

先進空力設計等研究開発

評価用資料

平成28年12月13日

三菱航空機株式会社

目 次

1. 事業の目的・政策的位置付け	1
1－1 事業目的	1
1－2 政策的位置付け	1
1－3 国の関与の必要性	3
2. 研究開発目標	4
2－1 研究開発目標	4
2－1－1 全体の目標設定	9
2－1－2 個別要素技術の目標設定	11
3. 成果、目標の達成度	13
3－1 成果	13
3－1－1 全体成果	13
3－1－2 個別要素技術成果	14
3－1－3 特許出願状況等	32
3－2 目標の達成度	34
4. 事業化、波及効果について	37
4－1 事業化の見通し	37
4－2 波及効果	37
5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等	40
5－1 研究開発計画	40
5－2 研究開発実施者の実施体制・運営	41
5－3 資金配分	42
5－4 費用対効果	42
5－5 変化への対応	43

1. 事業の目的・政策的位置付け

1－1 事業目的

遺伝的アルゴリズムを用いた空力・構造同時最適化技術、空力特性推定技術等の最先端の空力設計技術を開発するとともに、設計、材料加工、部品製造、組立等の図面・工程等のデータを一元管理する開発・生産プロセス技術を開発する。開発したシステムを大規模・複雑系の代表である航空機分野に試適用し、実大規模の航空機の供試体を用いた実証を通じてその成立性・有効性を実証することで、製品開発・生産の大幅な生産性向上を実現し、幅広い製造業の高度化に資することを目的とする。これにより、航空機・鉄道・自動車等の輸送機器、風車等のエネルギー機器等の性能向上、環境負荷低減、また、CAD／CAM(Computer Aided Design / Computer Aided Manufacturing)を軸とする最新情報技術を活用した設計／生産及び管理システムによる幅広い製造業における設計効率・生産効率の大幅向上を狙う。

1－2 政策的位置付け

本事業は最先端の空力設計技術を開発し航空機の燃費向上を目指すとともに、図面等の各種データを電子化することのメリットを最大限に活かせる高効率の開発・生産プロセス（システム）の構築を目指しており、経済産業省が策定している『技術戦略マップ2010』の航空機分野の導入シナリオ（図1－1）において、それぞれ「機体の燃費向上」、「機体・エンジンのインテグレーション技術の獲得」として記載されている研究開発分野に含まれる研究開発テーマであると位置づけられる。



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

1－3 国の関与の必要性

空力特性や構造重量の最適化も含めた機体の空力設計は、日本が国際競争力を有する空力設計技術をさらに向上させるものであり、航空機設計の基盤を固める上でも意義がある他、他分野を含め応用範囲は広い。また、開発・生産システムの開発成果として期待される情報フローの高効率化は、航空機を始めとする大規模・複雑システムの将来の設計インフラストラクチャ構築のための重要課題である。

他方、環境問題に関する社会的なインパクトの観点からも、近年、自動車や航空機等の輸送機器の低燃費・低騒音に対する社会ニーズが増しているが、低燃費・低騒音を実現するには本事業における開発目標となっている高度な空力設計技術等が必要である。

一方、本事業においては“机上の技術”ではなく真に実用的な技術とすべく、開発した空力設計技術等を実大規模の供試体（航空機）の設計に適用し、飛行試験等による実証を行うこととしている。このような実機での検証（設計・製造・試験）を含む開発においては、開発期間が長期に渡る上、多大なリソースを要するため、民間企業が単独で実施するには特に資金面において非常にリスクが大きい。

また飛行試験の実施にあたっては国土交通省を始めとする関係省庁との調整が必要となり、国が関与することによるメリットが見込まれる。

以上のような観点から、本事業については国の関与、資金面での支援が不可欠である。

2. 研究開発目標

2-1 研究開発目標

本研究開発事業では、先進空力設計技術および開発・生産システム技術を開発し、当該技術を小型航空機の設計・製造・飛行試験に適用して成果を実証する。

はじめに各技術開発と実機実証の概要を記す。

(1)先進空力設計技術開発

自動車や航空機等の輸送機にかかる燃料消費量削減と機外騒音低減は運航経済性及び利便性確保の観点から重要であるのみならず、環境負荷低減に不可欠な要素となっている。燃料消費量は空力効率、即ち空力抵抗に依存し、エンジン以外の機外騒音の大小も空力形状に依る所大である。

本技術開発では、小型航空機を想定し、極めて高水準の空力設計技術が要求される航空機分野で実用に耐える空力・構造同時最適化技術、空力特性推定技術等の最先端の空力設計技術の開発を目指す。

本技術開発テーマは大きく以下の4つのサブテーマに分けられる。

- ①MDO(Multidisciplinary Design Optimization)技術開発
- ②CFD(Computational Fluid Dynamics)解析技術高度化
- ③機外騒音低減設計技術開発
- ④先進空力計測技術開発

以下に各分野(サブテーマ)の概要を記す。

①MDO 技術開発

航空機の設計は、空力特性と構造強度や重量、装備品搭載スペースの確保等、互いに相反する設計拘束条件を満足させる必要がある。従来はそれらをシリーズで実施(設定した空力条件に基づいて構造設計／装備設計／艤装設計を行い、空力特性や重量、性能を算出して要求或は目標との適合性を評価する)していた為に、限られた時間・コストの元では設計改良に要するサイクルを十分な回数だけ確保することは困難であった。

拘束条件を数学的にモデル化し、遺伝的アルゴリズム等を用いて同時最適化を図ることにより、設計期間・コストの制約のもとで最適な空力形状を導く技術(多分野統合最適設計(Multidisciplinary Design Optimization = MDO)技術)の実用化を図る。我が国の多分野統合最適設計技術は世界のトップレベルにあり、これを実設計に適用して一層の実用性向上を図る。

②CFD 解析技術高度化

MDO 技術を活かし、迅速に最適な空力形状を発見するためには、計算処理方法の高速化等も活用しながら、実施環境や実施条件に制約のある地上試験では模擬し得ない様々な物理現象を CFD(Computational Fluid Dynamics)によって予めシミュレートし、設計リスクの事前解消と設計サイクルの高速化を図ることが必要である。

複雑形状への適用性に優れた非構造格子による CFD 解析ツールと世界トップレベルの計算機リソースを活用して上記課題の解決を図る。本手法を実設計に適用して一層の実用性向上を図る。

③機外騒音低減設計技術開発

航空機の機外騒音は、エンジンの低騒音化に伴って低減しつつあるが、より一層の低減を図るには、スラット風切り音等の空力騒音を低減する必要がある。

空力騒音の物理的発生メカニズムである非定常圧力変動は計算機の大型化、高速化に伴って解析可能となっており、LES(Large Eddy Simulation)技術を実設計に適用して実用化を図る。

④先進空力計測技術開発

航空機の燃料消費効率や静粛性(騒音低減)をより一層高めるためには、高度化が進む画像計測／処理技術を活用して、地上試験で発生している物理現象を正確に把握し、CFD 技術と組み合わせて実設計に適用することが必要である。

感圧塗料(Pressure Sensitive Paint; PSP)を始めとする本邦の画像計測技術は世界トップレベルにあり、実設計・試験への適用を通じて信頼性向上と適用範囲拡大を図り、当該技術の実用性向上を図る。

(2)開発・生産システム技術開発

コンピュータネットワーク、3次元 CAD や PDM(Product Data Management)システム等の進化・普及により、情報のデジタル化、データベースの一元化／相互連携は進みつつあるが、製造メーカーにおける設計～製造作業工程には、図面や作業指示書など紙による情報伝達も残り、それらと電子データとの整合性確保に多大な時間・労力を要するなど、電子化のメリットを最大限に享受できる仕組みができているとはいえない。設計・製造業務の効率化を実現するためには；

- ・上流工程である技術指示定義の速度向上
- ・技術指示定義確度の向上
- ・正確、且つ、定量的な状況把握
- ・変更影響の定量的推定
- ・各作業工程関係者間の確実な情報共有

等が必要である。

本技術開発では、航空機開発・生産を対象に、コンピュータ技術・情報の電子データ化のメリットを最大限に活かした業務プロセス／フローとシステム(コンピュータ・アプリケーション)を開発する。図2-1 に航空機(民間旅客機)の受注から開発完了に至る業務の全体像を、図2-2に航空機(民間旅客機)の開発時の情報の流れを示す。

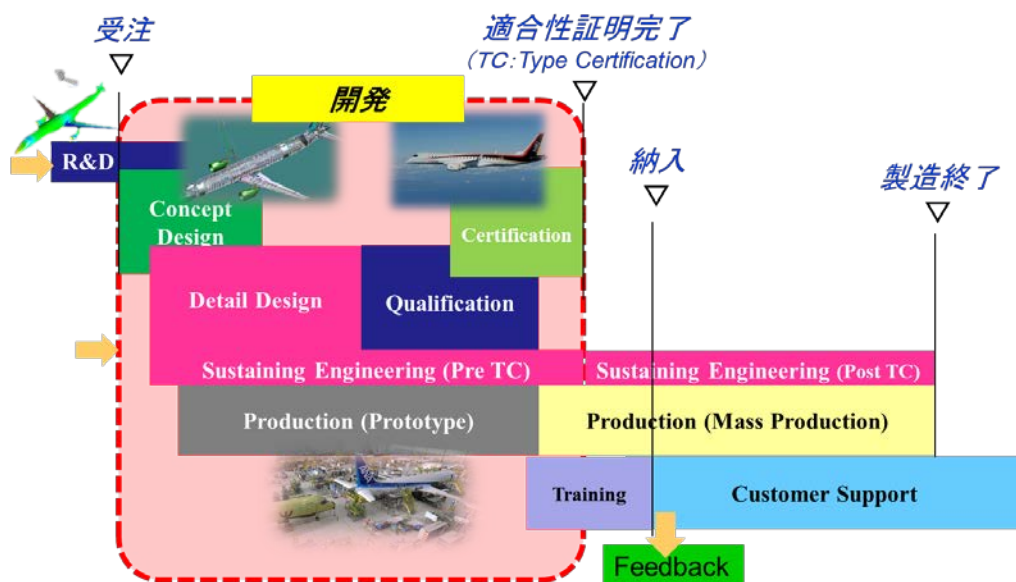


図2-1. 民間旅客機の受注から納入までの業務の全体像

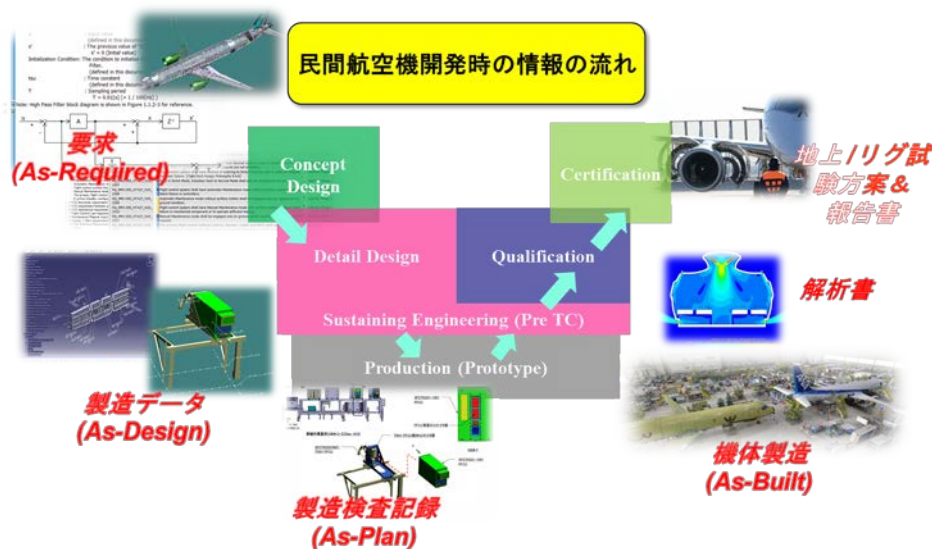


図2-1 航空機(民間旅客機)の開発時の情報の流れ

情報の流れに着目すると、受注から納入までのプロセスには、大きく分けて仕様確定のための Concept Design、詳細設計 (Detail Design)、Prototype 製造 (Production)、

仕様とPrototype製品の整合性検証(Qualification/Certification)の4つの工程がある。航空機の部品点数は極めて多く、国内外メーカが設計・製造を分担している。加えて、民間旅客機の客先仕様(オプション含む)は段階的に決まる為、全ての仕様が決まる前に製造を始める必要がある事、設計変更が並行して発生する事、製造工程での不具合処理(改修)を要する事、認証を得た型式設計を明確化し、その型式設計に対する適合性を保証する必要がある事等から、これら4つの工程間を流れる情報量は膨大且つ複雑に連携する。これらを効率的且つ必要な精度で扱える開発・生産システムの開発を狙う。

本事業では、全体プロセスのうち以下の3つのサブテーマに重点的に取り組む。

- ①設計／技術指示リリース分野
- ②製造計画・生産管理分野
- ③開発管理分野

以下に各分野(サブテーマ)の概要を記す。

①設計／技術指示リリース分野

3次元CADツールを用いた機体モデリング業務に係る各種ルールの検討／最適化を行うと共に、技術指示へのオーソライズ付与手法、下流工程への電子的伝達手法(システム)等を開発する。並行して、3次元モデル及びこれに紐付くデータを一元管理するデータベースを開発し、解析データベース、重量・重心データベース、製造プランニングシステム等の周辺データベース等との最適な連携手法を検討／構築し、データベース間の連携プログラム／業務プロセスを開発する。

②製造計画・生産管理分野

上流工程で定義された3次元CADモデル／付属属性を共有し、効率的に製造プランニングを実行できるシステムを検討・構築する。併せて、多くの機種が混在する製造現場作業を混乱させず、且つ、一機ごとに形態が異なる機体を正しく製造する為に必要な、作業指示プロセス／システムを検討・構築する。材料・標準部品の手配システム、製造記録等の手順／システムも含まれる。また、機体形態の源泉となる技術形態が製造形態へ適切にフローダウンされているかを確認する仕組みとして、形態監査を実施するプロセスを構築する。

③開発管理分野

また、上記①及び②で構築するシステムとの連携を前提に、効率的に変更を管理する仕組みを検討・構築する。変更管理システムは国内外パートナーと共有し、会社間、国家間の壁を超えた機動的コラボレーションを実現する。

併せて、開発プログラムのスケジュールや進捗、成果物、リスク、発生した問題等を一元的に管理するデータベース・システムを構築する。他システム／データベースと連携させ、必要な時に必要な情報が「見える」仕組みを実現する。

(3) 実機実証

開発成果の成立性・有効性を実証するために、これら2つの技術を大規模・複雑系の代表である航空機分野に試適用し、実大規模の航空機の供試体を用いて実証する。

延いては、航空機・鉄道・自動車等の輸送機器、風車等のエネルギー機器等の性能向上、環境負荷低減、また、CAD／CAMを軸とする最新情報技術を活用した設計／生産及び管理システムによる幅広い製造業における設計効率・生産効率の大幅向上を狙う。

2-1-1 全体の目標設定

表 2-1. 全体の目標（先進空力設計技術開発）

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
遺伝的アルゴリズムを用いた空力・構造同時最適化技術、空力特性推定技術等の最先端の空力設計技術を開発する。 開発した技術を航空機分野に試適用し、実大規模の航空機を用いた実証を通じてその成立性・有効性を実証する。 具体的には、以下の2点を目標とする： ・ジェット旅客機において、5%の燃費効率向上（空力設計技術による寄与分） ・ジェット旅客機において、2dBの機外騒音低減（空力設計技術による寄与分）	遺伝的アルゴリズムを用いた空力・構造同時最適化技術、空力特性推定技術等の最先端の空力設計技術を開発する。 開発した技術を航空機分野に試適用し、その成立性・有効性について、風洞試験等を通じて見通しを得る。 具体的には、以下の2点を目標とする： ・ジェット旅客機において、5%の燃費効率向上（空力設計技術による寄与分） ・ジェット旅客機において、2dBの機外騒音低減（空力設計技術による寄与分）	空力設計技術に関する研究開発成果を我が国製造業において幅広く活用していくためには、高水準の空力設計技術が要求される航空機分野において技術的成立性を検証することが極めて効果的である。 空力設計寄与分による5%の燃費効率向上は、機体外形状設定の自由度が小さい民間旅客機の分野では、極めてチャレンジングな目標設定である。 また、空力設計寄与分による騒音の2 dB低減についても、従来空力的な騒音低減に開発時において積極的に取り組んだ事例が見られないことから判断すると、極めてチャレンジングな目標設定である。

表 2－2. 全体の目標（開発・生産システム技術開発）

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
設計、材料加工、部品製造、組立等の図面・工程等のデータを一元管理する開発・生産プロセス技術を開発する。 開発したシステムを大規模・複雑系の代表である航空機分野（試作機の設計・製造及び開発全体の管理）に試適用し、その成立性・有効性を実証する。 具体的には、以下の３点を目標とする： ・部品あたりの技術指示作成工数を従来手法に比して 30%向上。（定義効率の向上） ・部品干渉、技術指示不整合などの設計不良発生数を従来手法に比して 30%削減。（定義精度の向上） ・単位あたりの設計変更処置に要する時間を従来よりも 30%削減。（変更処置効率の向上）	試作機の開発過程の基本・詳細設計から出図に到る過程で実施するプロセスやそれに必要なシステムの構築を完了し、試作機開発に適用することでその成立性・有効性を実証する。 （左記の事後評価時点の目標の中で、基本・詳細設計から出図の間に必要な部分を完了する。）	３次元 CAD などコンピュータ・アプリケーションの普及に伴って、情報のデジタル化やデータベースによる一元管理は各部門で進みつつあるが、相互連携が不十分ゆえに作業フロータイム等の大幅削減に至っていない。設計～製造に亘る業務プロセスを効率化する開発・生産プロセス及びシステムの開発が必要である。 部品点数が極めて多く、それゆえに多くの会社が作業を分担し、開発フェーズでは設計最終確定前に部品手配・製造を開始する航空機分野において、設計・製造両部門の効率性を 30%向上するという目標は極めてチャレンジングである。

2-1-2 個別要素技術の目標設定

表 2-3. 個別要素技術の目標

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
MDO 技術開発	拘束条件を数学的にモデル化し、遺伝的アルゴリズム等を用いて同時最適化を図ることにより、一定の設計コストと期間の制約条件の下で最適な空力形状を発見する技術(多分野同時最適化技術)の実用化を図る。	MDO システムを構成する空力性能解析ツールの高速化、高度化を実現する。	空力特性と構造強度や重量、装備品搭載スペースの確保等、互いに相反する設計拘束条件を満足しつつ、一定の設計コストと期間の制約条件の下で、最適な空力形状を迅速に発見する必要がある。
CFD 解析技術 高度化	複雑形状への適用性に優れた非構造格子による CFD 解析ツールと世界トップレベルの計算機リソースを活用して様々な物理現象を CFD によって予めシミュレートし、設計リスクの事前解消と設計サイクルの高速化を図る。	複雑形状への適用性に優れた非構造格子による CFD 解析ツールの高度化を図り、試作機の空力設計やリスク評価に適用する。	実施環境や実施条件に制約がある地上試験では模擬し得ない物理現象があり、シミュレーション技術の高度化が必要である。
機外騒音 低減設計 技術開発	騒音発生メカニズムを把握した上で、スラット風切り音等の機外騒音低減対策を開発する。	騒音発生メカニズムを把握するための非定常空力予測ツールを開発するとともに、機外騒音低減装置の案を設定する。	着陸時には、機体が生じる空力騒音の低減もエンジン騒音と同様に図る必要があり、その予測手法および低減手法の研究開発が不可欠である。
先進空力 計測技術 開発	世界トップレベルにある画像計測技術等の先進空力計測技術を実設計・試験に適用し、信頼性向上と適用範囲拡大を図る。	音源探査技術を試作機の風洞試験に適用し、実用化の目的を得る。	先進的な空力設計技術により燃料消費効率や騒音低減レベルを極限まで高めるためには、近年の高度な画像計測／処理技術をも活用しながら、地上での模型試験の結果を正確に把握し、CFD 技術と組み合わせ実設計に適用することが必要である。

表 2－4．個別要素技術の目標

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
設計／技術指示リリース分野	3次元 CAD モデルと2次元図面＋部品表による技術指示を廃し、3次元 CAD モデル＋部品表情報を中心とする全ての技術指示を、Single Authority を持つ統合データベースで一元管理する仕組みを構築する。 又、当該データを正確且つ効率的に下流工程にリリース／管理する仕組み、国内外パートナーとの同時並行設計を効率的に進める仕組み等を構築する。	Single Authority を持つ統合データベースで一元管理する仕組み、当該データを正確且つ効率的に下流工程にリリース／管理する仕組み、国内外パートナーとの同時並行設計を効率的に進める仕組み等を構築し、試作機開発に適用する。	3次元 CAD モデルと2次元紙図面との二重 Authority 状態、複数の技術指示管理データベースの存在等に起因する作業量増大／アイドル発生を排除すると共に、同時並行作業環境の整備等を通じて作業効率増大を狙う。 ともに全体目標の実現に欠かせない施策である。
製造計画・生産管理分野	3次元 CAD モデル／部品表情報(データ)等を用いて、確実且つ効率的に製造プランニングを実行できる業務プロセス及びシステムを構築する。併せて、国内外の複数会社で、一機ごとに形態が異なる機体を技術指示通りに製造する為に必要な手配／作業指示プロセスとシステムを構築する。	3次元 CAD モデル／部品表情報(データ)等を用いて、確実且つ効率的に製造プランニングを実行できる業務プロセス及びシステムを構築する。	製造現場への作業指示は、Authority を持つ技術指示と整合する必要がある。技術指示データが確実に作業現場に繋がる仕組みは形態管理・変更管理の観点からも、業務効率の観点からも必要不可欠である。
開発管理分野	上記で実現する業務プロセス及びシステムを前提に、正確且つ効率的に機体形態や変更を管理する業務プロセス／システムを構築する。 併せて、作業計画／進捗管理、各種技術文書の管理データベースなど、開発業務の効率化に資する管理の仕組みを構築する。	正確且つ効率的に設計変更を管理する業務プロセス／システムを構築する。	形態管理、変更管理プロセスの混乱は極めて大きな費用増大をもたらす。 又、人手・紙による大規模開発管理は情報共有齟齬等によって開発混乱～費用増大を生む。 データベース等の活用は、開発プロセス全体の効率向上目標に欠かせない。

3. 成果、目標の達成度

3－1 成果

3－1－1 全体成果

<先進空力設計技術開発>

航空機開発に必要な多分野同時最適化(MDO)技術、CFD 解析技術、及び先進空力計測技術の開発を行い、試作機の設計及び風洞試験等に適用した。試験結果等にて、開発／高度化した設計技術、計測技術の有効性を確認すると共に、解析速度向上など、更なる技術高度化を実現すべくフィードバックを行った。

更に、飛行試験結果によりほぼ設計通りの機体特性であることを確認し、開発した技術の妥当性を確認した。

<開発・生産システム技術開発>

設計／技術指示リリース分野、製造計画・生産管理分野、開発管理分野それぞれにおいて関連するプロセス、システムの構築を行い試作機の設計・製造プロセスに適用した。適用の結果として生じた不具合等についてはプロセス、システムへフィードバックし、適宜改善した。

3-1-2 個別要素技術成果

<先進空力設計技術開発>

(1) MDO システム技術開発

MDO システムの構成を示す。(図3-1)

MDO システムは、最適化処理と解析モデルを作成する Optimizer と、機体の性能・適応度評価を行なうモジュールから構成されている。このため、空力性能評価、構造性能評価等を担う解析の効率化・高度化が MDO システム自体の効率化・高度化に大きな役割を果たす。MDO システム技術開発では、解析ツールの効率化・高度化の両面から技術開発に取り組み、実機設計・評価に適用した。

また、解析ツールの有効性確認のため、航空機開発で特に重要となるフラッタ現象については風洞試験を行い、精度検証のためのデータを取得した。

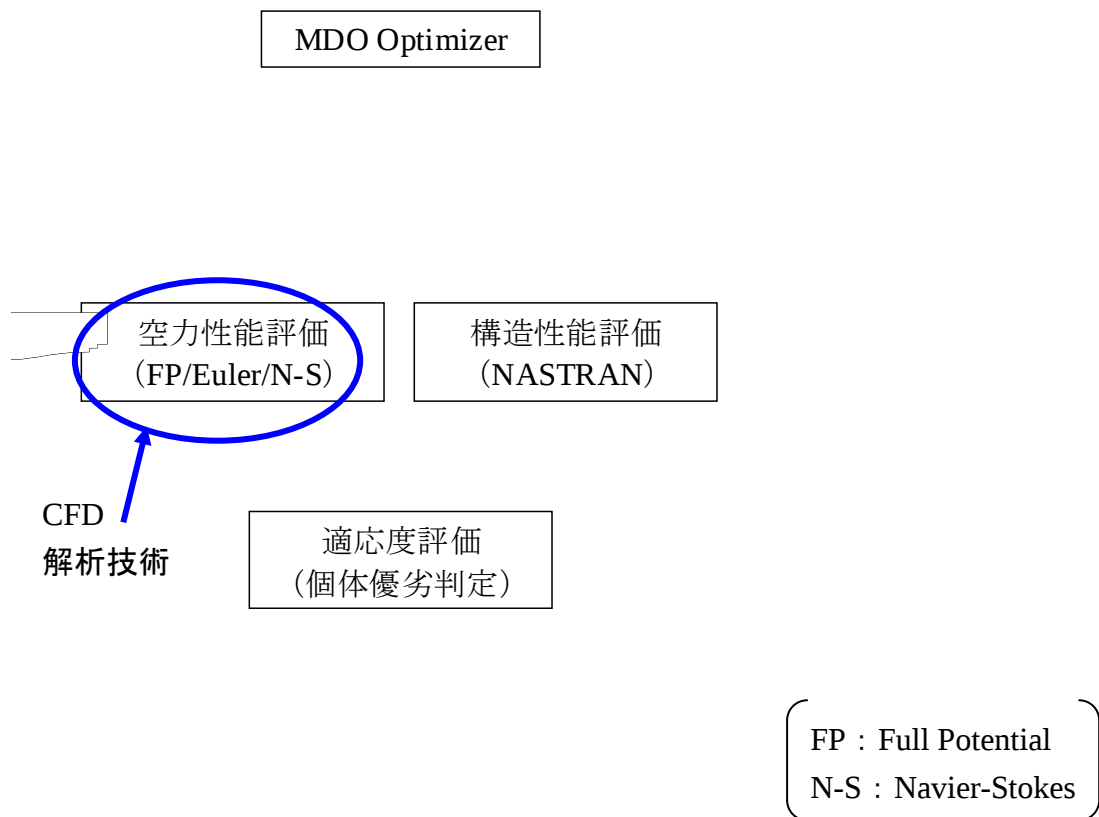


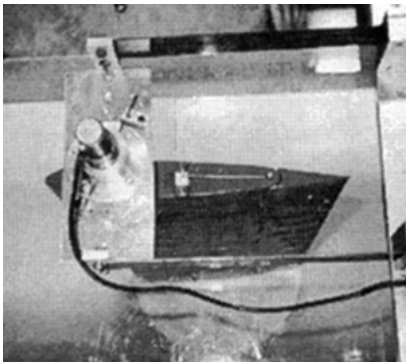
図3-1. MDO システムの構成

a. 航空機遷音速空弾解析ツールの高度化(舵面 LCO 解析ツールの開発)

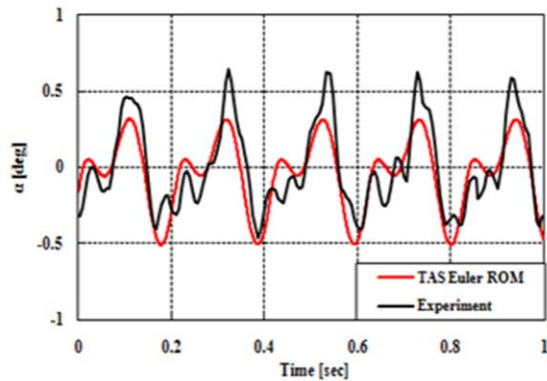
航空機のリミットサイクル振動(Limit Cycle Oscillation = LCO)は、フラッタ振動のように機体構造の破壊に直結する事象ではないものの、操縦性や乗り心地、疲労強度の観点から回避すべき現象である。航空機 LCO の主要因は遷音速の空力非線形と舵面のガタであるため、CFD 解析技術を活用して、空力非線形と舵面ガタの双方を組み込んだ舵面 LCO 解析ツールを開発した。さらに、舵面ガタを含む公知風洞試験データを用いた検証を行い、開発ツールで舵面ガタに起因する LCO を高精度に予測できることを確認した。(図3-2)

b. フラッタ風洞試験

空気力の非線形性が支配的となる遷音速領域でフラッタ特性を正確に予測するには、CFD を利用したフラッタ解析が有効である。主翼及び尾翼フラッタ風洞試験を行い、フラッタデータを取得し、解析ツールの有効性を確認した。(図3-3)

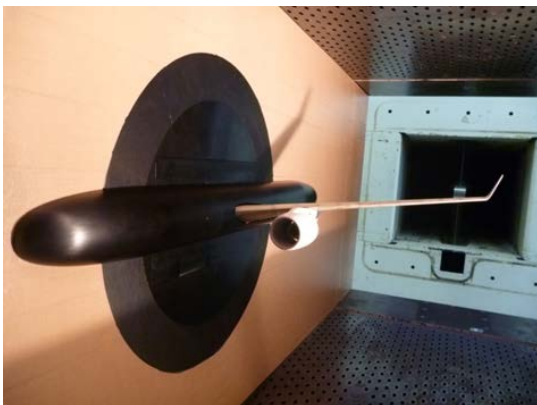


(a) 公知風洞試験模型
(舵面ガタを含む)

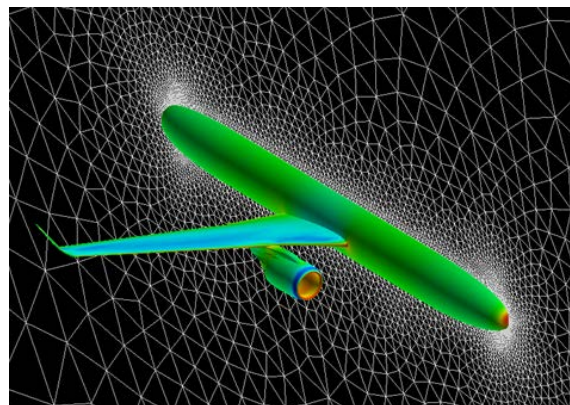


(b) LCO 振幅の比較
(解析 vs. 試験)

図3-2. 舵面 LCO の検証結果



(a) 洞内設置図



(b) 解析圧力分布

図3-3. 主翼フラッタ風洞試験

(2) CFD 解析技術高度化

航空機開発リスクの事前解消と設計サイクル高速化の為には、CFD 解析を用いて地上試験では模擬し得ない様々な物理現象及び詳細な航空機形状を飛行試験実施前に予めシミュレートすることが有効である。特に推進系統(エンジン)と機体の間の空力干渉設計は、縮尺模型を用いた風洞試験では実機状態の模擬が難しく、CFD 解析を用いたシミュレーションの効果が最大限期待できる一方、空気の流れが非常に複雑なため、CFD 解析技術の高度化なくしては実用化が困難であった。

本技術開発では、CFD を空気の流れが最も複雑なスラストリバーサ解析に適用して CFD 解析技術の高度化を図ると共に、CFD 解析技術の精度を検証するために風洞試験を実施した。

また、飛行試験計装が空力特性に及ぼす影響や計装品の計測精度検討についても CFD 解析技術を適用して、飛行試験時のリスク低減を図った。

a. 様々な飛行形態に対する解析

CFD 解析技術の高度化により、航空機の一連の形態(離陸～巡航～着陸～静止)に対する解析を実施可能となった。

特に空気の流れが複雑な着陸後の制動装置であるスラストリバーサに対する解析結果を図 3-4 に示す。また、CFD 解析技術の精度を検証するために風洞試験を実施した。

b. 飛行試験計装形状解析

飛行試験における計装品が空力特性に及ぼす影響や計装品の計測精度を解析により事前に把握することで、飛行試験における安全の確保や確実な評価の実施を図った。

フラッタ飛行試験において翼端に計装されるフラッタ加振装置や模擬着氷飛行試験において翼前縁に計装される模擬着氷形状が空力特性に及ぼす影響について CFD 解析を実施した(図 3-5)。解析結果から、飛行試験計装品が飛行特性や荷重に及ぼす影響を検討し、飛行試験における飛行安全の確保に活用した。

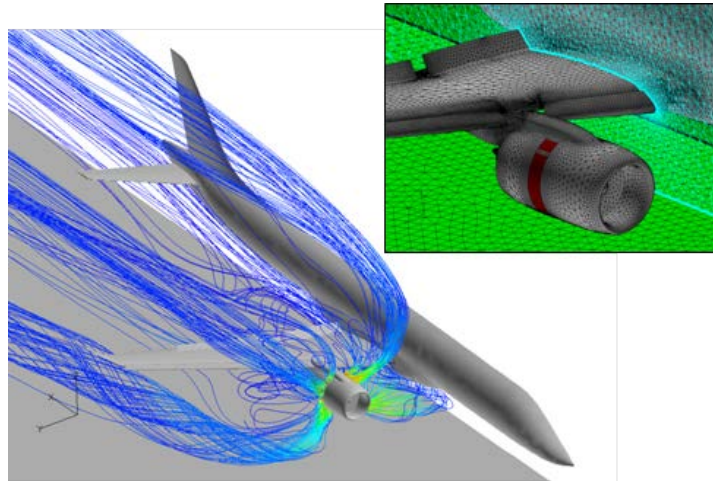


図3-4. スラストリバーサ作動時の解析結果

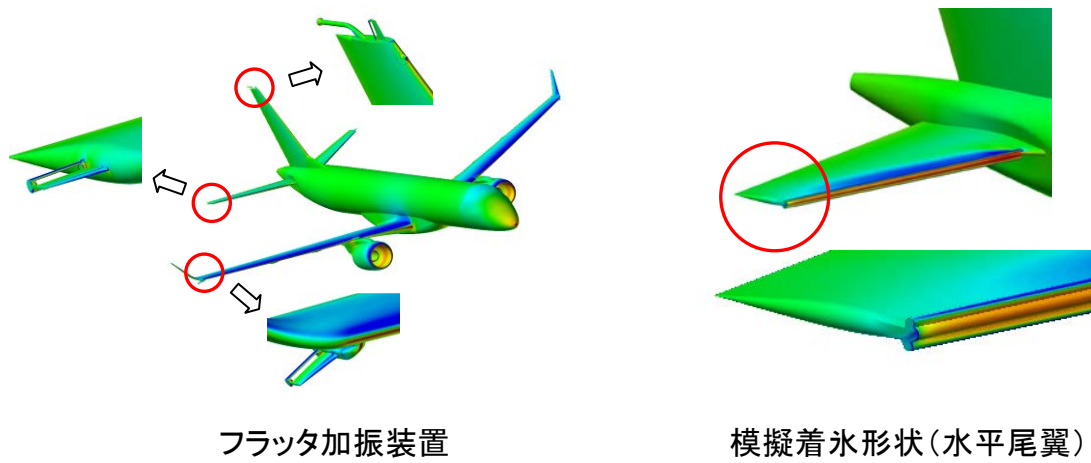


図3-5. 飛行試験計装形状での解析結果

(3) 機外騒音低減設計技術開発

機外騒音低減設計技術を実用化するには、騒音発生メカニズムを把握し、そのメカニズムに適した設計上の対策を講じ、かつその効果を定量的に評価する必要がある。本技術開発では、騒音発生メカニズムの解明を目的として騒音源となる圧力の時間変動を解析するための非定常空力予測ツールを新たに開発し、それを用いて騒音発生メカニズムの把握と騒音低減デバイスの開発を行った。

a. 航空機非定常空力予測ツールの開発

航空機の脚形状のような、現在の CFD 解析の主流である構造格子や非構造格子では格子生成が困難な複雑形状に対応すると共に、効率的な大規模非定常解析の実現も必須である。そこで直交格子法的一种である BCM(Building Cube Method)を用いた解析ツールを開発した。当該ツールを用い、脚の騒音解析（図 3-6）を実施し、騒音予測の観点で妥当な精度を有する事を確認した上で騒音発生メカニズムの把握に用いた。

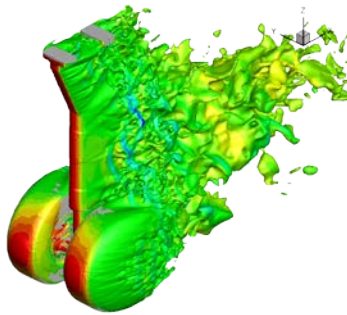


図 3-6. BCM による航空機脚形状の解析結果

b. 騒音低減デバイスの開発

機体空力騒音の主要な騒音源である高揚力装置（スラットやフラップ）や降着装置の低騒音化対策として騒音低減デバイスを開発している。具体的には従来の構造格子や前項で示した直交格子による非定常乱流解析（図 3-5）、風洞試験を併用して高揚力装置および降着装置の騒音発生メカニズムを解明した。

解明した騒音発生メカニズムを踏まえて実機適用を視野に、スラット、フラップ、脚に対して騒音低減デバイス案の策定を行った。デバイス設計では、空力特性上及び取付部の構造上の技術的課題、重量・コスト・整備性といった機体運用における課題を対象に検討した上で、実機に適用し得る仕様を定めた。騒音低減デバイスに対しては風洞試験を通して、機体空力騒音を約 1.8dB 低減可能であることを確認した（図 3-7）。将来、後述する実機音源探査技術により実機に騒音低減デバイスを取り付けた場合の効果を飛行試験にて実証する予定である。

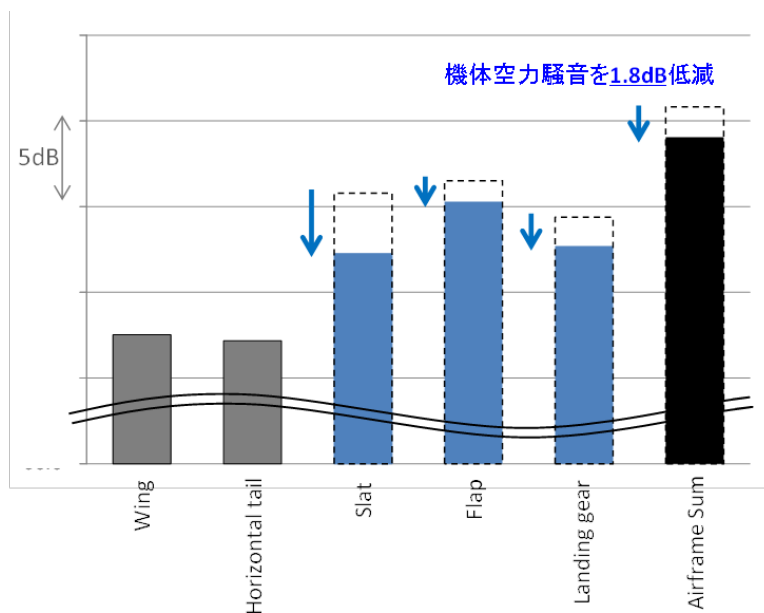


図 3 - 7. 騒音低減デバイス 騒音低減効果

(4) 先進空力計測技術開発

先進空力計測技術開発では、光学的流れ場計測技術（PSP/PIV(Particle Image Velocimeter)）の技術開発を実施し、試作機の設計と風洞試験に適用した。

また、機外騒音の騒音源の把握を目的とした音源探査技術（図 3 - 8）の開発に取り組み実機での計測を実施した。

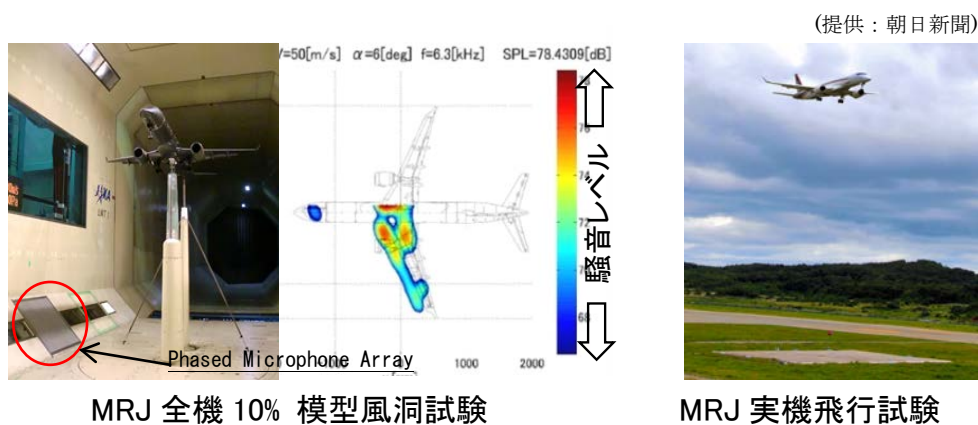


図 3 - 8. 機外騒音 音源探査技術

(5) 試作機への適用

(1)から(4)の成果を飛行試験機に適用して飛行試験を実施し、空力設計・空力性能・飛行性・フラッタ(空力弾性)等の確認を実施した。

a. 空力設計

飛行試験時の空力特性を把握するため空力同定作業について、文献データ等を用いた検証計算を実施した。自然着氷飛行試験・模擬着氷飛行試験について、初期計画におけるリスク低減策を反映した詳細計画を作成した。

空力特性を把握するための空力同定作業について、飛行試験データを用いた試算を実施し、本計算に必要なツールの改修を実施した。自然着氷飛行試験・模擬着氷飛行試験について、詳細計画に基づいて試験スペックの仕様をまとめた。

b. 空力性能検討

初飛行時の性能計算を実施し、必要推力・機体重量などの推算を実施した。最大ブレーキ離陸試験、最小速度離陸試験等、海外で実施する性能飛行試験の詳細計画を作成した。また、飛行マニュアル、操作マニュアルの性能セクションの性能チャート・テーブルについて、エンジンデータを反映し見直すとともに、広範な飛行条件・機体条件におけるデータを作成し、検証を実施した。

飛行試験を実施し、解析予測との比較を実施した。降着装置下げ・フラップ下げ、及び降着装置上げ・フラップ下げ、それぞれの形態について、解析予測通りの上昇性能、燃費性能であることを確認した。上昇性能・燃費性能の構成要素である機体抵抗、エンジン推力、及びエンジン燃料流量についても、概ね解析予測通りであることを確認した。

巡航速度・高度・形態での飛行試験結果を用い、燃費効率向上における空力寄与分の分析を行った。図3-9.に示す通り、当初の目標値 7% (本開発における目標値 5%に、飛行試験の計測誤差 1%, エンジン・機体の切り分け不確定分 1%を含めた値)に対して、設計変更による形態変更による悪化分-0.3%を考慮し、6.7%を試験前の推定性能として設定。これに対して、飛行試験での計測値と推定値との差は-0.6%であり、機体全体として 6.1%の燃費効率を達成。このうち、エンジン推力による寄与分が 2.0% (エンジンの燃費そのものではない)、空力寄与分(本開発の成果)が約 4%との結果となった。

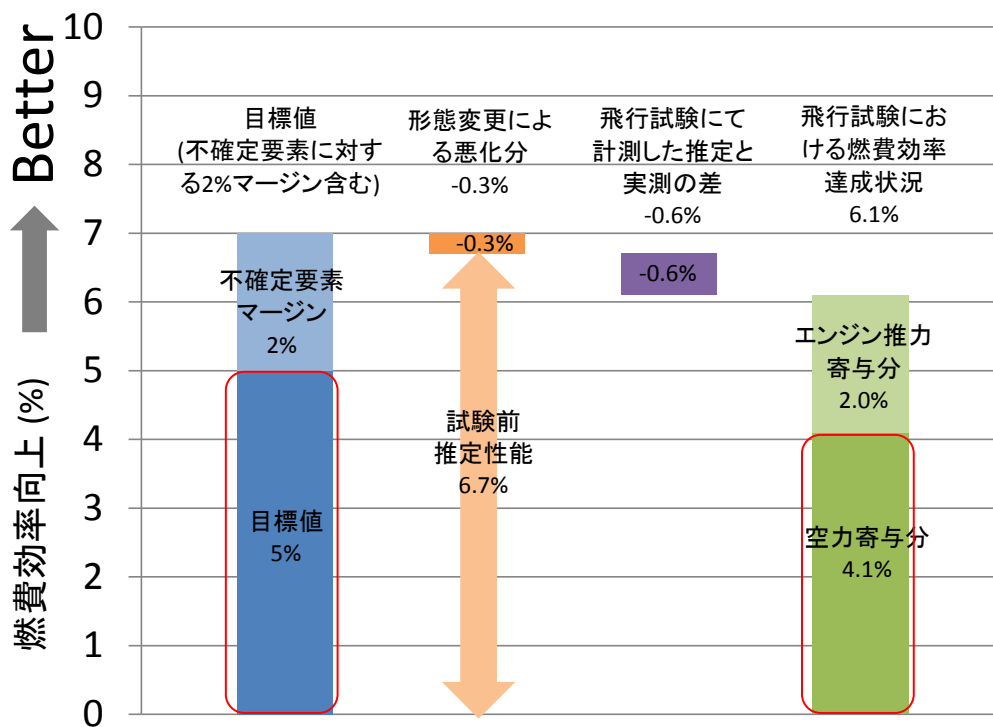


図 3 - 9. 燃費効率 目標値及び達成状況

c. 飛行性検討

飛行試験確認が要求される広範な飛行条件・機体条件における飛行性解析を実施し、所望の飛行性であることを確認した。海外試験が必要となり得る特殊試験(最少飛行速度(地上)試験、横風離着陸試験、ミストリム時離陸試験)の詳細試験手順を設定した。

飛行試験を実施し、降着装置下げ・フラップ下げ、及び降着装置上げ・フラップ下げ、それぞれの形態について、解析予測通り、良好な飛行性を有することを確認した。

d. 空力弾性解析

H25 年度作業で整備した空力弾性解析ツールを用い、飛行試験を模擬した全機形態の空力弾性解析を行い、スタビライザーのガタ量が増大した場合にリミットサイクル振動の発生が予測される飛行領域データを作成した。

飛行試験を実施し、これまでの作業で整備した空力弾性解析ツールの精度検証を行い、解析予測通り、飛行中に空力弾性不安定現象を生じないことを確認した。

<開発・生産システム技術開発>

(1) 設計/技術指示リリース分野

設計部門の役割は、機体設計（型式設計／1機ごとの仕様）を定義し、これを技術指示として製造工程にリリースする事にある。設計分野が定義する技術指示には、各構成部品の物理属性である「部品形状」、「材料／加工法（適用スペック）」、「機能要求（装備品）」、組み立て／取り付け時の仕様（配置（位置）・ファスナ種類・位置・公差等）及び適用号機といった情報が含まれる。

上記の技術指示は、従来3次元モデルを作成した後で、このモデルを紙図面（2次元）に投射する形で図面を作成しており、このプロセスが故にモデルと図面の二重 Authority に起因する不整合が発生していた。また、図面に記載されている部品情報や適用号機情報を Part List(PL)として図面とは別管理しているため、号機変更に伴う設計変更処置が発生すると、図面と PL の双方を確認する必要があり、非効率な業務が多々発生していた。本事業では3次元モデル／部品表を部品（表）管理システムで統合管理し、電子データのみを下流工程にリリースする仕組みを構築することで、設計分野を始め、業務プロセス全体の効率化を狙った（図3-11）。

以下、上記業務プロセスを構成する代表的なシステムに対して詳細を記す。

a. 設計部品表管理システム

航空機の部品管理システムには、膨大な点数の部品を高効率・高精度に管理でき、また多様なオプションを管理できる機能が必要である。これらを踏まえて業務プロセスを策定し、対応するシステムを開発した。

また、設計変更管理プロセスとの連携を図るとともに、1機毎に異なる客先機体仕様の定義方法と管理手法を具体化した。

これらは試験機開発作業へ適用し、有効性を確認しているところである。

① 3次元（3D）モデルと部品表の一元管理化

3D モデルを設計部品表と同一のデータベース（設計部品表管理システム）で管理する事を前提に、各種ルールを制定した。必要な技術指示を3Dモデル内に全て定義する方法と定義ルール、モデル内の部品属性情報を部品表管理システムに自動マッピングする機能等を開発した。

これらにより、設計技術指示の冗長度が大幅に減少し、設計効率／設計品質向上に資する業務プロセス／システムが実現した。具体的には、図中に加える注記（形状要素に対する特記事項や製造指示）については、図面と部品表に分けて表記していた方法を3Dモデル上に一括で定義し、容易に Text 抽出すること

が出来る仕組みを導入し、製造プランニング上でも流用できる仕組みとなった。また、組立に必要な穴基準指示など従来工作プランニングで実施されていた情報の一部を技術指示に付与を行い、製造プランニングの負荷軽減を図った。

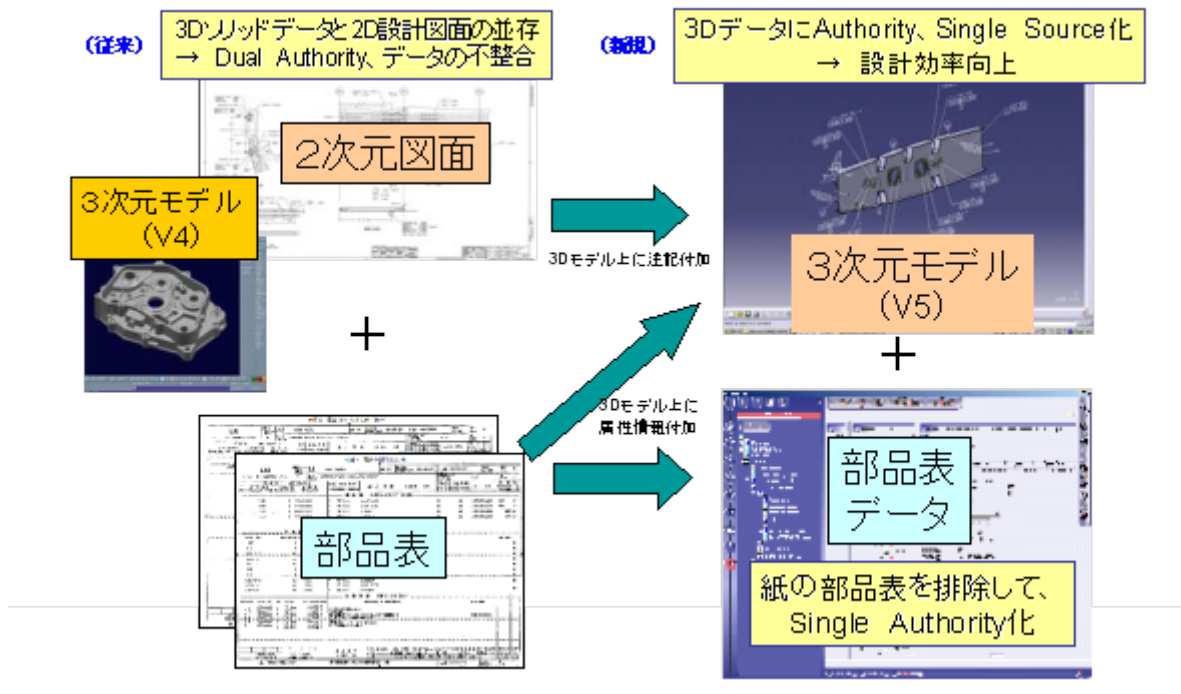


図3-11. 従来手法から新手法への移行

②民間旅客機対応の号機管理手法の構築

設計部品表管理システムを活用した号機管理手法として、従来の「適用号機」のみの定義を廃し、「適用号機+Option (And/or の算術論理式で設定)」で管理するプロセスを構築した。本手法では、客先要求仕様をフィルタとして扱い、設計が予め定義した号機定義に掛け合わせると、各号機に必要な部品構成を出力できるため、客先要求仕様の段階的決定や変更に対応できる。(従来の手法では、客先要求仕様の変更が発生すると、その都度、設計系列の号機変更作業が発生するため、客先仕様変更に対するインパクト大)。

更に、課題であった設計部品表管理システム上での上記「フィルタ」仕様の細部を定義するとともに、管理プロセスを具体化した。

b. Viewer による共同設計環境

航空機の国際共同開発においては世界中に分散した共同開発パートナー各社で担当部位の設計／製造作業を同時並行で行う。そのためには、各社から三次元 CAD データを一元管理している統合サーバにアクセスし、他部位との干渉有無

や設計系列の整合性などを確認できる仕組みを構築する必要がある。しかし、三次元 CAD データ（CATIA データ）の容量は非常に大きく、データ通信に時間がかかるため、統合サーバで一元管理された CATIA データを用いた干渉チェックや設計作業は現実的に困難である。また情報管理の観点から、パートナ毎に開示／非開示の管理を行う機能も求められる。

上記の問題を解決するために、CATIA データを軽量の近似 3 次元形状データに変換して、閲覧、干渉チェック等ができる CATIA Viewer ソフトを活用したコラボレーションシステムを構築した。（図 3－12）

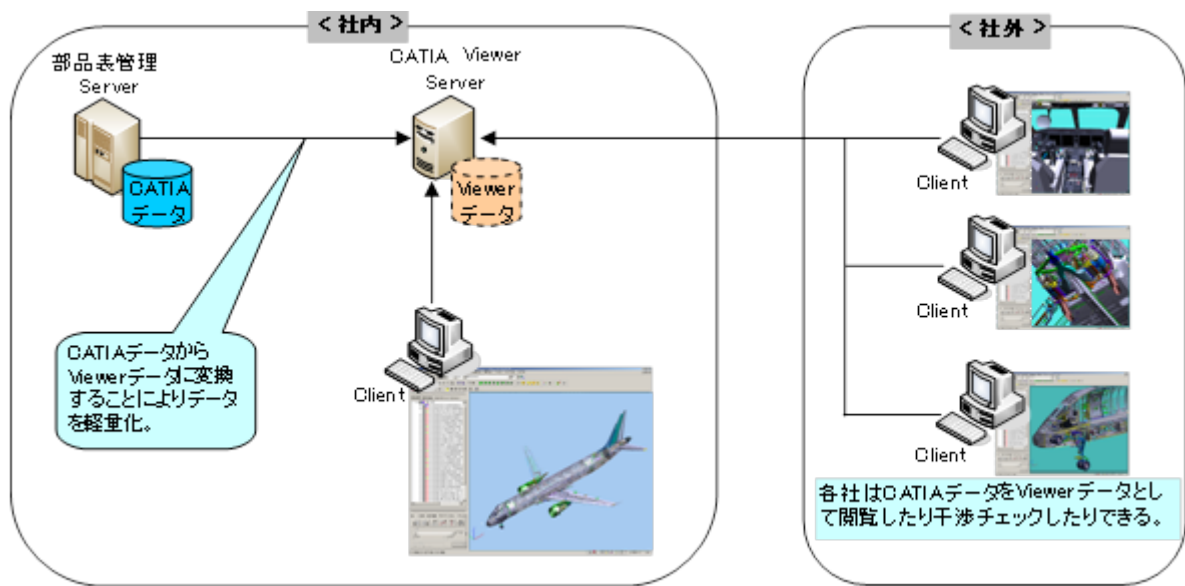


図3－12. Viewer による共同設計環境概要

またパートナ・サイトから CATIA Viewer サーバにアクセスする仕組みを構築し、米国からアクセス検証を実施、狙い通りの作業環境を提供できることを確認した。更に、装備品メーカーを含む複数の共同開発パートナが必要な 3 次元形状データを閲覧できる機能を開発し、試験機の開発に適用中。また情報管理に必要なアクセス制御プロセスを策定し、パスワード制御による管理システムを構築した。

c. ワイヤーハーネス設計／管理システム

航空機の電装設計では以下の 3 種類を同時に設計し、それぞれをリリース／管理している。

- ① 航空機全体としての各システムにおける結線情報（結線図）
- ② ワイヤーハーネス（以下、W/H と記す）組立体内部のワイヤー結線情報と

必要な部品リスト（W/H 図）

③ W/H 組立体の形状と機体への取付形態（W/H 取付図）

これら設計データ間の整合性確保と精度良い形態管理を担うため、データ間の整合性確認、統合管理を行なうシステムを開発した（図 3－13）。これにより、設計者の作業効率化／設計品質向上が可能となった。更に、W/H 以外の機体部品との統合管理としてリリース／データ管理作業の効率化が可能となることを確認した。

加えて、生産手配システムと連携する部分についてもシステム開発を完了し、試作機的设计に適用している。

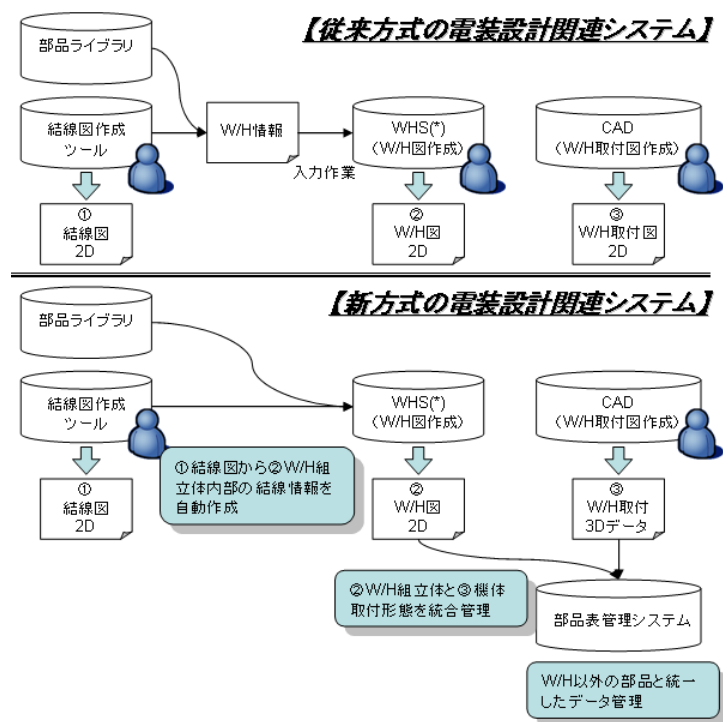


図 3－13. 電装設計関連システムの従来方式／新方式の比較

d. リリース管理システム

電子化された図面（3次元モデル＋データベースに定義されたデジタル部品情報を便宜上、「図面」と称する）は同時レビューが可能である為、レビュー部門／レビューステータスをデータベース管理する「図面検査の電子承認システム」を構築して試作機設計において運用中。このシステムは、担当者による図面作成が完了した後、関係各部門のレビューステータスを Web 上で確認できる為、図面レビューのフロータイム短縮が可能であると共に、進捗状況を一元管理できる為、開発マネジメントツールとしても有用である。

(2) 製造計画・生産管理システム

a. 製造工程／生産手配情報管理システム

航空機の製造計画では、設計データとして定義された部品表(Engineering Bill of Material。以下、E-BOM と記す)をもとに、製造組立工程及び各工程に必要な部品を定義して生産手配・生産管理用の製造部品表(Manufacturing Bill of Material。以下、M-BOM と記す)を作成する。従来は前述した通り、図面と部品表が別管理となっており、図面と E-BOM 間のアンマッチが発生したり、E-BOM から M-BOM への転スファアがうまく行かず、そこで発生するアンマッチが正確に把握できないというトラブルが発生していた。

(1) 項で示した設計部品表管理システムの実現により、3次元モデルと E-BOM 情報が関連づけて管理される事となり、E/M 双方の BOM をデジタル化することができた。そこで、製造組立工程や M-BOM 定義の際にも、3次元モデルを活用した成立性・妥当性検証を行なう事を狙い、市販システムをカスタマイズして製造工程及び製造部品表を定義するシステムを構築した。このシステムにより、リリース前の設計データを用いた製造性の事前検証が可能となり、リリース前に設計に結果をフィードバックできるため、開発期間短縮、設計変更削減に有効であることを確認した。

図3-14に設計部品表管理システムとの相関を示す。

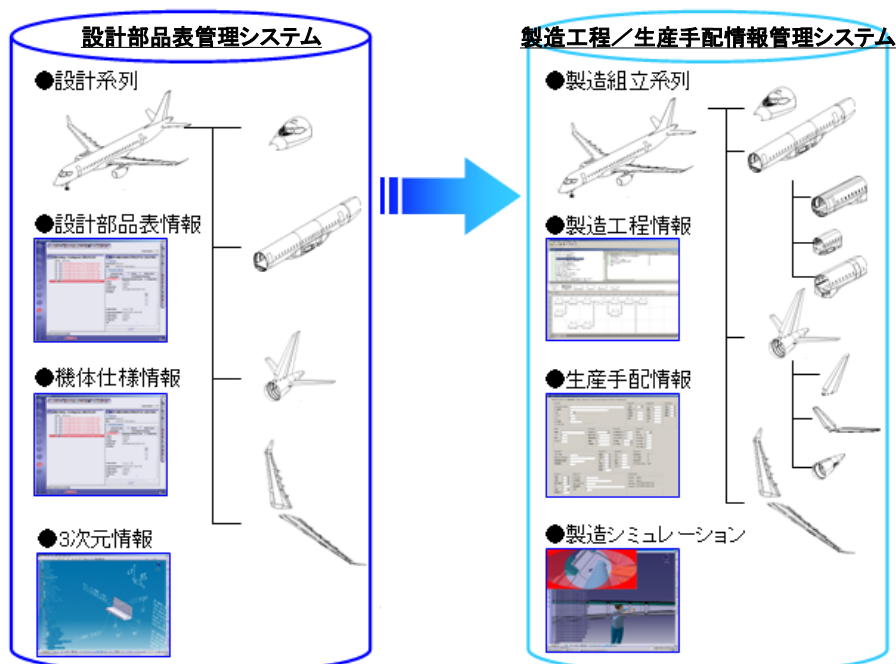


図3-14. 設計部品表管理システムとの相関図

b. BOM 統合管理のためのプロセス・システム

部品点数（種類・数）が極めて多く且つ資材調達／製造リードタイムが長い航空機製造では、設計部門が定義する E-BOM データをもとに生産技術部門が M-BOM を作成し、正確かつ迅速に生産手配に繋げなければならない。加えて、構成管理（形態管理）の観点から、E-BOM、M-BOM、両 BOM 間のトレーサビリティの精度などが求められる。飛行試験時など設計変更が多発するフェーズに於いても、これら要求を確実に満たす統合 BOM 管理プロセスとこれを実現するシステムが必須である。また、MRJ 開発における特殊性として、設計開発会社（三菱航空機）と飛行試験機製造会社（三菱重工業）が別会社となっているため、より一層高度な管理プロセスの導入が必要となる。まず初めに一機分の BOM を正確に作成する仕組みの導入を実施し、これを元に E-BOM/M-BOM 間の整合性確認を実施する仕組みの導入を行った。図 3－15 に BOM 統合管理のための仕組み概要を示す。

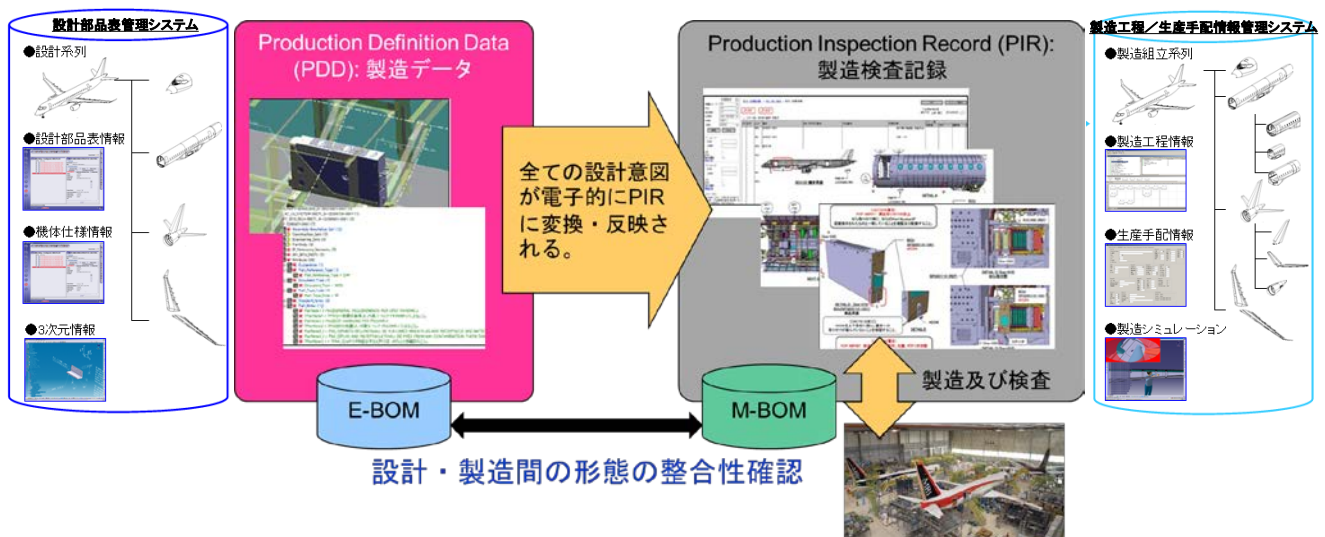


図3－15. BOM 統合管理のための仕組み概要

E-BOM/M-BOM 間の整合性確認を実施する仕組みについては、航空機の開発及び量産においては、E-BOM を As-Design Data、M-BOM を As-Plan Data さらに、実際に製造された形態を As-Built Data と称し、As-Design が正しく As-Plan に流れているか、さらに As-Plan が正しく機体（As-Built）に反映されているかを確認する行為を実施しており、この行為を形態検証と称している。

① 一機分の BOM を正確に出力する仕組みの開発

この仕組みは、それぞれの飛行試験機に割り当てられた役割、仕様などを号機毎に製品スペック（Product Spec）として定義しておき、加えて設計部品表管理システム上でも、それぞれの部品情報に対し、該当する Product Spec の ID を付与し、部品間の親子関係をデータベース上で明確にすることで実現できる。設計部品表管理システム上で Product Spec を指定すれば、必要な号機の形態がそれに紐づく部品系列（親子系列）をたどり、正確に一機分の E-BOM データとして設計部品表管理システム上から抽出することが出来る。このため、基礎となる部品系列の精度向上を図るため、部品の親子双方で系列切れを撲滅するプロセスとシステムを導入し、精度向上を図った。

② E-BOM/M-BOM 間の整合確認

一方、M-BOM は E-BOM に対して工程設計を施し、工作情報を付与した JOB と呼ばれる塊をデータベース上で付与することで定義される。通常、M-BOM には JOB 単位で製造工程の割り付けに加え、実際の作業が完了したことを記録する機能を加えるため、航空業界では一般的に Production Inspection Record (PIR) Book と呼ばれている。M-BOM で定義されている JOB は、E-BOM で定義された部品情報に加え、部品ごとに CAD で定義された技術指示の情報（Engineering Intent）に工作指示を加え、これらを統合して製造指示情報を作る。E-BOM からフローダウンされた情報が M-BOM にすべて反映され、実際の機体製造の状況が JOB 毎に管理されるため、これら一連の状況を把握することで As-Design で定義した形態が正しく製造形態(As-Built)に反映されているかを確認することができる。また工程設計効率化の一環として、従来工程設計で製造部門が定義していた一部の情報を、図面上に移管して図面情報として定義を行った。一例として、部品同志を組み付ける際に必要となる基準穴の情報を図面上に定義する方法が導入された。これを実施することで、一部組立治具が不要とすることができ、組立作業の効率化が図れる等のメリットがある。

（３）開発管理分野

a. 設計変更管理

開発管理分野には開発スケジュール・進捗・成果の管理や、要求管理等もあるが、本項では機体形態管理と密接に関連する重要プロセスである設計変更管理に係る取り組みの成果・進捗状況を代表として記載する。

航空機の開発フェーズや量産フェーズでは設計変更は断続的に発生する。開発フェーズでは、一旦設計を固めても確認試験（確性試験、システム統合試験、全機地上試験、飛行試験等）の結果が想定と異なったり、予期せぬ事象が発生したりすることがあり、それらの結果を設計に反映する必要を生じる。また部品点数が膨大で、設計作業に係る設計者数／会社数も膨大ゆえ、単純な誤記・漏記等も大量に発生する。量産フェーズでは頻度は落ちるが、更なる性能向上を狙った重量削減プログラムや、オプションの追加、客先固有仕様の発生等でやはり設計変更は発生する。

一方で、適切な変更プロセスの設定と適切な運営に際しては、変更内容の調整、関連するメーカ・部署の製造スケジュール／在庫有無等を勘案した適用号機の決定、旧部品の扱い等々、影響を受ける部署・活動が極めて多岐に及び、極めて大きな困難が伴う。このため、機体製造が本格的な組立作業（Major Assembly）に突入する開発フェーズ以降では臨時対策処置としてクイックチェンジを用いた設計変更を実施し、その後、その変更を恒久対策として図面改訂に反映させ量産向けに適用させる方法を採用した。このため、開発向けの臨時対策設計変更処理専用製図法や出図方法・管理方法などの各種プロセスを設定した。なお、単品部品に対しては、仕掛品や製造済み部品の対応などで設計変更を臨時対策で処置することが非常に難しい状態にあることから、臨時対策は行わず、初めから恒久対策を取った。また、装備品に対しても、開発中は品質を保証するための確性試験(Qualification Test: QT)やリグ試験や地上試験などでその要求性能などを確認するため、開発パートナー側でも同様の臨時対策処理が必要になるため、こちらに対する形態管理手法に対しても合わせて仕組みづくりを実施した。

本活動のなかで構築した仕組みに関しては、過去の航空機開発経験等を踏まえ、設計変更プロセス標準類として制定を行った。加えて、標準化した設計変更プロセスで生じる各種情報を管理するためのシステム仕様を検討し、必要な部分についてはシステム構築を実施、加えて世界各国に分散する共同開発パートナーと的確に設計変更情報を共有するため、プロセスの整備を実施した。併せて、

パートナーとインターネットを経由し電子的に設計変更情報の受領できるよう、システム構築を継続して実施する。図 3-16 に設計変更管理システムの概要を示す。

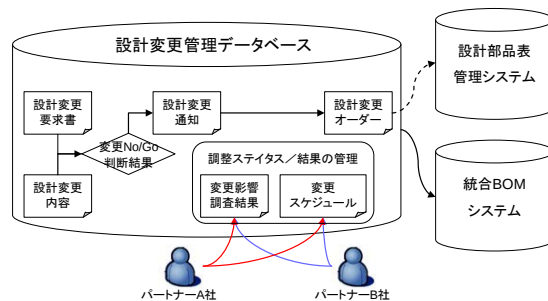


図 3-16. 設計変更管理システムの概要

b. 統合的形態管理

開発作業においては、上流の要求からの要求のフローダウンに基づき、設計・開発が実施され、それに基づき具体的な供試体や試験機の形態が図面やスペックにフローダウンされ明確化され、実際の供試体や試験機が製造される。一方、製造された供試体や試験機が当初の要求通りに設計され、製造されているかの妥当性を確認するプロセスが必要になる。このため、開発要求や仕様、機体形態及び試験要求・結果を統合的に管理し、それぞれの関連性を追従管理できる仕組みを構築した。この仕組みは、開発で必要となる仕様（要求やスペック）とそれに関連した機体形態（機体 CAD 情報やその構成 BOM）及び試験方案・報告書の関連をデータベース上で確保させ、設計変更が発生した際に、適合性証明活動に対する影響を統合的に分析する仕組みとなっている。図 3-17 に統合的形態管理のフローチャートを、図 3-18 に統合的形態管理のデータベース構成を示す。

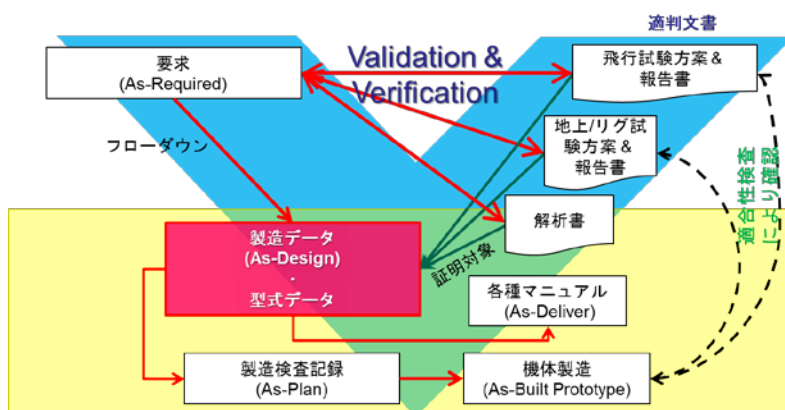


図 3-17 統合的形態管理のフローチャート

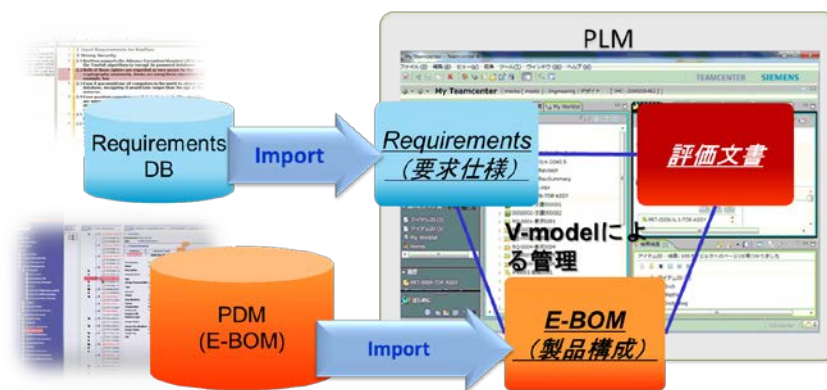


図3-18 統合的形態管理のデータベース構成

また、航空機の装備品については、厳しい環境要求に対応するための技術試験が長期に渡り実施されるのが常である。このため、旅客機開発においては、本格的な試験フェーズへ突入しても、装備品そのものの技術認定試験が完了していないケースが多発する。このため、開発中の装備品に対して、完成度を評価し、一定の完成度以上の装備品に関しては、使用制限 (Restriction) を定義し、これを効率的に管理する仕組みが必要となる。この仕組みは先に言及した臨時対策の設計変更と連携して管理を行う必要がある。このため、試験機に対する試験実施時の使用制限管理の仕組みとして、Test Requirement Review Board (TRRB) という会議体を設け、開発中の装備品の開発深度に応じた交換や補用部品の交換が実施できる仕組みを構築した。図3-19に Restriction 管理のプロセスフローを示す。

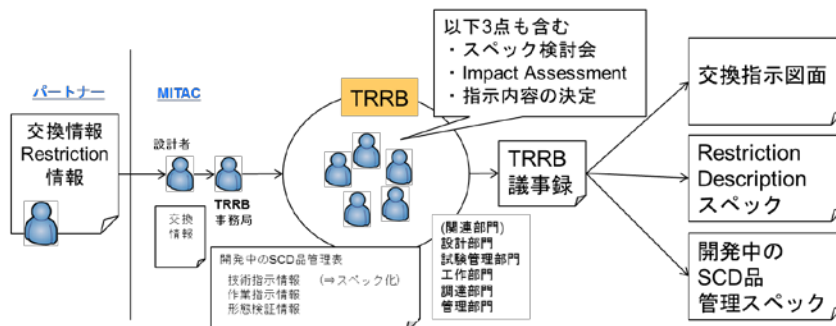


図3-19 TRRB のフローチャート

3-1-3 特許出願状況等

表 3-1. 特許・論文等件数

論文件数	対外発表件数	特許等件数（出願を含む）
5	20	3

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	騒音制御 Vol.36 No.5 2012.10 「民間航空機の客室騒音」	H24
	AIAA Journal of Aircraft 「Efficient Aeroelastic Analysis Using CFD-Based Aerodynamic Reduced-Order Models」	H24
	進化計算学会誌 12 月号 「Multi- Objective Design Exploration (MODE) Applied to Structural Design of Rejonal Jet Horizontal Tail	H24.12
	東北大学サーバーサイエンスセンター大規模科学計算システム広報 SENAC 「民間航空機開発における大規模空力弾性解析シミュレーションの適用」	H26.6
	第 1 回「京」を中核とする HPCI システム 利用研究課題 成果報告会 「民間航空機空力特性及び空力弾性特性評価への CFD 解析技術の適用」	H26.10
発表	49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 「Transonic Flutter Simulation for Wing-Pylon-Nacelle Configuration using Navier-Stokes Equations」	H20.4
	第 40 回流体力学講演会 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2008「短距離用旅客機形状の多点最適化」	H20.6
	第 40 回流体力学講演会 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2008「非構造 CFD と縮約次元非定常空気力モデルを用いた高効率空力弾性解析」	H20.6
	第 40 回流体力学講演会 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2008 「エンジンナセル付き主翼の非線形フラッタ解析」	H20.6
	IACM/ECCOMAS2008 「Aerodynamic Optimization of 2-D High-Lift Device under Kinematics constraints」	H20.6
	IACM/ECCOMAS 2008 「Aeroelastic Analysis Using Unstructured CFD Method for Realistic Aircraft Design」	H20.6
	12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference 「Multipoint Optimization of a Short-Range Quiet Passenger Aircraft」	H20.9

	ICAS2008 「MULTI-DISCIPLINARY DESIGN EXPLORATION FOR WINGLET」	H20.9
	50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference 「Efficient Aeroelastic Analysis Using Unstructured CFD Method and Reduced-Order Unsteady Aerodynamic Model」	H21.5
	49th AIAA Aerospace Science Meeting 「Calculation of Unsteady Control Surface Aerodynamics using Reduced-Order Models」	H23.1
	International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2011 「Unsteady Aerodynamics Modeling for Control Surface LCO Simulation using Computational Fluids Dynamics and Reduced-Order Models」	H23.6
	EUROGEN 2011 「Multi-Objective Design Exploration (MODE) Applied to a Regional Jet Design」	H23.9
	第 49 回飛行機シンポジウム 「スラストリバーサ開発における風洞試験での取り組み」	H23.10
	東北大学オープンキャンパス 「大規模CFD解析を用いた次世代リージョナルジェット機の開発」	H24.7
	ICAS2012 「A Fully Automated CAD-Based Framework for Shape Optimization」	H24.9
	International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2013 (IFASD2013) 「FLUTTER WIND TUNNEL TESTS FOR A REGIONAL AIRCRAFT」	H25.5
	Siemens PLM Connection Japan 2014 「Teamcenter で実現させる設計書類の形態管理＜航空機開発における PLM 導入事例＞」	H26.5
	ISO TC 184/SC 4 Industrial date 「An integrated date management method to support product life cycle of commercial aircraft」	H28.5
	Siemens PLM Connection Japan 2016 「航空機の製品ライフサイクルにおける統合的なデータ管理手法につい て」	H28.6
	平成 28 年度 第 5 回 SJAC 講演会 「An Integrated date management method to support product life cycle of commercial aircraft」/「航空機の製品ライフサイクルにおける統合的デー タ管理手法について」	H28.12
特許	航空機の警告システム、及び、航空機	H25.2
	航空機の扉、及び、それを備える航空機	H25.6
	航空機の主脚室、及び、航空機	H25.6

3-2 目標の達成度

表 3-3. 目標に対する成果・達成度の一覧表（先進空力設計）

要素技術	目標・指標	成果	達成度
MDO 技術 開発	拘束条件を数学的にモデル化し、遺伝的アルゴリズム等を用いて同時最適化を図ることにより、一定の設計コストと期間の制約条件の下で最適な空力形状を発見する技術（多分野同時最適化技術）の実用化を図る。	・航空機遷音速空弾解析ツールの効率化、高度化を実施した。 ・フラッタ風洞試験を行い上記ツールの有効性を確認した。 ・飛行試験により空力性能評価を実施し、燃費向上の目標値をほぼ達成した（目標値 5%に対して 4%）。 ・飛行試験により、飛行特性、フラッタ特性がほぼ予測通りであることを確認した。	達成
CFD解析 技術高度化	複雑形状への適用性に優れた非構造格子による CFD 解析ツールと世界トップレベルの計算機リソースを活用して様々な物理現象を CFD によって予めシミュレートし、設計リスクの事前解消と設計サイクルの高速化を図る。	・スラストリバーサ解析技術を開発、簡易風洞試験でその精度を検証した。 ・飛行試験計装に対し CFD 解析を適用し、飛行特性等への影響を評価した。 ・飛行試験により、飛行特性がほぼ予測通りであることを確認した。	達成
機外騒音 低減設計 技術開発	騒音発生メカニズムを把握した上で、スラット風切り音等の機外騒音低減対策を開発する。	・航空機非定常空力予測ツールを開発し騒音発生メカニズムの把握に用いた。 ・解明した高揚力装置騒音発生メカニズムを踏まえ騒音低減デバイスを考案し、風洞試験により騒音低減目標をほぼ達成する見込みであることを確認した（目標 2dB に対して 1.8dB）。	達成

先進空力計測技術開発	世界トップレベルにある画像計測技術等の先進空力計測技術を実設計・試験に適用し、信頼性向上と適用範囲拡大を図る。	・ JAXA 6.5m×5.5m 大型低速風洞で音源探査を実施し、騒音源の特定に有効であることを確認した。 ・ 実機に対する音源探査技術を開発し、飛行試験機での計測を実施した。	達成
------------	---	---	----

表 3－4．目標に対する成果・達成度の一覧表（開発・生産システム）

要素技術	目標・指標 (最終目標時点)	成果	達成度
設計／技術指示リリース分野	Single Authority を持つ統合データベースで一元管理する仕組み、当該データを正確且つ効率的に下流工程にリリース／管理する仕組み、国内外パートナーとの同時並行設計を効率的に進める仕組み等を構築し、試作機開発に適用する。	・ Single Authority を持つ統合データベースで一元管理する仕組み、当該データを正確且つ効率的に下流工程にリリース／管理する仕組み、国内外パートナーとの同時並行設計を効率的に進める仕組み等を構築した。 ・ 上記を試作機開発に適用している。	未達
製造計画・生産管理分野	3次元 CAD モデル／部品表情報(データ)等を用いて、确实且つ効率的に製造プランニングを実行できる業務プロセス及びシステムを構築する。	・ 3次元 CAD モデル／部品表情報(データ)等を用いて、确实且つ効率的に製造プランニングを実行できる業務プロセス及びシステムを構築した。	達成
開発管理分野	正確且つ効率的に設計変更を管理する業務プロセス／システムを構築する。	・ 変更管理業務プロセスとシステム構想の策定を完了し、基本プロセス部分のシステム構築を完了した。	達成

先進空力設計では、ほぼ目標を達成した。今後の飛行試験で、さまざまな運用形態での燃費、騒音の計測を行い、空力設計技術等の有効性を最終検証していく。

開発・生産システムについては、設計／技術指示リリース分野での目標が未達成となってしまったが、構築したプロセスやシステムを引き続き試作機開発に適用し、今後の維持設計、試作機製造、飛行試験といった各フェーズにおいて有効に機能するかを検証していく。さらに経験を積み重ねることで、運用面での効率化が図られ、工数削減目標にこれからも近づけるよう努力を継続していく。

4. 事業化、波及効果について

4-1 事業化の見通し

本事業で開発した技術は航空機開発に適用することにより事業化を図る。

先進空力設計技術を用いて設計した小型旅客機には燃費性能の向上及び騒音の低減が期待でき、当該航空機の普及に資する。

また、開発・生産システム技術の開発成果を適用すれば、航空機の開発・生産プロセスを高効率化／短時間化が期待できるため、低コストで航空機を開発・生産でき、機体価格の低減を通じてオペレータの運航経済性向上に寄与できる。

4-2 波及効果

(a) 先進空力設計技術

本分野の技術開発の本質は、物理現象を正確且つ効率的に把握する計測技術と複雑な物理現象を高精度且つ効率的に推定する解析技術に大別される。いずれも粘性・圧縮性を持つ複雑形状周りの高速流体が対象であるが、開発成果である光学的計測手法や離散化手法／モデリング手法等は、流体を扱う問題一般に応用できる。また、遺伝的アルゴリズム(GA)を用いた同時最適化手法も同様に、目的関数、拘束条件等を変更すれば、多種多様な設計に応用が可能である。

即ち、

- ・新幹線、自動車の空力・構造同時設計技術への波及による燃費性能の向上、騒音の低減

新幹線・自動車も、構造・装備レイアウトや重量と外形空力形状とのバランスを最適化する必要がある点では航空機と同様の設計手法を適用できる。本研究開発で開発する設計手法は、設定する拘束条件と解析モデル対象を変更すれば自動車・新幹線等の鉄道車両に適用が可能であり、燃費効率向上／騒音低減が可能である。

- ・タービンエンジンの翼形状設計への波及による効率の向上

タービンエンジンの翼形状設計は、エンジン効率に直結する。本研究開発の対象である、複雑形状を対象とするCFD解析技術等を活用すれば、エンジン効率向上が期待できる。

・風車翼の翼形状設計への波及による効率の向上、騒音の低減

タービンエンジンのケースと同様に、風車翼の翼形状も発電効率を向上させる。即ち、一定電力を生じるのに必要な風力エネルギーを小さくする事が可能となる。

・船舶の抵抗低減設計による燃費性能の向上

船舶の水抵抗低減設計に CFD 解析技術が応用可能である。航空機とは速度域が異なる為に異なる課題が発生する事も想定されるが、上述の通り、解析技術の本質は離散化手法／モデリング手法である為、水力学分野にも適用が可能である。水抵抗低減が可能となれば、高速化又は大型化による利便性向上、ないし、必要なエンジン推力を低減して燃料消費量を減じることが可能となる。

・工業プラントの各種原料の流体輸送システムによる効率の向上

航空機機内の燃料配管や空調ダクト等にも CFD 解析技術を使用し、所望の性能を発揮させるべく配管径や形状、機内ネットワーク設計を実施している。その本質は、配管類等の内部流れ解析技術であり、当該技術は、一般に流体輸送システムの最適設計に応用が可能である。配管内の低抵抗化が実現すれば、ポンプ小型化等によってシステム全体の効率化に繋がる。

・都市設計における風環境予測による安全性の向上

CFD 解析をビル群等で構成される複雑流れに活用可能である。ビル建設前に風環境を解析すれば、局所的な突風を生じさせるような不適切な配置を回避する事も可能となり、歩行者や高所作業者の安全性向上に資する事となる。

・室内の空調（流体予測）

航空機では客室内の流れを CFD 解析で分析し、室内空調の吹き出し／吐き出し口配置や必要流量等を最適化する。同様のアプローチを一般住宅やオフィス、ビル内の空調に適用する事が可能で、利用者の快適性向上、及び、空調機の出力最適化に資する事が可能である。

その他、原動機、気象解析、等々への応用／展開が期待できる。

(b) 開発・生産システム技術

設計、生産計画、加工、組立の各工程間を流れる情報をデジタル化して管理することで、開発・生産に要するコスト・時間の低減が可能となる。このようなシステムは、全ての製造業に適用可能であり、その技術的波及効果は大きい。

即ち、

- ・生産数が多いため、変更への早急な対応が必要な自動車分野、家電分野その他、部品点数が多く、製造工程が多い製造・組立を要する製品・産業、又は、超精密、微細部品の集合体で一つの部品の設計変更で、製造・組立全体の見直しが必要となるような工程がある製品・産業の分野
- ・また、設計を伴わない業種(病院経営、教育等)においても、データベースによる一元管理／複数データベースの連携による業務効率化、変更時の情報流通速度・精度の向上策等は応用が可能

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、5-2に示すように、平成20年度からH27年度の8年計画で実施する計画である。

表5-1. 研究開発計画（先進空力設計技術開発）

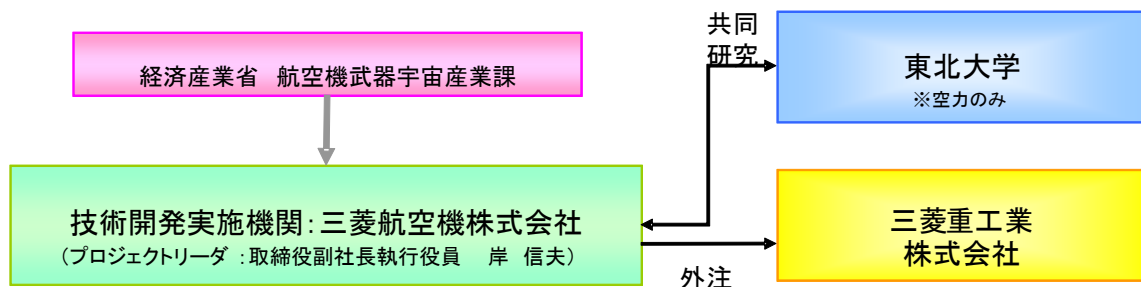
実施項目 \ 年度	2008 20年度	2009 21年度	2010 22年度	2011 23年度	2012 24年度	2013 25年度	2014 26年度	2015 27年度
(1) MDOシステム技術開発								
(2) CFD解析技術高度化								
(3) 機外騒音低減設計技術開発								
(4) 先進空力計測技術開発								
実証試験								

表5-2. 研究開発計画（開発・生産システム技術開発）

実施項目 \ 年度	2008 20年度	2009 21年度	2010 22年度	2011 23年度	2012 24年度	2013 25年度	2014 26年度	2015 27年度
(1) 設計/技術指示リソースシステム構築								
(2) 製造計画・生産管理システム構築								
(3) 開発管理システム構築								
試作/製造への試適用								
課題整理/システムへの反映検討								

5-2 研究開発実施者の実施体制・運営

本技術開発は、公募による選定審査手続きを経て、三菱航空機株式会社が経済産業省からの助成を受けて実施した。



三菱航空機株式会社において本技術開発の管理者として統括責任者、推進責任者としてプロジェクトリーダーを置き、三菱重工業株式会社等と連携しながら本事業を実施した。

当社の親会社である三菱重工業株式会社は、社内試験研究、JADC 委託研究、航工会委託研究等を通じて高精度空力解析ツールの開発と実用化を推進してきており、経験、成果ともに国内他社を大きく凌駕する。

また、防衛省(防衛庁)プログラムを通じて、多種多様な風洞試験の経験を有しており、特に機体と推進系の干渉に係る風洞試験技術に関しては国内随一の経験を有している。

さらに、感圧塗料に代表される先進画像計測技術の開発に国内でいち早く取り組み、航空宇宙技術研究所(当時)との共同研究を通じて基礎技術を確立し、日本航空宇宙学会の学会技術賞を受賞する成果を挙げている。

また、同社は旅客機等の開発において常に最先端のコンピュータ技術/CAD技術を活用してきた。また、種々のコンピュータ・アプリケーションの導入や自社開発も進め、設計・製造各部門におけるデジタル化を着実に進めてきた。整備の過程で、コンピュータ・アプリケーションの実業務への適用に伴う諸課題を解決してきた事がノウハウの蓄積をもたらしている。

5－3 資金配分

評価対象年度における研究開発に係る経費及び補助金交付額は下表の通り。

表 5－3. 資金度配分 (単位：百万円)

年度 平成	20	21	22	23	24	25	26	27	合計
補助事業に 要する経費	8,200	8,200	6,660	6,660	6,660	2,100	1,980	1,900	42,360
補助対象経 費	8,200	8,200	6,660	6,660	6,660	2,100	1,980	1,900	42,360
補助金交付 申請額	4,100	4,100	3,330	3,330	3,330	1,050	990	950	21,180

5－4 費用対効果

本事業で得られた空力設計技術の成果を適用し、小型航空機を開発・市場投入した場合に期待される効果を試算し、本事業の費用対効果を評価する。

本事業で開発した空力設計技術を適用して設計した機体（新設計機）と従来機の燃料消費量を比較する。一回の飛行距離が 400nm（およそ 740km；全世界のリージョナル機の平均運航距離）とした場合、新設計機の燃料消費量は従来機よりも 30USG(US Gallon)少ない。1 年間に 2,500 回、20 年間運航した場合、新設計機の燃料消費量は従来機よりも 150 万 USG 少ない。

この新設計機が全世界で 1,000 機運航されると想定すると、20 年間で 15 億 USG を節約できる。燃料消費量削減は CO₂ などの温室効果ガスの排出抑制にも大きく寄与する。また、1,000 機を 20 年間飛ばして節約できる燃料を燃料費に換算すると、その差は US\$ 21.0 億（単価：US\$ 1.4/gal.）であり、日本円にすると約 2,310 億円（※）になる。

上記の節約効果はエアラインにとって極めて大きく、新設計技術を適用した機体は需要・売上が拡大し、本邦航空機産業の発展につながる。また、航空機産業の拡大に伴い関連産業／新規産業の発展も予測され、これらの産業の売上拡大も期待することができる。航空機産業の技術波及効果は一般に自動車産業の数倍とも言われ、本邦航空機産業の発展はわが国の経済発展に大きく寄与すると考えられる。

上述のとおり、本事業には十分な費用対効果が期待できると言える。

※為替レートを US \$ 1.00=¥110 とした場合

5－5 変化への対応

平成 20 年度より本事業を開始し、これまでのところ本事業に直接的な影響が生じるような技術動向、社会情勢、市場ニーズの変化などはないが、今後も技術動向や市場ニーズなどの動向についての情報収集を継続し、変化に対して適切に対応できるよう事業を進めていく。