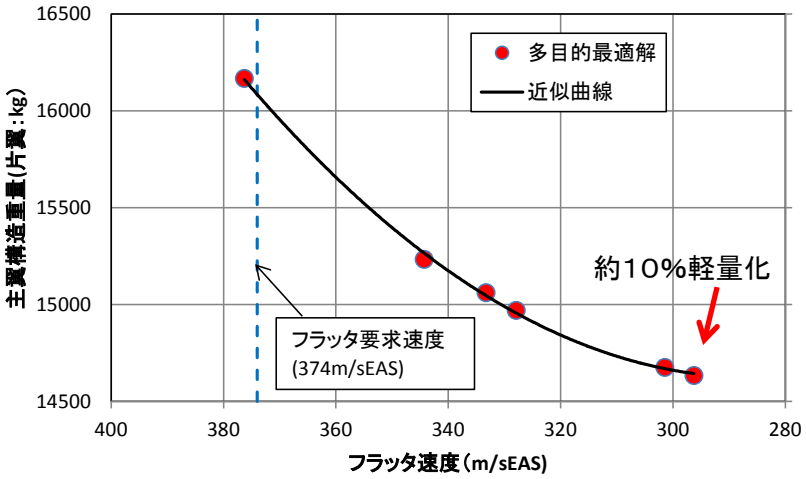


図3-1-2-11 最適化設計手法

表3-1-2-1最適化による重量軽減効果(片翼)

項目	H23年度 [kg]	本年度(H25) [kg]	H23年度比 (H25/H23)
上面外板	6596	5383	82%
下面外板	5365	4544	85%
リブウェブ	774	856	111%
桁ウェブ(*1)	1331	1227	92%
リブコード	391	337	86%
桁コード(*1)	1908	1822	95%
小計	16365	14169	87%
その他(*2)	2006	2006	100%
合計	18371	16175	88%


16500
16000
15500
15000
14500
400
380
360
340
320
300
280
主翼構造重量(片翼:kg)
フラッタ速度(m/sEAS)
多目的最適解
近似曲線
約10%軽量化
フラッタ要求速度
(374m/sEAS)

（イ）金属・複合材ハイブリッド化技術－CFRP高強度結合手法

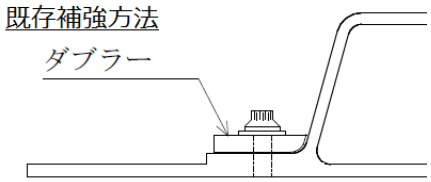
航空機構造では、複合材を多用しているが、構造と構造の結合部には、金属材料を適用している。複合材は面外の強度は低く、特に金属との結合部のような部位で補強を必要としているため、補強による重量・製造コストの増加を抑えた手法を検討した。

ダブラー一体化手法では、既存の強化手法と同等の重量に対して強度５０%向上を達成し、コストについても削減できることを確認した。

また、層間強化材挿入手法では、既存の強化手法と同等の強度に対し、重量・コストを削減できることを確認した。

さらに、上記強化手法を適用箇所に合わせて有効に組み合わせることで、重量・コストともに既存構造より有利な構造設計が可能であることがわかった。





	強度	コスト	重量	技術課題	応用性等
既存補強方法（ダブラー取付）	ベースライン（強化無に対し+10％）	ベースライン	ベースライン		
①ダブラー一体接着	+50%～	-3％ ・ダブラー単品硬化・機械加工削減	同等	一体成型とした場合、R部などに繊維うねりが発生する懸念あり	・板厚を上げることでより高い強度を得ることが可能 ・ダブラーの板厚コントロールにより、重量増加を最小限に抑えることが可能
②層間強化材（ポリアミド不織布）	同等	-9％ ・ダブラー単品製造、組立コスト削減	-2%※1 ダブラーの重量削減	航空機構造部品としての適用実績がなく、試験データを蓄積する必要がある	・適用箇所を最適化することで、さらなる強度向上が得られる可能性あり ・面外荷重がかかる場所全般に使用可能

①②を組み合わせて適用することも可能
※ストリンガ1ピッチ、結合部1ピッチに対する重量比較

図3-1-2-13 各結合手法の比較結果概要

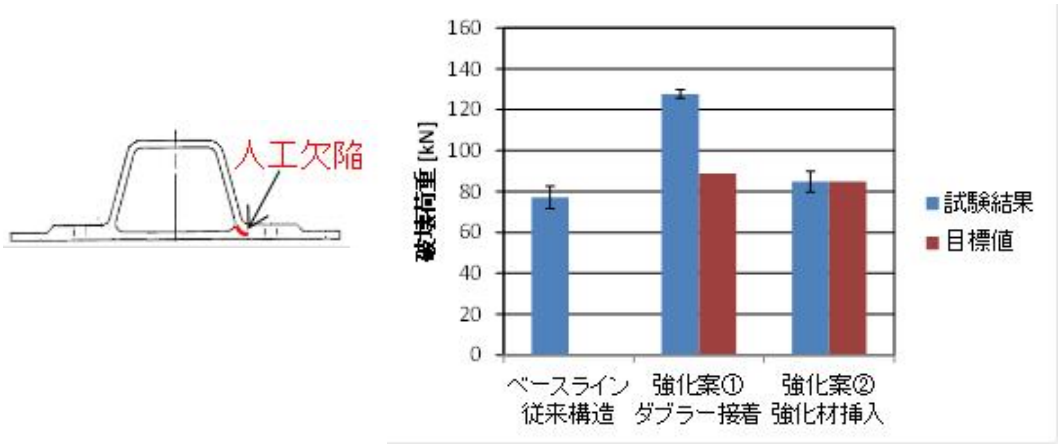


図3-1-2-14 破壊荷重に関する試験結果概要

（ウ）RTM(Resin Transfer Molding)成形技術（日仏共研）

形状精度の高い複合材製造手法として有望なRTM成形手法について、大型部材を効率よく高品質、低コストで成形する技術を開発した。

RTM成形手法は、金属部品並みの形状精度を維持でき，かつ高効率の成形が見込めるが、厚板、大物部品成形等に課題がある。そこで、低コストかつ高効率な成形の実現のため、タフティング（層間剥離を防止するため層間に横糸を通す手法）等による板厚方向の強度向上等を確認した。

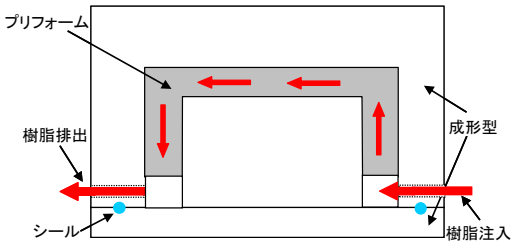


図3-1-2-15 RTM成形法概要

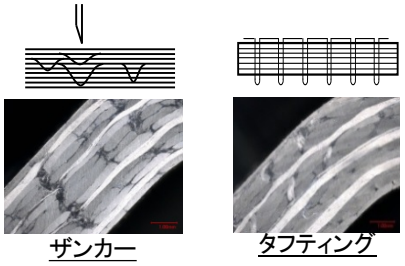


図3-1-2-16　板厚方向タフ化手法

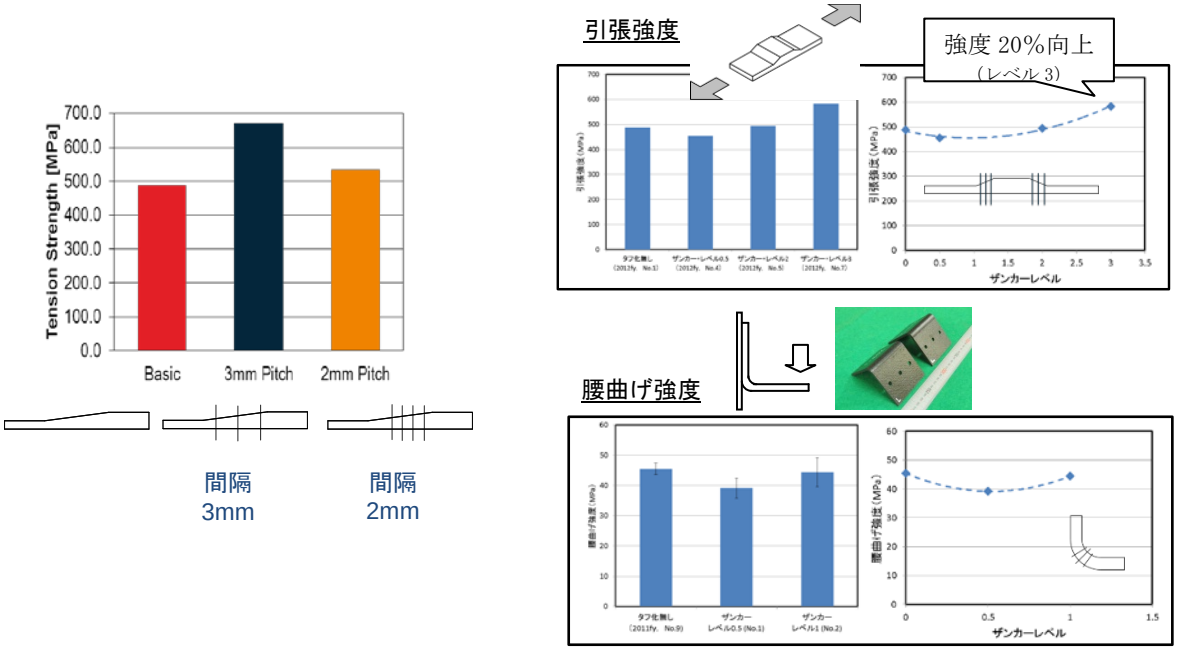


図3-1-2-17 板厚方向の強度向上結果

（エ）熱可塑性複合材成形技術

低コスト構造の実現のため、熱可塑性複合材料の再加熱・再溶融が可能である特性を生かして、溶融接合による熱可塑性複合材溶着技術を開発した。

電気抵抗発熱を用いた溶融接合による構造接合手法の検討を行い、陽極酸化処理を行ったアルミメッシュによる溶融接合で必要な溶着強度を得られる技術を開発し、溶着温度の低減による低コスト化も可能とした。

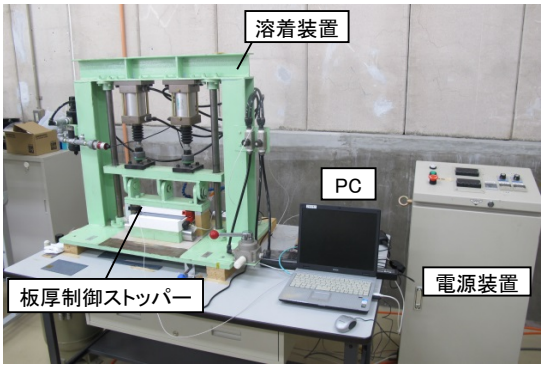


図3-1-2-18 溶着装置

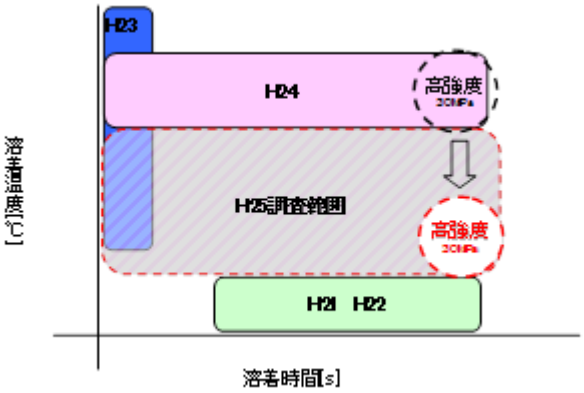


図3-1-2-19 溶着温度低減結果

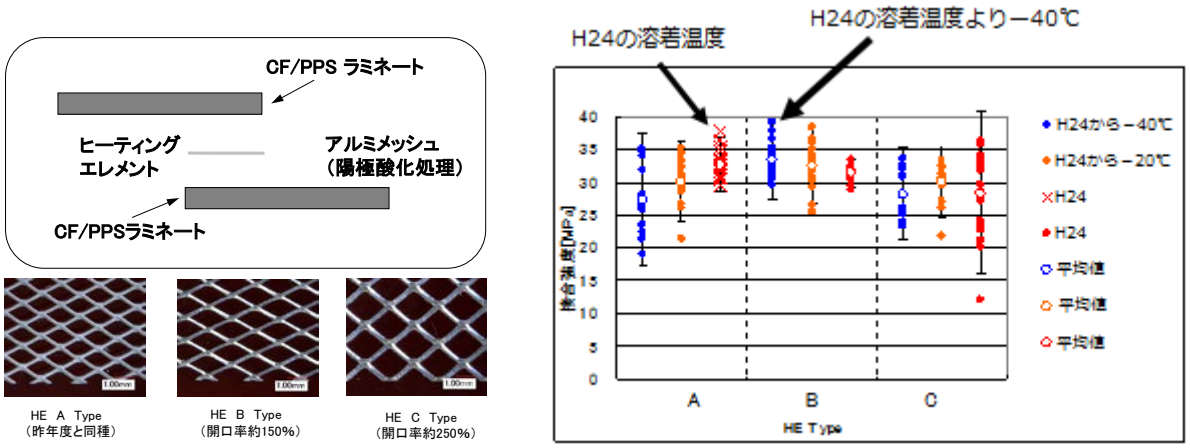


図3-1-2-20 アルミメッシュによる溶融接合

（オ）複合材一体成形技術

特異な形状や高荷重要求から金属構造であった結合フィッティング等を複合材化することにより軽量化を図り、かつ周辺本体構造との一体化により更なる軽量化、低コスト化を達成する技術を開発した。

主翼リブとフィッティング等を一体化した供試体を低コスト製造方法であるVaRTM(Vacuum assisted RTM)法により試作し、一体化構造の成形法を開発した。

また、構造解析技術の更なる向上のため各種強度試験を実施した。

さらに、3種類のプライドロップ形状の強度試験を実施し、最良の形状を選定し、かつ強度解析で検証を行った。

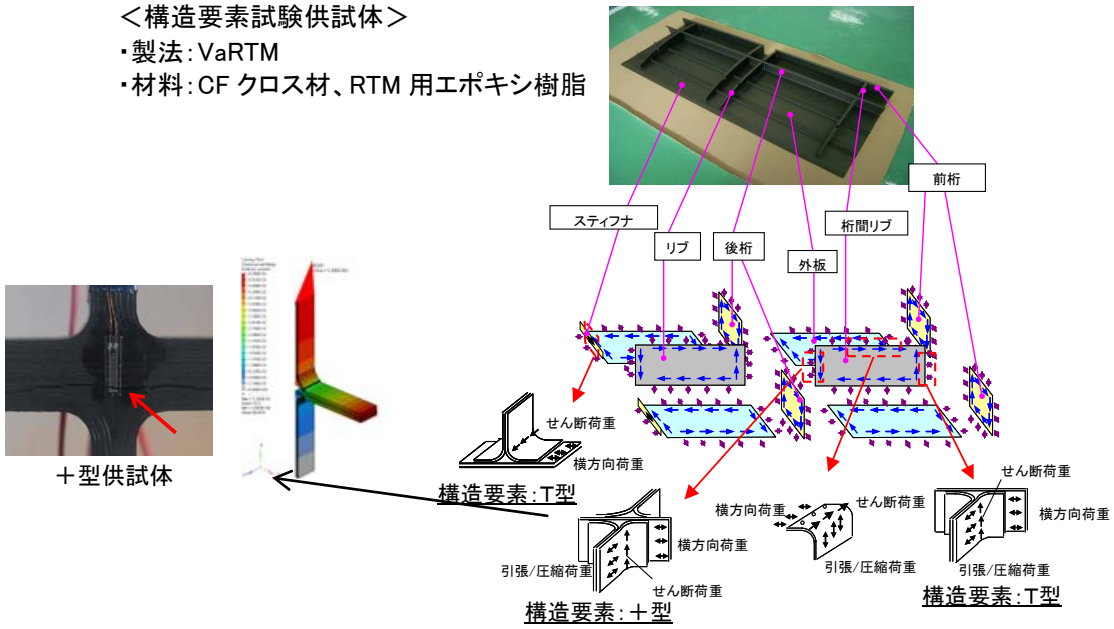
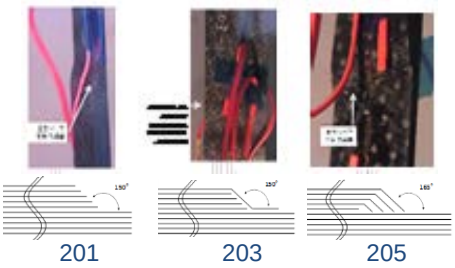


図3-1-2-21 複合材一体構造の例と＋型供試体引張試験及び解析結果



供試体ID	強度	コスト	判定
-201	△	◎	○
-203	◎	○	◎
-205	○	△	○

図3-1-2-22 プライドロップ形状強度試験及び解析結果

（カ）金属材料成形技術－チタン合金に対する新ピーニング技術の検討

航空機の主要結合金具への適用拡大が想定されるチタン材では、その多くが機械加工により製造されている。一般的にチタン材は冷間成形性に劣るため、矯正過程では現在多大な労力を要している。成形性や処理後の酸洗が必要などの問題があるショットピーニングに代わる新たなレーザーピーニングによる成形技術を開発した。

レーザーピーニングは水中でレーザーを照射し、プラズマを発生させることにより金属表面に高い残留圧縮応力を生じ、疲労強度を向上させる。
チタン合金に対し常温での歪み矯正としても使用可能で、クリーンでかつコントロールが容易な成形法である。

実部品を模擬した試験片にレーザーピーニング施工を実施し、施工面積とレーザ強度等のパラメータから成形量（成形高さ）を予測する手法を確立した。

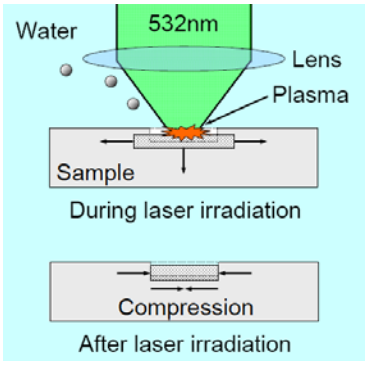


図 3-1-2-23 レーザーピーニング概念図

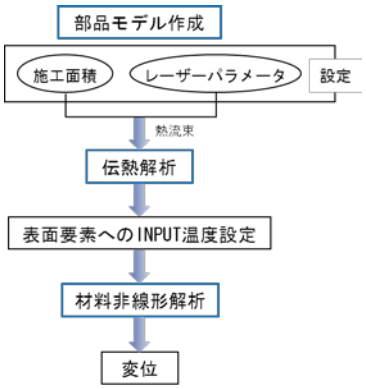


図 3-1-2-24 解析フロー

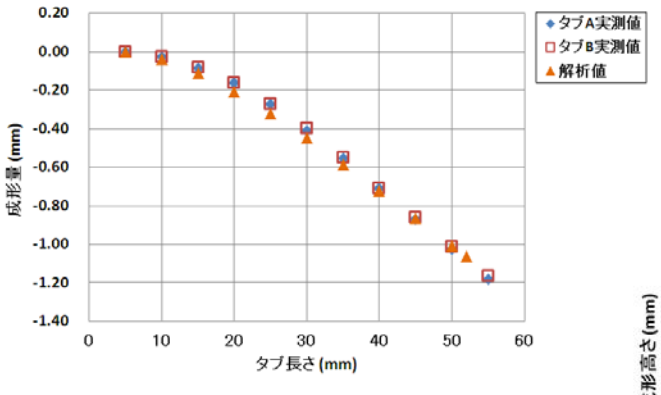


図3-1-2-25 解析と試験の成形高さの比較

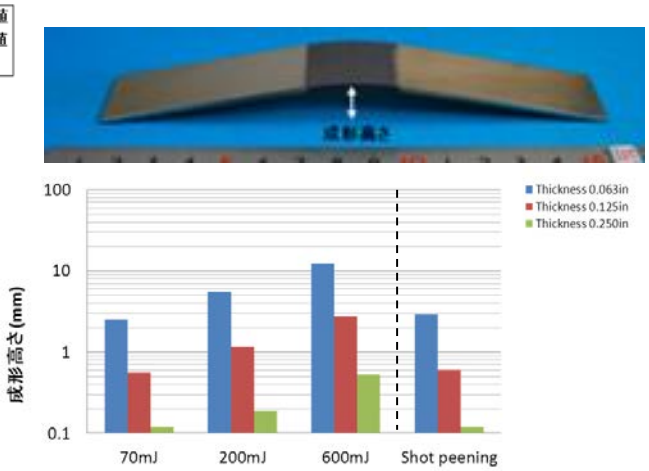


図3-1-2-26レーザーエネルギーと成形高さの関係

（３）超高速機のスペック等の設定（日仏共研及び日欧共研）

巡航速度は、空力加熱の面から低コストのアルミやエポキシ等の材料を利用できること等を考慮し、マッハ1.6と設定した。これは亜音速機の約2倍の速度で、ニューヨークーパリ間では1機で亜音速機2機分の運航が可能となるなどエアラインからも妥当な速度との意見を得た。また、長距離機と中距離機等ファミリー化が望ましいとの意見に基づき、全航程超音速巡航時の航続距離が5,500nm、5,000nmと3,500nmのケースを検討した。更に、路線毎の需要に対応できるよう、150席クラスと100席クラスの機体諸元を策定した。

また、加速上昇速度スケジュールを最適化し、フラッタを回避することにより構造重量の増加を抑え、消費燃料の軽減が可能となった。

今後20年間で航空旅客輸送量は2.6倍に拡大し、新規需要は約32,000機と想定されているが、この市場に超高速機を投入すれば、中長距離路線を中心に約1,500機のシェアを獲得できるとの予測を行った。

更に、高速航空機に関する日欧共同研究HIKARIプロジェクトに参画し、極超音速機の市場分析を行った。

Cruise Mach Number	-	1.60					
Design Range	nm	3,500		5,000		5,500	
Number of Seat	-	100	150	100	150	100	150
Length	m	68.7	78.6	68.7	78.6	68.7	78.6
Width	m	51.4	60.6	59.6	66.6	63.4	68.8
Maximum Thrust	kN/EG	164	221	203	251	216	262
Maximum Takeoff Weight (MTOW)	kg	101,911	139,620	141,108	188,155	158,593	207,918
Fuel Weight @ Design Mission	kg	48,799	65,314	79,029	104,722	88,301	112,372

図3-1-27　機体主要諸元性能(日仏共研)

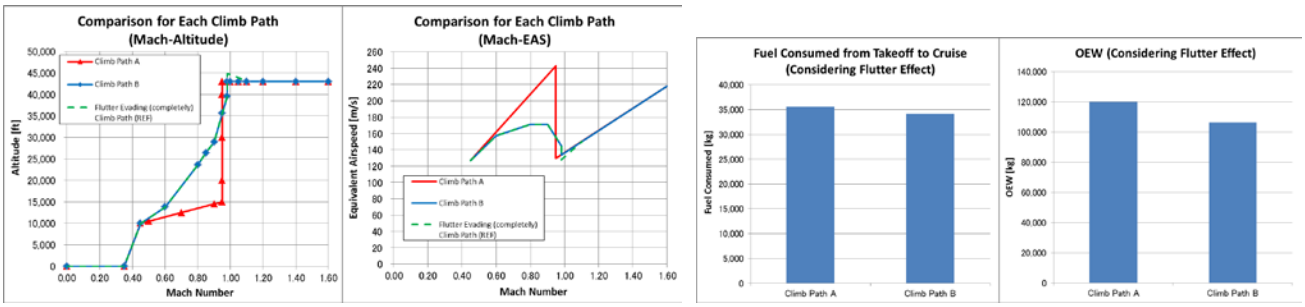


図3-1-2-28 加速上昇速度の最適化による構造重量抑制および消費燃料軽減
（日仏共研）

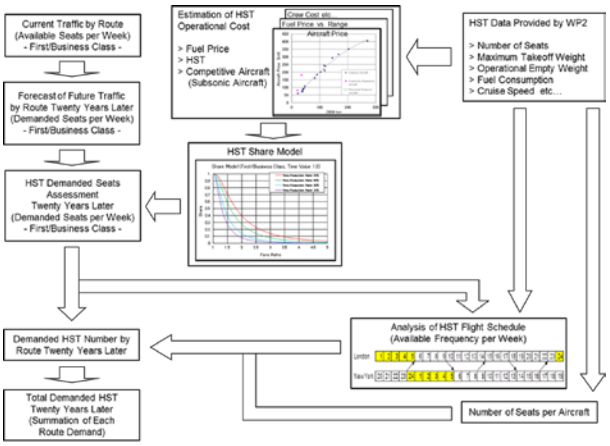


図3-1-2-29 需要予測の流れ(日欧共研)

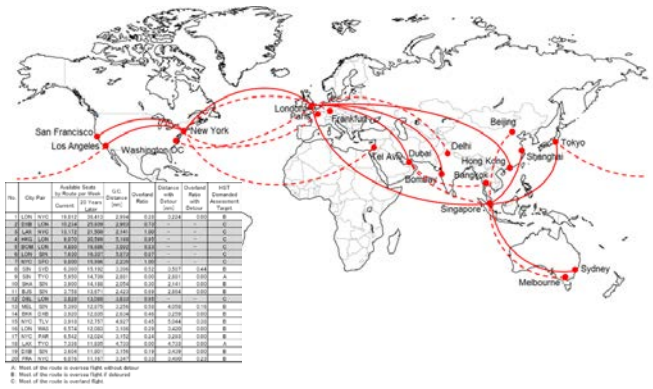
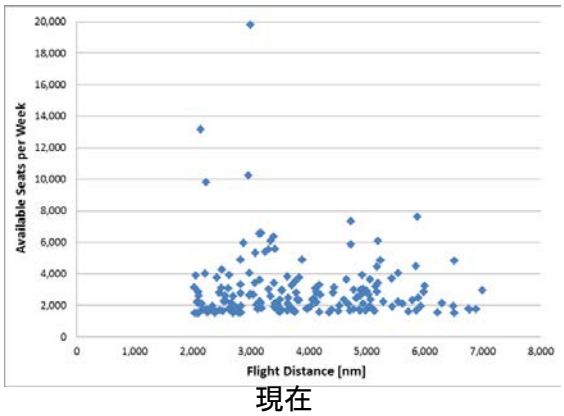
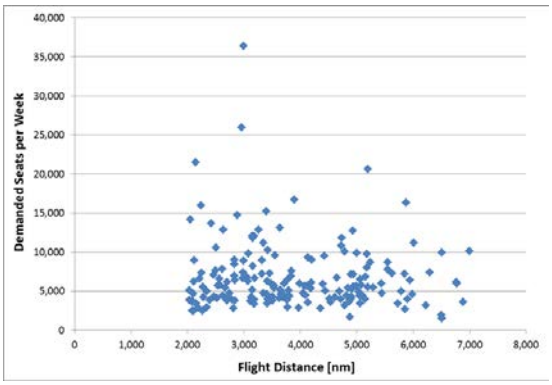


図3-1-2-30 主要路線(日欧共研)



現在



２０年後

図3-1-2-31 主要路線ごとの提供座席数(日欧共研)

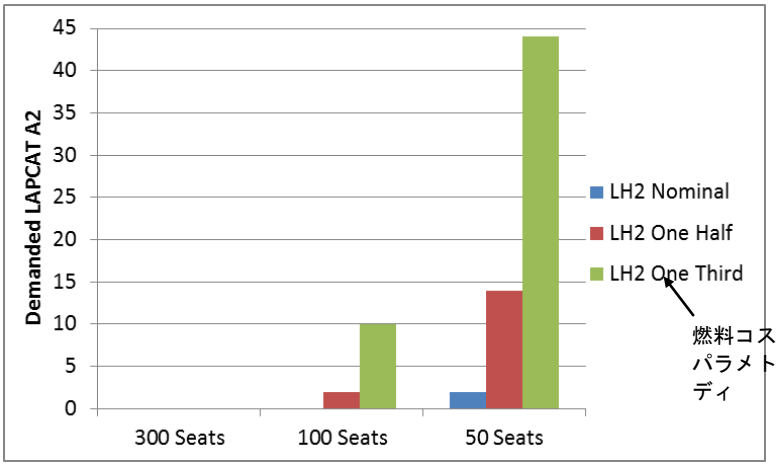


図3-1-2-32 高速航空機の需要機数推定結果(日欧共研)

３－１－３　特許出願状況等

平成25年度末までの成果に対して、下記に示す特許申請及び論文等の発表を行った。

表3-1-3-1 特許・論文等件数

要素技術	論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
空力技術	13	0	3	0	0	0	0
構造技術	8	0	15	0	0	0	0
計	21	0	18	0	0	0	0

表3-1-3-2 論文、投稿、発表、特許リスト

	題目・メディア等	時期
論文	第45回構造強度に関する講演会：超高速域を飛行する輸送機の材料構造設計	H15.7
	精密工学会　2004年度秋季大会講演会：異種材料の重ねあけに対する低周波振動孔あけ法の有効性評価	H16.9
	第42回飛行機シンポジウム：複合材構造に対する低周波振動穴あけ法の有効性評価	H16.10
	第42回飛行機シンポジウム：VaRTM を用いた井桁構造の製造技術	H16.10
	第42回飛行機シンポジウム：高速輸送機における抵抗発散マッハ数の推算と最適化	H16.10
	SAE World Aviation Congress：Acceptable Levels of Sonic Boom Over Populated Areas	H16.11
	第43回飛行機シンポジウム：超高速域を飛行する輸送機のソニックブームの調査・検討	H17.10
	第48回構造強度に関する講演会：超高速機の遷音速フラッタ解析について　空力弾性解析システムの検証	H18.7
	第44回飛行機シンポジウム：複合材構造に対する低周波振動穴あけ法の有効性評価	H18.10
	第42回流体力学講演会：遮蔽によるジェット騒音の低減技術について	H22.6
	第48回飛行機シンポジウム：フラップスケジューリングによる超音速旅客機の遷音速巡航性能向上	H22.11
	KHI技報：次世代超音速旅客機－先進の空力設計技術でめざす静かな超音速－	H23.1
	新明和技報：熱可塑性複合材料の電気抵抗溶着	H23.4
	Inter-noise 2011：Study of jet noise source modeling and shielding effect for future aircraft	H23.9
	第49回飛行機シンポジウム：熱可塑性複合材料の電気抵抗溶着	H23.10
	第49回飛行機シンポジウム：フラップスケジューリングによる超音速旅客機の遷音速巡航性能向上	H23.10
	三菱重工技報：厚板部材を成形するための高効率RTM成形技術開発	H23.10
	第50回飛行機シンポジウム：超音速旅客機の推進部と尾翼によるソニックブームへの影響について	H24.11
	第50回飛行機シンポジウム：超音速旅客機におけるジェット騒音遮蔽効果の解析的評価	H24.11
	三菱重工技報：圧縮性Building-Cube Methodを用いたフラッタ解析	H26.10
	第28回数値流体力学シンポジウム：先進直交格子CFDを用いた航空機フラッタ予測技術の高度化	H26.12
発表	第71回風洞研究会議：エンジンを搭載した超音速機のフラッター試験について	H15.11
	第17回ACT研究会：JAXA空力弾性の最近の成果	H15.12
	第72回風洞研究会議：エンジンを搭載した超音速機のフラッター試験について	H16.5
	第41回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋季大会：超高速輸送機形状の高揚力装置の空力設計	H16.11
	第71回風洞研究会議：エンジンを搭載した超音速機のフラッター試験について	H17.3
	第72回風洞研究会議：エンジンを搭載した超音速機のフラッター試験について（その2）	H17.3
	2006日本航空宇宙学会年会：超音速技術における日仏協力について	H18.4
	サイレント超音速旅客機研究会：超高速輸送機の研究状況	H18.6
	第1回日仏超音速技術協力ワークショップ：In-proces Composite Repair during VaRTM Process	H18.10
	第1回日仏超音速技術協力ワークショップ：Jet Noise Propergation Analysis	H18.10
	第1回日仏超音速技術協力ワークショップ：Supersonic Airplane Configuration Study	H18.10
	複合材非破壊検査・修理に関する意見交換会：インプロセス修理技術の開発	H19.4

表3-1-3-2 論文、投稿、発表、特許リスト（続き）

	題目・メディア等	時期
発表	静粛超音速機技術有識者会議：超高速輸送機調査概要	H19.9
	第2回日仏超音速技術協力ワークショップ：In-proces Composite Repair during VaRTM Process	H19.10
	第2回日仏超音速技術協力ワークショップ：Jet Noise Propergation Analysis	H19.10
	第2回日仏超音速技術協力ワークショップ：Supersonic Airplane Configuration Study	H19.10
	静粛超音速機技術有識者会議：超高速輸送機市場性	H19.12
	複合材非破壊検査・修理に関する意見交換会：インプロセス修理技術の開発	H20.3
	オゾン委員会：超高速輸送機調査概要	H20.9
	第3回日仏超音速技術協力ワークショップ：In-proces Composite Repair during VaRTM Process	H20.11
	第3回日仏超音速技術協力ワークショップ：Jet Noise Propergation Analysis	H20.11
	第3回日仏超音速技術協力ワークショップ：Supersonic Airplane Configuration Study	H20.11
	第82回風洞研究会議：超音速流れ場における速流れ場における3次元可視化手法の検討	H21.5
	第82回風洞研究会議：ジェット流の騒音//空力データ空力データ取得試験について	H21.5
	文部科学省　科学技術・学術審議会　研究計画・評価分科会 航空科学技術委員会委員：わが国における超音速輸送機実用化検討について	H21.8
	第4回日仏超音速技術協力ワークショップ：High Efficient RTM Process Development	H21.10
	第4回日仏超音速技術協力ワークショップ：Jet Noise Propergation Analysis	H21.10
	第4回日仏超音速技術協力ワークショップ：Supersonic Airplane Configuration Study	H21.10
	第7回新生流体科学セミナー：航空機騒音の低騒音化について	H22.7
	第5回日仏超音速技術協力ワークショップ：High Efficient RTM Process Development	H22.11
	第5回日仏超音速技術協力ワークショップ：Jet Noise Propergation Analysis	H22.11
	第5回日仏超音速技術協力ワークショップ：Supersonic Airplane Configuration Study	H22.11
	116th STAI（Supersonic Tunnel Association, International）：Examination of Three Dimensional Visualization Technique in Supersonic Fliw Field	H23.9
	第6回日仏超音速技術協力ワークショップ：High Efficient RTM Process Development	H23.11
	第6回日仏超音速技術協力ワークショップ：Jet Noise Propergation Analysis	H23.11
	第6回日仏超音速技術協力ワークショップ：Supersonic Airplane Configuration Study	H23.11
	第7回日仏超音速技術協力ワークショップ：High Efficient RTM Process Development	H24.10
	第7回日仏超音速技術協力ワークショップ：Jet Noise Propergation Analysis	H24.10
	第7回日仏超音速技術協力ワークショップ：Supersonic Airplane Configuration Study	H24.10
	第44期年会講演会：低速飛行特性を考慮した空力経常の検討（非定常空力特性解析）	H25.4
	19th AIAA/CEAS AeroAcoustics Conference：Jet Noise Source Modeling Suited to Estimate a Shielding Effect	H25.5
	日欧共同研究HIKARI第1回ワークショップ：Assessment of demand and cost	H25.9
	第8回日仏超音速技術協力ワークショップ：High Efficient RTM Process Development	H25.12
	第8回日仏超音速技術協力ワークショップ：Jet Noise Acoustic Propagation	H25.12
	第8回日仏超音速技術協力ワークショップ：High Speed Transport (HST) Configuration Studies	H25.12
	日欧共同研究HIKARI第2回ワークショップ：Assessment of demand and cost	H26.3
	第90回風洞研究会議：風洞試験における動吸振器を利用した模型制振	H26.5
特許	特願2003-077152,特開2004-284120,特許第4035464：複合材料の製造方法及び製造装置	H15.3
	特願2006-286819,特開2008-102095,特許第4184401：ジェット騒音の音源モデル化方法、ジェット騒音の解析方法および航空機の設計方法	H18.10
	欧州出願 EP07118867.6：Jet noise modeling method, jet noise analyzing method, and aircraft designing method	H18.10
	米国出願 US11/907796：Jet noise modeling method, jet noise analyzing method, and aircraft designing method	H18.10
	特願2008-292743,特開2010-117329,特許第5419424：非破壊検査装置および非破壊検査方法	H20.11
	特願2010-539243,特許第5374519：複合材料修理装置および複合材料製造方法	H20.11
	海外出願 PCT/JP2009/069099：非破壊検査装置および非破壊検査方法	H21.11
	海外出願 PCT/JP2009/069585：複合材料修理装置および複合材料製造方法	H21.11
	特願2010-045008,特開2011-178290：動翼（ビーム方式）	H22.3
	特願2010-045014,特開2011-178291：動翼（リンク方式）	H22.3
	特願2010-045016,特開2011-178292：動翼（リテーナ方式）	H22.3
	特願2010-155048,特開2012-016867：炭素繊維強化熱可塑性樹脂複合材の接合方法	H22.7
	特願2011-041685,特開2012-176727：動翼	H23.2.
	特願2011-039656,特開2012-176514：繊維強化樹脂と金属との接合構造、及び繊維強化樹脂と金属との接合方法	H23.2
	特願2011-109670：RTM成形方法及びRTM成形装置	H23.5
	特願2012-038307：可変翼構造	H24.2
	特願2012-048693：繊維強化樹脂と金属との接合構造及び繊維強化樹脂と金属との接合方法	H24.3
	海外出願 PCT/JP2012/056696：RTM成形方法及びRTM成形装置	H24.3

３－２　目標の達成度

空力技術は、各種試験や解析検討を行い、各設計技術等を構築し、目標を達成した。材料・構造技術は、構造供試体を設計製作し、構造解析結果と比較検討等を行い、設計・製造技術を開発し、目標を達成した。超高速機のスペック等の検討は、各種運航条件での開発目標とする機体のスペック等を設定し、目標を達成した。

表3-2-1 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	達成度
空力技術	全機空力形状最適化設計技術	インテーク・ナセルを含む全機形態について、エンジン排気等の影響を考慮した低抵抗化を実現する空力形状最適化設計技術を構築する。	垂直尾翼、水平尾翼及びインテーク・ナセル等の最適化を施したベースライン形状に対して、エンジン吸排気を含む機体・ナセル統合形態での空力性能評価を実施し、抵抗減少が可能であることを確認した。これにより空力形状最適化設計技術構築の見通しを得た。	達成
	低騒音化技術	機体開発設計に利用できる実用的なエンジン騒音等の音響伝播解析ツールを開発する。 また、抵抗低減と両立するソニックブーム低減解析手法を開発する。	簡便で設計に使える音響伝播解析手法を開発するため、ジェット騒音の音源モデルを作成、音響伝播解析手法の検証を実施した。 また、抵抗低減とともにソニックブームを低減するための最適化手法を開発し、抵抗とともにブームを低減できる見通しを得た。	達成
	安全性向上技術	機体開発設計に利用できる実用的な全機非定常空力解析技術を構築する。	BCMによる実用的なフラッタ評価ツールを開発し、亜音速域と同レベルの10%以内の推算精度を達成。	達成
材料・構造技術	軽量化構造設計技術	薄い主翼等超高速機に特異な形状に適用できる、空力特性と組み合わせた軽量化設計技術を構築する。	空力弾性特性評価を含んだ複合材桁間構造に非線形効果（ポストバックル設計）を考慮した構造最適化手法を開発した。 最適化により主翼構造重量は12%減少。また、飛行条件を見直しフラッタ要求速度を緩和することにより、主翼重量を10%程度軽量化できる見通しを得た。	達成
	低コスト製造技術	低コストでの複合材成形技術及び金属材料成形技術等を開発する。	複合材構造において結合金具等へチタン合金の多用が想定され、製造コスト低減が望める新ピーニング成形技術を開発し、成形高さについて解析手法の有効性を確認した。 また、形状精度の高いRTM成形手法について、大型部材を効率的に成形し、高品質、低コストで更に板厚方向の強度向上を図った。	達成
超高速機のスペック等の検討		開発目標とする機体のスペック等を設定する。	ファミリー化を考慮した超高速機の要求仕様を設定した。また、日仏共研において機体規模の軽量化、燃料節減を図るため、最適な加速上昇スケジュールを検討し、日欧共研において需要予測を実施した。	達成

４．事業化、波及効果について

４－１　事業化の見通し

（一財）日本航空機開発協会の予測によると、世界の航空旅客輸送量は、20年後には現在の2.6倍になり、運航機数も現在の2倍となり、新規需要は約32,000機と予測されている。

その中で、超高速機が実用化された場合、エアラインとして競合他社が導入すれば競争上、自社も導入しないといけなくなるのではないかといった意見もあり、超高速機は中長距離路線を中心にシェアを獲得し、合計で約1,500機と予想され、十分な事業性があると考えられる。

また、事業化されエアラインにより運航される場合、ビジネス客が主な顧客になるものと考えられている。

超高速機は長期的に将来国際共同開発が見込まれており、本実用化開発調査により、重要要素技術を開発し我が国が技術的優位性を確保することにより、我が国産業界が事業化において重要な役割を果たすことができると考えられる。

なお欧米ではNASAを中心に超高速技術について研究を行っており、また具体化には至っていないが超高速機の開発構想を発表している会社もある。

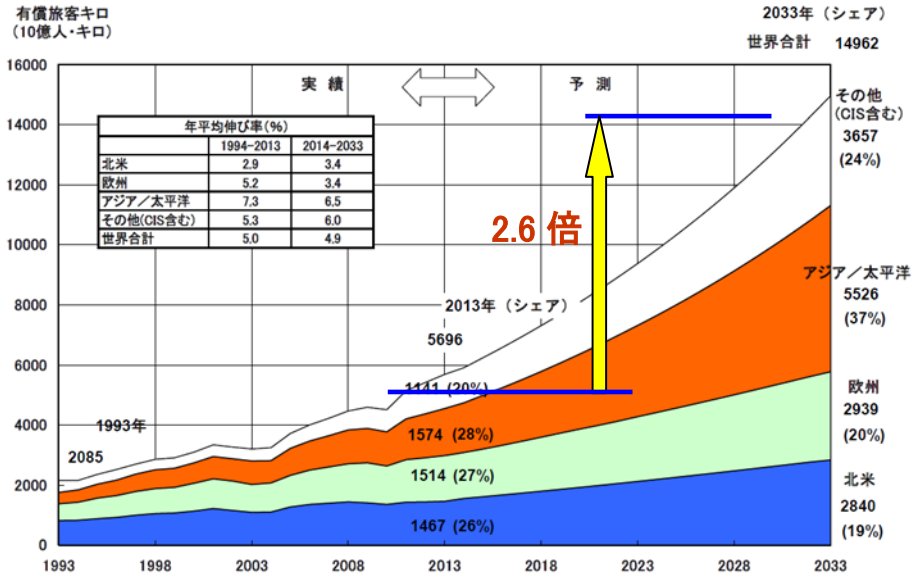


図4-1 世界の航空輸送量の伸び予測

４－２　波及効果

安全性、高信頼性、軽量化、低コスト化等の厳しい要求を満足し、大規模なシステムインテグレーション技術が必要な航空機技術は、技術波及効果が高いと言われている。

波及効果は厳密には産業波及効果（航空機の産業活動が他産業の産業活動を誘発する）と技術波及効果（新技術が他産業に転移されて他産業の活性化を誘発する）に分けられる。

航空機産業の特徴としては、特に技術波及効果が極めて大きいことが挙げられる。開発費5,000億円の新型機開発（亜音速機）のケースの試算では技術波及効果は10年間で6兆3,000億円と言われている。(産業連関表を利用した航空機関連技術の波及効果定量化に関する調査 報告書（一社)日本航空宇宙工業会 平成12年3月より)

本開発調査で実施した空力技術開発、材料・構造技術開発及び超高速機のスペック等の検討等では、以下の波及効果が期待される。

空力技術開発：

全機空力形状最適化統合設計技術、非定常空力特性解析評価技術、離着陸騒音低減技術等は、超高速機のみならず亜音速機の設計、解析に広く利用が可能である。更に空力技術は騒音低減技術も含め、自動車、鉄道、船舶等のほか風の影響を受ける建築物、風力発電等の空力解析にも幅広く活用することができ、社会インフラの設計や環境対策等に広く波及することが期待される。

材料・構造技術開発：

構造最適化設計技術を始め複合材技術やチタン等の設計、製造、加工技術は、超高速機のみならず亜音速機の設計、製造、加工に広く利用が可能であり、特に本調査開発で実施したレーザーピーニング等は、民間輸送機の国際共同開発に繋がる技術となった。更に自動車、鉄道、船舶等のほか建築物の構造設計解析にも広く利用が可能であり、また複合材、チタン等の設計、製造、加工技術は、釣竿、ラケット、ゴルフクラブ等のスポーツ用品や自動車、鉄道等に広く波及することが期待される。

スペック等の設定技術：

市場要求や市場分析等に基づき機体諸元策定を行い、スペック等を設定する技術は、超高速機のみならず亜音速機にも広く利用が可能である。更に市場要求等のニーズと適用可能な技術であるシーズとのトレードにより諸元策定を行う技術は、構想段階におけるシステムインテグレーションのひとつと位置づけられ、この技術は航空機のみならず幅広い製品開発の概念設計技術に波及することが期待される。

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

本開発調査の開始当初は、超高速機としてマッハ0.98機を中心に研究を行ったが、平成16年度以降はマッハ1.6機の研究に移行した。

平成22年度には経済産業省により公募が行われ、平成25年度まで本研究を進めた。

国内外の関連機関とも協力しており、平成17年度から当初は3年間の予定であったが、その成果を認められ2回延長され、合計9年間、フランスと日仏超音速技術に関する共同研究を進めた。

また、日仏の成果を踏まえ、日欧共同研究HIKARIプロジェクトへの参画を要請され、平成25年2月に参画した。

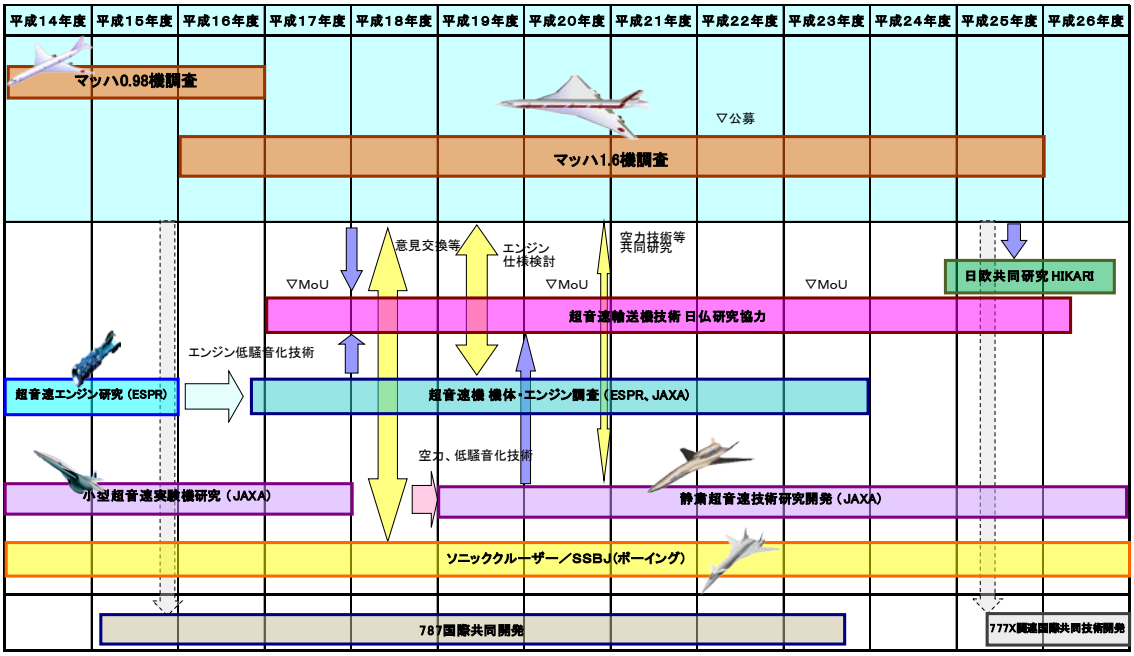


図5-1-1 本開発調査の全体研究開発計画

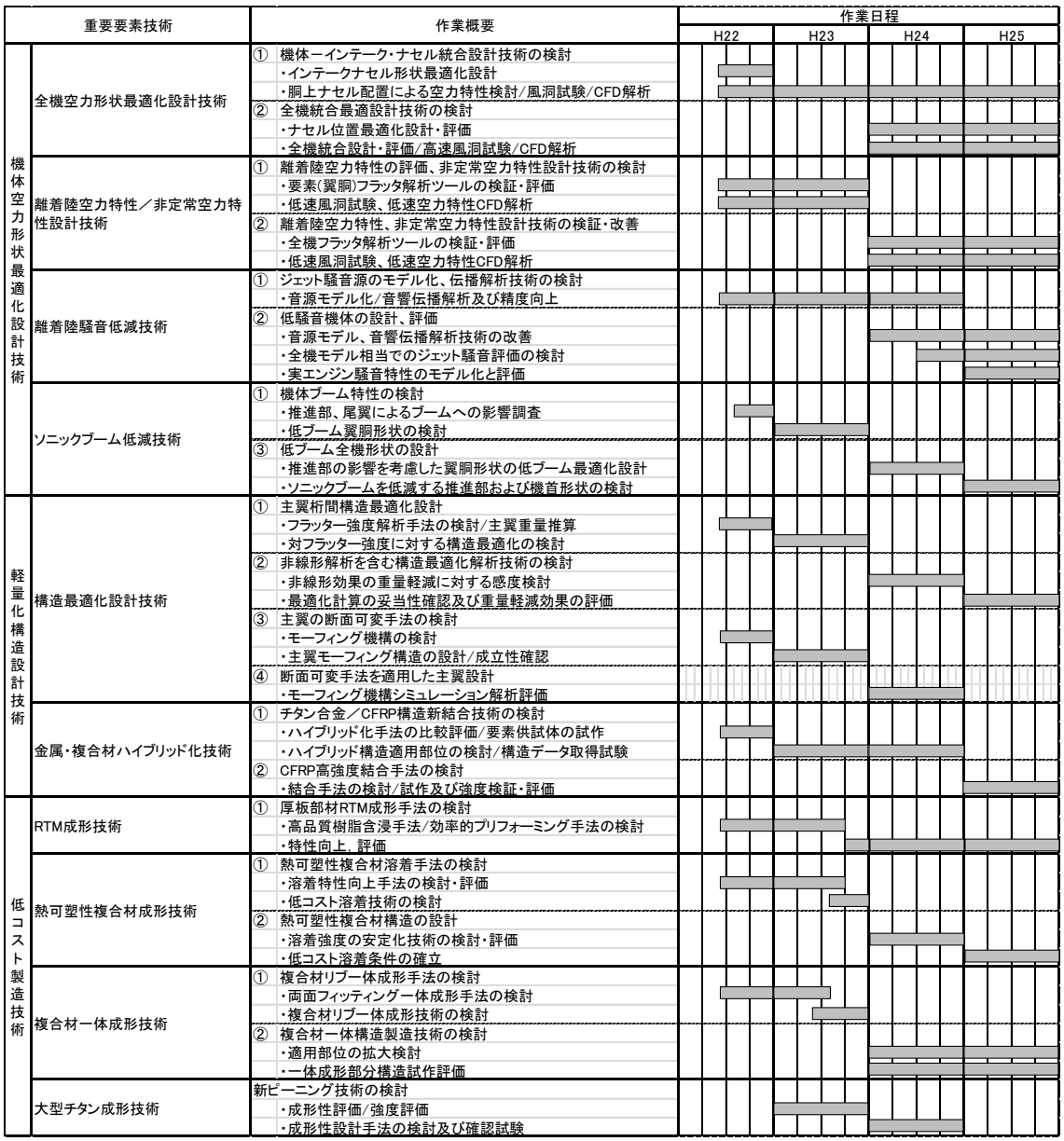


図5-1-2 平成22年度以降の要素研究計画

５－２　研究開発実施者の実施体制・運営

本開発調査は、平成14年度から、（一財）日本航空機開発協会（JADC）が経済産業省からの補助を受けて実施している。なお、平成22年度には公募による選定審査手続きを経て、引き続き経済産業省からの補助を受けて実施した。

超高速機のスペックの設定等の機体統合設計及び全体取りまとめは（一財）日本航空機開発協会が担当し、重要要素技術である空力、構造等の個別技術開発は、航空機関連の研究開発・製造実績のある国内機体メーカーが行い、その成果をJADCにて取りまとめ、JADCの検討事項に反映した。

本事業の実施体制として、JADC内に企画協議会を設置し、全般的な事業内容を協議し、個別の技術課題については技術分科会を開催した。

更に、モニタリング委員会を設置し有識者によるプログラム実施状況・成果評価及び今後の方向についての助言をいただくことにした。

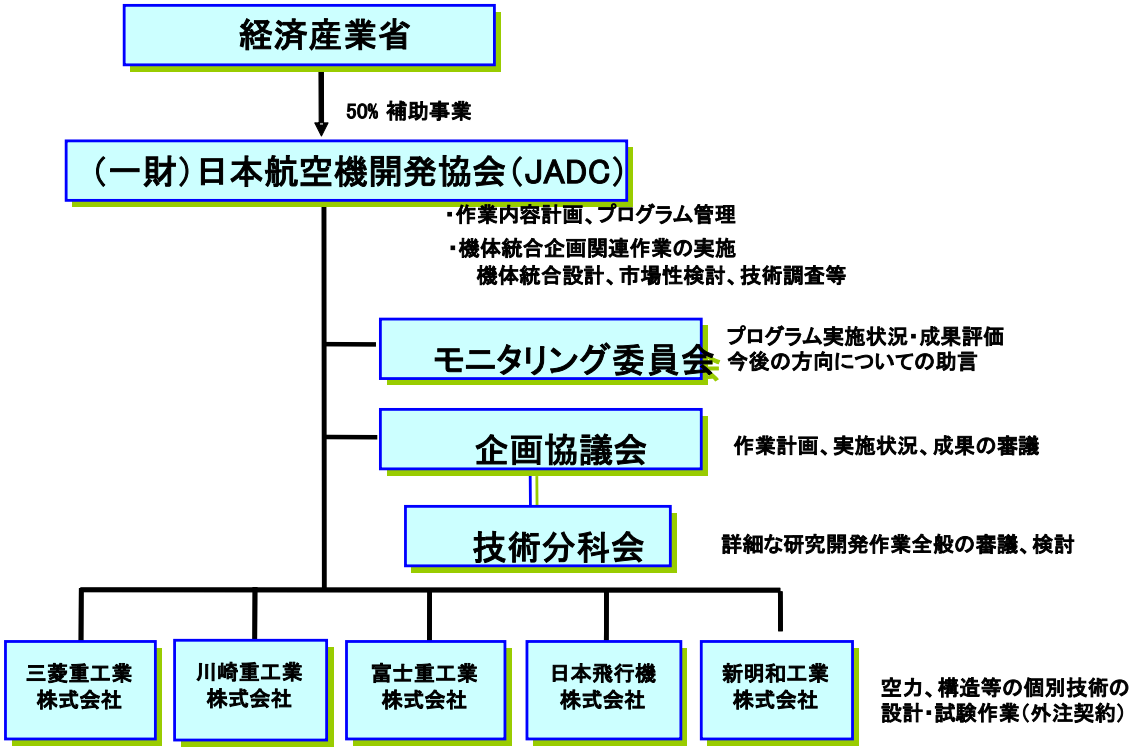


図5-2-1 研究開発実施体制

５－３　資金配分

研究内容は、空力技術開発、材料・構造技術開発、超高速機のスペック等の検討の３つに分かれている。

それぞれの研究内容の進捗と、その時点での必要性から資金配分を行った。

表5-3 資金度配分　（単位：百万円）

年度　平成	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	合計
空力技術開発	47	46	35	82	86	100	89	92	85	65	72	70	869
材料･構造 技術開発	289	866	224	35	66	102	74	84	79	73	78	67	2,037
超高速機の スペック等の検討	60	134	114	91	92	106	90	92	56	83	58	29	1,005
合計	396	1,046	373	208	244	308	253	268	220	221	208	166	3,911

５－４　費用対効果

（一財）日本航空機開発協会の予測によれば、今後20年間のジェット旅客機の世界の販売機数は約32,000機で、売上高は約300兆円と見込まれている。超高速機が実用化された場合の潜在需要機数は、約1,500機で30兆円程度と見込まれ、約10%に相当する。超高速機は長期的に国際共同開発が見込まれ、我が国はその中で重要な役割を果たすことが求められており、応分のシェアが期待される。現在の日本の航空機工業の売上高は年間1兆円レベルであり、我が国航空機工業にとって重要なプロジェクトになり得ると考えられる。

エアラインにとっても巡航速度が約2倍になるということは、同じ時間で約2倍の旅客を輸送でき、機材を約2倍の効率で運航できることになるため、非常にメリットが大きいと考えられる。

同様に旅客にとっても、ビジネス客を中心として移動時間を短縮して効率的な時間管理ができるとともに長時間搭乗による疲労を軽減することができる。

この開発調査で得られる重要要素技術は亜音速機の技術より高度な技術を求めているため、その成果は、近い将来期待される亜音速機の開発にも適用されるとともに、関連産業への波及効果も大きく、高い費用対効果が期待される。また、日仏共同研究及び日欧共同研究により海外の共同研究先からの情報も得ることができた。

５－５　変化への対応

本開発調査の開始当初は、超音速機に比べ技術的困難性が低いマッハ 0.98 の遷音速機が近い将来に有望な機体コンセプトであると考えて調査研究を進めたが、欧米エアラインを訪問しての調査では、この程度の改善では新型機の導入に対して否定的であった。

一方、その後提示したマッハ 1.6 の超音速機に対しては、具体的な導入検討を行っているエアラインこそ無いものの、経済性と環境性さえ解決すれば将来的には魅力的であるとする意見が多かったため、今後はマッハ 1.6 の超音速機に集中して検討することとした。マッハ 1.6 は、その後発表された欧米の超音速ビジネスジェット計画が、ほとんどマッハ 1.6 前後であることから妥当な選択であったと考えられる。

座席数については、当初設定した 250 席（3 クラス）では座席ピッチが現状の長距離大型機に比べて狭すぎるとのエアラインの意見を踏まえビジネスクラスとプレミアム・エコノミの 2 クラス仕様で 150 席を新たな標準仕様に変更し、100 席機についても検討するなど柔軟に対応した。

なお、2005 年 6 月のパリエアショーにおいて日仏航空宇宙工業会の間で超音速技術に関する研究協力を行うとの MOU が締結された。本開発調査もそれに参加し、騒音低減技術及び複合材技術を EADS 社との共同研究で行ったが、複合材技術では当初の複合材修理法から高効率 RTM 成形法に発展的に移行するなど、研究の進捗にあわせ柔軟に対応した。

また、日仏共同研究の成果を踏まえて日欧共同研究HIKARIへの参画要請を受け、市場分析の分野で参画した。

３－２　超高速輸送機実用化開発調査
（革新的推進システム）

目　　次

１．事業の目的・政策的位置付け.....258
　１－１　事業の目的.....258
　１－２　政策的位置付け.....259
　１－３　国の関与の必要性.....259

２．研究開発目標.....260
　２－１　研究開発目標.....260
　　２－１－１　全体の目標設定.....261
　　２－１－２　個別要素技術の目標設定.....262

３．成果、目標の達成度.....263
　３－１　成果.....263
　　３－１－１　全体成果.....263
　　３－１－２　個別要素技術成果.....263
　　３－１－３　特許出願状況等.....284
　３－２　目標の達成度.....284

４．事業化、波及効果.....285
　４－１　事業化の見通し.....285
　４－２　波及効果.....285

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等.....286
　５－１　研究開発計画.....286
　５－２　研究開発実施者の実施体制・運営.....286
　５－３　資金配分.....287
　５－４　費用対効果.....287
　５－５　変化への対応.....287

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。

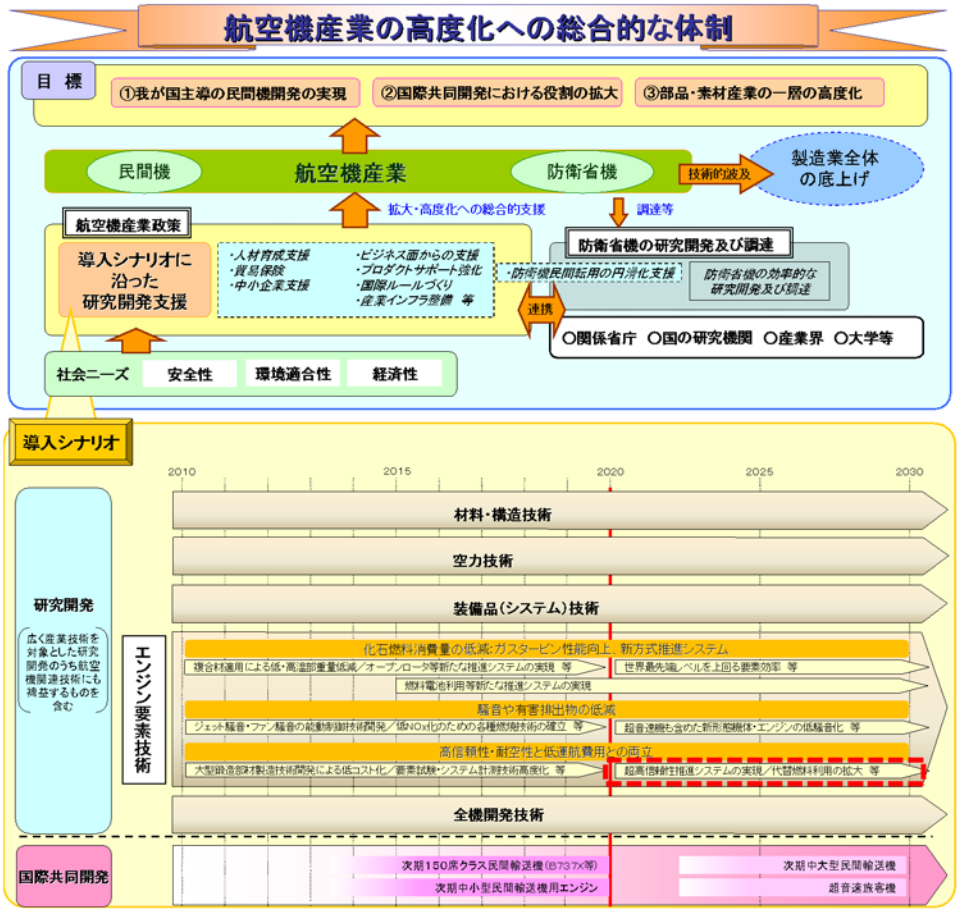


図１－２．本事業の位置づけ

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の開発実績等をベースとし、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、（１）の検討結果を踏まえ，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考える。

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い，燃料の選定を行う。 (2)　システムの検討 上記で選定した燃料を用いた超高速輸送機について，システム検討からエンジン要求仕様を設定し，これに適合するロケットエンジンの基本仕様，推進モジュールなどの概念検討を行う。 また，実用化に係る課題の抽出として，エンジンの繰り返し使用に係る課題，有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法について調査･検討を行う。	次世代航空機の更なる高速化と環境適用性を目指し，ロケットエンジンを搭載し、ほぼ垂直の飛行経路をとり、地上へのSonic Boom の影響を極小化する超高速輸送機の実現可能性を検討する。 (1)　燃料の検討 超高速輸送機の機体システム，商用運用性，有人安全性に大きく影響を与えるロケットエンジンの燃料組合せに対し総合的評価を行う必要がある。 (2)　システムの検討 超高速輸送機に対する，ロケットエンジン，推進モジュールなどの検討に基づき，上記で選定された燃料を用いた機体システムとしての成立性を評価する必要がある。 また，超高速輸送機におけるロケットエンジンについて，商用運用性に関わるエンジン繰り返し使用，有人機への適用に必要な信頼性・安全性に対して，実用化に係る課題を抽出する。

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い，燃料の選定を行う。	超高速輸送機の機体システム，商用運用性，有人安全性に大きく影響を与えるロケットエンジンの燃料組合せに対し総合的評価を行う必要があるため。
(2)システムの検討	商用・有人輸送に適すると考えられる上記で選定した燃料を用いた超高速輸送機についてシステム検討を行う。	超高速輸送機に対し，上記で選定された燃料を用いた機体システムとしての成立性を評価する必要がある。
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	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上記燃料を用い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。	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設計が必要なため。
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。	超高速輸送機におけるロケットエンジンについて，実用化に係る課題を抽出する。
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	商用運用性に関わるエンジン繰り返し使用について，実用化に係る課題を抽出する。
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・安全性について，実用化に係る課題を抽出する。

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	商用・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。	商用・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った。
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必要推力を設定し、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系統・搭載性設計を行った。
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。	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った。
i）エンジンの繰り返し使用に関わる課題	エンジン繰り返し使用に関わる課題を抽出し解決策を検討する。	エンジン繰り返し使用に係る長寿命化，ヘルスモニタ等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を検討する。	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の開発実績等をベースとし、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Isp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、推薬温度が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、推薬密度が高くMTOW（推薬搭載重量）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。Ispは水素とケロシンの中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。

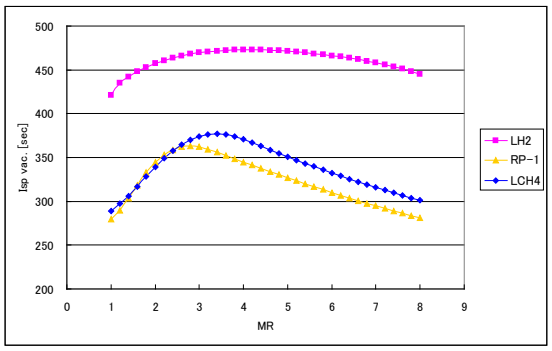


図３－１　推進性能(Isp)比較

	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[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

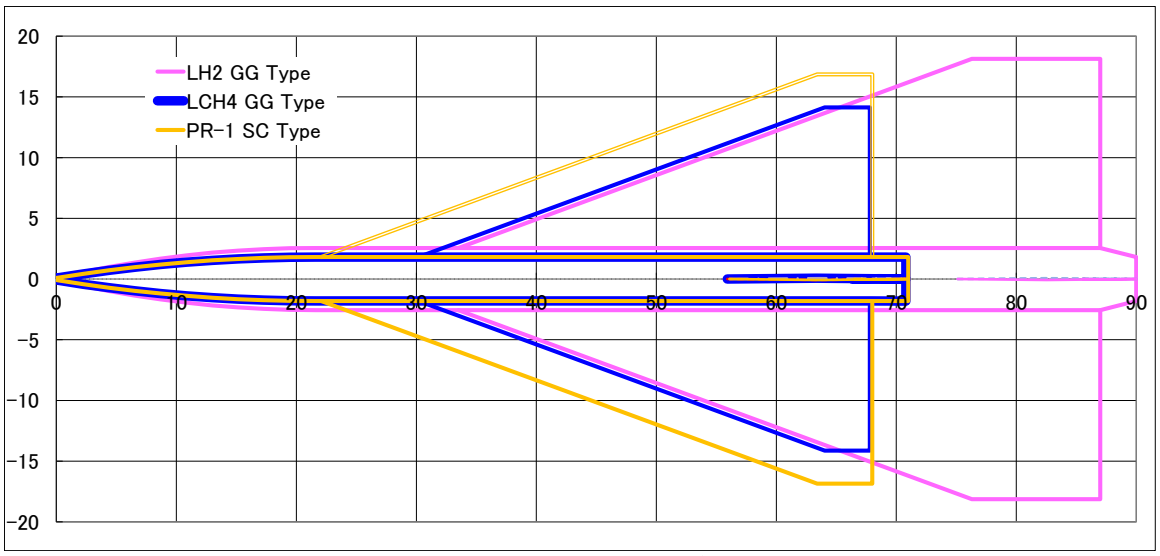


図３－２　機体サイズ比較

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。

低温流体のためケロシンに比べると取り扱いは複雑になるが、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問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。

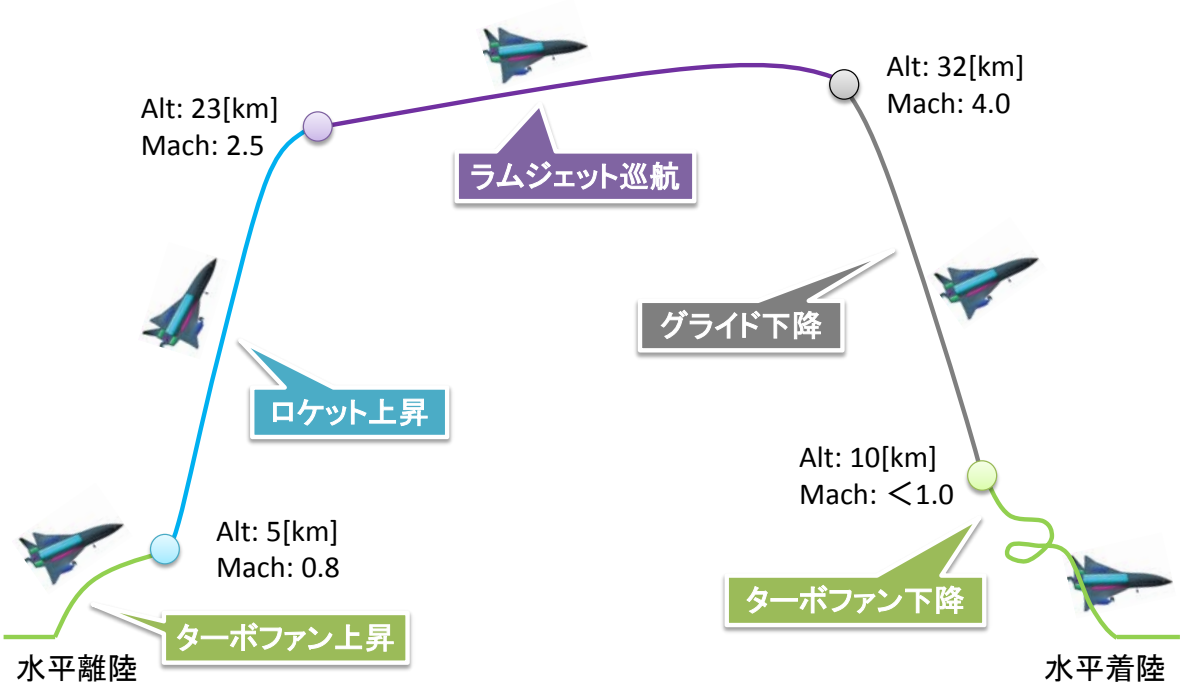


図３－３　飛行プロファイル

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要求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。

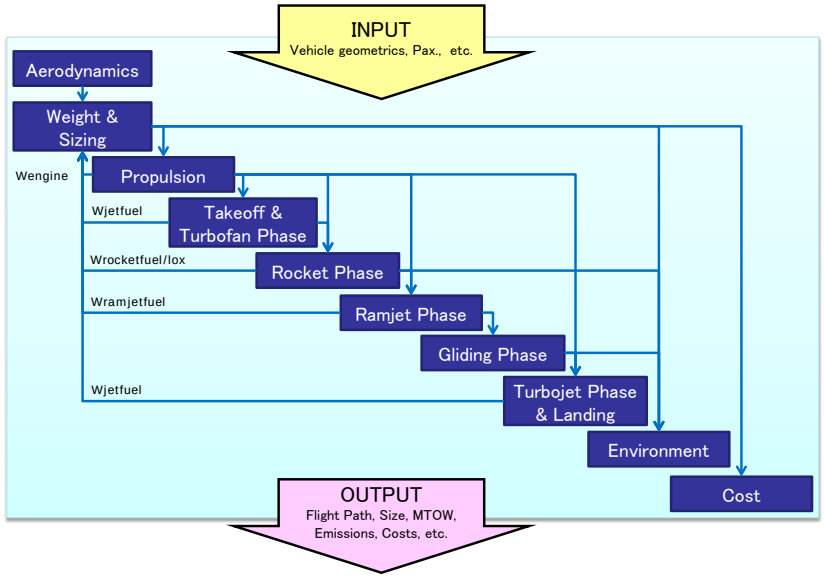


図３－４　システム検討フロー

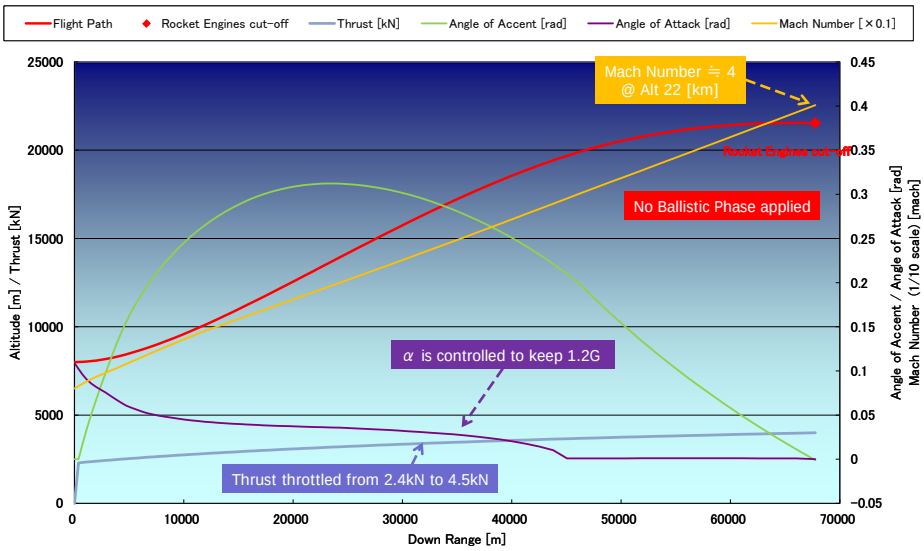


図３－５　ロケットフェーズ飛行プロファイル例

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 Aera	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。

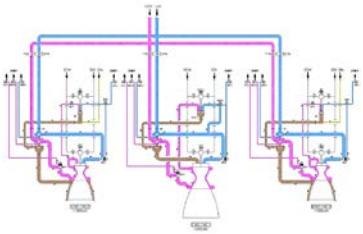
コンセプトスコアリング（形態候補採点）で6の組合せエンジン候補に対し，QFDで設定したクライテリアを用いて，TOPSIS法（Technique for Order Preference by Similarity to Ideal Solution）による得点付けを実施しエンジンサイクルを選定した。

表３－５　Monograph Matrix（エンジン形態候補生成）

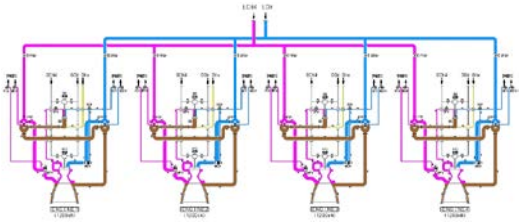
Morphological Matrix II							
名称		形態A	形態B	形態C	形態C'	形態D	形態E
コンセプト		EADS ZHEST 標準タイプ	再生冷却 LNGエンジン 大型タイプ	再生冷却 LNGエンジン 改修タイプ	LNGエンジン 2段燃焼 改修タイプ	エクスパンダー ブリード系 大型タイプ	将来型リニア エアロスパイク タイプ
システム	エンジン数	240[t]×1 +120[t]×2	120[t]×4				40[t]×12
	TP数	3基	4基				2基
	スロットリング	ディスクリート		スロットリング +ディスクリート		ディスクリート	スロットリング +ディスクリート
	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+ディフェレンシャルスロットリング					ディフェレン 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 タービン 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・ワイヤ	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。

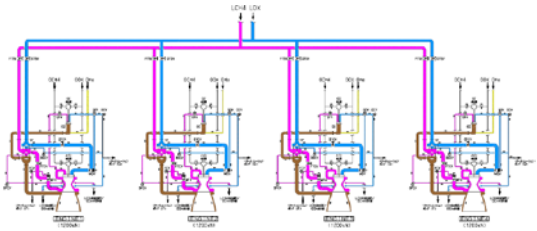
SCサイクルは全ての推薬が推力に寄与するためIspが最も高いが、一方でポンプ吐出圧がサイクルに比べ非常に高くなることから、既存の技術を組み合わせ開発リスク及び期間の低減を図るZEHSTのコンセプトに適さない。EBサイクルは再生冷却部でポンプを回すために十分な熱量を確保することが困難でありメタンを燃料とした大型エンジンでは成立解が得られていない。そこでポンプ吐出圧が低く、起動シーケンスがシンプルで開発リスクの少ないGGサイクルが選定された。更に一軸ポンプを用いると，エンジン異常時も作動点は燃焼圧力の変動のみで混合比の大幅なずれは生じず、混合比の変動に伴う異常燃焼が発生しないため、有人機適用に必要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



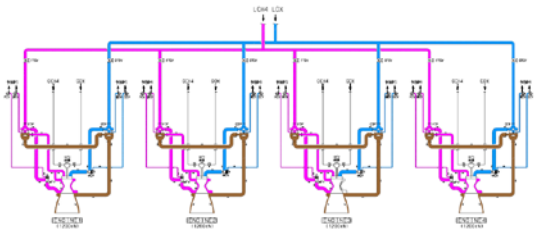
（A） AIRBUS ZEHST 標準タイプ（SC+GG）



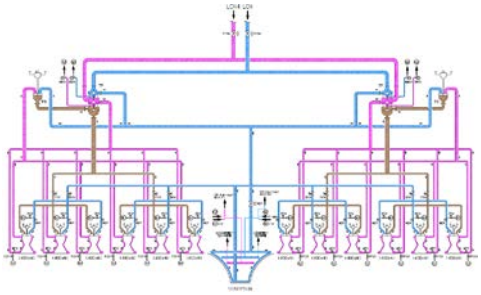
（B）GGサイクルタイプ



（C） GGサイクル一軸ポンプタイプ



（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(QFDより)	Design Concepts					
			形態A	形態B	形態C	形態C'	形態D	形態E
クライテリア	開発コスト	0.563	+	+	+	DATUM	+	−
	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
	推薬加圧機能	0.714	−	−	s		−	s
	推薬温度管理機能	0.437	s	s	s		s	s
	推薬供給機能	1.115	s	s	s		s	s
	推薬排出機能	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

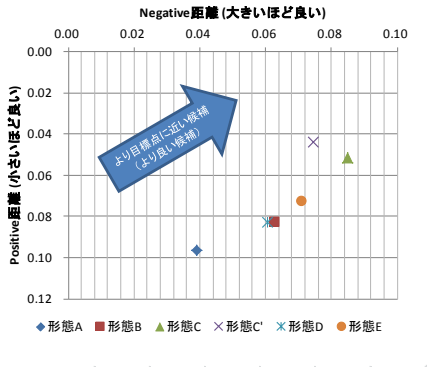


図３－６　TOPSIS法によるエンジンサイクルの選定

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、Isp、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。

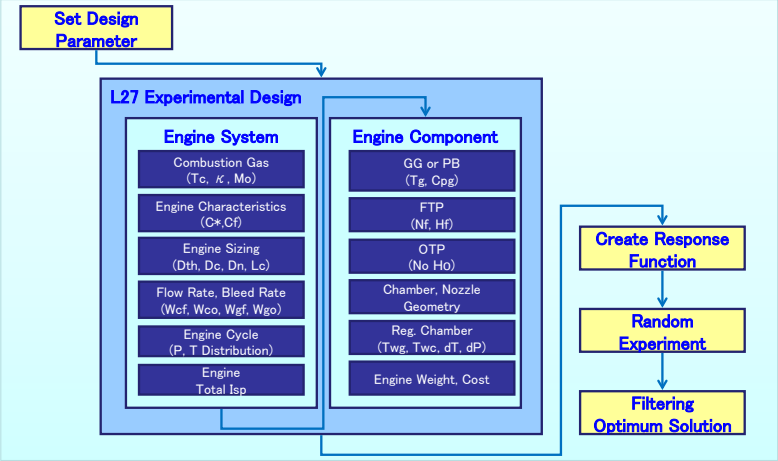


図３－７　エンジン検討フロー

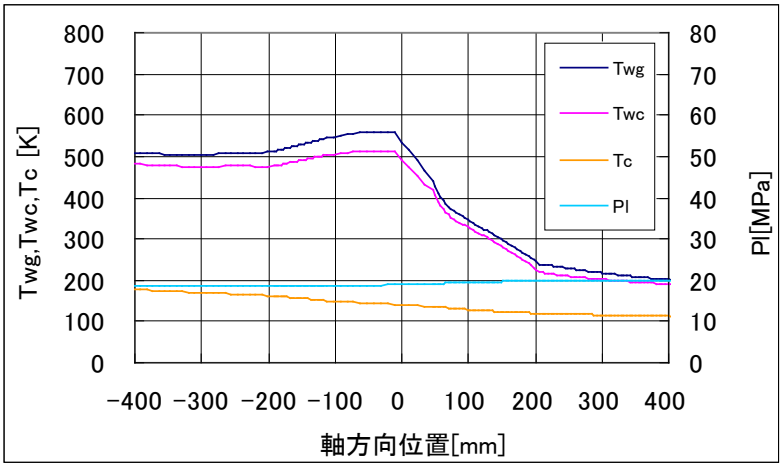


図３－８　再生冷却モデル例

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Pcの増加は、エンジン性能Isp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。Isp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MRc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MRcを設定した。

また、GG混合比MRggの上昇は、タービン入口温度上昇に伴いIsp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MRgg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。

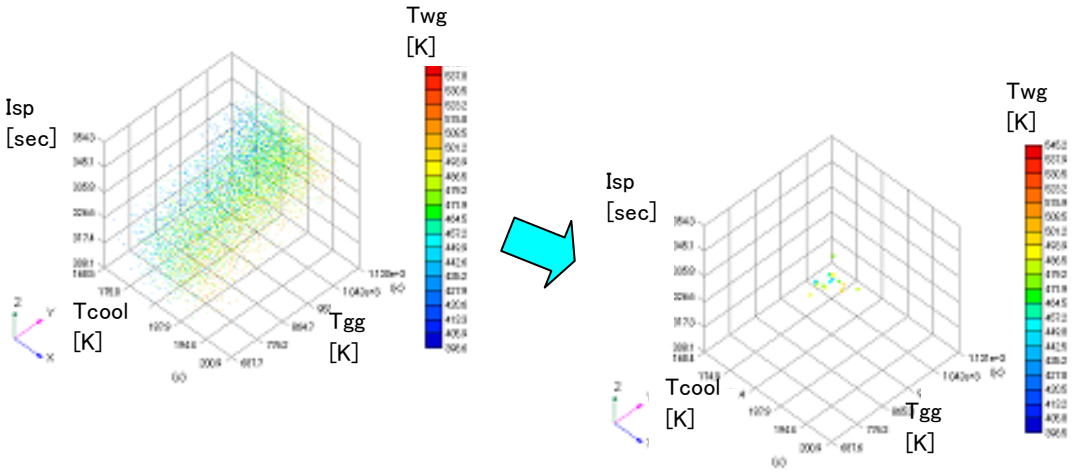


図３－９　制約条件とフィルタリング

Item	Spec.	Unit
Engine		
Thrust	1200	[kN]
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]

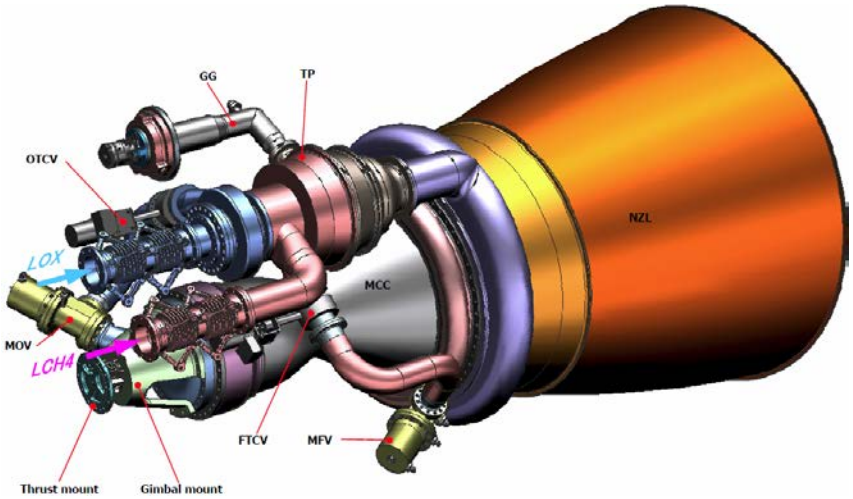


図３－１０　超高速輸送機用LOX/LCH4エンジン概念検討結果

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。

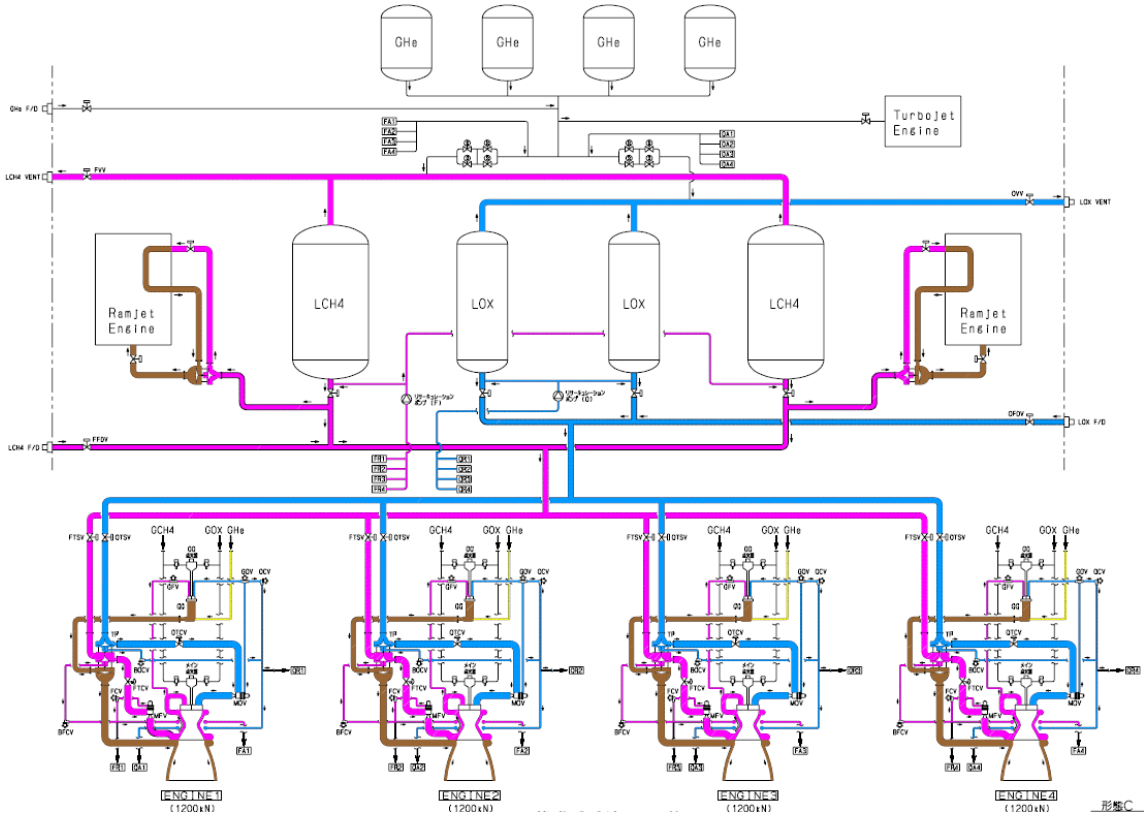


図３－１１　LOX/LCH4ロケットエンジン推進モジュール系統

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 極低温推薬である 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薬の蒸発をおさえるものとする。

⑤ 推薬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。自己加圧ガスは推薬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。クライオ推薬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。

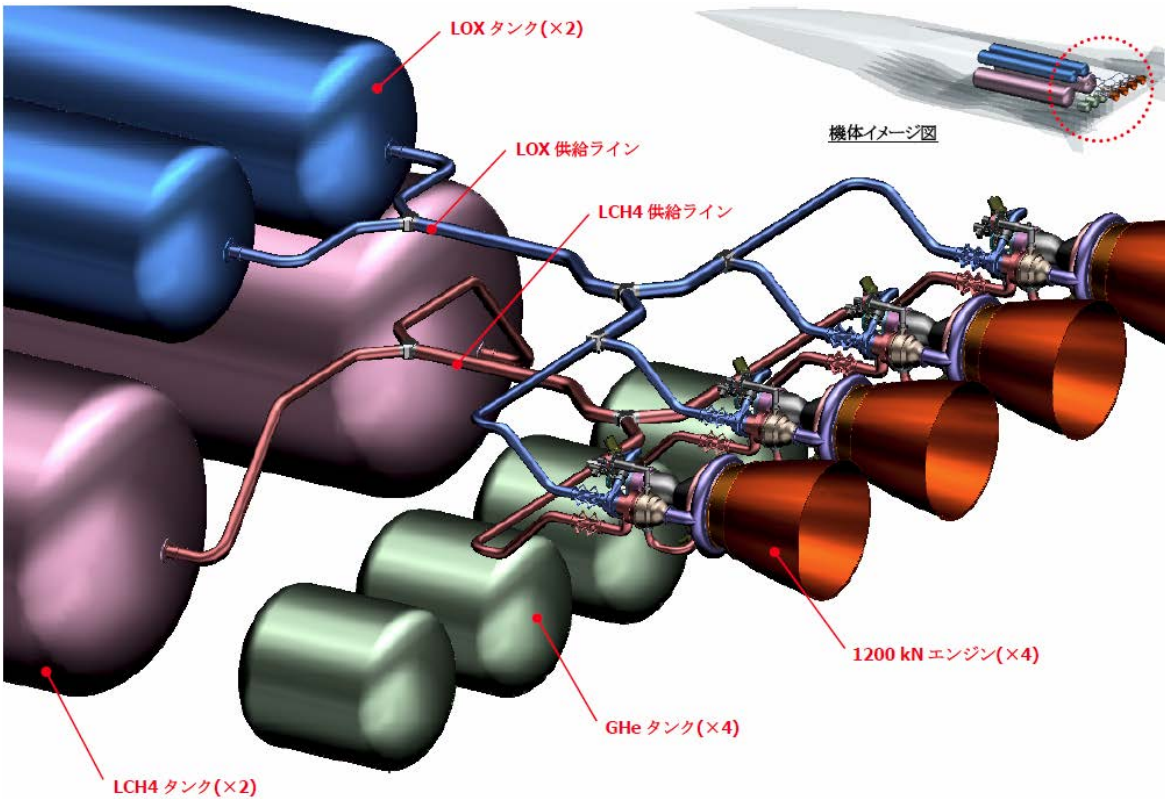


図３－１２　超高速輸送機推進モジュール概念検討結果

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/ヘルスモニタリング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モニタ、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。

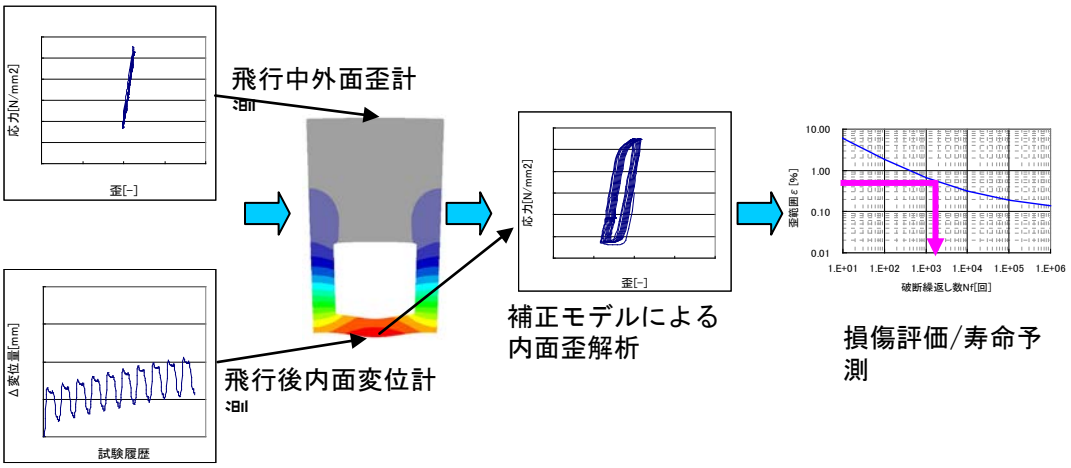


図３－１３　歪計測/変形計測からの健全性評価

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，靭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靭性が改善されるが、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艤装を検討した。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摘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摘出するための指標とする。

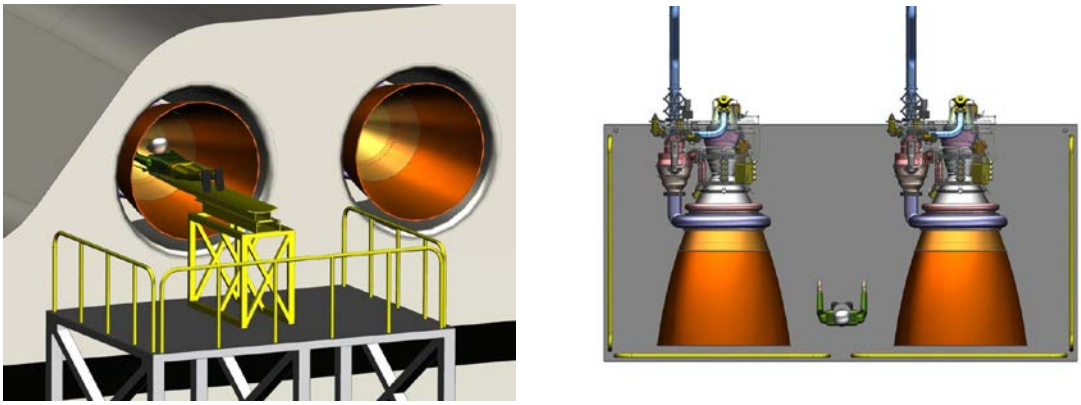


図３－１４　機体搭載時の点検性検討

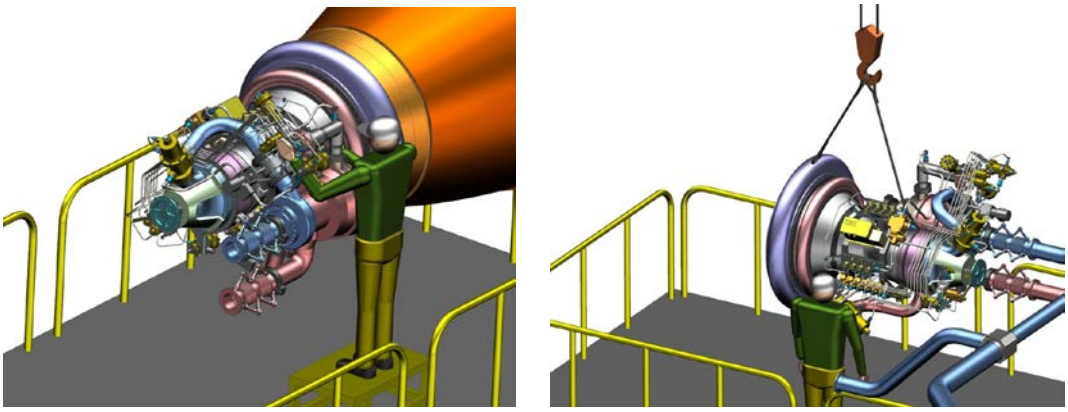


図３－１５　機器搭載時の機器交換性検討

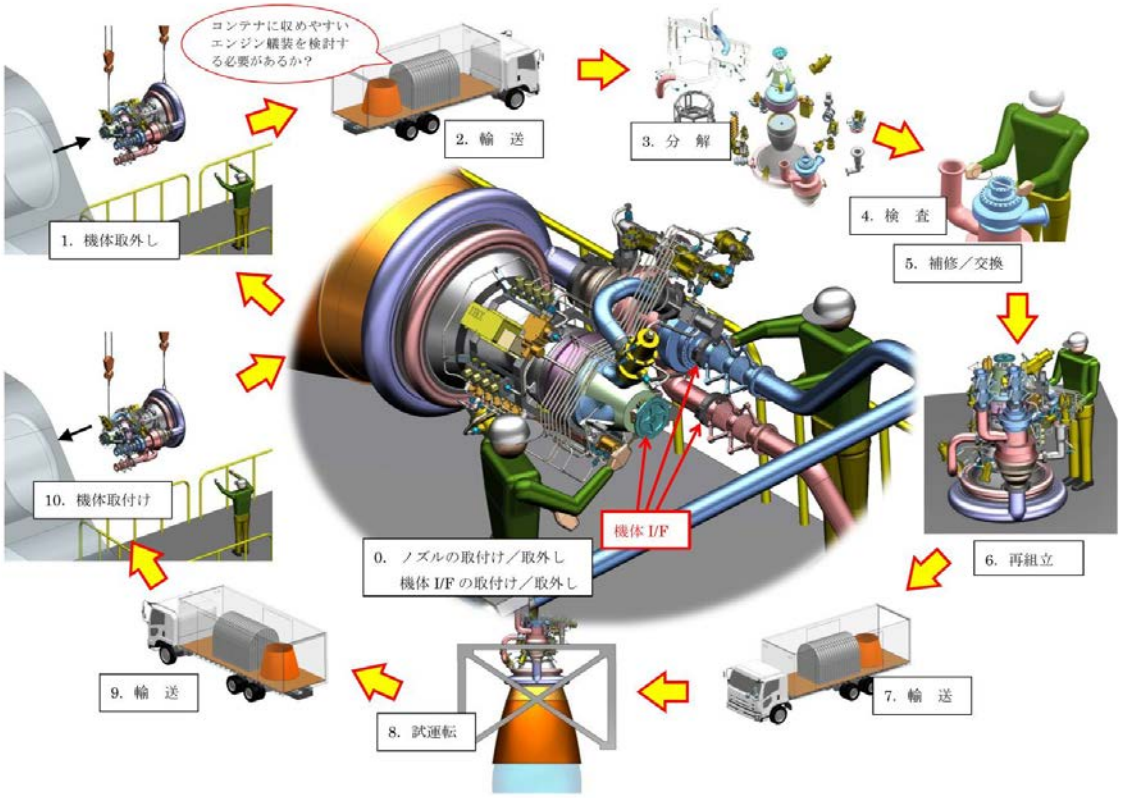


図３－１６　ロケットエンジン整備計画「D整備フロー」

c ）　故障診断/ヘルスモニタリング手法

故障診断/ヘルスモ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/ヘルスモ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。

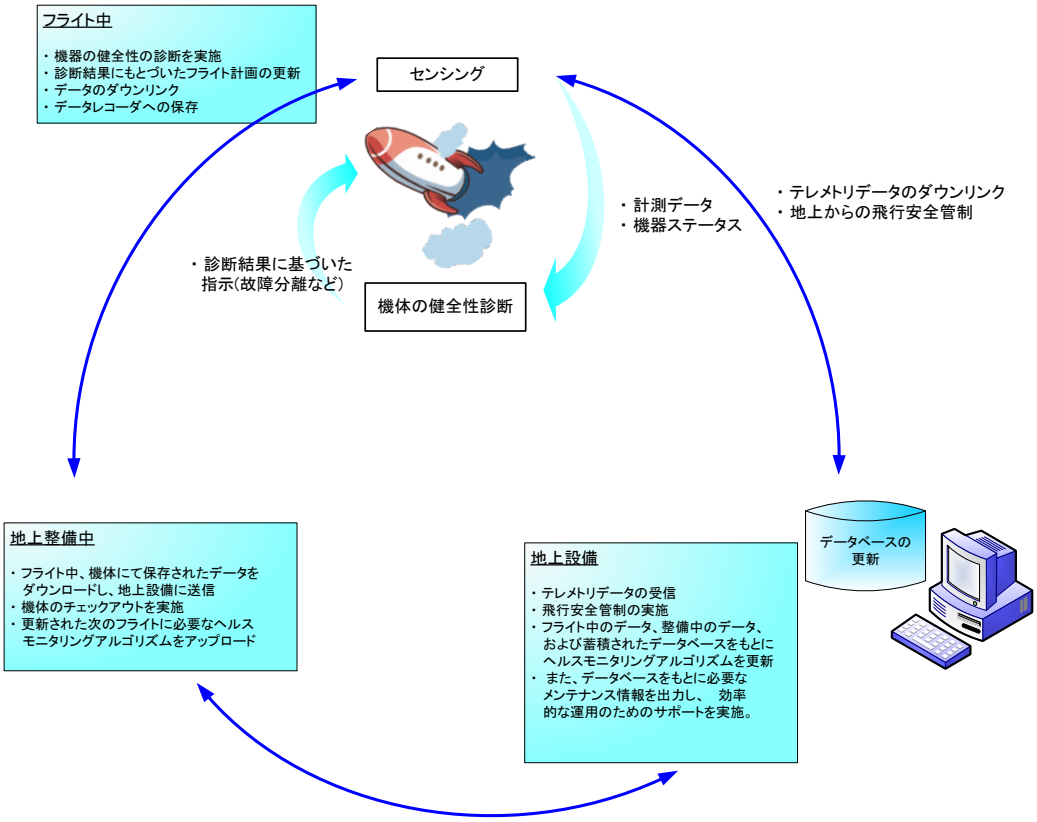


図３－１７　統合型メンテナンス運用

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。

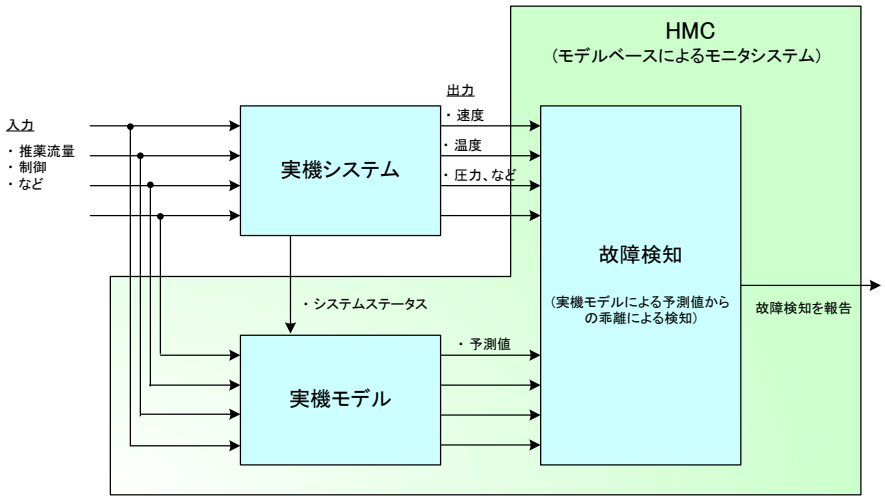


図３－１８　モデルベースによる故障診断システム

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。

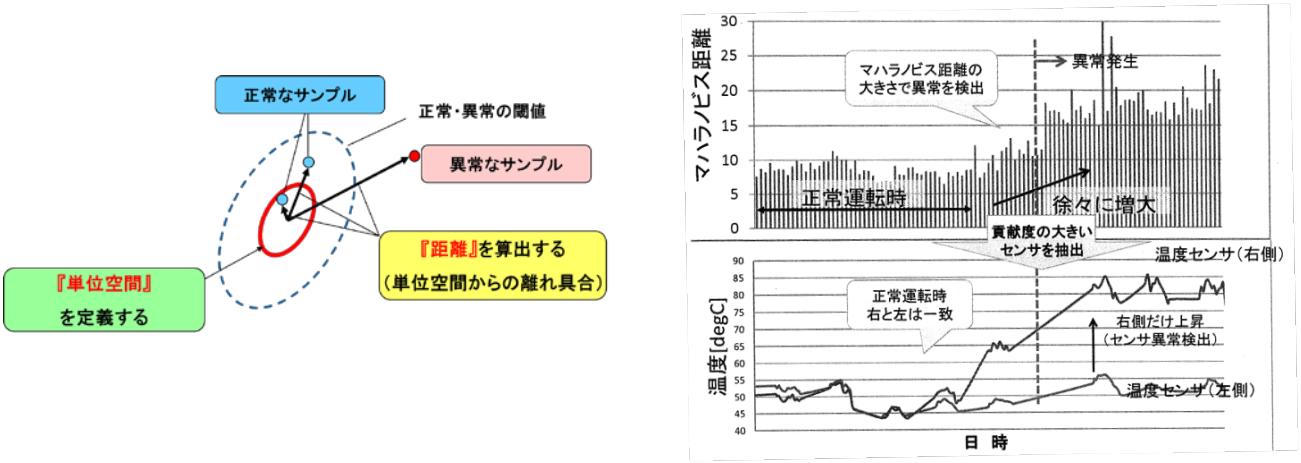


図３－１９　MT（マハラノビス・タグチ・メソッド）法

② 構造ヘルスモ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モニタリングシステム(SHM)は，航空機の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、モーメンタ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。

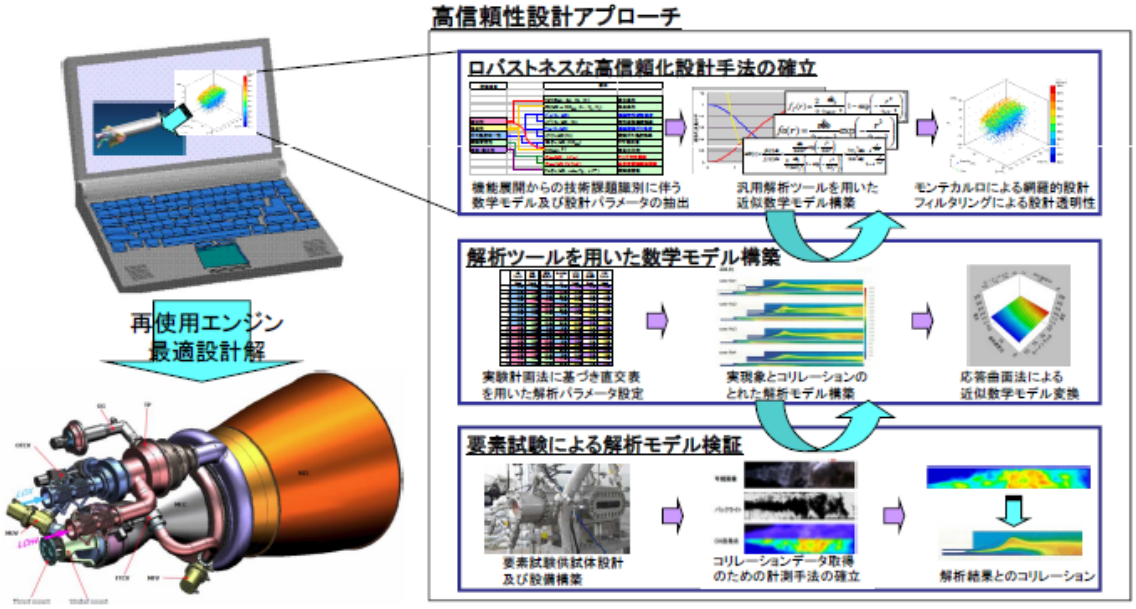


図３－２０　再使用ロケットエンジン　高信頼性設計アプローチ

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）にヘルスモニタリング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。

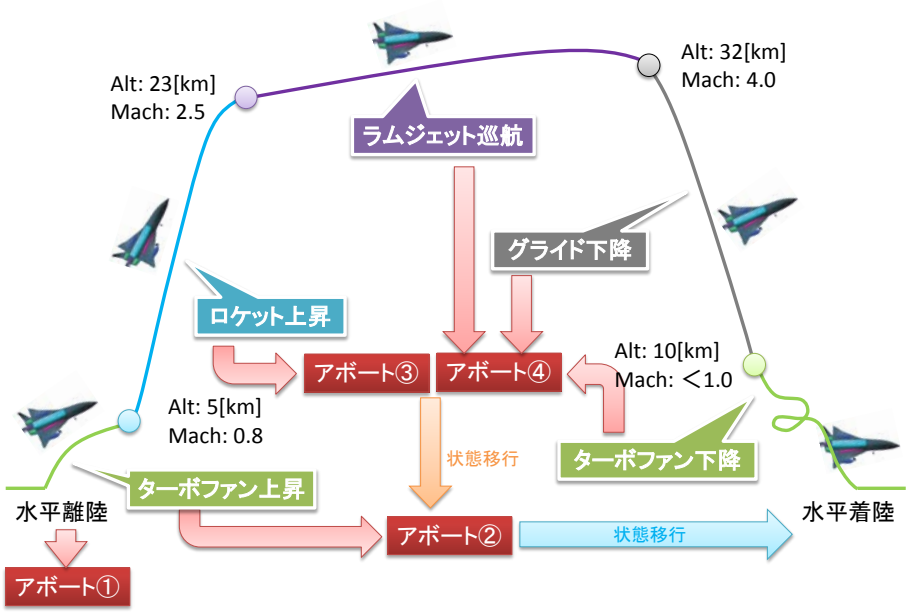


図３－２１　システム展開図　アボート遷移

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。

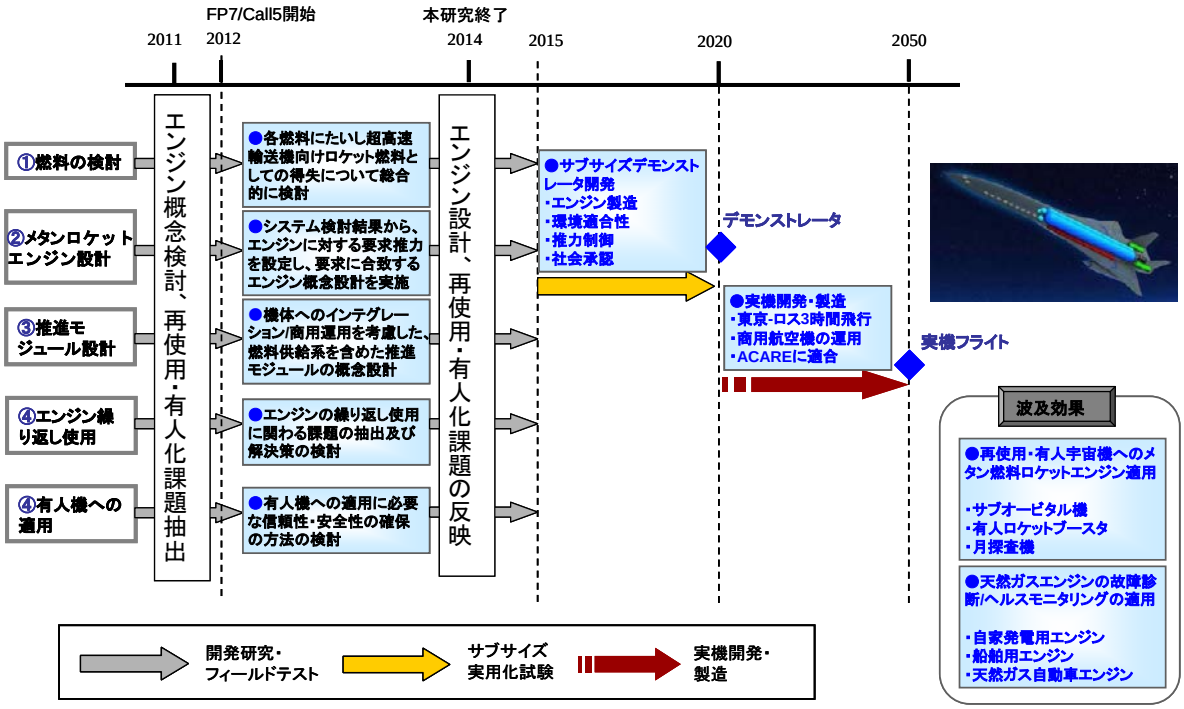


図４－１　超高速輸送機実用化調査ロードマップ

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/参入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。

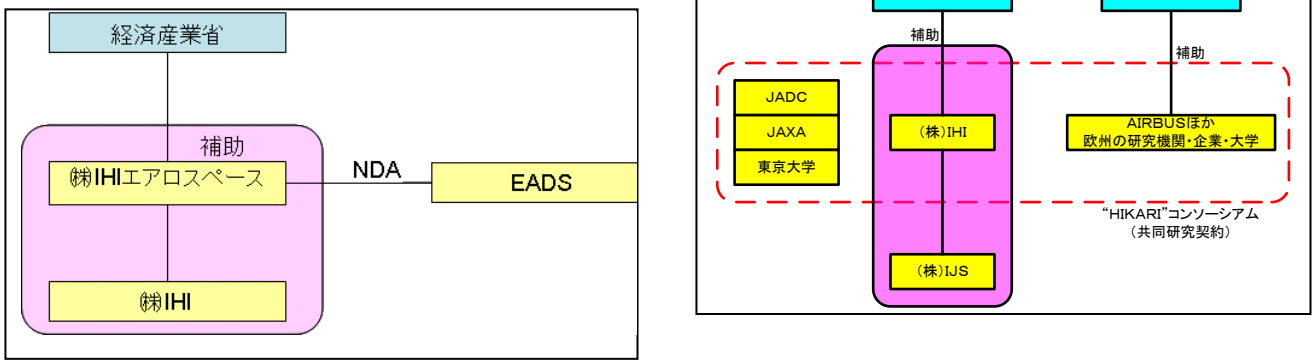
実施項目／年度	２３	２４	２５	２６
燃料の検討	調査検討			
機体システム及びロケットエンジンの検討	概念検討	ロケットエンジン設計		
推進モジュールの検討	概念検討	推進モジュール設計		
エンジンの繰り返し使用に係る課題	調査検討		試験計画	
有人機への適用に必要な信頼性・安全性の確保の方法	調査検討		試験計画	

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、㈱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（Ｃａｌｌ５）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。



平成２３年度実施体制　　平成２４～２５年度実施体制

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	２３	２４	２５	２６	合計
総合調査研究	４．１	３．３	３．２		１０．６
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		１４．５
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		１１．８
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	２０．２	１９．５	１６．１		５５．８

５－４　費用対効果

ＩＨＩ（システム検討），ＩＡ（エンジン要素検討），ＩＪＳ（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。

３－３　航空機用先進システム基盤技術開発
（電源安定化システム）

目　次

１．事業の目的・政策的位置付け……290
　１－１　事業の目的……290
　１－２　政策的位置付け……290
　１－３　国の関与の必要性……292

２．研究開発目標……292
　２－１　研究開発目標……292
　　２－１－１　全体の目標設定……295
　　２－１－２　個別要素技術の目標設定……296

３．成果、目標の達成度……298
　３－１　成果……298
　　３－１－１　全体成果……298
　　３－１－２　個別要素技術成果……300
　　３－１－３　特許出願状況等……304
　３－２　目標の達成度……305

４．事業化、波及効果……307
　４－１　事業化の見通し……307
　４－２　波及効果……307

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等……308
　５－１　研究開発計画……308
　５－２　研究開発実施者の実施体制・運営……309
　５－３　資金配分……310
　５－４　費用対効果……310
　５－５　変化への対応……310

１．事業の目的・政策的位置付け

１－１　事業目的

航空機産業は、成長が見込まれる産業分野であるが、一方で高度な技術力が必要で、民間航空機分野、特にシステム分野では我が国は、十分な参入をはたせていない状況である。今後、航空機産業の発展を図るとともに、完成機を開発する能力を持つためには、この航空機システムの技術に関する開発能力をもつことが重要な要素となる。
また、システム技術のうち、近年の環境意識の高まりから、二酸化炭素排出量削減と省燃費に効果のあるシステムの電気化技術に注目が集まるようになってきた。これは、787に見られるように、従来の油圧、空気圧、電気の3種類の動力を電気へ一元化して、効率をよくし、燃費を改善するというものである。この電気化は、燃費の改善にとどまらず、設計、製造、整備のコスト低下に寄与できることから、引き続き続いていくものと考えられる。本事業は、このシステムの電気化に係わる課題を克服するための研究開発である。
航空機のシステムが電気化されると、これに電力を供給する電源システムは大型化し、電力の変動により、電源品質への悪影響が懸念されるようになってきている。一方、自動車など、他の産業分野を見ると、電気自動車などでモーター技術や電力変換技術、蓄電技術が目覚しい発展をとげている。この分野は、特に我が国が技術的に先行している分野でもある。
本事業は、このような状況を踏まえ、地上用などとして開発された電力変換技術や蓄電技術を用いて、電気化の進む航空機システムの電源を効率的に安定化する基礎技術の確立を目指して、実施する。
本事業で開発された技術を適用することで航空機のシステムの電気化が進み、より燃費のよい航空機開発ができるとともに、わが国の航空機システム分野での航空機産業への参入機会の拡大に寄与できるものと考える。

１－２　政策的位置付け

経済産業省の航空機産業施策については、個別の技術開発の進め方等について、経済産業省及び独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）において図１－１に示す技術戦略マップを策定し、施策に反映している。
これに示されるように、研究開発の分野として装備品（システム）分野があり
その中に、全電気式航空機を実現させるための技術が抽出されている。全電気式航空機は、システムを電気化し、燃費を向上させ、設計、製造、整備コストにつながる重要技術として注目されており、その技術確立が急務として技術戦略マップに設定されている。
本事業は、このシステムを電気化した航空機を実現するためのシステム技術としてここに位置づけられる。

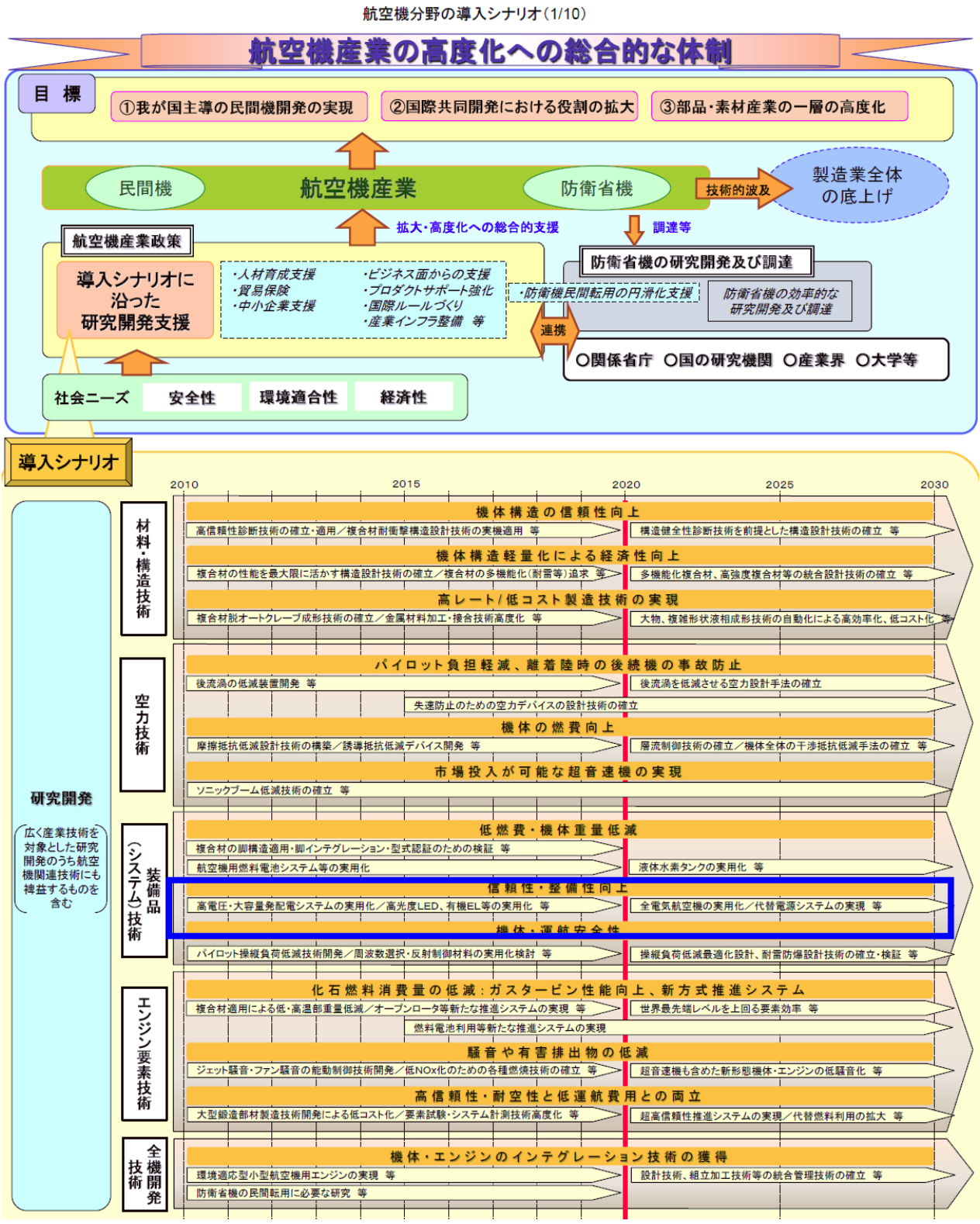


図１－１　本事業の位置づけ

１－３　国の関与の必要性

本事業は、エネルギの使用の合理化に関する法律に基づき、運輸部門のエネルギ使用合理化の促進といった国策を遂行しているものであり、国家レベルでの取り組みが必要である。

また、航空運輸部門におけるエネルギ需要は、年々増加傾向にあり、その対策の一環として、航空機内のシステムを電気化してエネルギ使用の合理化を図ることが、不可欠な技術となっている。即ち、航空機電気化システムについてこれを促進できる革新的な電源安定化システム技術を確立し、さらなる航空運輸部門のエネルギ使用の合理化を実現する。

他方、本事業で開発する技術は、まだ、航空機分野では、開発例もなく、技術的に未成熟で、技術リスクがあるとともに、航空機システム分野では、先行する欧米諸国による参入障壁も高く、国が積極的に研究開発投資を行い、その成果を産業界に普及していく必要がある。

２．研究開発目標

２－１　研究開発目標

航空機のシステムは、燃費の向上や設計、製造コストの低減、整備性の向上を目指して、図２－１に示すように、More Electric からAll Electric へ電気化が進むものと考えられる。このように電気化が進むと、図２－２に示すように、電源が大型化するとともに、負荷変動による電源品質の悪化が懸念されるようになる。

本事業は、将来のより電気化された航空機を実現するために、課題となる電気アクチュエータからの電力戻りなどによる電源変動を、地上用装置で開発された電力変換技術や蓄電技術を用いて、効率的に解決する電源安定化システムの基礎技術の確立を目的とする。

より具体的には、図２－３に示すように、高電圧化したバッテリを用い、これを直交流変換の電力変換装置を用いて電源バスに接続することで、一時的な負荷の供給と電気アクチュエータからの電力戻りの吸収を行うことで、電源バスの安定化を図るシステムの基礎技術の確立を図る。このシステムは、APU始動時には、APUスタータとしても機能させることで、効率の高いシステムとすることを目指す。

➢More Electric Aircraft

システムの動力源を電気に一元化していくことで次の適用効果を得る。

・燃料消費低減 （ロスの多い抽気⇒抽出力 燃費改善 1～2%）

・整備性の向上 （電源車だけで整備可能）

・設計・製造コストの低減 （配管設計や配管取り付けの削除など）

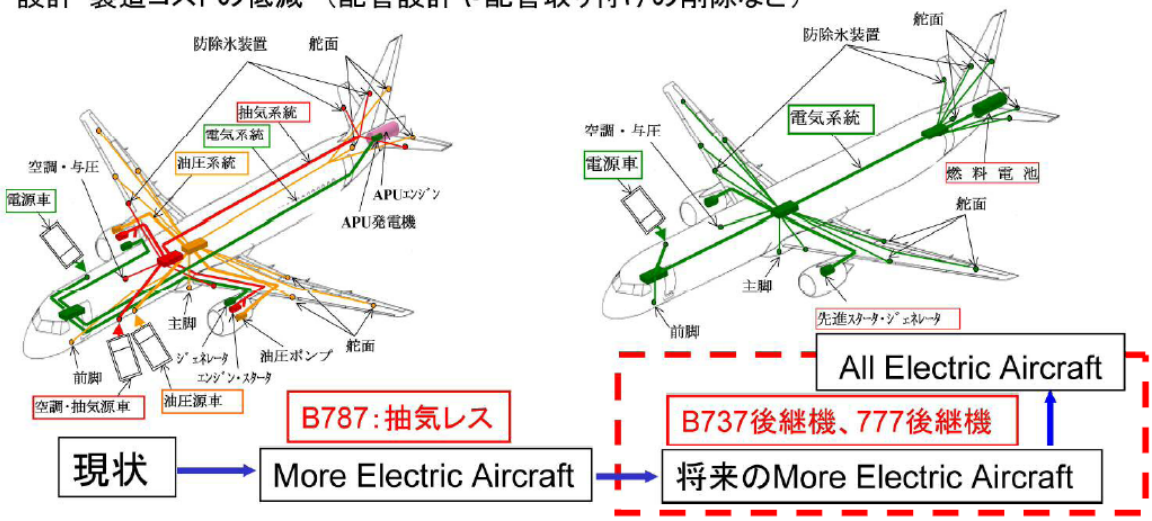


図２－１　航空機システムの電気化の動向

➢More Electric Aircraft電源とその課題

将来のMore Electric Aircraft実現のためには、下記に示す重量増加や電源品質悪化の課題を克服する必要がある。

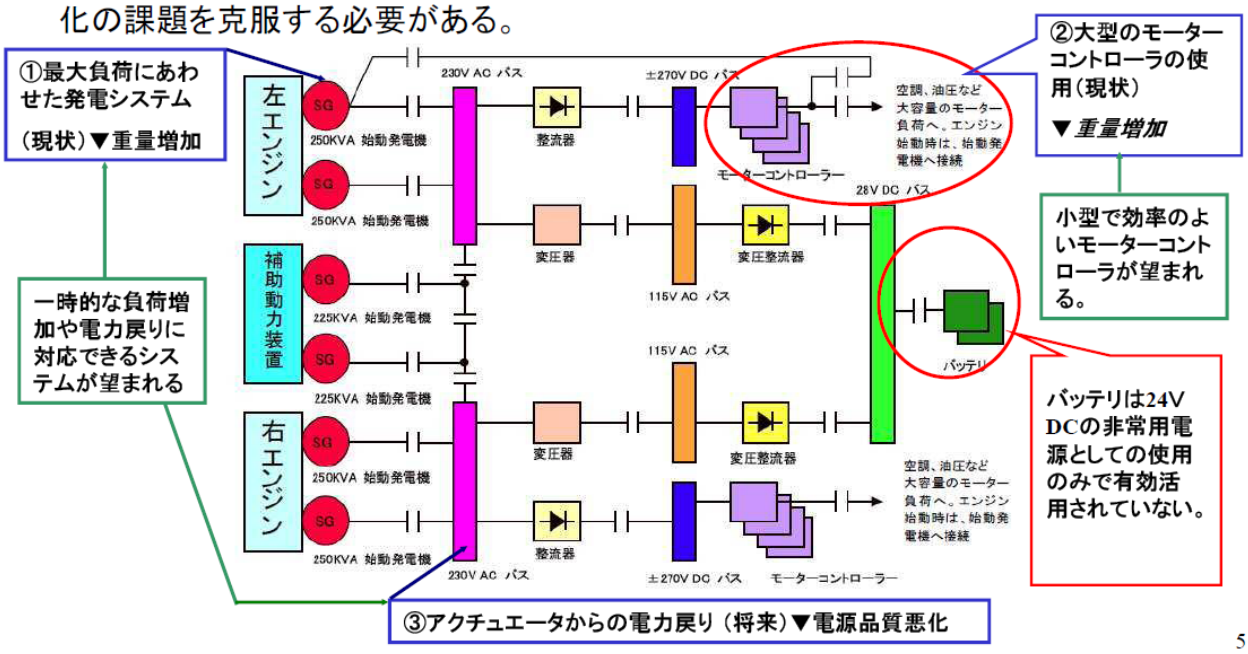


図２－２　電気化された航空機電源の技術的課題

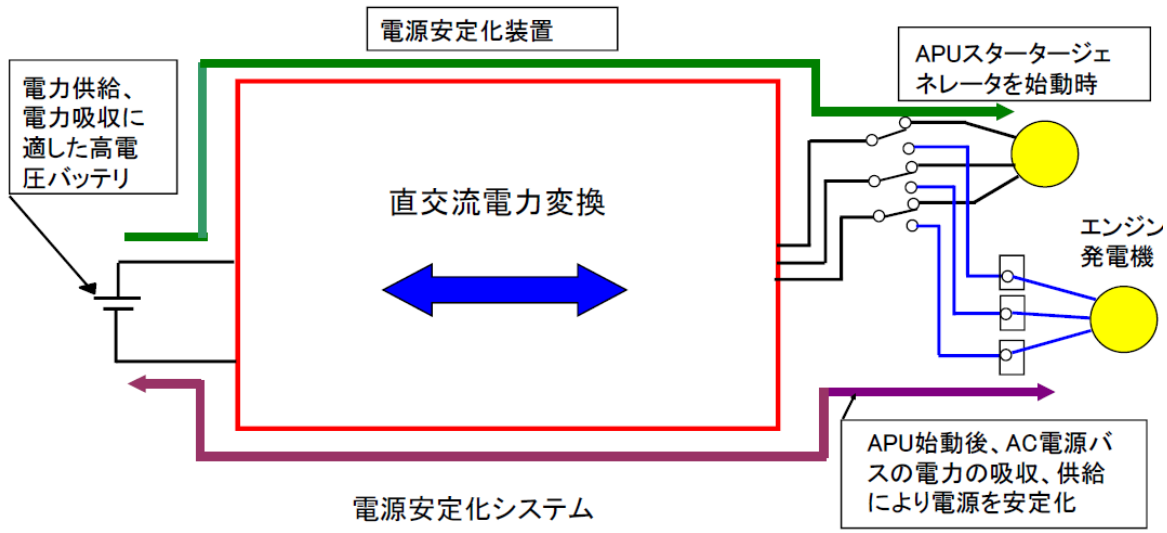


図２－３　電源安定化システムの構成

２－１－１　全体の目標設定

将来のより電気化された航空機を実現するために、課題となる電気アクチュエータからの電力戻りなどによる電源変動を、地上用装置で開発された電力変換技術や蓄電技術を用いて、効率的に解決する電源安定化システムの基礎技術を確立する目的で表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 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
将来のより電気化された航空機で課題となる電気アクチュエータからの電力戻りなどによる電源変動を効率的に解決できる革新的なシステムの基礎技術を確立するため、下記の目標を達成する。	
① 高効率な電力変換技術とバッテリ技術を用いた小型軽量で多機能な、航空機用電源安定化システム構想とその仕様を設定する。	① 本システムは、新しいシステムであり、航空機にあったシステム構想の設定が必要である。構想設定にあたっては、小型軽量化のため、高効率な電力変換技術の適用や多機能化を図る必要がある。
② システムの基本機能を解析と模擬組み合わせ試験によって実証し、その基礎技術を確立する。	②システムの基本機能は、試験と解析の併用により効率的に行なって実証する。 最近は、解析技術が発達しており、試作品を全部製作しなくても、試験と解析を併用することで、最小コストで機能確認ができると考えられる。

２－１－２　個別要素技術の目標設定

将来の航空機電源に対し、前項の全体目標を達成するために要素技術として高効率で小型軽量な電源安定化装置と高エネルギー密度で、高パワー密度なバッテリセルを開発する。

表２－２．個別要素技術の目標（１／２）

要素技術	目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
電源安定化装置	① 高効率で小型軽量な航空機用直交流双方向電力変換装置を開発する。 PWMコンバータ部には、3レベルインバータ技術を用い、高効率化を図る。	① 高効率で小型軽量をめざすためには地上用で開発されている 3 レベルインバータ技術を採用することが有効である。
	② 機能確認試験供試体を製作し、試験することによって基本機能を確認する。	② 航空機は、周波数が地上用と比べて高いので、試作試験による評価が必要である。
	③今後適用できる新技術を含めて、さらに小型軽量な機体搭載用装置についてその構想を設定する。	③今回は、機能確認試験用の供試体しか設計、製作しないため、機体搭載用装置の構想設計は別途、必要である。

PWM: Pulse Width Modulation

表２－２．個別要素技術の目標（２/２）

要素技術	目標・指標 （事後評価時点）	設定理由・根拠等
バッテリセル	① 航空機用で、エネルギー密度が高く、パワー密度も高い、小型軽量なバッテリセルを開発する。	①今回のバッテリは、非常用電源として用いる他、電力吸収と放出の目的で用いるため、エネルギーとパワー密度の高い特性を併せ持つ必要がある。
	② バッテリセルの試作、試験による特性の確認を行なうことで基本機能を確認する。	③ バッテリセルは､航空機用として多用途で用いるため､それぞれの用途で､性能確認する必要がある。
	③ ①, ②で確立したバッテリセル技術を用いた小型軽量な機体搭載用バッテリについて構想を設定する。	③今回は、機能確認試験用のセルしか設計、製作しないため、機体搭載用バッテリの構想設計は別途、必要である。

３．成果、目標の達成度

３－１　成果

３－１－１　全体成果

将来機のより電気化が進んだ2020年代に就航する航空機を想定し、電気アクチュエータによる電源変動を吸収できる電源安定化システムの仕様を設定し、その機能を模擬組み合わせ試験で確認した。この結果、機能が有効に働くことが評価され、ボーイング社との国際共同開発事業として、（公財）航空機国際共同開発促進基金の助成を受け、技術実証に向けた開発を行うことになった。

（１）　　システム構想と仕様

ア．システム構想

機体システムは、ボーイング社の協力のもとに実施し、2020年代に就航する787より電気化された航空機を想定し、電気アクチュエータが搭載されるものとした。電源は、787と同じく、交流発電機を主電源とした、AC230VのVFシステムとする。電源安定化システムは、電気アクチュエータの設置されるACバスに接続され、APU始動後は、AC電源バスの安定化に使用される。

電源安定化システムは、次の機能を持ち、多機能化を図る構想とした。

① AC バスの電力をバッテリで調整することで電源バスの安定化を図る。
② バッテリの充電を行なう。
③ APU の始動装置として APU を始動する。
④ 発電機停止時、インバータとして緊急電力の供給を行う。

イ．電源安定化システム仕様

（ア）構成

バッテリと電源安定化装置で構成する。

（イ）主な機能

・電源安定化：ACバスにバッテリを電源安定化装置を介して接続することにより、電力戻りの吸収と、一時的な負荷への供給を可能にして、電源の安定化を行う。
・バッテリの充電
・ＡＰＵの始動
・緊急電力の供給

（２）　　模擬組み合わせ試験による基本機能の確認

航空機用交流発電機に、電源安定化装置を接続して、アクチュエータを模擬した電力変動を与えて、電源安定化の機能を確認した。試験状況を図３－１に、試験結果例を図３－２に示す。図３－２に示すように、アクチュエータの電力戻りにより、発電機負荷電流が減少するため、発電機電圧は、上昇を開始するが、それと同時に、電源安定化装置がバッテリの充電電流（負荷電流）を増やして、発電機の電圧上昇を抑えるように働くことが認められ、電源安定化の機能が確認できた。なお、本試験では、バッテリには、自動車用バッテリを用いた。また、発電機は、将来用いられる230Vの発電機と異なる発電機を用いて試験を行ったが、発電機の電圧、容量などの違いは、解析で補完し、実際のスケールでの現象を予測した。

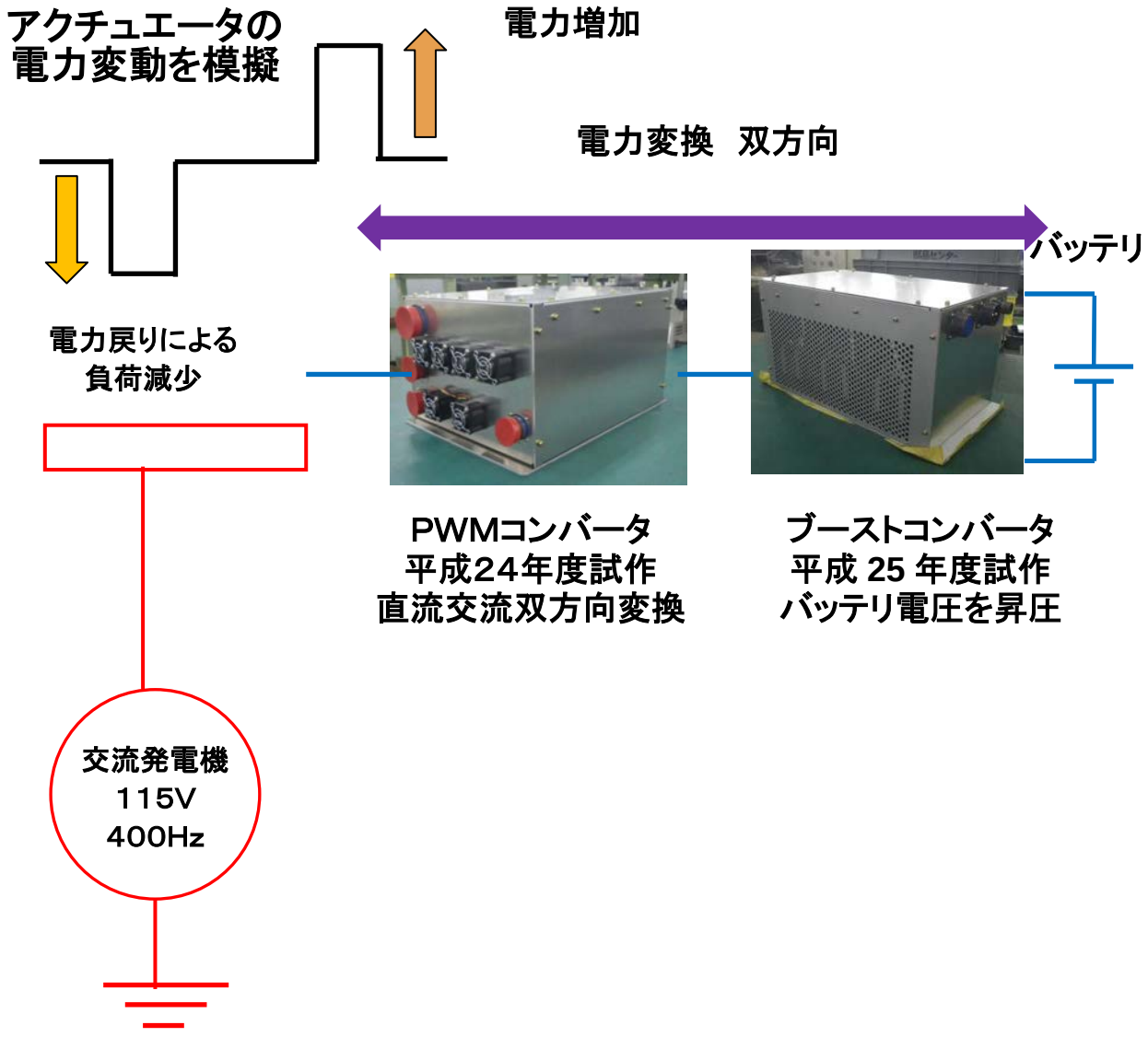


図３－１　電源安定化試験セットアップおよび試験状況図

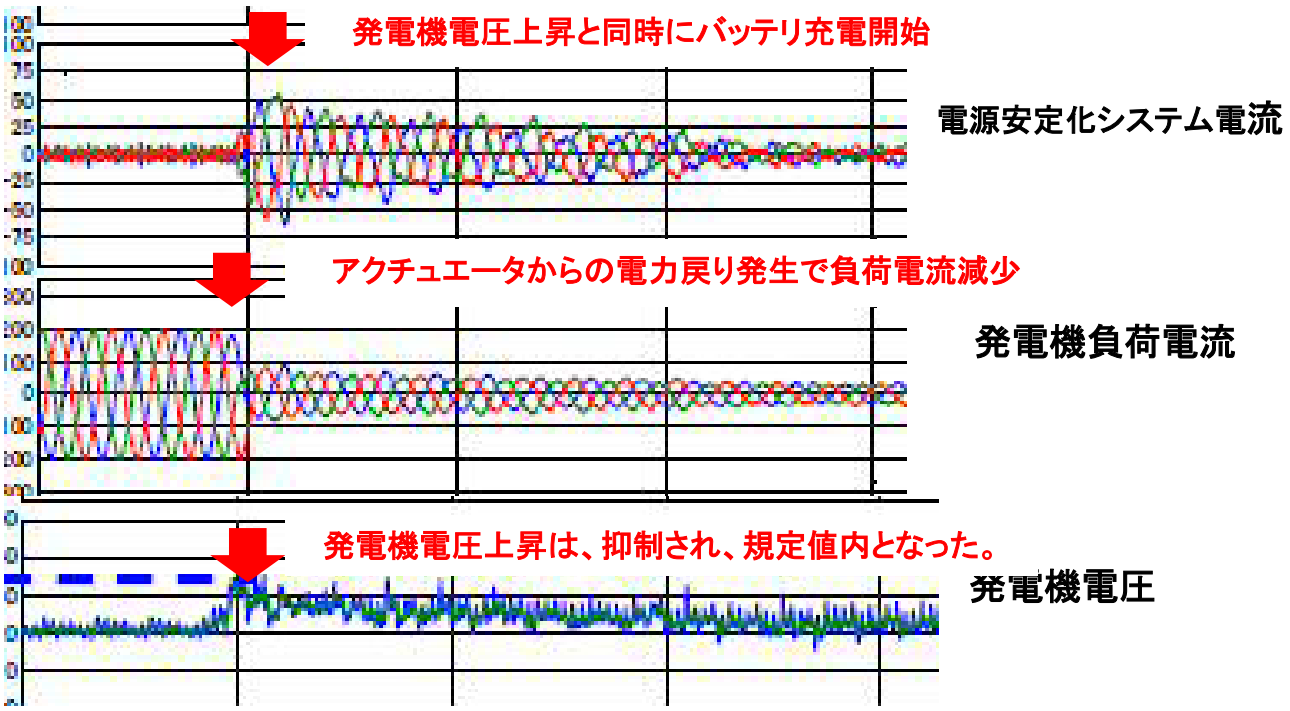


図３－２　電源安定化試験結果例

この他、電源安定化装置が、ＡＰＵ始動のためのモーターコントローラとして作動できるか、また、インバータとして、非常用電源を供給できるかについて確認し、所期の成果を得た。

３－１－２　個別要素技術成果

（１）　　電源安定化装置

ア．電源安定化装置の全体構成

電源安定化装置は、PWM（Pulse width Modulation）コンバータと、ブーストコンバータから構成し、バッテリの電圧を昇圧してから、PWMコンバータで、交流にして、交流発電機電源に接続するものとした。PWMコンバータとブーストコンバータは、双方向の電力変換機能をもたせるものとした。

イ．PWM コンバータ

（ア）機能確認試験用PWMコンバータの設計

機能確認試験用としてPWMコンバータを設計した。PWMコンバータのスイッチの部分の構成は、効率がよく、フィルタを小さくできる3レベル方式を選定した。また、電源安定化のソフトウェアとして、電圧が上昇すれば、電力をバッテリに充電し,電圧が下降すれば、バッテリから電力を供給して、電源電圧を安定させる機能を設けた。

（イ）機能確認試験用PWMコンバータの製造、試験

前項の設計結果に基づき、図３－３に示すPWMコンバータを製造し、交流を発生するインバータ機能を中心に、その基本機能を確認した。

この時、3レベル方式を採用したことによる効率向上についても確認を行った。

ウ．ブーストコンバータの設計

（ア）機能確認試験用ブーストコンバータの設計

ブーストコンバータは、PWMコンバータから供給される電圧を降圧し、バッテリに供給する機能及びバッテリより供給される電圧を昇圧し、PWMコンバータに供給する機能を持たせるものとした。

（イ）機能確認試験用ブーストコンバータの製造、試験

前項の設計結果に基づき、図３－４に示すブーストコンバータを製造し、直流電圧の昇圧、降圧機能について、確認した。

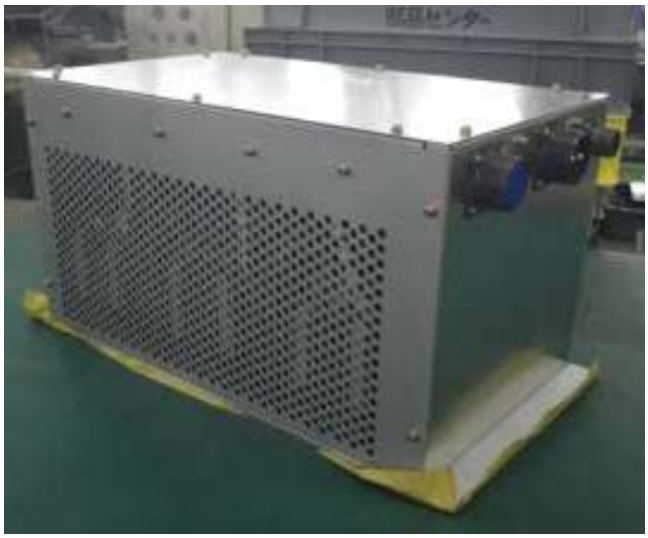
エ．機体搭載用電源安定化装置の構想設計

機体搭載用電源安定化装置について、機体搭載用装置の構想設計を行い、新しい半導体素子であるＳｉＣ（シリコンカーバイド半導体）技術を適用し、機能確認試験用装置に対し、重量比で40%以上の低減ができる見通しを得た。



寸法:２６０×２７０×３８０mm
重量：２１．０Ｋｇ

図３－３　PWMコンバータ



寸法：２４５×２４０×４７０mm
重量：２７．０Ｋｇ

図３－４　ブーストコンバータ

（２）バッテリセル

ア．バッテリセルの試作と試験

バッテリについては、今回の用途では、アクチュエータの電力吸収に用いるため、高パワーの特性を向上させる必要がある。このため、平成24年度と平成25年度に、バッテリのもともと持っている高エネルギー特性を保持したまま、高パワー特性である低温時のバッテリ充電受け入れ特性を改善する目的で、極板枚数や、溶液の化学組成を変更したセルを試作して試験を実施した。
その結果、図３－５に示すように低温時の充電受け入れ特性を改善し、
バッテリを電力吸収用途にも用いられることを確認した。

イ．機体搭載用バッテリの構想設計

機体搭載用のバッテリの構想設計を実施し、その外形と重量について
検討した。バッテリは、電圧約250Ｖを得るために、バッテリセルを８個組み合わせたモジュールを10個直列にして構成し、これを収納できるケースに収めるものとした。図３－６に構想図を示す。



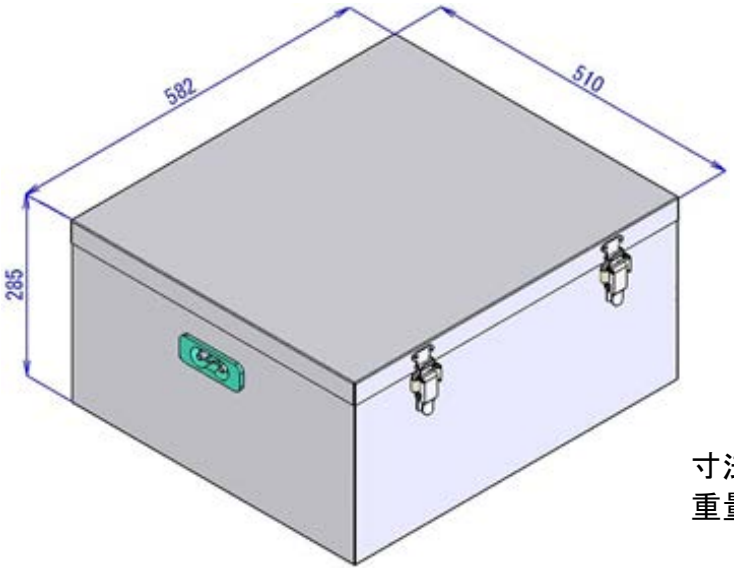
平成24年度試作



平成25年度試作

	平成２４年度試作	平成２５年度試作
公称容量（ＡＨ）	１０	１０
公称電圧（Ｖ）	３．２	３．２
寸法（ｍｍ）	１８０×５５×１０	１７８×５０×１０
重量エネルギー密度（Ｗｈ／Ｋｇ）@25℃	９１	９１
重量パワー密度（ＫＷ/Ｋｇ）@10℃	１．１	１．８

図３－５　バッテリセルの試作と試験



寸法：単位　ｍｍ
重量：６０．５Ｋｇ

図３－６　バッテリの構想図

３－１－３　特許出願状況等

表３－２に特許・論文等件数を、表３－３に、論文、投稿、発表、特許リストを示す。

表３－２．特許・論文等件数

要素技術	論文数	論文の被引用度数	特許等件数（出願を含む）	特許権の実施件数	ライセンス供与数	取得ライセンス料	国際標準への寄与
電源安定化システム	0	0	1	0	0	0	0
電源安定化装置	0	0	0	0	0	0	0
バッテリセル	0	0	0	0	0	0	0
計	0	0	1	0	0	0	0

表３－３　論文、投稿、発表、特許リスト

	題目・メディア等	時期
論文	なし	
投稿	なし	
発表	なし	
特許	米国特許出願No.13/561572	H24.7

３－２　目標の達成度

表３－４に平成23年度の目標に対する成果概要と達成度を示す。

表３－４．目標に対する成果・達成度の一覧表（１/２）

要素技術	目標・指標	成果	達成度
電源安定化システム	① 高効率な電力変換技術とバッテリ技術を用い、小型軽量で多機能な航空機用電源安定化システムのシステム構想とその仕様を設定する。 ② システムの基本機能を解析と模擬組み合わせ試験によって実証し、その基礎技術を確立する。	① 電源安定化の他、ＡＰＵ始動、緊急電力供給などを行える多機能なシステム構想とその仕様を設定した。 ② 模擬組み合わせ試験により、電源安定化について、基礎技術を確立した。	達成

表３－４．目標に対する成果・達成度の一覧表（２/２）

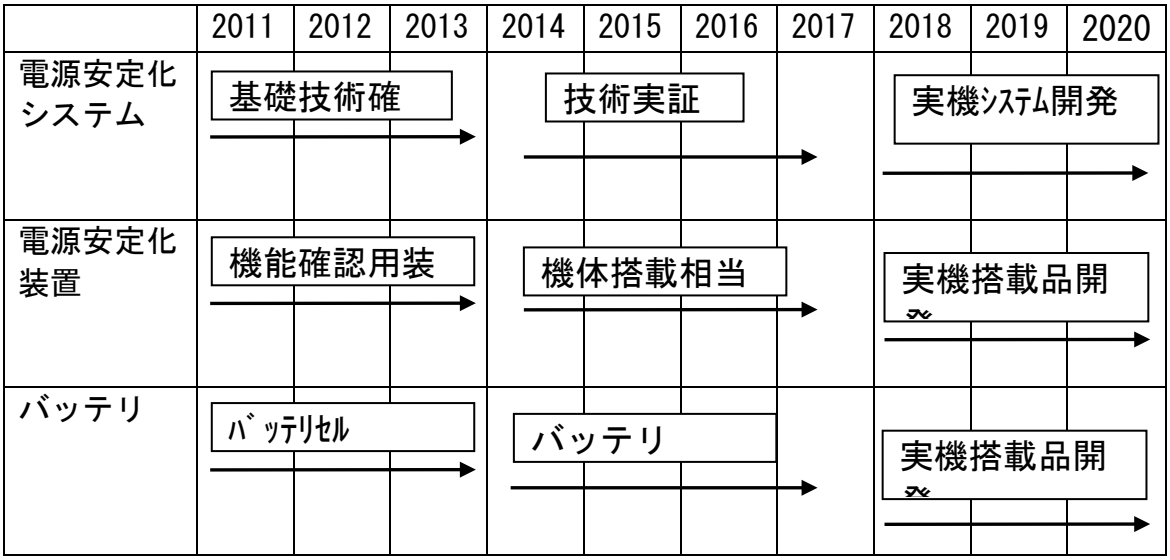
要素技術	目標・指標	成果	達成度
電源安定化装置	① 効率で小型軽量な航空機用直交流電力変換装置　を開発する。Pulse Width Modulation コンバータ部には 3 レベルインバータ技術を用いる。 ② 機能確認試験用供試体を製作し、試験することによって基本機能を確認する。 ③今後適用できる新技術を含めて、さらに小型軽量な機体搭載用装置についてその構想を設定する。	① Pulse Width Modulation コンバータ部に 3 レベルインバータ技術を採用した高効率な航空機用直交流電力変換装置を開発した。 ② 機能確認試験用供試体として PWM コンバータとブーストコンバータを製作し、その機能を試験により、確認した。 ③今後、適用できる技術としてＳｉＣを用いた機体搭載用装置についてその構想を設定した。	達成
バッテリセル	①航空機用でエネルギー密度が高く、パワー密度も高いバッテリセルを開発する。 ②バッテリセルの試作、試験による特性の確認を行なうことで、基本性能を確認する。 ③　①、②で確立したバッテリセル技術を用いた小型軽量な機体搭載用バッテリについて構想を設定する。	①②航空機用でエネルギー密度が高くパワー密度も高いバッテリセルを開発し、試験により、その性能を確認した。 ③上記の技術を用いたバッテリセルを用いた機体搭載用バッテリについて、構想を設定した。	達成

４．事業化、波及効果について

４－１　事業化の見通し

電源安定化システムは、今までの民間航空機では、用いられていない革新的なシステムで、今後、より電気化が進んだ将来航空機への適用を目指している。
３年間の基礎技術の確認フェーズを終了して、約3年間の技術実証フェーズに移行することができた。ここで機体搭載相当品を製作、試験し、実用化のめどを得る予定である。その後は、将来機開発にあわせて、本格開発を行い、実機搭載による事業化を狙っていく。本事業には、機体会社であるボーイング社が加わっており、アドバイスを得ることで、より、将来航空機に適合したシステム開発が可能と考えられるため、事業化の可能性が高いと考えられる。

表４－１　電源安定化システム事業化への流れ



４－２　波及効果

本研究は、民間航空機の電源安定化を主目的に研究しているが、システムとこれに含まれる要素技術については、次のような技術分野へ多くの波及効果が見込まれる。

（１）電源安定化システム
本研究の電源安定化システムは、バッテリを用いて、交流電源システムの安定化に供しえるシステムであるので、船舶、電車などの移動体の電源や家庭用の電源などの安定化に用いることができる。

（２）電源安定化装置
電源安定化装置で実証する3レベルインバータ技術は、航空機の他の電力変換器に応用可能で、波及効果は大きい。特に、これから、電気化が進む航空機では、モーターコントローラの小型軽量化が必要で、これに有効な技術として広く用いることが可能である。またこの技術は、航空機以外の小型軽量が必要な移動体のモーターコントローラに適用できる。

（３）バッテリ
今回、開発するバッテリは、他の先行するバッテリより、安全性が高く、搭載を目指している民間旅客機用途以外にも、ヘリコプタ、ビジネスジェットな

ど航空機全般に非常用電源として用途がある。
航空機以外にも、自動車、電車、船舶などの移動体や地上設置用としても利用可能である。

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

本事業は、表５－１に示すように平成23年度～25年度の3年計画で実施した。

表５－１．研究開発計画

実施項目／年度	23	24	25
電源安定化システム	システム仕様の設定 →	システム作動解析 →	システム模擬組み合わせ試験 →
電源安定化装置	基本設計 →	機能確認試験用供試体設計・製作 →	試験 →
バッテリセル	ﾊﾞｯﾃﾘｾﾙの特性把握と基本設計 →	ﾊﾞｯﾃﾘｾﾙの詳細設計、製作 →	ﾊﾞｯﾃﾘｾﾙの試験 →

５－２　研究開発実施者の実施体制・運営

（１）研究開発実施者の実施体制

本研究開発は、平成23年度の公募による選定審査手続きを経て、川崎重工業が経済産業省からの委託を受けて実施した。

また、研究開発責任者（プロジェクトリーダー）は、川崎重工業の航空宇宙カンパニーの技術本部　第二装備技術部の烏野部長が選任され、企業４社の協力のもとに研究開発を実施した。また、研究開発の方向性や実施内容の妥当性を評価するため、外部委員を含めた技術評価委員会を設置し、各年度の最初と中間、終わりに、研究状況の説明を行い、アドバイスを得た。委員長には、自動車の電動化などに知見のある名古屋大学の道木教授が就任した。

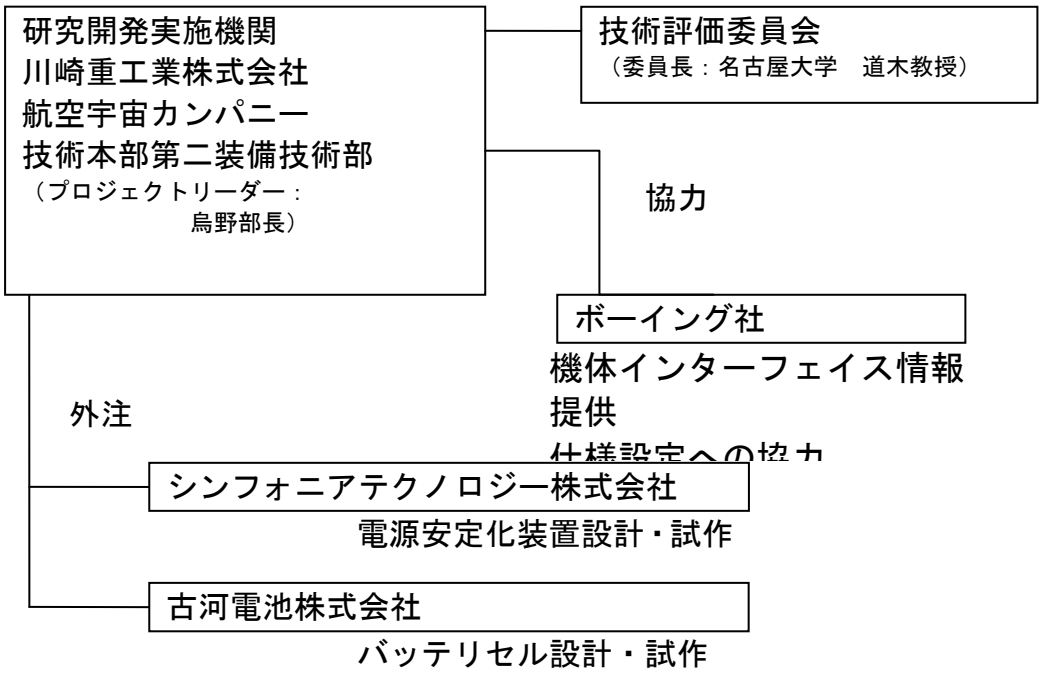


図５－１　事業実施体制

（２）実施体制の妥当性

川崎重工業は、最近開発されたP-1、XC-2などの大型機の電源システム設計を実施しており、航空機電源設計の経験が長く、本事業のまとめ運営を行なう機関として妥当である。また、川崎重工業株式会社の航空宇宙カンパニーの技術本部　第二装備技術部は、この電源設計、研究をになう部署であり、この烏野部長が本事業の研究開発責任者として最適である。

５－３　資金配分

表５－２．資金配分　　（単位：百万円）

年度　平成	23	24	25	合計
電源安定化システム				
システム	21.3	19.2	19.9	60.4
電源安定化装置	10.9	25.3	32.0	68.2
バッテリセル	13.6	18.4	18.1	50.1
合計	45.8	62.9	70.0	178.7

５－４　費用対効果

システム仕様は、川崎重工業が担当し、これに基づき、電源安定化装置の設計、試作とバッテリセルの設計、試作をそれぞれの専門メーカーが担当しながら研究開発を行なった。また、ボーイング社から必要な機能、仕様情報を入手することにより、本事業は、非常に効率的に進められて、投資以上の効果が得られた。

５－５　変化への対応

本事業は、平成23年度に開始し、平成25年度に終了しているが、この間に、技術動向・社会情勢・　市場ニーズの変化等本事業に影響を及ぼすような変化はなかった。しかし、本研究で実施している電力変換、蓄電池の分野は、新技術開発が非常に活発に行なわれているので、この動向を注視し、本研究へ取り入れられるよい技術があれば反映を検討した。

第３章　評価

第３章　評価

１－１　航空機用先進システム基盤技術開発（航空機用再生型燃料電池システム）

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

航空機の電動化を今後進めるにあたり、欠くことの出来ないシステムであり、日本の優位性を活かすことができるテーマであるため、研究開発を進めることは非常に重要である。
なお、航空機の補助動力装置やバッテリーの代替システムを想定すると、ほとんどの大空港のスポットでは地上電源があり、CO2削減等の効果を期待しにくい可能性もある。また、事業化が再生型燃料電池の開発にとどまっている印象を受ける。MEA/AEA全体を見て、より大きな視点で事業化を考えるべきである。

【肯定的意見】

・航空機の電動化を今後進めるにあたり、欠くことの出来ないシステムであり、研究開発を進めることは非常に重要である。（委員Ｅ）
・日本の優位性を活かすテーマ設定でよい（委員Ｄ）
・全産業分野から俯瞰しても航空分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
・自動車同様、今後再生可能エネルギーは重要である。（委員Ｂ）
・航空機のMEA化/AEA化の流れの中で、今後重要となる技術（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・航空機の補助動力装置やバッテリーの代替システムを想定すると、ほとんどの大空港のスポットでは地上電源があり、CO2削減等の効果を期待しにくい可能性もある。（委員Ｄ）
・本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
・いきなり、航空機にて燃料電池を利用するようになるかには疑問がある。（委員Ｂ）
・事業化が再生型FCの開発にとどまっている印象を受ける。MEA/AEA全体を見て、より大きな視点で事業化を考えるべき（委員Ｃ）
・現状では国が関与することは極めて重要であるが、実用段階に入った段階では民間による取組で閉じるようになることが望まれる。（委員Ｅ）

２．研究開発等の目標の妥当性

再生型燃料電池という環境性に注力している点が評価できる。飛行実証試験のための安全技術を含めた航空機搭載型モデルまでの目標設定が評価できる。
なお、今後、小型軽量化が必要であり、Boeingとの技術実証の成果、特に知財を十分に生かせるかが明確でない。また、水素搭載のガイドラインの策定は重要であり、これに向けた作業を今後も継続する必要がある。

【肯定的意見】

・飛行実証試験のため安全技術を含めた航空機搭載型モデルまでの目標設定が高評価（委員Ａ）
・再生型FCという環境性に注力している点（委員Ｃ）
・実際に機体に搭載して技術実証を行う点で、実用化を睨んだ明確な目標となっており評価される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・航空機の補助動力装置やバッテリーの代替システムを想定すると、ほとんどの大空港のスポットでは地上電源があり、CO2削減等の効果を期待しにくい可能性もある。（委員Ｄ）
・小型軽量化（委員Ａ）
・Boeingとの技術実証の成果、特に知財を十分に生かせるかが明確でない（委員Ｃ）
・水素搭載のガイドラインの策定は重要であり、これに向けた作業を今後も継続していただきたい。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

飛行実証試験に繋がる安全技術の達成が得られた点、Boeingとの技術実証を実施している点を含めた、目標としていた点は全て達成されているところは評価できる。また、世界で初めて再生型燃料電池システムを航空機に搭載したことも評価できる。

なお、認証により関与できるスキームを考える必要がある。水素の安全性確保についてはハードウェアに関する対応であった。今後の実用化を考えると作業するヒトも含めたシステム全体としてのソフトウェア的な対応も今後考える必要があると思われる。

【肯定的意見】

- 飛行実証試験に繋がる安全技術の達成が得られた点が評価される（委員Ａ）
- 技術開発からBoeingとの技術実証を実施している（委員Ｃ）
- 目標としていた三点は全て達成されている。（委員Ｅ）
- 世界で初めて再生型燃料電池システムを航空機に搭載したことは評価（委員Ｄ）

【問題点・改善すべき点】

- 小型軽量化（委員Ａ）
- 認証により関与できるスキームを考える必要がある（委員Ｃ）
- 期間内で達成するように当初たてられた目標は全て達成されているが、水素の安全性確保についてはハードウェアに関する対応であった。これに関しては妥当であるが、今後の実用化を考えると作業するヒトも含めたシステム全体としてのソフトウェア的な対応も今後考える必要があると思われる。（委員Ｅ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

・本プロジェクト後に、機体への搭載と飛行試験がなされ、この成果が実証されたことで事業化への見通しがたてられた点、他産業への波及効果が大きい点は評価できる。
　なお、事業化には小型・軽量化が必要であり、他分野での波及効果を得るためには、今後更なる検討が望まれる。また、安全性の技術的確保と社会のコンセンサス作りも事業化の課題である。

【肯定的意見】

- 航空機運航の電力事情に合わせた充電放電サイクルの提案は好評（委員Ａ）
- 他産業への波及効果が大きい（委員Ｃ）
- 本プロジェクト後に、機体への搭載と飛行試験がなされ、この成果が実証されたことで事業化への見通しがたてられた点は評価できる。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

- 小型軽量化（委員Ａ）
- 再生型FCの小型・軽量化を図る必要がある（委員Ｃ）
- 波及効果については、他分野であることもあり、今後更なる検討が望まれる。（委員Ｅ）
- 安全性の技術的確保と社会のコンセンサス作りも事業化の課題（委員Ｄ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

研究開発上の分担については適切になされており、限られた資金で、成果を出すことにつながっている。

なお、事業の戦略性が弱く、周囲の情勢変化が起こったときに適切に対応できる体制であったかどうか、今後、確認しておく必要がある。

【肯定的意見】

・限られた資金で効果が得られている（委員Ａ）
・研究開発上の分担については適切になされており、これが成果を出すことにつながっている。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・小型軽量化（委員Ａ）
・事業の戦略性が弱い（委員Ｃ）
・周囲の情勢変化は特に生じなかったとのことであるが、万一そのような状況が起こったときに適切に対応できる体制であったかどうかは、今後のこともあり確認しておく必要はあろう。（委員Ｅ）

６．総合評価

長期的な展開に繋がっている点、重要な課題に対して、適切な計画が立てられ、目標通りの成果が得られ、かつそれが今後の実用化につながる可能性を高めた点は高く評価される。日本の優位性を活かすテーマ設定であり、基幹技術として航空機産業振興に必要である。

なお、長所である高い発電効率と電力貯蔵変換効率の収支バランスの向上や、実用化に向けてどのような課題があるかが本プロジェクトを通じて明確になったかをまとめておく必要がある。

【肯定的意見】

・長期的な展開に繋がっている（委員Ａ）
・重要な課題に対して、適切な計画が立てられ、目標通りの成果が得られ、かつそれが今後の実用化につながる可能性を高めた点は高く評価される。（委員Ｅ）
・日本の優位性を活かすテーマ設定であり、基幹技術として航空機産業振興に必要。（委員Ｄ）

【問題点・改善すべき点】

・原理的な長所である高い発電効率と電力貯蔵変換効率の収支バランスの向上（委員Ａ）
・実用化に向けてどのような課題があるかが本プロジェクトを通じて明確になったかをまとめておく必要がある。（委員Ｅ）
・課題にどのように取り組むのか、具体性が欲しい（委員Ｄ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

再生型燃料電池技術を開発したものの、技術実証、認証、事業化を海外OEMに押さえられてしまっては「技術で勝って、事業で負ける」ことになること、安全性の観点から社会のコンセンサスがとる必要となることを考慮して、本技術の事業化にあたってはより広い視点で事業化戦略を構築していただきたい。

【各委員の提言】

・実証試験をボーイング社に持っていく前段階として、国内でも各社が実証試験に使用できる共用機材となるような試験実証機を国が我が国の開発用インフラとして保持する必要もあるのではないか。この試験実証機への搭載では、本件のエネルギーシステムとアビオニクスを結ぶシステム技術と総合的なアビオニクスマネージメントシステムを完成できる技術を我が国が有している必要がある。（委員Ａ）

・大変チャレンジングな取り組みであり、興味深い。一方で、ロードマップはいささか大味な感が否めなかった。事業化にあたってのストーリーを再考されてはどうか。（委員Ｂ）

・MEA化/AEA化の中で重要な役割を果たす技術と考えられ、我が国の航空装備品事業の拡大の視点からも注力すべきテーマである。ただし、MEA化/AEA化全体を考えた場合、再生型FC単品にとどまらず､MEA化/AEA化全体システムを想定した研究開発へと展開することが重要と考える。

また、再生型FC技術を開発したものの、技術実証、認証、事業化を海外OEMに押さえられてしまっては「技術で勝って、事業で負ける」こととなるため、本技術の事業化にあたってはより広い視点で事業化戦略を構築していただきたい。

また、需要先も航空機分野に限らず、宇宙や他の産業への応用も含めての事業化が、コスト低減や需要開拓の面から重要と考える。（委員Ｃ）

・航空機の電動化を今後進めるにあたり、欠くことの出来ないシステムであり、その実用化に向けて高い成果が得られたことは評価される。

一方、要素技術「水素の安全確保」に関して、水素の航空機搭載についてのガイドラインを整備することは必須であり、本プロジェクトでの経験をもとにしてその整備の実現に向けた活動を今後も続けていただきたい。

また本成果を実用化するためには、認証を受けることも最重要であり、それについては未だ検討があまり進んでいないようであるので、引き続き検討を進めていただきたい。（委員Ｅ）

・航空機用再生型燃料電池システムは、ぜひ実際の航空機での実現を期待したいが、その為には安全性での技術、社会のコンセンサスをとる必要があり、また、大きさにおいては、貨物室に入る大きさではなく、現行の補助動力装置のスペースに収まる必要がある。

また、本研究と、トヨタが特許開示したことでの相乗効果についても、日本でデファクトスタンダードを進める上では検討すべきであると思われる。

再生型というコンセプトは良いが、蓄電を「上昇、巡航、降下」のフライトフェーズで行うということは、フライト中の緊急時のバックアップシステムとしての電源になりうるのか、といった視点での考察も必要。（委員Ｄ）

１－２　航空機用先進システム基盤技術開発（デジタル通信システム）

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

先進的な取組であり、今後、航空における高速データ通信の必要性は高まると思われる。また、具体的な仕様（L-DACS1）に基づく研究開発であることは評価できる。高速移動体通信において、狭い周波数帯域で高速通信と広域通信を両立させることを可能にする技術の確立をめざしたものであり、航空機の運航や管制に深く関わっているため、国の実施事業として重要である。

なお、今後、本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透が必要である。また、事業化の見通しが具体的である必要がある。我が国のCARATSやICAOのロードマップとの関連は明確であるが、これらの施策全体に対する本計画の重要度が占める程度に関して、出来ればもう少し明確にする必要がある。

【肯定的意見】
- 航空における高速データ通信の必要性は高まると思われる。（委員Ｄ）
- 全産業分野から俯瞰しても航空機製造産業分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
- 取り組み自体は先進的で大変興味深い。（委員Ｂ）
- 具体的な仕様（L-DACS1）に基づく研究開発である（委員Ｃ）
- 高速移動体通信において、狭い周波数帯域で高速通信と広域通信を両立させることを可能にする技術の確立をめざしたものであり、航空機の運航や管制に深く関わっているため、国の実施事業として重要である。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】
- 本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
- ロードマップあるいは事業化のところが今一つしっくりこなかった。（委員Ｂ）
- 事業化の見通しがもう少し具体的であると良い（委員Ｃ）
- 我が国のCARATSやICAOのロードマップとの関連は明確であるが、これらの施策全体に対する本計画の重要度が占める程度に関して、出来ればもう少し明確に示してもらえると良かった。（委員Ｅ）

２．研究開発等の目標の妥当性

航空機に最適運航に関わる技術であり、全体の目標を達成するための要素技術に対する個別の目標設定は妥当である。また、費用対効果からも妥当な設定がなされている。また、航空機に最適運航に関わる技術であることも評価できる。

なお、陸続きの欧州EUROCONTROLのL-DACS1の仕様であるが、海に囲まれる日本での運用についての検討が必要。波及効果についてももう少し広範で、かつ深い検討が欲しい。全体の目標実現のための個々の要素技術毎の重み（重要度）をもっと明確にした方が良い。

【肯定的意見】

・費用対効果から妥当な設定（委員Ａ）

・航空機に最適運航に関わる技術（委員Ｃ）

・本プロジェクト全体の目標を達成する要素技術に対する個別の目標設定は妥当である。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・陸続きの欧州EUROCONTROLのL-DACS1の仕様で、海に囲まれる日本は良いのか？（委員Ａ）

・波及効果についてももう少し広範で、かつ深い検討が欲しい（委員Ｃ）

・本プロジェクト全体の目標実現のための個々の要素技術毎の重み（重要度）をもっと明確にしたほうが良かった。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

個々の目標に対しては、個別の要素技術毎に達成されていることは評価できる。
　なお、EUROCONTROLの策定仕様がベースとなっているため、我が国がいかに存在感を示し、この分野でイニシアティブを拡大できるかを検討する必要がある。また、個々の要素技術についての目標達成は認められるが、そのそれぞれが全体の目標に対して、どのように貢献できているかの全体像が掴みにくい。

【肯定的意見】

・良好（委員Ａ）
・ENRI等との連携（委員Ｃ）
・個々の目標に対しては、個別の要素技術毎に達成されたと判断される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・ユーロコントロールの策定仕様がベースとなっているため、我が国がいかに存在感を示し、この分野でイニシアティブを拡大できるかを検討していただきたい（委員Ｃ）
・個々の要素技術についての目標達成は認められるが、そのそれぞれが全体の目標に対して、どのように貢献できているかの全体像が掴みにくい。（委員Ｅ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

今後のデジタル通信化のための検討情報として活用が可能であり、事業化に向けて海外メーカーと調整が進んでいる点は評価できる。なお、他の将来競合技術との比較においての位置付けが欲しい。また、個々の要素技術について一歩一歩研究開発を続けている段階で、製品化され事業として成立するためにはまだまだ長い道のりがあると考えられるが、認証取得も含めて、これらの行程をより深く検討していく必要がある。

【肯定的意見】

- 今後のデジタル通信化のための検討情報（委員Ａ）
- 事業化に向けて海外メーカーと何らかの調整が進んでいるとの点（注：口頭説明に基づく）（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

- 他の将来競合技術との比較においての位置付けが欲しい（委員Ｃ）
- 個々の要素技術について一歩一歩研究開発を続けている段階で、製品化され事業として成立するためにはまだまだ長い道のりがあると考えられるが、認証取得も含めて、これらの行程をより深く検討していく必要がある。（委員Ｅ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

目標を達成するための体制やマネジメントとして適切である。また、費用対効果からも妥当な設定である。
なお、管制関連で造詣の深い電子航法研究所の役割をもう少し高めることで、より今後の開発が促進される可能性が考えられる。

【肯定的意見】

・この事業として目標を達成するための体制やマネジメントについては適切である。（委員Ｅ）
・費用対効果から妥当な設定（委員Ａ）

【問題点・改善すべき点】

・管制関連で造詣の深い電子航法研究所の役割をもう少し高めることで、より今後の開発が促進される可能性が考えられる。（委員Ｅ）

６．総合評価

我が国が立ち遅れている航空機搭載品の開発に結び付く可能性がある。また、本プロジェクトによって目標とする一定の成果が得られたことは評価される。

なお、実運用試験が安価で可能な方法を我が国が獲得することも今後必要である。本プロジェクトに係わる要素技術が多数あるが、それらの関連性を含めた全体像が整理した上で特に有効と判断される要素技術に特に力を注ぐことで、新たな第3世代のデータ通信技術の確立により早く近づいた可能性はある。

【肯定的意見】

・我が国が立ち遅れている航空機搭載品の開発に結び付く可能性がある（委員Ａ）
・本プロジェクトによって目標とする一定の成果が得られたことは評価される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・実運用試験が安価で可能な方法を我が国が獲得することも今後必要（委員Ａ）
・本プロジェクトに係わる要素技術が多数あるが、それらの関連性を含めた全体像が整理した上で特に有効と判断される要素技術に特に力を注ぐことで、新たな第3世代のデータ通信技術の確立により早く近づいた可能性はある。（委員Ｅ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

次世代管制システムは航空機の運航、さらには環境対策やエアラインの業績に直結してくる部分であるため、この分野で日本の技術がしっかりとしたポジションを確保すべきと考える。事業化・製品化においては、ユーザーからの意見を取り入れつつ、認証関係の検討を活発化させていただきたい。

【各委員の提言】

・国内で航空用デジタル通信の開発やアビオニクス、航空機搭載機器の開発で、各社が実証試験に共用使用できるような試験実証機を国が我が国のインフラとして用意する必要があるのではないか。本件のデジタル通信システムも、総合的なアビオニクスマネージメントシステムと連動して実際に稼働するかの試験ができる環境を我が国が有している必要がある。（委員Ａ）

・重要な取り組みであるが、いささか技術面に偏っているという感触を受けた。ユーザーからのヒアリングが不可欠と感じる。（委員Ｂ）

・次世代管制システムは航空機の運航、さらには環境対策（CO2削減）やエアラインの業績に直結してくる部分であるため、是非、この分野で日本の技術がしっかりとしたポジションを確保すべきと考える、

事業化で示されている日欧研究を経ての航空機搭載品の開発、地上通信装置の開発、さらには航空機搭載品の認定取得は、いずれも日本がいかにこれらの事項に関与していくかが重要となってくると考えられる。是非、日本がイニシアティブをとれる方向で事業化を検討していただきたい。（委員Ｃ）

・本プロジェクトに係わる要素技術がかなりの数になり、それぞれの関連性があまい明確ではなく、全体として製品化にどのようにつながっていくかが把握しにくい。今後一つの製品の実現に向けて、それぞれの要素技術をどの程度発展させていくべきかを今のうちに明確にすべきである。また製品化は認証とも深く関わっており、認証関係の検討を活発化させていただきたい。（委員Ｅ）

・高速デジタル通信システムの基盤技術の開発に対して、国際規格として採用されるための取組みも合わせて進めることが望まれる。共同研究者としてタレス社と行われているが、航空機のシステム開発において、開発された技術を国内メーカーの製品として航空機に採用されるためのロードマップも期待される。（委員Ｄ）

１－３　航空機用先進システム基盤技術開発（機体・システム統合化）

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

航空機のMEA化、AEA化、さらにはICT化に関わる重要な研究開発である。次世代航空機の操縦システムの高効率化につながる技術の開発であり、技術戦略マップにも謳われているテーマともなっており妥当である。

なお、今後、本分野への国が関与する重要性について国民の理解の浸透が必要である。また、出口戦略が不明瞭であり、他の研究開発との連携を図ることで、航空機の電動化、ICT化でいかに日本が競争力を高めていくための戦略につなげる必要がある。今後の実用段階では、国に依存せず自社開発を続けることができる体制も可能にあると考えられるので、その可能性も念頭において実用化の検討を続けていただきたい。

【肯定的意見】
- 航空機のMEA化、AEA化、さらにはICT化に関わる重要な研究開発である（委員Ｃ）
- 全産業分野から俯瞰しても航空分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
- 機体重量低減に素材以外でアプローチしたのは大変興味深い。（委員Ｂ）
- 次世代航空機の操縦システムの高効率化につながる技術の開発であり、技術戦略マップにも謳われているテーマともなっており、妥当である。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】
- 本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
- 出口戦略が不明瞭だった。（委員Ｂ）
- MEA化、AEA化、ICT化の視点からは、本研究だけではなく他の研究開発との連携を図り、航空機の電動化、ICT化でいかに日本が競争力を高めていくかの戦略につなげてほしい（委員Ｃ）
- 今後の実用段階では、国に依存せず自社開発を続けることができる体制も可能にあると考えられるので、その可能性も念頭において実用化の検討を続けていただきたい。（委員Ｅ）

２．研究開発等の目標の妥当性

航空機の電動化で重要な役割を果たすEHA、LBHAを扱っており、かつ事業者はEMAの技術も有している。また、EHAやLBHAのようなハードウェア開発に加えて、システムアーキテクチャといったシステム考察も含んでおり、それぞれに具体的な目標を設定している点は評価できる。

なお、他国の同等な開発計画の調査を加えた上で、問題設定を行っていると、より効率的な計画になった可能性があり、今後、競合他社にいかに対抗していくかの具体的な方策が見えてくると非常に良い。

【肯定的意見】

・将来の電動化のキー技術を目標に取り入れている（委員Ａ）
・航空機の電動化で重要な役割を果たすEHA、LBHAを扱っており、かつ事業者はEMAの技術も有している（委員Ｃ）
・EHAやLBHAのようなハードウェア開発に加えて、システムアーキテクチャといったシステム考察も含んでおり、それぞれに具体的な目標を設定している点は評価される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・競合他社にいかに対抗していくかの具体的な方策が見えてくると非常に良い（委員Ｃ）
・他国の同等な開発計画の調査を加えた上で、問題設定を行っていると、より効率的な計画になった可能性がある。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

詳細設計まで実施されている点、操縦システム用データバス規格を作成し、その知財確保が考えられている点は評価できる。
なお、システムアーキテクチャの策定に関して、重量が目標数値にわずかに達しなかった点は、残念であるが、これによって本プロジェクトの価値を大きくさげるものではない。

【肯定的意見】

・詳細設計まで実施されている（委員Ａ）
・操縦システム用データバス規格を作成し、その知財確保が考えられている（委員Ｃ）
・EHA、LBHAの技術開発目標を達成し、データバスについても企画開発の目標を達成した点は評価される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・他産業への波及はロボット等広範にあると推測され、この点もより広く検討していただきたい（委員Ｃ）
・システムアーキテクチャの策定に関して、重量が目標数値にわずかに達しなかった点は、残念であるが、これによって本プロジェクトの価値を大きくさげるものではない。（委員Ｅ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

電動化の要素技術は将来性がある。また、自社開発の可能性がある次期国産旅客機に本成果を独占的に提供できることが見込まれる点は、事業化の観点から有効である。
なお、軍用機に適用されているEMAの適用・戦略的活用可能性などの検討も将来的に行ってほしい。また、本技術を事業化につなげるためには、海外システムメーカーとの協調が必要であり、この点が今後の大きなハードルになる可能性がある。

【肯定的意見】

・電動化の要素技術は将来性がある（委員Ａ）
・ポストMRJ機への独占的適用を検討している（委員Ｃ）
・自社開発の可能性がある次期国産旅客機に本成果を独占的に提供できるであろう点は、事業化の観点から有効である。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・軍用機に適用されているEMAの適用・戦略的活用可能性などの検討も将来的に行ってほしい（委員Ｃ）
・本技術を事業化につなげるためには、海外システムメーカーとの協調が必要であり、この点が今後の大きなハードルになる可能性がある。（委員Ｅ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

マネジメントや実施体制等は適切であるが、コストパフォーマンスの点では改善すべきである。変化への対応自体は不必要であったということであるが、現在世界各国で開発が進められている分野であることに鑑み、常に動静を注目する姿勢は維持し続けていただきたい。

【肯定的意見】

・良好（委員Ａ）

・マネジメントや実施体制等は適切であると判断される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・コストパフォーマンス（委員Ａ）

・変化への対応自体は不必要であったということであるが、現在世界各国で開発が進められている分野であることに鑑み、常に動静を注目する姿勢は維持し続けていただきたい。（委員Ｅ）

６．総合評価

将来必要とされる技術開発であり、適切な計画に従って、成果を着実に出した点は高く評価される。 なお、実際の試作やシステム実証が実施できる環境を整えつつ、他国に遅れること無く、常に研究開発が続けられるような体制の維持する必要がある。

【肯定的意見】

・将来必要とされる技術の開発を実施している（委員Ａ）
・適切な計画に従って、成果を着実に出した点は高く評価される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・実際の試作やシステム実証が実施できる環境を国が整える必要がある（委員Ａ）
・他国に遅れること無く、常に研究開発が続けられるような体制の維持に心がけていただきたい。（委員Ｅ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

航空機の電動化やICT化の流れの中で重要な研究開発プログラムと考えられる。個別技術の開発だけでなく、システム・インテグレーション・レベルでの事業化を是非、実現化していただきたい。その意味でも、他の電動化関連プログラムとの連携を通して、より大きなシステムへの展開を期待したい。また、市場参入に向けて、将来の動向を把握し、適切な目標設定ならびに完成機メーカーとの連携が重要。

【各委員の提言】

・国内で企業が開発した成果物を実証試験に試用できる共用機材となるような試験実証機を国が我が国のインフラとして用意する必要があるのではないか。本件においては、操縦系統のシステムであるため、試験機への搭載とその実証試験はリスクを伴うが、その分得られる成果も大きい。このような挑戦の結果、総合的なアビオニクスマネージメントシステムを完成できる技術を我が国が有していく必要がある。（委員Ａ）

・本プロジェクトはティア１ではあまり意味が無く、メーカーとしての取り組みがあって意味が出てくると感じた。ＭＲＪとの連携が必要不可欠である。（委員Ｂ）

・航空機の電動化やICT化の流れの中で重要な研究開発プログラムと考えられる。個別技術の開発だけでなく、システム・インテグレーション・レベルでの事業化を是非、実現化していただきたい。このことで国内の装備システム産業の競争力を高め、かつ、サプライヤーからインテグレータへの転換に大きく寄与できることが期待できると考えられる。

また、海外航空機メーカーとの連携を通じて事業化するにあたっては、知財を確保するとともに、サプライヤー的な位置付けでなく、インテグレータに近いパートナーのポジションを確立していただきたい。その意味で、他の電動化関連プログラムとの連携を通して、より大きなシステムへの展開も重要となろう。（委員Ｃ）

・本プロジェクトが扱う航空機システムの分野では、いくつかの限られたメーカーが世界市場を独占しつつある状態であり、このような市場に参入していくためには、高い技術能力だけでは不十分である。将来の市場動向を的確に睨む能力を有して適切な目標設定をたてられること、ならびに海外メーカーとの連携ができることが、重要となってくるであろう。（委員Ｅ）

アクチュエーターの小型化については、小型化できれば出来るほど好ましいが、その目標設定が薄翼に対応する、ということだけではなく、事業化にむけては、トータルでの判断や目標が必要と思われる。

例えば、電気化による油圧配管の削除（重量軽減）と、アクチュエーター単体ではEHAによる重量増があると思われる中、小型＆軽量＆冗長性向上におけるEHAとしての優位性（競争力）が出せる目標値の設定が必要ではないか？

実用化に必須のデータバスの規格化については、具体的な取り組みが必要と思われる。（委員Ｄ）

１－４　環境適応型航空機用エンジン研究開発

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

航空分野は国が関与する必要性が大きく、エンジンは非常に重要な基幹技術である。先進的なビジネスモデルを構築している領域であるため、エンジンＯＥＭにつながる研究開発として重要である。また、ＣＡＥが積極的に導入されている点も評価できる。
なお、今後は本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透が必要である。事業性・市場性について詳細な分析を行っているが、残念ながら市場がなかなか見えないため、新たな市場創出の可能性についても検討ができれば良いと考えられる。

【肯定的意見】

・エンジンは非常に重要な基幹技術であり、国産化に向けた国の取組みは必要である。（委員Ｄ）
・我が国で未だ実現していない民間ジェット旅客機用エンジンの実用化に向けた技術開発という観点で、国の実施事業としては重要である。（委員Ｅ）
・全産業分野から俯瞰しても航空分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
・エンジンは航空機全体の性能を左右する製品であり、かつ、航空機関連ビジネスで先進的なビジネスモデルを構築している領域であるため、この分野でOEMにつながる研究開発として重要（委員Ｃ）
・ＣＡＥが積極的に導入されている。（委員Ｂ）

【問題点・改善すべき点】

・本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
・インテグレーション技術と低コスト製造技術をテーマとするのは、総花的にも思える（委員Ｄ）
・事業性・市場性について詳細な分析を行っているが、残念ながら市場がなかなか見えないため、新たな市場創出の可能性についても検討ができれば良いと考えられる（委員Ｃ）
・小型機市場があり得るとは思えない。（委員Ｂ）
・当初想定していた規模の機体開発が行われなくなったという点で、もともとの事業がもっていた目的を失ってしまった経緯があるため、その点は勘案されてよい。（委員Ｅ）

２．研究開発等の目標の妥当性

シミュレーション、素材、加工・製造技術など、複数の重要技術テーマから構成されており､わが国で不足している技術課題や将来性のある要素技術の開発を目標設定としている。また、具体的な数値目標が明示されており適切である。

なお､インテグレーションには技術認証を取得する技術や､高額なエンジン部品に対する修理再生技術が今後必要である｡シミュレーションや素材､加工技術は航空機以外への波及可能性があると考えられ､より広い視点で波及効果の検討をすると良い｡目標自体は、具体的な数値が明示されており、適切である。

【肯定的意見】

- シミュレーション、素材、加工・製造技術など、複数の重要技術テーマから構成されている（委員Ｃ）
- わが国で不足している技術課題を目標設定としている。（委員Ｄ）
- 将来性のある要素技術の開発を目標設定している（委員Ａ）
- 目標自体は、具体的な数値が明示されており、適切である。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

- インテグレーションには技術認証を取得する技術も必要。また、高額なエンジン部品に対する修理再生技術も重要。（委員Ｄ）
- シミュレーションや素材、加工技術は航空機以外への波及可能性があると考えられ、より広い視点で波及効果を検討すると良い（委員Ｃ）
- 目標自体は、具体的な数値が明示されており、適切である。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

要素技術毎の目標に対しては個々に達成されており、妥当な成果が得られたと判断される。今後の我が国の航空機エンジン技術・事業の競争力強化への寄与が大きいと考えられる。

なお、要素技術毎の達成度は理解できたが、それらがインテグレートされたエンジン（仮想のものであったかもしれないが）全体としての評価も行うことができればよかった。本技術成果を今後、どのように活用していくか、できるだけ具体的に検討していただきたい。

【肯定的意見】

・要素技術毎の目標に対しては個々に達成されており、妥当な成果が得られたと判断される。（委員Ｅ）
・目標とした成果は出ている。（委員Ｄ）
・効果的な成果がでている（委員Ａ）
・今後の我が国の航空機エンジン技術・事業の競争力強化への寄与が大きいと考えられる（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・金属３D技術は日本が技術的優位性を持てる可能性があったと思うが、海外での取組みばかりが目立っており、残念。（委員Ｄ）
・要素技術毎の達成度は理解できたが、それらがインテグレートされたエンジン（仮想のものであったかもしれないが）全体としての評価も行うことが出来ればよかった。（委員Ｅ）
・本技術成果を今後、どのように活用していくか、できるだけ具体的に検討していただきたい（委員Ｃ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

応用される可能性の高い技術の開発であり、他機種用エンジンへの成果展開も考えられており、波及効果が期待できる。

なお、事業化に向けては、技術開発だけではなく、エンジンサポート等を継続できる体制が必要であり、その点もプロジェクト当初から考慮に入れた計画にすることが望まれる。また、FAAの認証取得など、事業化への具体的アプローチが欲しい。

【肯定的意見】

・応用される可能性の高い技術の開発である（委員Ａ）
・他機種用エンジンへの成果展開も考えられており、波及効果については期待はできる。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・ホンダジェットの小型エンジンがGEの協力（JV）によりFAAの認証を取得したが、本件においても、事業化への具体的アプローチが欲しい。（委員Ｄ）
・事業化に向けては、技術開発だけではなく、エンジンサポート等を継続できる体制が必要であり、その点もプロジェクト当初から考慮に入れた計画にすることが望まれる。（委員Ｅ）
・ホンダジェットの小型エンジンがGEの協力（JV）によりFAAの認証を取得したが、本件においても、事業化への具体的アプローチが欲しい。（委員Ｄ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

研究開発マネジメントや体制については、組織的に行われており適切である。また、コストパフォーマンスも良い。
なお、もともとのプロジェクトが対象とする機体規模が変化してしまった状態で、本プロジェクトが行われたため考慮すべき余地は多いが、費用対効果という観点では相当程度の効果が得られたという判断にとどまったことは残念である。

【肯定的意見】

・コストパフォーマンスが良好（委員Ａ）
・研究開発マネジメントや体制については、組織的に行われており、適切である。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・もともとのプロジェクトが対象とする機体規模が変化してしまった状態で、本プロジェクトが行われたため考慮すべき余地は多いが、費用対効果という観点では相当程度の効果が得られたという判断にとどまったことは残念である。（委員Ｅ）

６．総合評価

航空機用エンジン技術は安全保障上も国家の戦略的産業としての位置付けからも重要であり、可能な努力を積み上げる必要がある。技術開発された要素技術の成果の一部は今後の実用化につながる可能性が高いとの報告があり、その点は評価される。 なお、想定される機体規模が変化する状態のもとで研究開発が行われた点で、苦労は多かったと思われるが、今後は、そのような当初の設定見積もりを誤らないような検討体制が望まれる。

【肯定的意見】

・航空機用エンジン技術は安全保障上も国家の戦略的産業としての位置付けからも重要であり、可能な努力を積み上げる必要がある。（委員Ｄ）
・国産エンジンへの応用も期待される（委員Ａ）
・技術開発された要素技術の成果の一部は今後の実用化につながる可能性が高いとの報告があり、その点は評価される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・実際にエンジンとしてシステム化し、試験機に搭載して試験できる環境が我が国には必要（委員Ａ）
・想定される機体規模が変化する状態のもとで研究開発が行われた点で、苦労は多かったと思われるが、今後は、そのような当初の設定見積もりを誤らないような検討体制が望まれる。（委員Ｅ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

エンジンが市場で受け入れられるためには、技術的な観点の他に、販売、運用、維持整備関係の考慮点についても、検討する必要がある。また、個別要素技術においては技術革新への更なる取組を行うことで、事業化や波及効果の拡大が期待される。

【各委員の提言】

・国内で企業が開発したエンジンなどの成果物を実証試験に試用できる共用機材となるような試験実証機を国が我が国のインフラとして用意する必要があるのではないか。本件においては、エンジンの要素技術であるため、まず既存のリソース（エンジン）へのシステム化、システム試験となるが、その先となる飛行試験機への搭載とその実証試験まで国内で試験ができれば、得られる成果は大きい。このような環境の整備により、総合的な航空機システムの全体技術を完成できる技術力を我が国が保有していくことが重要である。（委員Ａ）

・小型航空機という出だしの設定そのものに問題がある。動向調査とマーケティングの重要性が再認識させられた。（委員Ｂ）

・エンジン事業はエンジン全体をインテグレートする海外主要メーカ（OEM）が非常に強い立場にある。このため、我が国としても民間航空機向けエンジンのOEMの競争力強化は非常に重要と考えられ、本プロジェクトの成果を有効に活かしていただきたい。（委員Ｃ）

・経済性、環境適合性に関する明確な目標を設定されている点は、今後もこれを維持した上で、実際に研究開発されたエンジン本体がこの目標を達成できるように(今回は要素技術等に限られた目標達成であったため）検討を進めるべきである。また開発されたエンジンが市場で受け入れられるために必要な（技術以外の観点である）販売、運用、維持整備関係の考慮点についても、並行して検討を進めていくのがよい。（委員Ｅ）

・エンジンのインテグレータとなるための課題と、海外メーカーからの下請け事業を含めて低コスト製造技術が重要、というのはその通りと思われるが、次世代エンジンにおける直接運航費の削減トレンド等、技術的に必要とされる目標設定が丁寧に分析されているにも関わらず、その実現に向けて、製造コスト低減や開発の効率化で太刀打ちできるのか不明。最大の課題であろう燃費低減にどのような技術で対応しようとするのか示されていないのは残念。

インテグレーションには技術認証を取得する技術も必要であるが、国内でエンジンの認証を取得するための課題について取り組まないと、インテグレーション技術を活用する場が生まれない。

金属３Dプリンターを用いたエンジン部品製造では、既に海外メーカーでは次世代エンジンには採用が決まっているとの話もあり、今後の製造現場を変える可能性も高い製造技術改革となる。国内での航空機産業振興にも、技術革新への更なる取組みが期待される。

ホンダジェットの新型の小型エンジンが非常に評判よいと聞く。認証や販売網でGEとJVを組んだが、経産省（NEDO）助成の開発においても、50席クラスは本邦で開発・製造したエンジンが世界を席巻する、そのようなアプローチに期待したい。

経済的なエンジンの一つの要件として、摩損した部品を低コストで修理再生することが望まれる。低コスト製造技術の延長線に、高額部品の修理再生技術をテーマとすることで、事業化や波及効果の拡大が期待される。（委員Ｄ）

２－１　複合材構造健全性診断技術開発

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

我が国の技術優位性を維持向上させるものである。また、複合材料は日本にとって戦略的に重要な技術であり、ＳＨＭは複合材料の低コスト化、高信頼性の確保の観点から必要不可欠な技術である。

なお、本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透が必要ある。また、長期間実用化を目指した研究が続いており、出口戦略をも明確にした上で、できるだけ早く実用化されることが期待される。

【肯定的意見】

・本邦の技術優位性を維持向上させるものである
・全産業分野から俯瞰しても航空分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
・ＳＨＭは低コスト、高信頼性の観点から必要不可欠（委員Ｂ）
・航空機向け先進材料、特に複合材料は日本にとって戦略的に重要な技術である（委員Ｃ）
　我が国の航空機産業施策の中で中核的要素技術の一つに位置づけられており、かつ今後の航空機に必要不可欠な複合材料を長期的に使用するための健全性確保は必須の技術であるため、本事業の目的は非常に重要である。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・既に長年取り組んできたテーマであり、航空機への搭載を目的とし続けるままでいいのか？（委員Ｄ）
・本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
・出口戦略（委員Ｂ）
・ファイバーセンサーの埋め込み（特に量産時）技術の確立（委員Ｃ）
・本テーマに関しては、長期間実用化を目指した研究が続いており、できるだけ早く実用化されることが期待される。（委員Ｅ）

２．研究開発等の目標の妥当性

ファイバーセンサーを用いたヘルスモニタリング技術は、構造部材に機能部材の特性を加えることができ、付加価値を高めることに繋がる可能性がある。全体の目標設定のみならず、個別の要素技術毎にも非常に明確な目標設定がなされており適切である。

なお、実際の航空機に対する健全性診断の対象が不明確なように思われる。また、ファイバーセンサーの故障・トラブルの発見と対策が必要である。個々の要素技術がシステム全体にどのように貢献するか、かつそれぞれの技術がお互いにどのように補完しあっているかが見通せるようにしていただきたい。

【肯定的意見】

・ファイバーセンサーを用いたヘルスモニタリング技術は、構造部材に機能部材の特性を加えることができ、付加価値を高めることに繋がる可能性がある（委員Ｃ）
・全体の目標設定のみならず、個別の要素技術毎にも非常に明確な目標設定がなされており、適切である。（委員Ｅ）
・挑戦的課題設定が高く評価できる（委員Ａ）

【問題点・改善すべき点】

・実際の航空機に対する健全性診断の対象が不明確なように思われる。（航空機事故に直結するフライト中の主要構造部材の不具合が整備士の効率的な点検では発見が難しい中で見逃されて進展する、という想定か？）（地上車両が接触した時のダメージ（積層剥離）のモニターか？）（委員Ｄ）
・ファイバーセンサーの故障・トラブルの発見と対策（委員Ｃ）
・個々の要素技術がシステム全体にどのように貢献するか、かつそれぞれの技術がお互いにどのように補完しあっているかが見通せるようにしていただきたい。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

全体ならびに個別要素技術を含めて、設定された目標を全て達成されていることは確認できる。また、実証による成果は高く評価できる。

なお、長期において本件で採用した装置の重量が単に燃費増につながる可能性があるので、装置の重量に対する評価があった方が良い。個々の要素技術毎の実用化に向けての課題について整理することは、今後の本システムの実用化に重要な情報を与えると考えられる。

【肯定的意見】

・目標とした成果は出している（委員Ｄ）
・実証による成果は高く評価できる（委員Ａ）
・全体ならびに個別要素技術を含めて、設定された目標を全て達成されていることは確認出来る。（委員Ｅ）
・モニタリング技術は、製造・運航の双方に適用できる（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・従来のアルミ合金よりも丈夫であるとすると、長期において、本件で採用した装置の重量が単に燃費増につながるのではないかと思われる中、装置の重量に対する評価があった方が良い。（委員Ｄ）
・光ファイバーをはりめぐらせるだけでなく、無線技術の応用の検討も行っていただきたい（委員Ｃ）
・個々の要素技術毎の実用化に向けての課題について整理することは、今後の本システムの実用化に重要な情報を与えると考えられる。（委員Ｃ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

航空機メーカーとの連携も進められており、事業化に向けての見通しは立っていると判断される。また、地上の様々な施設においては、装置の重量増のデメリットは航空機よりも小さく、航空機以外での波及効果は大きいのではないかと思われる。モニタリングで得られたデータをもとに、より先進的な研究内容でイニシアティブがとれる可能性がある（マテリアル・インテグレーション等）。

なお、知財の確保と有効活用が必要である。また、今後の実用化のためには認証取得が最大の関門と考えられ、その点に関する検討を加速させていただきたい。

【肯定的意見】

・地上の様々な施設においては、装置の重量増のデメリットは航空機よりも小さく、航空機以外での波及効果は大きいのではないか。（委員Ｄ）
・実用が期待される（委員Ａ）
・モニタリングで得られたデータをもとに、より先進的な研究内容でイニシアティブがとれる可能性がある（マテリアル・インテグレーション等）（委員Ｃ）
・航空機メーカーとの連携も進められており、事業化に向けての見通しは立っていると判断される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・知財の確保と有効活用（委員Ｃ）
・事業化に向けてのマップにも書かれているが、今後の実用化のためには認証取得が最大の関門と考えられ、その点に関する検討を加速させていただきたい。（委員Ｅ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

研究開発マネジメントの体制に関しては、それぞれの分担も明確化されており、適切である。
なお、長年取り組まれてきているテーマであり、技術的な可能性や限界から、社会的ニーズに対応してテーマの妥当性を検討する必要もある。

【肯定的意見】

・良好（委員Ａ）
・研究開発マネジメントの体制に関しては、それぞれの分担も明確化されており、適切である。（委員Ｅ）
・航空機以外の用途への広範な応用が期待できる（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・長年取り組まれてきているテーマであり、技術的な可能性や限界から、社会的ニーズに対応してテーマの妥当性を検討する必要もある（変化への対応が期待される）（委員Ｄ）
・コストパフォーマンス（委員Ａ）
・特に問題点とされる点はないが、引き続き市場等の情勢変化に対しては敏感に反応し対応するように心がけていただきたい。（委員Ｅ）

６．総合評価

複合材は我が国の得意分野であり優位性を維持向上することに国が関与することは有意義である。航空機等の安全性、経済性に大きく寄与する先進的技術の先駆的開発であり評価できる。また、多くの成果を達成している点で、本事業は優れていたと判断される。

なお、長年取り組まれてきているテーマであり、技術的な可能性や限界から、社会的ニーズに対応してテーマの妥当性を検討する必要もある。実用化を早く成し遂げることを目標にして引き続き積極的に研究を推進していただきたい。

【肯定的意見】

・複合材は我が国の得意分野であり優位性を維持向上することに国が関与することは有意義（委員Ｄ）
・先進的技術の先駆的開発は高評価（委員Ａ）
・航空機等の安全性、経済性に大きく寄与（委員Ｃ）
・多くの成果を達成している点で、本事業は優れていたと判断される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・長年取り組まれてきているテーマであり、技術的な可能性や限界から、社会的ニーズに対応してテーマの妥当性を検討する必要もある（変化への対応が期待される）（委員Ｄ）
・飛行実証試験機をビジネスジェットからリージョナルジェットにという期待がある（委員Ａ）
・実用化を早く成し遂げることを目標にして引き続き積極的に研究を推進していただきたい。（委員Ｅ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

複合材料技術は日本が強い技術であり、ボトルネックになっている部分を明確にすることで、今後の実用化を期待したい。また、製造コストだけではなく、本システムを用いることによる整備等コストの削減もあり、航空機のライフサイクルを考えた際のコストの観点から本システムの利点を明確にすることも必要である。加えて、実証評価できる体制を含めた認証取得に関する検討をする必要がある。

【各委員の提言】

・実際に運航する航空機への採用を想定した場合、光ファイバー等の装置の重量増（燃料費）が整備性向上を上回るほど軽量である必要がある。

複合材の主要構造におけるどのような不具合の発見（どのようなメリット）を想定するのか、であるが、①航空機事故に直結するフライト中の主要構造部材の不具合　とすると、複合材は金属疲労が生じない事や、リベットホール間のクラックが成長しにくいので、アルミ合金よりも点検間隔が長いはずであり、軽量化の要求条件は高いものになる。②地上車両等の接触による積層剥離の検知が目的であれば、一程度の剥離を許容する現在の板厚よりも薄く設計できる等のメリットに繋がれば研究の目的がはっきりすると思われる。

光ファイバーの埋め込みについては、複合材料の機械的特性に及ぼす影響が評価されているが、もともと積層剥離が強度低下につながることを心配した研究であり、光ファイバーの埋め込みにより積層剥離の発生が増加しないことが不可欠である。（委員Ｄ）

・本研究では飛行実証試験機としてビジネスジェットを用いていたが、今後リージョナルジェットの試験実証機を国が我が国のインフラとして用意する必要があるのではないか。本件においては、ヘルスモニタリング技術であるため、積極的な実機への搭載試験が期待できるが、その飛行試験がリージョナルジェットクラスのシステムで、しかも国内で試験ができれば、得られる成果は大きい。このような環境の整備により、新素材や新しい安全技術を含む総合的な航空機システムの全体技術を完成できる技術力を我が国が保有していくことは今後重要である。（委員Ａ）

・早めに何が事業化のボトルネックとなっているのかを明確にする必要がある。頑張ってほしい。（委員Ｂ）

・複合材料技術は日本が強い技術であり、今後、航空機のみならず自動車等の他分野への応用が期待されるが、実用化に当たって、ヘルスモニタリング、修理や量産技術が一層重要となってくると考えられる。特に量産ベースで実用性が高い、低コストで生産性の高い製造技術の開発にも注力していただきたい。

このため光ファイバーや無線技術など複数のオプションを勘案した技術開発も重要と考える。また、日本がこれら技術の認証・認定に深く関与できるよう研究開発を進めて頂きたい。そのためには国内での実証評価・試験施設や実機ベースの実証（例えば実証機）ができる体制作りを期待したい。（委員Ｃ）

・各研究項目に関する得られた成果については高く評価されるが、本プロジェクトの価値はそれだけに留まってはならず、今後の実用化に向けた活動の成否が、その価値を決定づけると言っても過言では無い。そのために認証取得に関する検討を最重要視していただきたい。また実用化という観点からは、本システムを活用することに伴うコストに関する検討も必要である。それは製品としてのコストだけではなく、本システムを用いることによる整備等コストの削減もあり、航空機のライフサイクルを考えた際のコストの観点から本システムの利点を明確にすることも必要である。（委員Ｅ）

２－２　次世代チタン合金構造部材創製・加工技術開発

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

複合材料関連と並んで中核的要素技術の一つに位置づけられており、我が国の国際競争力を高めることにつながる重要な技術と捉えることができ、政策的位置づけは極めて明確である。また、我が国が強みを出せる素材加工技術分野であること、我が国の材料技術の強みを航空機産業に活かすことができることは評価できる。

なお、本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透が必要である。また、価格、加工性に課題がある。資源としてのチタンは海外に依存せざるをえないため、事業リスクが生じる可能性がある。実機適用可能になるような設備投資という面についても事業目的を検討してもよい時期にきていると思われる。

【肯定的意見】

・本邦の材料技術の強みを航空機産業に活かすことは重要（委員Ｄ）
・全産業分野から俯瞰しても航空分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
・日本が強みを出せる素材加工技術分野である（委員Ｃ）
・複合材料関連と並んで中核的要素技術の一つに位置づけられており、我が国の国際競争力を高めることにつながる重要な技術と捉えることができ、政策的位置づけは極めて明確である。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
・価格、加工性（委員Ｂ）
・資源としてのチタンは海外に依存せざるをえないため、事業リスクが生じる可能性がある（委員Ｃ）
・実機適用可能になるような設備投資という面についても事業目的を検討してもよい時期にきていると思われる。（委員Ｅ）

２．研究開発等の目標の妥当性

コスト低減目標を具体的な数値で示しており、かつ個々の要素技術の指標設定も具体的に示されており適切である。また、チタン加工技術は重要な基幹産業となることや、複合材料への適用拡大にともない、チタンの重要性・用途が拡大すると考えられることから、目標設定は妥当である。

なお、チタン製品の国内OEMが弱いと本技術を十分に活かしきれない可能性がある。また、コスト低減目標の具体的な数値が示されたが、これの実現による航空機開発全体へのコスト低減効果も検討していただきたい。

【肯定的意見】

・コスト低減目標を具体的な数値で示しており、かつ個々の要素技術の指標設定も具体的に示されており適切である。（委員Ｅ）
・チタン加工技術は重要な基幹産業となる（委員Ｄ）
・新しい加工技術の目標設定（委員Ａ）
・複合材料への適用拡大にともない、チタンの重要性・用途が拡大すると考えられる（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・チタン製品の国内OEMが弱いと、本技術開発を十分に活かしきれない可能性がある(委員Ｃ）
・コスト低減目標の具体的な数値を示していただいたが、これの実現によって航空機開発全体へのコスト低減効果も検討していただきたい。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

個々の要素技術毎に設定された目標を一つ一つ達成されており、妥当な成果が得られていると判断される。

なお、コスト低減の視点からも航空機以外の用途開発も重要となる。設定されたコスト削減目標の達成が、一応目処がついたことは示されているが、個々の要素技術毎にコスト削減にどの程度効果があり、その相乗効果によって全体のコスト削減につながるといったような、定量的な議論をより詳細に検討いただくことが、今後の更なるコスト削減につながると考えられる。

【肯定的意見】

・堅実な取り組みである（委員Ｄ）
・良好（委員Ａ）
・新たなチタン材料の創出を目的としている（委員Ｃ）
・個々の要素技術毎に設定された目標を一つ一つ達成されており、妥当な成果が得られていると判断される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・コスト低減の視点からも航空機以外の用途開発も重要となろう（委員Ｃ）
・設定されたコスト削減目標の達成が一応目処がついたことは示されているが、個々の要素技術毎にコスト削減にどの程度効果があり、その相乗効果によって全体のコスト削減につながるといったような、定量的な議論をより詳細に検討いただくことが、今後の更なるコスト削減につながると考えられる。（委員Ｅ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

事業化にむけての技術開発に関しては、十分に開発の目処がたっていることは確認できる。また、他産業への応用が期待される。

なお、事業化に向けて材料認定や認証関係の検討も進め始められようとしている点は評価できるが、今後更に検討を促進していただきたい。

【肯定的意見】

・事業化にむけての技術開発に関しては、十分に開発の目処がたっていることは確認できる。（委員Ｅ）
・良好（委員Ａ）
・他産業への応用が期待される（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・事業化に向けて材料認定や認証関係の検討も進め始められようとしている点は評価できるが、今後更に検討を促進していただきたい。（委員Ｅ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

研究開発マネジメントや研究開発体制に関しては、産学官の連携もよくされており、評価される。

なお、チタン合金をとりまく世界の開発状況は日々変化をとげているようであり、プロジェクト期間中も的確に変化を把握されてはいたが、今後も動向に対して十分な注意を払い、スピード感をもった取組みが期待される。また、コストパフォーマンスについても改善の必要がある。

【肯定的意見】

・研究開発マネジメントや研究開発体制に関しては、産学官の連携もよくされており、評価される。（委員Ｅ）
・関連する大学の連携も得られており、評価できる。（委員Ｄ）

【問題点・改善すべき点】

・コストパフォーマンス（委員Ａ）
・チタン合金をとりまく世界の開発状況は日々変化をとげているようであり、プロジェクト期間中も的確に変化を把握されてはいたが、今後も動向に対して十分な注意を払っていく必要がある。（委員Ｅ）
・３Dプリンター加工技術の進歩は目覚ましく、スピード感をもった取組みが期待される。（委員Ｄ）

６．総合評価

新技術へチャレンジをしている点、多くの成果を個々の要素技術毎に出している点は評価できる。
なお、製造技術として国際標準化をリードする戦略や、認定、認証関係の取組が重要課題であるという認識を持つことが必要。また、加工した試験部品の実証試験機への搭載試験などが実施できればよい。

【肯定的意見】

・新技術へのチャレンジ（委員Ａ）
・多くの成果を個々の要素技術毎に出されており、優れた事業であると判断される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・製造技術として国際標準化をリードする戦略が欲しい。（委員Ｄ）
・加工した試験部品の実証試験機への搭載試験などが実施できれば（委員Ａ）
・繰り返しになるが、認定、認証関係の取組が今後最重要課題となるとの認識を持ち続けていただきたい。（委員Ｅ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

技術開発に関しては、個々の要素技術毎に高い成果を挙げているが、そういった技術そのものに対する取組だけではなく、今後は実証試験をとおした材料認定や認証といったような実際の航空機部材に活用していくことができるような事業化に向けての取組が重要であることを認識し、研究開発を進めて必要がある。

【各委員の提言】

・３Dプリンター加工技術の進歩は目覚ましく、特に切削加工が困難なチタンで世界をリードしてほしい（委員Ｄ）

・本研究での新しい加工技術により製造された構造材の飛行実証試験機への適応は、相当リスクが高く難易度が高いが、2次構造材からスタートして、将来的に1次構造材への適応技術を研鑽するためにも、試験実証機を国が我が国のインフラとして用意することは今後重要である。（委員Ａ）

・航空機用軽量素材は複合材料に特化すべきではないか。チタンは他の用途を考えるべきでは。２方面作戦はリスクをともなう。（委員Ｂ）

・先の複合材料とともに、チタンに関わる本技術開発を組み合わせることで、日本の航空機向け素材加工技術、事業の競争力強化につなげてほしい。（委員Ｃ）

・技術開発に関しては、個々の要素技術毎に高い成果を挙げられているが、そういった技術そのものに対する取組だけではなく、今後は材料認定や認証といったような実際の航空機部材に活用していくことができるような事業化に向けての取組が最重要であるとの認識で、更に研究開発を続けていっていただきたい。（委員Ｅ）

３－１　超高速輸送機実用化開発調査

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

今後、海外を含めて超音速輸送機の開発が始まった場合、日本がパートナーとして参加するにあたり重要な技術開発テーマである。また、将来の国際共同開発が見込まれる超音速機に関して、我が国が十分な役割を果たすことができるようになるためには、環境適合性等に関する要素技術を重点的に開発することが重要である。

なお、本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透が必要である。また、超高速化や騒音の低減は、一般論としては必要だが、どこまで必要かの判断が難しいテーマである。

【肯定的意見】

・今後、海外を含めて超音速輸送機の開発が始まった場合、日本がパートナーとして参加するにあたり重要な技術開発テーマ（委員Ｃ）
・技術戦略マップにおいて政策的位置づけが明確にされているように、将来の国際共同開発が見込まれる超音速機に関して、我が国が十分な役割を果たすことができるようになるためには、環境適合性等に関する要素技術を重点的に開発することは重要である。（委員Ｅ）
・全産業分野から俯瞰しても航空分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
・航空機技術は国防においても重要であり、国の関与も必要（委員Ｄ）

【問題点・改善すべき点】

・超高速化や騒音の低減は、一般論としては必要だが、果たしてどこまで必要か難しいテーマ（委員Ｄ）
・本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
・事業性の評価がきちんとなされていない（委員Ｃ）
・国際共同開発の開始時期の見通しを早く得て、それにむけての要素技術開発が促進されることが望まれる。（委員Ｅ）
・コスト、ソニックブーム等問題が多すぎる。（委員Ｂ）

２．研究開発等の目標の妥当性

環境適合性と経済性の両面の課題を解決するために各要素技術は明確に目標を設定できている。

なお、需要予測や航空会社のメリットが現実的か不明確である。コンコルドの事業としての失敗事例を分析した上で目標設定すべきである。また、機体スペックの検討も同時になされているが、各要素技術の目標が達成されたときに、どのようにスペック自体に影響が及ぶか（より高性能化できるか）についても明確にすべきである。

【肯定的意見】

・環境適合性と経済性の両面の課題を解決するために各要素技術は明確に目標を設定できている。（委員Ｅ）
・継続した超音速技術の開発は、技術力維持には必要で、長期計画で取組むべき（委員Ｄ）
・良好（委員Ａ）
・材料・構造技術開発の応用は広い（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・需要予測や航空会社のメリットについては、現実的か不明確。コンコルドの事業としての失敗事例を分析した上で目標設定すべき。（委員Ｄ）
・需要予測の想定、根拠が示されておらず、現実的でない（委員Ｃ）
・機体スペックの検討も同時になされているが、各要素技術の目標が達成されたときに、どのようにスペック自体に影響が及ぶか（より高性能化できるか）についても明確にすべきである。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

日欧共同研究等でも評価されており、長期にわたるプロジェクト期間を通じて、各要素技術に関する多くの成果が得られたことは評価できる。特に主翼軽量化の定量的な見通しが得られたことと離着陸騒音の低減につながる騒音評価手法をある程度確立できたことは今後の開発につなげられる技術であると判断できる。また、他国でもあまり取り組んでいない超音速機技術に取り組んだことの価値は高い。

なお、欧米他社（民・官双方）の動向が全く記されておらず、事業環境の変化がとらえられていない。また、それぞれの要素技術の実現が機体全体の性能にどのように効いてくるかの定量的観点も含めた目標設定があれば、今後の研究開発の際には有効であると考えられる。

【肯定的意見】

・日欧共同研究等でも評価されており、成果は出ている。（委員Ｄ）

・長期にわたるプロジェクト期間を通じて、各要素技術に関する多くの成果が得られたことは評価できる。特に主翼軽量化の定量的な見通しが得られたことと離着陸騒音の低減につながる騒音評価手法をある程度確立できたことは今後の開発につなげられる技術であると判断出来る。（委員Ｅ）

・騒音問題という最も大きな課題で成果が少し見えている（委員Ａ）

・他国でもあまり取り組んでいない超音速機技術に取り組んだことの価値は高い（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・欧米他社（民・官双方）の動向が全く記されておらず、事業環境の変化がとらえられていない（委員Ｃ）

・それぞれの要素技術の実現が機体全体の性能にどのように効いてくるかの定量的観点も含めた目標設定があれば、今後の研究開発の際には有効であると考えられる。（委員Ｅ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

超音速機向けに開発された技術の多くは、亜音速機に広く活用できるため、その点での波及効果は大きい。また、超高速機以外の航空機製造に必要な成果（波及効果）を出している。

なお、経済性と環境性が解決されたとする目標値や、現状での到達点、クリアすべき技術的困難性などを整理する必要がある。また、他の超音速機開発プロジェクトとの関連・連携が見られない。大型の開発計画であるため、これからの世界全体の経済情勢が事業化の見通しに大きく影響する点は否めないため、常に周辺の状況を見極めながら計画を進めていくことが重要である。

【肯定的意見】

・超高速機以外の航空機製造に必要な成果（波及効果）を出した。（委員Ｄ）
・良好（委員Ａ）
・超音速機向けに開発された技術の多くは、亜音速機に広く活用できるため、その点での波及効果は大きいと判断出来る。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・経済性と環境性が解決すれば速度の速い航空機が支持されるのは当たり前の結論であり、経済性と環境性が解決されたとする目標値や、現状での到達点、クリアすべき技術的困難性などを整理する必要があるように思う。（委員Ｄ）
・国内の他の超音速機開発プロジェクトとの関連・連携が見られない（委員Ｃ）
・大型の開発計画であるため、これからの世界全体の経済情勢が事業化の見通しに大きく影響する点は否めないため、常に周辺の状況を見極めながら計画を進めていくことが重要である。（委員Ｅ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

国外機関との国際共同研究も行った研究開発であり、そのマネジメントや実施体制は適切に行われたと判断される。
なお、費用対効果の面では、そもそもの機体開発計画の目処がたっていない現状では、明確な結論は出せない。ただし、波及効果の大きい計画であり、その点も含めれば、効果が十分あると言える。

【肯定的意見】

・良好（委員Ａ）
・国外機関との国際共同研究も行った研究開発であり、そのマネジメントや実施体制は適切に行われたと判断される。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・経済性と環境性が解決すれば速度の速い航空機が支持されるのは当たり前の結論であり、経済性と環境性が解決されたとする目標値や、現状での到達点、クリアすべき技術的困難性などを整理する必要があるように思う。（委員Ｄ）
・コストパフォーマンス（委員Ａ）
・中間評価での指摘にきちんと対応できていない（委員Ｃ）
・費用対効果の面では、そもそもの機体開発計画の目処がたっていない現状では、明確な結論は出せない。ただし、波及効果の大きい計画であり、その点も含めれば、効果が十分あると言える。（委員Ｅ）

６．総合評価

目標に対する成果は全て達成しており、波及効果も期待できる。
なお、経済性と環境性が解決されたとする目標値や、現状での到達点、クリアすべき技術的困難性などを整理する必要がある。本成果が日本の航空機産業や他産業にいかに寄与するかといとう部分での分析が不十分である。また、得られた研究成果を今後の機体開発に活用できるような技術伝承の体制についても検討しておくことが望ましい。

【肯定的意見】

・目標に対する成果は出しており、波及効果も期待できる。（委員Ｄ）
・良好（委員Ａ）
・目標とした事柄を全て達成した点は評価できる。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・経済性と環境性が解決すれば速度の速い航空機が支持されるのは当たり前の結論であり、経済性と環境性が解決されたとする目標値や、現状での到達点、クリアすべき技術的困難性などを整理する必要があるように思う。（委員Ｄ）
・実証試験ができれば（委員Ａ）
・本成果が日本の航空機産業や他産業にいかに寄与するか（寄与させるか）の分析が不十分（委員Ｃ）
・得られた研究成果を今後の機体開発に活用できるような技術伝承の体制についても検討しておくことが望ましい。（委員Ｅ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

超音速輸送機をめぐる技術開発や事業化に向けて環境変化をしっかりと分析し、日本が今後、どのような方策をとっていくべきかを、より詳細に検討すべきである。事業化の視点で分析を十分に行い、培われたノウハウの維持という点も踏まえて、研究開発成果を既存の航空機開発につなげていく必要がある。

【各委員の提言】

・超高速機の開発を継続する中で、既存の航空機開発にも活用できる技術を開発し、航空機産業における日本の存在意義を高めてほしい。

ただし、そもそも経済性と環境性が解決すれば速度の速い航空機が支持されるのは当たり前の結論であり、経済性と環境性が解決されたとする目標値や、現状での到達点、クリアすべき技術的困難性などを整理する必要があるように思う。

私見であるが、現在、ビジネスクラス以上のシートはフルフラットが主流であり、長時間のフライトに対してもお客様の疲労は限定的となった中、多くの一般利用者はより経済的な選択を取ると思われる。

一方、料金よりも時間を優先する超ハイエンドや多忙な経営者が現在プライベートジェットを利用しているが、この層には、超高速輸送機は支持されるのではないか？

航空機技術は国防においても重要というのはその通りと思うが、上記の仮定が正しければ、ニーズの高い開発対象としてビジネスジェット機の可能性があるのではないか？

超音速技術の開発は、多くの先進要素技術を生み出す苗床であるが、研究や共同開発への期待だけに終わらず、ぜひ、日本独自での事業化の可能性も探ってほしい。

ソニックブーム低減技術として、エンジンを胴体上部に持って行く案については、地上での騒音低減案かと思われるが、客室内の騒音については、どのような調査がされているのか？（委員Ｄ）

・既存超音速機を有効利用し飛行試験機とした開発の促進、実用上の課題発見とその解決が必要。（委員Ａ）

・税金を使うには現実味があまりに無く、夢物語に思える。まずは、実現のための課題であるエンジンを何とかすべきではないか。（委員Ｂ）

・超音速輸送機の技術開発に取り組むことは、日本の航空機産業の戦略や他産業への波及を考えれば、将来的に重要な研究開発と考える。しかし、本プロジェクトでは事業化の視点・分析が十分とはいえず、具体的な戦略やその取り組み、事業化の方策などがよく見えない。

一方、欧米などでは超音速輸送機をめぐる内外動向は変化しているが、この点についての記述がみられず、特に本研究が将来の欧米による次世代超音速輸送機開発にパートナーとして参画することを念頭としているならば、超音速輸送機をめぐる技術開発や事業化に向けてに環境変化をしっかりと分析し、日本が今後、どのような方策をとっていくべきかを、より詳細に検討すべきである。この視点が欠けてしまうと、良い研究開発　成果が出ても、それを活用して次につなげていくことができなくなる可能性がある。

なお。中間評価の対応方針において位置付けの明確化、波及効果等について考察が求められているが、この点についても資料を見る限り検討が不十分であると感じられる。特に事業化のベースとなる市場予測が現実的でない仮定に基いている点はきちんとした見直しを行うべきと考える（仮に今開発していれば20年後には1,500機の需要があると想定している予測）。この点はきちんと顧客、市場の分析等を踏まえて再評価すべきところである。また、現実的な市

場としては、まず、ビジネスジェットやコーポレートジェットも検討する必要があろう。さらに、2000年代前半に、何故エアラインなどがボーイングのソニッククルーザに「NO」と回答したかなど、顧客のニーズや戦略も検討に加えるべきと考える。（委員Ｃ）

・本調査では各要素技術の持つ課題を解決することを主眼に実施されたが、実際の機体開発では、亜音速機と同じように、認証を含めた実用化への取り組みが必要であり、また超音速機をとりまく市場の情勢も適格に睨んだビジネスモデルの構築が重要になる。これらの点について、今後は重点的に取り組んでいただきたい。繰り返しになるが、実際の機体開発にあたって直ぐに活用できるような、各要素技術で培われたノウハウの維持という面でも検討していただきたい。（委員Ｅ）

３－２　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム）

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

将来に向けての先進的な研究開発である。我が国が有しているLNGロケットエンジン技術に注目して、それを超高速航空機用推進機関に活用することで機体のコンパクト化につなげることを考えた点は斬新であり、評価できる。

なお、本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透が必要である。また、EADS(現Airbus)のZEHSTプロジェクトの一部であるため、日本が主導権を握りにくい。長期開発を要するテーマであることを事業目的にもう少し明記しておいた方が、計画の位置づけがより明確になったと思われる。

【肯定的意見】

・全産業分野から俯瞰しても航空分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
・将来に向けての先進的な研究開発である（委員Ｃ）
・我が国が有しているLNGロケットエンジン技術に注目して、それを超高速航空機用推進機関に活用することで機体のコンパクト化につなげることを考えた点は斬新であり、評価できる。（委員Ｅ）
・日本のロケットエンジンの技術が評価されており、この技術を継続して開発することは重要(委員Ｄ）

【問題点・改善すべき点】

・当初から航空機用ではなく、再使用型宇宙輸送システムでの活用を前提としているように思われる。（委員Ｄ）
・本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
・ロケットエンジンの民間旅客機転用には無理があると思われる。（委員Ｂ）
・EADS(現Airbus)のZEHSTプロジェクトの一部であるため、日本が主導権を握りにくい（委員Ｃ）
・技術的に実用化レベルに達するまでには、かなりの研究開発が必要とされる技術であり、技術的リスクを考えると、国が積極的に関与すべきテーマとして重要であることは理解できるが、実現にはかなりの長期間を有するはずのものであり、そのような長期開発を要するテーマであることを事業目的にもう少し明記しておいた方が、計画の位置づけがより明確になったと思われる。（委員Ｅ）

２．研究開発等の目標の妥当性

燃料や推進系統だけにとどまらず、機体システム全体との適合も考えた具体的な研究開発目標となっており、その点は評価できる。また、再使用可能で信頼性の高いロケットエンジンは日本の基幹技術として重要である。

なお、AIRBUS社の計画に乗ったものであるが、現実性に対する評価や事業化に資する目標設定が不十分なように思われる。また、3種類の推進システムを有するため、事業化に困難さがあると考えられる。エンジンの繰り返し使用に係る課題の検討が行われているが、この点が、本プロジェクトの成否を決める点の一つでもあり、この点により重点を置いた目標の設定であったら、より良かった。

【肯定的意見】

・再使用可能で信頼性の高いロケットエンジンは日本の基幹技術として重要である（委員Ｄ）
・良好（委員Ａ）
・研究開発を通じて得られる先進技術成果が比較的広範（委員Ｃ）
・燃料や推進系統だけにとどまらず、機体システム全体との適合も考えた具体的な研究開発目標となっており、その点は評価できる。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・AIRBUS社の計画に乗ったものであるが、現実性に対する評価や事業化に資する目標設定が不十分なように思われる（委員Ｄ）
・3種類の推進システムを有するため、事業化に困難さがあると考えられる（委員Ｃ）
・エンジンの繰り返し使用に係る課題の検討が行われているが、この点が、本プロジェクトの成否を決める点の一つでもあり、この点により重点を置いた目標の設定であったら、より良かった。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

各要素技術に関する目標は全て達成されている点は確認出来た。

なお、新たな技術開発として何がなされたのか、今後実際の設計に入るための成果なのか不明確である。また、本研究開発の成果をZEHSTプロジェクトに限らず、広く国内の航空機産業や他産業に適用するための戦略がやや希薄である。本プロジェクトの目的としてあげられている「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」の点で、各結果を整理しておくと、技術開発課題全体が見通せるようになり、今後の研究開発を考える際に役に立つと考えられる。

【肯定的意見】

・技術の波及効果対象が広範（委員Ｃ）
・各要素技術に関する目標は全て達成されている点は確認出来た。（委員Ｅ）
・チャレンジングな概念設計（委員Ａ）

【問題点・改善すべき点】

・当初から航空機用ではなく、再使用型宇宙輸送システムを想定しているように思われる。加えて、新たな技術開発として何がなされたのか、今後実際の設計に入るための成果なのか不明確（委員Ｄ）
・本研究開発の成果をZEHSTプロジェクトに限らず、広く国内の航空機産業や他産業に適用するための戦略がやや希薄（委員Ｃ）
・本プロジェクトの目的としてあげられている「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」の点で、各結果を整理しておくと、技術開発課題全体が見通せるようになり、今後の研究開発を考える際に役に立つと考えられる。（委員Ｅ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

国際共同開発の推進に寄与している。また、本システムは特に宇宙往還機に有効な技術であり、波及効果としては宇宙開発関係で期待できる。
事業化の実現性については不明確であり、我が国航空機産業の今後の戦略にいかに位置づけるかを明確化したほうが良い。また、今回は本システムの導入の可否を検討する段階であったので、今後は、より実開発に近い検討が必要である。

【肯定的意見】

・国際共同開発の推進に寄与（委員Ｃ）
・本システムは特に宇宙往還機に有効な技術であり、波及効果としては宇宙開発関係で期待できる。（委員Ｅ）
・良好（委員Ａ）

【問題点・改善すべき点】

・事業化に向けた実現性についての説明は不明確なところがある（委員Ｄ）
・我が国航空機産業の今後の戦略にいかに位置づけるかを明確化したほうが良い（委員Ｃ）
・今回は、本システムの導入の可否を検討する段階であったので、今後は、より実開発に近い検討が必要である。（委員Ｅ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

海外メーカーからの情報入手が必要なプロジェクトではあり、国際共同に関する面でも、実施にあたって適切な体制下で行われている。
なお、国際共同研究の枠組みの中でも実施されていたが、万一国際的な情勢変化があったとしても柔軟に対応がとれる体制にするという観点も重要である。また、国内と欧州の研究機関との連携が見えない。知財が日本できちんと確保できるかも不明である。

【肯定的意見】

・海外メーカーからの情報入手が必要なプロジェクトではあり、国際共同に関する面でも、実施にあたって適切な体制下で行われている。（委員Ｅ）
・良好（委員Ａ）

【問題点・改善すべき点】

・HIKARIプロジェクトの中での、国内＆欧州の研究機関との連携が見えない（委員Ｄ）
・知財が日本できちんと確保できるかが不明（委員Ｃ）
・国際共同研究の枠組みの中でも実施されていたが、万一国際的な情勢変化があったとしても柔軟に対応がとれる体制にするという観点も重要である。（委員Ｅ）
・コストパフォーマンス（委員Ａ）

６．総合評価

・日本では、航空機よりロケットでのインテグレーション技術が先行しており、その技術を航空機に応用することは評価できる。また、アイデアとしては興味深いプロジェクトであり、それが実用化されたときの利点は十分に認められる。
　なお、事業化に向けた実現性については不明確なところがある。また、航空機開発に本技術が適用できなかった場合に、本成果が他に（特に宇宙往還機に）適用できるようにする検討は重要である。

【肯定的意見】

・日本では、航空機よりロケットでのインテグレーション技術が先行しており、その技術を航空機に応用することは評価。（委員Ｄ）
・アイデアとしては興味深いプロジェクトであり、それが実用化されたときの利点は十分に認められる。（委員Ｅ）
・良好（委員Ａ）

【問題点・改善すべき点】

・事業化に向けた実現性についての説明は不明確なところがある。（委員Ｄ）
・波及効果の記述とも関連するが、航空機開発に本技術が適用できなかった場合に、本成果が他に（特に宇宙往還機に）適用できるようにする検討は重要である。（委員Ｅ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

先進的な技術開発であるため、航空機産業全体やその研究開発戦略における位置付けを明確化した上で、このプロジェクトで得られた成果を、より早期に他の航空機分野や他分野のプロジェクトに活用するかを検討することが必要。

【各委員の提言】

・未来の輸送技術として、日本のロケットエンジンの技術力を更に向上していくことには意義がある。

波及効果として、将来期待される再使用型宇宙輸送システムのロケットエンジンとしては期待される。

ただし、１つの航空機に３種類ものエンジンを搭載しないといけない構想が、軍用機ではなく民間機として成り立つのか（エンジンの重量が大きくなることに対し、十分な旅客を乗せられるのか）。単に未来の可能性を追求する目的であれば、まだコンセプトレベルの技術も含め、たとえば１つのエンジンタイプで求める性能を発揮できるような技術の苗を探し、投資することも必要ではないか（委員Ｄ）

・ロケットエンジンの民間機転用は筋が悪すぎる。事業化するとは思えない。（委員Ｂ）

・先進的な技術開発であること自体が評価できる。一方で、先進的である故に航空機産業全体やその研究開発戦略における位置付けをもう少し明確化したほうが良いと考える。また、現実的には実用化へのフェーズはよく見えない部分があり、また、主導権をヨーロッパがとっていくことになるため、本研究開発の成果（知財等）をきちんと日本が確保できるようにすることは重要。加えて、このプロジェクトで得られた成果を、より早期に他の航空機分野や他分野のプロジェクトにいかに活用するかを是非、検討して頂きたい。

また、いきなり有人機への応用は難しい面もあると考えられるため、無人機（防衛分野も含めて）、特に超音速無人機の開発につなげられれば、新たな展開もあり得ると感じられる。まだ、世界的には基礎的な段階であり、米国でも失敗が報じられていたりするため、日本がこの分野でなんらかのポジションを確保できれば、将来に向けて有益な研究開発となろう。（委員Ｃ）

・現段階では、主として概念について検討しているため、今後は、より実用的開発につながるような具体的な検討が必要である。本プロジェクトが目標としている超高速輸送機では、エンジンの開発のみを考えることでは不十分であり、本計画でも一部検討されていたような、機体と推進系を一体的に概念検討するという視点も求められる。今後は、このような点ならびに技術開発面以外で事業化に必要な項目（例えば市場の把握やコスト推算）においても更なる検討が必要である。（委員Ｅ）

・既存超音速機の有効利用や無人機化による飛行試験機とした開発の促進、実用上の課題発見とその解決が必要。（委員Ａ）

３－３　電源安定化システム

１．事業の目的・政策的位置付けの妥当性

費用対効果の高い優れたプロジェクトである。航空機の電動化技術は次世代航空機に一番求められている技術であり、この観点から電源安定化技術は非常に重要である。また、本技術開発によって航空機システムでの国内メーカーの参入を促すことが国策としても必要である。

なお、本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透が必要である。また、安定化電源はMEA化、AEA化で重要となる技術だが、本技術だけで我が国が存在感を高め、主導権を握ることはできない。航空機の電動化に向けて数多くの技術課題が存在するが、それらが互いにどのように関連しあうかの全体像を把握しておくことが重要であり、本技術と他の技術を組み合わせた全体戦略があると良い。

【肯定的意見】

・費用対効果の高い優れたプロジェクトである。（委員Ｂ）
・航空機の電動化技術は次世代航空機に一番求められている技術であり、この観点から本プロジェクトの電源安定化技術は非常に重要である。（委員Ｅ）
・全産業分野から俯瞰しても航空分野は国が関与する必要性大（委員Ａ）
・航空機システムでの国内メーカーの参入を促すことが国策としても必要（委員Ｄ）
・航空機のMEA化、AEA化の流れの中で非常に重要な技術である（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・本分野への国が関与する重要性への国民の理解の浸透（委員Ａ）
・安定化電源はMEA化、AEA化で重要となる技術だが、本技術だけでMEA化、AEA化で我が国が存在感を高め、主導権を握ることはできない。その意味で本技術やIHIの再生型FC、MHI／ナブテスコの電動アクチュエーター技術などを組み合わせた全体戦略があると良い
（委員Ｃ）
・航空機の電動化に向けて数多くの技術課題が存在するが、それらが互いにどのように関連しあうかの全体像を把握しておくことも重要であろう。（委員Ｅ）

２．研究開発等の目標の妥当性

電源系統の根幹を支える基礎技術であり、必要とされる電源は益々増大化していく傾向の中で、それを睨んだ目標設定になっている。また個別要素技術に関しても、要素毎に重点をおくべき目標が明確になっている。また、Boeing社の協力を得て実施しているのは評価できる。

なお、電気化が進むと、航空機の電力需要がフライトフェーズでどのような変動をするかを想定する必要があると思われる。バッテリーに関しては年々性能が向上していくことが予想されるため、本プロジェクト期間内で本システムの性能をどこまで目指すかに関しては、定量的な目標数値を掲げてからプロジェクトを開始することで、効率的な開発を行えた可能性があった。

【肯定的意見】

・地味ではあるが電源系統の根幹を支える基礎技術（委員Ａ）
・航空機の電気化が進むのは不可避であり、基幹技術を育成する目標は妥当（委員Ｄ）
・Boeing社の協力を得て実施している（委員Ｃ）
・電動航空機に関しては、必要とされる電源は益々増大化していく傾向にあり、それを睨んだ目標設定になっている。また個別要素技術に関しても、各要素毎に重点をおくべき目標が明確になっている。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・電気化が進むと、航空機の電力需要がフライトフェーズでどのような変動をするかを想定する必要があると思われる。（委員Ｄ）
・航空機の実際の運用を勘案した電源の最適化の中に位置づけることが重要かと考える（委員Ｃ）
・バッテリーに関しては年々性能が向上していくことが予想されるため、本プロジェクト期間内で本システムの性能をどこまで目指すかに関しては、定量的な目標数値を掲げてからプロジェクトを開始することも、有効であったかもしれない。（委員Ｅ）

３．成果、目標の達成度の妥当性

全体ならびに個別要素毎に目標を達成しており、十分な成果が得られたと判断される。また、試作・実証による評価を実施している点は評価できる。

なお､本研究ではカバーされなかった実際の機体搭載に向けての構想設計､技術実証、実機システム開発などに是非つなげていただきたい。「小型軽量」という目標の面で本システム全体がどこまで達成されたかという観点を常に持ちつづけることが製品開発の際に重要である。また、電動化で実際に起きている不具合と、今回の技術開発による改良点の対比が必要である。

【肯定的意見】

・全体ならびに個別要素毎に目標を達成しており、十分な成果が得られたと判断される。（委員Ｅ）
・試作・実証による評価を実施している（委員Ａ）
・今後、適用できる新技術に向けて小型・軽量化の構想を考えている（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・本研究ではカバーされなかった実際の機体搭載に向けての構想設計、技術実証、実機システム開発などに是非、つなげて頂きたい（委員Ｃ）
・システムに機能が有効に働くことが確認されたとのことで、その点は高く評価されるが、「小型軽量」という目標の面で本システム全体がどこまで達成されたかという観点を常に持ちつづけることが製品開発の際に重要であろう。（委員Ｅ）
・More Elec. で実際に起きている不具合と、今回の技術開発による改良点の対比が必要（委員Ｄ）

４．事業化、波及効果についての妥当性

近い将来に必ず必要となる技術であり、事業化に近い。また、米国特許を出願していることは評価できる。TRLレベルを高めていく流れも整理されており、国際共同での開発の方向性が立っていると認められる。

なお、事業化に向けての流れに関して、国際標準化や、製品としての認証にむけての対策、対応も並行して進めていくべきである。

【肯定的意見】

・今後の電動化に波及効果が期待される（委員Ａ）
・近い将来に必ず必要となる技術であり、事業化に近い（委員Ｄ）
・米国特許出願（委員Ｃ）
・特許出願に加えて、TRLレベルを高めていく流れも整理されており、国際共同での開発の方向性が立っていると認められる。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・必ず必要となる技術だからこそ、国際標準として、事業化につなげる計画を（委員Ｄ）
・事業化に向けての流れに関して、製品としての認証にむけての対策、対応も並行して進めていくべきである。（委員Ｅ）

５．研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等の妥当性

研究開発にあたっての分担や外注の体制は明確に整理されており、効率よくプロジェクトが進められたと認められる。ボーイングとの連携も評価できる。また、コストパフォーマンスが良いことも評価できる。

なお、バッテリー等の分野の進歩は著しいため、それらの変化への対応も取られたとのことであるが、航空機の電動化に関するその他の技術分野とも情報交流を行うことにより、更に効率的な開発を行えた可能性がある。

【肯定的意見】

・研究開発にあたっての、分担や外注の体制は明確に整理されており、効率よくプロジェクトが進められたと認められる。（委員Ｅ）
・良好なコストパフォーマンス（委員Ａ）
・ボーイングとの連携も評価（委員Ｄ）
・技術実証フェーズ、試験を通じて実用化を見通している（委員Ｃ）

【問題点・改善すべき点】

・バッテリー等の分野の進歩は著しいため、それらの変化への対応も取られたとのことであるが、航空機の電動化に関するその他の技術分野とも情報交流を行うことにより、更に効率的な開発を行えた可能性がある。（委員Ｅ）
・開発されたバッテリーは、787のリチイムイオン・バッテリーと比較して、どのような位置付けにあるのか、もし、787バッテリーより高性能かつ安全性が高いものであれば、開発をもっと加速する必要がある。（委員Ｄ）

６．総合評価

重要なテーマでの研究であり、航空機以外への波及も検討されている。航空機の電動化に資する重要な技術開発が行われたと高く評価できる。

なお、必ず必要となる技術であるため、国際標準として、事業化につなげる計画を検討する必要がある。有効に機能して成果をあげた本プロジェクトの開発体制を維持して、次のステップである実用化研究を進められることを期待する。

【肯定的意見】

・良好（委員Ａ）
・重要なテーマでの研究である（委員Ｄ）
・航空機以外への波及も検討（委員Ｃ）
・航空機の電動化に資する重要な技術開発が行われたと高く評価できる。（委員Ｅ）

【問題点・改善すべき点】

・必ず必要となる技術だからこそ、国際標準として、事業化につなげる計画を（委員Ｄ）
・有効に機能して成果をあげた本プロジェクトの開発体制を維持して、次のステップである実用化研究を進められることを期待する。（委員Ｅ）

７．今後の研究開発の方向等に関する提言

ボーイング社との国際共同開発事業として採用されるなど、事業の目的や目標は将来の航空機に必要とされるものであることは明白であり、電動化で実際に起きる不具合に確実に対応できる技術として確立し、国際標準としての技術を確立する必要がある。基礎技術確認にとどまらず、技術実証、実機搭載・実機システム開発から、事業化につなげることで、我が国の航空機装備システム事業の強化につながることを期待したい。

【各委員の提言】

・国内で企業が開発した本件のような電源安定化システムといった成果物を実証試験に試用できる共用機材となる試験実証機を国が我が国のインフラとして用意する必要があるのではないか。

本件においては、システムの電源を安定化する技術であるため、全体システムとしての動作や電力利用状況の変化に伴う実証試験が国内でできれば、得られる成果は大きい。このような環境の整備により、総合的な航空機システムの全体技術を完成できる技術力を我が国が保有していくことが重要である。（委員Ａ）

・ボーイング社との国際共同開発事業として採用されるなど、事業の目的や目標は将来の航空機に必要とされるものであることは明白であり、だからこそ、More Elec.で実際に起きる不具合に確実に対応できる技術として確立し、国際標準としての技術を確立する必要がある。

参入が困難な航空機システムにおいて、国策的に参入を進める必要がある。

バッテリーについては、７８７においてもリチウムイオンバッテリーが大きな問題となったが、開発されたバッテリーが、787のリチイムイオン・バッテリーと比較して、787バッテリーより高性能かつ安全性が高いものであれば、開発をもっと加速する必要がある。

電源安定化システムは、多目的な基幹要素として、ぜひ実用化され次世代機に採用されることを期待したい。（委員Ｄ）

・大変興味深く拝見した。今後の発展に期待する。（委員Ｂ）

・安定化電源はMEA化、AEA化で重要となる技術。一方で今回は他にIHIの再生型FC、MHI／ナブテスコの電動アクチュエーター技術など、同様に重要となる技術開発も取り組まれている。これらを単独のプログラムとして実施するだけでなく、MEA・AEA全体のシステムに位置づけ、我が国としての航空機のMEA化、AEA化での明確な戦略構築に結び付けていただきたい。

また、本技術は基礎技術確認にとどまらず、技術実証、実機搭載・実機システム開発につなげ、確実に事業化に結び付けていただきたい。このことで、我が国が相対的に弱い、航空機装備システム事業の強化につながることを大いに期待したい。

また、同技術は航空機のみならず、本プロジェクトでも指摘されているように自動車、電車、船舶などの移動体、地上設置用電源への波及が考えられる。特にロボットや無人航空機への適用可能性については可能性があるように思えるがいかがでしょうか。

一方で航空機への適用にむけて小型軽量化を是非、実現していただきたい。

なお、ボーイングとの共同プロジェクトでは、知財の確保とともに、本成果を活かして、ボーイングに対する我が国航空機産業の位置付けの強化につながる戦略を進めることが重要かと思われる。（委員Ｃ）

・航空機の電動化は、今後の航空機の発展と進化を左右する重要な技術開発分野であり、本プロジェクトは、その中でも重要な課題解決にチャレンジし、成果を挙げたと評価される。今後予定されている本成果の技術実証を遅滞なく進めていくことが重要であろう。小型軽量であることは当初から目標とされてきた訳であるが、本装置の搭載が、電気システムだけではなく、航

空機全体にどのような影響（燃料消費、整備性、コスト）を与えるかといった総括的な面からの検討も是非深掘りしていただきたい。装備品分野で、我が国の強みとなる技術の一つとして確立されることを期待する。（委員Ｅ）

第４章　評点法による評点結果

第４章　評点法による評点結果

航空機関連プロジェクト事後評価の実施に併せて、以下に基づき、本評価検討会委員による「評点法による評価」を実施した。その結果は「３．評点結果」のとおりである。

１．趣　旨

評点法による評価については、産業技術審議会評価部会の下で平成11年度に評価を行った研究開発事業（39プロジェクト）について「試行」を行い、本格的導入の是非について評価部会において検討を行ってきたところである。その結果、第9回評価部会（平成12年5月12日開催）において、評価手法としての評点法について、

(1)数値での提示は評価結果の全体的傾向の把握に有効である、

(2)個々のプロジェクト毎に評価者は異なっても相対評価はある程度可能である、

との判断がなされ、これを受けて今後のプロジェクト評価において評点法による評価を行っていくことが確認されている。

これらを踏まえ、プロジェクトの中間・事後評価においては、

(1)評価結果をできる限りわかりやすく提示すること、

(2)プロジェクト間の相対評価がある程度可能となるようにすること、

を目的として、評価委員全員による評点法による評価を実施することとする。

本評点法は、各評価委員の概括的な判断に基づき点数による評価を行うもので、評価報告書を取りまとめる際の議論の参考に供するとともに、それ自体評価報告書を補足する資料とする。また、評点法は研究開発制度評価にも活用する。

２．評価方法

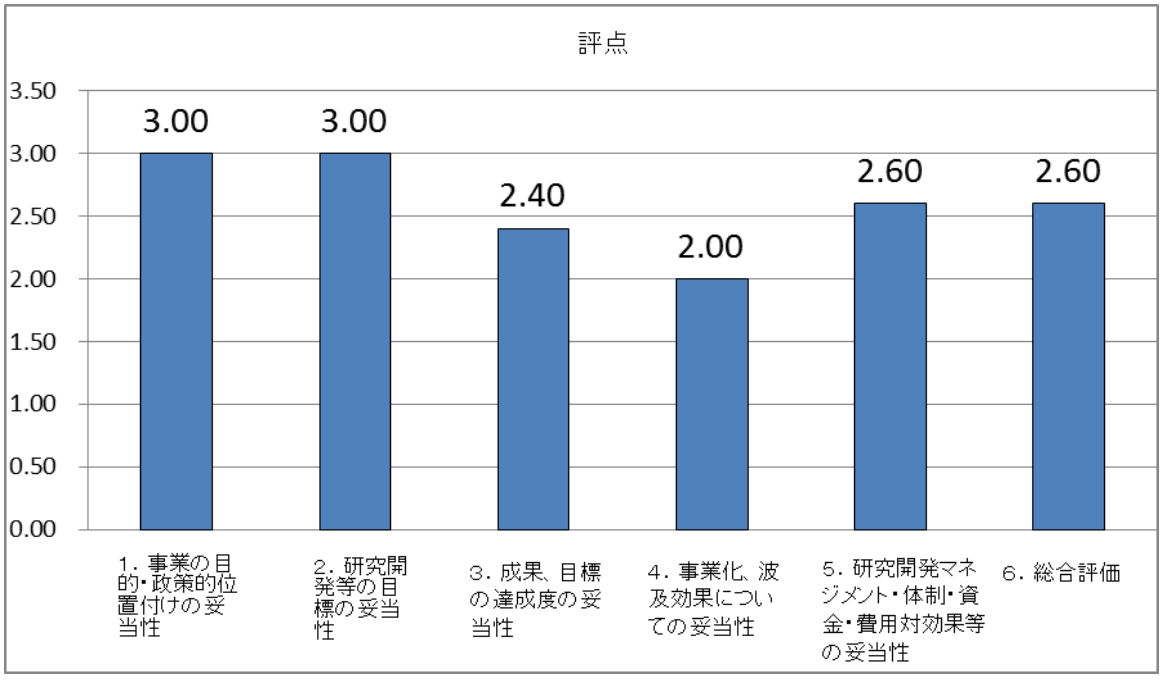
・各項目ごとに４段階（Ａ(優)、Ｂ(良)、Ｃ(可)、Ｄ(不可)〈ａ，ｂ，ｃ，ｄも同様〉）で評価する。
・４段階はそれぞれ、Ａ（ａ）＝３点、Ｂ（ｂ）＝２点、Ｃ（ｃ）＝１点、Ｄ（ｄ）＝０点に該当する。
・評価シートの記入に際しては、評価シートの《判定基準》に示された基準を参照し、該当と思われる段階に○を付ける。
・大項目（Ａ，Ｂ，Ｃ，Ｄ）及び小項目（ａ，ｂ，ｃ，ｄ）は、それぞれ別に評点を付ける。
・総合評価は、各項目の評点とは別に、プロジェクト全体に総合点を付ける。

３．評点結果

評点法による評点結果

（1－1　航空機用先進システム基盤技術開発（航空機用再生型燃料電池システム））

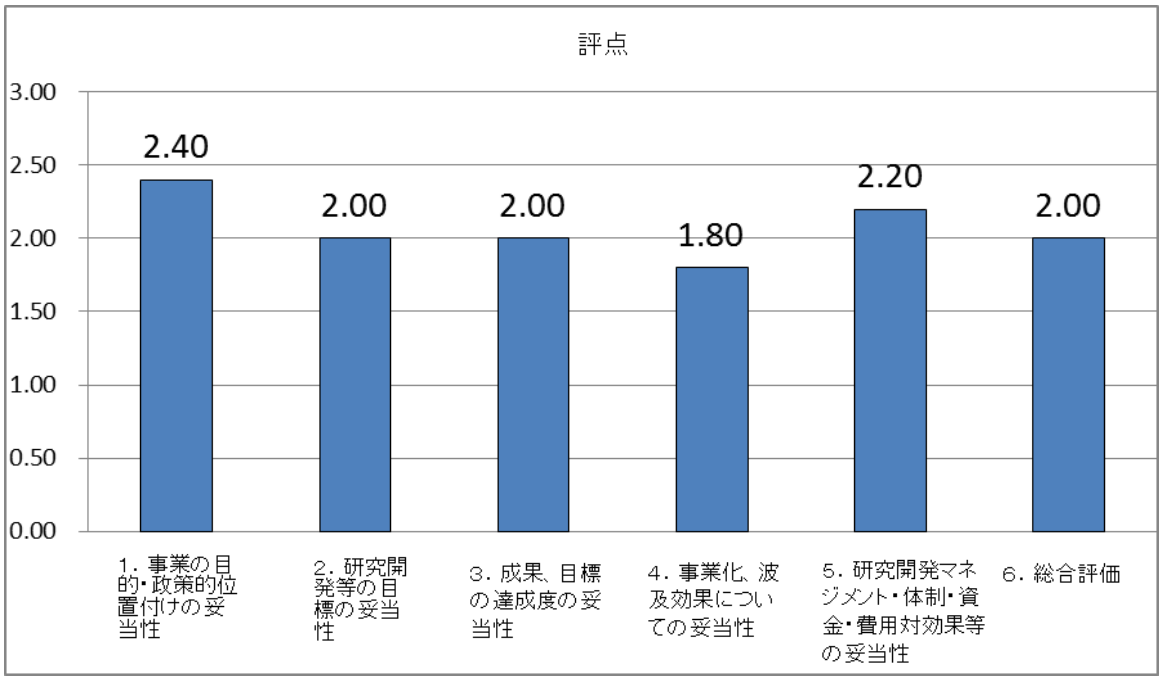
	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	3.00	3	3	3	3	3
2. 研究開発等の目標の妥当性	3.00	3	3	3	3	3
3. 成果、目標の達成度の妥当性	2.40	3	2	2	3	2
4. 事業化、波及効果についての妥当性	2.00	2	2	2	2	2
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.60	3	3	2	3	2
6. 総合評価	2.60	3	2	3	2	3



評点法による評点結果

（1－2　航空機用先進システム基盤技術開発（デジタル通信システム））

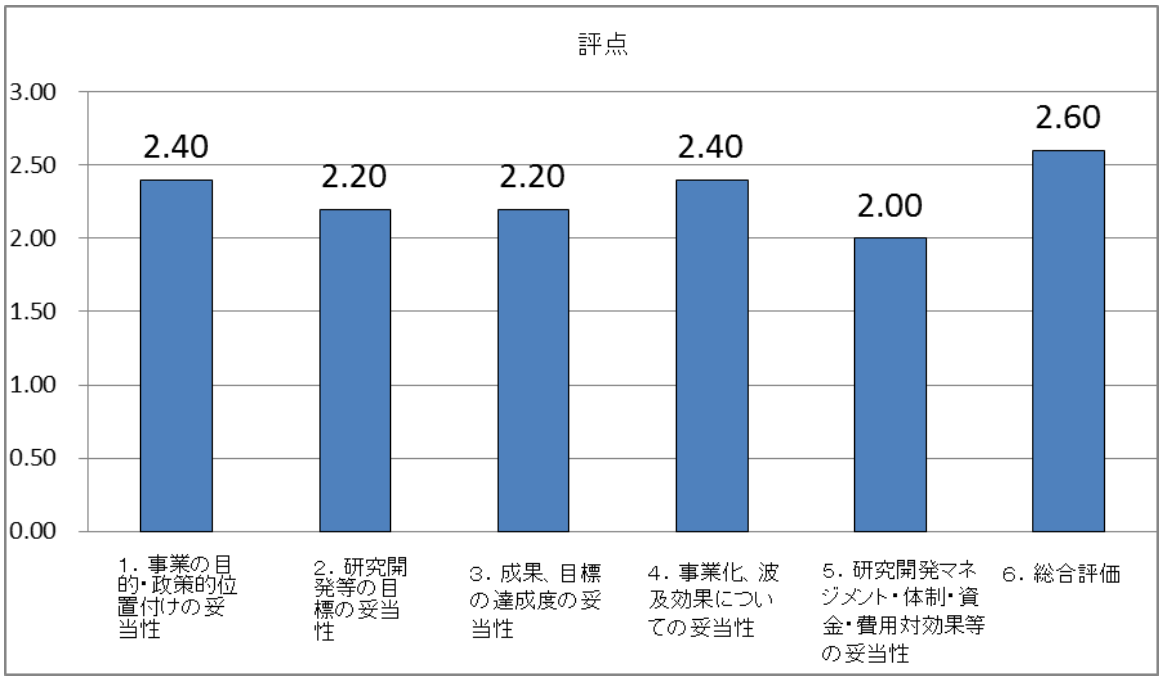
	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.40	3	3	2	2	2
2. 研究開発等の目標の妥当性	2.00	2	2	2	2	2
3. 成果、目標の達成度の妥当性	2.00	2	2	2	2	2
4. 事業化、波及効果についての妥当性	1.80	2	2	2	2	1
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ・体制・資金・費用対効果等の妥当性	2.20	2	3	2	2	2
6. 総合評価	2.00	2	2	2	2	2



評点法による評点結果

（1－3　航空機用先進システム基盤技術開発（先進パイロットシステム（機体・システム統合化））

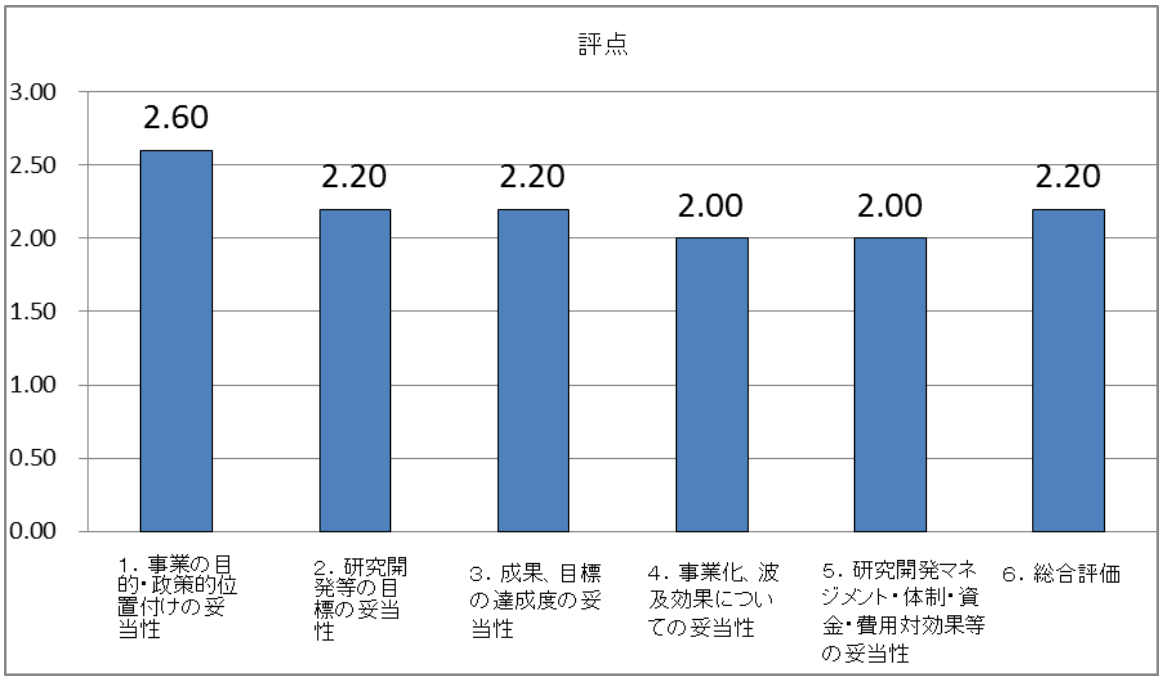
	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.40	3	3	2	2	2
2. 研究開発等の目標の妥当性	2.20	2	2	2	2	3
3. 成果、目標の達成度の妥当性	2.20	2	2	2	2	3
4. 事業化、波及効果についての妥当性	2.40	3	2	3	2	2
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ・体制・資金・費用対効果等の妥当性	2.00	2	2	2	2	2
6. 総合評価	2.60	2	2	3	3	3



評点法による評点結果

（1－4　環境適応型航空機用エンジン研究開発の概要）

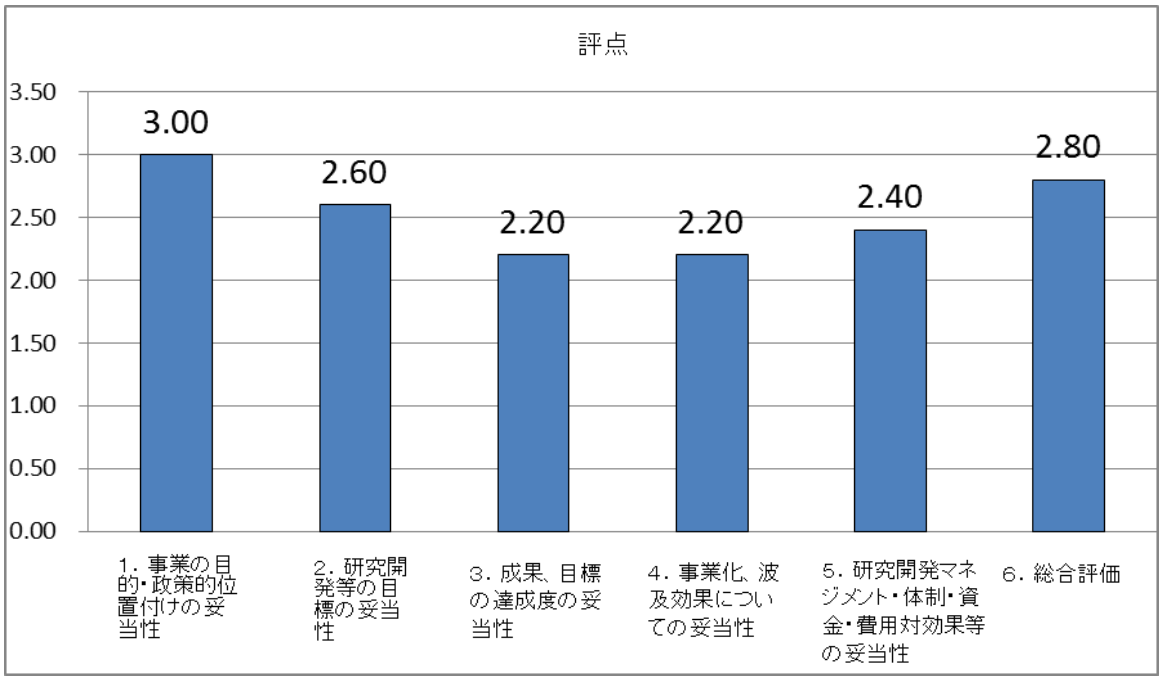
	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.60	3	3	2	3	2
2. 研究開発等の目標の妥当性	2.20	3	2	2	2	2
3. 成果、目標の達成度の妥当性	2.20	3	2	2	2	2
4. 事業化、波及効果についての妥当性	2.00	3	3	1	1	2
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	2.00	2	2	2	2	2
6. 総合評価	2.20	3	2	2	2	2



評点法による評点結果

（2－1　次世代構造部材創製・加工技術開発（複合材健全性診断技術開発））

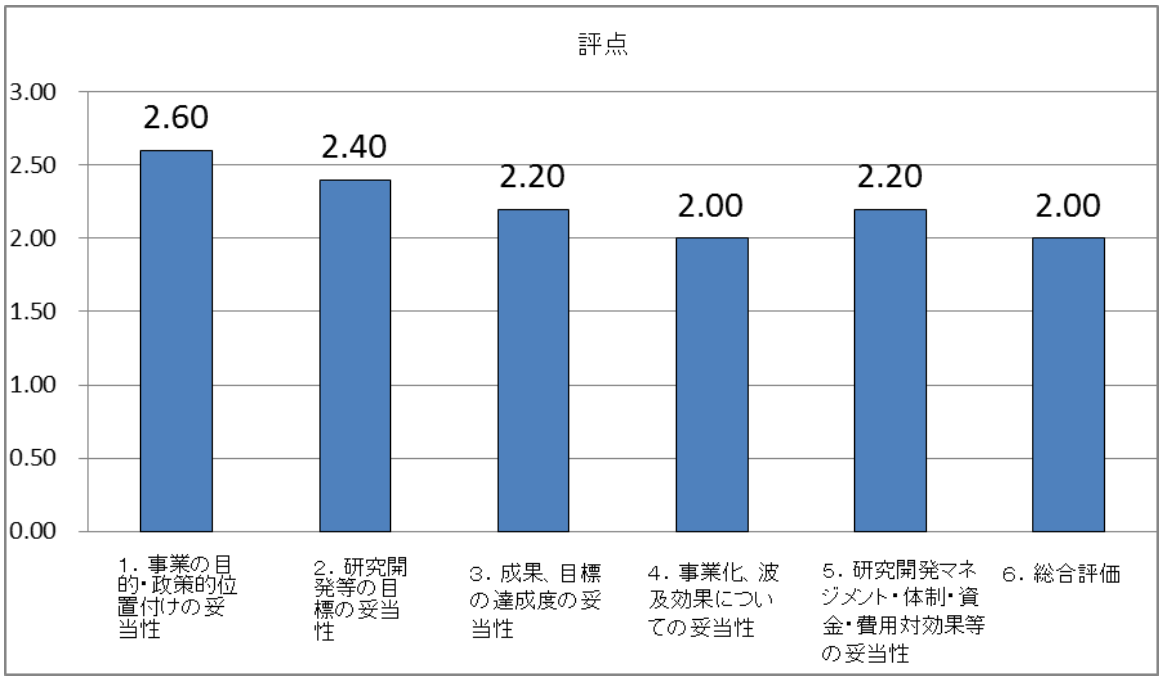
	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	3.00	3	3	3	3	3
2. 研究開発等の目標の妥当性	2.60	3	3	2	2	3
3. 成果、目標の達成度の妥当性	2.20	2	3	2	2	2
4. 事業化、波及効果についての妥当性	2.20	2	2	3	2	2
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ・体制・資金・費用対効果等の妥当性	2.40	2	3	3	2	2
6. 総合評価	2.80	3	3	3	2	3



評点法による評点結果

（２－２　次世代構造部材創製・加工技術開発（チタン合金構造部材創製・加工技術開発））

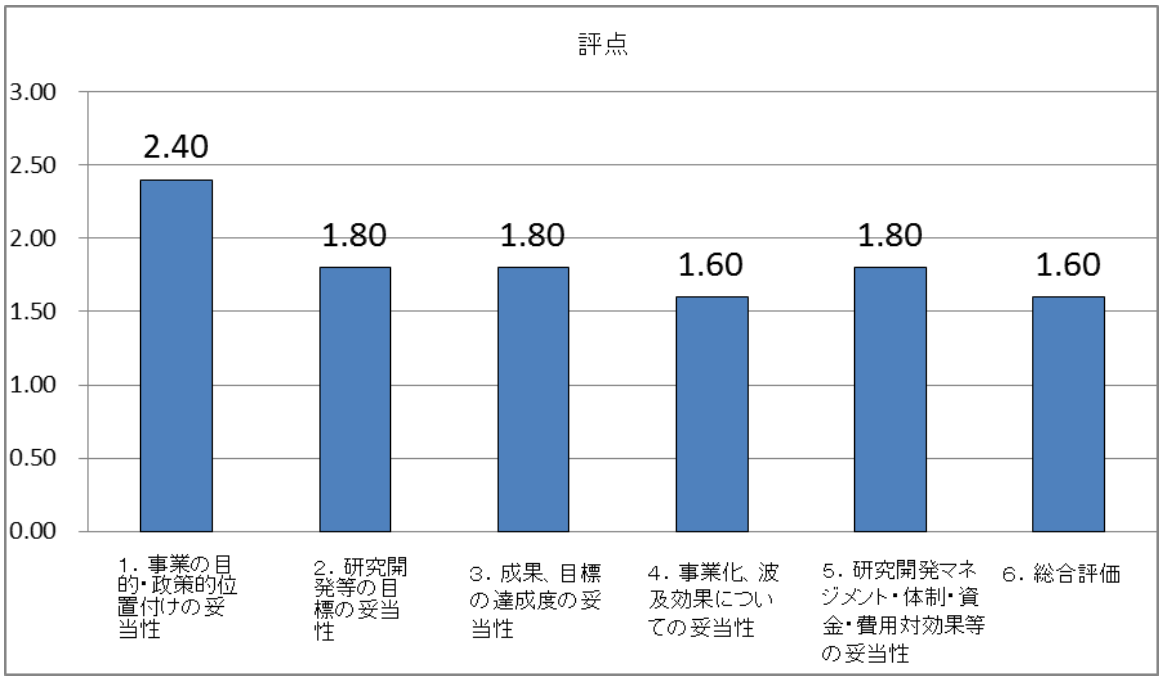
	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.60	3	2	2	3	3
2. 研究開発等の目標の妥当性	2.40	2	2	2	3	3
3. 成果、目標の達成度の妥当性	2.20	2	2	2	3	2
4. 事業化、波及効果についての妥当性	2.00	3	1	2	2	2
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ・体制・資金・費用対効果等の妥当性	2.20	2	2	2	3	2
6. 総合評価	2.00	2	1	2	2	3



評点法による評点結果

（3－1　超高速輸送機実用化開発調査）

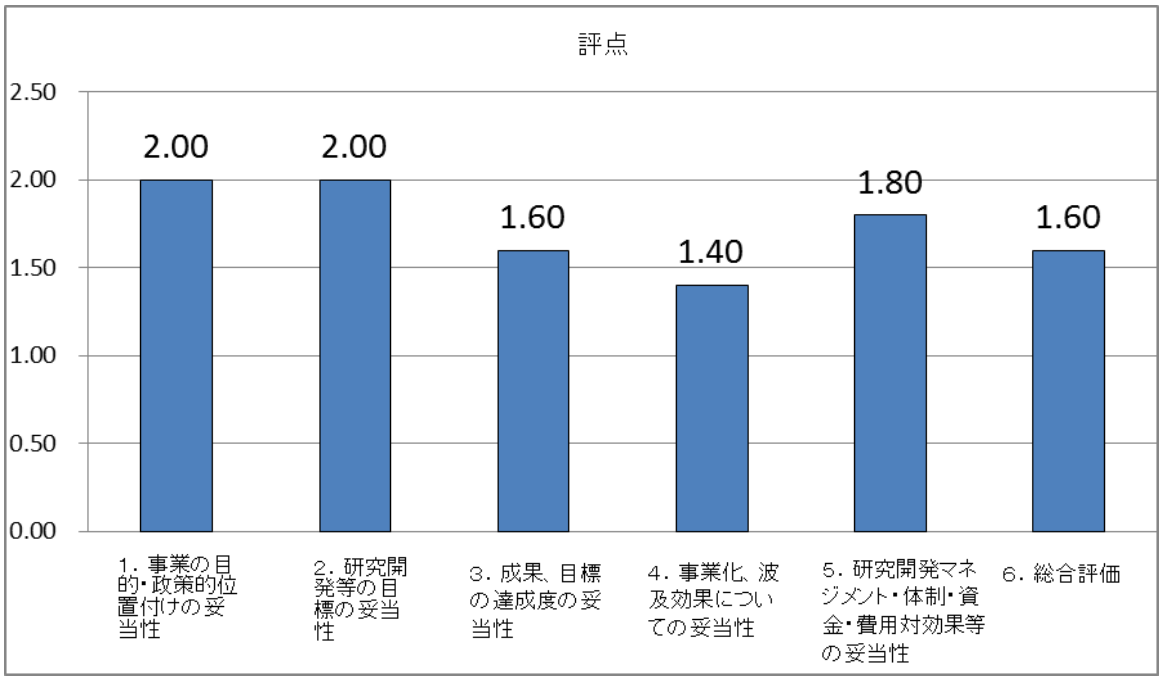
	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.40	3	1	2	3	3
2. 研究開発等の目標の妥当性	1.80	3	1	1	2	2
3. 成果、目標の達成度の妥当性	1.80	2	1	2	2	2
4. 事業化、波及効果についての妥当性	1.60	2	1	1	2	2
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ･体制･資金･費用対効果等の妥当性	1.80	2	1	2	2	2
6. 総合評価	1.60	2	1	1	2	2



評点法による評点結果

（3－2　超高速輸送機実用化開発調査（革新的推進システム））

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	2.00	3	1	2	2	2
2. 研究開発等の目標の妥当性	2.00	3	1	2	2	2
3. 成果、目標の達成度の妥当性	1.60	2	1	2	1	2
4. 事業化、波及効果についての妥当性	1.40	2	1	1	1	2
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ・体制・資金・費用対効果等の妥当性	1.80	2	1	2	2	2
6. 総合評価	1.60	2	1	2	1	2



評点法による評点結果

（3－3　航空機用先進システム基盤技術開発（電源安定化システム））

	評点	A 委員	B 委員	C 委員	D 委員	E 委員
1. 事業の目的・政策的位置付けの妥当性	3.00	3	3	3	3	3
2. 研究開発等の目標の妥当性	2.80	2	3	3	3	3
3. 成果、目標の達成度の妥当性	2.40	2	3	3	2	2
4. 事業化、波及効果についての妥当性	2.40	3	3	2	2	2
5. 研究開発ﾏﾈｼﾞﾒﾝﾄ・体制・資金・費用対効果等の妥当性	2.20	2	3	2	2	2
6. 総合評価	2.60	2	3	3	2	3

