

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

スカイフロンティア（航空新分野創造）プログラム 計画検討報告書（その2）

2013年10月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

スカイフロンティア （航空新分野創造）プログラム 計画検討報告書（その2）

平成25年5月
JAXA航空プログラムグループ
航空利便性技術の研究開発計画検討タスクフォース

1

目次

1.	はじめに	p.3
2.	プログラム活動定義	p.19
3.	研究開発計画定義	p.35
4.	超音速機技術の研究計画	p.47
4.1.	研究計画	p.48
4.2.	技術目標達成の見通し	p.62
4.3.	技術ソリューション	p.71
5.	極超音速機技術の研究計画	p.75
5.1.	研究計画	p.76
5.2.	技術目標達成の見通し	p.90
5.3.	技術ソリューション	p.101
6.	垂直離着陸機技術の研究計画	p.103
6.1.	研究計画	p.104
6.2.	技術目標達成の見通し	p.116
6.3.	QTWIによる利便性の拡大	p.132
7.	エミッションフリー航空機技術の研究計画	p.135
7.1.	研究計画	p.136
7.2.	技術目標達成の見通し	p.151
8.	技術ロードマップ	p.160
9.	まとめ	p.171

2

1. はじめに

内容

- ① JAXA航空全体の活動の中での本プログラムの位置づけ
- ② 検討プロセス、これまでの検討経緯、検討体制
- ③ 報告書その1の概要
- ④ 検討の背景

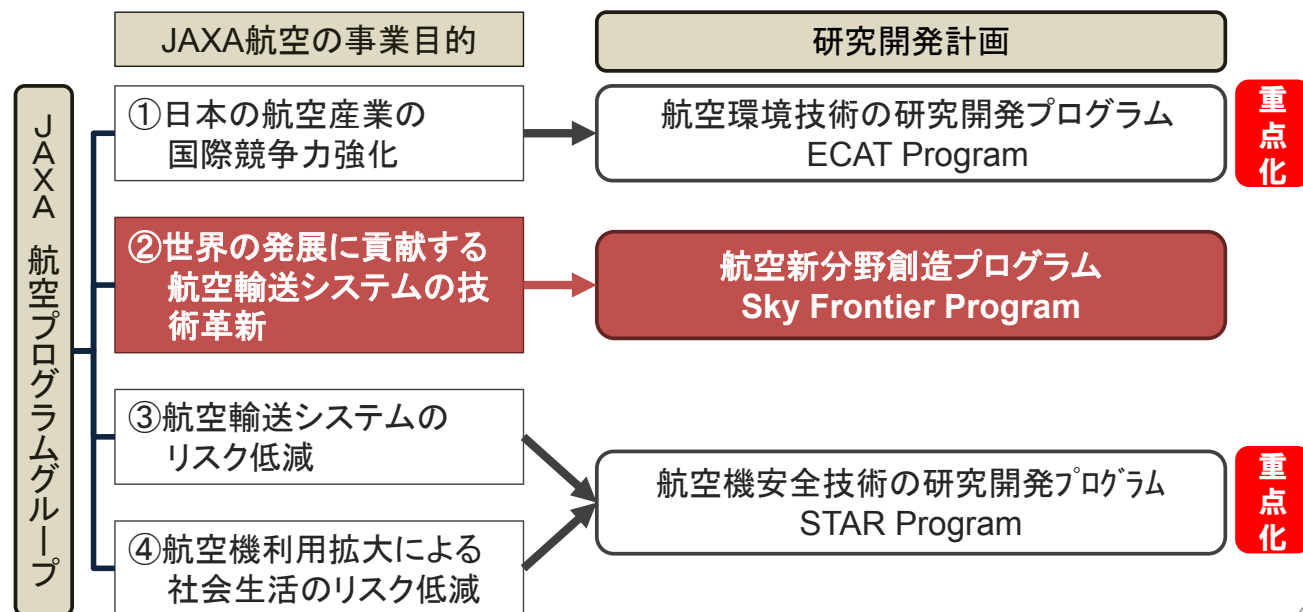
3

1.(1/15): プログラムの位置付け

○検討の大前提として、JAXA第3期中期計画における4つのJAXA航空の事業目的のうちの「②世界の発展に貢献する航空輸送システムの技術開発」に主に対応する活動として「航空新分野創造(スカイフロンティア)プログラム」を位置づけ、その活動計画を立案した。

○内容は将来航空機概念に関する研究で、JAXA航空の事業として進めるべき課題とその計画である。

○検討に際して考慮した条件は、JAXA航空において重点化される活動は、航空環境技術の研究開発プログラム(ECAT)および航空機安全技術の研究開発プログラム(STAR)とされていることである。

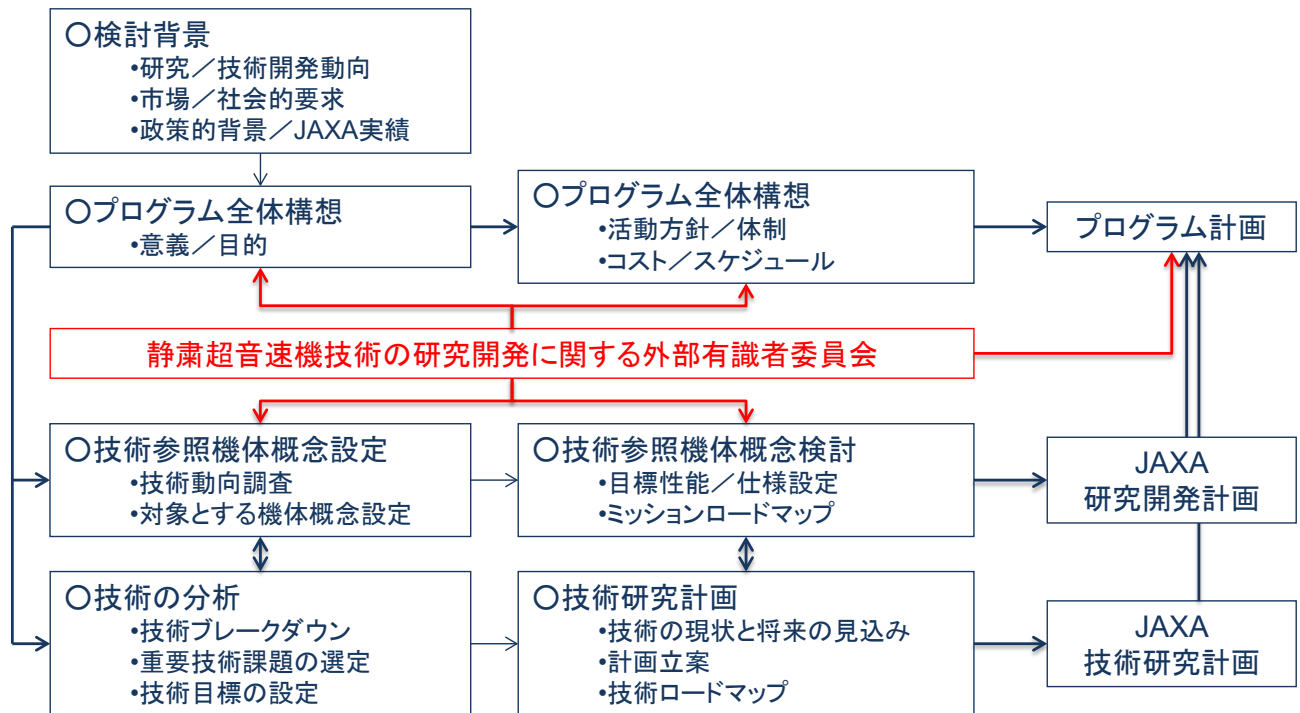


4

1.(2/15): 計画立案プロセス

○プログラム全体構想、技術参照機体概念検討を主体とする研究開発構想および重要技術課題の技術研究計画の3つの階層に分けて計画検討を実施した。

○外部有識者委員会、航空幹部ヒアリングを通じて外部の意見等を計画に反映した。



5

1.(3/15): 検討経緯

○タスクフォース会議として、一回当たり3時間程度の検討会議を平均月2回の開催頻度で合計23回、2011年10月から 1年2か月に渡り実施した。

○第12回までの議論を航空利便性技術の研究開発計画検討報告書（その1）として取りまとめた。

□タスクフォース会議

- TF#01 (2011.10.05): タスクフォースの設置について、研究開発活動紹介、今後の進め方 (120分)
- TF#02 (2011.10.19): 国際競争力について、意義・目的に関する自由討論(1) (195分)
- TF#03 (2011.11.05): 意義・目的に関する自由討論(2)、方針・戦略に関する自由討論(1) (195分)
- TF#04 (2011.11.24): 動向調査結果、技術BS作成結果と評価方法、方針・戦略に関する自由討論(2) (195分)
- TF#05 (2011.12.07): リニアモーターカーの提案における説明内容、背景・意義・戦略について (195分)
- TF#06 (2011.12.22): 戦略の詳細化、技術開発シナリオ・将来像について、TRM・MRMの作成について (210分)
- TF#07 (2012.01.11): プログラム構想説明資料(1)、重要技術課題の抽出について (150分)
- TF#08 (2012.01.25): プログラム構想説明資料(2)、技術参照機体概念と将来目標、プロジェクト構想(1) (195分)
- TF#09 (2011.02.08): プログラム構想説明資料(3)、プログラム目標、JAXA航空の事業方針 (195分)
- TF#10 (2012.02.21): プログラム構想説明資料(4)、今後の作業予定 (195分)
- TF#11 (2012.03.07): 航空分科会での検討内容紹介、技術動向、技術ロードマップ、プロジェクト構想(2) (195分)
- TF#12 (2012.03.21): プロジェクト構想(3)、有識者委員会での意見に対するアクションプラン検討 (165分)
- TF#13 (2012.04.04): 幹部報告会への説明資料、JAXA外部への説明資料について (195分)
- TF#14 (2012.04.25): 航空幹部報告会における意見と要処置事項について、今後の進め方 (120分)
- TF#15 (2012.05.16): プロジェクト構想(4)、超音速機、エミッションフリー航空機検討状況報告 (195分)
- TF#16 (2012.05.31): プロジェクト構想(5)、超音速機、ティルトウィングVTOL機の要処置事項への対応方針 (120分)
- TF#17 (2012.06.07): プロジェクト構想(6)、極超音速機の検討状況報告 (120分)
- TF#18 (2012.06.20): プロジェクト構想(7)、システム設計技術研究定義、SST、VTOL、EFA報告 (180分)
- TF#19 (2012.07.13): プロジェクト構想(8)、幹部報告会資料作成指針について、SST、VTOL報告 (180分)
- TF#20 (2012.08.06-14): 新分野計画見直し方針、プログラムとしてのまとめ方について (各120分)
- TF#21 (2012.09.10): SST、VTOL、EFAの技術的成立性検討結果について(幹部報告会の宿題) (120分)
- TF#22 (2012.10.16): 航空幹部ヒアリング資料確認 (120分)
- TF#23 (2012.12.20): 航空幹部ヒアリング結果について、FY25研究活動方針について (120分)

6

1.(4/15): 検討結果の発表・報告経緯

○外部の意見を反映することと計画の妥当性を確認するために外部有識者委員会、発表、報告会の実施および航空幹部のヒアリングを受けた。

□ 静粛超音速機技術の研究開発に関する外部有識者委員会

- 第10回委員会 (2012.03.14) : タスクフォースの設置について、研究開発活動紹介、今後の進め方 (60分)
- 第11回委員会 (2012.07.04) : 国際競争力について、意義・目的に関する自由討論(1) (100分)
- 第12回委員会 (2013.03.19) : プログラム計画の報告 (60分)

□ 航空幹部のヒアリング

- 第1回ヒアリング (2012.04.18) : プログラムの概要報告、研究開発計画(SST、HST、VTOL)の概要報告 (120分)
- 第2回ヒアリング (2012.07.19) : 研究開発計画(SST、HST、VTOL、EFA)に関する報告 (120分)
- 第2回ヒアのAI対応(1) (2012.08.22) : プログラム全体の計画定義 (60分)
- 第2回ヒアのAI対応(2) (2012.09.19) : 航空機概念の技術的実現性について(SST、HST、VTOL) (120分)
- 第2回ヒアのAI対応(3) (2012.10.05) : 航空機概念の技術的実現性について(EFA) (30分)
- 第3回ヒアリング (2012.11.02) : プログラム計画の報告 (40分)

□ 外部に向けた発表会

- APGシンポジウム (2012.09.13) : プログラム全体の構想説明 (40分)
- JAXA職員説明会 (2012.10.29) : プログラム全体の構想説明 (40分)

7

1.(5/15): 検討体制

○検討メンバは将来航空機の研究担当者から選抜。所属は平成24年12月1日時点のもの。

役割	氏名	所属		備考
TF長	吉田憲司	超音速機チーム	チーム長	
SST計画主担当	牧野好和	超音速機チーム	研究領域リーダー	
HST計画主担当	田口秀之	超音速機チーム	研究領域サブリーダー	
VTOL計画主担当	村岡浩治	無人航空機利用技術チーム	主任研究員	
EFA計画主担当	岡井敬一	ジェットエンジン技術研究センター	主任研究員	TF#15から参加
メンバ	二村尚夫	環境適合エンジン技術チーム	チーム長	
	佐々修一	無人航空機利用技術チーム	チーム長	
	村上哲	航空プログラム・SE室	室長	
	本田雅久	D-SENDプロジェクトチーム	サブマネージャ	
	石本真二	宇宙輸送システム技術研究開発センター	研究領域リーダー	
	小島孝之	事業推進部	主任	
	原田正志	環境適合機体技術チーム	主任研究員	TF#8から参加
	西沢啓	環境適合機体技術チーム	主任研究員	TF#15から参加
事務局	渡辺安	航空プログラム・SE室	主任研究員	
アドバイザー	水野洋	超音速機チーム	客員	
	堀之内茂	超音速機チーム	客員	

8

1.(6/15): 報告書(その1)の概要(1): 計画立案の考え方

○ JAXA航空としての活動方針を考慮したスカイフロンティアプログラム立案の考え方は以下の通り。

1. 現状認識

これまでのJAXA航空の研究開発活動は、一つ目に外部からは組織的研究(プロジェクト的研究)ではなく、研究者個人の研究活動と思われており、大学の研究者による研究活動との違いが見えておらず、これは設計研究や概念研究(システム・技術評価)が少ないのがJAXA航空の弱みであるとの認識につながっている。二つ目にJAXA航空ではTRL3を超えた、TRL4～6といった研究活動がほとんどないため、すなわち産業界の高い製造品質や信頼性等における競争力に直結した研究テーマ/成果が少ないため、基盤技術もチャンピオン成果も公的研究機関の役割として重要ではあるものの、実用化を意識した技術成熟度を高める活動の不足は否めないとの批判につながっている。

現状のJAXA航空のリソースは年々減少傾向にある。これは上記2つの認識の結果と考えられ、日本の航空機産業の発展を目指すにはJAXA航空のリソースは微々たるものに過ぎない。従って産業競争力強化に貢献することをJAXA航空のミッションの第1とするのであれば、活動の拡大を目指さなければならないことが現状認識としてある。

2. JAXAの活動の拡大を狙うには

JAXAの活動を拡大していくためには、まず第一に外部からのJAXA航空の活動に対する批判を受け止め、今後の活動の正当性を認めてもらうことが重要である。そのために取るべき方向性は、前節で示した外部からの認識状況から明らかで、一つは組織的な研究を行うこと、もう一つは産業界に直結する成果を出すことである。

産業界に直結する研究成果を出すことについては、JAXA航空の予算を日本の航空機産業の事業費の一部として考え、産業界が求めるテーマについてTRL4～6を対象とした研究開発活動を行うことが重要である。この場合は当然、JAXAの人的・資金的リソースは足りないため、産業界の求めるテーマとJAXAの専門性がマッチした課題を選定することや産業界からのリソースを利用するやり方を模索するなど、実施方法を工夫することが重要である。ただし、産業界に直結するテーマは「今ある」JAXAの優位技術を実用⁹

1.(7/15): 報告書(その1)の概要(2): 計画立案の考え方

○ つづき

化していく、言うなればこれまでの技術的な蓄積を使い込む活動であるので、アイデアが枯渇すればJAXA航空は産業界に資金を提供するだけの組織になり、コンセプトとソリューションを提供する役割を果たすことが困難になることに留意する必要がある。

組織的に研究を行うことについても同様に、JAXA航空の予算を日本の航空機産業における研究費と捉え、TRL1～3を対象とした研究を数多く進めていくことが重要である。この場合はJAXA航空の予算は非常に大きい資金であり将来の航空機産業の発展に資する、言うなれば技術的な蓄積を行い将来に備える活動となる。ただし、研究者個人の研究活動と思われるという当然の批判に対して、組織的な研究活動のやり方を考えていく必要がある。

また、JAXA航空全体としては以上を鑑み、人的・資金的にバランスの取れた研究開発活動を実施することが重要となる。

3. 次期中期のJAXA航空事業全体の活動とスカイフロンティアプログラムの位置づけ

次期中期計画の検討において、JAXAは産業界に直結するTRL4～6の活動に重点化しようとしている。これはJAXA航空の活動を拡大して行くに際して産業界から認められる活動に重点化していくことであり、当然取るべき道ではあるが、長期的視点に立てば優位技術の枯渇につながる懸念がある。従って、スカイフロンティアプログラムでは次期中期に重点化する活動を下で支えることを目的として将来に備える活動、すなわち前述の二つの方向のうちの後者の具体的なやり方を定めることとした。すなわち、システム設計視点の研究を軸とすることで多分野にまたがる研究者を組織としてまとめ、加えて産学との組織間連携を強化することで、大学のように見えるという外部からの批判に答える研究開発活動の仕組みを考えた。さらにこの仕組みが、長期的には将来TRL4～6の産業界に直結する活動にシフトした際に、JAXAの高いレベルの技術が効率的に産業界に移転されていくための素地となることを目指した、TRLが低い課題を対象とする研究開発の在り方を示すものとした。これにより、二つの方向性の片翼を担い、JAXA航空の活動がバランスの取れたものになることを目指す。

1.(8/15): 報告書(その1)の概要(3): 説明の骨子

○報告書(その1)における説明の骨子は以下の通り。

1. 背景

総合科学技術会議において「第4期科学技術基本計画」が制定され、航空分野はグリーンイノベーションを推進する施策の一つとして「高効率輸送機器の開発の推進」に含まれるとともに、行政刷新会議における「独立行政法人の事務・事業の見直しの基本方針」においては、JAXA航空は安全や環境に関する研究開発事業へ重点化する方針が出された。しかしながら、近年は世界の経済と文化の発展に伴うビジネススタイルや生活スタイルの変化、地域格差の拡大などを背景に航空輸送需要の拡大と共に多様化が著しい。それに応えるには、製造者の立場からは「いかに優れた製品を効率よく作るか」「いかに新しい市場を開拓するか」、運航者の立場からは「いかに安全に効率的に運航できるか」、利用者の立場からは「いかに便利に快適に利用できるか」、最後に社会的な立場からは「いかに環境要求を満たしつつ社会に利便性を提供できるか」が重要である。そのような観点を踏まえ、即ちJAXA航空のとしては、理念として掲げる「安心で豊かな社会の実現に貢献する」ことを実現させるためには、多様な航空輸送の需要に応える航空利便性の向上も重要な使命と考えられ、国の政策で掲げられた安全・環境への重点化はむしろその付帯条件であるといえる。

2. プログラムの目標

本研究開発構想ではプログラム名を「スカイフロンティアプログラム(航空利便性技術の研究開発構想)」とし、その目標を背景に基づき以下のように定めた。

多様な航空輸送の需要に対して、更なる移動時間の短縮或いは空間利用の拡大により航空利便性が向上する新しい航空機概念を創出し、産業界、学界および海外諸機関に向けてその成果を効果的に発信することで応える。これは新たな航空輸送の価値を創造して新たなマーケットを切り開き、これにより我が国産業界の競争力強化、航空科学技術の進歩、ひいては安心で豊かな社会の実現に貢献することである。

11

1.(9/15): 報告書(その1)の概要(4): 説明の骨子

○つづき

3. 研究開発の基本方針

3-1. 限定的リソースへの対応その1 : 対象分野の限定

本プログラムは上記目標に基づき活動を行うが、多様な需要全てに答えられるほど資金的・人的リソースが十分ではないことが予想される。従って、実施する課題をある程度限定する必要がある。本プログラムでは利便性技術を航空機に本来求められるポテンシャルを伸ばすことで、新しい価値を利用者に適用できる技術と捉え、それに該当する多種多様な航空機概念(水上機、ヘリコプタ、VTOL、パーソナル機、SST、HST、宇宙輸送機等)の中から開発が本格化もしくはニーズが顕在化している航空機概念であり、なおかつJAXAがその概念における優位技術もしくは鍵技術を有していることを条件に加えることで対象分野を限定した。その結果、超音速機(SST)、極超音速機(HST)および垂直離着陸機(VTOL)の3種の航空機概念を本プログラムの対象として設定した。

3-2. 限定的リソースへの対応その2 : 研究開発の方向性

JAXAの研究開発活動の使命は最先端の技術をその技術成熟度を上げて産業界に受け渡していくことである。従って、プログラムの対象とした航空機概念について技術成熟度を上げることとなるが、そのためには対象とする技術のシステム統合度と技術の実証環境忠実度を上げていく必要がある。しかし、資金的リソースが限られている現状では、飛行環境を要するような実証環境忠実度を上げていく活動は極めて困難であると言える。一方、システム統合度は人的なリソースさえ確保できれば上げることは可能であるため、本プログラムの主体的活動としては優位技術もしくは鍵技術となり得る要素技術研究成果を反映した航空機のシステム設計視点での設計技術を構築する活動のような“システム設計技術”の研究を研究開発の方向性とした。

12

1.(10/15): 報告書(その1)の概要(5): 説明の骨子

〇つづき

3. 研究開発の基本方針

3-3. システム設計技術の導入

前述のように本プログラムでは活動の方向性として、システム設計技術研究を導入し強化する。システム設計視点の活動を導入する狙いは2つある。一つは前述の限定的リソースへの対応である。もう一つは要素技術研究活動と組み合わせたシナジー効果を得ることである。つまり、システム設計技術研究により技術課題、目標を明確化、定量化にするとともに、要素技術研究成果をシステム設計の視点で定量的に評価できるようになることが狙いであり、その結果として提案する航空機概念の技術的背景を強化できるため魅力アップにつながるとともに、研究開発成果をシステム設計技術としてまとめて提案することで産業界への技術移転を容易にし、直接的な貢献を果たすことが可能となる。このような活動によりこれまでによくある「モノづくりだけ」の研究開発活動に比べて格段にコストパフォーマンスが高くなるものと期待される。

13

1.(11/15): 報告書(その1)の概要(6): 説明の骨子

〇つづき

3. 研究開発の基本方針

3-4. 連携の強化

本プログラムで対象とする航空機概念に共通する事項は、現在民間機として実現されていない一方で、世界的に実証機開発、研究開発活動が顕在化しており、また商用的な需要も比較的明確に予想されている。すなわち、国際的に協調的な研究開発環境から競争的な環境下に移行しつつあるといえる。従って、日本としては対外的に協力する姿勢を示し、我が国のプレゼンスを向上させる一方で、国内では連携を強化し来たるべき競争環境下に備えることが重要であると考えられる。

そのため、JAXAは日本としての目標、シナリオ、役割分担の共有とそのための営業活動を強化する。これは、研究開発目標に加えて運用モデルやビジネスモデルを考慮した機体概念の提案と、それに基づく市場性調査を行うことで産業界や社会に受け入れられ易いビジョンとシナリオを示し、加えて他機関に対する情報発信とフィードバックを受ける活動を強化することで、本プログラムの活動の正当性を理解してもらい、将来の研究開発活動の拡大のための同意を得るとともに、日本の産業競争力強化に大いに貢献していくJAXA航空の体制を構築することが狙いである。

更に、JAXAの役割、プレゼンスの向上およびリソース不足を強く意識して対外連携を強化する。現状は競争環境下というよりも協調環境下における活動が主体であり、産学官連携により日本が一体となった研究開発体制の構築に資するとともに、将来の人材育成にも貢献することができる。また、国際連携においては日本のプレゼンスの向上にも資することができる。

これらのような方針に対する具体的な戦略として、技術戦略、制度戦略、促進戦略を立案し、組織に対する要望も上げていく。

14

1.(12/15): 検討背景(1)

○JAXA航空の事業目的である航空輸送システムの技術革新を目指すための研究開発計画を検討するためには、航空輸送システムが抱える本質的な問題を明確にすることが必要。

○その本質的な問題点は下記の3つであると認識される。

① 速度域の選択肢を十分に提供できていない

- ・自動車や鉄道による輸送には、速度域の選択肢がある。
- ・一方、航空輸送の主流は、経済性重視の観点から亜音速機のみである。
- ・これは空を飛べることのメリットを最大限に生かし切れていないと言える。

② 場所を問わない利用形態を十分に提供できていない

- ・現在の主流は、中規模以上の空港を前提としている。言い換えればジェット旅客機が離発着可能な滑走路長を保有していることが前提である。
- ・すなわち、航空輸送を利用するためには空港インフラの整備を前提とし、利用者は空港に行くことが必要である。
- ・このことから、空を飛べることのメリットを最大限に生かし切れていないと言える。

③ 環境影響に対する懸念が払拭できていない

- ・自動車や鉄道に比べて、航空機特有の技術的困難さから、環境対策が遅れていると認識されている。
- ・しかし現在の航空機技術は、低騒音化、低排出化に向けた技術改善の途上にあり、現行の環境基準は新しい航空輸送システムの実現の障壁になる場合がある。
- ・このことは、空を飛べることのメリットを最大限に生かし切るためには、必ず克服していかなければならない問題であると言える。

15

1.(13/15): 検討背景(2)

○前頁で述べた航空輸送の本質的な課題に対して、高速性、適所性および環境適合性を飛躍的に向上させる数多くの航空機概念が提案されている。

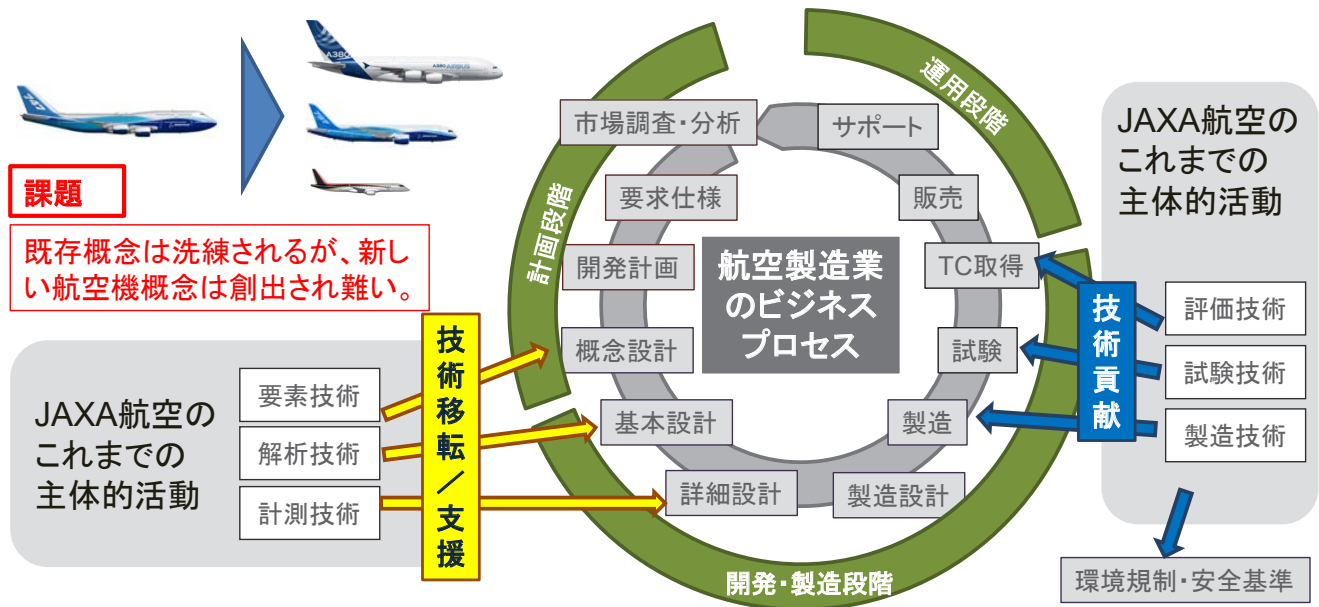
○航空機技術分野では新しい航空機概念を創出することを、将来の産業競争力を確保し、社会生活の向上に資するための重要な方向性の一つとして認識した。



16

1.(14/15): 検討背景(3)

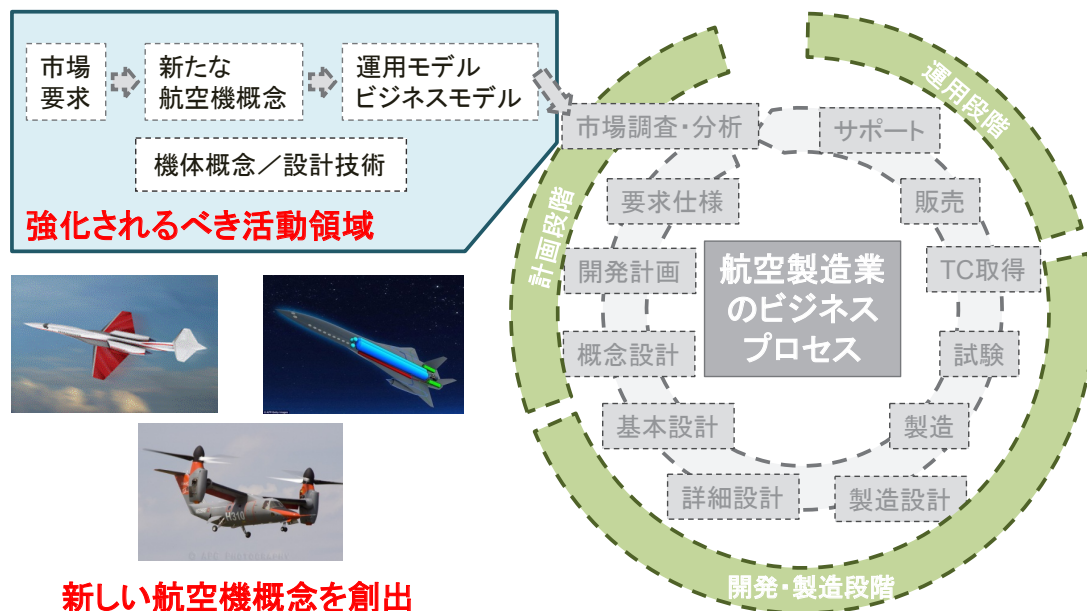
- 一方国内産業界とJAXAの現状は、日本の産業界ではMRJ等の開発により航空機製造業のビジネスプロセスが確立しつつあり、システム全体の開発の観点で欧米にキャッチアップしようとしているところ。
- JAXA航空では下図のように、ビジネスプロセスの各所において技術的な支援・貢献をしてきたところ。
- このビジネスプロセスを回すことにより、既存の航空機概念は洗練されていくが、新しい航空機概念が創出され難いことが課題であると認識。
- 従ってJAXA航空のこれまでの主体的活動に加えて将来航空機概念を創出する活動を強化すべき。



17

1.(15/15): 検討背景(4)

- 将来航空機概念を創造する活動はビジネスプロセスの上流側にあり、その部分を航空新分野創造プログラムが担うことで、航空環境技術および航空機安全技術の研究開発プログラムの活動を今後もJAXA航空の主体的活動と位置付けつつ、JAXA航空全体の活動全体のバランスを良くすることを狙う。
- これをもって、わが国航空産業界の将来に渡る持続的発展に貢献するとともに、より豊かな社会の実現に貢献できるものと考えられる。
- そのためにはシステム視点の研究、すなわちシステム設計技術の研究が不可欠である。



18

2. プログラム活動定義

内容

- ① プログラムの概要
- ② システム設計技術研究について
- ③ プログラムの活動の概要、目標、推進体制
- ④ システム設計検討チームの活動内容
- ⑤ 外部連携

19

2.(1/15): プログラムの概要

○スカイフロンティアプログラムの活動を一言で言えば次の通りである。

航空輸送に本来求められるポテンシャルを革新する航空機概念を創出すること

○将来の産業競争力強化を目指した活動とするには、上記のような航空機概念はただ単に概念を提案するのみではなく、その航空機概念を実現するための鍵となる技術が用意され、その技術がシステムとして技術的に成立することが示されることが重要であり、その活動を航空機概念の創出と定義する。

○プログラムの活動を上記のように定義すれば、本プログラムの活動概要は具体的には以下のように言うことができる。

システムとして『成立解の存在域が狭い』航空機概念の技術的実現性を示すこと

○そのためにはまず、システム上の他系統／分野に対する制約条件を加味しても、新しい要素技術の有効性が示される必要がある。すなわち、航空輸送に本来求められるポテンシャルを革新する新しい技術の要素技術としての期待値をシステム上の実効値にすることが必要である。

○次に、要素技術研究単独では見えてこないシステムを構成する技術間の相関関係(課題、相乗効果)を見出し、それを解決／応用していく必要がある。すなわち、新しい技術をシステムに適用する際に潜在している技術課題(もしかしたら相乗効果かもしれない)を発見する必要がある。

○そのためには、単独の要素技術研究で対応するのではなく、各要素技術間を強くリンクさせて対応することが不可避であり、これは要素技術研究にシステム設計視点を付加することに他ならない。

○このように、スカイフロンティアプログラムの活動は「システム設計」という言葉がもつイメージである、いわゆる「既存技術を組み合わせる妥協解を探す活動」ではなく、「技術開発に基づくブレークスルーの創出活動」であることを意味している。

上記の活動を要素技術研究に対応する言葉としてシステム設計技術研究と呼ぶ

20

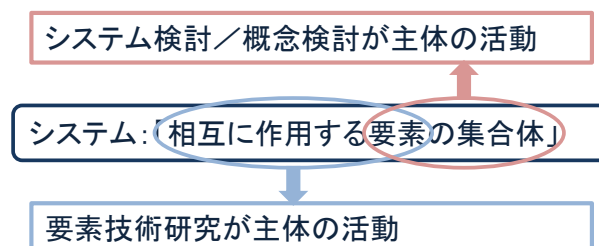
2.(2/15): 制約条件、相乗効果および未知の相関の例

- 一例として、超音速機の離着陸騒音についてICAO基準を満足することを考える。
- まず、ICAO基準値は機体規模およびエンジン基数によりことなるため、機体の諸元策定とエンジン基数の検討が不可欠である。その設定により、満足すべき基準値が明確になる。
- その基準値を満足することを目指して離着陸騒音を下げるには、離陸推力を維持したままジェット排気速度を下げる、すなわちエンジンナセル直径を大きくすれば良い。しかし、エンジンナセル直径が大きくなると、超音速巡航時の空力性能が低下するため、航続距離の目標を満足するためにナセル直径の拡大には制限がかかる→**制約条件の例**、また、ソニックブームにも悪影響を与える可能性がある。→**未知の相関の例**
- しかし、上昇時の低速L/Dが向上すると、離陸時の要求推力が小さくなるため、エンジンナセル直径を大きくすることなく、ジェット排気速度が下げることが可能になり、基準が満足される条件からさらに低速L/Dが向上すれば、ナセル直径を小さくすることができる。その結果として、超音速巡航時の空力性能は維持、向上され、ソニックブームへの影響も小さくなる。→**相乗効果の例**
- ただし、要求推力の低下に伴い離陸滑走距離が長くなるため、低速L/D向上と同時にCLmax向上も求められる他→**制約条件の例**、HLDによる低速性能向上は「巡航性能」向上のためのNLF効果を低減する可能性もある。→**未知の相関の例**
- このようにシステム設計技術研究では、一つの技術目標に対して要素技術単独では対応することが不可能であり、システムを構成する各技術分野の密接な連携が要求される。

21

2.(3/15): システム設計技術研究の定義

- システムは一般的に「相互に作用する要素の集合体」と定義される。「相互に作用する要素の集合体」は「相互に作用する要素」と「要素の集合体」に分けて考えることができる。
- 「相互に作用する要素」については要素技術研究が主体となる活動になるが、①他要素への影響を明確化し、他要素からの影響を考慮すること、②システム検討が可能となるよう、研究対象とする要素の解析モデルを提示すること、の2点を考慮することが重要である。
- 「要素の集合体」についてはシステム検討／概念検討が主体の活動になるが、①構成各要素の解析モデルに基づいたMDOツールを整備すること、②システムの技術目標を要素研究の技術／成果目標に展開すること、③要素技術研究の成果をシステム上で評価すること、の3点に対応することが重要である。
- これらの関係を図示すると下図のようになる。

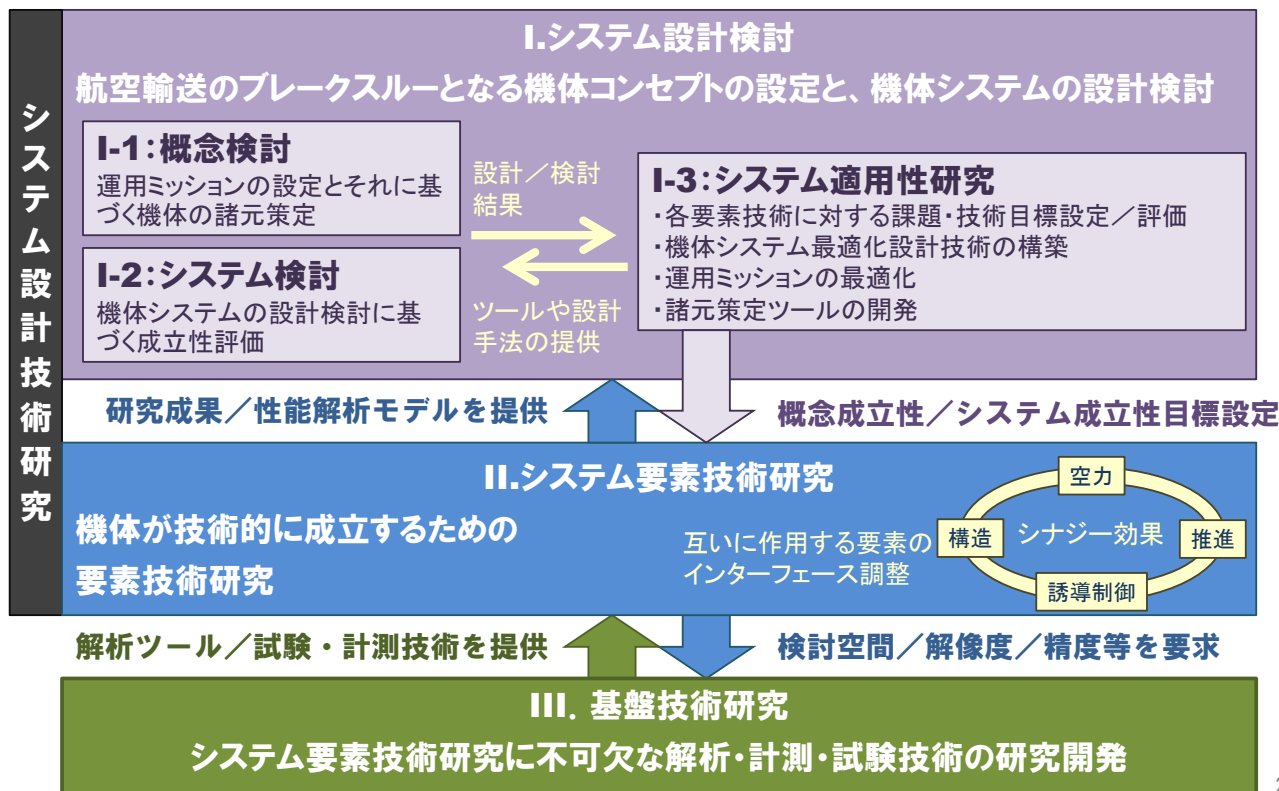


- 航空新分野創造プログラムにおいては上記の2つの活動、「システム検討／概念検討」と「要素技術研究」を強くリンクさせることが重要であると考え、「システム設計技術研究」を「相互に作用する要素に対する技術研究活動と、その成果に基づく航空機システムの概念検討活動の総称」と定義した。
- 「システム設計技術研究」のWBSを次頁に示す。

22

2.(4/15): システム設計技術研究のWBS

○システム設計技術研究はⅠ.システム設計検討 と Ⅱ.システム要素技術研究で構成され、システム視点で考え、航空輸送のブレークスルーとなる機体の技術的实现性を示す活動である。



23

2.(5/15): システム設計技術研究の主な活動内容の定義

○Ⅰ.システム設計検討 は以下に定義される3つの活動で構成される

I-1. コンセプト検討

概念検討は技術動向や研究成果に基づく性能の期待値を用いて、経済的な成立性検討を含む運用ミッションの設定とそれに基づく航空機の諸元策定を行うもので、その検討結果から提案する航空機の運用が成立するための要素技術に対する技術目標が展開される。例) 機体規模の検討、可変翼か固定翼か形態の選定など

I-2. システム検討

コンセプト検討で有望とされた航空機の形態を対象に、要素技術研究成果を反映して、航空機の系統設計およびシステム設計を行うもので、その検討結果から、各要素間の物理的、機能的、性能的インターフェースが定量化され、各要素間の制約条件や相乗効果が示されるとともに、各要素間の未知の相関を発見することが期待される。例) 静粛超音速研究機の基本設計作業

I-3. システム適用性研究

要素技術の研究成果として提示される各要素の性能推算ツールを組み込んだ、機体システム最適化設計ツールおよび運用ミッション最適化／諸元策定ツールの開発を行うもので、その成果を用いて、各システム要素技術に技術目標、制約条件を定量化する一方、各要素技術の研究成果をシステム上で評価する。

○Ⅱ. システム要素技術研究 の活動は以下のように定義される

システム要素技術研究は基本的に技術目標を達成するためのソリューションを創出する研究開発である。

但し、それらのソリューションを機体システムに適用することで、航空輸送に本来求められるポテンシャルを革新する航空機概念の創出を目指しているため、その技術をシステムに適用する際の制約条件下で技術目標を達成することが求められる。また、他のシステム要素技術間のインターフェース調整を行い、未知の相関の発見や定量化、技術力向上に伴う制約条件の緩和など互いの技術開発の進捗状況を逐次押さえておくことが重要である。

さらに、概念検討に供する性能推算ツールをシステム適用性研究に提供することが求められる。その性能推算ツールは概念設計のような粗い検討から、システム設計のような細かな検討まで適用することが想定されるため、可能な限りマルチ忠実度なツールとして整備していくことが望ましい。

24

2.(6/15): システム設計技術研究の独自性

○スカイフロンティアプログラムの主たる活動であるシステム設計技術研究をJAXAならではの活動とするために必要なことは以下のように考えられる。

○まず、大学等において機体概念を提案するタイプの研究では、非常に斬新なアイデアを盛り込んだ概念が創出されているのが特徴であると考えられる。これらの研究は個人、もしくは少数のグループによってなされることが多いため、ブレークスルーを実現するための鍵技術の実現性やその機体システムへの適用性が必ずしも明確になっているわけではない。

○一方、産業界における機体概念検討では、機体を構成するすべてのシステムに対して設計者・技術者が揃っており、機体開発経験も豊富なことから、例えばチューブ＆ウィングのような既存機のコンセプトであれば経験に基づく機体のシステム検討が可能である。しかし、これまでの経験が及ばないような新しいコンセプトの機体を検討するような場合は、必ずしも精度よく性能を推算できるわけではない。

○このような背景に基づけば、JAXAにおけるシステム設計技術研究をJAXAならではのものとするためにはブレークスルーを実現するための技術のソリューションを用意し、その技術成熟度を高め、機体システムにその技術を適用した場合のシステム全体の性能を精度よく推算できるようになることが重要である。

○従って、前頁に示す図において、システム設計技術研究をJAXAならではの活動とし得るのは、II. システム要素技術研究の活動次第であると言える。すなわち各研究者でバラバラな要素技術研究を行うのではなく、図に示すように、複数の研究者がチームとしてまとめ、互いに作用する各分野間のインターフェース調整を行い、各分野間に潜む課題を明確化するとともに、各要素間のシナジー効果を発揮できるような研究を推進し、その研究成果として技術の実現性を示すとともに、その技術の性能解析モデルをシステム設計検討側に提供していくことが重要である。

○このように、JAXAの持つ高い専門知識をシステムとしてまとめ上げることでJAXAだからこそできる活動になるものと考えられる。

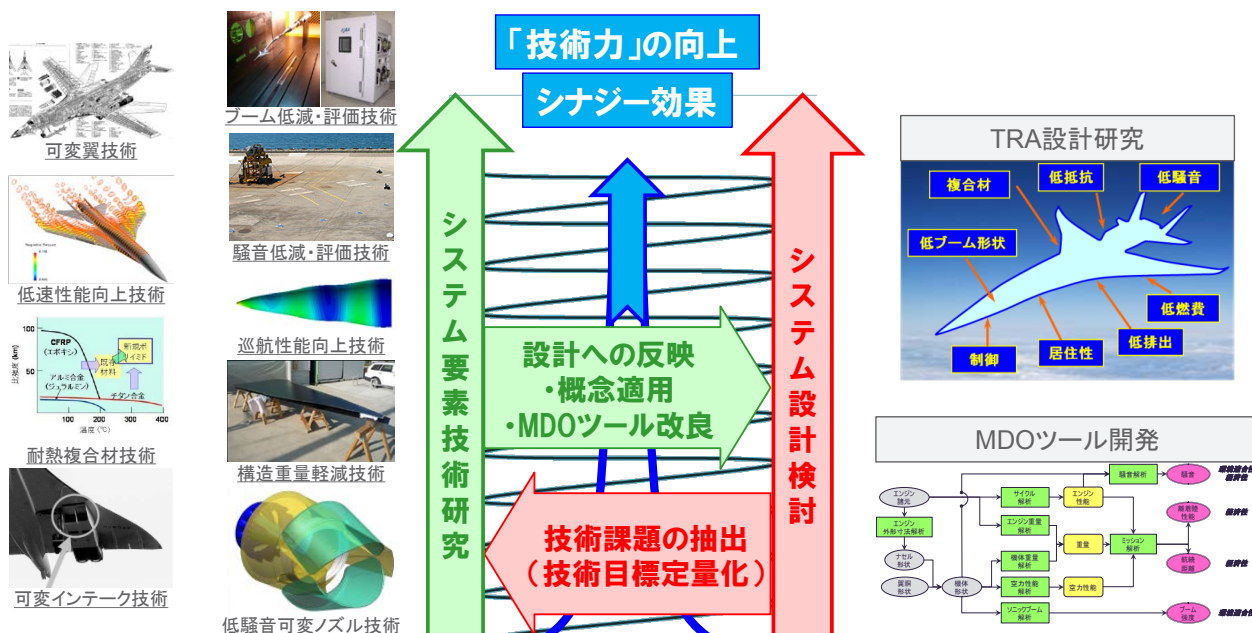
25

2.(7/15): システム設計技術研究の狙い

○システム設計検討において、新しい航空機概念が技術的・経済的に成立するための技術課題およびその目標を示し、システム要素技術研究においてその課題を解決する。

○そして要素技術研究成果をベースにMDOツール開発を行い、未知の航空機概念の性能を精度よく予測するとともに、技術的な実現性を示す。

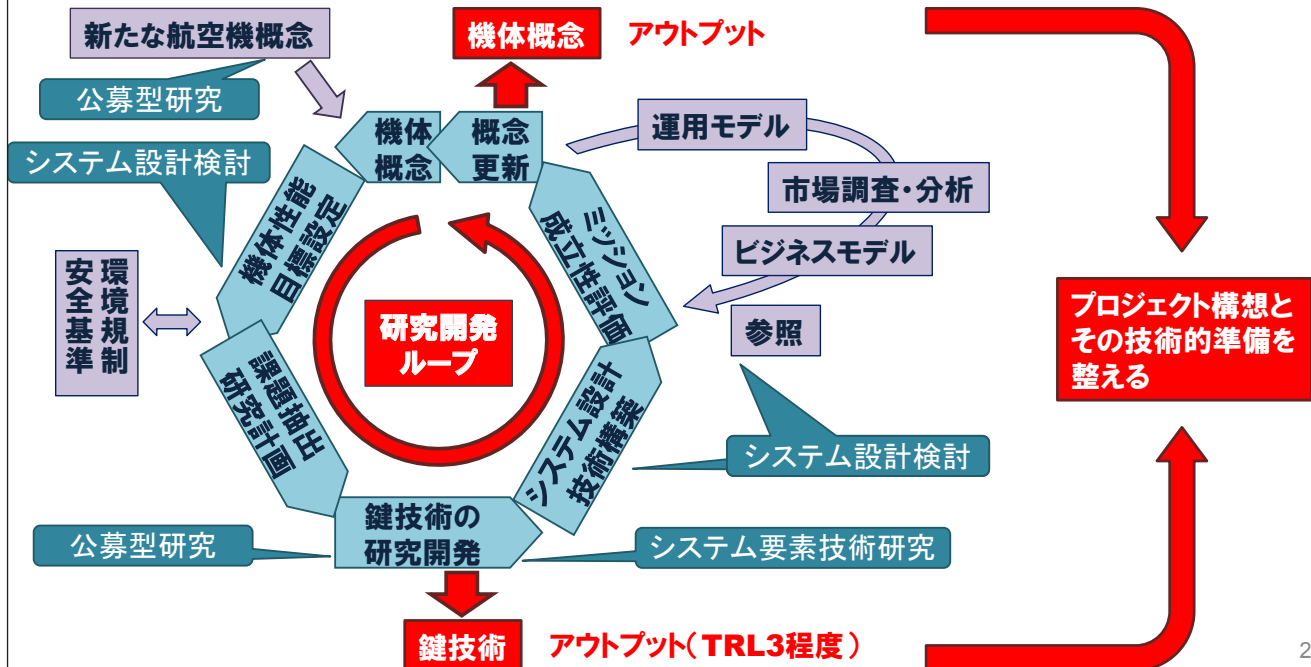
○この活動によりそれぞれの単独の活動では成しえないシナジー効果が期待され、もって効果的に技術力が向上することを狙う。



26

2.(8/15): システム設計技術研究の活動内容

- システム設計技術研究は下図に示す研究開発ループを回すことにより、対象とする航空機概念を洗練するとともに、ブレークスルーとなる鍵技術を創ることが基本的な活動となる。
- 大学等のアイデアを取り込むために公募型研究等の枠組みを活用し、産業界の経験と知識を活かすためにシステム設計検討を推進する。また、JAXA独自の鍵技術をシステム要素技術研究で創出する。
- 活動のアウトプットは技術的に成立する機体概念と鍵技術であり、これに基づくプロジェクトを提案する。



27

2.(9/15): 活動の概要

- スカイフロンティアプログラムの活動概要は『航空輸送に本来求められるポテンシャルを革新する航空機概念を創出すること』であり、そのようなシステムとして『成立解の存在域が狭い』航空機概念の技術的実現性を示すためには、システム設計技術の研究開発を主体とする必要がある。そしてその活動の目的は将来の我が国産業界の産業競争力強化もしくは豊かな社会生活の実現に貢献することである。それを踏まえて、本プログラムの活動を以下のように定めた。

「将来航空輸送／利用のブレークスルーの鍵となるシステム設計技術の研究開発を推進し(研究開発)、それを通じて日本全体として将来の研究開発体制の基礎を築くとともに(体制構築)、実現を加速するための連携を強化する(国際／国内連携)」

- 上枠内に示したように、活動は研究開発、体制構築および連携に分けられる。それぞれの詳細を以下のように定めた。

①研究開発

「システム設計視点の検討とその課題解決に向けた要素技術(鍵技術)の研究により構成される活動で、相互に作用する要素の集合体を設計するための技術(＝システム設計技術)の研究開発を実施する」

②体制構築

「JAXAと産業界を交えたシステム設計チーム、いわゆるロッキード社の“スカンクワークス”に類似の体制により、委託研究(社内外)や公募型研究(社外)等のスキームを通じて研究開発を牽引する体制を構築する」

③国際／国内連携

「実用化の壁となる種々の規制に対して、国際的な連携のもとでその解決に寄与する。営業活動を強化し、日本として目標、ロードマップ、役割分担を共有する」

28

2.(10/15): プログラムの活動目標

○スカイフロンティアプログラムの活動目標は以下の二つ。

○一つ目の目標はJAXA航空の第4期中期計画以降におけるプロジェクト構想を提案することである。詳しくは以下の通りで、システム設計技術研究の活動目標、すなわち前頁の①研究開発の目標として掲げるものである。

「JAXA独自の鍵技術をベースとする新しい航空機概念のシステム成立性を示すとともに、次々期以降の**鍵技術実証プロジェクト構想を策定**すること」

○二つ目の目標は第3期中期計画期間内に航空機概念のブレークスルーを創出するためのスキームを構築することであり、前頁の②体制構築および③国際／国内連携の活動目標として掲げるものである。

○この目標はJAXA航空の第3期中期計画における方針の一つである「システム設計研究の強化」に応えるための活動目標として、システム設計研究を効果的に強化できるスキームを構築しようと試みるものである。

「第3期中期計画における活動を通じて、大学やJAXA専門技術G等の研究成果を吸い上げ、システム設計技術の研究開発を通じて（スカンクワークス体制を通して）**プロジェクト化していくスキームを構築**すること」

29

2.(11/15): プログラム推進体制

システム設計検討チーム構想

○スカイフロンティアプログラムでは2.(4/15)項に示すシステム設計技術研究と基盤研究を含む研究開発活動全体を牽引し、2.(8/15)項に示す活動を推進していくための核となる体制が必要である。

○その核となる体制として図に示すようなシステム設計検討チームを構築する。

○検討チームの役割は、新しい航空機概念を創出し（図中のシステム設計検討の実施）、その概念の実現の鍵となる要素技術研究を推進し（図中の要素技術研究の取りまとめ）、得られた成果を基に関係諸機関に働きかける（図中の外部連携の推進）ことである。

○検討チームは各課題の取りまとめ責任者（JAXA）と、JAXAではリソースが不足している専門分野における産業界からの参加者で構成される。産業界からの参加者は委託研究契約等により関係づける。

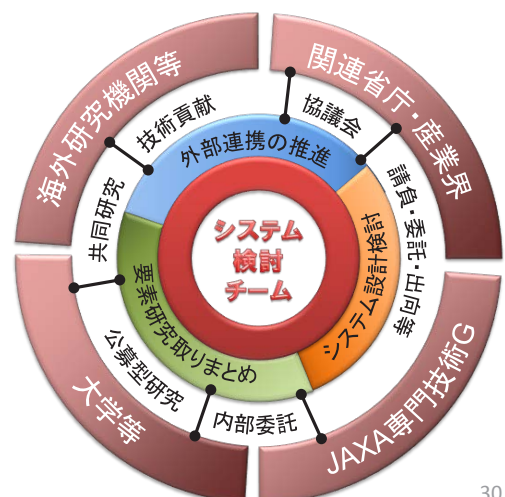
システム設計検討チーム構想の狙い

○システム設計検討チームを作ることの狙いは3つある。

○一つ目は、多くの分野の研究者によるチームとすることで従来までより格段に技術交流が活性化し、より良い概念を生み出すこと。

○二つ目は、産業界から参加者を入れることで、産業界の意見（ニーズ）や豊富な経験を取り込む一方、JAXAの技術を効果的に移転できるようにすること。

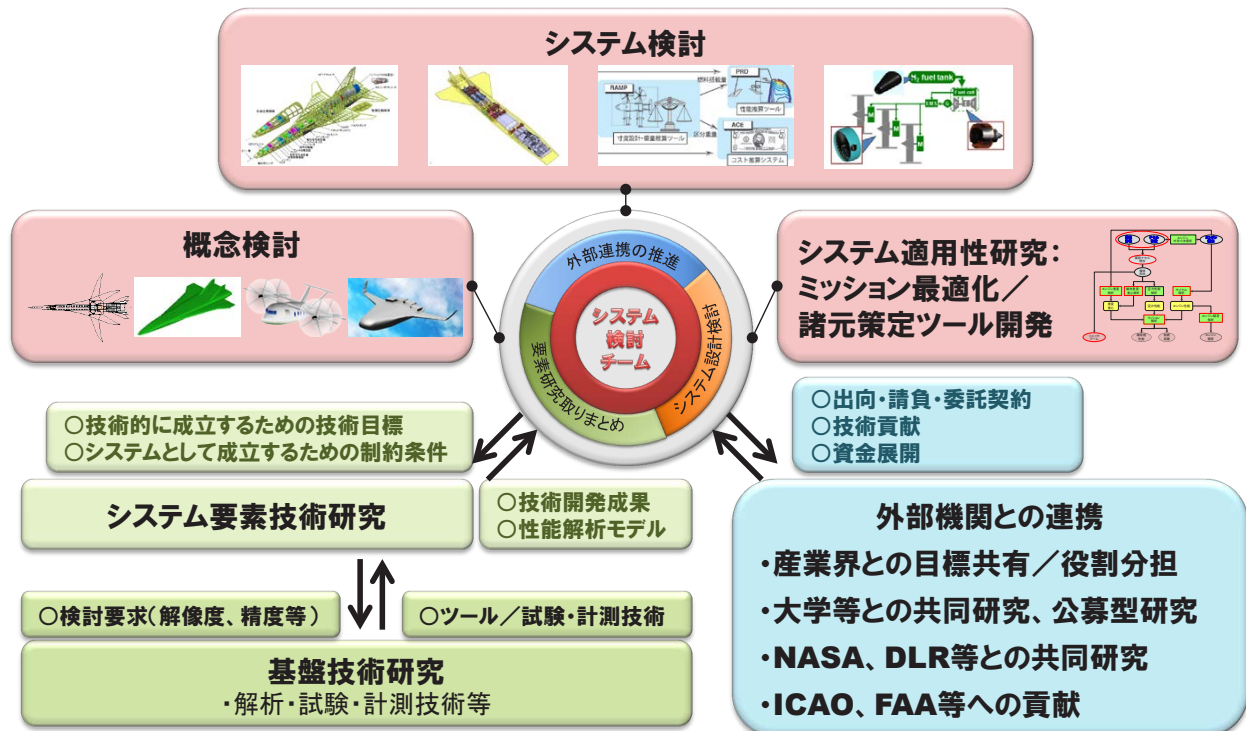
○三つ目は、専門性を高めることを指向する研究者にシステム設計の指向性を追加すること。



30

2.(12/15): システム検討チームの具体的活動

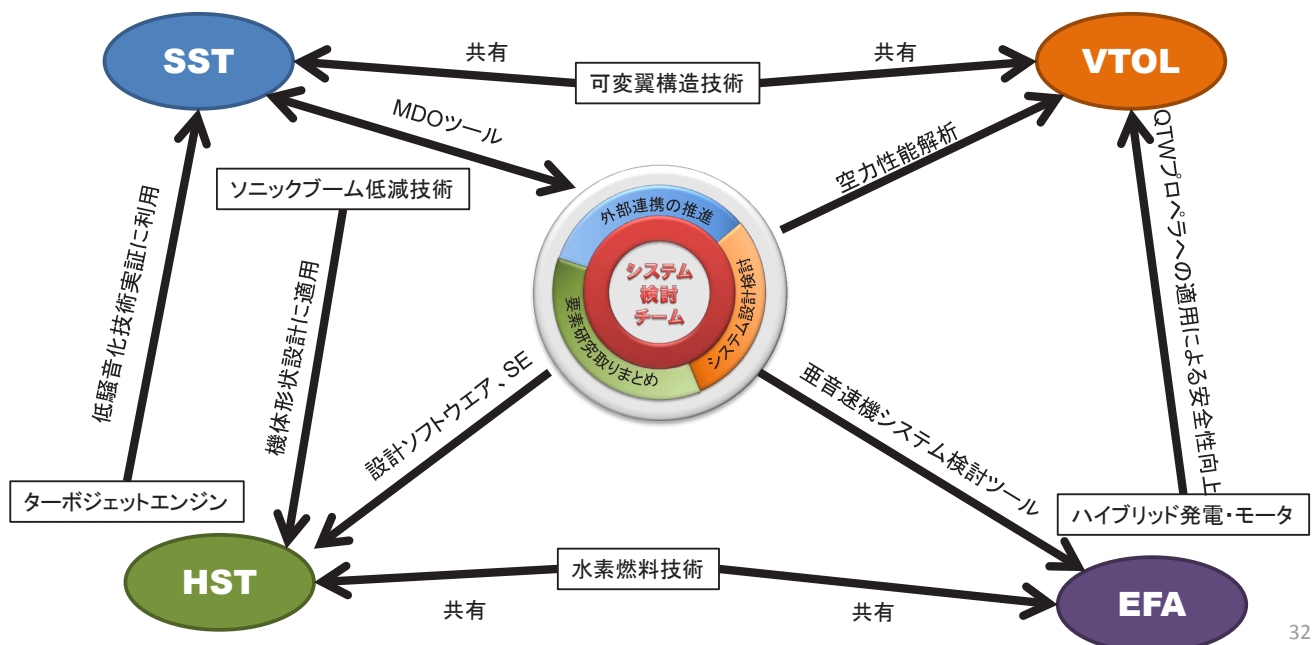
- システム検討チームでは2.(4/15)項で定義した 1.システム設計検討(下図の赤枠)を実施する。
- システム要素技術研究に対しては技術目標や制約条件を提示する一方、成果や解析モデルをシステム設計検討に反映する。
- 研究開発活動に応じた外部機関との連携を推進する。詳細は次頁に示す通り。



31

2.(13/15): システム検討チームに期待される機能

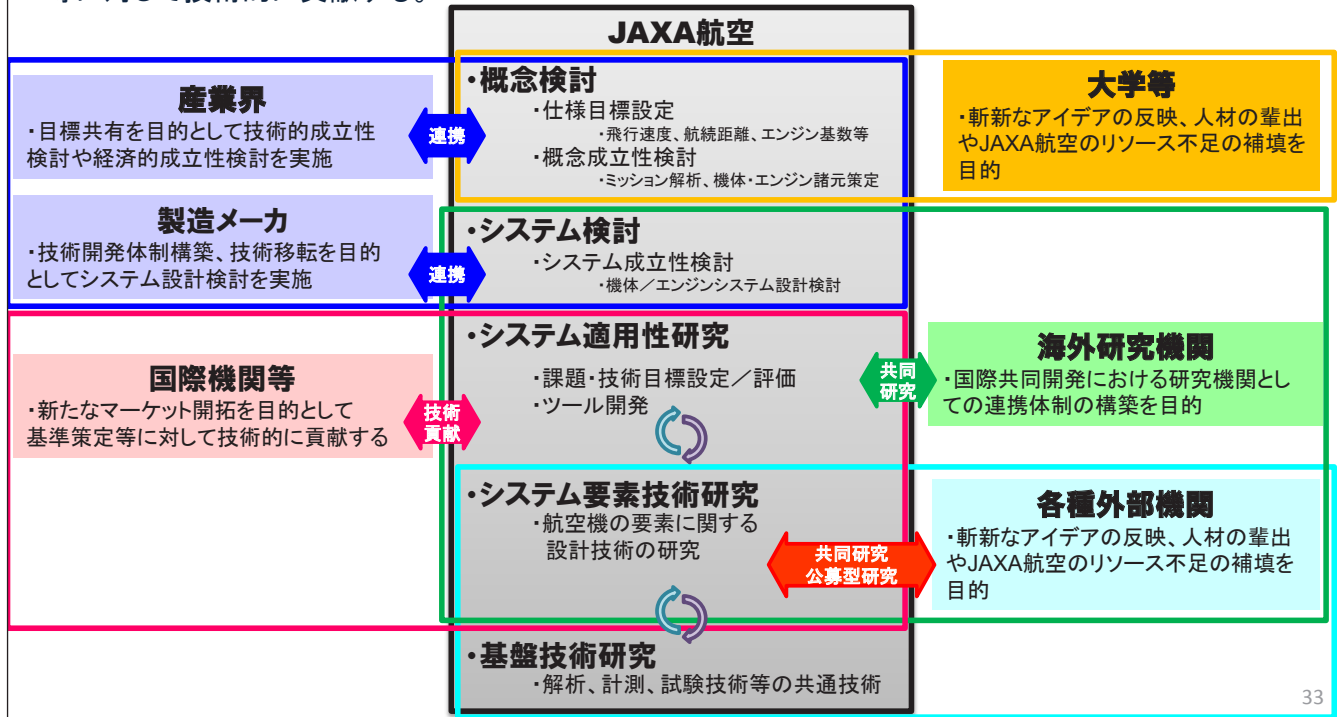
- システム検討チームが複数の課題を対象に活動することで、従来まで個別に行っていた技術検討をより充実できることが期待される。
 - システム検討チームに検討機能とリソース(解析、設計ツール、SE)を一元化することで、従来よりも充実した技術検討機能を各検討チームに提供できる(中心から外に向かう矢印)。
 - 各検討チームが持つ専門技術、優位技術のスピノフを活性化できる(各課題間を結ぶ矢印)。
 - もって、各課題から提案されるシステム、技術がより良いものになることが期待される。



32

2.(14/15): 外部連携活動の対象と目的

- 産業界や製造メーカとは目標共有や技術移転を目的として、概念検討・システム検討で連携する。
- 大学等とは斬新なアイデアの反映、人材の輩出、JAXAのリソース不足の補填を目的として、共同研究や公募型研究を通じて連携する。
- 新たなマーケット開拓や国際共同開発における連携体制構築を目的として、海外研究機関や国際機関等に対して技術的に貢献する。



33

2.(15/15): プログラム全体のアウトプット

- 幅広い視野で検討された将来航空機概念
 - システム設計チームにより、これまで個別に検討していたものよりも視野を広げた航空機概念を提示する。
 - 要素技術研究成果が活かし、高いレベルでシステム成立性を示す。
- 鍵技術の技術実証構想
 - 技術の実現性を示し、技術実証に向けた準備を整える。
 - 外部連携(国内、海外)により意義を高め、広くコンセンサスを得る。
- 一般研究成果をプロジェクト化するスキーム
 - スカイフロンティアプログラムの活動を通じて洗練されたシステム設計チームにより、将来の技術開発体制の基礎を作る。
 - システム検討に必要な技術分野と設計・評価ツールを整備し、より充実した概念検討、システム設計検討を可能にする。
 - 外部機関と幅広く連携することで斬新なアイデア、設計に欠かせないノウハウを得る。

34

3. 研究開発定義

内容

- ① 研究の対象の選定
- ② 研究の対象の選定根拠
- ③ 研究開発のスケジュール

35

3.(1/11): 研究開発の対象の選定

- 研究開発の対象となる航空機概念を以下の3段階の視点で絞り込み、最終的に4つの概念を対象とすることにした。
- 最初の視点は「潜在するニーズに応えるもの」であり、この視点に基づき、航空輸送のポテンシャルを伸ばすことで新しい価値を提供できる航空機概念を幅広くリストアップした。

水上機、短距離離着陸機、垂直離着陸機(ティルトロータ、ティルトウイング、コンパウンドヘリ等)、パーソナル機、全翼輸送機、超音速ビジネスジェット機、小型/大型超音速旅客機、極超音速旅客機、サブオービタル機、エミッションフリー航空機(電動航空機等)、...

- 次の視点は「経済の発展や社会保障の充実への貢献が期待されており、かつ技術的な実現可能性が広く認められているもの」であり、これに基づきリストアップした概念の絞り込みを行った。具体的には開発が本格化もしくは世界的に検討が進められている航空機概念を国際動向を分析することで抽出した。
- 最後の視点はJAXA航空部門が研究開発“事業”として提案する前提条件」であり、JAXA航空のこれまでの研究実績を勘案して、JAXAが独自の鍵技術を有しているものを選定した。
- 選定された課題の候補例は下記の4つである。“例”としたのは後述(3.(11/11)項)するように、今後2年間の検討を経てJAXA航空の研究開発事業に発展できるかどうかを判断するゲートを設定したため。

検討課題の候補例

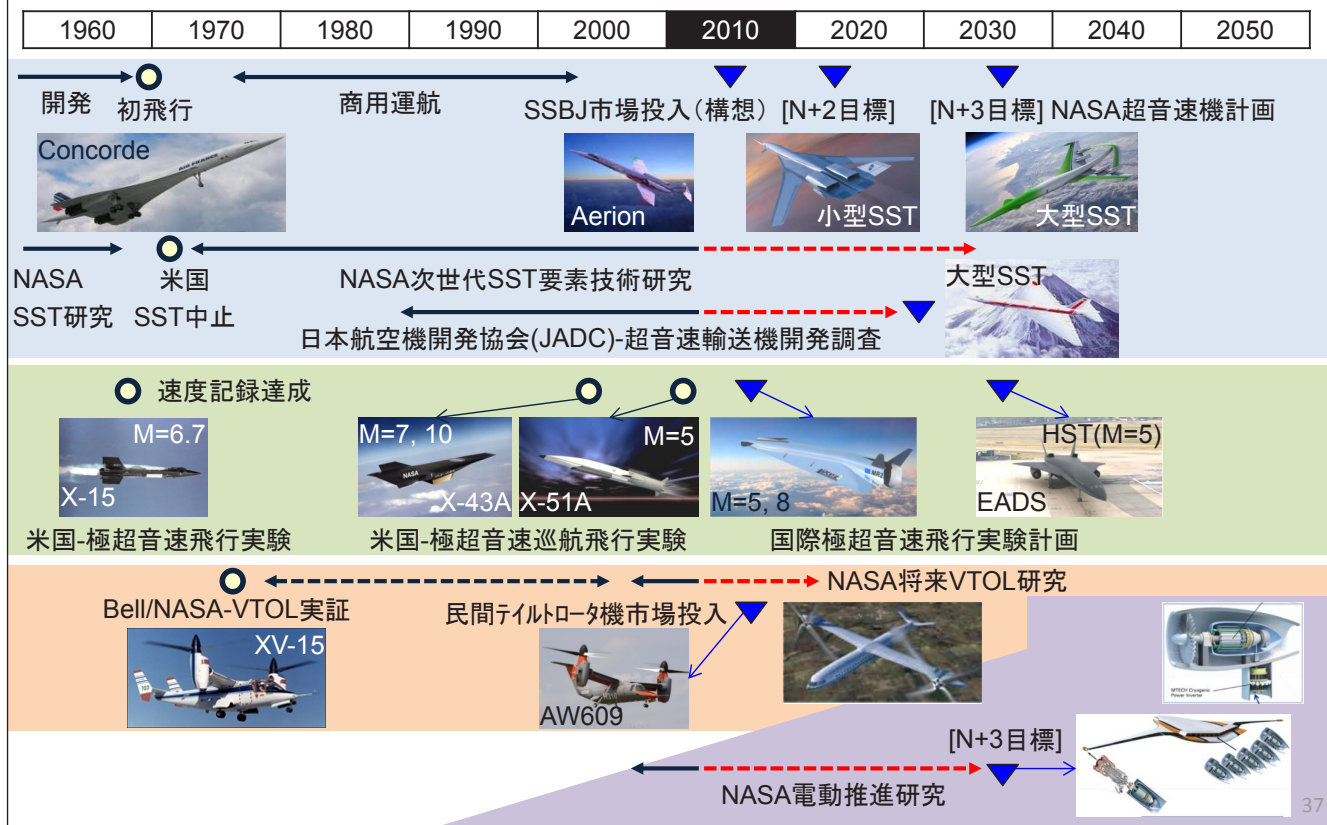
- ①超音速機(SST)の離着陸騒音低減技術
- ②極超音速機(HST)の機体／推進系統合設計技術
- ③短距離／垂直離着陸機(V/STOL)の安全性向上技術
- ④電動航空機(EA)のハイブリッド推進システム技術

- 選定の根拠となる課題の候補例に関する国際動向とJAXAの実績を次頁以降に示す。

36

3.(2/11): 研究開発の対象の選定根拠(1)

○検討対象とした航空機概念（超音速機：青枠、極超音速機：緑枠、S/VTOL機：橙枠および電動航空機：紫枠）の開発および研究開発活動に関する国際動向は以下の通り。



3.(3/11): 研究開発の対象の選定根拠(2)

○超音速機技術に関する最新の国際動向は以下の通り。

NASAの超音速機の目標N+2に対する検討状況

GulfstreamとRRが検討中の低ソニックブーム実証機X-54A

N+2 Systems Level Validation Progress Summary (Reported in December 2011)



Objective

- Validate solutions to key Tech Challenges for N+2 civil aircraft using integrated system level design concepts

Approach

- Two NASA Research Announcement Awards
 - Boeing
 - Lockheed Martin with subs GE, Liberty Works & Stanford
- Significant in-house research and support
- New, efficient data collection techniques
- Extensive testing in NASA wind tunnels and acoustic facilities

Status

- Phase 1 testing has successfully validated basic design techniques
- Phase 2 examining propulsion effects in detail

Balanced Goals for Practical Civil Supersonic Aircraft (Technology Available)	NASA N+2 Validation Study Goals	N+2 System Validation Results
Design Goals		
Cruise Speed	Mach 1.6 - 1.8	Mach 1.6 - 1.8
Range (n.mi.)	4000	4000 - 6500
Payload (passengers)	35-70	35-80
Environmental Goals		
Sonic Boom	85 PldB (revised)	79 - 81 PldB
Airport Noise (cum below stage 4)	10 EPNdB	12 EPNdB
Cruise Emissions (Cruise NOx g/kg of fuel)	< 10	5
Efficiency Goals		
Fuel Efficiency (pass-miles per lb of fuel)	3.0	1.6 - 3.1



Boeing Concept



Lockheed Concept

Low Boom Experimental Vehicle (LBEV)

- Objective: Experimental supersonic test vehicle to generate scientific data in support of a regulatory acceptance initiative



3.(4/11): 研究開発の対象の選定根拠(3)

- 超音速機技術に関する最新の国際動向は以下の通り(続き)。
- 前頁と合わせて、概念検討、技術実証構想検討が進められるとともに、基準策定に向けた活動など実現を加速させるための活動が活発になっている。

ロシアのSSBJ概念検討

Russia working on quiet supersonic business jet

Time
First
By: Stephen Treadwell Washington DC
On 15 Mar 2012
Source: **FLIGHT**

A major Russian aeronautical research agency has launched preliminary design work for a quiet supersonic business jet that could fly over populated areas.

The Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI) will develop the preliminary design in partnership with several Russian companies, including aircraft manufacturer Sukhoi and engine maker NPO Saturn, TsAGI says.

An official conceptual image of the aircraft shows it with a long, pointed nose and as many as four engines mounted on top of the aft fuselage. The aircraft also features twin vertical tails and long, thin wings.



© The Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI)

The goal of the project is to establish Russia's aeronautics industry as a technology leader in a potential new market for business aviation, TsAGI says.

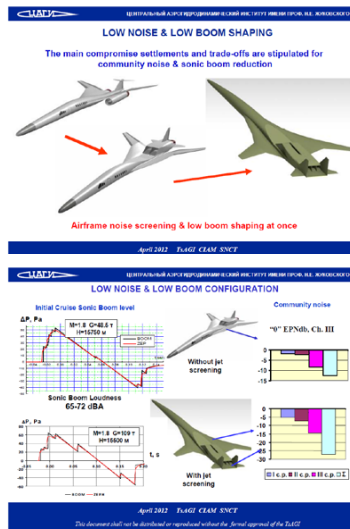
Sergei Lyapunov, deputy director general of TsAGI, says the broad spectrum of industry and research organizations involved in the project is unprecedented in Russian aeronautics.

TsAGI says a preliminary assessment suggests the supersonic aircraft should generate same noise level as future subsonic aircraft for the civil market. In addition to completing the design, the research team will also assess the "booming domestic engine" that can power the new aircraft.

The concept of a Russian supersonic business jet has been on the drawing board for decades. In the early 1990s, Sukhoi partnered Gulfstream to develop a design of the S-350, which was later a "supersonic business jet" on its website as an ongoing project without elaborating further. Tupolev has also proposed the Tu-444 supersonic business jet, advertising 40 flight times between Moscow and New York.

2012/03/14

FlightGlobal誌記事



2012/04/17

ICAO/CAEP/WG1/SSTG

1960年代のオクラホマシティの実験以来の大規模被験者試験

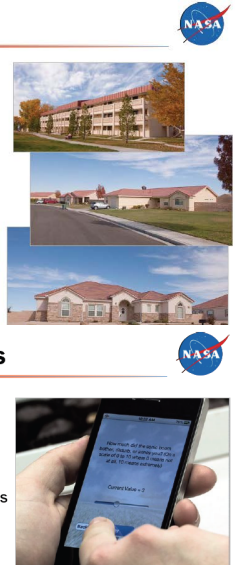
EAFB Community

- Supersonic corridor
- Small, isolated community
- Risk reduction for future community studies



Community Response Methods

- Types of information collected
 - Residents' responses to each boom
 - Residents' daily responses to multiple booms
 - Resident reactions collected by one of 3 methods
 - Paper
 - Website
 - Smartphone
- 2011/11/4-18
NASAの飛行試験 (WSPR)



39

3.(5/11): 研究開発の対象の選定根拠(4)

- 極超音速機技術に関する最新の国際動向は以下の通り。
- 英国で宇宙往還機であるSKYLONとそのエンジンとして複合サイクルエンジンであるSABREが提案されている。空気吸い込み式エンジンには予冷ターボサイクルが採用、ただし、方式は日本と異なる。開発は予冷器の技術実証がなされた段階。

米国 X-51A

マッハ6まで加速するシステム

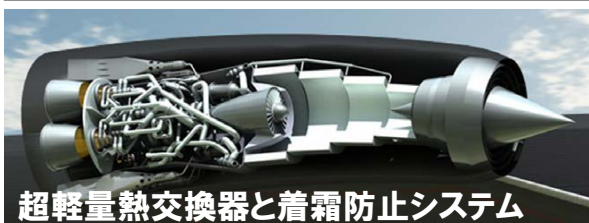
- #1 2010/5/26 マッハ5まで加速に成功(200秒燃焼)
- #2 2011/6/13 スクラムジェットが正常作動せず失敗
- #3 2012/8/14 投下後制御に不具合があり失敗

主要先進国(米除く) 国際極超音速飛行実験

マッハ5、8で巡航するシステム

2016年実施予定の計画として欧州が提案

英国 SKYLON(右図)とそのエンジンSABRE(左図)



40

3.(6/11): 研究開発の対象の選定根拠(5)

OS/VTOL技術に関する最新の国際動向は以下の通り。

○軍用ティルトロータ機V-22が2005年から運用中であり、旅客機についてもVTOL旅客機開発計画(ティルトロータ)が、官民にて進行中である。空港・空域過密化への対応や離島間、不整地(災害時輸送など)運用が期待されている。

V-22オスプレイ (米、Bell社)

軍用ティルトロータ機



- ・初飛行1989年、配備開始2005年。
- ・兵員、物資輸送、捜索救難などの実績
- ・2010年までに216機納入済み。

AW609 (伊、Agusta社)

6～9人乗ティルトロータ 民間機システム



- ・2016に型式証明取得予定。
- ・2008から型式取得審査を開始。
- ・世界初の全FBW GA機/与圧回転翼機。

F-35 (米、Lockheed Martine社)

軍用ジェット機 推力偏向/リフトファン



- ・2006初飛行。
- ・2017以降に運用開始予定。

LCTR2 (米、NASA)

90人乗りティルトロータ旅客機



- ・将来型運航システム(Next Gen)に組み込むための、運航システム要求を技術検討。

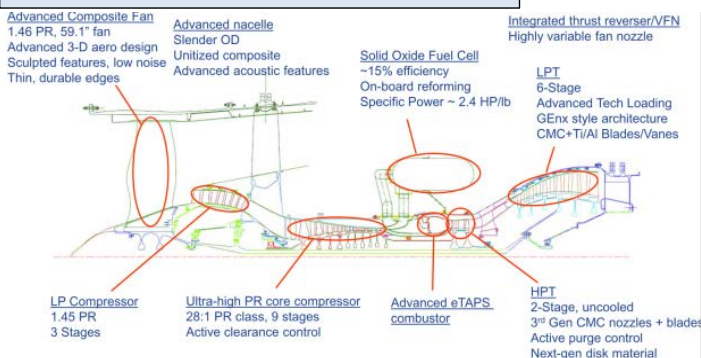
41

3.(7/11): 研究開発の対象の選定根拠(6)

○エミッションフリー航空機技術に関する最新の国際動向は以下の通り。

○地上発電用ハイブリッドシステムは実用化段階、航空機適用システムは構想段階。航空機適用のための技術課題は高出力化、高効率化、軽量化であると認識されている。

米国の航空機用ハイブリッド発電/ 推進システム概念検討



米国のハイブリッド推進システム適用概念検討



地上用SOFC/MGTハイブリッド 発電システムの現状

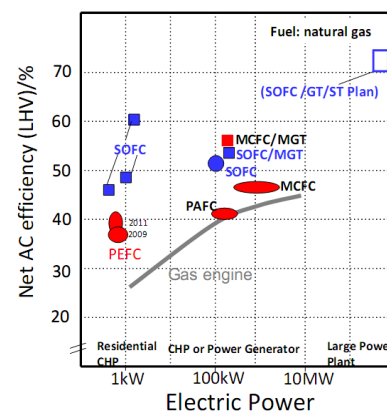


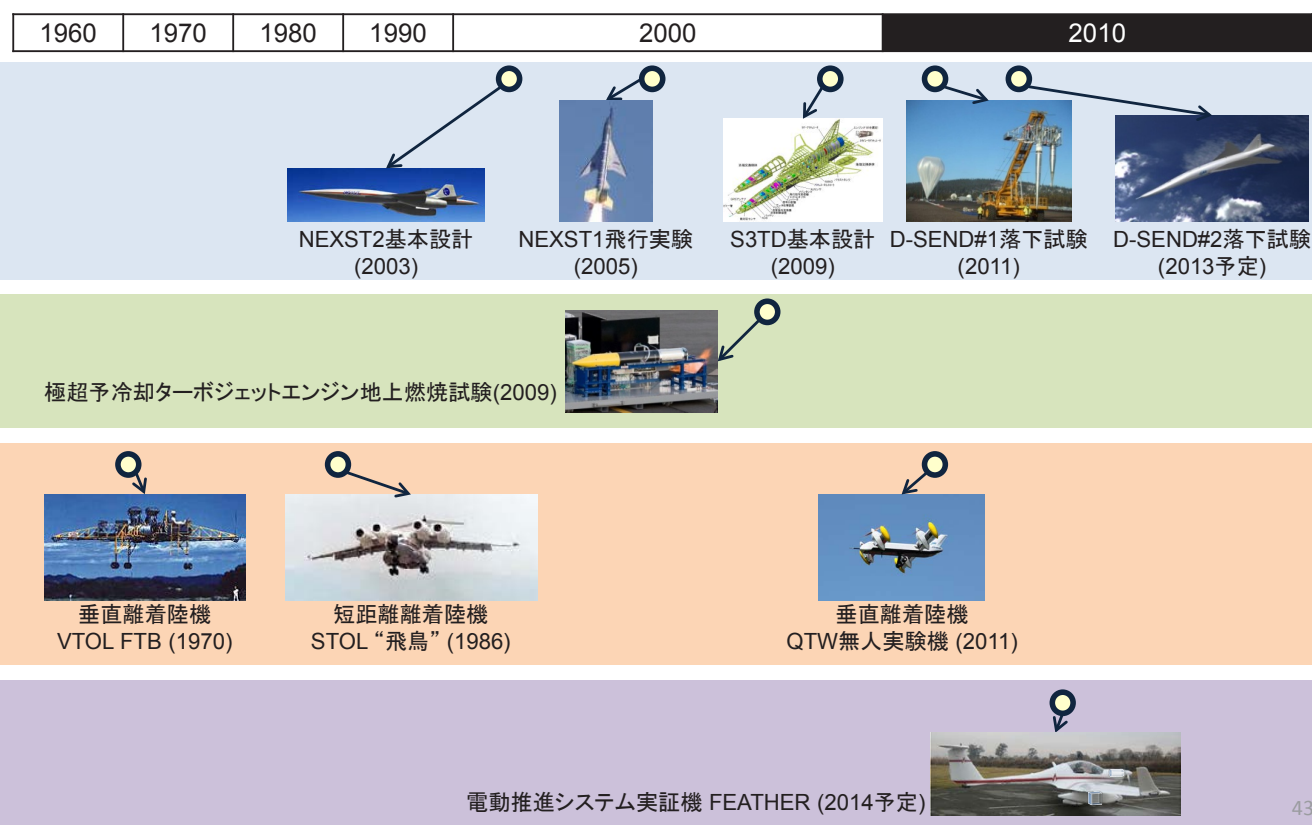
図1 燃料電池システムの発電効率
●：商用機、■：実証機実績、白抜き：構想

2012/03/9
第6回グリーンエネルギー研究会資料

42

3.(8/11): 研究開発の対象の選定根拠(7)

○検討対象とした航空機概念（超音速機：青枠、極超音速機：緑枠、S/VTOL機：橙枠および電動航空機：紫枠）に関するJAXA航空の実績は以下の通り。



3.(9/11): 研究開発の対象の選定根拠(8)

○超音速機技術に関する活動は1997年から現在(2012年度)まで継続して進められている。

次世代超音速機技術の研究開発(NEXSTプログラム:1997-2005)

○超音速巡航時の空気抵抗低減技術の開発（NEXST1 プロジェクト）では、超音速自然層流翼設計技術をNEXST-1実験機で飛行実証し、その成果に基づき特許を出願した。

○機体/推進系干渉抵抗低減技術の開発(NEXST-2プロジェクト)では、主要要素技術の成果として非軸対称エアリアルール胴体設計技術や可変インテーク設計技術等が風洞試験で検証された。

静粛超音速機技術の研究開発(S3プログラム:2006-2014)

○超音速旅客機実現の課題となる巡航性能(低抵抗化、軽量化)および環境適合性(低ブーム化、離着陸騒音低減)の4つの技術目標を掲げて研究開発を進めている。

○低抵抗・低ブーム設計技術が静粛超音速研究機(S3TD)設計に適用・検証され、特許を取得した。また、NEXST成果に加えて自然層流機首設計技術の低抵抗化の効果が確認され、特許を出願した。

○軽量化については構造重量軽減技術をS3TDの実大主翼を用いた地上試験で確認する予定である。

○離着陸騒音低減については、低速高揚力装置設計技術を小型SST形状模型に適用し、風洞試験による検証を行っている。また、ジェット排気騒音を下げる低騒音ノズルを考案し、特許を申請した。

○特に、低ブーム設計コンセプトについては低ソニックブーム設計概念実証(D-SEND)プロジェクトにより飛行実証される予定である。その際に、実験技術として国際的にも価値の高い空中ブーム計測技術についてはD-SEND#1実験でその健全性を確認した。

国際連携等

○ ICAO/CAEPに技術メンバーとして参加し、技術的に貢献している。NASA、ONERA、DLRと共同研究を5件実施している。NASA/FAAソニックブーム飛行試験にブーム計測担当として2回に参加した。

3.(10/11): 研究開発の対象の選定根拠(9)

○極超音速機技術、垂直離着陸機技術および電動航空機技術に関する研究開発状況は下記の通り。

極超音速機(HST)技術の研究

- 極超音速エンジン技術の研究では予冷ターボジェット技術を適用した実証エンジンを用いて地上燃焼試験でエンジンシステムの健全性を確認した。また、ISASの気球利用型実験機(BOV)での飛行実験方式を適用した極超音速ターボジェットエンジンの飛行試験技術における課題を解決した。
- 極超音速機設計技術の研究では、システム統合設計技術開発の一環として、ミッション解析を通してベースライン機を策定した。一方要素技術として、空力解析技術、耐熱・冷却構造設計技術、熱管理技術、耐熱複合材技術等の研究開発を推進している。

短距離/垂直離着陸機(S/VTOL)技術の研究

- クラスタファンの研究では、クラスタファン・システム技術を基礎技術として確立し、技術移転した。
- 4発タンデム型ティルトウイング機(QTW)の研究では、システム統合技術として無人機(模型)を用いた飛行実験でシステム成立性、飛行制御技術等を確認している。

電動航空機(EA)技術の研究

- 電動推進システム技術の研究では、高信頼性モータ技術等を改造モータグライダを用いて飛行実証するFEATHERプロジェクトを実施しており、2014年度に飛行実証を行う予定としている。
- コア分離型電動推進システム技術の研究では、電動ファン技術としてUS特許を2件取得し、より高出力化を目指した基礎試験を実施している。またハイブリッド発電システム技術として燃料電池に関する基礎試験を行っている。

45

3.(11/11): スケジュール

- 濃い青枠はJAXAプロジェクトもしくはAPG事業として実施中の活動。
- ①(薄い青枠)はJAXA航空の研究開発事業を目指した研究計画立案と技術的準備を行うフェーズ1としての活動を示す。2014年度末にその成果を基にフェーズアップ判断を行う。
- ②(緑枠)はスカイフロンティアプログラムの核であり、システム設計検討チームによるシステム設計検討活動(2.(4/15), 2.(12/15)項参照)を示し、機体概念をアウトプット(2.(8/15)項参照)とする活動。
- ③(黄枠)はシステム要素技術研究(2.(4/15), 2.(12/15)項参照)を示し、機体概念が成立するための鍵技術をアウトプット(2.(8/15)項参照)とする活動。
- ②、③の活動成果に基づき、プロジェクト構想を提案する。

2013	2014	2015	2016	2017
D-SEND		②システム設計検討チームによる設計検討		
静粛超音速機技術の研究開発 (SST技術のフェーズ1)		③SSTの離着陸騒音低減技術の研究開発 (SST技術のフェーズ2)		
①HST 機体／推進系統合設計技術の研究開発(HST技術のフェーズ1)		③HST マツハ5巡航システム設計技術の研究開発 (HST技術のフェーズ2)		
①VTOL 安全性向上技術の研究開発 (VTOL技術のフェーズ1)		③VTOL 高信頼性飛行システム技術の研究開発 (VTOL技術のフェーズ2)		
FEATHER				
①ハイブリッド推進技術の研究開発 (EFA技術のフェーズ1)		③ハイブリッド推進システム設計技術の研究開発 (EFA技術のフェーズ2)		

46

4. 超音速機技術の研究計画

内容

4.1 研究計画

- ① 計画概要、技術目標
- ② 設計検討チームの活動内容
- ③ 鍵技術の研究開発活動

4.2 技術目標達成の見通し

- ① 空港騒音ICAO Chap.4達成シナリオ
- ② ICAO Chap.4-10dBを達成するために必要な技術の検討

4.3 技術ソリューション

47

4.1.(1/13): 各フェーズにおける計画の概要

○超音速機技術の研究に関する活動は以下の通り。

活動の概要と目的

○環境基準に適合し、経済的にも成立する小型超音速旅客機の実現を目指して、実現の鍵となる離着陸騒音低減技術に重点化した要素技術研究と実機概念に対するシステム検討を推進し(研究開発)、その研究開発を通して日本全体として将来の研究開発体制の基礎を築くとともに(国内連携)、実現の壁となる環境基準策定に対しては国際的な連携のもとでその解決に寄与する(国際協力・貢献)。

研究開発の目的

○小型超音速旅客機実現に必要な鍵技術を獲得し、将来航空輸送のブレークスルーに貢献すること

フェーズ1の活動 (2013～14)

○OD-SENDプロジェクトと静粛超音速機技術の研究開発(S3)を完了し、そこで飛行実証される低ブーム設計概念と研究開発成果により、技術参照機体概念である小型SSTが技術的に成立することを示し、文部科学省の評価を受ける。

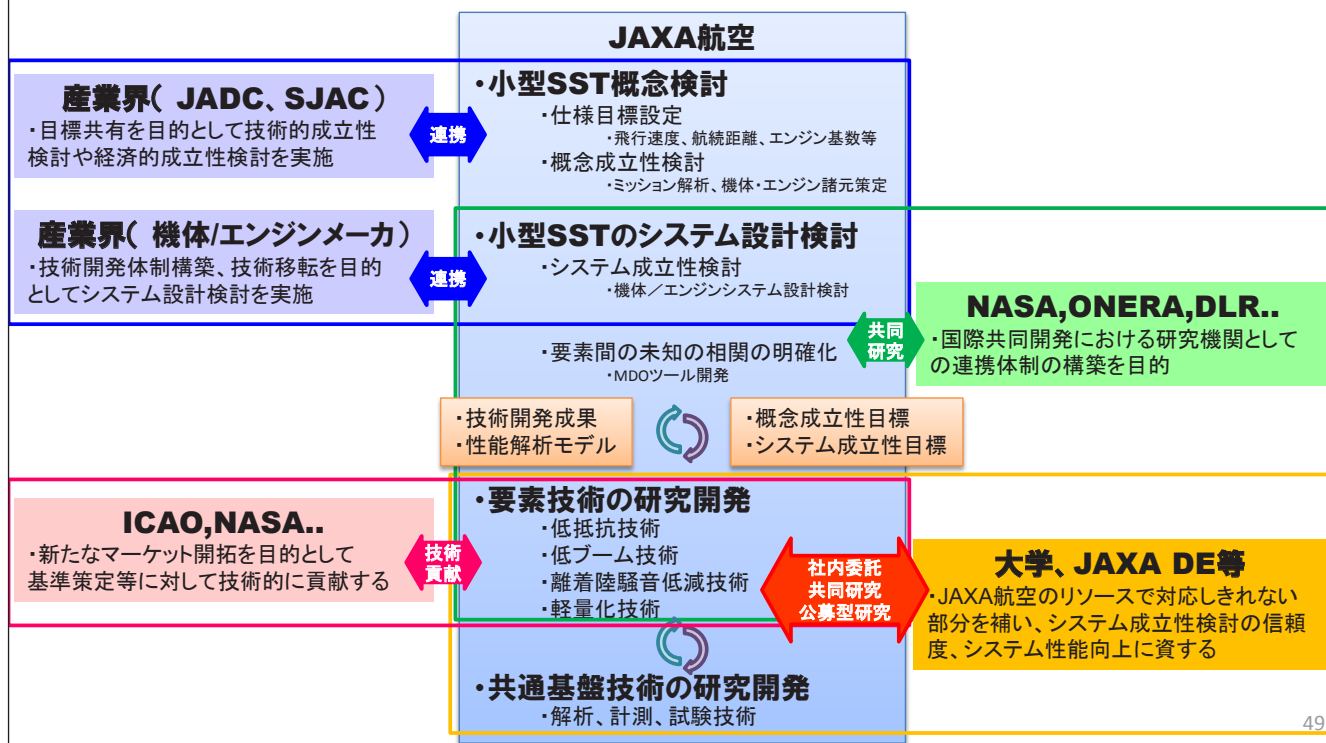
フェーズ2の活動 (2015～17)

○フェーズ1の成果をベースに重点課題とする「離着陸騒音低減技術」を鍵技術として加え、超音速機の低抵抗・低ブーム・低騒音機体設計技術を確立し、小型SSTがより強化される環境基準においても成立することを示すとともに、JAXA第4期中期計画以降の鍵技術実証プロジェクト構想を策定する。

48

4.1.(2/13): フェーズ2の活動を完遂するための推進体制

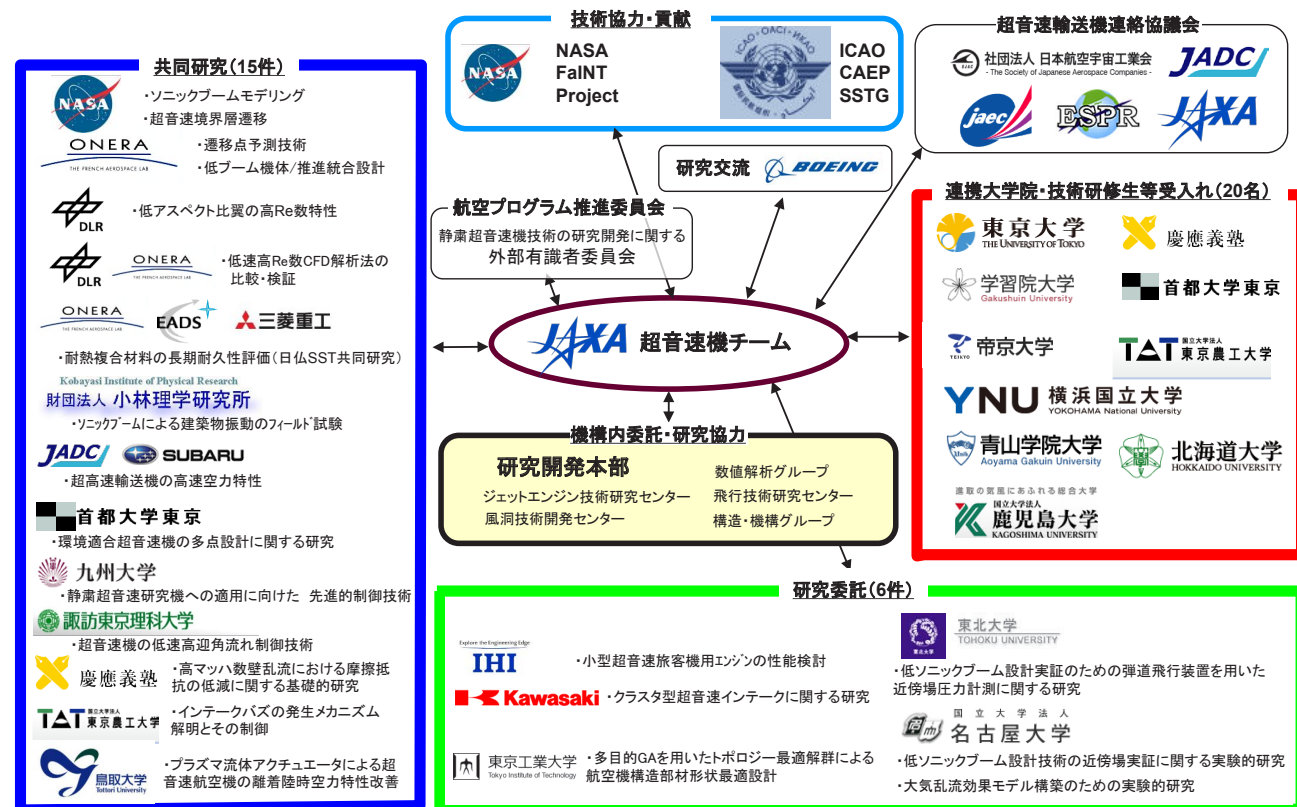
- 推進体制はこれまでの活動で構築した対外関係、スキームをベースとする。
- 将来の技術開発体制構築を意識して、小型SSTの検討を産業界、海外機関と連携して推進する。
- 新たなマーケット開拓を意識して、ICAO, NASA等と基準策定に関して連携する。
- 将来を担う人材の輩出を意識して、公募型研究制度等の活用による技術研究を大学等と協力して行う。



49

4.1.(2/13): 推進体制構築の見込み

- 静粛超音速機技術の研究開発における連携を継続維持、発展させる（下記はFY24時点の連携）。



50

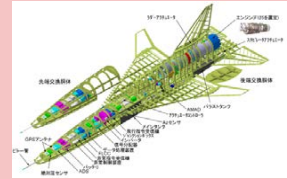
4.1.(3/13): フェーズ2におけるシステム検討チームの活動内容

○フェーズ2の活動はシステム検討チームを中心として、図中の赤枠の活動の実施と白枠の活動の取りまとめを行う。

システム検討

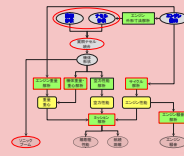
□ 小型SSTシステム設計研究(第3次形状(S3)⇒第4次形状⇒第5次形状)

- エンジン性能／仕様検討(IHIへの委託研究を含む)
- 機体構造検討(JADC/JAIへの委託研究を含む)
- 設計検証(JADC/JAIへの委託風洞試験等を含む)



システム適用性研究

- ・MDO設計ツール開発
- ・低速空力性能向上
HLD設計技術
- ・低騒音ノズル技術



概念検討

- ・可変翼適用SSTシステム
- ・水素燃料適用大型SSTシステム
- ・推力偏向ノズル適用推進システム
- ・可変サイクルエンジンシステム



要素技術の研究

- ・詳細は4.1.(10/)項、4.1.(11/)項を参照
- 公募型研究**
- ・先進騒音低減技術
- ・可変主翼適用技術
- ・可変サイクルエンジン検討
- ・市場動向調査

外部機関との連携

- ・ICAO: ブーム基準
- ・NASA: ブームモデリング、境界層遷移
- ・ONERA: 機体推進系統合
- ・DLR: HLD設計
- ・JADC、JAI関連: 実機設計
- ・AIAA: Low Boom Discussion Group

51

4.1.(4/13): 活動目標の設定

○システム設計技術研究では概念検討／システム設計検討と要素技術研究の連携により、下記の4つの目標を達成する。

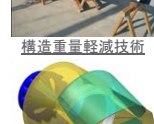
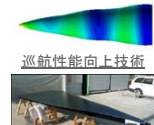
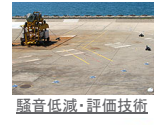
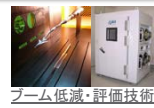
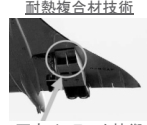
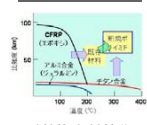
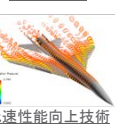
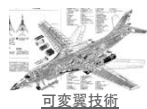
- ① SSTのミッション性能を評価し得る多分野統合最適(MDO)設計ツールを構築すること。
- ② 環境適合型小型超音速旅客機のシステム成立性を示すこと。
- ③ その要求を満たす先進要素技術(ソリューション)を創出すること。
- ④ 鍵技術となる離着陸騒音低減技術に関する技術実証プロジェクト構想を策定すること。

システム設計技術研究

◆ 要素技術研究

TRL3

◆ 概念検討／システム設計検討



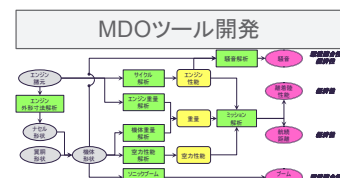
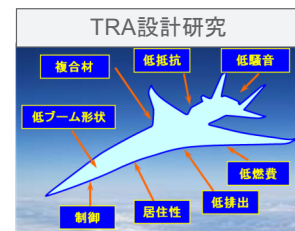
「技術力」の向上

シナジー効果

設計への反映
・概念適用
・MDOツール改良技術課題の抽出
(技術目標定量化)

課題解決／技術創出

システム検討／技術評価



52

4.1.(5/13): 技術目標の設定

○フェーズ1(静粛超音速機技術の研究開発(S3))の技術目標は2007年度に「静粛超音速機技術の研究開発に関する外部有識者委員会」で承認されて設定されたもの。

○フェーズ2の技術目標はブームと離着陸騒音に関して、海外や環境基準策定の動向を踏まえて、再設定した。特に離着陸騒音低減を技術実証を目指した最優先課題とした。

課題	S3技術目標 (フェーズ1)	スカイフロンティア技術目標 (フェーズ2)
ソニックブーム低減	ブーム強度半減 (比較対象:コンコルド技術) 【最優先課題:技術実証】	70dBA(ブーム強度半減以下)
離着陸騒音低減	ICAO Ch.4適合	ICAO Ch.4-10dB 【最優先課題:技術実証計画立案】
低抵抗化	揚抗比 8.0以上	揚抗比 8.0以上
軽量化	構造重量 15%減 (比較対象:コンコルド技術)	構造重量 15%減 (比較対象:コンコルド技術)
技術参照機体概念イメージ		
仕様目標	乗客数:36-50人(全席ビジネスクラス) 巡航速度:マッハ1.6 航続距離:3,500nm以上 全備重量:70トン	乗客数:36-50人(全席ビジネスクラス) 巡航速度:マッハ1.6~1.8 航続距離:4,000nm以上 全備重量:70トン

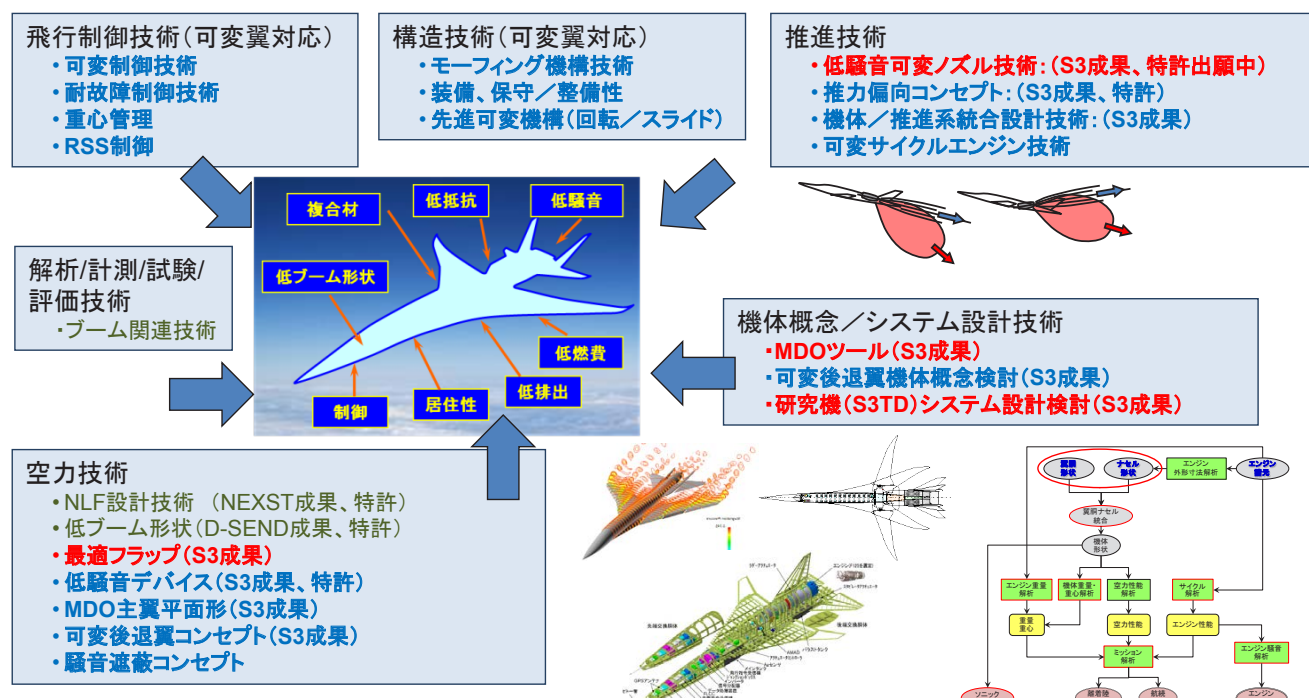
53

4.1.(6/13): 先進要素技術(ソリューション)の準備状況

○赤字はJAXA独自の鍵技術として期待されるソリューション

○青字はブレークスルー技術として期待される今後研究を推進していくソリューション

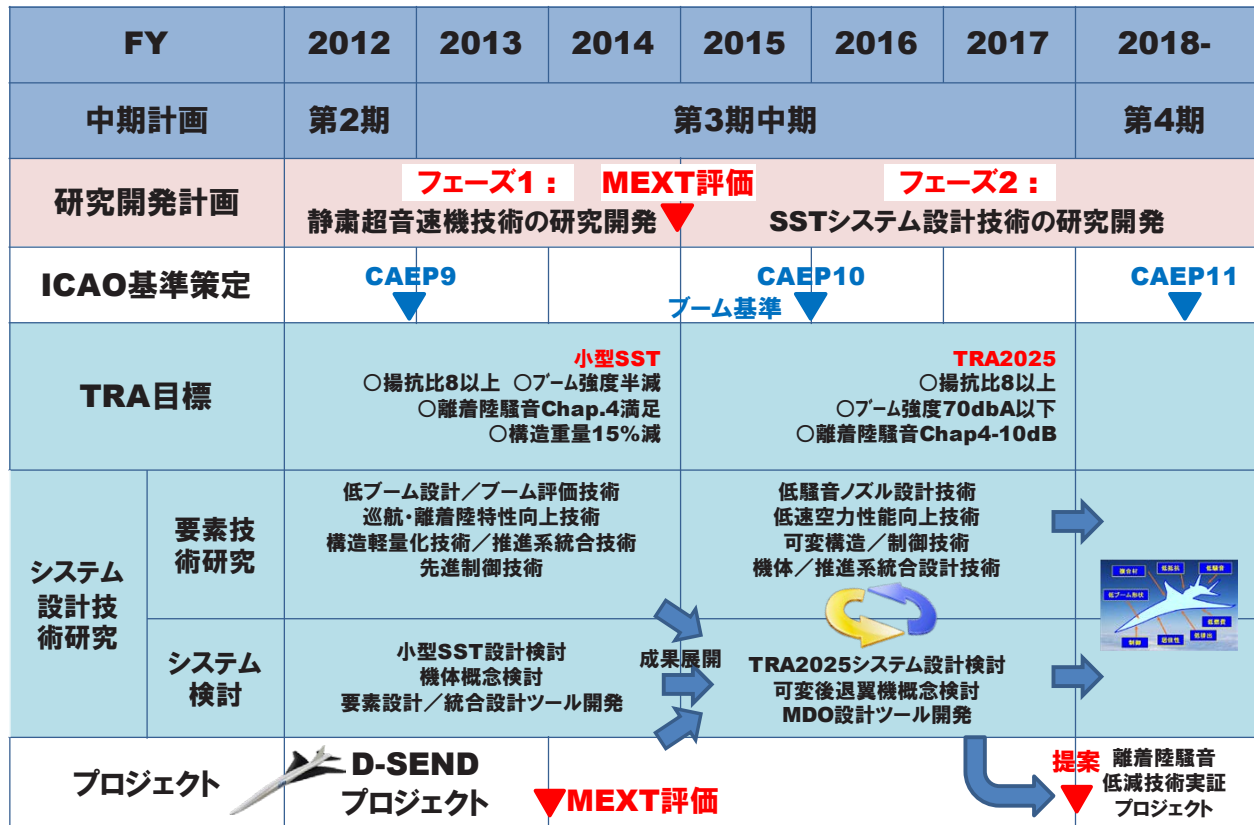
○緑字はフェーズ1までに技術実証されたソリューション



54

4.1.(7/13): スケジュール

○スケジュールと主なマイルストンは下記の通り。



55

4.1.(8/13): 計画の詳細(1)実機システム設計と検証

○4.1.(4/13)項に示す活動目標①、②の詳細な内容は以下の通り。

活動目標①: SSTのミッション性能を評価し得る多分野統合最適(MDO)設計ツールを構築すること

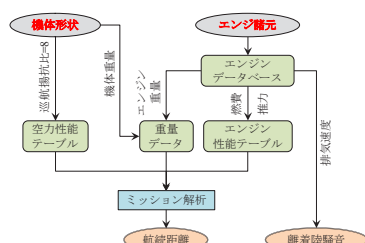
○活動内容は、要素技術研究成果を吸い上げて各分野の評価ツールを高忠実度化し、ミッション性能を評価し得るMDO設計ツールの開発を行う。特に騒音評価技術やエンジン性能推算ツール、構造評価ツールなどは産業界への委託研究等を活用してツール開発を進める。

○主なアウトプットは超音速旅客機のミッション性能を評価し得る、Multi-fidelity MDO 設計ツールであり、そのツールは音源モデルと伝播解析ツールを組み合わせた離着陸騒音評価ツール、空力性能評価ツール、ソニックブーム推算・評価ツール、構造サイジングツールおよびエンジン性能推算ツールにより構成される。

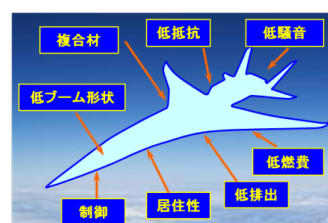
活動目標②: システム成立性要件を満たした環境適合型小型超音速旅客機概念を提示すること

○活動内容は、フェーズ1終了時点で定義される小型SST第3次形状をベースとして、フェーズ2においてさらに高い環境要求を満たす機体概念の設計検討を行い、次期中期終了時点で小型SST第5次形状を想定した設計サイクルを回す。設計検討の最終フェーズにおいては、JADC/JAI/IHIなど産業界と協力して風洞試験、騒音評価、エンジン性能評価等の設計結果の検証を実施する。

○アウトプットは地上研究によって成立性を検証された、環境適合型小型SST概念



MDOツール
イメージ



環境適合型
小型SST概念

56

4.1.(9/13): 計画の詳細(2) 離着陸騒音低減技術(鍵技術)

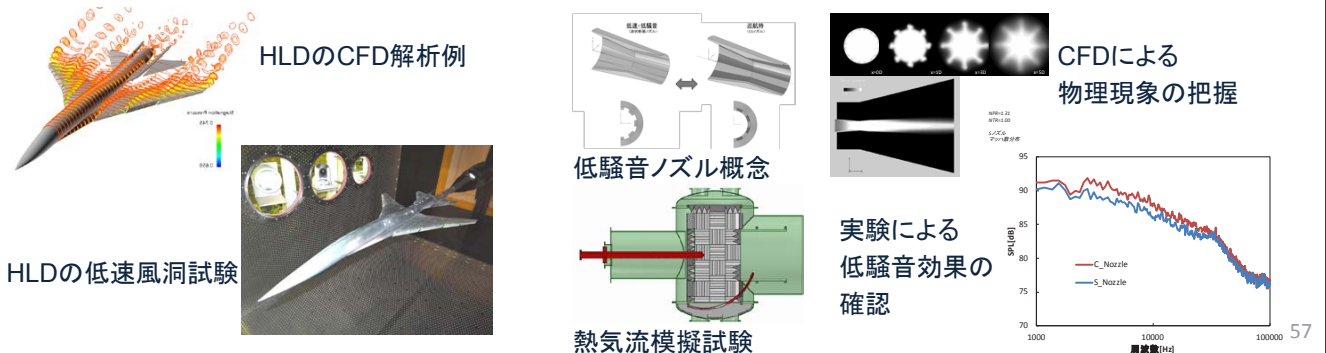
○4.1.(4/13)項に示す活動目標③、④の詳細な内容は以下の通り。

活動目標③: 実機システム成立要件の鍵となる先進要素技術(ソリューション)の創出

- 活動内容は、離着陸騒音を低減するための要素技術研究であり、その課題は低速空力性能向上高揚力装置設計技術および低騒音ノズル技術である。
- 低速空力性能向上高揚力装置設計技術のアウトプットはS3目標達成時のベースライン翼に最適高揚力装置を適用することにより、2nd Segment上昇時の揚抗比(L/D)を約50%向上させることをCFD解析及び風洞試験により示すことである。
- 低騒音ノズル技術のアウトプットは実機適用を想定した際に、ベースラインノズルに対してSide Lineで(TBD)dB低減させることを、スケールモデルでの実験とCFD解析の組み合わせにより実機サイズに換算して示すことである。

活動目標④: 技術実証プロジェクト構想の策定

○活動内容は①～③の成果に基づき、技術実証プロジェクト構想を作成することである。



4.1.(10/13): 計画の詳細(3) その他の要素技術

○4.1.(4/13)項に示す活動目標③の詳細な内容の続き。

活動目標③: 実機システム成立要件の鍵となる先進要素技術(ソリューション)の創出

- 要素技術研究としての活動内容は以下の通り。
 - ✓推進技術: 高効率・低騒音インテーク技術、可変サイクルエンジン技術、推力偏向騒音低減技術
 - ✓離着陸騒音低減技術: 離着陸騒音低減先進技術、離着陸騒音推算技術
 - ✓空力技術: 低抵抗・低ブーム設計技術、ソニックブーム評価技術、超音速自然層流翼設計技術、超音速自然層流機首設計技術、超音速乱流摩擦抵抗低減技術、空力性能向上先進技術
 - ✓構造・材料技術: 耐熱複合材適用技術、構造重量軽減技術
 - ✓誘導制御技術
- 実機システム設計検討に適用される技術(上記下線項目)のアウトプットは、検討結果としての機体形状に組み込まれた形として技術適用効果を示すことであり、その他の技術のアウトプットは単独技術として実機適用効果を推定して技術レベルを示すことである。

4.1.(11/13): 計画の詳細(4) 要素技術研究のアウトプット一覧

○システム適用性研究および要素技術研究の想定されるアウトプットは以下の通り。

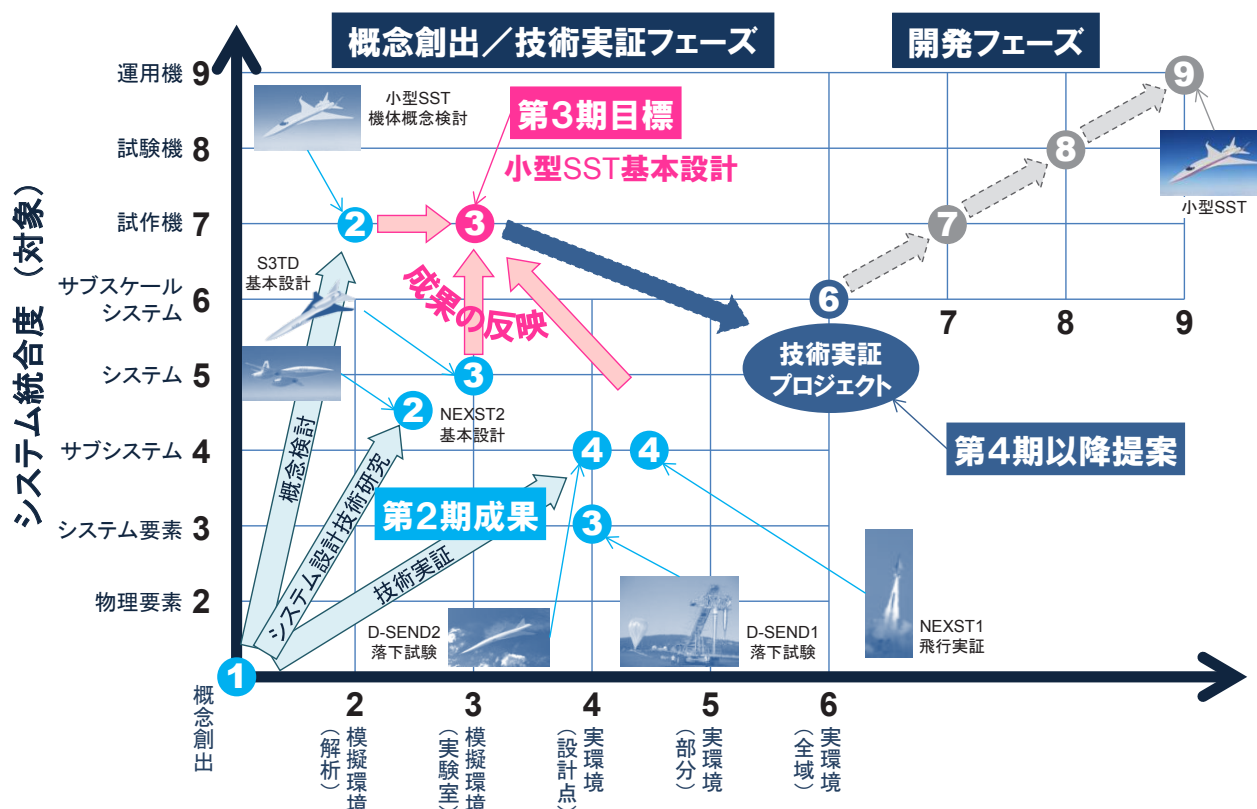
技術項目	成果の内容
多分野統合設計技術	超音速旅客機のミッション性能を評価し得る、MDO設計ツール <ul style="list-style-type: none"> 騒音評価ツール(音源モデル、伝播解析ツール) 空力性能評価ツール、ソニックブーム推算・評価ツール 構造サイジングツール エンジン性能推算ツール
離着陸騒音低減技術	Chapter4-10EPNdBを可能とする、軽量低騒音可変ノズル技術、推力偏向技術、離着陸性能改善技術(最適設計ツール) エンジン騒音遮蔽技術(実機形状として提示) 離着陸騒音を最小化する最適運航のための制御技術 機体推進系統合設計技術(実機エンジン配置) 離着陸騒音とソニックブーム、低速性能と巡航性能を両立し得る、可変後退翼を含むモーフィング技術(実機形状として提示) 構造重量軽減のための複合材適用を前提とした空力／構造最適設計ツール
巡航性能／低ブーム性向上技術	揚抗比8.0以上を可能とする、摩擦抵抗低減技術(機首、主翼、尾翼)、及び造波抵抗・誘導抵抗低減技術(実機形状として提示) ソニックブーム強度を70dBAに抑え、かつ抵抗増を抑える低ブーム設計技術(実機形状として提示)

59

4.1.(12/13): 計画の詳細(5) 技術成熟度達成シナリオ

○フェーズ1で(空色のプロット)、鍵となる技術実証、小型SSTの機体概念検討を実施する。

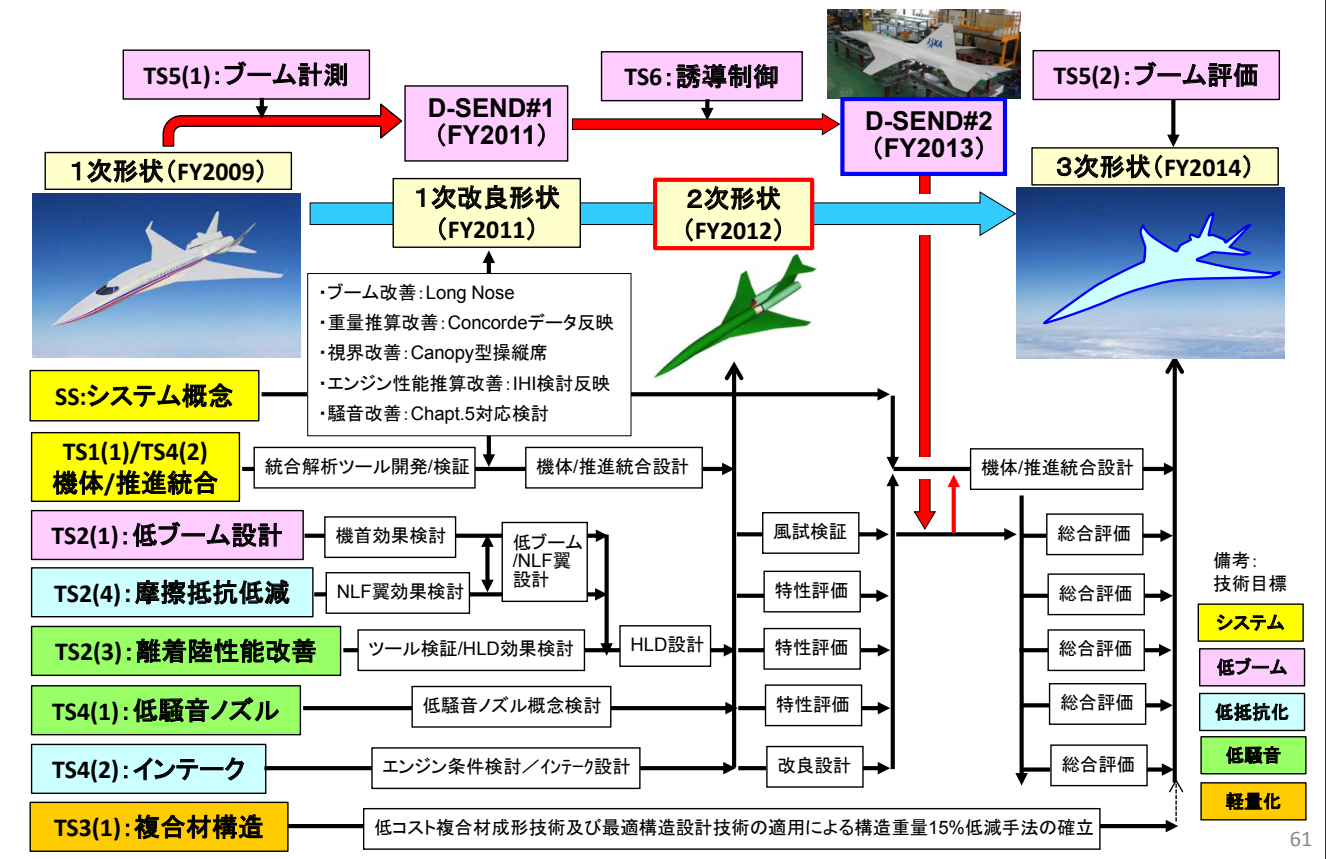
○フェーズ2で(ピンク)、離着陸騒音低減技術の成立性を示し、技術実証プロジェクト構想を策定する。



60

4.1.(13/13): 計画の詳細(6)フェーズ1でのシステム設計検討のシナリオ

○このシナリオは2.(3/11)項の図に示す「1-2:システム検討」の中身に相当する。



61

4.2.(1/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(1)

○4.2節で説明する離着陸騒音に関する技術目標達成見通しの内容

静粛超音速機技術の研究開発(S3)の技術目標（2014年度末）

- ICAO Chap.4を満足するためのジェット排気速度は？
- その排気速度の制限でエンジンは技術的に成立するか？
- そのエンジンで小型SSTのミッションは成立するか？

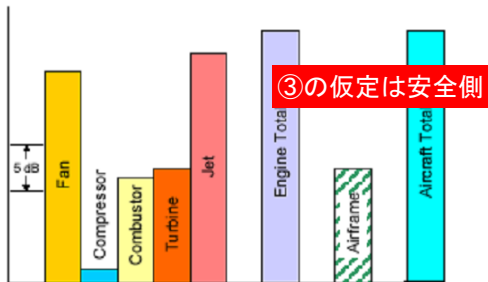
スカイフロンティアプログラムの技術目標（2017年度末）

- ICAO Chap.4-10dB を達成するためにICAO NoisedB の分析により得られた技術研究のヒント
- 現在進めている有望技術による低騒音化の効果推算

62

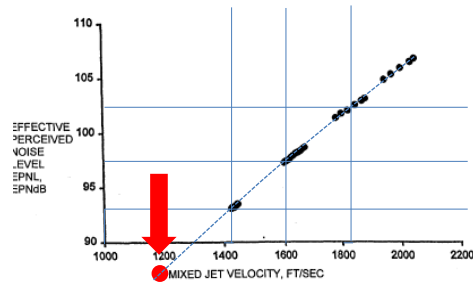
4.2.(2/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(2)

- ICAO Chap.4適合のための排気ジェット速度 V_j の目標値の設定の考え方は以下の通り。
- 騒音基準は側方、離陸、着陸における騒音計測位置の総和で評価されており、その内訳としてジェット排気速度 V_j の目標値を設定した。その排気速度を上限としてエンジンの仕様検討に反映し、小型SSTの成立性を検討した。その結果機体規模70トンの小型SSTについて、離陸側方騒音は排気ジェット速度 $V_j=360\text{m/s}$ で基準を満足できると推定される。
- 具体的な排気ジェット速度推定の手順は以下の通り。
 - ① ICAO Chap.3 の側方騒音基準値は 70トンの機体重量の場合 **96.57 EPNdB**
 - ② Chap.4 を満足するためには $96.57 - 3.4 = 93.17 \text{ EPNdB}$ (3条件の寄与が等しいと仮定)
 - ③ ジェット騒音の寄与率は $93.17 - 3.0 = 90.17 \text{ EPNdB}$ (ジェットとそれ以外が同程度と仮定)
 - ④ エンジン数で割り算する $90.17 - 3.0 = 87.17 \text{ EPNdB}$ (双発の場合)
 - ⑤ 87.17 EPNdB となる排気ジェット速度は**約360m/s** (AIAA2000-3194のデータ、右下のグラフ)



航空機騒音の内訳(離陸時)

Flight Operation Support & Line Assistance
getting to grips with aircraft noise, AIRBUS (2003)



ジェット排気速度と騒音との関係

AIAA2000-3194

ICAO Chap.4を満足する排気ジェット速度の目安は360m/s

63

4.2.(3/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(3)

- 同規模の亜音速機の排気ジェット速度と比較するため、B737、A319／320用のエンジン排気速度を推算した。
- 空気流量とファン径からファン入口の流速を計算し、推力データに基づき必要となる運動量差から排気ジェット速度を推算した。

Type	Version	エンジン名	ファン径 (m)	地上推力 (kN)	バイパス比	全体圧力比	排気ジェット速度 (m/sec)
A319	- 111	CFM56-5B5	1.74	98	6.0	24.4	270
	- 112	CFM56-5B6	1.74	105	5.9	25.8	279
	- 115	CFM56-5B7	1.74	120	5.7	29.1	298
	- 131	V2522-A5	1.68	102	4.9	25.2	277
	- 132	V2524-A5	1.61	109	4.9	26.5	303
	- 133	V2527M-A5	1.61	110	4.8	27.4	313
A320	- 231	V2500-A1	1.68	111	5.4	29.7	289
	- 232	V2527-A5	1.61	118	4.8	27.4	313
B737	- 400	CFM56-3B1	1.52	89	6.0	22.6	289
		CFM56-3B2	1.52	98	6.0	25.2	306
		CFM56-3C1	1.52	105	6.0	25.2	313
	- 700	CFM56-7B20	1.55	92	5.6	22.7	290
		CFM56-7B22	1.55	98	5.4	24.6	302
		CFM56-7B24	1.55	107	5.3	26	315
		CFM56-7B26	1.55	117	5.1	27.9	329
		CFM56-7B27	1.55	121	5.1	28.9	333
			1.61	106.24	5.43	26.16	301.19

小型超音速旅客機と同規模の亜音速旅客機の排気ジェット速度は平均で約300m/s

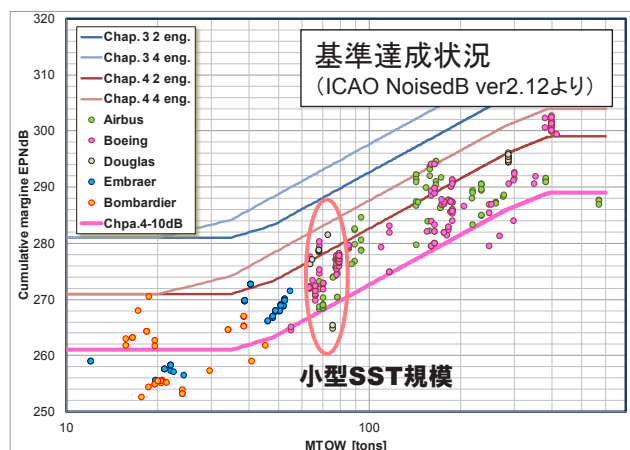
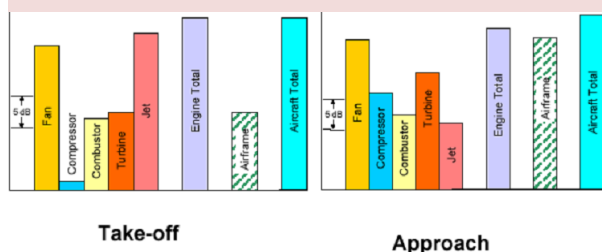
64

4.2.(4/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(4)

- ICAO Chap.4適合のための技術が相場感として正しいかどうかを別な観点から検証する。
- 問題は排気ジェット速度 $V_j=360\text{m/s}$ でChap.4を満たせるという感覚は何が根拠になっているか？を検証することである。
- まず、排気ジェット速度 10m/s あたりの騒音の変化量は4.2.(2/9)項に示すように約0.75dB (AIAA2000-3194)であり、4.2.(3/9)項の結果から亜音速機との排気ジェット速度の差は60m/s程度であり、これはジェット騒音で5dB程度の違いに相当する。
- ジェット騒音が基準に対して影響するのは、離陸時(Sideline, Flyover)であり、累積マージンでいえば亜音速機よりも10dB大きいことになる(左図参照)。
- 一方、最新の亜音速機はChap.4-10dB程度(右図参照)を達成しているため、同様の技術を小型SSTに適用すれば、ぎりぎりChap.4を満足できるものと考えられる。

ジェット騒音は離陸時に主体的で、着陸時にはほとんど影響しない。従って、ジェット騒音はSidelineとFlyoverの2条件に影響する。

⇒これは、ジェット騒音の差5dBは累積では10dBの差になるということを意味する。

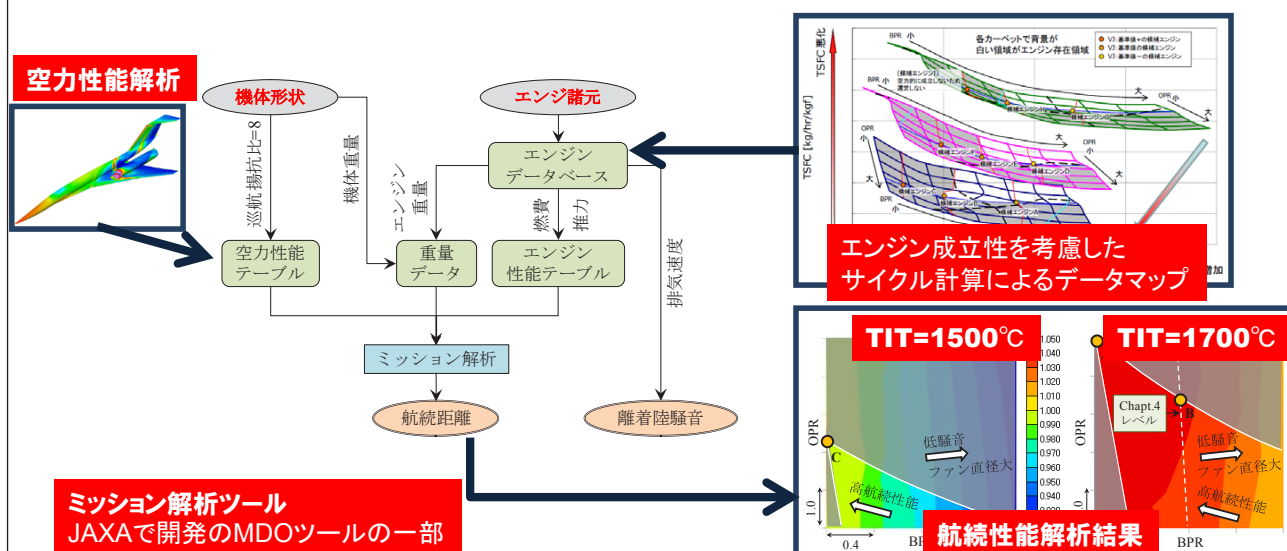


小型超音速旅客機がICAO Chap.4を満足するための V_j の上限値360m/sは妥当な値

65

4.2.(5/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(5)

- ここまでで設定した排気ジェット速度 $V_j=360\text{m/s}$ を上限とした場合でも、小型SST用のエンジンが成立するかどうかを検討する。
- アプローチとして、ミッション性能、環境基準の観点から小型SSTの成立性検討を可能とするエンジンの諸元策定と性能解析を実施した。
- エンジン性能パラメタとして、タービン入り口温度(TIT)、バイパス比、全体圧力比をとり、性能評価は燃料消費率、ファン径、重量とし、制約条件として排気ジェット速度 $V_j=360\text{m/s}$ の条件を課した。



TIT1500°C以上で小型SSTのミッションが成立する解が存在し、排気ジェット速度を制限しても小型SST用のエンジンとして成立する。→小型SSTのミッションは成立するものと期待できる。

66

4.2.(6/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(6)

○エンジン諸元を設定した結果を、同じ超音速機のコンコルドおよび機体規模がほぼ等しい亜音速機と比較し、エンジン技術がどの程度向上したか、また亜音速機とどの程度の差があるのかを調査した。

コンコルドに比べて、

○バイパス比を大きくしても、超音速巡航時の要求推力を満足できるようになった。また、ファン径は大型化する一方で排気ジェット速度は大きく減少し、Chap.4を狙えるようになった。

同規模の亜音速機に比べて、

○客席設定が少ない。これは胴体が細いため、逆にエンジン径は相対的に太いと言える。ファン径は同程度であるが、バイパス比は小さいため、排気ジェット速度は2～3割増しになる。コアエンジン部分は亜音速機よりも大きい。

	OPR	TIT (°C)	BPR	Vj (m/s)	ファン 径 (m)	MTO W (tons)	側方 規制値 EPNdB	側方 計測値 EPNdB	備考
コンコルド(M2.0) 100席	14.5	1160	0.0	900	1.15	185	100.2	119	Olympus 593Mk.610
B737-400 108席	25.2	1372	6.0	313	1.52	64.6	96.3	91.9	CFM56-3C1
A320-231 150席	29.7	1263	5.4	289	1.68	77.0	96.9	92.3	V2500-A1
小型SST(M1.6) 50席	31.0	1700	3.1	360	1.70	70.0	96.5	94 (推定値)	Ch.4ギリギリ 満足

67

4.2.(7/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(7)

○ここまでのまとめと、フェーズ2の目標、ICAO Chap.4-10dBを目指すために。

小型SST用エンジンの性能検討結果のまとめ

○検討した小型SST用エンジンではコンコルドよりも推進効率、熱効率が格段に向上し、バイパス比は3程度まで可能になった。

○超音速機用エンジンの諸元設定の特徴としては、エンジンサイズは巡航時推力によるため、離着陸時には余力があることがわかった。そのため離陸時はエンジンを絞って運用可能で、これにより排気ジェット速度を下げるのが可能である。ただし、離着陸時の空力性能は亜音速機よりも悪いため、離陸時必要推力は大きく、同じファン径であれば排気ジェット速度は大きくなることもわかった。

次の目標「ICAO Chap.4-10dB」を目指すために

○ ICAO NoisedB ver2.12を分析して、低騒音化のためのヒントを得る。

○ JAXAで現在研究が進められている技術の低騒音化に対する効果を推算し、目標達成の見通しと必要な技術課題を明確にする。



Noise Certification Database



Version 2.12 of NoisedB
database validated by
the Working Group 1 on
the 19th April 2012.

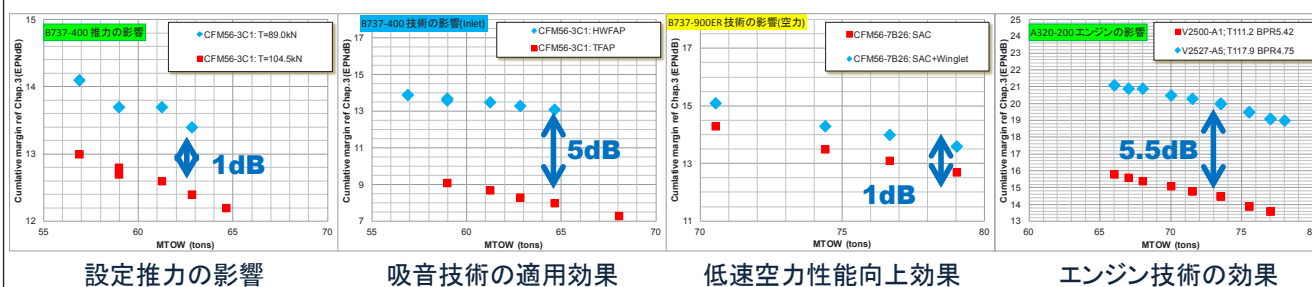
68

4.2.(8/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(8)

- ICAO NoisedB ver2.12の分析結果
- 小型SSTと機体規模が同程度であるエアバスA319とボーイングB737における離着陸騒音計測結果を分析し、何が低騒音化への寄与が大きいかを調査した。
- 離陸時の設定推力の影響として、同一エンジンで推力を15%下げると約1EPNdB静かになる。
- 吸音技術の適用効果としてインレット部分の音響パネルの工夫で約5EPNdB静かになる。
- ウイングレットの適用効果として低速空力性能が向上すると約1EPNdB静かになる。
- エンジン技術の進歩の効果としてエンジンにより約5.5EPNdB違う。

低騒音化を目指すためには、一つの技術ではなく、システム視点で考えることが重要

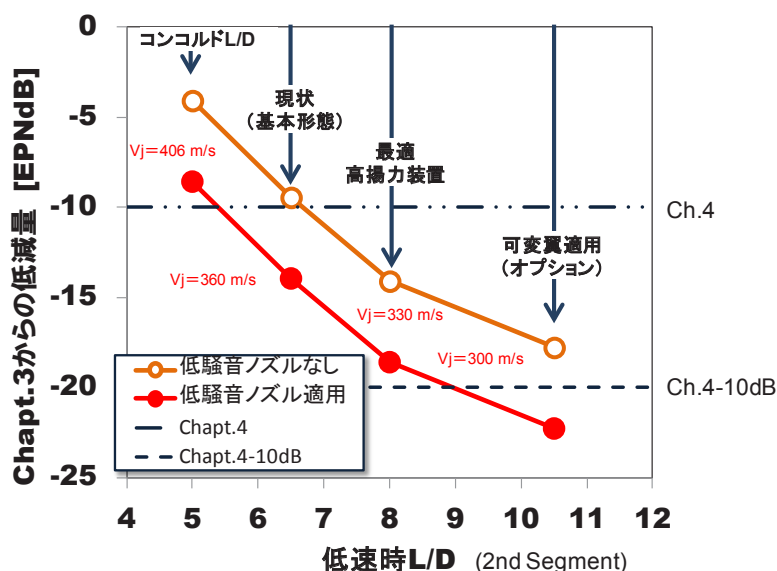
- エンジン基数、離陸推力設定などの概念検討により、設定推力を下げることで低騒音化を目指す。
- 低速性能を向上させることで、離陸時要求推力を下げても低騒音化を目指す。
- 吸音技術やジェット騒音低減ノズル技術等を適用して低騒音化を目指す。



69

4.2.(9/9): 離着陸騒音に関する技術目標達成の見通し(9)

- 目標値である ICAO Chap.4-10dB を低速性能改善技術と低騒音ノズル技術の目標に分解した。
- ジェット騒音は機体の影響と指向性を無視して推算し、機体、エンジンコア、ファン等の他の騒音の和と同程度であると仮定した。また、ナセル径を固定し、性能目標を排気ジェット速度 V_j で表した。
- 低速時の空力性能が向上すれば、要求推力が下がるため、ジェット騒音を下げることができ(図中橙線)、低騒音ノズル技術を適用すれば、さらにジェット騒音を下げることができる(図中赤線)。
- ICAO Chap.4-10dB を達成するには単独の技術で対応することは困難であることが分かる。
- 低ブーム性、空力抵抗等の他の性能にどの程度影響するかをシステム設計検討において明確化することがシステム成立性を示すために重要である。



S3技術目標

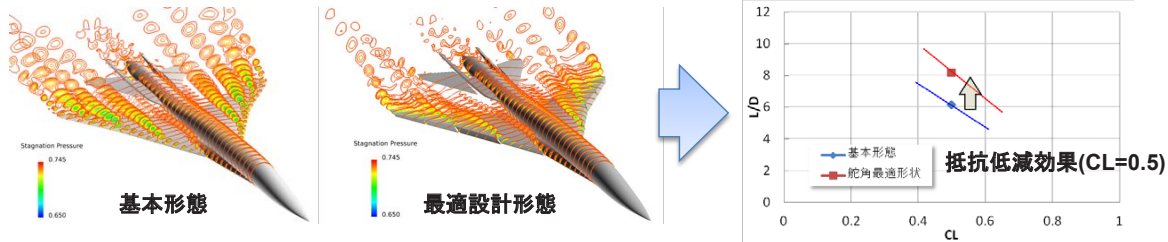
スカイフロンティア
技術目標

70

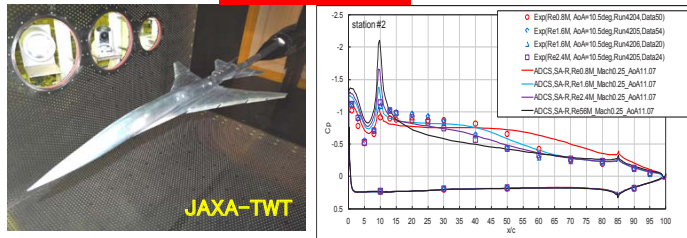
4.3.(1/4): 技術ソリューション(1): 高揚力装置最適設計技術

- 設計技術の現状として、高揚力装置(前縁・後縁フラップ)最適設計手法を開発した。その結果、空力性能が大幅に改善されエンジン騒音低減に寄与している。また、設計手法としてフラップ形状などの最適設計空間を拡張した。
- さらに、渦流れが支配的な離着陸空力特性の高忠実度予測技術を確立した。具体的には渦流れを的確に予測できる修正乱流モデルを適用した。
- 今後は、実機飛行環境(高レイノルズ数)での推算技術の検証が必要であり、そのために国際共同研究により翼胴単純形態でのレイノルズ数効果推算技術の研究を実施している。ただし、全機形態での高レイノルズ数検証データが不足しているのに対し、どう対応するかが課題である。

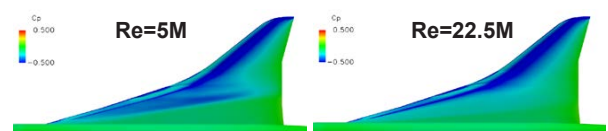
前縁・後縁フラップの舵角最適設計



検証風洞試験



低速高迎角流れ場のレイノルズ数効果

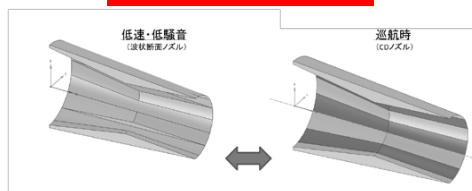


71

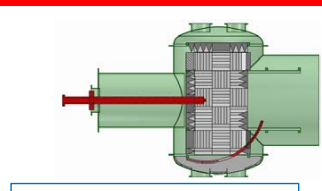
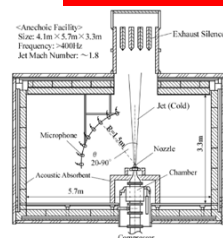
4.3.(2/4): 技術ソリューション(2): 低騒音可変ノズル設計技術

- 設計技術の現状として、超音速機への適用性が高い低騒音可変ノズル概念を考案し、その低騒音化の効果があることを、CFDおよび実験により検証した。
- 騒音計測・評価技術については従来までの技術である冷気流のジェット騒音計測評価技術に加えて、熱気流の効果を模擬できる簡易試験装置とそれによる計測評価技術を確立した。
- 今後は、地上(風洞・CFD)試験レベルで実機の実効感覚騒音レベル(EPNL)を予測する適切な方法を確立する必要があり、実験では縮尺(周波数)効果、外気流の効果を如何に模擬するか、CFDではCFDでは精度、方位角の制限をどう考えるかが課題である。

低騒音化ノズル概念

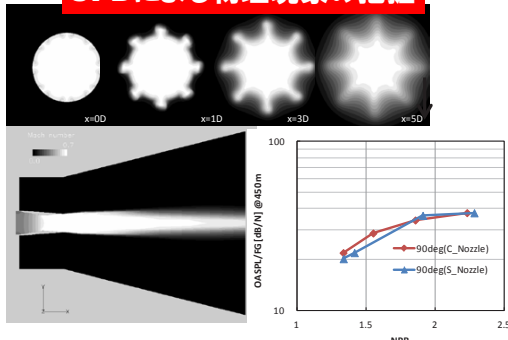


地上(風洞)試験レベルで低騒音化の効果を確認



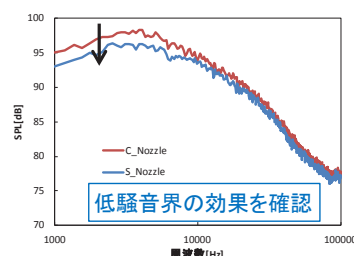
衝撃波管により加熱する方式

CFDによる物理現象の把握



冷気流だが計測点数は十分なJAXA既存設備による試験

計測点は少ないが熱気流を模擬できる試験法を開発



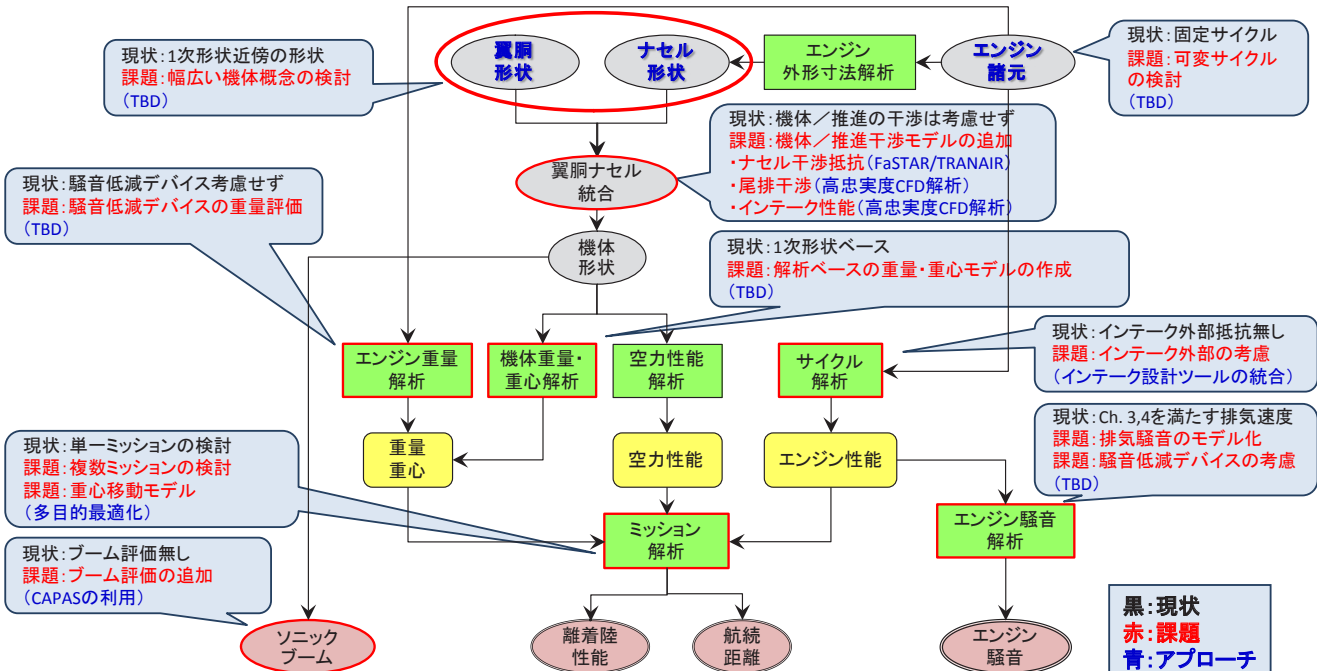
低騒音界の効果を確認

72

4.3.(3/4): 技術ソリューション(3): MDO設計技術

○設計技術の現状として、機体とエンジンの諸元をベースに空力性能、推進性能を解析し、ミッションおよび環境性能を評価できるツールを整備。

○今後はより忠実度を上げた解析と評価項目の多様化に対応する必要があり、そのための課題は抽出されているものの、その課題解決に向けたアプローチを考案することが課題である。



73

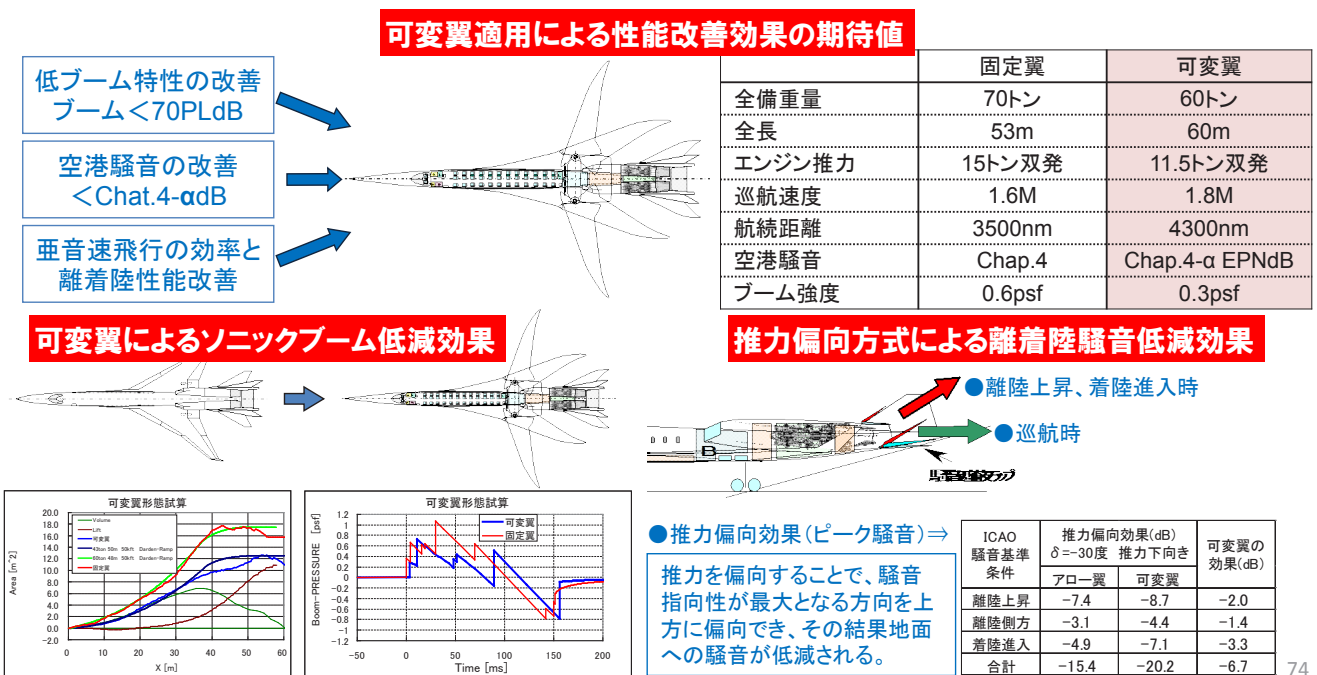
4.3.(4/4): 技術ソリューション(4):可変翼、推力偏向概念

○静粛超音速機技術の研究開発(S3)における技術研究目標は達成できる。

○しかし、環境基準がより厳しくなる場合や、より高い技術レベルが求められる大型SSTの実現を考える場合には、更なる機体性能の改善が必要である。

○そのために、小型超音速旅客機への可変翼、推力偏向形態の適用の効果を検討した。

○その結果、ブーム、離着陸時の騒音が低減されるだけでなく、軽量化され航続距離が大幅に伸びる。



74

5. 極超音速機技術の研究計画定義

内容

5.1 研究計画

- ① 計画概要、技術目標
- ② 体制と設計検討チームの活動内容
- ③ 研究開発活動

5.2 技術目標達成の見通し

- ① 極超音速旅客機の成立性検討結果
- ② 極超音速技術実験機の成立性検討結果

5.3 技術ソリューション

- ① 極超音ターボジェットエンジンの優位性

75

5.1.(1/14): 各フェーズにおける計画の概要

○極超音速機(HST)技術の研究に関する活動は以下の通り。

活動の概要と目的

○マッハ5クラスの極超音速旅客機の運用を考慮した仕様設定と、その概念設計を可能とするツールを開発し、機体の実現に向けて技術目標とともに各要素技術の研究開発を実施する。また、技術実証用の極超音速ターボジェットエンジンの飛行模擬環境における耐熱性能と推進性能を実証し、エンジンシステム技術の飛行実証計画を立案する。

研究開発の目的

○欧米に2～3時間で到達できるマッハ5クラスの極超音速旅客機の実現に必要な主要技術を設計検討と地上試験で成熟させること。

フェーズ1の活動（2013～14）

○極超音速旅客機の運用ミッションを設定し、各要素技術に対する目標性能を設定する。極超音速旅客機の日欧共同研究(FP7-Call 5 HIKARI等)を中核とした連携を推進する。極超音速ターボジェットを完成させ、風洞試験によりマッハ5の飛行模擬環境において耐熱性能と推進性能を実証し、JAXA内連携による、国際極超音速飛行実験、エアブリーザ飛行実験の計画を立案する。

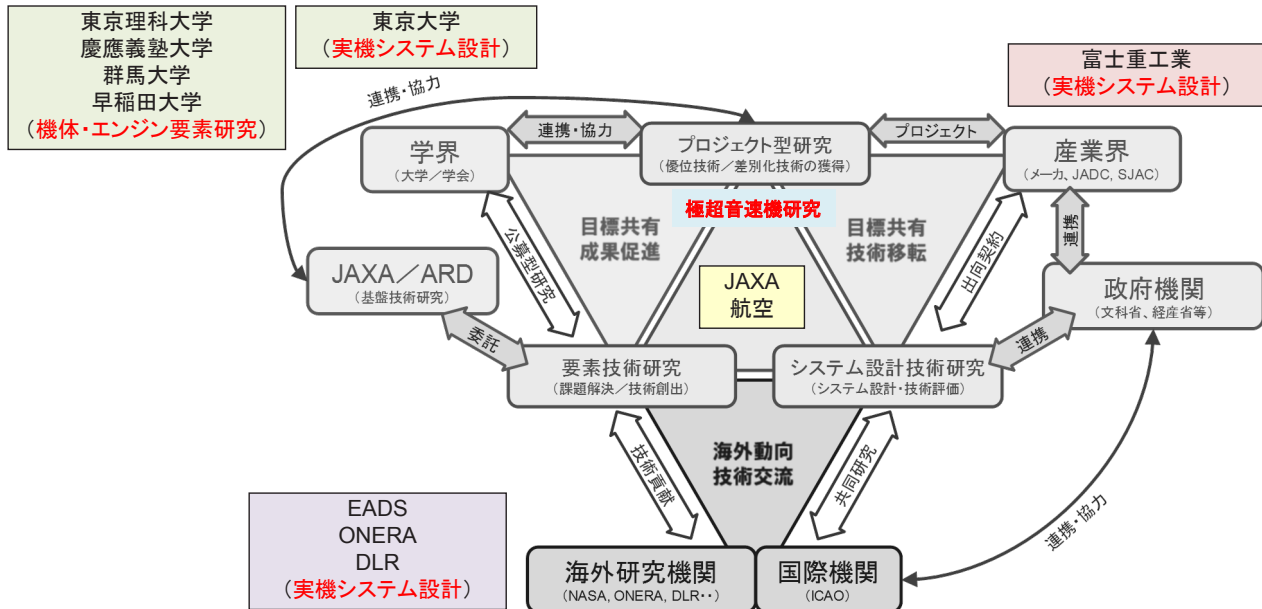
フェーズ2の活動（2015～17）

○フェーズ1で設定された目標に対する技術的見通しを示す。第4期中期計画以降の極超音速技術実験機を用いた主要技術実証計画を策定する。極超音速ターボジェットエンジンの実用化のための技術的成立性を示す。JAXA内の他本部と連携して極超音速エンジンの飛行実験を実施する。

76

5.1.(2/14): 極超音速機技術の研究開発の推進体制

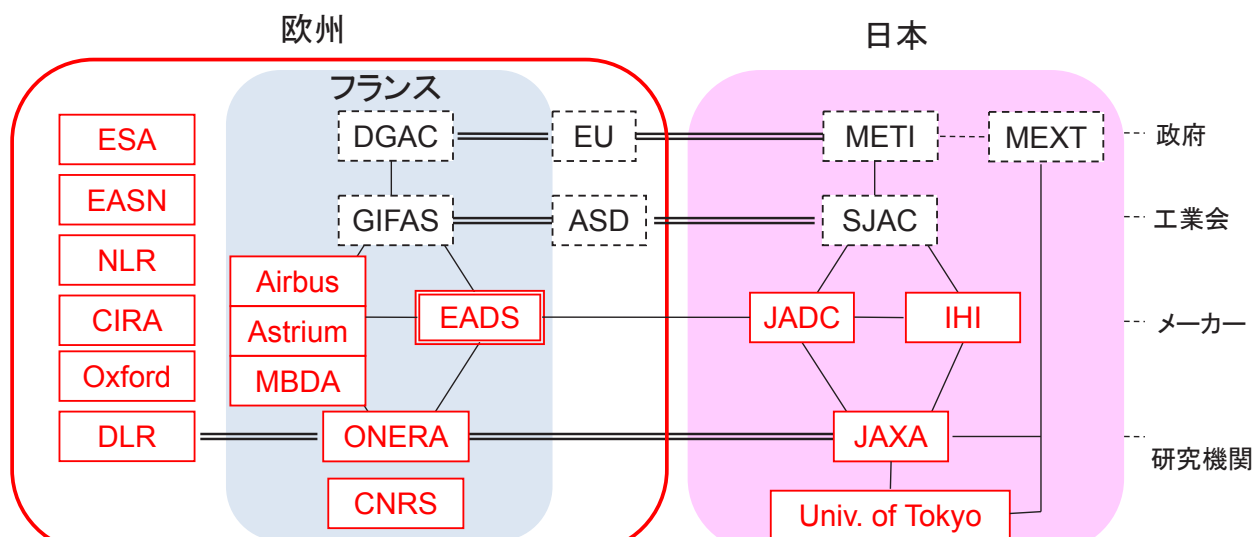
- システム設計技術は出向制度等を活用して産業界と連携して進める。
- 要素技術研究は公募型研究制度を活用して大学と連携して進める。
- 極超音速機に関する基準策定に関しては、政府機関や海外研究機関等と連携して検討する。



77

5.1.(3/14): 高速航空機・日欧共同研究体制

- 欧州側は「政府-工業会-メーカー-研究機関」の連携体制を構築済み。
- 日仏SST共同研究 (GIFAS-SJAC) の後継共同研究 (High-Speed Aircraft) も実施中。
- ONERA-DLR-JAXA共同研究契約 (機体技術) を締結済み。
- JAXAは日欧共同研究においてはエンジン技術に限定したデータ提供を想定。

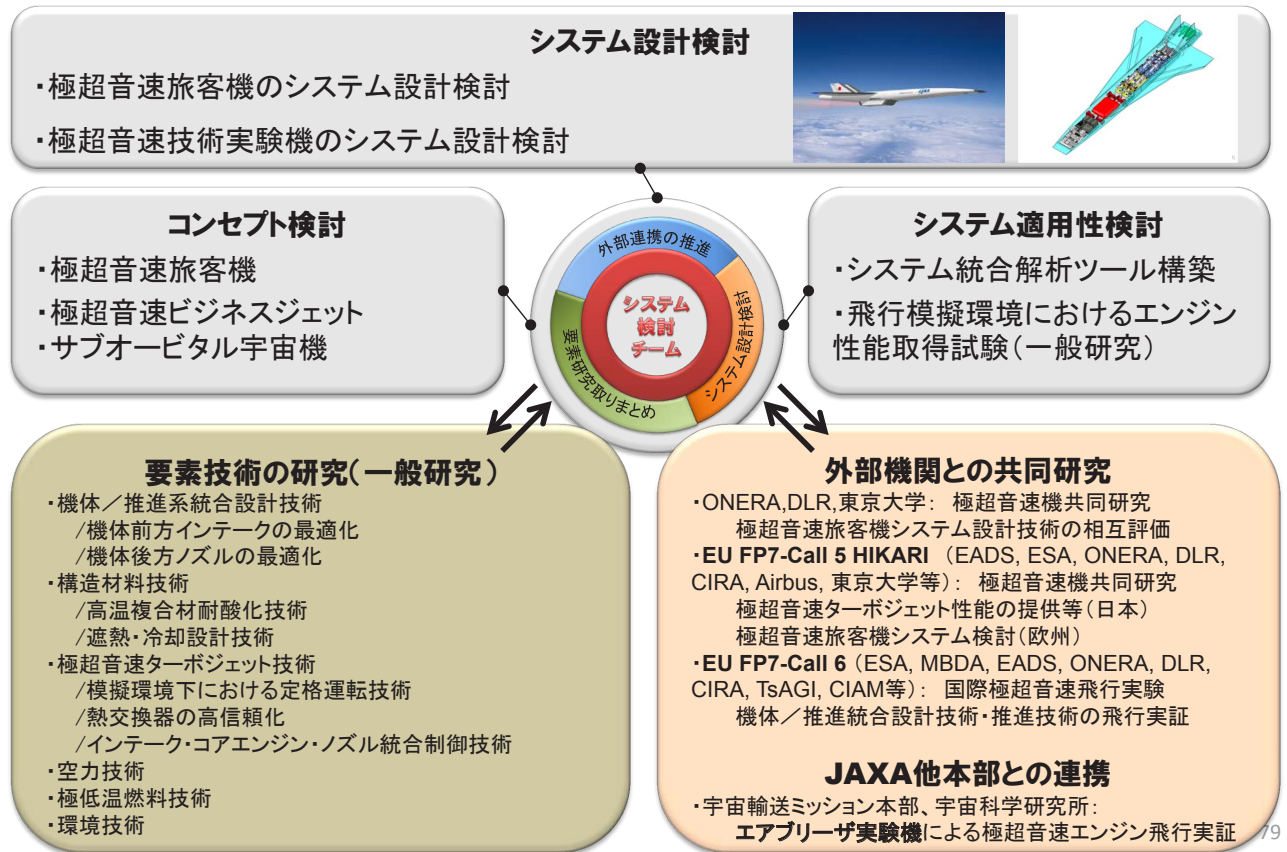


赤字： 高速航空機・日欧共同研究 (HIKARI) 参加メンバー

78

5.1.(4/14): フェーズ2におけるシステム検討チームの活動内容

○極超音速機(HST)技術の研究に関する活動は以下の通り。



5.1.(5/14): 技術課題

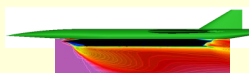
○第3期中期計画においては、極超音速飛行の実現に必須で、JAXA内で技術蓄積がある課題として、下記の赤枠内の技術に重点化して、基本技術の確立を目指す。

○第4期中期計画において、「極超音速技術実験機」を用いて、①、③、④の技術を最小規模で飛行実証することを目指す。

機体系技術

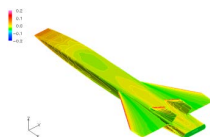
①機体／推進統合設計技術

- 機体前方インテークの最適化
- 機体後方ノズルの最適化



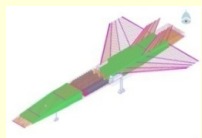
②空力技術

- 巡航／低速揚抗比の両立
- 空力加熱低減技術



③構造材料技術

- 高温複合材耐酸化技術
- 遮熱・冷却設計技術



推進系技術

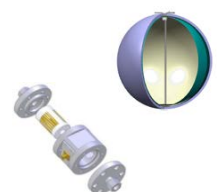
④極超音速ターボジェット技術

- 熱交換器の高信頼化
- インテーク・コアエンジン・ノズル統合制御技術



⑤極低温燃料技術

- 軽量複合材タンク
- 液体水素対応機器



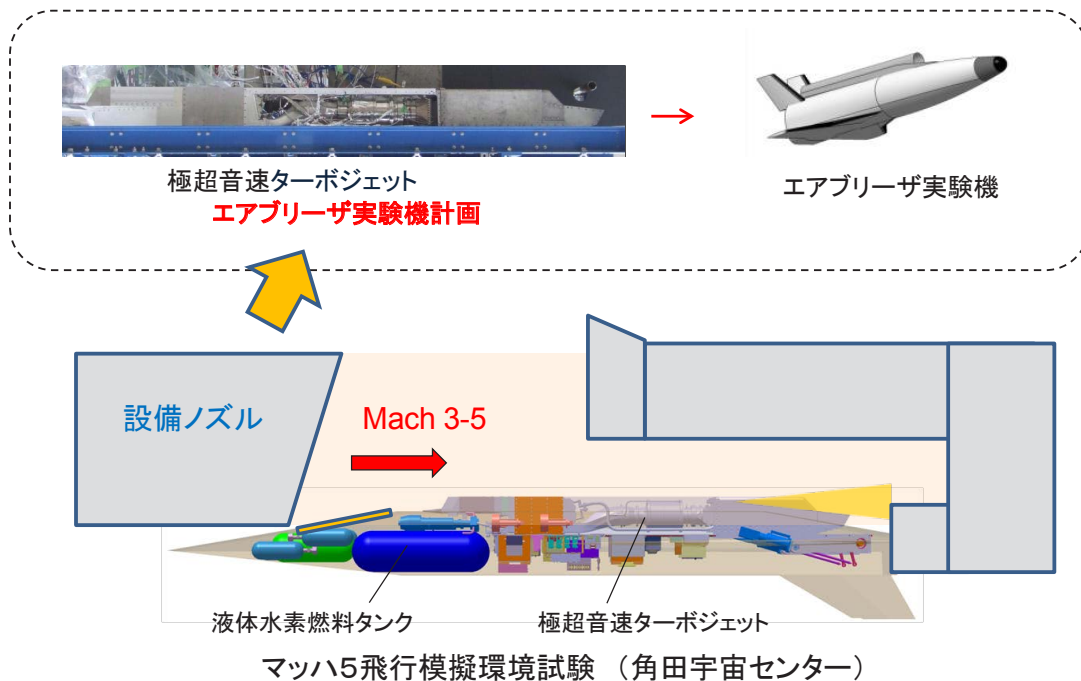
⑥環境技術

- 低NOx水素燃焼器
- 離着陸騒音低減



5.1.(8/14): フェーズ1における計画の概要その2(1)

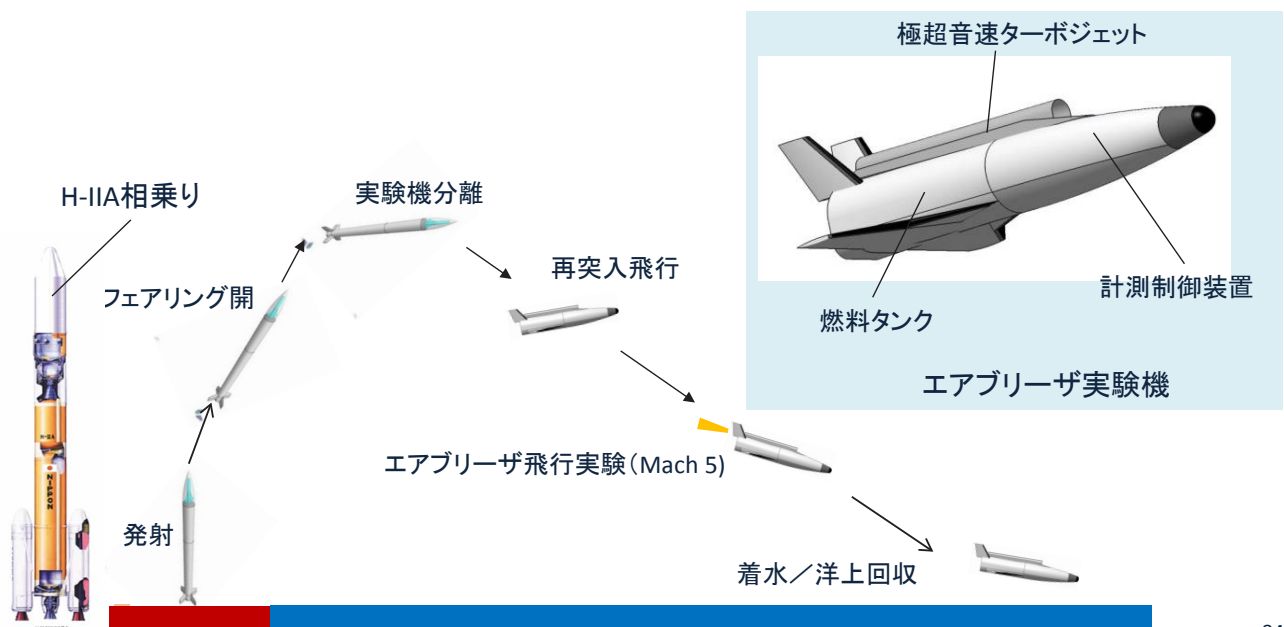
- 極超音速ターボジェットの飛行模擬環境実証(平成24～26年度)
- マッハ5技術実証用の極超音速ターボジェットを完成させ、マッハ5飛行模擬環境における耐熱性能と推進性能を実証する。
- 新機軸実証ミッションを目指した重点研究として採択された『エアブリーザ実験機計画』に参画し、エンジン飛行実証を主目的とした極超音速飛行実験構想を立案する。



83

5.1.(9/14): フェーズ1における計画の概要その2(2)

- エアブリーザ実験機の概要は以下の通り。
- 第3期中期計画 新機軸実証ミッションとして提案中の計画。
- 再突入飛行によって飛行実験機を試験速度(マッハ5)に到達させ、極超音速ターボジェットの飛行実証を実施する。
- マッハ5飛行環境で極超音速ターボジェットのインテーク・エンジン・ノズル統合制御と推力計測を行い、風洞試験で取得したデータの検証を行う。

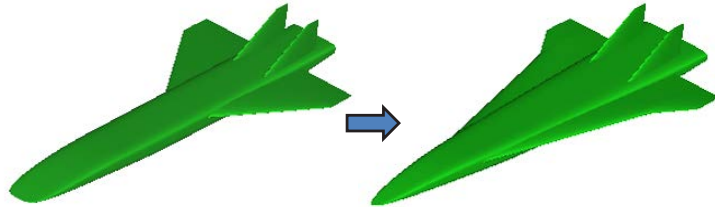


84

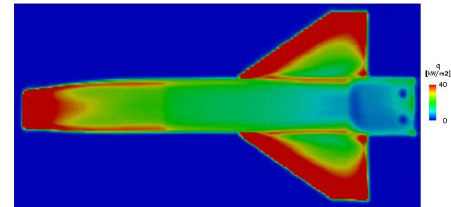
5.1.(10/14): フェーズ2における計画の概要その1

○極超音速旅客機・要素技術研究（平成27～29年度）

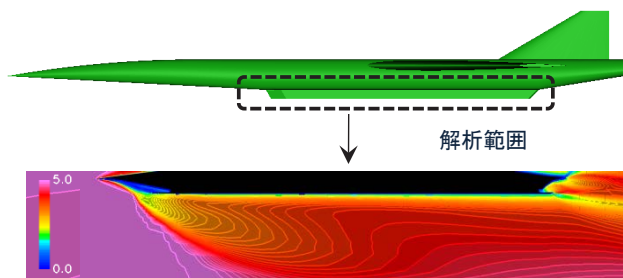
○極超音速旅客機を実現するために必要な要素技術（システム設計技術、空力技術、構造材料技術）について、数値解析、風洞実験、耐熱要素実験等を用いて、技術レベルを向上させる。



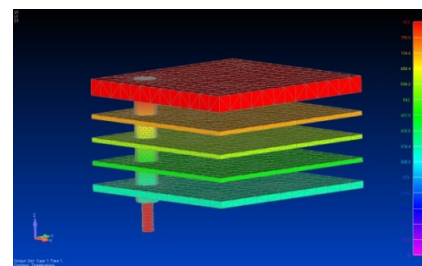
機体空力形状の改良



熱流束分布評価



機体／推進統合性能評価



軽量遮熱構造評価

85

5.1.(11/14): フェーズ2における計画の概要その2

○極超音速ターボジェット・要素技術研究（平成27～29年度）

○エアブリーザ実験機を活用した小型極超音速ターボジェット（コンセプト実証エンジン）の飛行実証を行う。

○中型極超音速ターボジェット（実用エンジン）の設計検討を進める。

小型極超音速ターボジェット
（コンセプト実証エンジン）



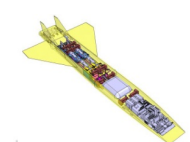
目的： 新概念エンジンの成立性を最小規模で実証する

- ・熱構造健全性（選定材料、構造様式、冷却方法等）
- ・インテークバス（衝撃波振動現象）の回避方法
- ・エンジン性能（推力／比推力）推算方法

搭載

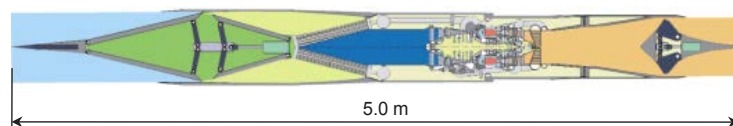


エアブリーザ実験機



極超音速技術実験機

中型極超音速ターボジェット
（実用エンジン）



目的： 実用エンジンとして求められる性能を実現する

- ・軽量化設計（実用機で要求される推力重量比の実現）
- ・高負荷設計（飛行範囲を拡大する燃料消費率の実現）
- ・高信頼性設計（整備コストを低減する設計の実現）

搭載


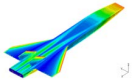
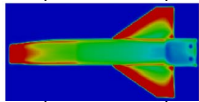






高高度極超音速機

86

5.1.(12/14): スケジュール

○前5頁の計画に対するスケジュールは下記の通り。

	JAXA第2期中期計画			JAXA第3期中期計画				
	2010 FY22	2011 FY23	2012 FY24	2013 FY25	2014 FY26	2015 FY27	2016 FY28	2017 FY29
極超音速旅客機 (航空プログラム グループ)								
	概念検討			フェーズ1その1: 設計技術研究		フェーズ2その1: 要素技術研究		
極超音速ターボジェット (研究開発本部)								
	要素製作・試験		フェーズ1その2(1): 飛行模擬環境実証			フェーズ2その2: 要素技術研究		
共同研究等			ONERA-DLR-JAXA共同研究					
			日欧極超音速共同研究					
			事前検討 (重点研究)		フェーズ1その2(2): エアブリーザ実験機 (新機軸実証ミッション)			
								飛行実験 ▼

87

5.1.(13/14): 研究開発活動のアウトプット一覧

○システム設計チーム活動

- 極超音速旅客機のベースラインシステム
- 極超音速技術実験機のシステム仕様と飛行実験計画書

○鍵技術の研究開発活動

- 極超音速ターボジェットのマッハ5推進性能データ
- 極超音速ターボジェットの実用化設計資料
- 極超音速エンジンの飛行実験データ

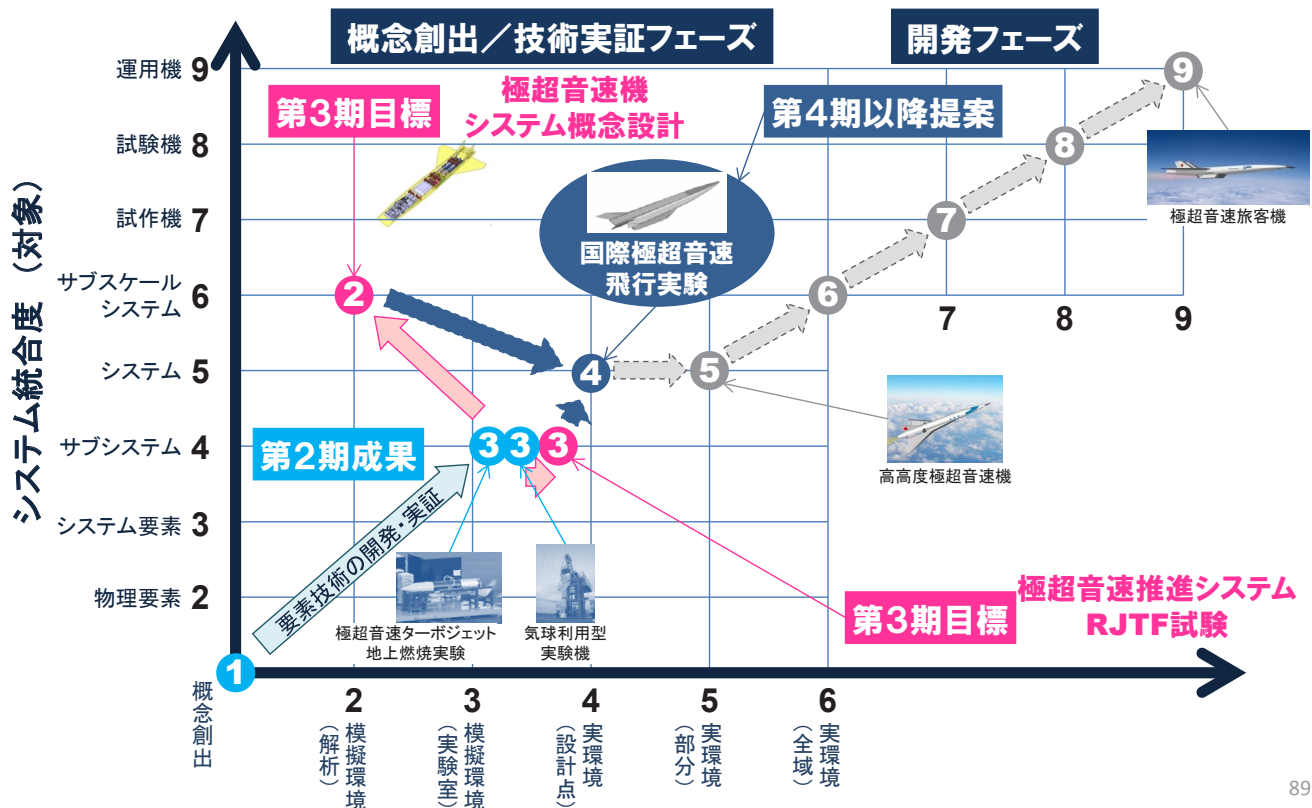
○要素技術の研究開発

- ①機体／推進統合設計技術:
機体前方インテーク／機体後方ノズルの適用設計資料
- ②空力技術:
巡航／低速揚抗比の解析資料、空力加熱低減技術を適用した実験データ
- ③構造材料技術:
耐酸化高温複合材技術を適用した要素試験データ、遮熱・冷却設計資料
- ④極超音速ターボジェット:
インテーク・コアエンジン・ノズル統合制御試験結果、熱交換器の高信頼化設計資料
- ⑤極低温燃料技術:
軽量複合材タンク設計検討資料、液体水素対応機器設計検討資料
- ⑥環境技術:
低NOx水素燃焼器の要素試験データ、離着陸騒音の要素試験データ

88

5.1.(14/14): 各フェーズにおける計画の概要

○ 極超音速ターボジェットの地上燃焼実験と気球利用型実験機によるマッハ2飛行実証の成果等を反映し、極超音速旅客機のシステムの設計技術を構築する。また主要な極超音速機技術の実証を進める。



89

5.2.(1/11): 極超音速旅客機の成立性検討(1)

○ 5.1.(7/14) 項に示す目標ミッションプロファイルを実現するための機体諸元、性能諸元を検討した。
 ○ 飛行距離8700km(東京-ロサンゼルス間相当)で成立する機体システムを設定した。
 ○ 胴体内に乗客100人分の重量と容積(13ton、240m³)を確保している。

諸元／性能表

機体諸元	値
総機体重量	376ton
機体乾燥重量 (内. ペイロード)	194on (13ton、100人)
燃料(LH2)重量	182ton
全長	87.1m
全幅	35.4m
主翼面積	767.3m ²
主翼アスペクト比	1.63
主翼後退角	59°
エンジンサイクル	予冷ターボ
エンジン推力	44ton@SLS×4基
開発費	2.30兆円
機体製造原価(100基目)	406億円

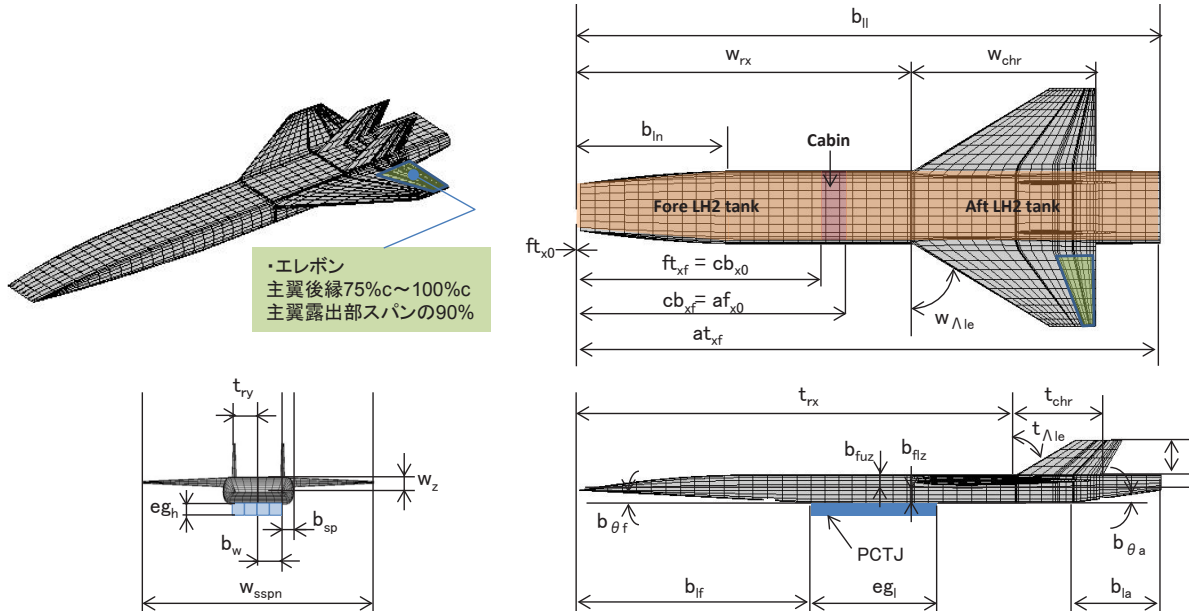
機体性能	値
航続距離／時間	8700km／2時間
巡航マッハ数／高度	4.8／25～27km
巡航L/D	4.3
巡航SFC	1.64kg/h/kgf



90

5.2.(2/11): 極超音速旅客機の成立性検討(2)

- 極超音速旅客機ベースライン形状の設定は以下のようにした。
- 東京ーロサンゼルスを2時間で飛行可能な最も軽量な機体を導出した。
- 設計結果は空力解析、推進解析、重量解析、ミッション解析を含む多分野統合最適設計によるもの。
 - 機体形状はNASA X-43Aをベースとした
 - エンジンは極超音速ターボジェット 4基とした
 - 燃料として液体水素を用いることを想定した
 - 燃料移送による重心制御を考慮した



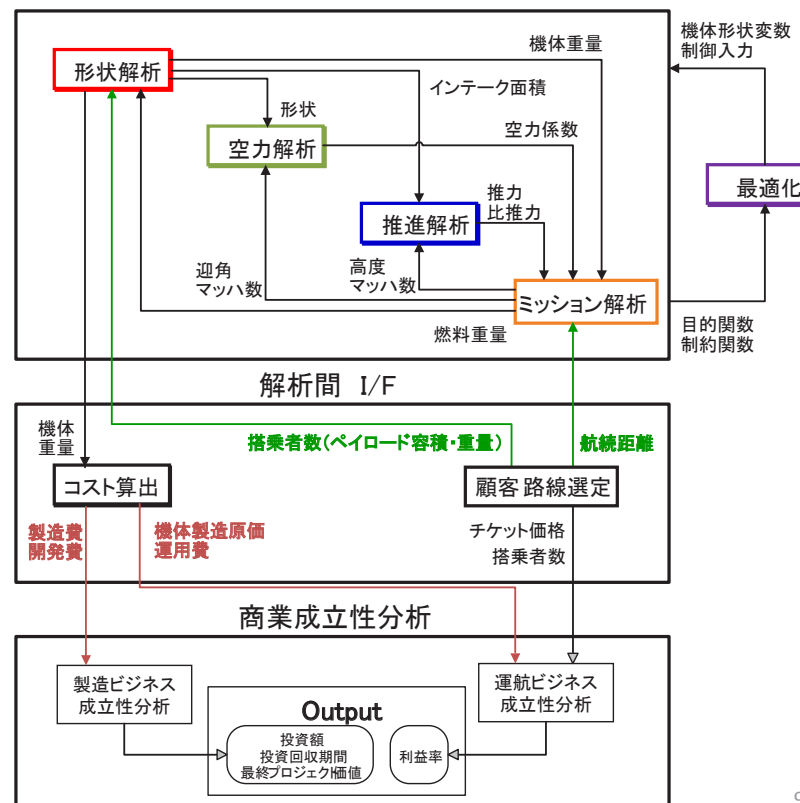
91

5.2.(3/11): 極超音速旅客機の成立性検討(3)

- システム統合解析のために空力解析、推進解析、重量解析、ミッション解析を含む多分野統合最適化設計プログラムを構築した。

各解析に用いた手法

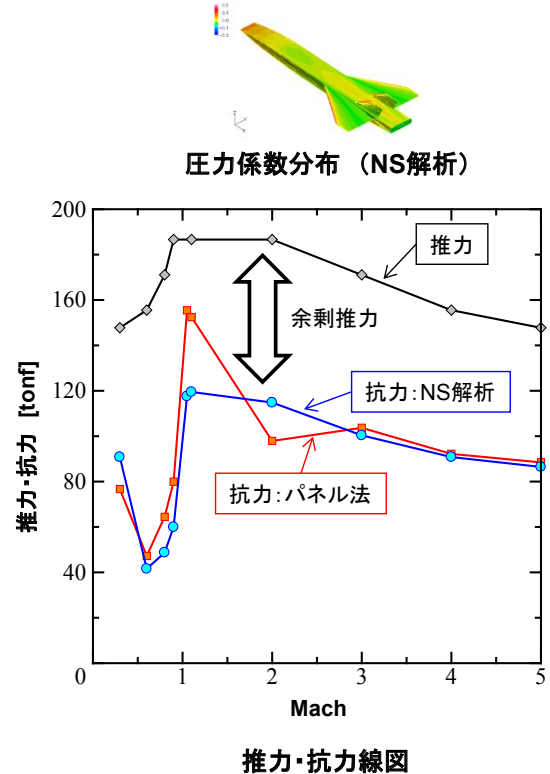
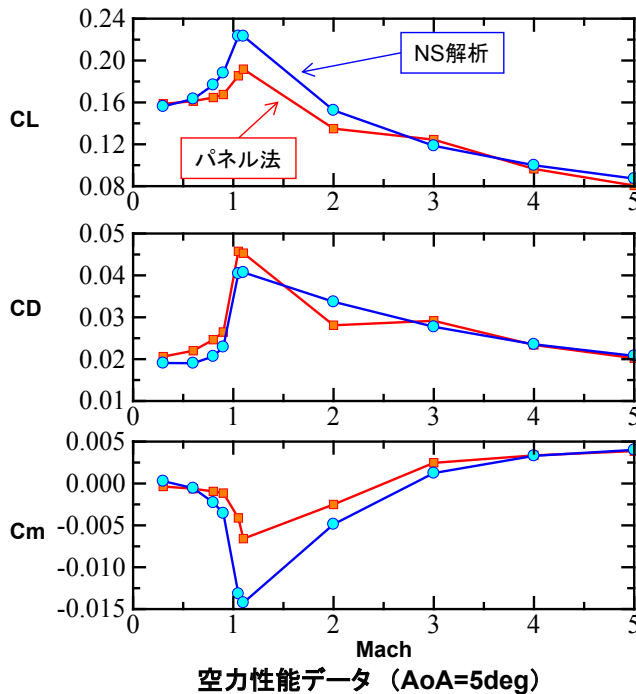
- ・重量解析
 - HASA(統計的重量推算法)
- ・空力解析
 - PANAIR(亜音速・超音速域)
 - Tangent Cone法 & Prandtl Meyer
 - 膨張流理論(極超音速域)
 - NASAモデル(ベース抵抗)
 - van Driestの手法(表面摩擦抵抗)
- ・ミッション(軌道)解析
 - Direct Collocation法
- ・最適化
 - スパースSQP
- ・コスト算出
 - TRANSCOST(統計的コスト推算法)



92

5.2.(4/11): 極超音速旅客機の成立性検討(4)

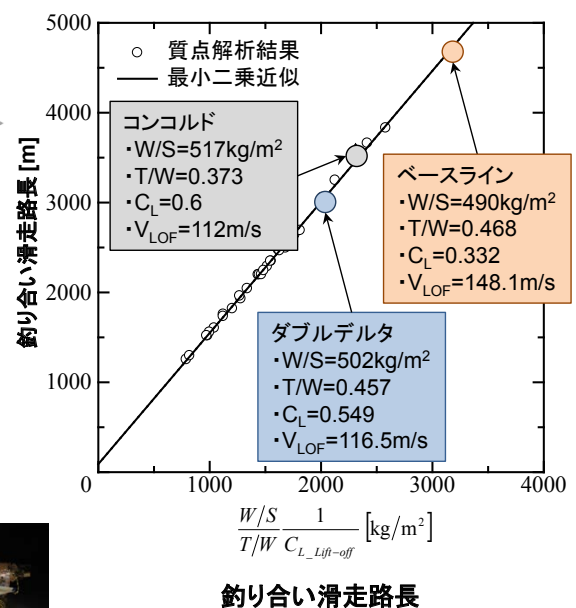
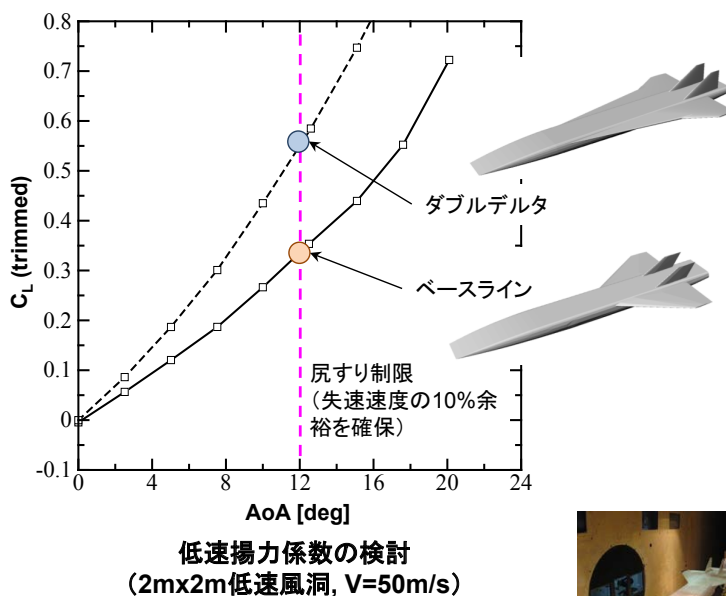
- 空力性能を推算して加速性能を評価した。その結果は下記の通り。
- 空力性能をパネル法とNS解析により推算し、全速度域で余剰推力が正であることを確認した。
- 全速度域で、エレベータで縦トリムを取れることを確認した。



93

5.2.(5/11): 極超音速旅客機の成立性検討(5)

- 低速風洞試験結果を用いて離陸性能を評価した。結果は下記の通り。
- 風洞試験による低速空力性能の検証と、質点解析による必要滑走路長の検証を実施した。
- ダブルデルタ形状では、トリム時揚力係数が向上して釣り合い滑走路長は3000m程度となった。



舵効き試験の様子

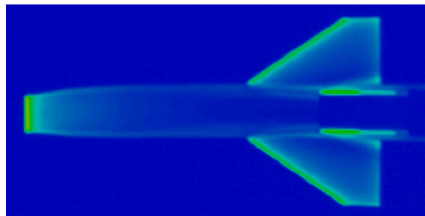
94

5.2.(6/11): 極超音速旅客機の成立性検討(6)

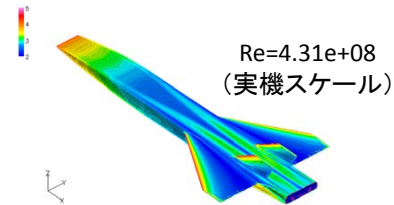
- 極超音速風洞試験とCFDによる空力加熱評価のための準備を整えた。
- マッハ5巡航飛行時の空力加熱率について、極超音速風洞で実験データを取得した。
- 現在、風洞試験条件に合わせたCFD解析を実施し、その妥当性を確認しており、確認後にCFD解析で実機レイノルズ数における空力加熱率分布を推算し、TPS設計に反映する予定としている。



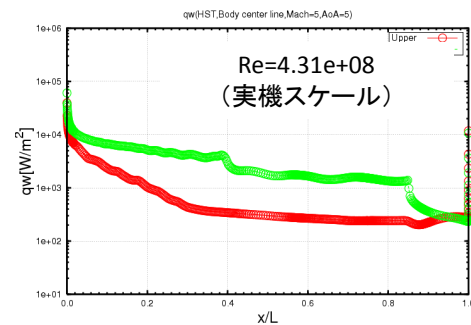
空力加熱計測模型



機体表面温度分布 (Mach 5, 迎角 0deg)



空力加熱率 (CFD, Mach 5, $\alpha=0\text{deg}$)



胴体中心軸の空力加熱率 (CFD, Mach 5, $\alpha=0\text{deg}$)

95

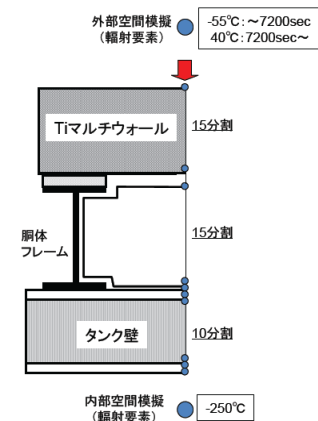
5.2.(7/11): 極超音速旅客機の成立性検討(7)

- 機体重量評価はJAXAインハウスと機体メーカーで独立に重量推算を行い、相互比較によって検証した。
- 胴体構造重量、熱防護材重量に差異が見られるものの、離陸重量はJAXA推算と機体メーカーの推算とでほぼ同等であることを確認した。

重量推算結果

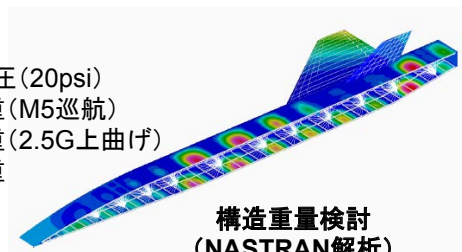
重量内訳	JAXA 推算	メーカー 推算	備考
胴体	52	66.2	NASTRAN解析により構造重量を検討した。胴体にはインテグラルタンク重量が含まれる。
主翼	17	17.5	
尾翼	4	3.1	
降着装置	19	19	JAXA推算値に準拠。
熱防護材	11	25.3	1次元熱伝導解析により主構造の最大許容温度を基に断熱材厚さを検討し、重量を推算した。
エンジン	38	38	JAXA推算値に準拠した。
ペイロード	13	10	FAA標準重量を適用した。
その他	40	25	APU, 航法機器, 油圧, 電装品, 空調など
乾燥重量	194	204.1	
燃料(前部)	61	173	インテグラルタンクを想定した。
燃料(後部)	121		
離陸重量	376	377.1	

評価空力加熱率
 ✓前縁: 40kW/m²
 ✓一般部: 5kW/m²



熱防護材検討
(1次元熱伝導解析)

荷重条件
 ✓タンク内圧 (20psi)
 ✓飛行荷重 (M5巡航)
 ✓突風荷重 (2.5G上曲げ)
 ✓着陸荷重

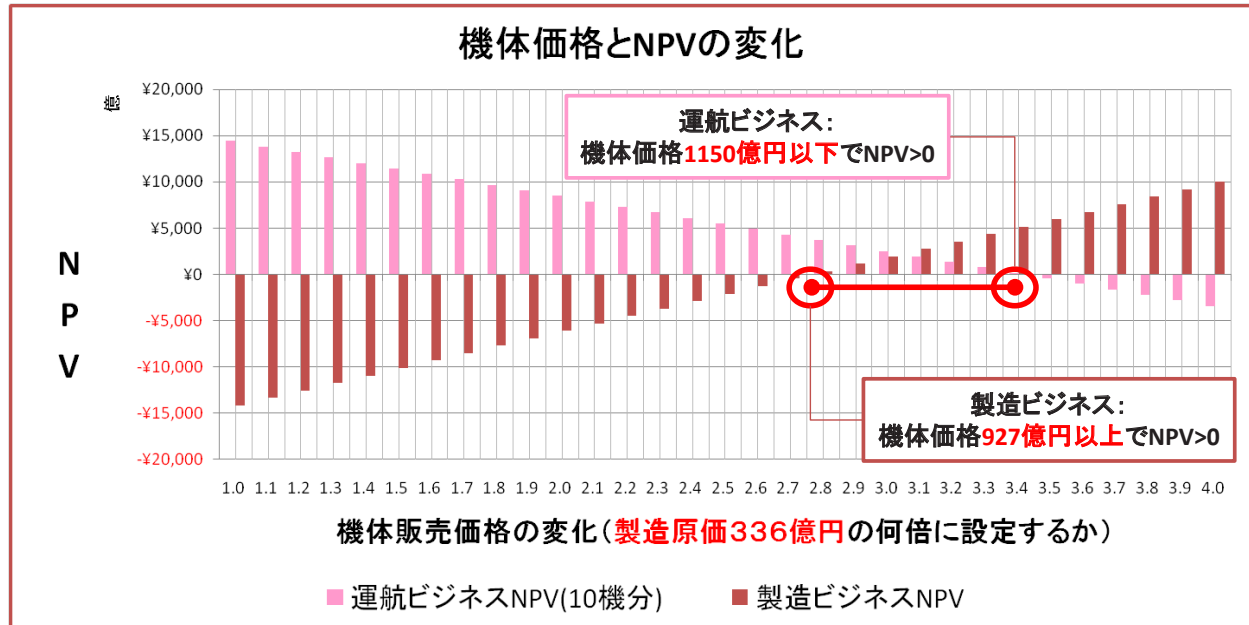


構造重量検討
(NASTRAN解析)

96

5.2.(8/11): 極超音速旅客機の成立性検討(8)

- 極超音速旅客機の商業的成立性の検討結果は以下の通り。
- 水素価格が200円/kg程度となれば、商業的に成立するビジネスモデルを構築できる。
- 機体価格が高ければ「製造ビジネス」に有利、安ければ「運航ビジネス」に有利であり、両者のビジネスが両立する領域は、機体価格で927～1150億円の範囲となった。

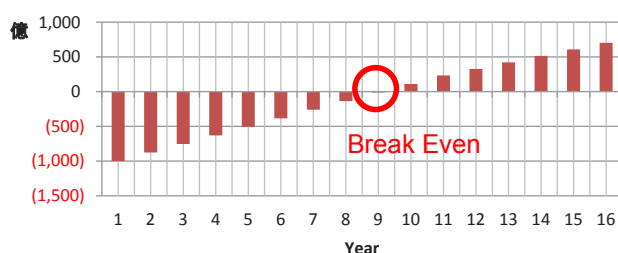


97

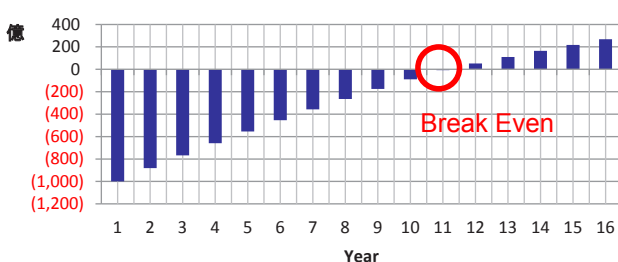
5.2.(9/11): 極超音速旅客機の成立性検討(9)

- 前項の結果を基にビジネスモデルを設定し、運航シミュレーションを実施した結果、機体価格を1000億円としてもビジネスが成立する結果を得た。
- 燃料費として水素価格を200円/kgとした結果、チケット価格(東京-ロス間片道)は約70万円で、現行の旅客機のファーストクラスに対しては価格競争が可能な結果となった。

HST運航ビジネスFCF



HST運航ビジネスNPV

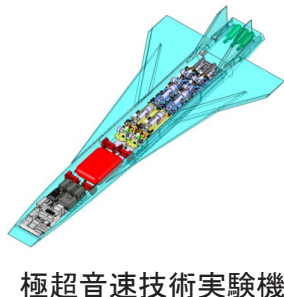


項目	結果
NPV	¥26,820,172,360
IRR	3.70%
BEP(FCF)	9年
BEP(NPV)	11年
営業利益率	14.89%
純利益率	3.02%
チケット価格	¥713,854 [固定]
Maximum Exposure	¥100,000,000,000
売上高／年	¥77,385,342,870
営業利益／年	¥11,525,482,360
純利益／年	¥2,336,184,715
総売上高(15年)	¥1,160,525,482,360

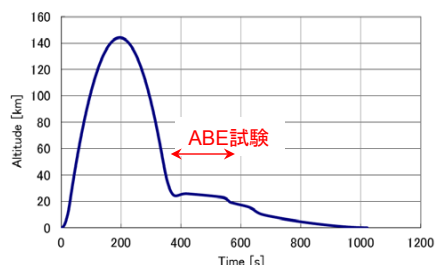
98

5.2.(10/11): 極超音速技術実験機の成立性検討(1)

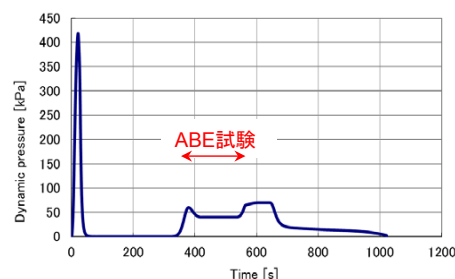
- 5.1.(9/14)項に示す実験機のミッションに対して飛行軌道の検討を行った。
- 最高高度140kmの弾道軌道から、マッハ5前後の一定動圧軌道に実験機を投入する。
- 打上げ時の高動圧に対応するため、実験機をフェアリング内に搭載する。
- エンジン推力無しでもマッハ6～4、動圧50kPa前後で200秒程度の飛行実験を実施可能(ABE試験)。
- 大気圏再突入時に、迎角45deg程度に制御するためのガスジェット装置が必要となる。



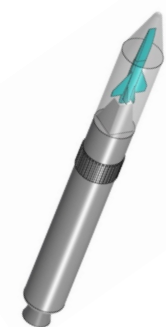
極超音速技術実験機



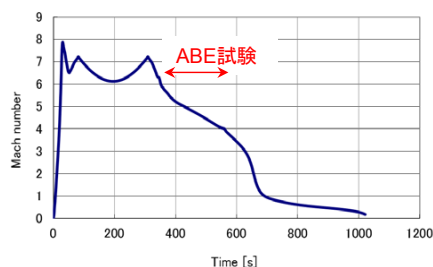
高度履歴



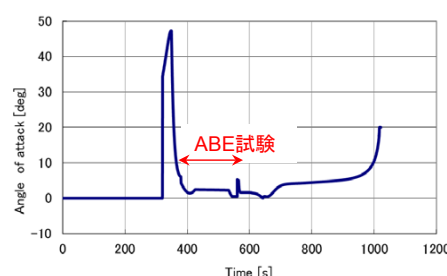
動圧履歴



イプシロンロケット



マッハ数履歴



迎角履歴

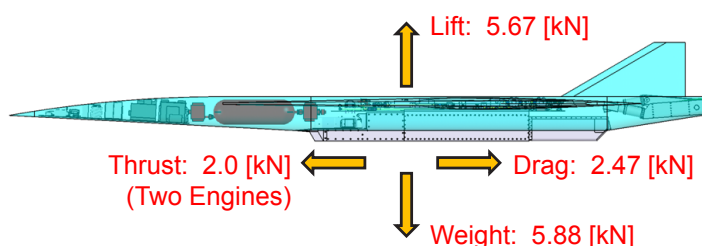
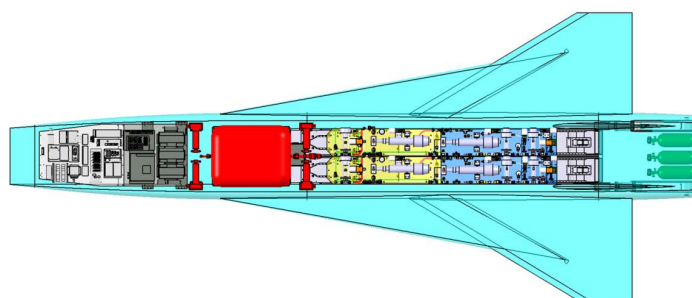
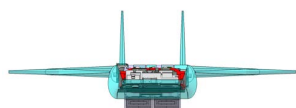
99

5.2.(11/11): 極超音速技術実験機の成立性検討(2)

- 気球利用型実験機(BOV)用に製作したエンジン、搭載機器類からの類推により、搭載品重量を推算。
- 機体構造重量については、打上げ時と巡航時の荷重を想定した構造解析を実施した。
- マッハ5巡航時の推力は、エンジン単体の推力を推算した。(外部ノズル推力はCFDで解析中)
- 風洞試験とCFDにより空力性能を評価し、機体形状の検討を実施した。

重量配分

機体構造	170 kg
エンジン	300 kg
燃料タンク・燃料	40 kg
燃料供給系	30 kg
駆動機構	20 kg
計測・制御機器	40 kg
合計	600 kg



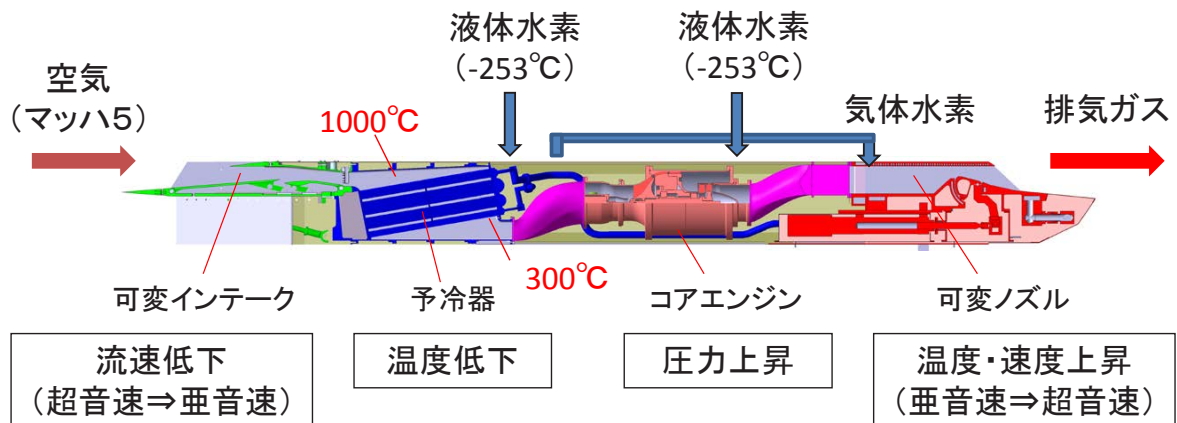
マッハ5巡航時の力 (外部ノズル推力を除く)

100

5.3.(1/2): 極超音ターボジェットエンジンの優位性

○我が国独自の技術である極超音速ターボジェットエンジンの技術的優位性は以下の通り。

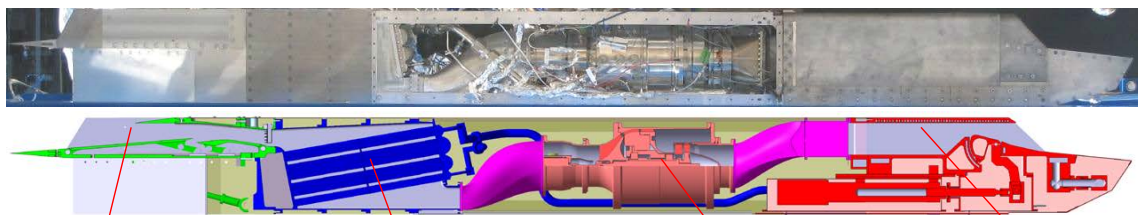
- ①極低温の液体水素で空気を予冷却することでマッハ0～5の連続作動を実現できる。（世界で初めて地上燃焼実験に成功。）
- ②空気を酸化剤として使用するため、比推力がロケットエンジンの5倍以上となり、大陸間輸送のような長時間・遠距離の飛行を実現することが可能となる。
- ③燃料として液体水素を使用するため、二酸化炭素を排出しない、地球環境に優しいジェットエンジンを実現できる。



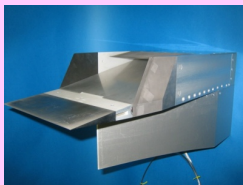
101

5.3.(2/2): 極超音速ターボジェットエンジンの技術課題

○主なエンジン要素における技術課題は以下の通り。

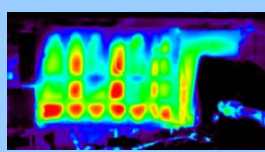


可変インテーク



マッハ5気流中で始動させる**可変ランプ機構制御則**の構築。

予冷器



高温空気(1000°C)と液体水素(-253°C)の**熱応力に耐える構造**の実環境実証。

コアエンジン



超臨界液体水素による**精密流量制御方式**の実運用実証。

可変ノズル



2000°Cの高温燃焼に耐える**炭素繊維複合材カウル**の実環境実証。

102

6.ティルトウイングVTOL技術の研究計画定義

内容

6.1 研究計画

- ① 計画概要、技術目標
- ② 体制と設計検討チームの活動内容
- ③ 研究開発活動

6.2 技術目標達成の見通し

- ① VTOL機の技術課題と成立性のポイント
- ② QTWの優位性

6.3 QTWによる利便性の拡大

103

6.1.(1/12): 各フェーズにおける計画の概要

○ティルトウイングVTOL技術の研究に関する活動は以下の通り。

活動の概要

○安全性に優れ、経済性・利便性の観点から他のVTOL概念やターボプロップ機と競合が可能なVTOL旅客機概念選定とその実現を目指して、実現の鍵となる安全性、経済性技術に重点化した要素技術研究と実機概念に対するシステム検討を推進しJAXA第4期中期計画以降における技術開発プロジェクトを提案する。

研究開発の目的

○航空輸送の利便性・適時適所性を革新するVTOL機実現のための鍵となる、安全性および経済性要素技術を開発し、システム実証により技術を獲得する。

フェーズ1の活動（2013～14）

○飛行シミュレータ環境を整えコックピット様式の検討準備を整えるとともに、OEI発生時における安全性確保の最適な手段を示す。さらに、低抵抗機体概念を示し、経済的に優位で安全性技術の実現性の見通しを得たVTOLの概念を選定する。

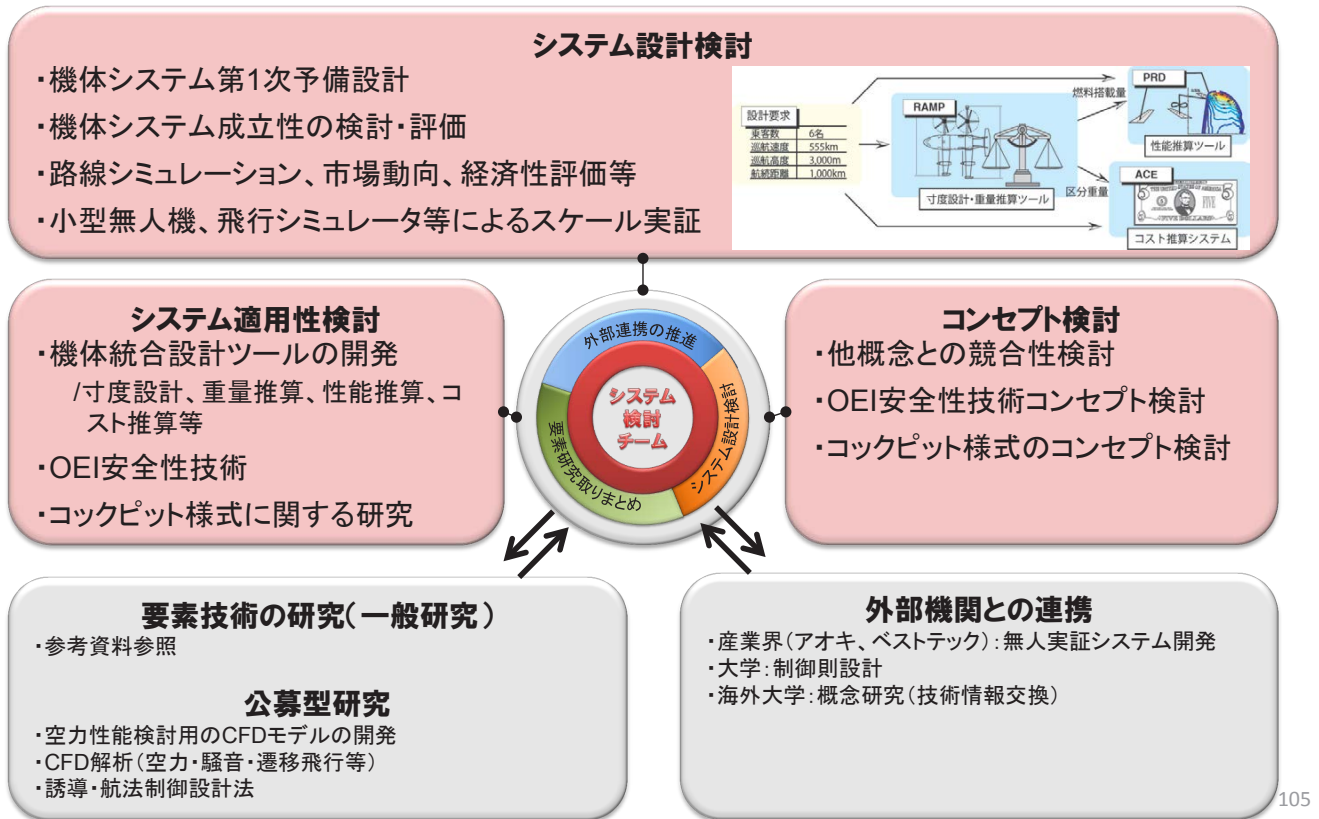
フェーズ2の活動（2015～17）

○統合設計・解析ツールを開発し、スケール実験により安全性確保技術および低抵抗機体概念を実証する。飛行シミュレータを用いたパイロット評価により最適化された安全運航を可能とするコックピット様式を提示する。大学との連携で設計技術を充実させる一方、産業界と共同で技術実証等活動を推進する。

104

6.1.(2/12): フェーズ2におけるシステム検討チームの活動内容

○フェーズ2の活動はシステム検討チームを中心として、図中の赤枠の活動の実施と白枠の活動の取りまとめを行う。



105

6.1.(3/12): 最優先の検討対象とするVTOL概念の選択

○VTOL機実現のための最も重要な技術課題(安全性および経済性)を抽出した。

○JAXA研究にて技術蓄積があり、他のVTOL概念に対して優位性を実現しうる形態を選択した。

○評価「◎」はTilt Rotor技術に対し優位性あり、「○」はTilt Rotorと同等または対抗可であることを意味。

○技術成立性検討およびTilt Rotorとの優位性・劣位性の比較は6.2.(11/16)項に示す。

VTOLの課題	内容	QTW概念検討	スカイフロンティア技術課題
(1)任務能力	<ul style="list-style-type: none"> VTOL&巡航は可能か? 操縦は可能か? 	可能 ○"VTOLできる固定翼" ◎SSTOLに優位性	✓第2中期, 無人機にて実証済
(2)安全性	<ul style="list-style-type: none"> 民間用規準を満足するか? 安全に運用できるか? 	実現しうる ○OEI対処法複数あり ◎ロータなく, 機構シンプル	<div style="border: 2px solid red; padding: 5px;"> <input type="checkbox"/>故障安全技術(一発故障対処法最適化) <input type="checkbox"/>コックピット様式(操縦入力, 警報システム等)の構築 </div>
(3)経済性	<ul style="list-style-type: none"> ヘリ, 固定翼と競合し得るか? 	競合見込みあり ◎固定翼の1.5~2倍	<input type="checkbox"/> 巡航形態の抵抗低減設計法 <input type="checkbox"/> 機構・構造, 推進(概念検討)
(4)環境適合	<ul style="list-style-type: none"> 既存空域で運航が可能か? 騒音等の基準を満たすか? 	実現しうる ○ビジネス/特殊用途 ○ヘリより騒音小 ○吹下許容可	<input type="checkbox"/> 騒音被害推算(概念検討) <input type="checkbox"/> 運航方式(概念検討)



AW609
VTOL機
(Tilt Rotor)



完全遷移実証
(2011)
(JAXA、UAV研究)



スカイフロンティア
QTW VTOL機

106

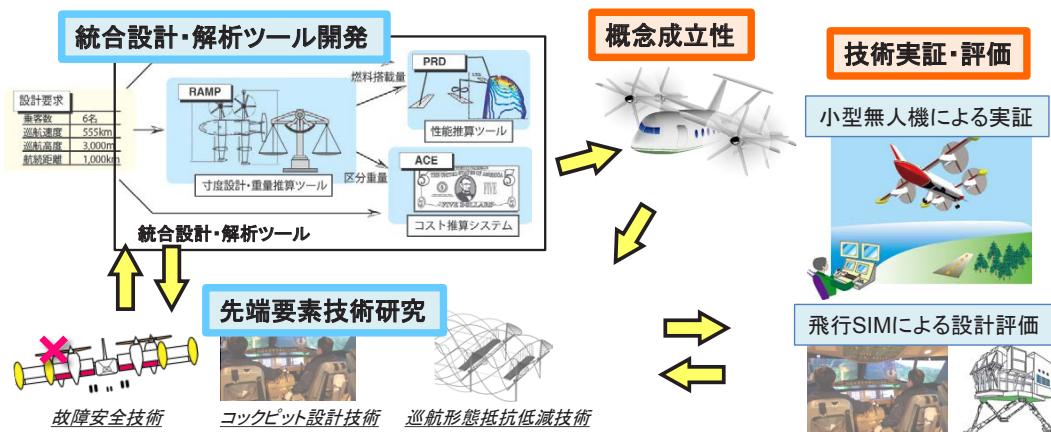
6.1.(4/12): 活動目標の設定

○フェーズ1(技術研究、設計／基盤技術の構築)における活動目標は以下の通り。

- 統合設計・解析ツールVer.1を開発。第1次予備設計を行い既存機との競合性を示す。
- OEI発生時の安全性確保手段(機体装備および運用法)の比較評価および最適手段概念を示す。
- 飛行SIM環境を構築, コックピット様式第1次概念を提示する。
- 機体形状設計パラメータ変更による空力性能への影響を把握, 抵抗低減設計概念を示す。

○フェーズ2(技術実証・評価、プロジェクト構想立案)における活動目標は以下の通り。

- 要素研究課題の各技術目標を達成し、開発された技術をスケール実験システム(無人機/飛行シミュレータ)へ統合し、システム技術として実証・評価する。
- 小型VTOLコミュタ機の概念設計を進め、成立性を示す。
- 鍵技術の候補を定め、その技術実証プロジェクト構想を作成する。



107

6.1.(5/12): 技術目標の設定

○エンジン故障時の安全性を確保するための技術課題を重点課題に設定した。

○ヘリ等の他のVTOL概念、ターボプロップ機等と比べて、安全性に問題が無く、経済性、利便性の観点で競合が可能になるよう、システム課題と要素研究課題について技術目標を設定した。

分類	課題	技術目標
システム課題	(1)システム概念検討と技術実証/評価	<ul style="list-style-type: none"> ・運航費低減:ヘリコプタの半分以下(ターボプロップ固定翼機の2倍程度) ・ミッション解析を可能とする統合設計・解析ツール開発
重点課題	(2)エンジン1発故障時の対処技術	<ul style="list-style-type: none"> ・民間機用の耐空性規準を満足 ・1発動機不作動時でも危険な飛行状態に陥らない
要素研究課題	(3)コックピット様式	<ul style="list-style-type: none"> ・VTOLの安全飛行を可能とするコックピット様式 ・パイロット・レイティング3 (Satisfactory)以下(離着陸・遷移飛行フェーズの通常運用) ・パイロット・レイティング6 (Adequate)以下(非通常時の運用)
	(4)巡航形態抵抗低減	<ul style="list-style-type: none"> ・巡航形態の最大揚抗比12以上



QTWイメージ



エンジン一発故障(OEI)



コックピット様式と飛行SIM



108

6.1.(6/12): 研究開発の推進体制(外部連携)

○各課題に対する連携計画は以下の通り。

○さらに、スカイフロンティアプログラム内での連携課題(案)として、エンジンの故障に対する信頼性そのものを向上させる案として、電動航空機技術で技術開発が進められるハイブリッド電源／電動モータシステムを推進系としてQTWへの適用検討を行う。

分類	課題	連携の形態	連携の相手先の候補
システム課題	システム概念検討と技術実証/評価	・共同研究 ・共同研究	(株)アオキ, ベストテック(株) (無人機システム技術) アーヘン工科大 (技術情報交換)
重点課題	エンジン1発故障時の対処技術	・社内連携	JAXA航空
要素研究課題	コックピット様式	・共同研究 ・公募型研究 ・社内連携	防衛大(誘導・制御技術) 名古屋大(誘導・制御技術) JAXA航空
	巡航形態抵抗低減	・公募型研究 ・社内連携	大学(CFD解析等) JAXA航空

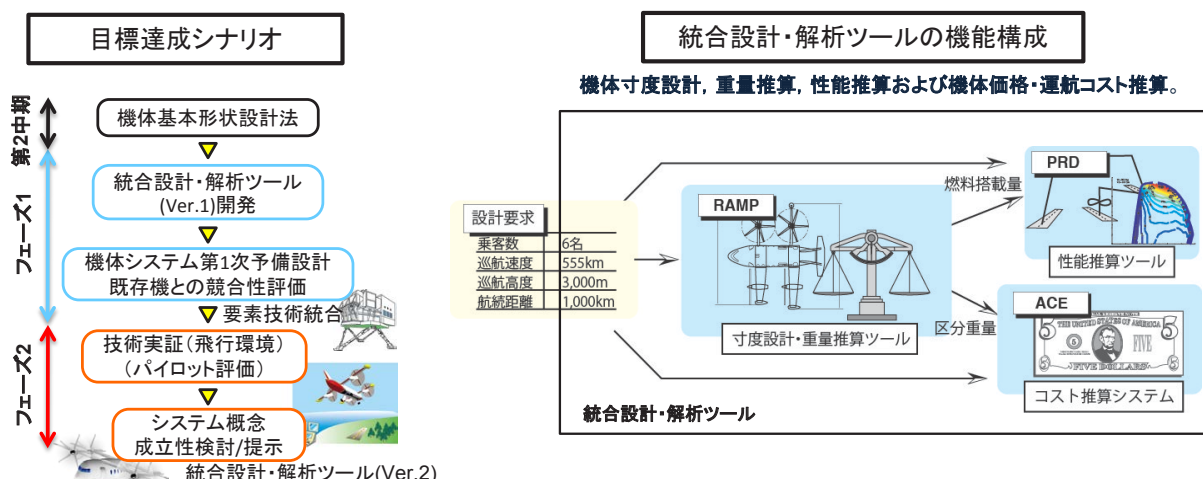
109

6.1.(7/12): 計画の詳細(1)システム概念検討と技術実証／評価

○技術目標が設定された課題(1) (6.1.(5/11)項)に対する研究計画は以下の通り。

○技術背景として、VTOL機は、既存の固定翼機およびヘリコプタと競合・共存しつつ普及していく機体概念であると考えられ、社会動向や市場変化を見極めながら、要求仕様設定と機体概念設計を繰り返し実施する必要がある。そのために開発した要素技術はそのシステム適用性が実証・評価されることが重要である。

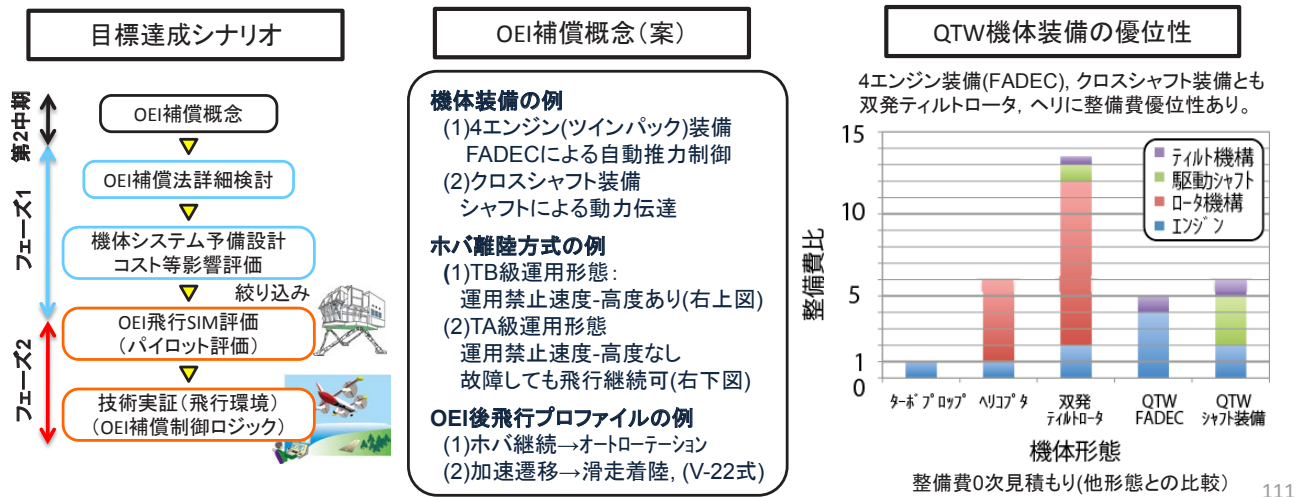
○アプローチとして、機体の概念設計に利用可能な、機体寸度設計、重量推算、性能推算および機体価格・運航コスト推算を行う統合設計・解析ツールを開発し、これらを用いて概念設計を行う。さらに、鍵技術の候補となる要素技術についてはそのシステム適用性をスケール実験(小型無人機/飛行SIM)で実証することでシステム技術として獲得する。



110

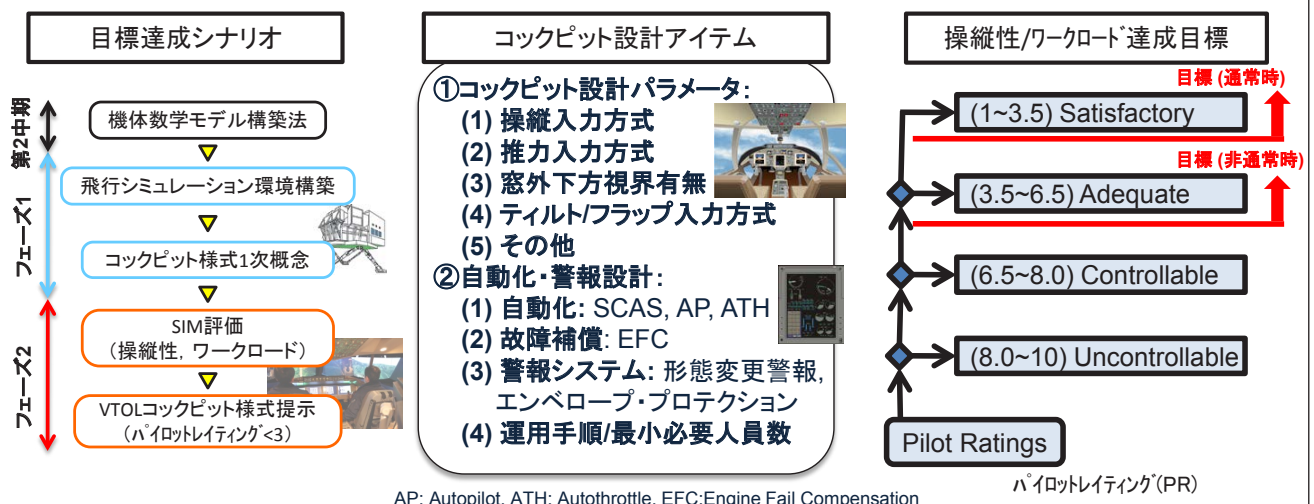
6.1.(8/12): 計画の詳細(2)エンジン1発故障時の対処技術

- 技術目標が設定された課題(2)(6.1.(5/11)項)に対する研究計画は以下の通り。
- 技術背景として、民間機の安全基準(FAR part23 固定翼機)では、1発動機不作動時でも(横・方向運動にて)危険な飛行状態に陥らないことが要求されている。これはVTOL機の安全性に関する最重要課題になっている。QTW形態の飛行機モードでは、在来機と同様にエンジン2発でも通常飛行が可能であるため上記の要求は満足しており、残った飛行領域である低速/ホバ時の非対称状態の回避装備と飛行プロファイル設定が重要な技術課題となる。
- アプローチとして、ホバ時のエンジン故障発生後の安全性を確保する手段は複数存在し、他形態に優位性あるため、その技術を選定するためには各手段の得失や経済性をシステム・レベル(=コスト等評価、飛行SIM/実験)で評価し候補手段を絞ることが不可欠である。



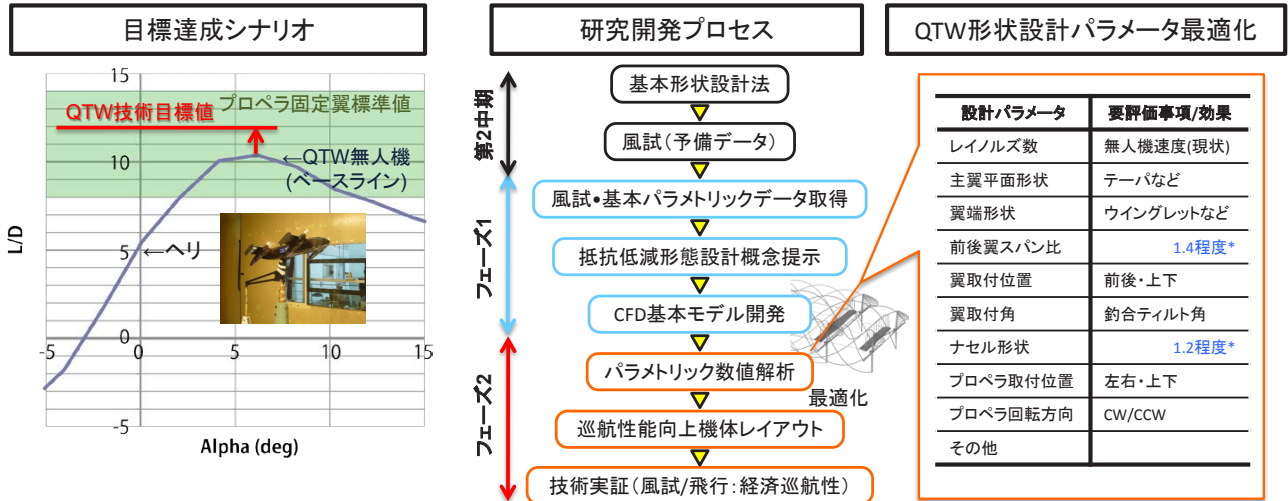
6.1.(9/12): 計画の詳細(3)コックピット様式

- 技術目標が設定された課題(3)(6.1.(5/11)項)に対する研究計画は以下の通り。
- 技術背景として、安全な飛行範囲の確保および操縦系設計法はこれまでのJAXAの研究で実証済みであるが、VTOL機の運用では機体システムの操作や操縦の複雑性が増大するため、コックピットワークロードを低減し、安全性が向上する手法を構築することが重要な課題になっている。
- アプローチとして、コックピット設計におけるアイテムの選別の適切化と自動制御や警報システムなどの適用によりワークロードを低減するコックピット様式を作る。そして、飛行SIM環境を構築し、コックピット様式を提示するとともに、パイロットによる評価を行い、設計アイテムを選別する。



6.1.(10/12): 計画の詳細(4)巡航形態抵抗低減

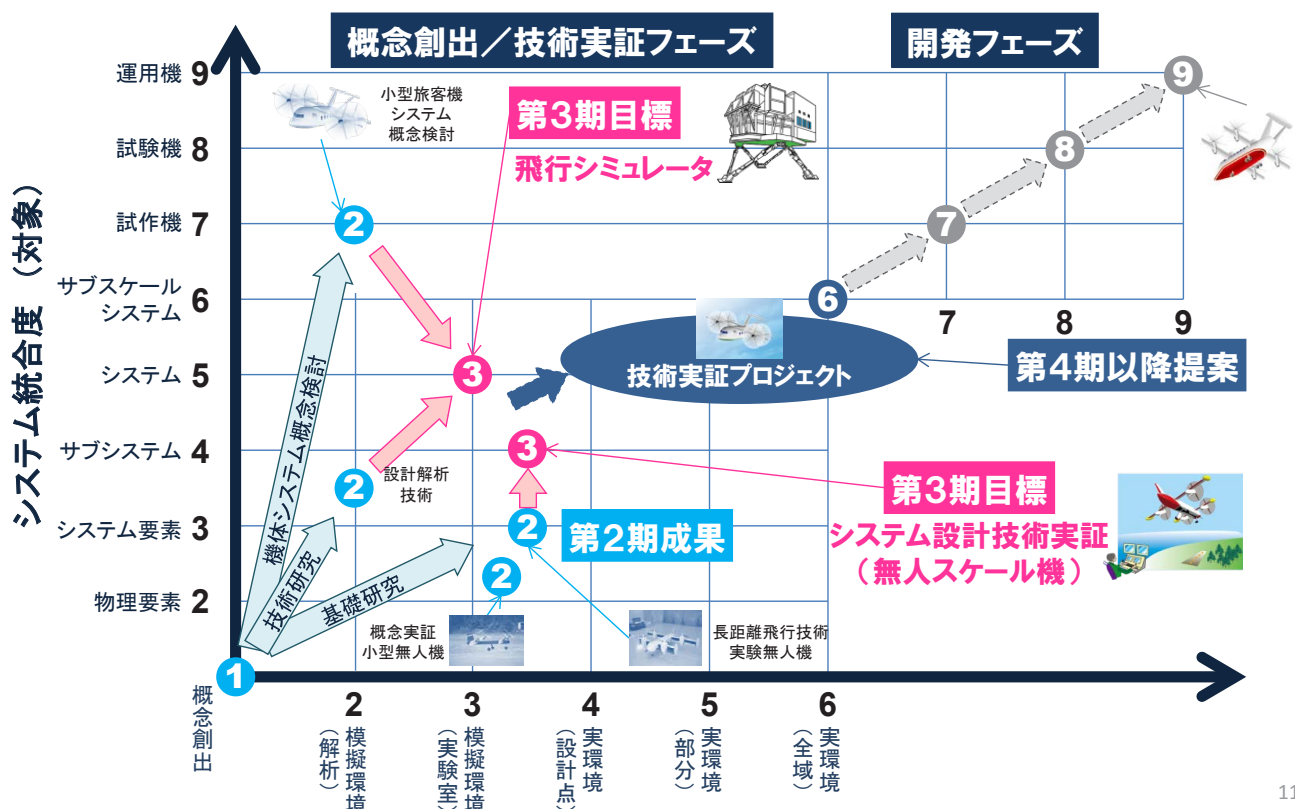
- 技術目標が設定された課題(4) (6.1.(5/11)項)に対する研究計画は以下の通り。
- 技術背景として、競合する航空機概念の最大揚抗比のトレンドは、プロペラ固定翼機で9～14、ヘリコプタで5、NASAの大型ティルトロータの目標値が12程度である。これまでJAXAではQTW無人機のベースライン形状で最大揚抗比10.4を達成しており、タンデム翼前後面積比の影響などの予備データも取得しているところ。
- アプローチとして、風洞試験により形状設計のためのパラメトリックデータを取得し、それを用いた解析により抵抗低減形態設計概念を示す。一方、タンデム翼配置(前後主翼/前後プロペラ)の相互干渉を含んだCFD解析をベースとする空力モデルを開発し、パラメトリック解析(右下表に例)により、巡航性能を最大化するよう機体レイアウトの最適化を図る。その結果を風洞試験/飛行実験により検証・確認する。



113

6.1.(11/12): 計画の詳細(5)技術成熟度達成シナリオ

- 第3期では旅客機実現のための安全性と経済性に関する技術開発に重点化し、スケール無人機によるシステム設計技術実証および、飛行シミュレータによる操縦・飛行技術実証を行う



114

6.1.(12/12): 研究開発活動のアウトプット一覧

○システム設計チーム活動

- 地上研究およびスケール実験(飛行SIM, 無人機)によって成立性を検証された、小型VTOL概念
- VTOL旅客機の性能・コストを評価し得る、システム設計・解析ツール
- 機体寸度設計
- 重量・慣性パラメータ推算
- 機体価格・運航コスト推算
- 飛行シミュレーション
- 機体形態設計CFD解析

○鍵技術の研究開発活動

- 民間機の安全規準を満足するシステム装備・運用法技術概念の実証
- 次段階の詳細設計評価に供しうるスケール実験環境

○要素技術の研究開発

- 実機システムの第0次設計案を制約条件を考慮し、要素技術研究を実施。
- 実機システムへの技術適用効果を評価し、小型VTOL概念設計へ反映。
- 研究結果をスケール実験にて実証し、システム設計・解析ツール機能へ組み込む。

115

6.2.(1/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(1)

○VTOL機の課題に対する優位性に関するティルトロータ機と4発ティルトウィング機(QTW)との比較を下記の表にまとめる。(詳細は次項以降を参照)

○経済性については2004年度のコスト推算結果に基づく。一般にヘリコプタ運航費は固定翼機の数倍程度となるため、QTWの方が優位。

○これは、QTWはロータ(スロッシュ・プレート)装備がないため、機構がシンプルであり整備費が軽減する。

○ロータ整備費はエンジン整備費よりも非常に高く、そのため4発形態でも優位性が保たれている。

VTOLの課題	内容	TiltRotor (AW609)	QTW 概念
(1)任務能力	<ul style="list-style-type: none"> ●VTOL&巡航は可能? ●十分な飛行範囲ある? 	可能 ○"巡航できるヘリ" ◎ホバ運動に優位性	可能 ○"VTOLできる固定翼" ◎SSTOLに優位性
(2)安全性	<ul style="list-style-type: none"> ●民間用規準満足? ●安全に運用できる? 	可能(規準は開発中) ○クロスシャフトによる ◎運用実績ある	しうる(規準は非存在) ○OEI対処法複数あり ◎ロータなく、機構シンプル
(3)経済性	<ul style="list-style-type: none"> ●ヘリ, 固定翼と競合できる? 	競合見込みあり ○"ヘリより安価"	競合見込みあり ◎固定翼の1.5~2倍
(4)環境適合	<ul style="list-style-type: none"> ●既存空域で運航可? ●騒音等基準を満たす? 	可能 ○ビジネス/特殊用途 ○ヘリより騒音小 ○吹下許容可	しうる ○ビジネス/特殊用途 ○ヘリより騒音小 ○吹下許容可

116

6.2.(2/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(2)

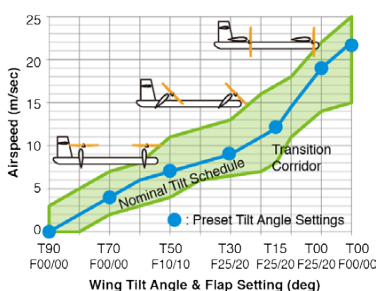
OVTOL旅客機のシステム成立性のポイントは以下の4つにまとめられる。

- 1つ目は「任務能力」で、垂直離着陸から遷移飛行を経て巡航飛行が可能かどうかのポイントの一つとなる。QTWについてはJAXAで無人機を用いた飛行実験により実証されており、飛行任務は可能であると言える。
- 2つ目は「安全性」で、民間機耐空性基準を満足できるかがポイントで、これは満足しうる見込みはあるが、主な技術課題として基準を提案することと、それに係る技術を蓄積していくことがあげられる。さらに安全に運用できるかがもう一つのポイントで、エンジン1発故障時の対応技術を絞り込み、警報・自動制御システム技術を開発することで十分な安全性を確保できる見込みである。
- 3つ目は「経済性」で、これは既存の固定翼機やヘリコプタ等と経済的に競合可能でQTWの持つ利点を示すことができるかどうかのポイントであり、巡航性能（抵抗低減、推進効率向上、重量低減）を向上させ、かつ「任務能力」の利点を示すことで十分に競争し得る概念であると言える。
- 4つ目は「環境適合性」であり、ポイントは現在の運航統合可能であるかどうかと騒音や環境基準を満たすことができるかどうかであり、そのための技術課題としてVTOLの運航方式最適化技術や騒音推算・評価技術を開発していく必要がある。

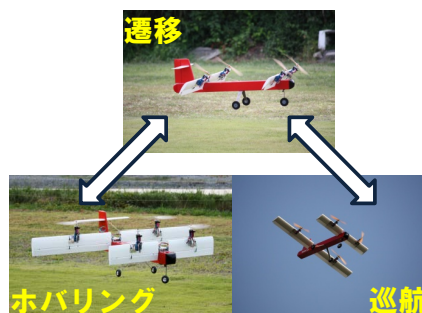
117

6.2.(3/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(3)

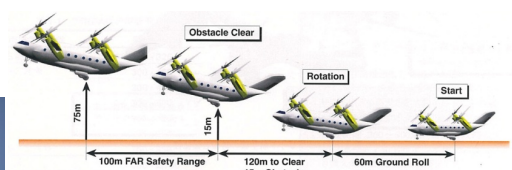
- QTWの成立性の鍵となる1つ目として、任務能力について考察する。ここでいう任務能力は、垂直離着陸～飛行形態遷移～巡航までの飛行が可能かどうかであり、それを判断する根拠は提案された機体形態において、安全な飛行包囲線の確保およびその中での操縦が可能かどうかである。
- OV-22、AW609に代表されるティルト・ロータ機はPFCS（主幹操縦システム）、Autopilotによる操縦により安全に飛行可能である。
- JAXAが提案するQTW機では、小型無人機により全飛行範囲の技術実証がなされ、風洞試験により前後翼プロペラ干渉による悪影響はないことが分かっており、PFCS、Autopilot（姿勢制御）設計技術については飛行実証がなされている。また、飛行性解析・制御設計用数学モデル技術についても獲得済みである。
- JAXAIにおける技術開発により、QTW旅客機概念は重量性能、SuperSTOL性能、巡航性能において有望な概念であると言える。
- 以上の研究結果からQTWは安全な飛行包囲線確保と全飛行範囲での操縦が可能であり、十分な任務能力を有するものと判断することができる。



QTW無人機（小型実証機）
遷移コリドー



QTW無人機飛行実証



QTWのSuperSTOL離陸

補足説明:<参考3>

118

6.2.(4/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(4)

- QTWの成立性の鍵となる2つ目として、最大の課題である安全性について考察する。まず最初に民間機耐空性基準を満足することについて考える。
- 垂直離着陸機に関する耐空性基準については民間用の安全基準が存在しないのが現状である。ティルトロータ機についてはAW609の開発に伴い、基準策定が進められており、ヘリコプタと固定翼の要求+ α の条件で策定され、AW609はその要件を満足する見込みである。
- 上記の進捗を考慮すると、QTW機のようなティルトウイング形態ではティルト・ロータ機と異なり、翼とプロペラによる高揚力特性を有するため、パワーON失速などの新規条項が必要であり、それらの違いを考慮して基準策定に向けた技術検討と技術の蓄積をJAXAの研究活動において進めているところ。

BA609 Tilt Rotor Special Class Rule (Proposed)

DRAFT

9-18-07

(q) VTOL/conversion mode means all approved configurations (gated nacelle positions) and flight modes where the design operating rotor speed is that used for hover operations.

TR.11 Abbreviations

- (a) "V_{CON}" means maximum, authorized speed for VTOL/conversion mode.
 (b) "V_{DCON}" means design speed (structural) in VTOL/conversion mode.
 (c) "V_{MIN}" means the minimum authorized speed for each specific configuration.

Subpart B – Flight

GENERAL

§ 25.21 PROOF OF COMPLIANCE

- (a) [Not applicable to BA609] FAR Part 23, 25(固定翼)とFAR Part 29(回転翼)の組み合わせ及び追加条項にて構成される。
 (b) [Reserved in § 25.21]
 (c) [Applicable to BA609]
 (d) [Not applicable to BA609]

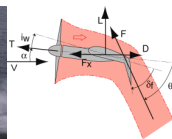
ウイング・ボーン(ティルトウイング形態とスラスト・ボーン(ティルトロータ形態)の違い

ウイング・ボーン:

高揚力= 翼基本揚力
 + 推力コアンダ効果
 + 超循環
 (失速迎角へ推力影響)
 ・固定翼機、STOL機
 ・QTWの低速高迎角域

スラスト・ボーン

揚力=推力
 ・回転翼機
 ・AW609の低速域



119

6.2.(5/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(5)

- 安全性について2つ目の課題は安全な運用が可能かどうかである。その中でまず考えるべき事項としてエンジンが故障したときでも安全に運用できるかどうかが重要である。
- 具体的な技術課題としてはエンジン一発故障(OEI)に対応可能かどうかである。これは民間機の安全基準(FAR part23 固定翼機)では、1発動機不作動時の非対称推力状態でも(横・方向運動にて)危険な飛行状態に陥らないことが要求されていることからきている。
- ティルト・ロータ機ではクロスシャフトにより左右のプロップ・ロータを連結することで対応可能であり、この技術は飛行環境下で実証されている。
- QTWき場合は対応可能な概念、装備、飛行法が複数提案されていて、それらの案は整備費等の観点からティルト・ロータ機に比べて優位性があると言える(下図参照)。

OEI補償概念(案)

機体装備の例

- (1)4エンジン(ツインパック)装備
 FADECによる自動推力制御
 (2)クロスシャフト装備
 シャフトによる動力伝達

ホバ離陸方式の例

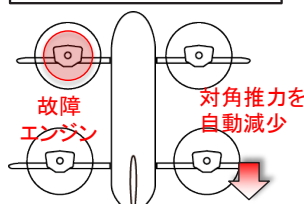
- (1)TB級運用形態:
 運用禁止速度・高度あり(右上図)
 (2)TA級運用形態
 運用禁止速度・高度なし
 故障しても飛行継続可(右下図)

OEI後飛行プロファイルの例

- (1)ホバ継続→オートローテーション
 (2)加速遷移→滑走着陸(V-22式)

機体装備の例

4エンジン(FADEC)装備

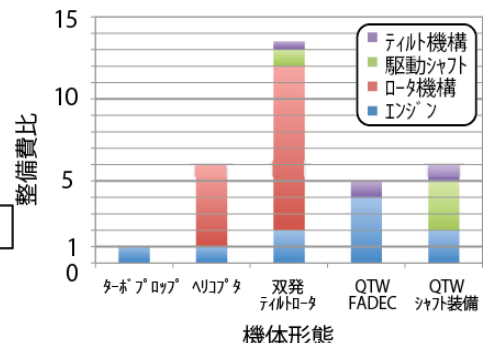


4発クロスシャフト装備例(X-19)



QTW機体装備の優位性

4エンジン装備(FADEC), クロスシャフト装備とも双発ティルトロータ、ヘリに整備費優位性あり。



整備費0次見積り(他形態との比較)

120

6.2.(6/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(6)

- 前項で述べた安全な運用が可能かどうかについて、次に考えるべき事項として事故率の増大の可能性について考察する。
- ティルト・ロータ機やティルト・ウィング機などのVTOLに共通する事項として、在来機に比較して装備の複雑さや操縦の複雑さが増大することがあげられる。
- これらの懸念事項については自動制御、警報システムなどのコックピット設計技術によりパイロットのワークロードを下げることで対応することが可能である。
- ティルト・ロータ機についての事故例を調査した結果、推進系装備故障や人的因子関連によるものが多いが(下図)、QTWでは推進系装備はプロペラのため、ティルト・ロータ機に比較して大幅に簡素化されており、故障リスクが低いのが特徴であるため、両機体概念で共通な自動制御、警報システム(エンベロープ・プロテクション)設計法が重要であると考えられる。
- 上記のような理由からQTWでは自動制御、警報システムなどの技術開発により、事故率の増大という懸念事項を克服しうるものと考えられる。

V-22開発・試験中の事故:

年	内容	死傷	原因	対策
1991	制御不能	軽傷	配線ミス	整備, 探知機能
1992	エンジン火災	死亡	滑油漏 温度昇	ナセル等再設計
2000	急降下	死亡	人的因子	警告システム他
2000	制御不能	死亡	油圧, 制御など	再設計, ソフト改良ほか

V-22運用開始後の事故例:

年	内容	死傷	原因	対策
2007	エンジン火災	なし	ナセル部油圧損傷	油圧系改良
2010	夜間着陸失敗	死亡	不明	->操縦ミス? ->エンジン?
2012	離陸墜落(訓練中)	死亡	人的因子	手順書改良, 訓練強化
2012	訓練中墜落	死亡	調査中	調査中

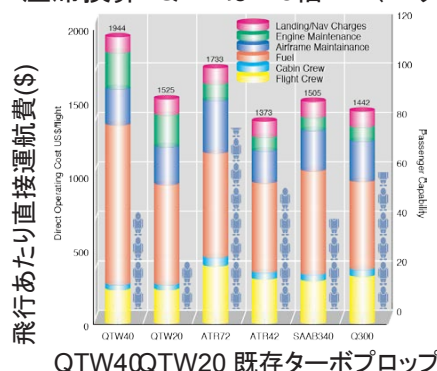
121

6.2.(7/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(7)

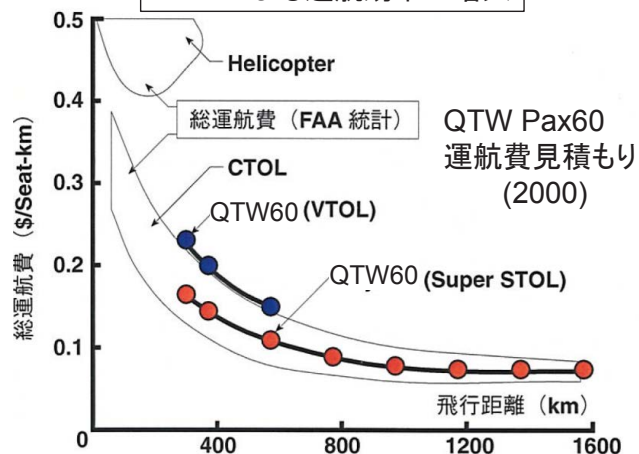
- QTWの成立性の鍵となる3つ目として、経済的成立性について考察する。これは既存の固定翼機やヘリコプタと競合しうるか、すなわち旅客機としての経済的競争力を有するかである。
- ティルト・ロータ機の場合AW609の例では運航コストはヘリコプタよりは低いとされている。
- 一方、QTW機の直接運航費試算値はターボプロップ機の1.5~2倍程度であり、ヘリはターボプロップ機の数倍程度であるから、QTW機の運航費はティルト・ロータ機よりも低いと言える。
- QTWはSuperSTOLとして運用すれば効率が增大するため、さらに運航費を低減することが可能性を秘めている。
- 経済性向上実現のための技術研究としては、巡航形態抵抗低減、推進効率向上および機体軽量化などが重要課題としてあげられる。
- 結論として、QTWは旅客機として経済的な競争力を有しうると言える。

運航費推算結果例(2004)

- ✓QTW Pax20 およびPax40の見積もり
- ✓座席換算: QTWは1.5倍~2(ヘリは数倍)



SSTOLによる運航効率の増大



122

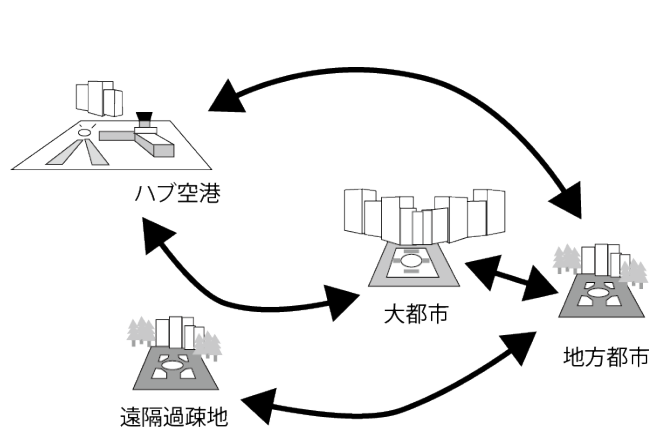
6.2.(8/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(8)

○QTWの成立性の鍵となる4つ目として、環境適合性について考察する。検討すべき課題は2つあり、そのうちの 하나가現在の運航システムに統合可能かどうかである。

○ティルト・ロータ機の場合、統合可能であると考えられ、AW609ではコンピュータ運航やオイルリグ輸送などの使用用途が考えられている。これにより、空間利用が効率化されるとともに、旅行時間の短縮などにメリットが大きいと言われている。

○QTWについても同様で、VTOL運航方式を最適化することにより、現在想定されているよりも効率の向上が見込まれることから、運航方式の最適化は重要な技術課題であると言える。

QTWによる定期／通勤運航概念



QTW用途例



123

6.2.(9/16): VTOLの技術課題と成立性のポイント(9)

○環境適合性について検討すべき課題の2つ目は、騒音や環境規準を満たすことができるかどうかである。

○VTOL機は低速飛行をティルト状態で行うため、ヘリのようなBVI騒音ないことや高角度離陸・進入法などの手法を適用することにより、地上における騒音被害面積を小さくすることができる。

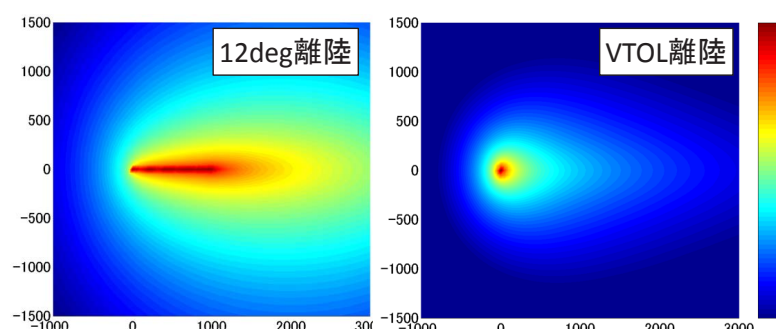
○ティルト・ロータ機の例としてV-22は機体規模が同規模のヘリコプタよりも騒音が小さく、ダウンウォッシュ特性についても問題はないとされている。

○QTW機ではホバリング時の主翼遮蔽による推力損失がないため実質推力は小さくなる、フラッピング運動がないなどのティルト・ロータ機に比べて騒音が小さくなる特徴を有する。

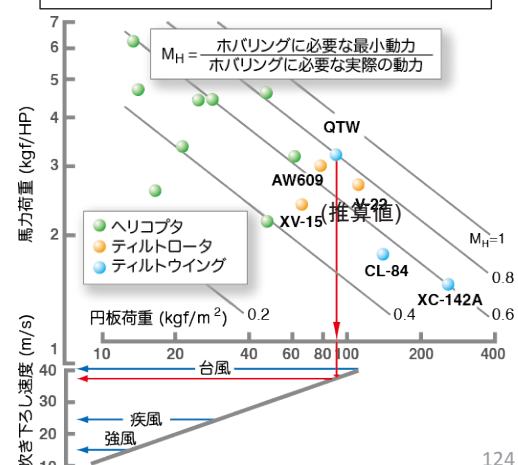
○一方、QTWに特有の課題として、前後プロペラの干渉影響を評価することが今後の技術課題としてあげられる。ダウンウォッシュ特性にはティルト・ロータ機と同様に問題はない。

QTW騒音被害面積の評価例 (2001)

✓VTOL離陸により地上被害を大幅に軽減可能



円板荷重と吹き下ろし速度の関係



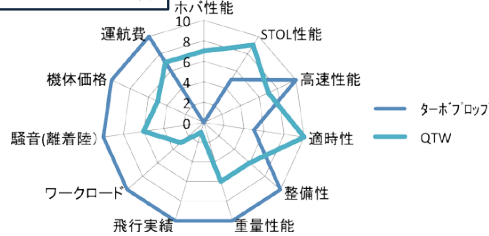
124

6.2.(10/16): QTWの優位性(1)

○既存形態および他のS/VTOL形態との競合性を比較検討した。詳細は6.2(12～14/16)項に示す通りで、その分析結果をスコア化した。

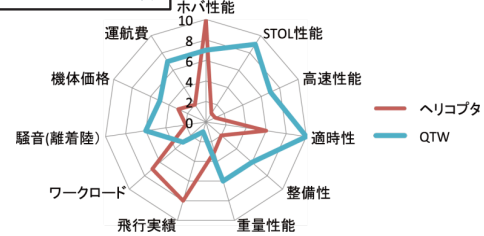
○QTWは既存の固定翼やヘリコプタにはない特徴を有し、他のS/VTOL形態に比して、競合的優位な面を多く持っている。最大の欠点はパイロットへの負荷が大きいこと。

固定翼機との比較



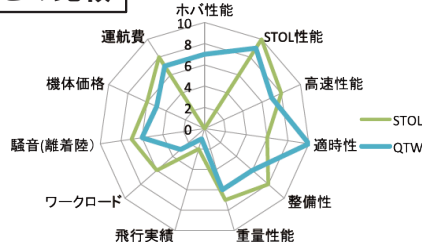
費用(運航費、機体価格)はかかるが、空間利用の自由度(ホバ、STOL能力、適時性)が大きい

ヘリコプタとの比較



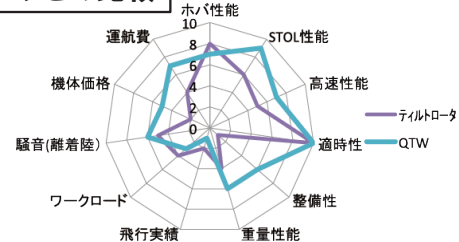
ホバ能力は劣るが、使い勝手(高速性能、適時性、運航費)がよい

STOLとの比較



費用(運航費、機体価格)はほぼ同等で、空間利用の自由度(ホバ能力、適時性)が大きい

ティルトロータとの比較



空間利用の自由度は同等で、使い勝手(STOL性、重量、整備性)が良い

125

6.2.(11/16): QTWの優位性(2)

○同タイプの競合機種であるティルトロータ機との比較結果をまとめた。ティルトウイング機は30年近い開発空白期間があるものの、下表に示すようにティルトロータ機を凌駕する技術的優位性がある。

○JAXA基礎研究(無人機)において、QTWの遷移飛行、基本形状・制御則設計技術を蓄積している。

	ホバ損失	低速運動性	Disk荷重	STOL能力	巡航性能	整備性	安全性	騒音	商用機開発計画
ティルトロータ		◎	◎				○	○	◎
ティルトウイング	◎			◎	◎	◎	◎	○	
備考	翼による吹下遮蔽なし	ロータによる力付与	吹下速度小	翼-プロペラ高揚力	推進/主翼設計	ロータ除去	一発故障対処 対角推力減機構類簡素	両者ヘリよりBVI騒音小	AW609

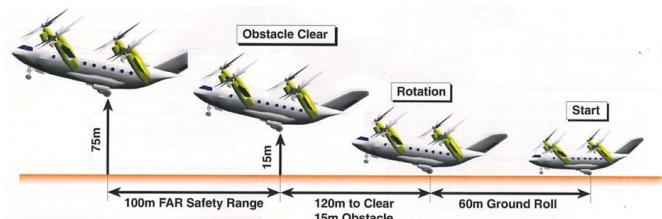
ホバ時の推力損失

ティルトロータ機では吹き下ろしを主翼がブロックするため、推力が10～15%損失する



STOL/SuperSTOL能力

ティルトウイング機では翼ティルトさせて離陸滑走することで、高揚力による短距離離陸が可能となり、搭載重量(50～100%増)、航続距離ともに増大することが可能。



126

6.2.(12/16): QTWの優位性(3)

○固定翼機およびヘリコプタ(既存形態機)に対して優位な点は以下のようにまとめることができる。

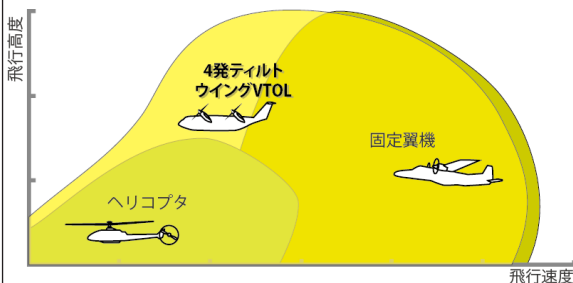
- 垂直離着陸能力を有するため、滑走路を必要とせず、狭小スペースからの運用が可能である。
- ヘリコプタにはない、固定翼無人機と同等な航続性能と高速飛行能力を有する。
- 速度ゼロの空中停止から、高速飛行までの幅広い速度領域での飛行が可能である(左下図)。
- ヘリコプタでは必須なロータ・ハブ(スオッシュプレート)やテール・ロータが不要で機構がシンプルであるとともに、推進系にプロペラを用いているため、安全性・整備性・軽量化の面で有利である(右下図)。

○一方、劣位な点は以下のようにまとめることができる。

- 固定翼機に比べれば巡航性能は若干劣ること。
- ヘリコプタに比べればホバリング付近での運動性能は劣ること。

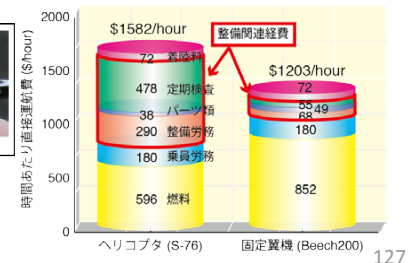
飛行範囲概念図

✓ QTWは固定翼とヘリコプタの飛行領域をカバーしている



ヘリコプタのロータ・ハブと整備費

✓ ヘリ整備費コストが大きい(プロペラ機の6倍程度)のはロータ・ハブがあるためであり、QTWはロータが不要であるため、整備費を大幅に抑えることができる。



6.2.(13/16): QTWの優位性(4)

○STOL機に対して優位な点は以下の通りまとめることができる。

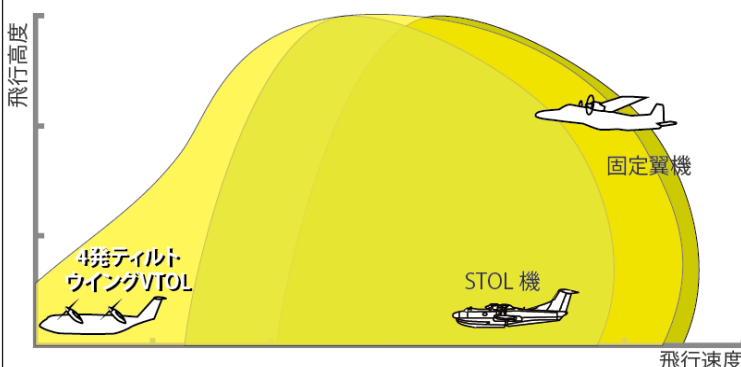
- STOLは極低速飛行までが飛行速度の下限となるが、QTWでは速度ゼロでのホバリングが可能であるため、飛行可能な速度範囲が広く滑走路が不要である(左下図)。
- 垂直離着陸だけでなく、主翼による高揚力効果を用いた超短距離離陸も可能で、その場合には離陸重量を大幅に増大することができる(右下図)。
- BLC (Boundary Layer Control) などの付加推進装備を要する揚力増大機構が不要である。

○一方、劣位な点は以下のようにまとめることができる。

- ティルト機構のような可動部分があること。
- VTOL運用では離陸重量がSTOL運用に比して制限されること。

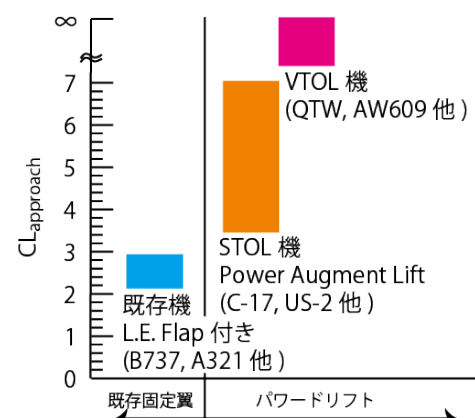
飛行範囲概念図

✓ QTWはSTOLよりも飛行領域が大きい



各形態の最大CL比較

✓ STOLは最大7程度VTOLは ∞ (V=0のため)



6.2.(14/16): QTWの優位性(5)

○ティルトロータ機に対して優位な点は以下の通りまとめることができる。

- 翼端形状設計に自由度（ティルトロータは翼端にナセル）があり、巡航性能の大幅な改善が可能。
- ティルトロータは吹き降ろしが主翼に遮られるため10～15%の損失があるが、QTWではほぼない。
- 推力とモーメントを同時に制御するためのロータ機構が不要である。
- 超短距離離陸（SuperSTOL）運用により離陸重量を大幅に増大することが可能。

○一方、劣位な点は以下のようにまとめることができる。

- ティルトロータに比較して円板荷重が大きく、ホバ一時の吹き降ろし速度が大きくなる。
- オート・ローテーションできない。
- ホバ時に主翼下面が風に正対することによる「バン・ドア（Barn Door）効果」の懸念がある。

ティルトロータvsティルトウイング形態比較

吹き下ろしを主翼がブロック



ロータは翼端配置（制約）

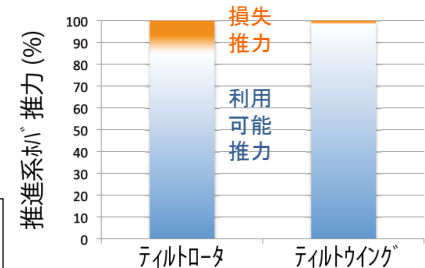
ホバ時吹き下ろし損失ない



翼端形状（アスペクト比、ウイングレットなど）自由に決められ、巡航性能増大可能

ホバ時推力損失比較

ティルトロータの
推力損失は10～15%



129

6.2.(15/16): QTWの優位性(6)

○推進系を4発にすることの利点は以下のようにまとめられる。

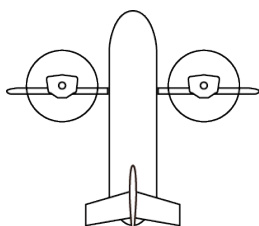
- 双発機よりもプロペラ直径を小さくできるため、機体の大型化に対応した設計が可能になること。
- ホバ時のピッチ制御にテイル・ロータが不要であり、推進装備は全飛行範囲で利用されるものだけで構成されるため、巡航時に不要となる「デッド・ウェイト」がないこと。
- 一発故障時にクロスシャフトを用いずに非対称推力状態を回避することが可能なこと。

○一方、欠点は以下のようにまとめることができる。

- 推進システムの整備費は双発より増大すること。
- タンデム主翼は一枚翼に比べて抵抗低減設計が難しいこと。

テイル・ロータの除去

- ✓ 一枚翼形態はテイル・ロータによりホバピッチ制御されるが、巡航中は停止するためデッド・ウェイトになる



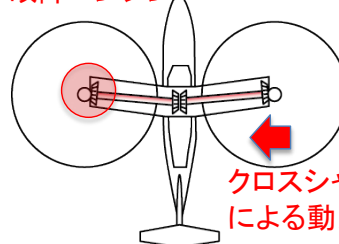
テイル・ロータ

双発ティルトウイング形態（概念）

一発故障時の非対称推力回避法

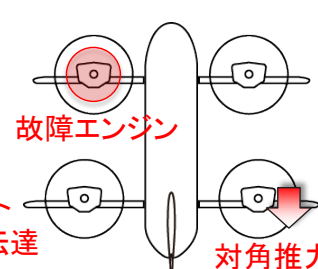
- ✓ 対角推力を減少させてピッチ&ロール運動抑制（右図）
- ✓ 自動検知機能を付加することでクロスシャフトが不要に

故障エンジン



クロスシャフト
による動力伝達

双発ティルトロータ



対角推力を
自動減少

QTW

130

6.2.(16/16): QTWの優位性(7)

〇QTW機に対するSWOT分析結果は以下の通り。

SWOT	内容	考察
強み Strong Point	<ul style="list-style-type: none"> 滑走路を必要としない垂直離着陸能力 固定翼機並みの巡航効率 ロータ機構(スロッシュプレート)の排除 	<ul style="list-style-type: none"> 航空利便性向上のための大きな技術革新。 世界にはない先端技術獲得すれば国内産業基盤の強化にも有益。
弱み Weak Point	<ul style="list-style-type: none"> ホバ運動性はヘリが大 長距離性能は固定翼が大 	<ul style="list-style-type: none"> 本技術は固定翼, ヘリを全て置き換えるものではない。各機の特長を生かし共生する技術。
機会 Opportunity	<ul style="list-style-type: none"> 社会的ニーズの高まり -過密する空港・空域 -航空用途拡大への要求(離島運航, 災害・救難など) 	<ul style="list-style-type: none"> 世界初のVTOL, AW609(ティルトロータ)の完成(2016予定)により, 市場創生。社会的認知が広がり, VTOL需要拡大の可能性大。
脅威 Threat	<ul style="list-style-type: none"> 耐空性基準の整備(ティルトウイング形態に対する基準がない) 	<ul style="list-style-type: none"> ティルトロータ基準は2016に完成予定。類似項目は利用可。 研究開発プロジェクトにて基準制定に必要なデータを蓄積することで対応。

131

6.3.(1/3): QTWによる利便性の拡大(1)

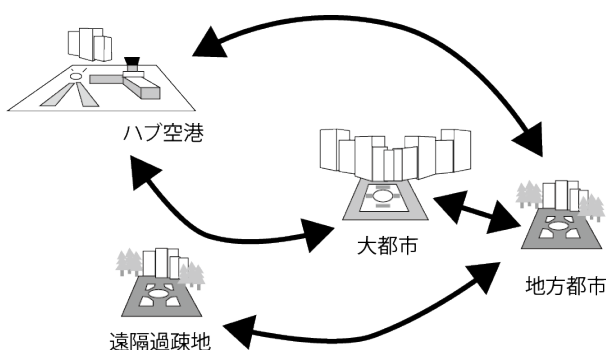
〇QTWを利用した新しい輸送形態により、航空輸送の利便性、適時適所性を拡大できる(左図)。

- ① 定期運航: 地方都市ーハブ空港間運航、地方都市間運航
- ② コミュータ運航: 離島路線、遠隔過疎地間運航
- ③ 特殊任務: 災害任務、未開発地への輸送、オイルリグ飛行、産業用途など

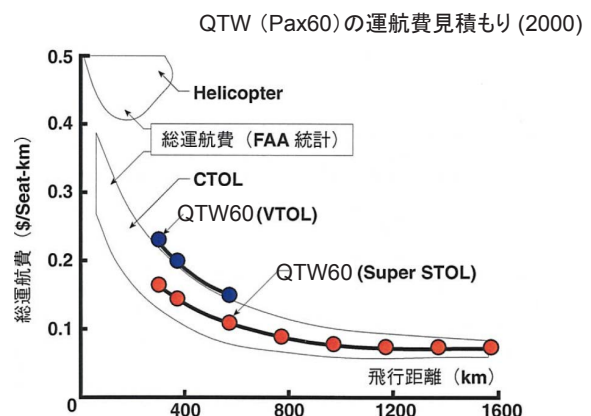
〇STOL運航により輸送効率・性能をさらに拡大できる(右図)

- 離陸時は翼をティルトし短距離滑走(STOL、SuperSTOL運航)。着陸時はVTOL。
- 上記の場合、搭載重量が50~100%増大(VTOL比)し、航続距離も増大可能で、運航効率が増大する。
- 地方都市(STOL)からハブ空港スポット(VTOL)間などの運航へ適用。

QTWによる定期／通勤運航の概念の例



SSTOLによる運航効率の増大

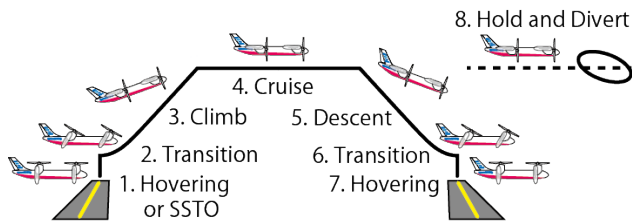


132

6.3.(2/3): QTWによる利便性の拡大(2)

飛行プロファイルの例

- ✓IFR運航方式にもとづく代替燃料の搭載
- ✓VTOL運航およびSSTO運用の2通り



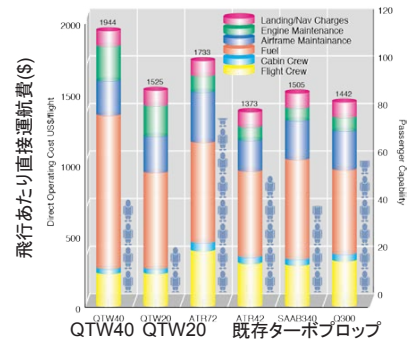
○用途例



ハブ空港からの離発着

運航費推算結果例(2004)

- ✓QTW Pax20 およびPax40の見積もり
 - ✓既存ターボプロップ機と競争可*
- *座席換算の場合、QTWは1.5倍～(ヘリは数倍)



都心バーティポートからの離発着

133

6.3.(3/3): QTWによる利便性の拡大(3)

○用途例(続き)



離島路線の運航



未開発地の物資輸送



漁場からの鮮魚輸送



災害時の救難活動

134

7. エミッションフリー航空機技術の研究計画定義

内容

7.1 研究計画

- ① 計画概要、技術目標
- ② 体制と設計検討チームの活動内容
- ③ 研究開発活動

7.2 技術目標達成の見通し

- ① 技術成立性検討
- ② 技術の進展予測

135

7.1.(1/14): 各フェーズにおける計画の概要

○エミッションフリー航空機技術の研究に関する活動は以下の通り。

活動の概要

○2050年にCO₂排出を半減('05年比)することが求められるなか、究極の環境性能(CO₂の排出ゼロ、超低燃費)実現の鍵となる電動化推進システム技術の研究開発と機体システムへの適用性検討を推進し、その技術的実現性を示すとともに、国内の他分野(電気技術、自動車電動化関連技術分野)との技術交流を活性化させることで、我が国の航空産業の競争力強化に寄与する。

研究開発の目的

○旅客機用電動化推進システム実現に必要な鍵技術を獲得し、旅客機の飛躍的環境性能向上のためのブレークスルーをになうこと

フェーズ1の活動 (2013～14)

○電動航空機の成立性実証と大型化のための鍵技術の創出を活動目標とする。具体的にはFEATHER事業により世界トップレベル性能の電動推進システムの航空機への適用性と電動化特有の新機能を飛行実証するとともに、電動航空機の大型化の鍵となる推進システムの要素技術を創出する。

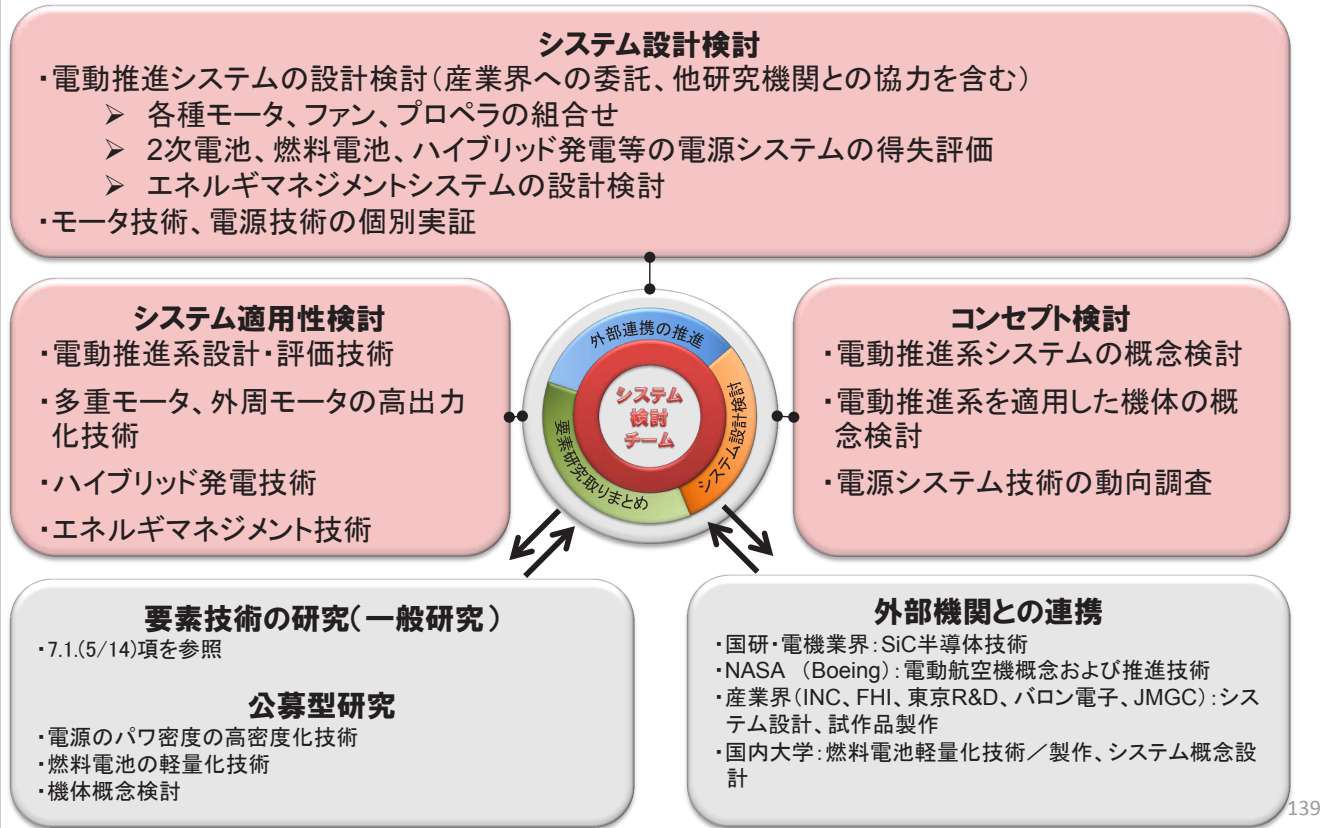
フェーズ2の活動 (2015～17)

○電動機の大型化に有望な推進システムと電動推進システムの利点を活かす航空機概念の提案を活動目標とする。具体的には要素技術の研究成果に基づき、電動推進システムの高出力密度化を目指す。また、電動推進システムの利点となる、分散配置を可能する特徴と高信頼性、低騒音性を活かした機体概念検討を行い、次々期以降の技術実証を含む技術開発計画を策定する。

136

7.1.(4/14): フェーズ2におけるシステム検討チームの活動内容

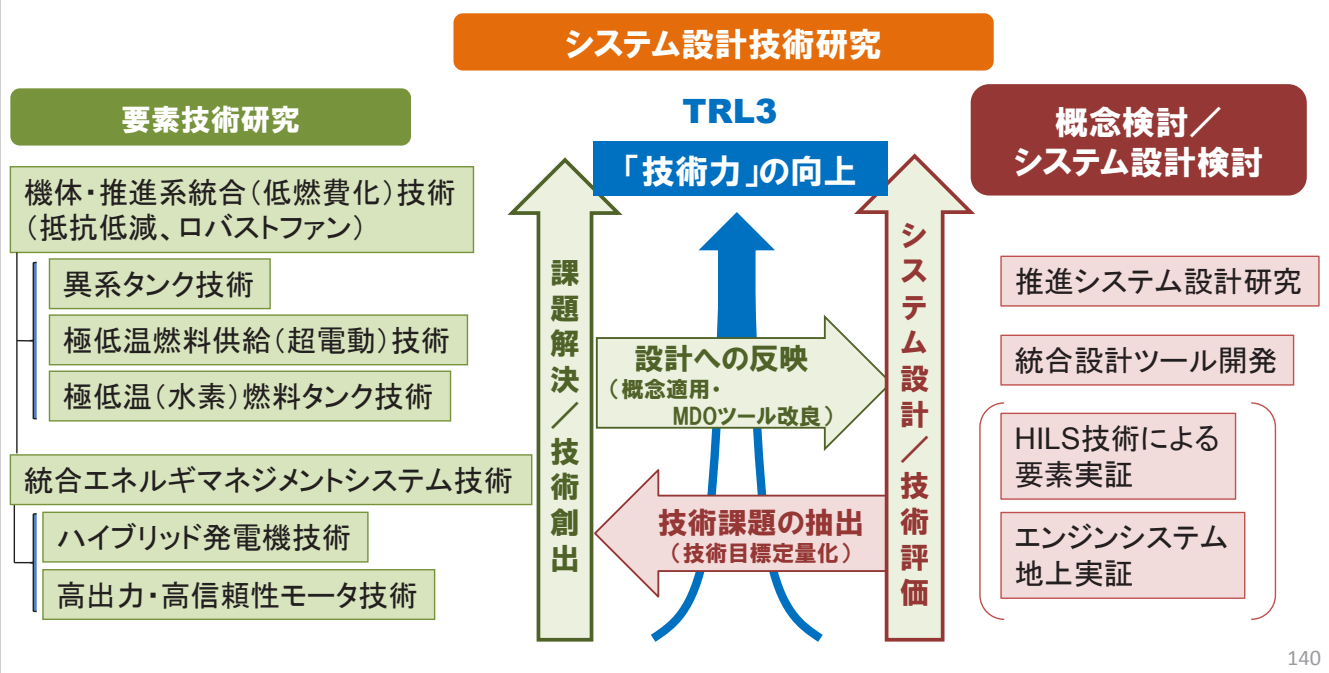
○フェーズ2の活動はシステム検討チームを中心として、図中の赤枠の活動の実施と白枠の活動の取りまとめを行う



139

7.1.(5/14): 活動目標の設定

- 推進系要素(ファン/プロペラ、モータ、発電機)の性能評価ツールを組み込んだ推進システム設計/評価ツールを構築すること。
- 電動化推進システムのシステム成立性を示すとともに、システム成立要求を満足する技術ソリューションを概念レベルで提示すること。
- 鍵技術となるモータ技術を創出し、推進システム技術実証プロジェクト構想を策定すること。



140

7.1.(6/14): 技術目標の設定

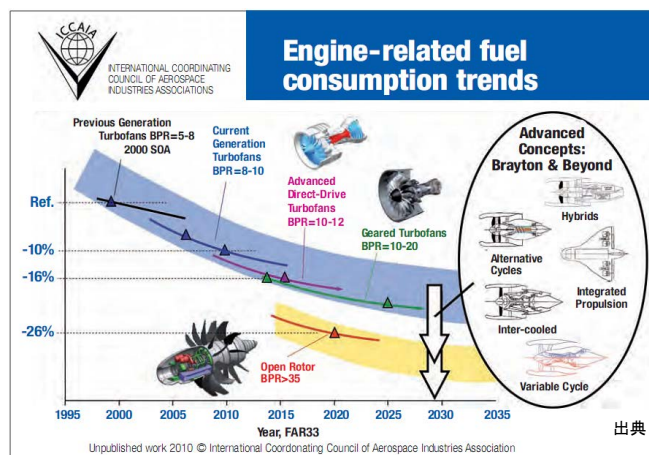
- 航空機の超低燃費化の実現の鍵となる推進技術の課題は大別して経済性と環境適合性に係るもの。
- 経済性については低抵抗化、軽量化および推進系低燃費化が課題であり、機体・推進系統合設計や高効率エネルギー変換技術等により課題を解決することが重要である。
- 環境適合性についてはCO₂排出低減、騒音低減およびCO₂以外の排気清浄化が重要な課題であり、ハイブリッド発電機システム技術やコア分離型電動化推進技術等により課題を解決することが重要である。
- 電動航空機の大型化と燃費削減を重点的な技術開発の方向として定め、そのための課題と技術目標を設定した。

課題	FEATHER目標	スカイフロンティア目標	
	(電動推進システム)	(電動推進システム)	TRA目標 (電動航空機)
推進システム 高出力化	モータ出力密度1.6kW/kg	モータ出力密度 2kW/kg技術 (2kV級の電源システム)	推進系の分散配置機体概念の成立性を示すこと
エネルギーマネジメントによる低燃費化	電力マネジメント技術を飛行試験により実証	燃料・負荷マネジメント技術により飛行プロファイル全域にわたる出力性能が適正化されることを実証	燃料消費率を現行のガスタービンエンジンに対して70%以上削減

141

7.1.(7/14): 先進要素技術(ソリューション)の準備状況(1)

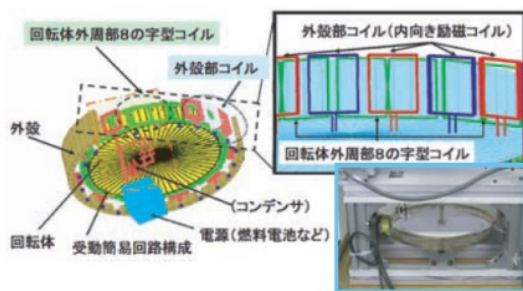
- エンジンのバイパス比を格段に大きくして低燃費化するための有望な推進系のコンセプトとしてコア分離型推進系のコンセプトがある。
- 現状のターボファンエンジンでは、①機体への統合の観点から幾何学的な制約があること、②エンジンの推進効率の観点からコアエンジンの小型化に制約があること、③ファン径を大きくするには回転数の調整など機構的な制約があることから、バイパス比を大きくするには限界がある。
- 上記の限界は、本質的にエンジンのコアとファンが一体化していることによる。
- 従って、コアとファンを分離して、一つのコアエンジンで複数のファンを駆動できればバイパス比を格段に大きくすることができる。
- コアエンジンとファンを分離するにはファンの駆動力として電気を利用することが有望で、電動推進システム技術が期待される技術となる。
- オープンロータの先の技術として有望視されている(下図)



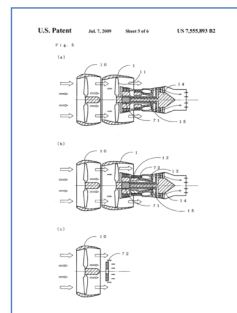
142

7.1.(8/14): 先進要素技術(ソリューション)の準備状況(2)

- 前項で示したコア分離型推進系のコンセプトを電動推進技術で実現するための技術課題と課題に対する適用技術の状況は以下の通りである。
- 技術課題は2つある。1つ目はモータに関するもので、従来までのモータ技術では大型化すると出力密度が小さくなってしまふことが挙げられる。これに対するJAXAの適用技術として軽量大口径モータ技術がある。これは外周駆動型のモータで鉄心が不要なため従来のモータのような大型化に伴う重量増がなく、大型化に向いているモータで、不使用エネルギーを回収できる機能も有している。
- 2つ目は電源に関するもので、ガスタービン発電では発電効率が不足する一方、Li-ion電池等の2次電池ではパワ密度が不足することが課題となっている。これに対するJAXAの適用技術として、燃料電池ーガスタービン(FC-GT)ハイブリッド発電機構がある。これはコア分離型推進系は従来のエンジンに比べて重くなることが想定されるが、そのための軽量化技術として有効な、高エネルギー密度燃料である水素燃料を導入できるシステムである。そのシステムのための要素技術として、JAXAでは水素燃料ターボジェット技術、水素燃料管理供給システム技術および極低温複合材燃料タンク技術の研究開発を進めている。



JAXA軽量大口径モータ(US特許)





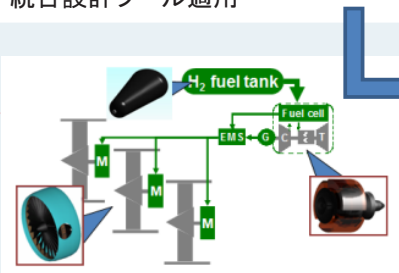
FC-GTハイブリッド発電機構(US特許)



143

7.1.(9/14): 研究開発スケジュール

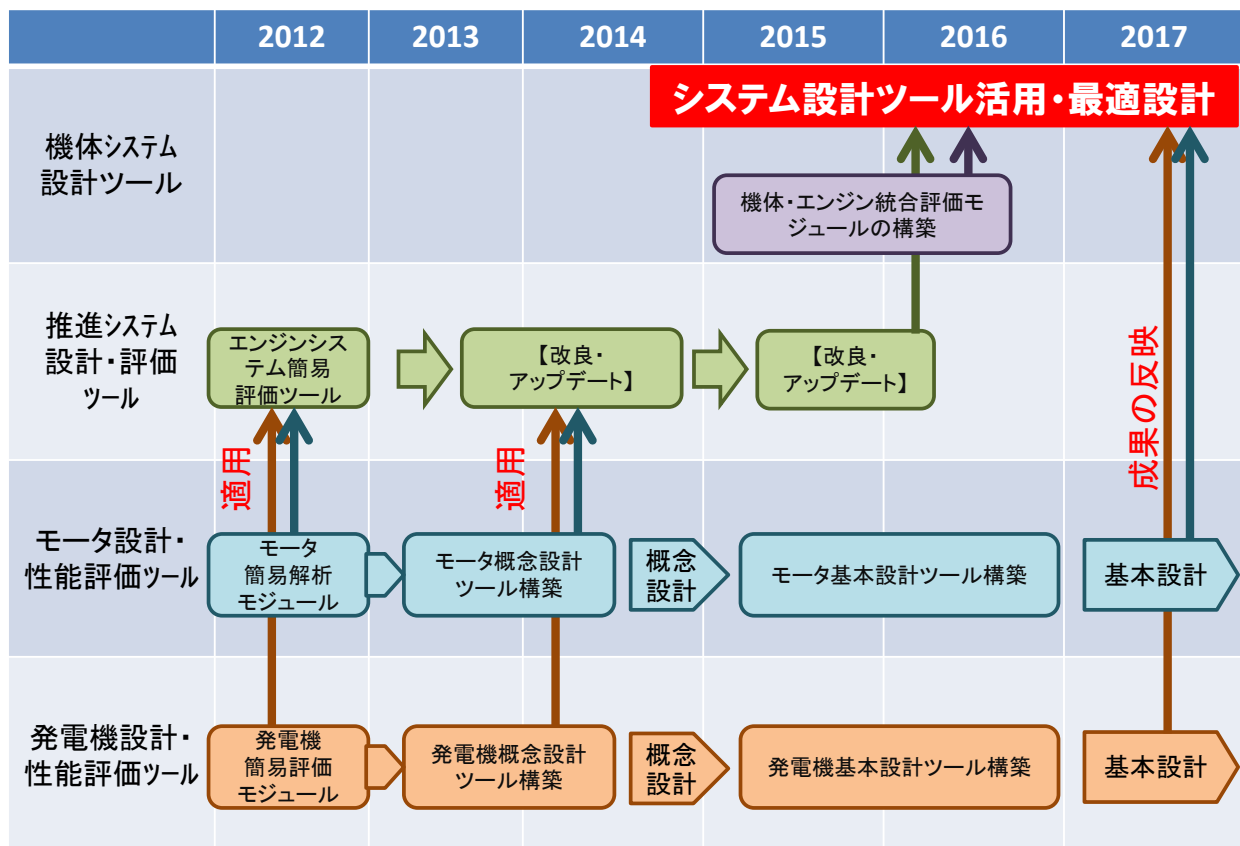
- スケジュールと主なマイルストーンは下記の通り。

FY	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018～
中期計画	第2期	第3期					第4期～
技術目標 マイルストン		・モータ高電圧評価(2kV級電源) ・発電システム燃料／ 負荷分配機能確認			フェーズ アップ判断 ・2kW/kg級モータ技術 ・発電システム効率50%向上 (ターボジェット比)		プロジェクト 提案
要素 技術 研究	モータ 要素試験	高電圧(kV)電源用 モータの試作	実証モータ の設計指針	2kV級の モータ設計	モータ開発 予備試験	モータ試験 評価	
	エンジンと 燃料電池の 単体評価	ジェットエンジン抽気による複合発電 供試体の試作	燃料分配 技術実証	燃料電池・ ガスタービン、 補機類設計・導入	複合発電システム製作	複合発電システム評価	
システム 検討		・推進システム検討・評価 ・機体搭載可能性検討			・推進システム成立性検討 ・統合設計ツール適用		
事業による実証	航空機用電動推進システム技術の飛行実証 (FEATHER)				…技術 実証プロジェクトへ		
	 電動推進システム 開発・試験	 機体換装・ 地上試験		飛行試験			

144

7.1.(10/14): 設計・評価ツールの開発スケジュール

○前項のスケジュールにおけるシステム検討に必要な設計・評価ツールの開発計画は以下の通り。



145

7.1.(11/14): 計画の詳細(1)システム設計チーム活動

○システム設計チームによる活動目標と活動内容は以下の通り。

活動目標①: 電動推進システムの設計・評価ツールを構築し、多様な推進システム概念の中から技術的成立性の見通しが得られた概念についてその性能仕様を設定する。

- 電動推進システムの概念検討として、多発モータ／外周モータ、2次電池／ハイブリッド電源等の様々な要素技術の組合せにより、要素技術の方式を幅広く検討し、それら各方式の得失を明確にする。
- 電動推進システム設計・評価技術の研究開発では、要素技術の性能評価をメーカーへの委託研究として実施する。設計・評価技術の検証とシステムの評価は地上試験とFEATHERにより獲得する飛行実証データにより行う。それらの結果に基づき、電動航空機の性能仕様を定め、重量と推進系の出力の制約条件下で燃費が最小になるよう最適化設計を行う。

活動目標②: 電動推進システムを適用した機体の概念検討を行い、低燃費化、大型化、高信頼化、低騒音化等の様々な技術の方向性に対して最適なシステムを提案し、その性能を評価する。

- 機体の概念検討として、電動推進系の利点である低燃費、高信頼性、低騒音性等を活かした機体システム構想を複数案検討し、研究開発構想(技術ロードマップ)を作成する。
- 複数の機体概念を検討するにあたり、公募型研究等を利用して多方面からのアイデアを得るように努める。
- 国際共同研究等を推進し、研究開発の大きなフレームワークを構築する。

146

7.1.(11/14): 計画の詳細(2) 鍵技術の研究開発

○鍵技術の研究開発における活動目標と活動内容は以下の通り。

活動目標③: 電動ファンの高出力密度化(2kW/kg級)設計技術を獲得する。

- 活動目標達成のための鍵となる課題は軽量モータの高出力化であり、そのための研究開発を実施する。
- 高速スイッチング時の損失を激減させて高出力化するために、既存のファンシステムにSiC半導体技術を適用し、それによる効果を定量化するとともに性能予測技術構築する。
- 大口径分散型電動ファン用として期待される当該モータ技術の適用性検討を実施し、高出力密度化の観点から最適な電動推進システムおよびファン／プロペラの空力・構造設計を実施し、システムとして技術目標を達成できることを示す。
- 想定した開発時期に入手可能な材料に基づき、出力密度の評価を実施し、将来の材料技術進展の効果を定量化する。

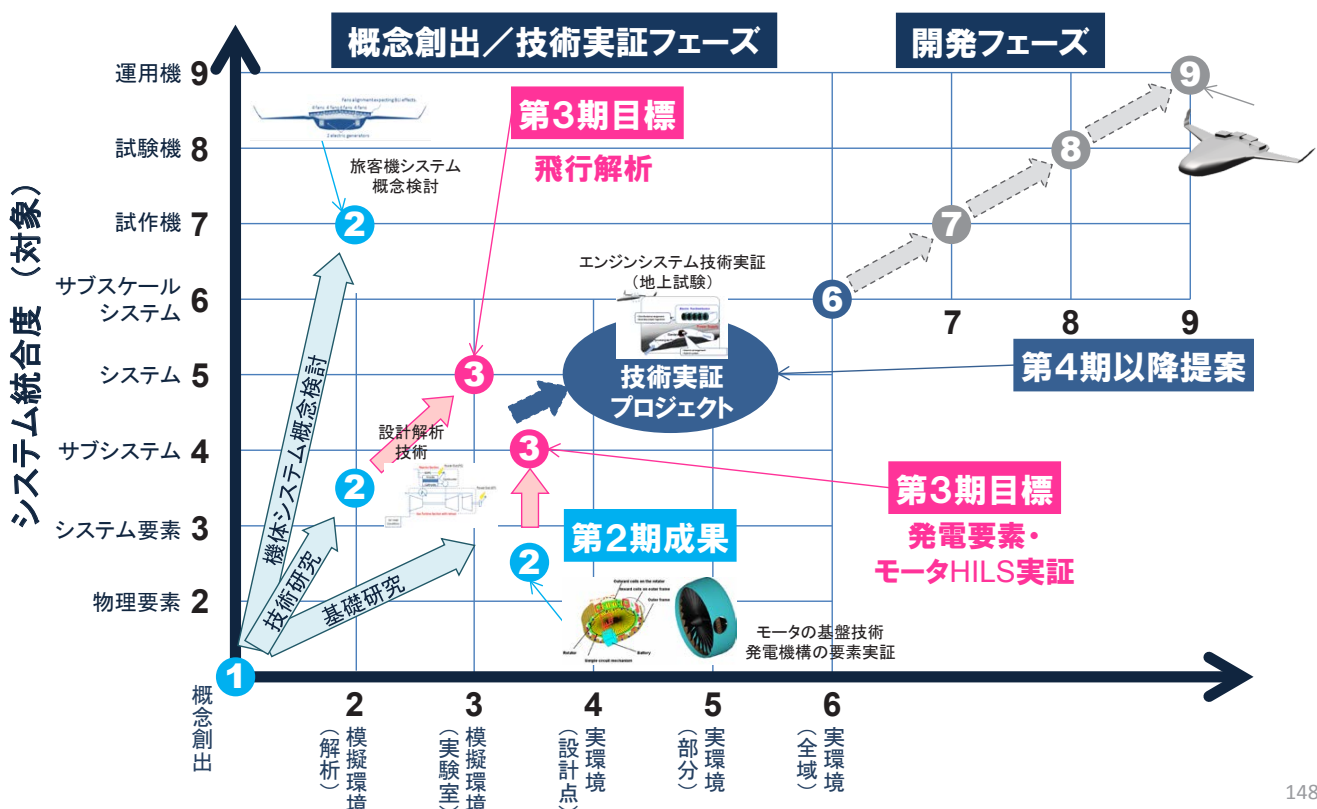
活動目標④: 航空機システムに適合する電動推進システムを設計し、システム適合性を評価する。

- 推進システムとしてハイブリッド発電システムによる高効率化技術を適用したものとする。
- GT排気の推力利用、SOFC、超電導利用等の各種ハイブリッド方式の性能評価を行い、概念として有望なものを選定する。
- 燃料電池技術開発は大学等との共同研究により実施する。
- 作動環境条件・出力条件に対応するためにエネルギーマネジメントシステム技術を開発する。
- 材料技術・製作技術の進展を予測した研究開発ループを構築する。
- エネルギーマネジメントシステムの基本的な要素についてはFEATHERで飛行実証する。

147

7.1.(12/14): 計画の詳細(3) 技術成熟度達成シナリオ

○第3期では旅客機実現のために、出力密度確保・信頼性確保を目標としたハイブリッド推進システムの要素技術を開発



148

7.1.(13/14): アウトプット

○システム設計チーム活動のアウトプット

- FEATHERにより飛行実証されるエネルギーマネジメントシステムを反映した推進システム評価ツール
- 電動推進システム、発電システム、エネルギーマネジメントシステムの統合設計ツール
- 要素技術の中の開発要素（半導体技術、燃料電池軽量化技術など）に関する抽出された課題と最新技術に基づく精度の良い技術予測が可能なツール
- 複数の電動航空機システム構想とその飛行ミッション解析結果

○鍵技術の研究開発活動によるアウトプット

- 先端半導体技術を適用した2kW/kg級モータ技術とその性能予測ツール
- ハイブリッド発電システムの設計・BBMIによる飛行環境に対応した燃料供給技術とシステムの出カ応答性の実証結果
- 産業界との連携を想定した実用化技術実証構想案

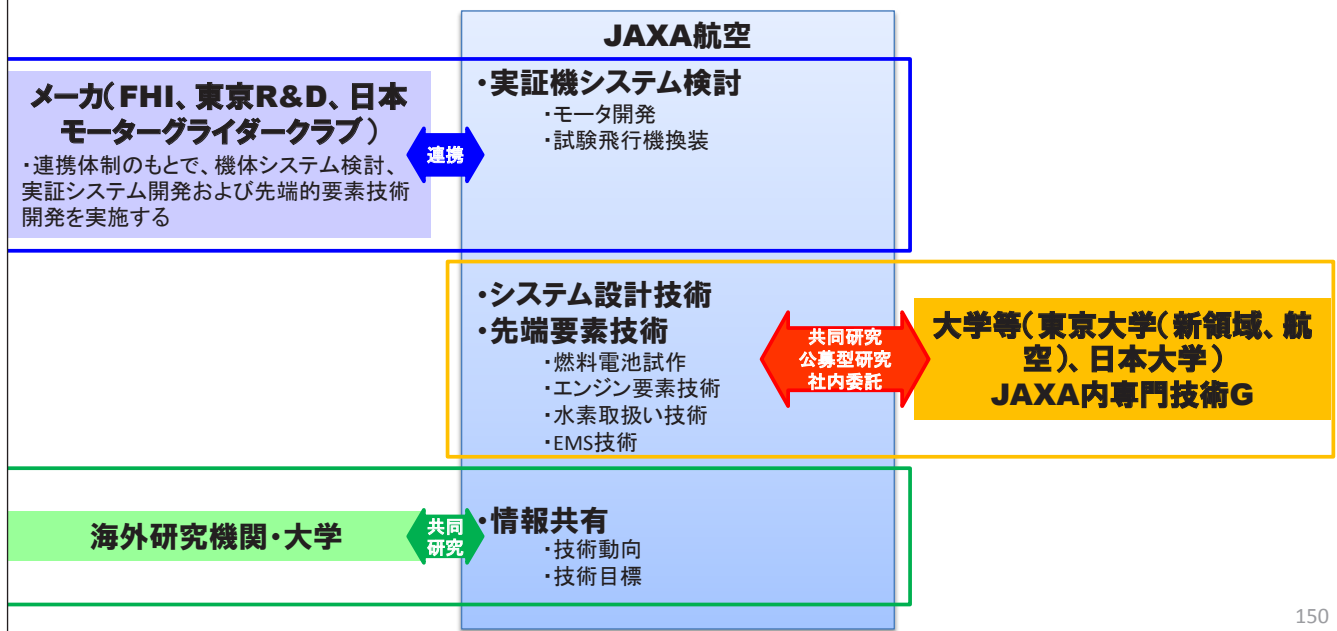
○要素技術の研究開発によるアウトプット

- モータの要素・基盤技術（高速化・高効率化、構造設計評価、エネルギー回生技術、起動・制御技術）
- 発電システムの要素・基盤技術（燃料適正供給技術・熱管理技術・ガスタービン可変制御技術）

149

7.1.(14/14): 研究開発の推進体制

- メーカに対する成果が出易い課題については共同で実施するなど、研究開発の効率的推進を図る。
- 将来的な技術開発体制の構築を意識して、システム設計・実証技術で産業界・大学等と連携する。
- 電気系統（モータ）・燃料電池は我が国産業界の強みであり、提案にあたってはJAXAがシステムの上流を握ることで新規技術開拓の先導を担う。
- 要素技術研究は大学等と連携し、将来を担う人材の輩出を意識する。
- 世界の研究機関との共同研究を推進し、技術情報の共有、技術開発動向の把握に努める。



150

7.2.(1/9): 技術成立性検討(1): 従来のガスタービン技術を超える推進系

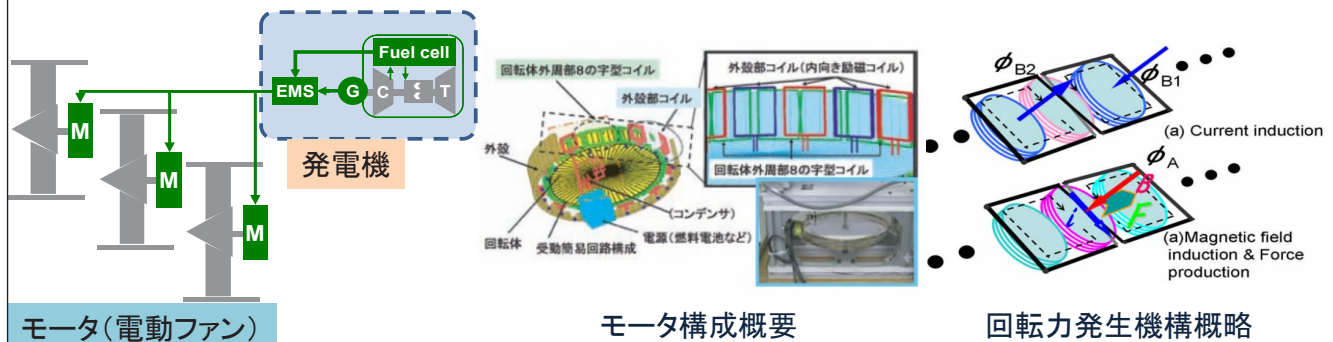
- ターボファンエンジンの性能向上(高バイパス比化)には軸重量の増大、タービナーファン回転数条件のミスマッチ、高バイパス比の燃料消費低減効果の制約およびファン径の幾何制約・圧縮機高さの制約により限界がある。
- 高バイパス比TFに代わるエンジンとして将来3段階の技術革新があると想定されており、①オープンロータエンジンは、その実現のために速度制約・安全性、騒音を含めたトレードオフが必要であり、②ギアドターボファンはコア分離の前段階として位置づけられ、一定程度の性能改善が期待され、③コア分離型ファンエンジンは従来のエンジン単体をを超える性能改善効果が期待されている。
- 将来の技術として最も期待されるコア分離型ファンエンジンには電動ファン+高効率発電機による推進機構が有望で、ファンの高出力化という視点で、JAXA独自技術である大口径軽量高効率モータを適用した概念を提案しており、発電機構の高効率化という視点で、水素燃料+燃料電池(ガスタービン)ハイブリッドシステムを有力な電源システムの候補として選定した。
- 電動化推進システムを適用した機体の性能目標はエンジンシステム重量増加を+30%以内に抑えたいと、巡航SFCを70%削減(水素時; 現行機基準)することと設定した。



151

7.2.(2/9): 技術成立性検討(2): JAXA提案エンジンの概要

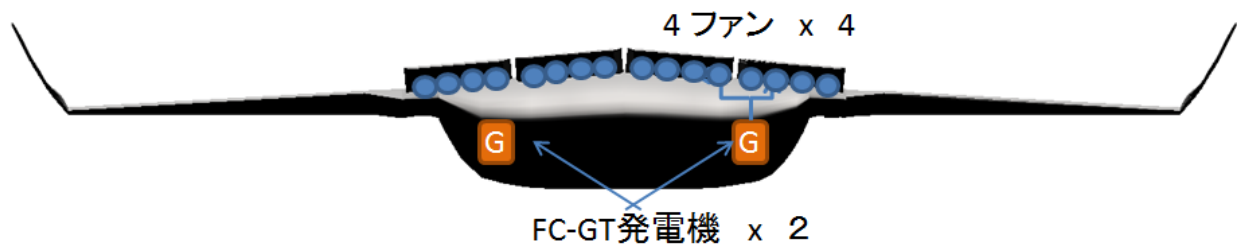
- 推進システムの構成はモータ(電動ファン)と発電機に大別される。
- 発電機構として、ガスタービン発電機、燃料電池-ガスタービン(FC-GT)複合機関などを提示している。
- 軽量モータ(電動ファン)の概要は以下の通り。
- 従来のモータ概念では大型化した際に重量が過大になる問題点を解決するモータ概念を提案(US-Patent#7423405 Electromagnetic Rotating Machine)。その特徴は、
 - ①鉄心を除き(大電流変化で駆動力発生)損失要因と重量を削減できるようにしたこと。
 - ②外周部に力を加えるためトルク生成が効率的であること。
 - ③扁平コイルで発生する漏れ磁束をコンデンサにより回収することで効率が向上すること。



152

7.2.(3/9): 技術成立性検討(3): 提案エンジンの技術的現状と目標

- 電動ファン駆動モータ概念については、回転機構の模型実証と、設計指針策定のための基礎試験を実施している段階
- モータ概念は、現時点での半導体素子の性能等の制約から高効率化、大出力化に至っていない。
- 本研究開発の最終的な目標としてV2500相当の性能を設定。
- 目標とするエンジンの仕様設定は、下記機体への搭載を想定している。
 - 左図のようなBWB機体への埋込発電機と分散ファン(発電機毎8基)
 - 液体水素燃料の使用を想定しているが、必須事項ではない
 - 機体規模を勘案し、発電機+8基のファンは、V2500の規模・排気能力を参照とする。



153

7.2.(4/9): 技術成立性検討(4): V2500相当の性能達成の見通し(1)

- V2500相当の性能達成の見通しを得るために、下記のような手順で性能を推算した。
- V2500を参照とし、離陸時、クルーズ(+上昇)での各推力を与える要件で、ファンと発電機部分の重量と性能を概算した。性能推算では、燃料電池・ガスタービン複合発電機解析ツールを構築した。
 - ターボファンエンジンについては、推力-エンジン重量(ファン系+コア)の関係からファン系とコアの基準重量を得る。
 - そして、分散ファン動力と重量の関係の見積もりと、コア分離した影響を踏まえ、発電機の必要動力を見積もり、離陸時特性で燃料電池とガスタービンのサイズ(出力)関係を与え、巡航時の運転条件(燃料分配)からsfcを見積もる。
- V2500を参照にしたエンジン設定において、ファン要素8個の分散ファンとし、推力レベル(必要動力)とモータ効率目標、システム質量目標を設定。
- 電動ファンモデルは、電流・電圧と模型規模の制限から、鉄心を入れたモデルの検証をし、シミュレーションモデルの概ねの妥当性を得た。
- ファン外周部に駆動要素(コイル、キャパシタ、スイッチング回路、その他補機)を配し、鉄心の寄与割合、素子耐圧の進展、半導体素子の技術進捗に合わせた立ち上がり電流、その他部分の損失低減目標をパラメータにして、目標仕様(動力、効率、質量)への到達の程度を推算。
- 動力と効率は独立でないので、目標動力を達成するために必要なモータ要素を質量・体積が過大になることを許容して追加することとした。

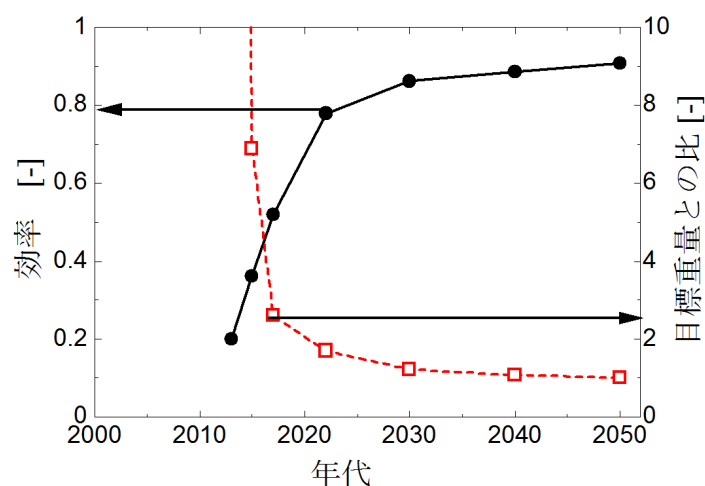
154

7.2.(5/9): 技術成立性検討(5): V2500相当の性能達成の見通し(2)

○前項の検討結果から、以下の事項が明らかとなった。

○V2500性能達成には重量軽減と効率の向上が必須(左下図)で、モータの技術進展を考慮に入れて推算すると

- ①短期的に実現できるソリューションとして、鉄心を除くことで重量の大幅軽減と効率向上が期待される。また、半導体素子の耐圧が大きくなることで直並列積層数と単体重量が削減されスイッチング基板等の重量が軽減される。
- ②長期的に実現されるであろうソリューションとして、半導体素子の「電流増加率」の増大により、抵抗損失が減少し、効率が向上することが期待される。



目標性能・重量までの展開

155

7.2.(6/9): 技術成立性検討(6): 発電機の性能と重量推算

○離陸時の生成電力をGT-FC割合(燃料分配割合)をパラメタ(FC割合: 5%, 10%, 20%)としてサイジング

○サイジング結果に基づき、巡航フェーズでの燃料・動力分配を推算し、燃料消費率sfcを求める。

※GT: ガスタービン、FC: 燃料電池、エンジン重量にはファン重量を含む。発電機重量は水素燃料用のもの。改質器などが他燃料で必要になる。

< 推進系性能見積もり結果 >

FC電力割合 (離陸時)		エンジン重量[kg]	推重比 [lbf/lb]	燃料消費 sfc [1/h]	
				Jet Fuel	H2
0% 【基準エンジン (V2525-D5)】		2288 (baseline: Mb)	5.0	0.574	-----
GT-FC発 電機	5%	3124(1.3*Mb)	3.6	0.54	0.20
	10%	3251(1.4*Mb)	3.5	0.48	0.17
	20%	3643(1.6*Mb)	3.1	0.44	0.16

156

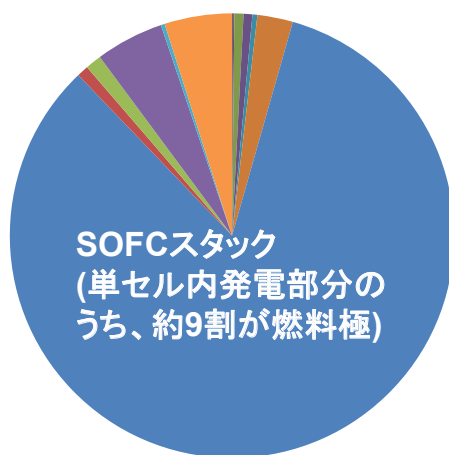
7.2.(7/9): 技術成立性検討(7): 成立性検討のまとめ

- 電動推進システム実現のカギは大口径モータ概念。現時点では、原理実証と並行して現実の構成に向けて拡張すべき事項の検討を実施しているところ。
- エンジンシステムを、電動ファン部分と発電機部分に分離し、それぞれの性能・重量の簡易推算を行った。
- 電動ファン用モータの実現に向けて素子の耐圧、電流増加率等の技術向上が必要で、各項目の損失に及ぼす影響を把握出来た。
- 発電機は、燃料電池の軽量化が前提となるが、技術進捗を仮定すれば、エンジンとしての最終目標を概ね満足(総重量については、30%増許容の所40%増)する。
- 第3期中期計画では、電動モータ技術の目途付を行い、ファン・発電機に関する必要な要素実証を伴う設計研究を十分に行う計画。

157

7.2.(8/9): 燃料電池出力密度の進展想定(1)

- NASA設計のAPU用GT-SOFC発電機のブレイクダウン要素をベースラインとし、各要素の重量・性能進展を予想
- 技術進捗予想の条件として、①ガスタービン要素を除く、スタック、熱管理システム、配管等で構成されるものとし、②水素燃料を前提としたため、改質器等の代替燃料に必要な機器類は積算しないこととした。
- NASA設計APUの質量ブレイクダウンした結果、重量比率はガスタービン要素が約3%で再熱機構を含わせても10%程度。質量のほとんどはSOFCスタックが占めている(この時のシステム比出力は約0.3[kW/kg])。



APU用発電機設計
質量分布ブレイクダウン

主な構成要素

- ・ポンプ・モータ
- ・ガスタービン要素(圧縮機、タービン、燃焼器)
- ・空気流路・熱交換器(その他高温パーツ含む)
- ・燃料電池スタック
- ・改質器(改質器用高温パーツはここに含める)
- ・スタック外部の接続部配管等

158

7.2.(9/9): 燃料電池出力密度の進展想定(2)

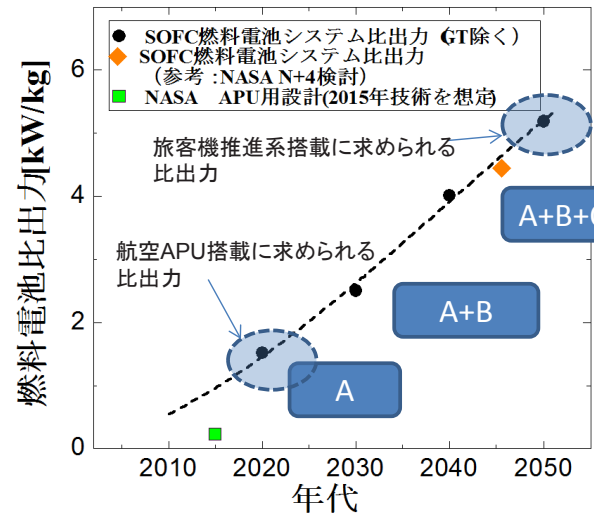
- 出力密度の進展の想定条件としてガスタービン要素を除く、スタック、熱管理システム、配管等で構成されるものとし、水素を燃料とする際に不要となる改質器などの重量は積算しないこととした。
- 推算結果は【セルスタック製造法に関する共同研究(日本大学)】の成果である。
- 想定される改善項目は下記青枠の3種類を想定。

改善A: 燃料電池内損失(内部抵抗損など)低減などから出力(電流、セル電圧)が増大する

改善B: インターコネクタの性能改善(小型化)、セル表面積の拡大(製造技術、比抵抗低減)による、セル積総数とセル面積の適正化(セル・スタック間要素数の削減)

改善C: 燃料極を中心とした積層厚みの低減(熱変形許容設計技術の進捗)

<燃料電池比出力見積もり結果>



159

8. 技術ロードマップ

160

TRM-航-0120 超音速機システム技術

ミッションロードマップとの関連

・SST機体/エンジン統合諸元策定ツール
・SST機体/エンジン統合最適設計ツール
・低ブーム/低抵抗/低騒音機体設計技術
・可変後退翼システム設計手法確立
・機体統合騒音解析技術
・ソニックブーム評価技術
・先進制御技術
・将来概念検討
・水素燃料推進系適用技術

離着陸騒音基準を満足する
機体システムの実証構築策定

小型SST規模
・ソニックブーム 85PLdB以下
・空港騒音 ICAO Chap.3-20dB満足
・航続距離 3500nm以上

小型SSTの運用が
成立するための鍵技術実証

小型SST規模 (M>1.6)
・ソニックブーム ICAO基準
・空港騒音 ICAO Chap.3-20dB満足
・航続距離 4000nm以上

大型SST実現の
鍵となる技術の創出

中型SST規模 (M>1.6)
・空港騒音 ICAO Chap.3-30dB
・航続距離: 太平洋横断
・水素燃料システムの適用

13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27

技術ロードマップの考え方

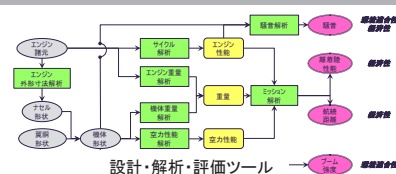
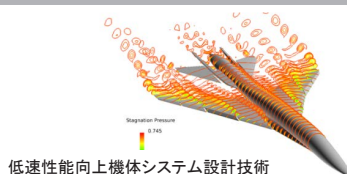
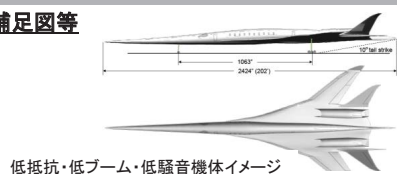
（戦略目標/シナリオ）

超音速旅客機実現のための課題は、経済的に成立し、環境基準を満足する機体システムを実現することである。技術的には巡航揚抗比、機体重量軽減およびエンジンの燃料消費量削減による航続距離の向上により経済的に成立し、ソニックブームおよび空港騒音の低減により環境基準を満足させることである。世界的にも同様な認識で、各国でそれぞれの技術目標が掲げられている。JAXAにおいては低抵抗・低ブーム技術についてこれまで飛行実証を含めた技術開発を進めてきたところ。残された課題は空港騒音低減であり、この課題解決に向けては単独の要素技術で達成することが困難であるためシステム設計技術を中心に研究開発を進め、今後10年を目途にその技術実証を行うことが国際競争力確保の観点から重要である。

（アプローチ）

推進システム技術の研究開発はTRM-航-0431において実施。その成果を機体システムに展開する一方、機体システムからの要求等を提示する。第1ステップ（2017年まで）エンジンを含む機体の諸元策定、最適設計ツールおよび機体統合騒音解析・ブーム評価ツールを整備する。並行して鍵となる低速度性能向上機体システム設計技術を確認し、以降の技術実証計画を策定する。また、将来概念として、可変翼等のシステム検討を行う。第2ステップ（2022年まで）鍵技術を含む低抵抗・低ブーム・低騒音機体設計技術を実証する。並行して大型化のための更なる低騒音化技術として、多点最適化技術、騒音遮蔽機体設計技術を適用した将来概念検討や、先進飛行制御等を適用した新概念を検討する。

補足図等



161

TRM-航-0130 極超音速機システム技術

ミッションロードマップとの関連

極超音速巡航を
可能とする技術実証構築

極超音速巡航システム
設計技術の技術実証

離陸から極超音速まで加速し、
長時間巡航を可能とする技術の実証

・マッハ5の巡航を可能とする
システム設計技術の確立

・空力/推進統合最適設計技術の確立

・空力/推進/熱/騒音統合
最適設計技術の確立

・機体/推進統合設計技術
・機体インテーク/ノズル設計技術
・システム統合最適設計技術
・高温複合材料酸化技術

・機体/推進統合飛行制御技術
・巡航/低速揚抗比両立設計技術
・遮熱構造設計技術

・加速飛行運用技術
・空力加熱低減技術
・能動冷却・熱管理設計技術

13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27

技術ロードマップの考え方

（戦略目標/シナリオ）

・極超音速旅客機の実現に向けて、システム成立性に対する影響度の高い技術課題から段階的に取り組み、2017年頃までにマッハ5巡航飛行に必要な技術を確認するとともに、飛行実証構築を立案する。
・極超音速旅客機の国際共同研究を推進するとともに、段階的な飛行実証研究と地上設備における要素技術研究によって技術課題を解決する。
・極超音速推進システム技術 (TRM-航-0432) の研究開発成果を活用して、極超音速機システム技術の研究開発を進める。

（アプローチ）

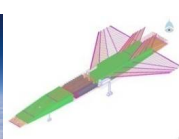
第1ステップ（2017年まで）

極超音速機システム設計研究を進め、極超音速旅客機概念設計技術を確認する。また、機体/推進統合設計技術の飛行実証を目的とした極超音速技術実験機の実験計画を立案する。

第2ステップ（2022年まで）

極超音速技術実験機の飛行実験によって、極超音速機巡航システム設計技術の実証を行う。また、極超音速旅客機の加速飛行に必要な技術を地上試験で確立する。

補足図等



・機体/推進統合設計の適用により、極超音速旅客機の機体規模最小化を目指す。
・CFDと風洞実験により、システム設計に必要なデータを取得する。



・適切な規模の飛行実験により段階的に主要技術を実証する。

世界の極超音速機開発構想

162

TRM-航-0210 新形態垂直離着陸機システム技術

ミッションロードマップとの関連



技術ロードマップの考え方

(戦略目標/シナリオ)

・VTOL機システムの成立性の鍵となる一発動機故障時対応およびコックピット設計・ワークロード最小化技術等の他の航空機概念にも適用可能な安全性設計技術を獲得し、システム設計検討と技術実証により耐空性・安全飛行を満足できることを示す。並行して、ヘリよりも運航費用が安く、固定翼機よりも運用の自由度が高いという利点をさらに伸ばすために空力/推進統合最適設計技術を獲得し、より利便性の高い機体システムへ洗練する。

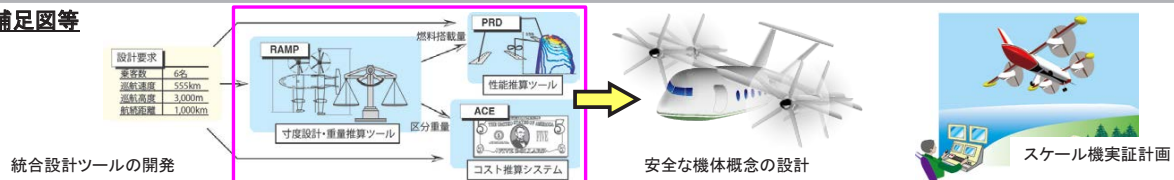
・また、新形態垂直離着陸機という民間では存在しない概念の導入を容易にすることを狙いとして、VTOLを含む最適な航空交通システムの概念を提示する。

(アプローチ)

第1ステップ（2017年まで）一発動機故障時に対応する技術およびコックピット設計技術の安全性確保の鍵となる技術開発を重点的に行う。並行して機体の概念設計・性能評価・経済性評価が可能な統合設計ツールを開発し、これらを用いて概念設計を行い、安全な機体システムの成立性を示す。

第2ステップ（2022年まで）安全性技術を基盤として、耐空性・安全飛行を満足する国産小型VTOL機システム設計技術を獲得する。また、空力性能向上技術を獲得し、VTOLの範疇において最優位な概念の利点をより伸ばす技術を獲得する。

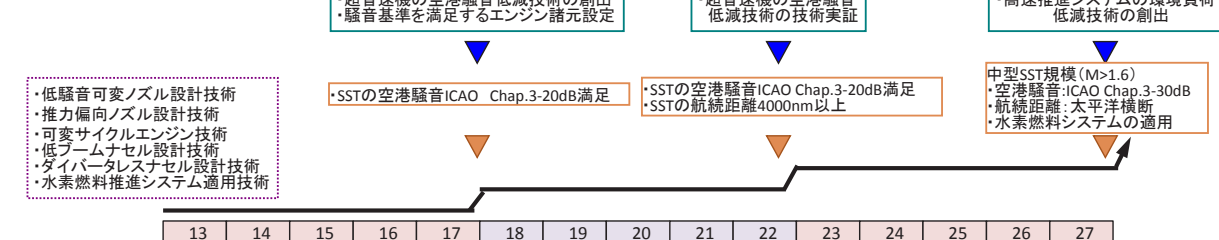
補足図等



163

TRM-航-0431 高速推進システム技術： 超音速推進システム技術

ミッションロードマップとの関連



技術ロードマップの考え方

(戦略目標/シナリオ)

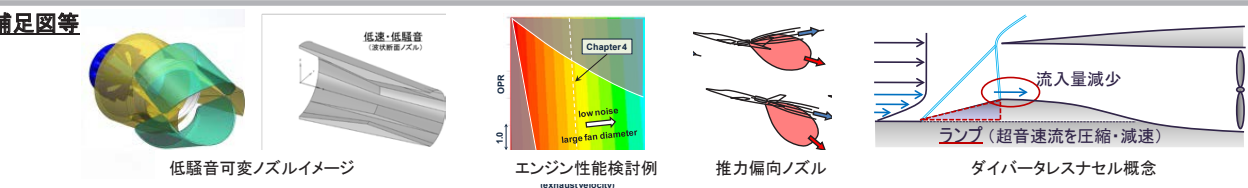
超音速旅客機実現のための課題は、経済的に成立し、環境基準を満足する機体システムを実現することである。推進技術分野においては超音速飛行においても高いバイパス比を設定し、低騒音ノズル技術との組み合わせで空港騒音を低減することが技術トレンドとなる。また、エンジンナセル設計においても低ブーム性を確保することが重要である。世界的にも同様の認識で、独自の技術開発が進められている。JAXAにおいては小型SSTが成立するよう、低騒音ノズル技術を鍵技術として重点化し、並行して低ブーム低抵抗ナセル設計技術の研究開発、可変サイクルエンジン検討等を進め、システム設計技術として今後10年を目途に技術実証を行うことが、国際競争力確保の観点から重要である。

(アプローチ)

第1ステップ（2017年まで）鍵技術として低騒音可変ノズルの設計技術を組み込んだ低ブーム性を考慮した推進システム全体の設計技術を確立し、その技術実証計画を策定する。並行してエンジン性能解析を実施し、小型SSTが成立するためのエンジン仕様を定める。

第2ステップ（2022年まで）低騒音機体にシステムとして組み込まれた状態で低騒音推進システム設計技術を実証する。並行して大型化のための更なる低抵抗・低騒音化技術として、可変サイクルエンジン、推力偏向ノズル、ダイバータレスナセル等の将来概念検討を行う。

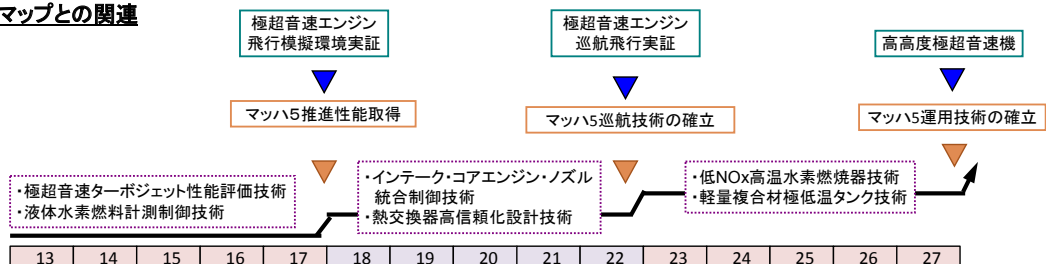
補足図等



164

TRM-航-0432 高速推進システム技術： 極超音速推進システム技術

ミッションロードマップとの関連



技術ロードマップの考え方

（戦略目標/シナリオ）

・液体水素の特徴を最大限に生かした予冷方式による極超音速ターボジェット機の飛行模擬環境実証を実施することでマッハ5推進性能を実証し、世界最先端の技術的優位性を維持する。
・極超音速技術実験機による極超音速ターボジェットのマッハ5飛行実証を行い、実用化に必要な主要技術を確立する。

（アプローチ）

第1ステップ（2017年まで）

極超音速ターボジェットの飛行模擬環境試験を実施し、マッハ5推進性能を実証する。また、液体水素燃料の計測制御技術を改良し、極超音速技術実験機に搭載するための準備を進める。

第2ステップ（2022年まで）

極超音速技術実験機に極超音速ターボジェットを搭載し、マッハ5飛行実験によってインテーク・コアエンジン・ノズル統合制御技術を実証する。また、地上試験により、熱交換器高信頼化設計技術を実証する。

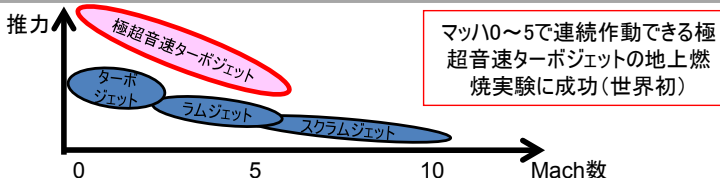
補足図等



極超音速旅客機



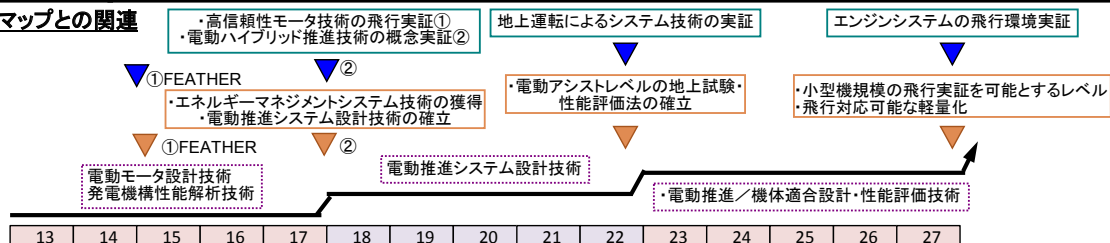
小型極超音速ターボジェット



165

TRM-航-0440 電動推進システム技術

ミッションロードマップとの関連



技術ロードマップの考え方

（戦略目標/シナリオ）

・亜音速旅客機において、2050年までにCO2排出量を半減超まで削減するためには各要素の大幅な性能改善が必要だが、推進系技術は大きな役割を持ちかつ長期の研究開発を要する。コア分離電動ファン推進システム技術を軸とした全機レベルでの動力源の電動化率向上による航空機エネルギー管理システム高度化にかかわるシステム設計技術を構築する。旅客機推進系への適用を想定する全電動化推進系（コア分離電動ファン推進）の概念実証を行い、段階的に航空機適用のためのシステム設計高度化（補助電源適用、推進系部分電動化、全電動化）を行い、システム設計サイクルを経て推進システムの技術レベルの向上を図る。従来に増して推進系と機体を統合した設計が必要になるため機体概念を合わせて検討し適用先を見出していく。

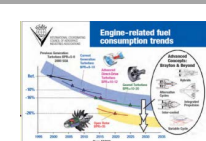
・旅客機推進系の電動化についてはNASAの将来検討でここ数年急速に提案や解析が活発化している。推進システムにおいて鍵を握ると考えられるファン駆動モータについてはJAXA特許により一定の優位性を持っているが、新規技術の着実な実証により海外連携を優位に進めることが望まれる。

（アプローチ）

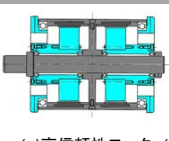
第1ステップ（2017年まで） モータ技術を中心に航空機用電動推進システム信頼性向上技術等を飛行実証し（FEATHER）、並行して大型化を進めることの技術的目途付を概念設計において行う。実用化に必要な材料等の開発要素の進展目標と設計性能に及ぼす影響度を評価する。

第2ステップ（2022年まで） 地上運転での性能実証をエンジンモデル開発と設計検証を通じて行う。飛行可能なエンジン軽量化・性能向上への実現性評価を行う。

補足図等



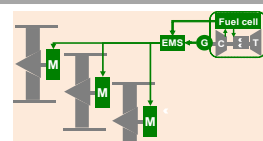
新概念エンジンの必要性



(a)高信頼性モータ (b)大口径軽量モータ
電動モータ実証ステップアップ



電動推進システム搭載機体イメージ(例)

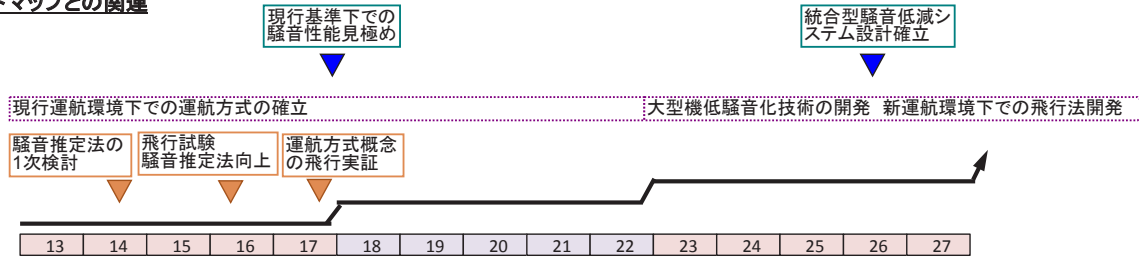


電動推進システム構成(案)

166

TRM-航-0910 新形態垂直離着陸機低騒音化・運航方式要素技術

ミッションロードマップとの関連



技術ロードマップの考え方

(戦略目標/シナリオ)

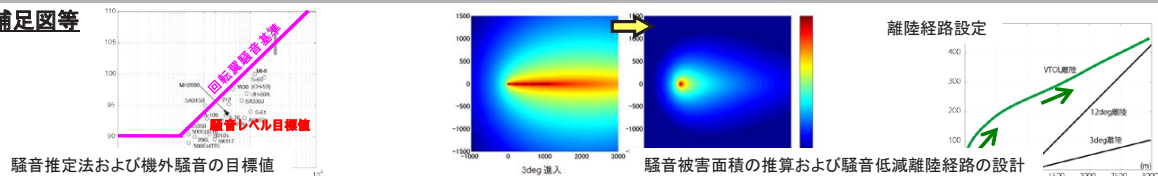
- ・プロペラ前後(タンデム)配置の機外騒音推定法を開発し、参照概念機の騒音レベルの推定を可能にする。現行の騒音基準を満たすことを目標とし、プロペラ設計に対する要求仕様を定める。
- ・現在の固定翼および回転翼の運航方式をベースラインとし、離着陸時の地上騒音低減および運航効率を向上するVTOL特有の運航方式を提案する。回転翼機(同規模機体)を下回る地上騒音被害面積低減経路の実現を目標とする。
- ・将来運航システムへの対応を見据えつつ運航方式の研究開発を実施する。なお、本格的な技術検討は次期中期以降の実施とする。

(アプローチ)

第1ステップ(2017年まで)

- ・既存形態機の騒音予測技術をもとにして、機外騒音の推定法を構築する。風洞試験などによる騒音計測を行い、推定法を改善、参照概念機の騒音レベルを推定技術を構築する。
- ・機体の数学モデルを用いた飛行プロファイル設計を行うとともに、騒音被害予測モデルを構築し、パラメトリック解析により騒音低減経路を提案する、経路の成立性についてPilot-in-the-Loopシミュレーションにて確認する。完成した経路を飛行試験にて確認する。

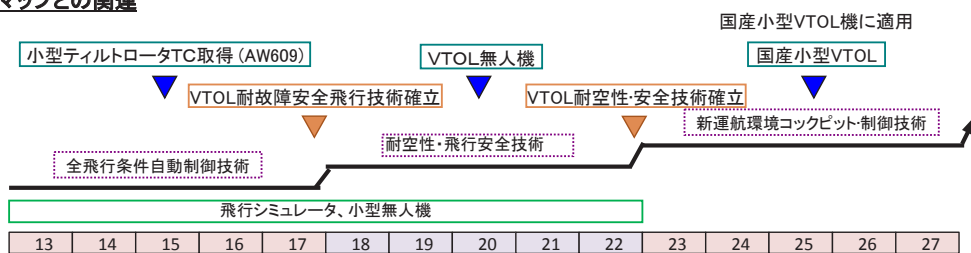
補足図等



167

TRM-航-1010 垂直/短距離離着陸機安全飛行(飛行性)要素技術

ミッションロードマップとの関連



技術ロードマップの考え方

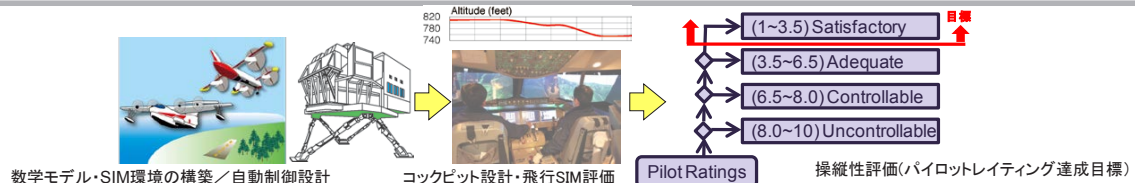
(戦略目標/シナリオ)

- ・民間旅客機・輸送機として、利便性の飛躍的な向上が期待できる4発ティルトウイングVTOL機の研究開発に不可欠な技術基盤を確立。
- ・2017年度までに、安全性確保に最も重要となる安全飛行技術を確立し、VTOL無人機の実用化に資する。
- ・2022年度までに、耐空性基準策定法を提案、耐空性技術を確立し、国産小型VTOL開発に資する。

(アプローチ)

- ・全飛行範囲をカバーする機体数学モデルを構築し、設計解析やパイロット訓練のための飛行シミュレーション環境を構築。
- ・自動制御システム、飛行安全技術(一発故障時の安全性等)、進入・着陸時の安全余裕を確保するための飛行性の検討とパイロットのワークロード低減による飛行安全性向上技術を開発、Pilot-in-the-Loopシミュレーションにて評価。
- ・数学モデル及び上記開発技術の有効性を、小型無人機による飛行試験にて実証。
- ・以上を経て、通常飛行状態においてパイロット・レーティング3.5以下(=satisfactory)を満たす制御系及びコックピット技術を確立。
- ・また、飛行特性がQTW遷移時と類似のプロペラBLC式STOL消防飛行艇の運用・訓練法を、飛行シミュレーションにて技術開発。

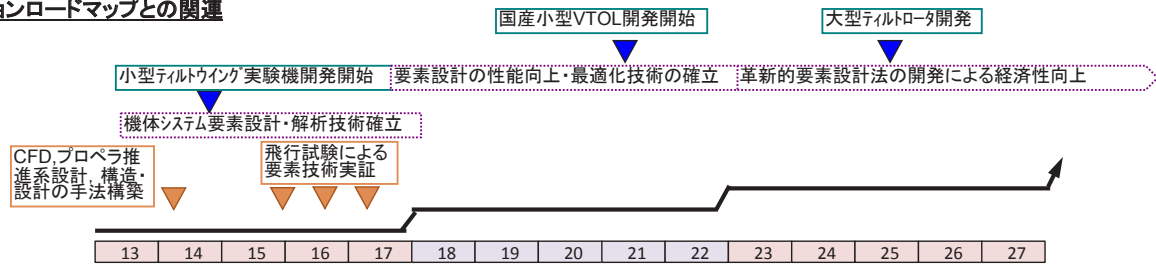
補足図等



168

TRM-航-1110 垂直離着陸機経済性向上要素技術(空力・推進・構造・機構設計技術)

ミッションロードマップとの関連



技術ロードマップの考え方

(戦略目標/シナリオ)

- ・4発ティルトウイング形態機の市場競争力最大化を目的とし、性能向上および経済性向上のための要素技術を開発する。
- ・運航の経済性に最も影響を与える巡航性能を向上するために、抵抗低減、推進効率向上および機体軽量化技術を開発する。
- ・垂直離着陸および遷移飛行性能を確保しつつ、最大揚抗比12以上、燃料消費率 $0.1/\text{ASM}$ および機体重量従来比30%減(従来仕様: アルミ構造材料および在来型ティルト機構使用)とする技術の確立を目標とする。

(アプローチ)

- ・タンデム翼配置(前後主翼および前後プロペラ)の相互干渉を含んだCFDモデル化技術を開発する。本モデルによるパラメトリック解析により低速揚力性能を確保しつつ巡航性能を向上する機体レイアウトの最適化を図る。風洞実験および飛行実験により技術を検証・確認する。
- ・現行の騒音基準を満足かつ、ホバリング～巡航までの要求性能を満たすプロペラ推進系を設計・検討し、解析、シミュレーションおよび実験により評価・検証する。
- ・複合材を適用した機体の構造様式設計および軽量化ティルト機構の設計を行い、解析および実験にて設計の有効性を検証する。

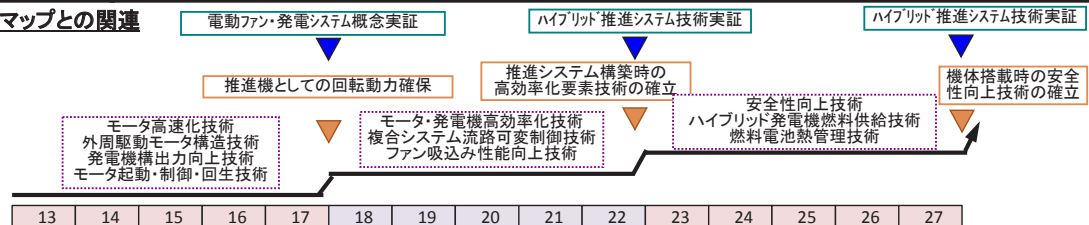
補足図等



169

TRM-航-1453 脱化石燃料化要素技術: 電動推進エンジン技術

ミッションロードマップとの関連



技術ロードマップの考え方

(戦略目標/シナリオ)

- ・航空用推進系・航空機機内動力発生のための発電機は、地上で適用される技術と比べ、出力に対する質量・配置・効率の制約条件が厳しく、電動推進システム開発の進展に並走して航空機適用のための要素技術向上が急務である。
- ・2030年以降程度の航空推進への適用実現を目指し、基盤技術として、推力(動力)発生機構として必要な要素技術開発、現状航空用エンジンならびにその他動力機構を超えるシステムエネルギー効率を図る技術、次いで推進系として実機適用に必要な安全性向上技術を段階的に向上させる。

(アプローチ)

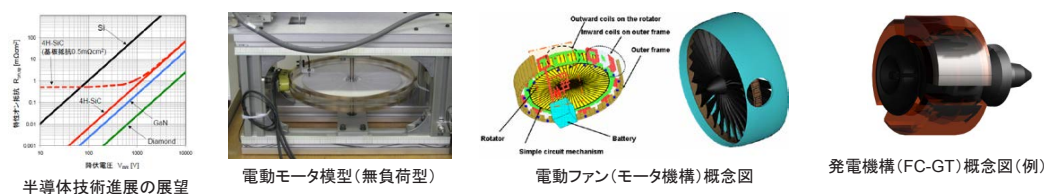
第1ステップ (2017年まで)

推進ファンとして必要な回転速度(動力)を確保するために必要な、高速回転技術(モータ高速化技術(半導体技術進展を見据えた駆動機構改善等)), 外周駆動向け構造技術、発電機構出力向上(燃料分配供給・再熱・流路可変制御)技術に係る要素技術開発を行う。

第2ステップ (2022年まで)

さらに、5年後を見据え、当該電動化技術を補機類・部分推進系として適用し実用度を高めるべく、要素統合時の効率向上に関する研究を段階的に実施する。

補足図等



170

9. まとめ

171

9. : まとめ

本プログラムは、第3期中期計画におけるJAXA航空本部の事業目的の一つである『世界の発展に貢献する航空輸送システムの技術革新』に係るものである。このプログラムは本中期計画の最重点項目である「航空環境技術」、「航空安全技術」とは異なり、公的研究機関として中・長期的視点に立って取り組むべき研究課題との認識から、その具体的な研究構想について約1年半をかけ議論されたもので、本報告書が現時点（平成25年4月時点）の最新内容である。

このプログラムは、既に2回の航空幹部のヒアリングを受け、その位置付けと意義、研究構想については概ね了解を頂いている。しかしながら、費用対効果を考慮した資金計画、各個別研究課題の目標設定の妥当性と実現性の明確化、個別課題の鍵技術の獲得と現時点の研究進捗状況（具体的成果）、等の点で平成25年度からの2年間に一般研究枠で準備を整える必要も指摘されている。

本プログラムに係る関係者におかれましては、2年後のフェーズアップ判断を経て、航空本部の研究開発事業として承認され、着実に研究開発を推進できるよう、この2年間に計画的かつ戦略的に進める必要性のあることを再認識頂き、これまで以上に関係者との連携を図りつつ研究を進めて頂くよう、TF長としてこの場をお借りしてお願いする次第です。

172

