

# 宇宙航空研究開発機構特別資料

## JAXA Special Publication

---

### 水素社会に適応する航空機の検討 (水素社会に向けた航空機に関する研究会 報告書)

Conceptual Study on Aircraft System Compatible with Hydrogen Society

水素社会に向けた航空機に関する研究会

2016年12月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

# 目次

1	はじめに.....	- 2 -
2	航空機産業を取り巻く環境 .....	- 4 -
2.1	航空機産業の状況および航空分野の CO2 排出削減状況.....	- 4 -
2.2	航空機産業外における水素エネルギー普及の状況 .....	- 5 -
2.3	航空機へのバイオ燃料の普及状況 .....	- 8 -
2.3.1	航空用燃料・代替燃料の規格.....	- 8 -
2.3.2	航空用バイオ燃料の製造に向けた課題 .....	- 9 -
2.3.3	航空用バイオ燃料普及に向けた取り組み.....	- 10 -
2.4	水素航空機・電動航空機の特徴.....	- 11 -
2.5	水素航空機研究状況.....	- 15 -
2.5.1	極超音速ターボジェットの研究 .....	- 15 -
2.5.2	超電導水素航空機の検討.....	- 18 -
2.5.3	超電導推進システムの概念設定 .....	- 19 -
2.6	電動航空機研究状況.....	- 20 -
2.6.1	電動航空機の技術動向.....	- 20 -
3	水素・電動航空機に関する要素技術動向.....	- 23 -
3.1	水素タンク技術動向 .....	- 23 -
3.1.1	高圧水素ガス貯蔵に用いるタンク .....	- 23 -
3.1.2	液体水素貯蔵に用いるタンク .....	- 23 -
3.2	燃料電池技術動向 .....	- 25 -
3.2.1	固体高分子形燃料電池 (PEFC) .....	- 25 -
3.2.2	固体酸化物形燃料電池 (SOFC) .....	- 26 -
3.3	ガスタービン・ジェットエンジン技術動向.....	- 27 -
3.3.1	水素を用いるガスタービン・ジェットエンジン技術動向.....	- 28 -
3.3.2	一般的なガスタービン・ジェットエンジン技術進展.....	- 28 -
3.3.3	電動エンジン向け特有のガスタービン・ジェットエンジン技術動向 .....	- 29 -
3.4	二次電池技術動向 .....	- 29 -
3.4.1	航空機電動化の技術課題における二次電池の位置づけ.....	- 29 -
3.4.2	性能の動向と現状.....	- 29 -
3.4.3	将来に向けた研究開発の方向性 .....	- 30 -
3.5	モータ技術動向 .....	- 30 -
3.6	超電導技術動向 .....	- 31 -
4	水素・電動航空機システム検討 .....	- 33 -
4.1	検討方法 .....	- 33 -
4.1.1	推進機関の候補および参照機体 .....	- 33 -

4.1.2	性能比較方法 .....	- 36 -
4.1.3	各要素性能の設定 .....	- 38 -
4.2	検討結果および抽出された鍵技術 .....	- 41 -
4.3	技術課題を解決するための研究開発ロードマップ .....	- 47 -
5	結言 .....	- 49 -
6	参考文献 .....	- 50 -
	執筆者一覧 .....	- 56 -
	水素社会に向けた航空機に関する研究会 検討経緯 .....	- 57 -
	水素社会に向けた航空機に関する研究会 名簿 (2016 年 3 月時点) .....	- 64 -

# 水素社会に適応する航空機の検討

(水素社会に向けた航空機に関する研究会 報告書)

水素社会に向けた航空機に関する研究会

## Conceptual Study on Aircraft System Compatible with Hydrogen Society

### Abstract

This article reports the results of workshop to study future hydrogen energy aircraft compatible with hydrogen society. The workshop was held in 2015. Technology development status of hydrogen energy component and electric energy component are surveyed and compared with current fossil fuel energy components. From these study, key technologies to realize such a new concept aircraft and technology development roadmap are suggested.

**Keywords:** Hydrogen Energy, Electric Propulsion, Fuel Cell, Superconductivity

### 概要

本報告書は、近年の水素社会の普及に合わせて、将来の水素エネルギーを利用した航空機システムについて検討を行った研究会の結果をまとめたものである。平成 27 年度に JAXA 航空技術部門において、「水素社会に向けた航空機に関する研究会」を行い、JAXA 内での議論を 5 回、JAXA 外の有識者を含めた議論を 2 回行った。研究会では、既存の炭化水素燃料の航空機に対し、将来のエネルギー源として水素に着目し、水素航空機、電動航空機の技術動向を調査、将来の技術レベル予測をもとに、重要となる鍵技術の選出と研究開発ロードマップの提案を行った。



## 1 はじめに

平成 26 年 8 月、文部科学省は「戦略的次世代航空機研究開発ビジョン[1]」を発表した。世界の航空機産業が今後の 20 年で約 2 倍の成長を見込まれているなか、我が国航空機産業の世界シェアは未だに小さい状況である。この産業規模を飛躍的に拡大するために、特に次世代航空機に求められている安全性、環境適合性および経済性の三つのニーズに対応し、国際競争力向上に直結する「民間航空機国産化研究開発プロジェクト」を推進すべきである、とビジョンは述べている。

これを受けて JAXA 航空では、三菱航空機の MRJ (Mitsubishi Regional Jet) の次の完成機に向けた以下の 3 つの研究開発プロジェクトを進めている。

1. 高効率軽量ファン・タービン技術実証プロジェクト (aFJR)
2. 機体騒音低減の技術実証プロジェクト (FQUROH)
3. 乱気流事故防止技術の実証プロジェクト (SafeAvio)

これらプロジェクトの他にも、空力抵抗低減・機体軽量化技術や高効率・低騒音コアエンジンなどの研究開発を積極的に推し進めている。

しかしながら、特に環境についての世界的な動きは早い。IATA (国際航空運送協会) が、2050 年までに CO2 排出量を 2005 年レベルに対して半減するという目標[2]を掲げ、欧州では Clean Sky Joint Technology Initiative (2008~2013)、Clean Sky 2 Joint Technology Initiative (2014~2024) [3]と銘打った研究開発を進めている。米国でも NASA が中心となって Environmentally Responsible Aviation Project[4]を 2009 年から進めて、環境適合を主題とした次世代航空機の革新技术を研究している。

CO2 排出量の大幅な低減には、エンジンや機体の改良だけでは不十分で、石油に代わる燃料を使う事が必須であると言われている。そのため世界的にバイオ燃料の生産と飛行試験が行われており、我が国でも NEDO 主導でバイオ燃料製造技術の研究開発が進められている[5]。しかし、CO2 削減の究極的な手段として、水素を燃料とした航空機への期待も高まっている。

水素航空機については、以前に欧米で検討されたが、水素燃料タンクが大きすぎる、水素インフラが整っていない、あるいは水素の値段がジェット燃料に比べ遙かに高い、等の問題点が挙げられ、その解決の見込みを得られないために終了している。我が国でも JAXA が中心となって検討会を開き、2008 年に報告書[6]を出したが、そこでも、困難な課題がまだたくさん残っているとまとめている。

しかし、2014 年にトヨタが燃料電池自動車の発売を始めたことにより情勢が大きく変化した。我が国では水素社会に向けた動きが本格化してきており、水素航空機においてもこれまでの技術課題の克服が大幅に進む可能性が出てきた。700 気圧の高圧水素タンクの実用化、燃料電池の性能改善、水素供給のためのインフラ整備の進展などである。そして何よりも水素の価格が大幅に低減するという見込みは、単に環境問題の視点だけで無く、価格不安定な化石燃料に頼る現状の改善にもなるとして運航者側からの歓迎の声も聞こえるようになった。

すでにエアバスは、電動推進による 100 席クラスの旅客機構想を提案しており、米国でも NASA の支援の元にボーイングが SUGAR-Volt と称した旅客機の構想を掲げている。これらは水素燃料を使うとは必ずしも謳っていないが、水素航空機のコアとなる電動ハイブリッド推進を使う点では共通であり興味深い。

我が国でも、MRJ の次の次の完成機に向けた研究開発が必要とされている。その次々世代完成機概念設計が 2030 年頃には始まることを考えると、それより 10 年以上前にはそのコア技術に目処を得ていることが必要である。そこに、欧米が優位な既存のジェットエンジンによる航空機とは異なるものとして、水素航空機も大きな候補となりうるであろう。

先に紹介した水素燃料航空機の国内外検討調査の報告書 (2008 年) には、以下の事がまとめに書かれている。

『やや悲観的なシナリオとしては、「航空機は、化石燃料であれバイオ合成燃料であれ、炭化水素系燃料に最後まで執着する輸送手段となる可能性がある」ということになる。とりわけ、貨物搭載のためのスペース容量の大きさが生命の貨物機においては、よりその可能性がある。しかしながら、逆のシナリオを考えると、地上において水素経済、水素社会が具現化された暁には、エ

アラインと航空機メーカーは、必ずや「何故航空の水素化がなされないのか」という社会からの厳しい問いかけと要求を突きつけられことになるであろう。』

水素利用や航空機の電動化は技術進展が早い。この種の報告書も早々に陳腐化するであろう。むしろそのような新たなゲームチェンジ技術が生まれることに本検討会の成果が活かされることを願うものである。

## 2 航空機産業を取り巻く環境

### 2.1 航空機産業の状況および航空分野の CO<sub>2</sub> 排出削減状況

温暖化防止に向けた CO<sub>2</sub> 排出目標は主に IPCC（国連気候変動に関する政府間パネル）において議論が進められている。2014 年には、第 5 次評価報告書（AR5）第 3 作業部会（WG3）報告書が承認・公表されている。図 2.1-1 に 2010 年における各分野における地球温暖化ガスの排出割合を示す。地球温暖化ガスは燃焼等における直接排出と照明や空調などに用いる間接排出に分類され、全排出量のうち輸送分野は 13%となっている[1]。図 2.1-2 に輸送分野における地球温暖化ガスの排出量割合を示す。航空分野における排出は国内路線が 4.1%、国際路線が 6.52%となり、合計で 10.62%となっている[2]。これらより、全排出量に対する航空分野における排出量は 1.3%程度となる。ただし、航空は燃焼ガスを上空（成層圏）において生成する特徴ががり、CO<sub>2</sub> だけではなく、高層での飛行機雲の生成等による地球温暖化効果を考慮する必要もある。また、WG3 報告書においても、航空機からの地球温暖化ガス排出削減は輸送分野における重要な項目になると予測している。一方、航空機の輸送量は過去にはインターネットや鉄道輸送の普及により頭打ちになるとの予想もあったものの、これまでは図 2.1-3 に示すように年率約 4-5%の割合で増加を続けており、今後もこの増加割合は変わらないと予想されている[3]。このため、CO<sub>2</sub> 排出量は今後も増加し続け、図 2.1-4 に示すように、ICAO においては 2040 年までに 2.8~3.9 倍に増加してしまうと予測されている。このような状況を勘案すると航空分野は将来的に全地球の 10%を超える地球温暖化効果を及ぼす可能性がある。一方、他分野の CO<sub>2</sub> 削減は急速に進んでおり、将来航空分野の CO<sub>2</sub> 排出削減が政府目標等に掲げられ、より厳格になる可能性がある。気候変動枠組条約 COP21 パリ協定においては、「世界的な平均気温上昇を産業革命以前に比べて 2℃より十分低く保つとともに、1.5℃に抑える努力を追求する」ことが目標として掲げられ、「今世紀後半に人為的な温室効果ガスの排出と吸収源による除去の均衡を達成する」ための活動を始めている[4]。COP21 パリ協定に対する政府の地球温暖化対策が 2016 年 5 月 13 日に閣議決定られ、分野横断的な施策の一つとして水素社会の実現も掲げられている。航空分野の取り組みとしては、エネルギー効率の向上および代替燃料の普及を掲げている[5]。一方、ICAO（国際民間航空機関）においては、年率 2%の燃料効率改善を継続するとともに、2020 年以降は CO<sub>2</sub> 排出を増加させない目標を掲げている[6][7]。IATA（国際航空運送協会）における削減目標のように、おおむね 2040-2050 年代までに半減程度の目標となっている[8]。

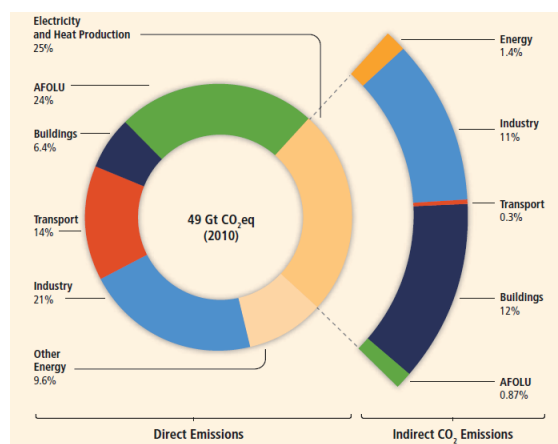


図 2.1-1 各分野における温室効果ガス排出の割合（IPCC 第 5 次評価報告書）[1]

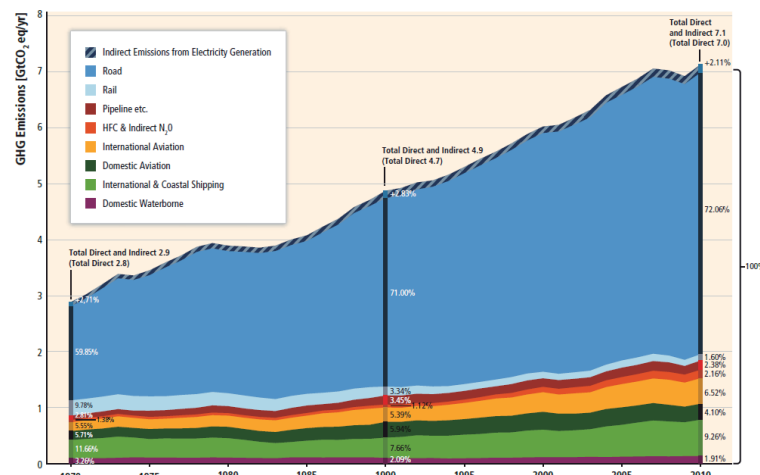


図 2-2 輸送分野における温室効果ガス排出の割合（IPCC 第 5 次評価報告書）[2]

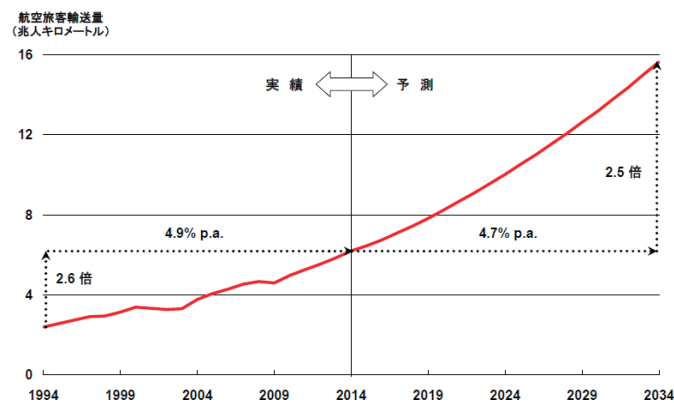


図 2.1-3 航空輸送量の経緯および今後の予測（出典：JADC）[3]

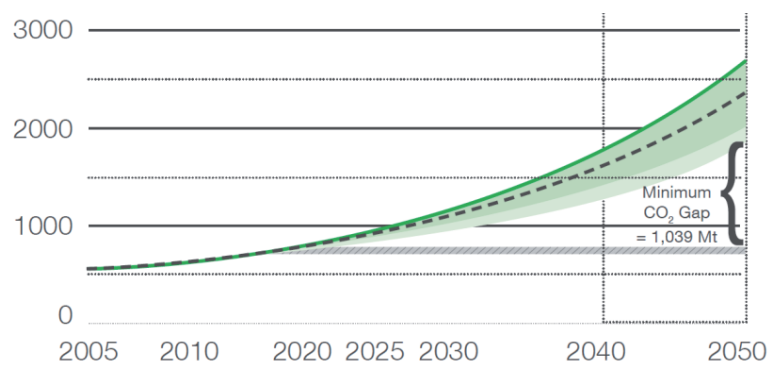


図 2.1-4 航空分野の CO2 排出量予測 [3]

## 2.2 航空機産業外における水素エネルギー普及の状況

水素は風力発電や太陽光発電など再生可能エネルギーを貯蔵する二次エネルギー「再エネ水素」として着目されている。文献[1]によれば、水素エネルギーは 10MW 以上の電力を数時間から数か月以上の期間において貯蔵する場合に適した貯蔵方法とされている。さらには、同様の条件において適しているエネルギー貯蔵方法として揚水発電があげられているが、揚水発電はエネルギー源を移動させることができず、輸送可能な大規模二次エネルギーとして水素が着目されている所以となる。水素の利用方法は Power-to-Power (PtoP、電力を一度水素に変換し、再度発電に用いる方法)、Power-to-Gas (PtoG、電力から製造された水素を既存ガスパイプラインに混入する方法)、Power-to-Fuel (水素を FCV 等の燃料として利用する)、Power-to-Feedstock (水素を製造物の

原材料とする)等分類され、今後は Power-to-Fuel, Power-to-Gas の利用が先行し、大規模利用が進むと燃料価格の低下により Power-to-Power の利用が実現するとされている。水素エネルギー導入に向けたシナリオは国内外において検討されているが、エネルギー総合工学研究所が中心となって検討を行った例では、2020 年以降は CO<sub>2</sub> 排出制約が課され、その結果として再生可能エネルギー、原子力、CCS 付火力発電などのゼロエミッション電源が主流となり、海外からの CO<sub>2</sub> フリーエネルギーの輸送手段として水素の利用が始まると予測している。2020 年台には水素を利用したコジェネ発電が進み、2040 年台には水素を用いた大規模発電が始まると予想している[2]。水素インフラを社会に普及させ、上記のような水素発電を導入するためには、燃料価格を現在より大幅に低下させることが必須であり、政府による水素インフラ普及が進められている。平成 28 年 3 月に経済産業省がまとめた水素・燃料電池戦略ロードマップ改訂版においては、水素ステーションを 2020 年までに 160 箇所、2025 年までに 320 箇所設置する数値目標を新たに設け、水素ステーションの普及目標をより明確にしている[3]。また、東京都においては、2020 年に開催される東京オリンピックに向け、水素社会を普及させる目標のものと、2020 年までに 35 箇所、2025 年までに 80 箇所のステーション普及目標を立てている他、燃料電池バスの導入も進めている[4]。現在、水素ステーションにおける水素の販売価格は 1kg あたり 1100 円という価格を設定されている[5]。これは政府の補助により実現されている価格であり、FCV ミライのタンクを満充填(約 5kg)した場合に、価格 5500 円となり、650km の航続距離が可能となることを考えると、自動車の燃費(1 キロ走行するために必要な燃料費)において水素燃料がガソリンの価格と対抗しうるレベルとすることを目的としている。この価格を政府補助なしに達成できるかが、自動車輸送分野に水素燃料を普及させ、さらには水素サプライチェーンが政府補助なしにするための重要な目標となる。

水素分子は水や化石燃料にも含まれているため、将来の水素の製造方法は多岐にわたり提案されているが、その中で大量生産に有望な製造方法として、褐炭から水素を生成する方法が提案されている。川崎重工業を中心として豪州の褐炭から水素を製造、国内に輸入する試みが進められている。このプロジェクトにおいては、国内の港湾における燃料受け渡し価格を 30 円/Nm<sup>3</sup>(約 330 円/kg)と設定されており、このような水素サプライチェーンの確立により燃料価格の低下が進むと思われる[6]。

このような状況のもと、水素価格の普及は欧米においても進められており、米国 Hydrogen Energy Annual Report2013 においては、水素価格の究極的な目標(製造価格)はオンサイト製造、オフサイト製造ともに 1~2\$/kg としている[7]。我が国における水素価格の目標は、図 2.2-1 に示すように NEDO の水素ロードマップとしてまとめられており、2030 年に 40~60 円/Nm<sup>3</sup>(=450 円/kg~670 円/kg)となっている[8]。一方、ジェット燃料の価格は、例えば図 2.2-2 に示すようにこれまで大きな変動があるものの、おおむね上昇傾向にある。将来の価格予測においても、例えば表 2.2-1 に示すように、米国 DOE では 2012 年において 23\$/MMBTU(=100 円/kg)であったものが、2040 年には 46.5\$/MMBTU(=202 円/kg)に上昇すると予測している[9]。これは化石燃料の採掘方法の複雑化によるコスト増が原因であり、海底油田などからの採掘が多くなるためといわれている。航空機に搭載する燃料の経済性を概算で比較検討する場合、燃料の性情によらず運航中に得るエネルギー量はさほど変わらないと仮定し、発熱量当たりの価格(エネルギー単価)で行うことが望ましく、これらの比較を図 2-2.3 にまとめる。為替価格は 100 円/ドルとしている。この結果、将来はジェット燃料の価格は上昇傾向にあり、一方水素の価格は下降するといった予測が明確に見て取れる。また、価格評価の手法が製造時・消費時など異なるものの、2020 年~2030 年頃には水素燃料がジェット燃料より低価格となる可能性がある。



## 水素製造・輸送・供給技術ロードマップ

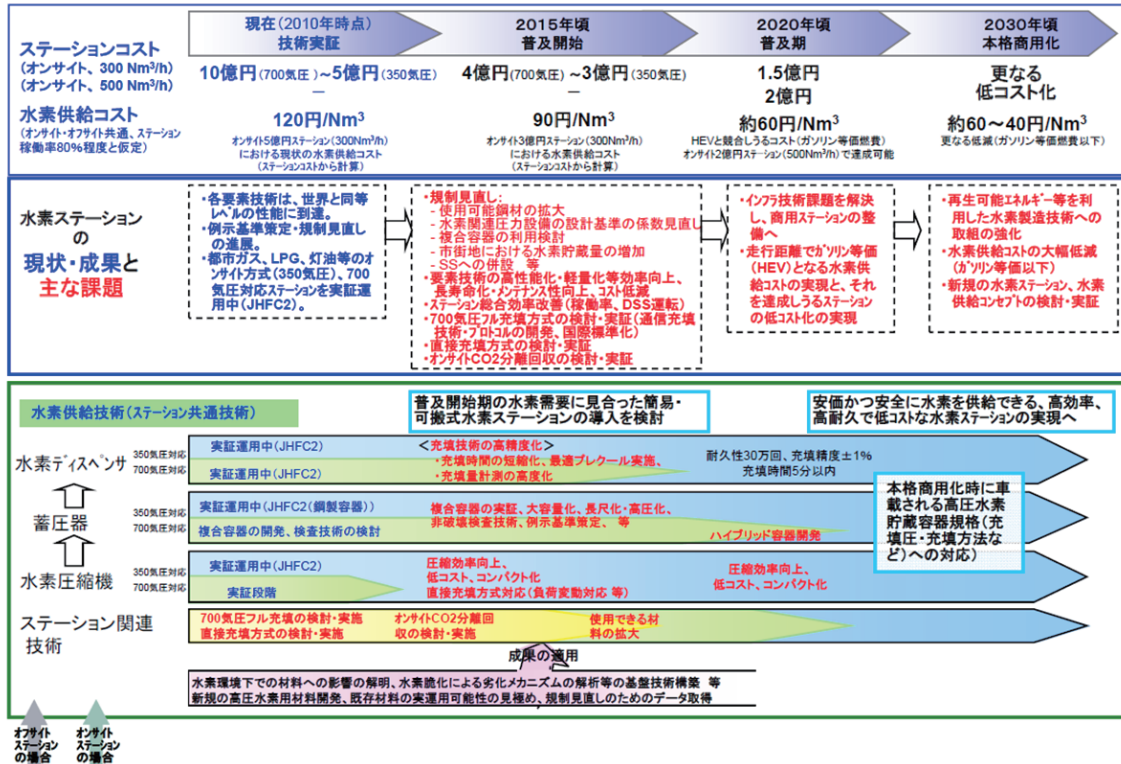
想定:原油価格 \$85/バレル(2010)→\$95/バレル(2020)  
LNG価格 \$520/〃(2010)→\$805/〃(2020)

図 2.2-1 我が国の水素価格目標（NEDO 水素製造・輸送・供給ロードマップ）

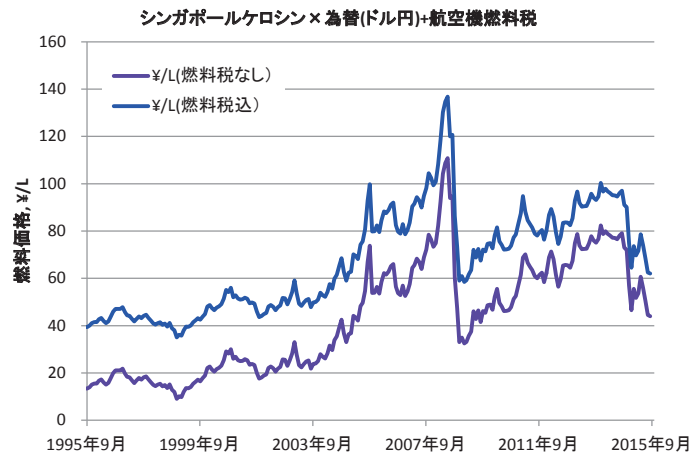


図 2.2-2 ジェット燃料価格の推移（シンガポールクロシン）

表 2.2-1 米国におけるジェット燃料価格予想（Annual Energy Outlook 2014）

年	\$/MMBTU	¥/kg
2011	22.6	98.2
2012	23.0	99.9
2020	22.1	95.8
2025	27.1	117.5
2030	31.9	138.6
2035	38.5	167.1
2040	46.5	202.1

JetFuel 価格（州税込）・100 円/¥換算

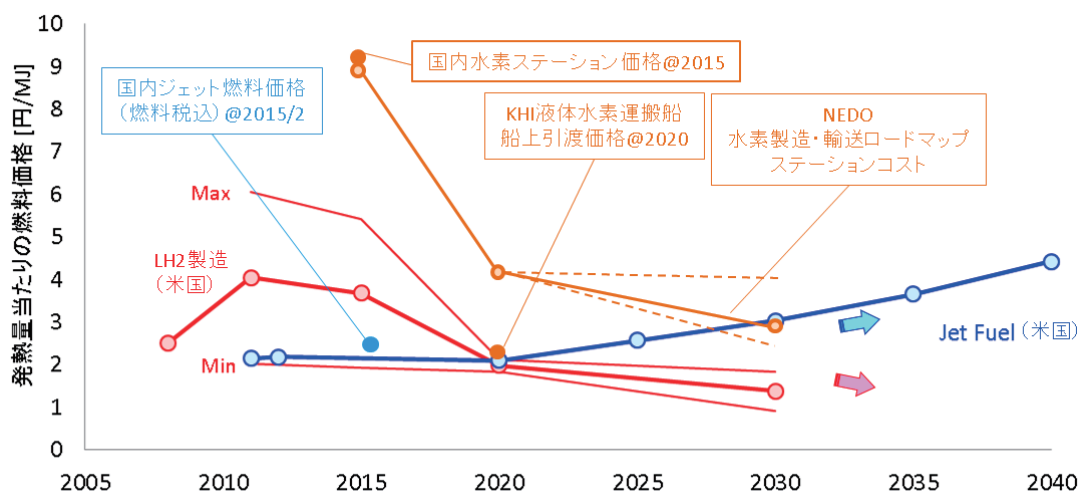


図 2-2.3 燃料価格の比較

## 2.3 航空機へのバイオ燃料の普及状況

2.1 節にて述べたように、ICAO では 2020 年から国際航空における CO<sub>2</sub> 排出量を増加させないことを目標に掲げており、その対応の手段として、低炭素燃料の導入が重視されている。根本的な燃料の低炭素化という観点では、水素のような燃料で C 成分が相対的に少ないか全く含まない燃料を導入する必要がある。しかし、航空機の燃料としては、機体・設備の運用の連続性、安全に関する保守的な傾向等から、全く性状の異なる燃料を導入するのは敷居が高いと考えられる。そのため、短期的・中期的な傾向として、従来の航空機燃料に混入可能であるドロップイン燃料としてバイオ燃料を用い生成過程で炭素固定を行っている」と解釈することでバイオ燃料を低炭素燃料相当とすることが活発になされている。

従来の燃料は原油由来であることが規定で定められていたが、近年、急速な航空業界の発展予測を踏まえ、地球温暖化対策ならびに燃料供給減の多様化による燃料コスト削減や安定供給を目指した代替燃料の導入努力がなされてきており、商用化も進んでいる。本節では、こうした観点でのバイオ燃料の航空業界での導入状況を概説する。

### 2.3.1 航空用燃料・代替燃料の規格

従来の航空用ジェット燃料は、米国の標準化団体である米国試験材料協会（ASTM）による ASTM D16550 等（JetA-1）で定められている。航空用代替燃料としては、ASTM D7566 規格により合成パラフィックケロシンを JetA-1 に 50%以下の割合で混合したジェット燃料の初の承認（2011 年 7 月）に続いて、欧米各国でのバイオ燃料も順次 ASTM の承認を受けている[1]。図 2.3-1 に、代替燃料の認証プロセスを示す[2]。この ASTM D7566 規格を満たす燃料は JetA-1 と同等とされ、従来の空港の燃料系統にそのまま投入することができる[3]。混合が 50%までに制限されている理由の一つは、石油精製による従来の燃料には 15%程度の芳香族が含まれているのに対して、これまでに生成された合成（代替）燃料では芳香族やオレフィン（2 重結合）がほとんどなく、燃料のシール性（シール部の膨潤性に関係）に問題が生じるためとされる。この課題が解決されれば、代替燃料の割合を高めることも可能と考えられる。

ここで、代替燃料として ASTM D7566 規格の Annex として 3 つ記載されている製法込みで使用可能なものの内、代表的な Annex 1、Annex 2 によるものを以下簡単に説明する。

ASTM D7566 Annex 1 は、Fischer-Tropsch 合成（FT 合成）を用いた方法である。何らかの原料から合成ガス（H<sub>2</sub> と CO）を生成し、FT 合成した粗油を適切にアップグレード（異性化、水素添加処理など）、蒸留して、ジェット燃料留分を抽出する。

本手法に関して言えば、元々、南アフリカへの原油の禁輸処置から Sasol 社が石炭由来の合成ガスからジェット燃料を代替として精製・利用してきた経緯がある。その他、天然ガス資源が豊

富なカタルでは、天然ガスを改質して合成ガス化し、代替ジェット燃料を製造している。また、木質バイオマスの加熱ガス化によっても合成ガスを得ることができ、代替燃料製造が可能である。ASTM D7566 Annex 2 は、HEFA（Hydro-treated Ester and Fatty Acid）と呼ばれる代替ジェット燃料を規定している。天然油脂を加熱脱炭酸により分解すると、炭素数が軽油相当の直鎖炭化水素が得られる。これは、天然油脂をアルカリ触媒法により脂肪酸メチルエステルに分解するバイオディーゼル燃料に対して、グリーンディーゼルとも呼ばれる。このグリーンディーゼルに対して同様に水素添加／異性化等のアップグレーディングを行って析出点をジェット燃料に適するように-50℃程度まで下げて代替ジェット燃料を得る。原料は、バイオディーゼルと同様の油脂類で、廃油や、食肉加工後処分される牛脂、植物油等が主である。

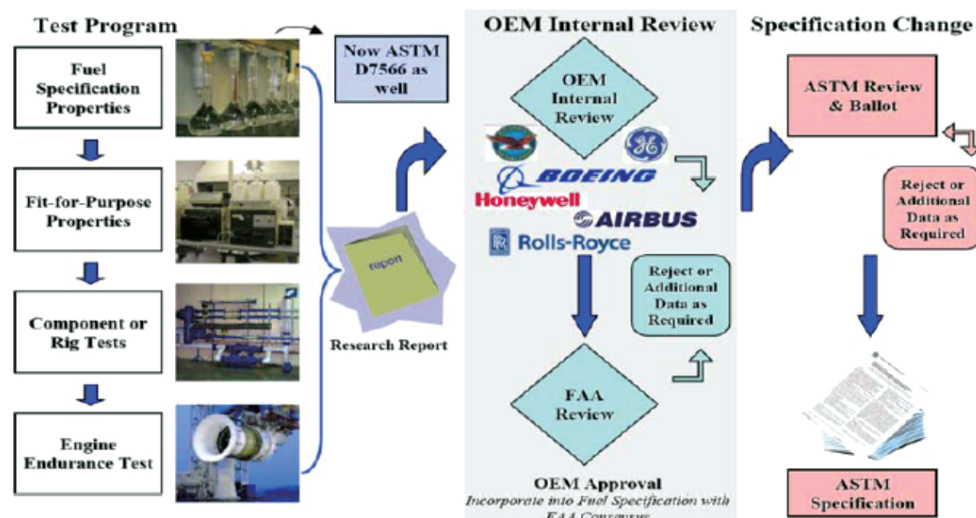


図 2.3-1 代替燃料の認証に向けたプロセス



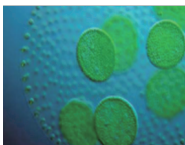
### 2.3.2 航空用バイオ燃料の製造に向けた課題

燃料の多様性という観点では、石炭などを原料とすることを含む様々な経路で合成ガス（H<sub>2</sub>とCO）を作り、Fisher-Tropsch（FT）法（ASTM D7566 Annex1 で規定）によって得た粗油を適切に異性化／水素添加等品質改善を行い、蒸留してジェット燃料留分を抽出する方法もある。

バイオ燃料として一般に想起されるのは植物油であり、当初は食用の穀物と原料を競合する燃料（第一世代バイオ燃料）が試験に供されたが、現在では食用とならない、穀物価格の高騰の原因とならない第二世代バイオ燃料（藻類を原料とする燃料を第三世代とするものもあるが、生育環境での水の扱い分類する方法など、より人間の生活への負荷を減らす観点で世代が変わるようである）である。表 2.3-1 には、バイオ燃料の主な原料を示す[4]。



表 2.3-1 バイオ燃料の代表的な原料

			
名称	ジャトロファ	カメリナ	藻
概要	低木の落葉樹	アブラナ科の草花	単位耕地面積あたりのエネルギー効率が高い
用途	・実から油をとるが毒性がある非食用 ・重油代替燃料	種子から油を搾り、ランプ油、美容液、家畜飼料などに利用	
原産地、主栽培地	中央アフリカ・東南アジア	北米・北欧・中央アジア	
その他の特徴	旱魃に強く、植えて3年で実がなり、10年間、年に3-4回収穫可能	乾燥地帯・痩せた土地ならびに比較的高緯度で栽培可能	
課題	・温暖地に限定 ・現状手による収穫	・収穫量に限り ・穀物市場と関連	・コスト高
導入までの予測年数	現在利用可能	現在利用可能	2-5年

現状での、主な航空用バイオ燃料の製造プロセスの分類を示す[5]：

- ① 微細藻類培養→油脂抽出→水素化／熱分解→ジェット燃料
- ② 木材調達・粉砕→熱分解ガス化→FT 合成→ジェット燃料
- ③ 都市ごみ→焼却炉／熱分解→ガス化→FT 合成→ジェット燃料
- ④ 廃油、植物油、牛豚脂→水素化／水素熱分解→ジェット燃料

上記、FT 合成は、液体バイオ燃料製造においては非常に重要な技術であるが、日本独自の实用化レベルのものがなく、現時点では海外からの技術導入を想定する必要がある。また、上記の①～④では、途中でアルコールが生成される場合があるほか、サトウキビ等糖類の発酵によるアルコール生成例も多くあり、ATJ（アルコールのジェット燃料化）も鍵技術の一つであるが、これも海外におさえられている。一方、水素化分解や熱分解については、製油所や大学等を中心として、国内技術で対応可能と考えられる。現段階で重要なことは、コスト面で石油精製の燃料と同等程度とし、継続的な生産・供給・消費が可能な持続可能なモデルケースを作ることであり、それがうまくいけば、日本全国、世界へ広げていくことが可能になる。③の都市ごみの場合は、現時点の技術適用において、実現可能性が見出されている。コスト面での実現性が最も問題であるが、既存の焼却炉の変更や、設備の付加は難しいので、焼却炉の予め予定された更新時などに、バイオ燃料の製造も考慮した付加設備を設けることで、100 円/ℓ程度での生産が可能な範囲に入ってきている。[5]

### 2.3.3 航空用バイオ燃料普及に向けた取り組み

世界各国で航空用バイオ燃料の製造プロジェクトや ASTM 認証が計画・実行されている。例えば、米国では、ロサンゼルス空港でユナイテッド航空にバイオジェット燃料が継続的に供給される計画となっている他、欧州ではロンドンで都市ごみをガス化・合成して得られる燃料が英国航空に供給される予定となっている。日本では、2009 年に日本航空がバイオジェット燃料を用いたテストフライトを行った実績、ならびに、2012 年に全日本空輸が B787 のデリバリーフライトとして、世界初のバイオ燃料を燃料とした太平洋横断飛行を行っている。しかし、日本にはバイオ燃料の供給する拠点が無いなどの理由で、継続的な供給をする計画はまだない[5]。

そのような中、2014 年度に、東京大学やボーイング社、航空会社、空港会社等が発起人となり、商社、エンジニアリング会社、国の省庁や関係機関も参加して、「次世代航空機燃料イニシ

アティブ」(Initiatives for Next Generation Aviation Fuels: INAF) が立ち上がり、官民一体となって国産代替ジェット燃料の製造と利用に向けた体制作りに関する議論が行われた[6]。また、2015 年 7 月より、「2020 年オリンピック・パラリンピック東京大会に向けたバイオジェット燃料の導入までの道筋検討委員会」が、国土交通省と経済産業省の主催で行われ、2020 年東京五輪までに国産の代替ジェット燃料を製造し、商用フライトを行うことが計画されている[7]。JAXA では、米国で牛脂から生成された Honeywell UOP/日揮ユニバーサルから提供された HEFA 燃料(100%)を輸入して各種試験を実施している。燃焼試験などのデータの蓄積を通じて今後の実用化・改良等の取組を進めていく予定である[8]。

## 2.4 水素航空機・電動航空機の特徴

2.3 節で述べたように、航空機用燃料としては従来の原油由来のジェット燃料から、ジェット燃料に継ぎ足し可能な燃料(Drop-in Fuel)が認証され実用化に向けて歩みだしている。ただ、その生成に向けたコストや供給能力から、これまでのジェット燃料単独であった燃料の供給不安を解消するには十分でなく、カーボンニュートラルの発想からの CO<sub>2</sub> 低減、しかも現時点では体積比で最大 50%までしか代替燃料を搭載できないため、CO<sub>2</sub> 低減に直接寄与する燃料として低炭素燃料が見直されている。そのうち、水素燃料は、反応による CO<sub>2</sub> 排出量がゼロであるため、環境負荷低減への効果も大きいものと期待される。本節では、水素航空機と、水素航空機との親和性が高いと期待される電動航空機に関する特徴を述べる。

水素の燃料としての特徴は、図 2.4-1 に端的に表れている。水素燃料は従来のジェット燃料に比べて、単位質量あたりのエネルギーが約 3 倍であり、逆に体積が 4 倍近くを占めてしまう。そのため、同じエネルギーを消費する場合の燃料質量を低減できる一方で、タンクの容積が大きくなり、しかも極低温液体水素の形で貯蔵する場合のタンクの形状と機体内配置場所に特段の注意を払う必要が出てくる。ここに、自動車では燃料として実用化されているエタノール燃料について付記する。エタノールは、前節でも述べたが、バイオ燃料等を生成するプロセスの途中でアルコールができる場合があり、エタノールなどアルコールを燃料とすることも考えられる。その中で、エタノールを代表として述べると、エタノールは、ジェット燃料よりも体積が大きい上に、単位質量あたりのエネルギー含有量が著しく小さい。酸化剤である空気が持つ酸素を燃料として含んでおり、空気吸い込み式エンジンの燃料としての利点は、重量を重要視する航空分野では非常に小さいと言わざるとえない。したがって、アルコールであれば、前節にも述べたようにジェット燃料に転換する(ATJ)ことが考えられる。

航空機に水素燃料を適用する利点としては、代表的なものとして以下がある：

- ① 重量当たりのエネルギー含有量が大きい(燃料搭載質量/離陸最大重量を小さくできる可能性)
- ② 反応による CO<sub>2</sub> の排出量がゼロである
- ③ ジェット燃料に比べ燃焼時の NO<sub>x</sub> 生成量を減らすことのできる可能性がある
- ④ 可燃性ガスとしての取り扱いが容易である

このため、環境負荷の低減に向けて水素燃料を導入するメリットは極めて大きいといえる。特にエンジンにおいては、水素燃料が燃焼速度が速いことなどから、従来のジェット燃料に比べて燃料当量比を大きく変化させることが可能で、より希薄側の運転を想定することが出来る。高温部が出来やすいために NO<sub>x</sub> の生成量が増大することが懸念されるが、水素燃料特有の燃焼のさせ方(Micromix など)によって NO<sub>x</sub> 低減を図る研究開発もなされている[3]。総じて、燃焼器を中心に、従来のジェットエンジンに比べ短縮化軽量化を図ることが出来ると期待されている。

一方で課題のうち重要なものは、燃料が大きな体積を占めること、極低温液体燃料の管理が容易ではないことである。

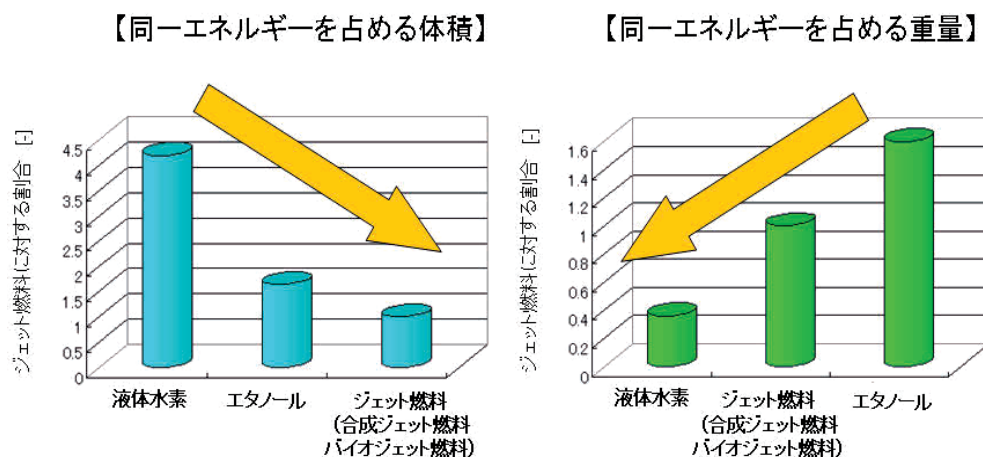


図 2.4-1 水素・ジェット燃料・エタノールの比較

そのため、航空機に液体水素を燃料として用いる検討が最も進んでいるのが、極低温という特性を積極的に利用した極超音速機である。極低温燃料を冷媒としてとらえると、多くの極超音速機特有の課題が解決される。研究状況については、2.5 節を参照されたい。

図 2.4-2 には、航空機に水素燃料を適用する技術の展開について示す。極超音速飛行用に研究開発がなされている極超音速ターボジェットエンジン技術は、水素を燃料としたガスタービンエンジンを含んでおり、培われる技術の多くが、亜音速／超音速旅客機用エンジンにも適用可能である。亜音速機には、極超音速機で求められるレベルの冷却必要性がないため、燃料質量を軽くできるメリットに相殺する形で大きな嵩が問題となってしまうがちである。現状のジェット燃料は翼内部に燃料を携行するが、極低温液体水素のタンクは、球形もしくは円筒形をする可能性が高く、たとえば図 2.4-2 に示されるような、胴体部と別にタンク配置をすることなどが考えられる。したがって、液体水素を燃料とした航空機を導入する場合には、タンクの配置を客室のある胴体内の中に、燃料重量の変化による重心移動を許容以下にすることも踏まえた限定された設計が必要となろう。一方で、現在、活発に検討されている航空機形態として、翼胴形態 (Blended Wing Body / Hybrid Wing Body) が検討されている (図 2.4-2 右下絵参照)。その場合、従来の飛行機形態に比べて、客室空間を大きくすることが出来る上に、客室外の胴体内に、円筒形状のタンクを配置する空間を持つことが出来る可能性が示されている[2]。以上をふまえると、航空機に液体水素を燃料として適用する場合には以下のような形態となると考えられる。

- A. 小型の飛行距離を限定した航空機。従来のレシプロエンジン、ガスタービンエンジンは適用可能
- B. 燃料または冷媒の一部として液体水素を搭載する。主燃料をジェット燃料などとする組み合わせ
- C. 液体水素燃料タンクを搭載するに適した形状の航空機に水素を部分または全燃料とする何らかのエンジンを搭載した形態

以上の一つもしくは組み合わせを考えることが出来る。先に述べたように、亜音速旅客機に液体水素を燃料とする場合には、重量のメリットと体積のデメリットが相殺に近い形となる。そのため、水素の燃料の特筆を積極的に導入した新しい航空機・エンジンの形態が望まれる。そのような観点で、とりわけ環境適合性向上・燃料消費低減の視点で電動航空機が注目されている。以下では電動航空機・特にエンジンに関する特徴について述べる。



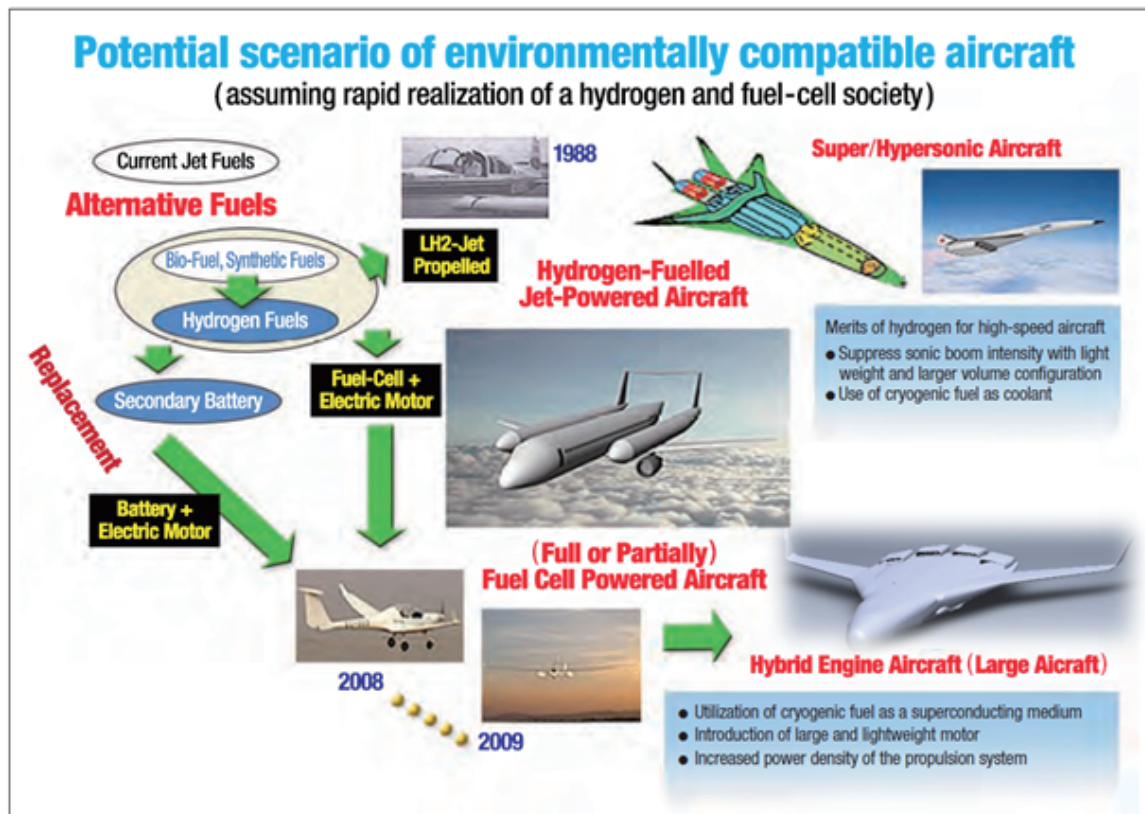


図 2.4-2 水素ジェットエンジン技術の展開（Okai [1]から一部改編）

まず、水素燃料の利用とは独立した、電動推進の特徴について述べ、続いて水素を適用した場合に現れる新しい可能性・特徴について述べることにする。

すでにモビリティの分野では自動車等で電動化が進んでいるが、一般に、電動化が進んだ場合の期待される事項として、以下が考えられる。

- ・コストの低減
- ・エネルギー消費の低減
- ・設計自由度の増大
- ・メンテナンス性の向上

これらの内、エネルギー消費の低減が、本稿で大きな課題として考えられる事項だが、ほかのいずれも、実際の運用面ではエアラインにとっても望まれる事項である。また、電動モータは非常に応答性が高いので、制御や運用面で従来の動力機械とは異なる可能性が見出される。航空機、とりわけ旅客機規模の航空機に焦点を当てると、エンジンは多くが高バイパス比のターボファンエンジンとなっている。これは、推進性能・効率の向上のためにより多くの質量流量を相対的に小さい速度増分で排気することが有利になるからである。ターボファンエンジンは年々バイパス比が大きくなっており、現状ではバイパス比は 10 程度となっている。しかし、バイパス比の増大は、機械的・幾何学的もしくはその他の理由で限界にきており、これ以上大きくバイパス比を増大させることは現実的ではない。

現状の高バイパス比ターボファンエンジンは、ファンの作る流れとコアの作る流れがあるが、推進力のほとんどがファンに起因している。そのため、コアエンジンは、ファンに供給する動力生成が主な役割となっている。以上の背景から、将来の環境適合性を高めた航空機のエンジンとして、コアとファンを分離し、ファンはコアあたり複数設けることでファン外形の幾何学的制約制約を解消することが出来、ファンとファンを駆動するモータ、動力を生成するコアを別配置し独立させることで、双方の設計自由度を高くすることが出来る。このコアについては、動力は機械的動力・高圧空気・電気いずれでもよいが、環境適合性の向上をふまえると電動化が妥当と考えられている。以上から、電動推進の形態としては、コア分離式が多く検討されているが、必ずしも限定されるわけではなく、従来のガスタービンを中心に推力発生手段としながら、電動モータ

でアシストする形態も考えられている。これまで内外で提案・検討されている主な電動推進について表 2.4-1 にまとめる。

このうち、左の 2 つが、主推力を従来のガスタービンエンジンの噴流推力によるもので、広義で Hybrid Electric Propulsion（ハイブリッド電動推進）と呼ばれる。必ずしもコアとファンが分離している必要はないが、表 2.4-1 の赤枠で囲まれた右 3 つは、ガスタービンで発電をして、電力伝達ののち電動モータで推力を発生させるケースである。これらは、Turbo Electric Propulsion（ターボ電動推進）と呼ばれる。

ハイブリッド電動推進の基本は、hFan と記載されているもの[4]で、ターボファンエンジンの軸にモータ／発電機を付け、離陸上昇時などに充電（もしくは離陸前に充電）し、巡航中にターボエンジンをアイドル状態もしくは停止させた条件でモータ駆動で運転するというものである。このようなことが実現すれば、巡航中の有害排気はなくなる。しかし、離陸上昇中などに、充電のためにガスタービンの仕事を発生させ燃料消費すると不利になることが多いので、二次電池の充電の一定量は離陸前に行うことになるだろう。二次電池の重量・容量をふまえると、電気駆動モータの運転時間割合もしくは航続距離は制限されることになる。

BWB（HWB）で多く検討されている事項であるが、翼もしくは胴体面で発達する境界層を（翼もしくは胴体面）後部に配置したファンで吸い込むことで、機体の抵抗を低減し、推進器が必要とする動力を低減させる、境界層吸い込み(BLI)という研究課題がある。表 2.4-1 の 2 番目に描かれているものは、翼下に配置された主推力発生ターボファンエンジンの内部に固体酸化物型燃料電池を搭載し発電、胴体後部の境界層吸い込みファン動力として供給するもの[5]である。これも広義のハイブリッド電動推進と考えることが出来る。

ターボ電動推進は、必ずしもコアとファンが別置きである必要はないが、多くの検討がコア分離ファンエンジンとなっている。Airbus/Rolls Royce が提案する E-Thrust[7]は、ガスタービンで発電し、分散電動ファンで推力を得るものである。特徴的なのは、比較的大きな二次電池を配し、飛行プロファイルでエネルギーマネジメント最適化することを志向していることである。モータ駆動には、超伝導を想定しているが、どの温度でか、冷媒等については、現段階で限定はしていない。ターボ電動推進で最も多く研究解析結果を提示しているのが、NASA による N3-X である[8]。この機体は、主翼の端部にターボシャフトエンジンを配し発電する。機体上部の分散ファンで境界層を吸い込み推力も発生させる。超伝導モータは液体水素で駆動することを第一案とし、必要最小限を携行し、主な燃料としてジェット燃料を用いつつ、超伝導冷媒として用いた水素も燃料とすることを検討している。

JAXA で検討されているものは、外周駆動形式の軽量・高効率を目指した常電動モータで、超伝導送電や冷却に液体水素を用いることを想定している[6]。発電用コアとしては、燃料電池とターボシャフトを両方とも発電に供するものとして機体内に設置する。燃料電池を水素で、ガスタービンをジェット燃料で運転することをベースラインとしているが、システム構成により複数のオプションを検討している。

以上のように、特にターボ電動推進において水素利用が検討されている。この主な目的は超伝導媒体と、その他冷却の目的である。水素利用航空機の構成として 3 パターン挙げた B・C が該当する。超伝導の利用にあたっては、送電部に超伝導における課題の多くを持っており、さらに簡潔なシステムで適用の第一例として有効であると考えられる。ターボ電動推進においては、コアとファン部を結合する電動ドライブ部を、軽量で効率の高いものとして実現する必要があり、送電部はこの視点でも重要である。山口ら[9]は、すでに送電検討についての初期的な検討を行い、実験による検証も進めつつある。関連事項は、超伝導の項を参照されたい。

表 2. 4-1 代表的な電動推進系概念比較[4～8]

	Boeing Sugar-Volt hFan	Boeing Sugar Phase-II LNG+2045GT+SOFC +BLI	JAXA Emission-Free Aircraft	Airbus / Rolls Royce E-Thrust	NASA N3-X TeDP (Turboelectric Distributed Propulsion)
<b>Airframe</b>	-Tube and Wing	-Tube and Wing (with BLI fan)	-Blended Wing Body	-Tube and Wing Body	-Blended-Wing Body
<b>Propulsion</b>	-Motor assisted conventional turbofan	-Turbofan propulsion + BLI fan -SOFC in turbofan	-Tip-drive motor fan -SOFC/GT hybrid core	-Superconducting electric fan	-Superconducting electric fan
<b>Special features</b>	-Battery energy density 750Wh/kg	- Separated BLI fan (power from SOFC) - Potential HSC (LNG)	- Tip-drive motor - Propulsion power source: FC/GT core	-Battery energy density 1,000Wh/kg	-Wing-tip mounted gas-turbine generator



コア分離ファンエンジン

## 2.5 水素航空機研究状況

水素エネルギーを用いた航空機の研究は国内外において盛んに行われているが、国外の状況については、2.4 節において触れられているため、ここでは JAXA における活動状況を記述する。

### 2.5.1 極超音速ターボジェットの研究

水素燃料は、重さあたりの発熱量がジェット燃料の 4 倍あり、軽量化が重要な航空機にとって有利である。一方、密度が小さいために、燃料タンクが大きくなる傾向があるため、揚力を発生する胴体と組み合わせる等の機体設計と合わせて検討する必要がある。水素燃料を航空機に適用する場合は、貯蔵タンクの重量を軽くするために、低圧で高い密度となる液体水素の状態を搭載することが現実的である。

現在、JAXA において、液体水素燃料を用いた極超音速ターボジェット（図 2.5-1）の研究を進めている[1]。このエンジンは、液体水素が $-253^{\circ}\text{C}$ の極低温であることを利用して、エンジン入口空気を冷却することで、地上静からマッハ 5 の極超音速飛行まで作動することを可能にしている。





図 2.5-1 極超音速ターボジェット [1]

図 2.5-2 に極超音速ターボジェットの系統図を示す。マッハ 5 で流入する空気は、インテークで亜音速に減速される。インテークは、飛行中に大きく変化する飛行速度・高度に合わせて常に最適な状態の空気をエンジン内に導くために、流路形状を変更する機能を持つ。エンジン内部に導入された空気は、予冷器（熱交換器）で液体水素との熱交換によって冷却される。その後、コアエンジンで昇圧・昇温し、アフターバーナーで高温燃焼ガスを生成する。高温燃焼ガスは排気ノズルで超音速に再加速され、エンジン後部に排出される。燃料の液体水素は、エンジン入口に装着された予冷器で高温空気を冷却した後、排気ノズル壁面を冷却し、最後にコアエンジンの燃焼器とアフターバーナーに供給される。この過程で液体水素に吸収された熱エネルギーは、アフターバーナーで高温燃焼ガスに供給され、推進力として利用される。

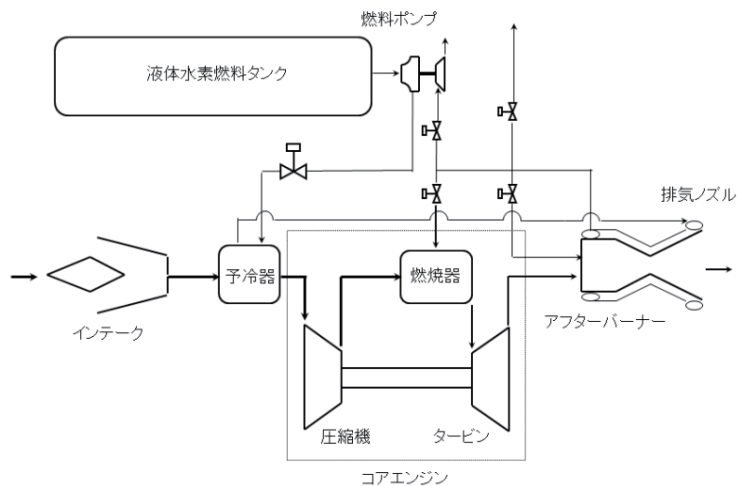


図 2.5-2 極超音速ターボジェットの系統図

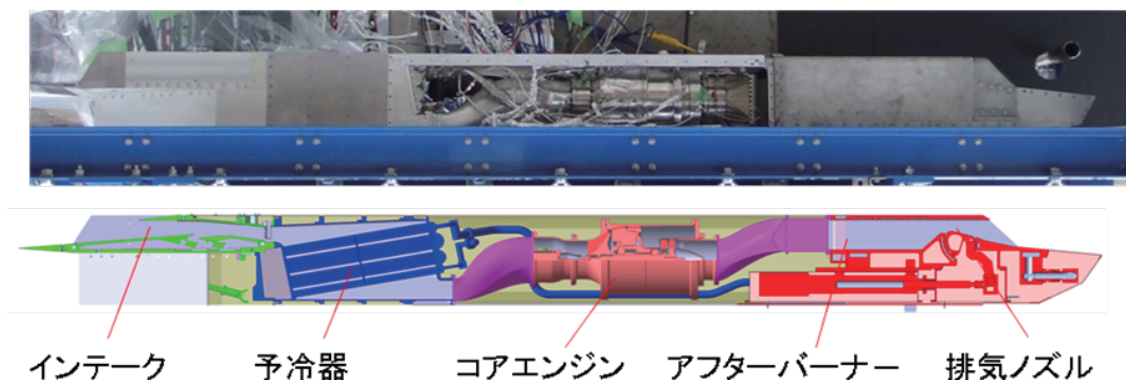
図 2.5-3 極超音速ターボジェットの構成  
(上：外観写真、下：断面図)

図 2.5-3 に飛行実証用の極超音速ターボジェットの断面図を示す[2]。また、表 2.5-1 に、このエンジンの諸元を示す。極超音速飛行状態を再現する風洞設備でのマッハ 5 飛行環境試験を想定し、全長を 2.7m とした。また、極超音速飛行時の空気抵抗を最小限にするため、全ての部品を正面から見て 23cm 角の正方形断面内に収めるようにしている。小型エンジンだが、スペースプレーンや極超音速旅客機に搭載されるエンジンの機能を実証することが出来る。

表 2.5-1 極超音速ターボジェットの諸元

項目	数値	単位
全長	2.7	m
全幅, 全高	0.23	m
回転数	80000	rpm
空気流量	1.0	kg/s
コアエンジン燃焼温度	950	℃
アフターバーナー燃焼温度	1700	℃

インテークは長方形断面の可変インテークとし、圧力バランスによって可動壁を動かす力を低減する機構を備えている[3]。予冷器では、空気流量当たりの熱交換面積を確保するとともに、圧力損失を低減するために、予冷器を斜めに配置して空気流を曲げる方式をとった。コアエンジンとしては圧縮機の圧力比が 6 の水素燃料ジェットエンジンを設計・製作した。極超音速飛行時の十分な冷却能力を確保するために、液体水素燃料は理論混合比より多く供給して、アフターバーナーにおいて 1700℃程度の燃焼を行うこととした。これはロケットエンジンと同様の原理で、分子量の小さい水素を多めに投入することで排気速度を向上させ、極超音速飛行時の推力向上を図るためである。

極超音速ターボジェットの地上燃焼実験[4]は、JAXA 能代ロケット実験場（秋田県能代市）、および、JAXA 大樹航空宇宙実験場（北海道大樹町）で実施した。

液体水素燃料を使用する燃焼実験は、安全確保のために基本的に屋外で実施している。これは、想定外の事象で水素が漏れて屋内に滞留すると、爆発する危険性があるためである。研究開発にあたっては、宇宙輸送用ロケットで培った水素管理技術を参照しながら、水素の安全管理技術確立することを目指している。こうした安全管理技術を得て、水素燃料の旅客機適用も可能になるものと考えている。

図 2.5-4 に、実験に使用した模擬機体と極超音速ターボジェットの断面図を示す。模擬機体には計測制御機器、液体水素燃料タンク、ヘリウムボンベ、気体水素ボンベ等を搭載した。液体水素燃料は、外部のコンテナから模擬機体に搭載された液体水素タンクに移充填した後、ヘリウム加圧によってエンジンに供給された。液体水素を加圧するためには、通常、気体ヘリウムか気体水素が使用される。これは、水素よりも沸点の低い気体でない、極低温の液体水素の影響で液化してしまい、加圧できないためである。コアエンジンの燃料流量の制御は微調整が必要なため、初期段階の実験では、取り扱いの容易な気体水素を供給して実験を行った。一方、液体水素を使用する場合、臨界圧（約 14 気圧）以下では配管の熱容量で容易に気化して流量が安定しないため、配管の温度状態も考慮した燃料制御を行う必要があり、そのための要素データを取得した[5]。



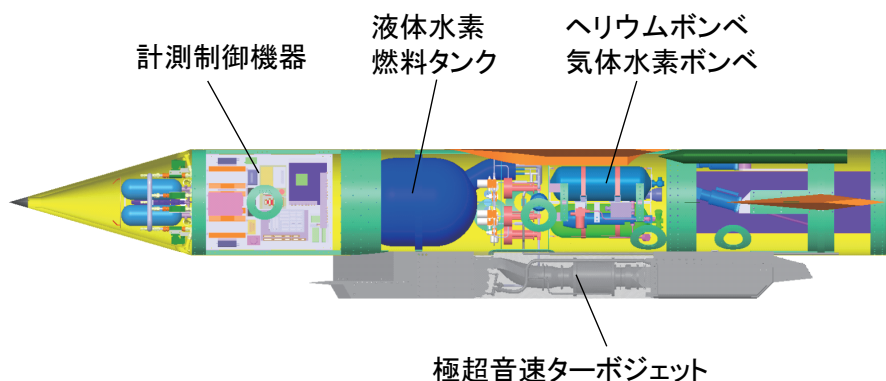


図 2.5-4 模擬機体と極超音速ターボジェット



図 2.5-5 極超音速ターボジェット地上燃焼実験

図 2.5-5 に地上燃焼実験時の外観写真を示す。地上燃焼実験においては、空気流量は予冷後に大きく上昇し、2 倍近くに達した。これは、予冷によってエンジン入口温度が低下して、空気の密度が上昇したためである。エンジンの推力は空気流量にほぼ比例するため、予冷によって、離陸時に約 2 倍の推力が得られることになる。

## 2.5.2 超電導水素航空機の検討

水素燃料の利用については、従前より、燃料多様化や地球温暖化防止を目的として研究開発が進められてきている。また、2014 年 4 月に策定された経済産業省のエネルギー基本計画[6]において、安定供給と地球温暖化対策に貢献する水素等の新たな二次エネルギー構造への変革を目指して、水素社会の実現に向けた取組を加速することが示された。この基本計画において、燃料電池自動車の導入加速に向けた環境の整備、水素の本格的な利活用に向けた水素発電等の新たな技術の実現、水素の安定的な供給に向けた製造、貯蔵・輸送技術の開発の推進等を進めることとされており、水素燃料を現実的な価格で安全に供給する体制が次第に整う可能性がある。

JAXA においては、マッハ 5 クラスの極超音速旅客機に適用することを目的として、水素燃料を使用する極超音速ジェットエンジン[7]の研究開発が進められてきた。この研究開発において、液体水素燃料の貯蔵技術、供給技術、計測技術、熱管理設計技術等の蓄積がなされてきた。

欧州においては、エアバス社を中心にして水素燃料を用いた極超音速旅客機的设计検討[8]められるとともに、超電導モータを用いた亜音速機用の分散推進システムの概念[9]が発表されている。この概念では、ガスタービンとバッテリーを動力源として、液体窒素で冷却された超電導電線と超電導モータで分散ファンを駆動することが想定されている。一方、NASA と Cranfield 大からも、亜音速機用の水素燃料と超電導モータを用いた分散推進システムの概念[10]が発表さ

れている。この概念では、ガスタービンを動力源として、液体水素で冷却された超電導電線と超電導モータで分散ファンを駆動することが想定されている。



図 2.5-6 超電導水素航空機概念図

本研究においては、単位重量当たりの発熱量が高く、極低温での冷却性能が優れている液体水素燃料を用いて超電導水素航空機（図 2.5-6）を実現する可能性について検討した。具体的には、現在 JAXA において研究開発を進めているジェットエンジンに超電導発電機／モータを組み合わせ、ジェットエンジンの低騒音化と低燃費化を実現できる可能性のある分散ファン推進システムを構築することを想定し、超電導発電機／モータの仕様検討を行った。

### 2.5.3 超電導推進システムの概念設定

主推進用の超電導モータを駆動するための搭載動力源としては、バッテリー、燃料電池、ガスタービン発電機等が挙げられる。これらの搭載動力源については、エネルギー密度（電力量／質量）を考慮した航空機システムの比較検討[11]において、特徴が整理されている。バッテリーは、数人乗りの自家用航空機で数十 km 程度の短距離飛行にのみ適用し得る。燃料電池とガスタービン発電に関しては、20 人乗り程度の小型航空機に適用できる可能性があると推算されている。

ファンを駆動するモータに関しては、常電導モータを適用する可能性もあるが、ここでは、より小型軽量のモータ実現を目指して、大電流で駆動する超電導モータのみを検討対象とする。通常、超電導モータを使用するためには、液体ヘリウム（沸点：4K）や液体窒素（沸点：77K）といった冷媒と、モータ冷却で気化した冷媒を再液化するための冷凍機を搭載する必要がある。一方、液体水素（沸点：20K）を燃料とする水素航空機の場合、燃料電池やガスタービンの燃料として使用する液体水素を超電導モータの冷媒としても使用することができるため、冷凍機を搭載する必要がなくなるという利点がある。

超電導モータによるファン駆動を想定する場合、数千アンペアの大電流を供給できる動力源を搭載する必要がある。バッテリーは大電流を供給できる動力源であるが、前述の通り、エネルギー密度の観点で、通常の航空機の主推進用に適用することは難しい。燃料電池については、自動車用に開発された固体高分子型燃料電池を多数並列接続することで対応できる可能性があるが、航空機が運航する低温低压条件で燃料電池を作動させるために、発電時に発生する水の処理方法等で開発要素が発生する可能性がある。

一方、ガスタービン発電の場合、低温低压条件でも作動できるとともに、超電導発電機を組み合わせることで、大電流を発生することが可能である。また、燃焼器部分に固体酸化物型燃料電池を組み合わせる複合サイクル化[12]をすることで、発電時の熱効率を向上させる余地もある。そこで、本検討では、超電導発電機を使用する「超電導ガスタービン発電機」と超電導モータを使用する「超電導ファン」を組み合わせた推進システムを想定して仕様検討を行った。図 2.5-7 に、この構成による、超電導水素エンジンの概念図を示す。

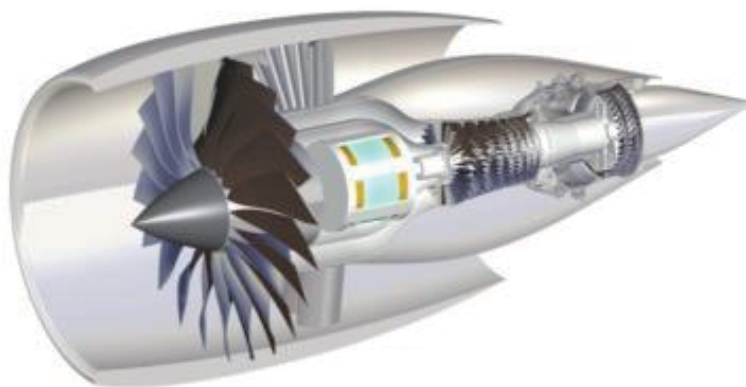


図 2.5-7 超電導水素エンジン概念図

## 2.6 電動航空機研究状況

現用の航空機は原油由来の燃料を用いているが、昨今は航空用燃料に対しても多様化が模索されている[1]。そのため、化石燃料を搭載しないか、または、その使用量を従来に比べ著しく減少させるような新技術を導入した脱化石燃料航空機（図 2.6-1）[1]に対する関心が世界的にも高まりつつある。脱化石燃料航空機のうち推進器の原動機として電動機（以後、電動モータ）を用いたものが電動航空機（Electric aircraft）と定義される。なお、熱機関と電動モータの組み合わせも電動航空機に含まれる。また、水素航空機には水素燃料を用いて熱機関を原動機とする場合と、水素燃料と燃料電池を用いて電動モータを原動機とする場合の2種類がある。

### 2.6.1 電動航空機の技術動向

図 2.6-2 に電動航空機の典型的な推進システム構成例を示す。電力源として二次電池のみを用いる純電動推進システムと、二次電池以外の電力源（内燃機関発電機、燃料電池、それらの組み合わせ等）と組み合わせたハイブリッド電動推進システムに大別できる。前者の構成は電気自動車のパワートレインとほとんど同じで、駆動対象が車輪の代わりにプロペラまたはファンとなっているだけである。実際、電動航空機の動向において、電気自動車技術の果たしてきた役割は非常に大きい。

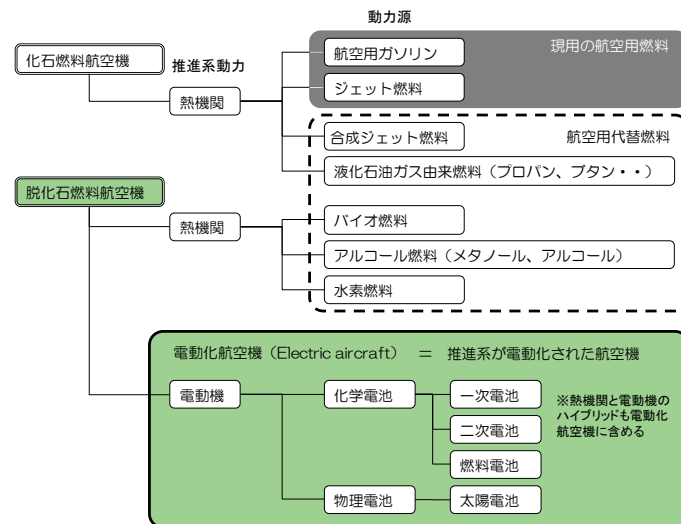
図 2.6-3 に 1970 年代以降の有人電気飛行機の規模と初飛行年を示す。初期の有人電動航空機は太陽電池を用いており、出力は極めて微弱であった。その後も現在まで、電動航空機の規模は1～4 人乗り程度の小規模なものに限られているが、ここ 10 年の進歩の速さは注目すべき点である。1997 年にニッケルカドミウム電池のみを動力源とした電動モータグライダー Silent AE-1 がドイツの AirEnergy 社にて開発された後、新しいタイプの電力源を持つ有人の電動航空機はすぐには登場しなかったが、2006 年にドイツの Lange Aviation 社が型式証明を取得した電動モータグライダー Antares 20E は、有人飛行機としては世界で初めて Li-ion 電池を採用し、これにより規模も出力も Silent AE-1 に比べ著しく増加した。この Antares 20E 以後、世界各国で電動航空機の開発が盛んになり、性能が著しく進歩した[2]。それらの中には、水素燃料電池を動力源とするものや、ガソリンエンジンと電動モータのハイブリッドエンジン機等も存在する[3]。

最近の具体的な開発事例としては、Airbus 社が発表した二人乗りの双発小型電動航空機 E-FAN[4]、スロベニアの Pipistrel 社が 2015 年から市販開始した LSA（Light Sports Aircraft）カテゴリの電動訓練機 Alpha-Electro（プロトタイプ名：WATTsUP）[5]、2016 年に量産化段階に入ったとされる中国の LSA カテゴリ電動航空機鋭翔 RX1E[6]、等がある。また、研究プロジェクトとしては、主翼に多発電動プロペラを搭載する NASA の Sceptor（Scalable Convergent Electric Propulsion Technology and Operations Research）プロジェクト[7]、電動モータを多段化して耐故障性を向上し、電力回生機能も実証した JAXA の FEATHER プロジェクト[8]、4 人乗り電動航空機の動力源を水素燃料電池とするドイツ DLR の飛行実証プロジェクト Hy4[9]、電動



モータとレシプロエンジンのシリーズハイブリッド推進システムを搭載する Pipistrel 社主導の HYPSTAIR プロジェクト[10]等がある。これらのプロジェクトはいずれもジェネラルアビエーションに属する小型の航空機を適用対象としたものである。一方、リージョナル旅客機クラスを対象とした大規模な取り組みとして、Airbus 社と Siemens 社は 2016 年 4 月に電動ハイブリッドエンジン開発に関する提携合意[11]を発表した。

表 2.6.1 に電動航空機の技術動向をまとめる。1990 年代までは航空機として成立させるのが精一杯で、電力源は主に太陽電池であり、出力が小さいため、小規模な機体を低速で飛行させるしかなかった。しかし、基幹技術（電動モータ、電力源）の進歩により、2000 年代以降性能が飛躍的に向上し、現在は LSA（ライトスポーツエアクラフト）カテゴリまで実用化段階に達した。特に、Li-ion 電池及び高性能磁石を用いた永久磁石形同期モータの適用が大きく寄与した。これらの基幹技術は電気自動車の開発が牽引したものであり、今後も当面の間は電動航空機の基幹技術は電気自動車技術に大きく依存することが予想される。一方、航空機特有の課題も同時に解決していくことが重要である。例えば、離陸上昇時に最大出力を費やす航空機の場合、電源及び電動モータは自動車に比べ桁違いに長い時間に渡って連続的に発熱し続けるため、自動車よりも高度な発熱対策が必要となる。



出典：航空宇宙学会誌 2010年10月号「えあろすペースABC 基礎・応用編 脱化石燃料航空機」岡井・西沢

図 2.6-1 電動航空機の位置づけ

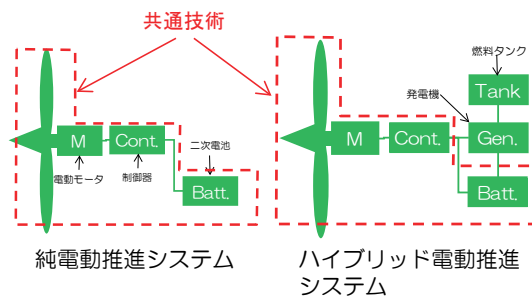


図 2.6-2 電動航空機のシステム構成

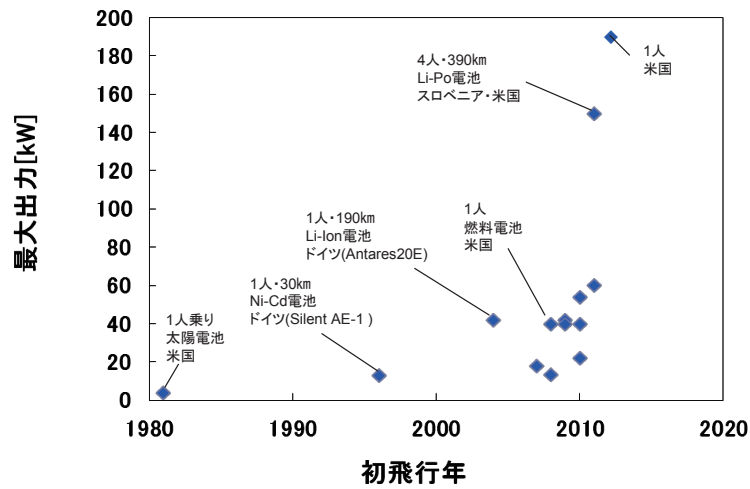


図 2.6-3 電動航空機の進歩

表 2.6-1 電動航空機の技術動向

年代	～1990	1991～2000	2001～2010	2011～
離陸質量	100kg以下	300kg以下	1000kg以下	2600kg以下
乗員	1人	1人	～2人	～4人
速度	～50km/h	～100km/h	～250km/h	～330km/h
距離	～260km	～30km	～190km(Li-Ion) ～750km(燃料電池)	～320km(Li-Ion) 2000km超(燃料電池)
モータ最大出力	～2.5kW	～13kW	～92kW	～192kW
電動モータ	DCモータ	DCモータ	永久磁石形同期モータ(ネオジウム磁石)	永久磁石形同期モータ(ネオジウム磁石)
電力源	太陽電池	Ni-Cd電池	Li-Ion電池、燃料電池	Li-Ion電池、燃料電池、太陽電池
代表例	Solar Challenger(米)	Silent AE-1 (独)	ANTARES 20E(独), Rapid200FC(伊) electric SkySpark(伊)	e-Genius(独), Taurus G4(米) Long-EZ(米)

## 3 水素・電動航空機に関する要素技術動向

### 3.1 水素タンク技術動向

水素の貯蔵方法としては、水素吸蔵合金や有機ハイドライド（MCH）を用いた貯蔵といった水素以外の物質に水素分子を吸着・化学結合させる方法もあるが、航空用途としては燃料の重量増につながり望ましくない。よって、本稿においては、水素貯蔵方法として、高圧水素ガスによる貯蔵と液体水素による貯蔵の2通りについて技術動向をまとめる。

#### 3.1.1 高圧水素ガス貯蔵に用いるタンク

軽量水素ガスタンクはFCV用途として主に開発が進み、トヨタのFCV社ミライに搭載しているタンクは水素貯蔵性能約5kgに対し、タンクの重量効率5.7%を達成している[1]。エアリキッド社の検討においては搭載量5kg、充填圧350気圧のボンベでは重量効率5.5%、充填圧700気圧のボンベでは重量効率4%程度となっており、FCVに用いられるタンクの重量効率は世界トップレベルとなっている[2]。自動車分野において水素の利用拡大が進んでおり、水素ステーションにおける高圧ガス保安法等関係法令の規制緩和に向けた取り組みが進んでいるものの、航空法においては爆発限界の下限が13%以下のものは輸送が禁止されており、これに水素が該当するため、通常において水素を航空機に搭載することはできない[3]。水素エネルギーを航空機に利用する場合、航空機は自動車とは異なり、ある程度技能訓練を受け資格を持った作業者のみが燃料の取扱いに携わるため、作業安全は確保し易いという議論があるものの、地上でのオペレーションだけでなく、運航サイクル全体での安全性の確保が重要課題の一つとなる。一方、水素ガスの適用は燃料電池と組み合わせることにより軽量な小型電源としての利用実証が進められており、DLRによるハンブルグ空港における燃料電池を利用したA320の電動タキシング実証[4]、Boeing ecoDemonstratorプログラムによる再生型燃料電池システムの実証[5]等が進められている。

#### 3.1.2 液体水素貯蔵に用いるタンク

高圧水素ボンベの重量は内圧を保持する円筒部の肉厚に依存するため、高強度の炭素繊維開発により改善する可能性があるものの、搭載量増加による重量効率改善といったスケール効果はほとんど表れない。一方、液体水素は700気圧の常温水素ガスと同程度の密度があり、燃料ポンプにより燃料を供給する際の加圧が可能であるため、タンクの高圧化はそれほど必要なく、液体水素タンクの重量は断熱材の重量に依存することが大きい。断熱材の重量はスケールの2乗に比例し、燃料の質量はスケールの3乗に比例するため、液体水素タンクは大型になると相対的に断熱材が占める重量の割合が減り、重量効率が上がる。上記エアリキッド社の検討においては、搭載量5kg以下では水素ボンベが良く、5kgを上回る時は液体水素タンクが重量効率が上回ると報告している[2]。川崎重工業が検討した貯蔵量2800kgの大型液体水素タンクでは、重量効率は13%になると報告されている[6]。

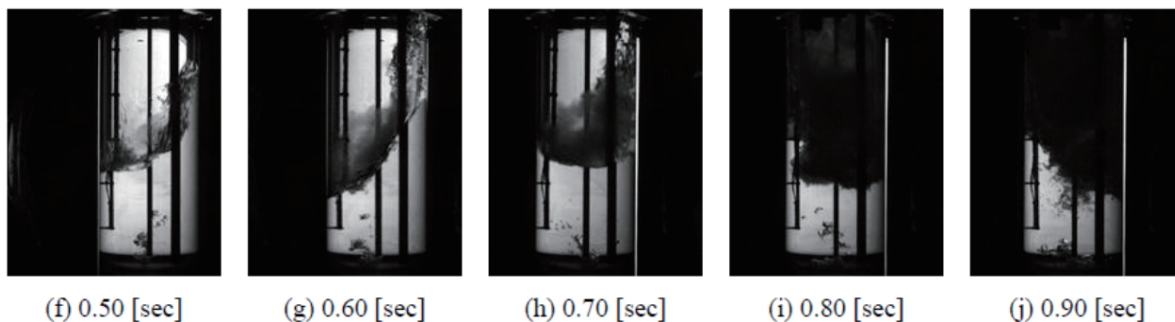
航空用途では、Boeing社は液体水素を利用した高高度滞空無人機PhantomEyeを2012年に初飛行を行った。この機体はレシプロエンジンを動力としており、直径8ftの球形をした液体水素タンクを2個搭載し、18761b(850kg)の液体水素が充填される[7]。ロケット等に用いられてきた液体水素タンクは金属製がほとんどであり、H2Bロケットにおいては、アイソグリッド構造をしたアルミ合金を用いており、鏡板部の接合をTIG溶接から摩擦攪拌接合(FSW)に変更し製造の簡略化に成功している[8]。一方、水素ガスタンクと同様に、液体水素タンクを複合材製にすることにより軽量化が可能であり、NASAにおいては複合材製極低温タンク技術を構築するCCTD(Composite Cryotank Technologies & Demonstration)プログラムを実施、2014年に終了している[9][10][11]。このプログラムにおいては、タンク材料を金属から複合材に変更することにより、30%の軽量化および25%の低価格化が可能とする目標を掲げ、直径2.4mのタンク及び直径5.5mのタンクを製造した。2.4mのタンクは2013年に加圧試験を行い、充填効率90%において135psig(930kPaG)の加圧を20回実施している。5.5mのタンクは2014年3月にロケット打ち上げ環境を模擬して実荷重をかけた試験を実施している。また液体水素充填状態において20～

53psig(137kPaG~365kPaG)の加圧試験を実施した。DLR においては 2012 年~2015 年において極低温複合材タンク技術の研究を行う Cryogenic Hypersonic Advanced Tank Technologies(CHATT)プロジェクトを実施した。本プログラムにおいては欧州における 11 の機関が参加し、各機関において直径 50cm~1m 程度の複合材タンクを試作している[12]。DLR における試作例を図 3.1-1 に示す。本プログラムにおいては複合材タンクの大きな課題の一つである形状の複雑化の試みとして Technical University Delft においてマルチバブル構造の極低温複合材タンクが設計されている。このように、複合材タンクを製造する技術はロケット分野が先導して行い、ほぼ実用段階にあると考えられるが、技術課題としては、熱膨張によるシール性の低下がある。漏洩のメカニズムは、複合材の繊維と樹脂との線膨張率の差によりマイクロクラックが発生し、分子量の小さい水素がクラックから漏洩するためである。このため、成形時には水素ガスでの漏洩は見受けられないが、一度極低温にするとマイクロクラックが発生し、2 度目の冷却からは漏洩が発生すると言われている。この対策として内面に金属層を電鍍（メッキ）等を施す手法やテフロン層を設けるなどライナーを設ける対策が行われている。また、機体搭載性を向上させるためには円筒や球形ではない複雑形状タンクの実現が重要である。



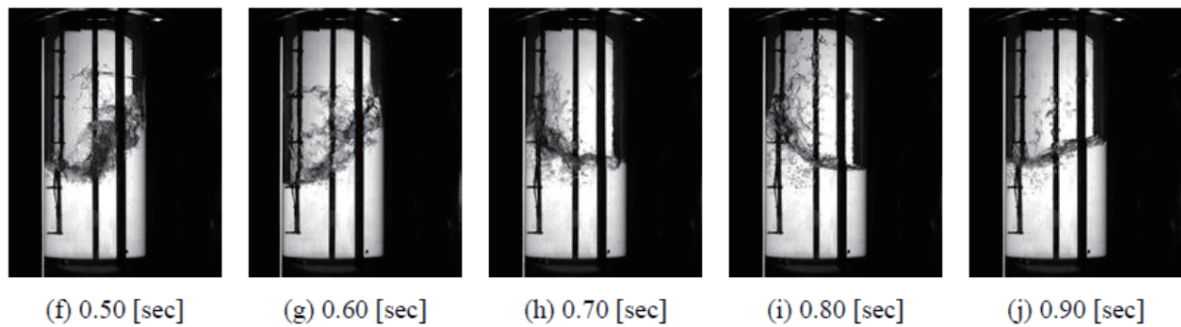
図 3.1-1 DLR における複合材タンク試作例[8]

液体水素を航空機の燃料として使用する場合、タンク内の液体揺動（スロッシング）による重心移動およびタンク圧力変化の抑制が課題として挙げられる。液体水素のスロッシングに関する研究は主にロケットのタンク内挙動を把握することを目的として行われて来た（図 3.1-2）。ロケットでは通常の加速は推力方向に作用し、この加速度に対して液体水素が枯渇することなくエンジンへ供給するよう、タンクからの燃料取り出し口を機体下方に設けており、軌道投入後におけるロケットの再着火時など微小重力環境において、取出し口に液体水素が残し、液相の水素をエンジンへ供給することが重要課題とされている[13]。同様に、航空機へ適用する場合、通常は重力方向に対して液体水素の取り出し口を設けることになるが、航空機特有の加速度環境（例えば機軸方向に加速度が作用する場合）における液体水素の取出しが課題となる。

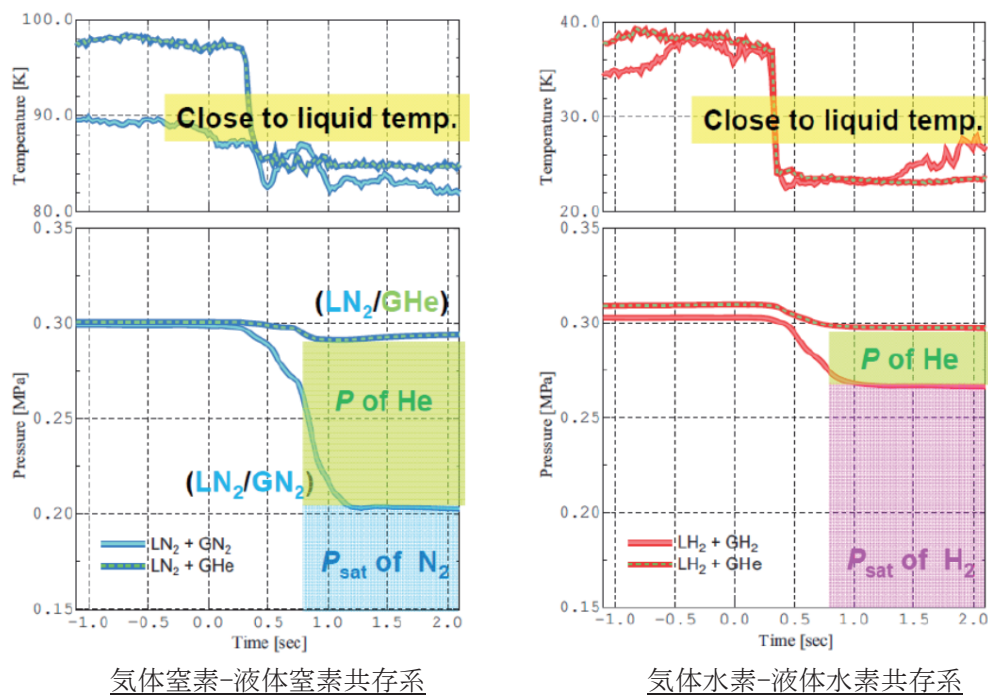


気体窒素-液体窒素共存系の密閉容器中でのスロッシング可視化例(直径 105mm 円筒容器)  
気相の冷却・凝縮に続き気相断熱膨張(減圧)に伴う霧が発生。タンク圧は飽和圧力まで急降下。





気体水素-液体水素共存系の密閉容器中でのスロッシング可視化例(直径 105mm 円筒容器)  
気相の冷却・凝縮が発生。タンク圧は飽和圧力まで急降下。



スロッシング発生前後のタンク内圧力と温度の変化

図 3.1-2 極低温液体(液体水素/液体窒素)タンク内のスロッシングと圧力変動

## 3.2 燃料電池技術動向

燃料電池は、水素、炭化水素燃料等から電気化学反応によって電力を得る電源であるが、使用する電解質の種類によりいくつかの方式が研究されている。この中で、航空用途に有望と思われる燃料電池は PEFC と SOFC の 2 種類であり、下記に技術動向を概観する。

### 3.2.1 固体高分子形燃料電池（PEFC） [1][4]

酸化剤と還元剤の間に電解質膜（固体高分子膜）をはさむ方式の燃料電池であり、交換膜を小型軽量にできることが特徴である。単セルで 0.7V 程度の電圧を発生するため、単セルを積層して直列接続することにより高電圧を得るセルスタックとして使用する。PEFC の構成例を図 3.1-1 に示す。燃料極（負極）では  $\text{H}_2 \rightarrow 2\text{H}^+ + 2\text{e}^-$  の反応によってプロトン ( $\text{H}^+$ ) と電子に分解される。プロトンは電解質内を通り空気極へと移動する。空気極（正極）では電解質から来たプロトンと酸素が反応し、 $4\text{H}^+ + \text{O}_2 + 4\text{e}^- \rightarrow 2\text{H}_2\text{O}$  の反応により水を生成する。触媒にはカーボンブラッ



ク上に白金もしくはルテニウム-白金合金触媒を担持したものが用いられる。運転温度が 100℃ 程度であるため、起動が早く制御性に優れるが、他の燃料電池比較して発電効率が低いことが課題となる。PEFC の市場は家庭用燃料電池（エネファーム）および FCV が支えており、現在は 200 億円程度である市場規模は 2020 年には 1500 億円程度まで拡大すると予想されている。FCV 価格の約 60% がセルスタックの価格となっているように、普及に向けた最も大きな課題は低価格化にある。触媒に用いられている白金材料の使用量を減らすことが重要となっており、白金の粒子サイズを微粒化させる技術やカーボンアロイ等代替触媒の開発が進められている。PEFC 型エネファームの普及に向け、2019 年に 80 万円とする目標価格を設定し、補助金制度を設けている。現在の FCV では 30～40g 程度の白金が使用されているが、10g 程度まで減らせれば FCV の本格量産が可能になると言われている。FCV の開発においては低温における短時間の起動が課題となったが、航空機においても同様に低温起動が課題になると思われる。また、高高度における水の排出も課題となる。図 3.1-2 に FCV に用いられている PEFC セルスタックの仕様を示す。燃料電池技術は現在急速に発展しており、出力密度 2kW/kg まで軽量化を達成している。

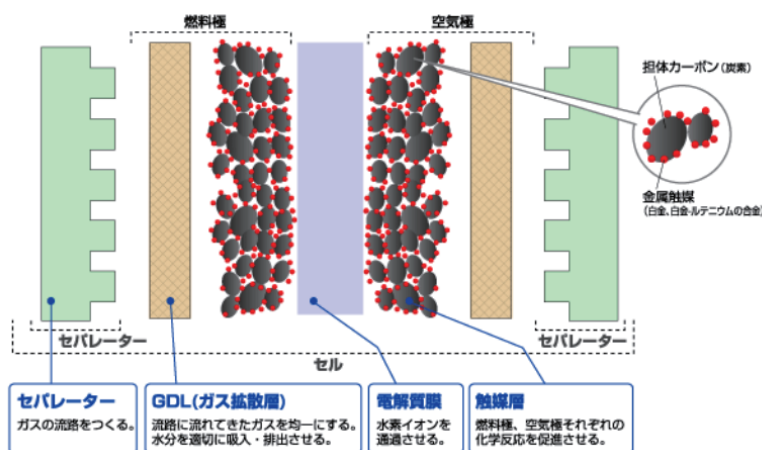
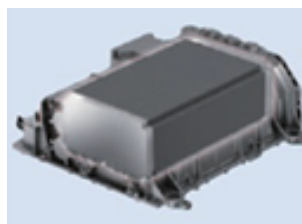


図 3.1-1 PEFC 構造（大阪ガス HP より） [2]



	仕様
最高出力	114kW
体積出力密度	3.1kW/L
質量出力密度	2.0kW/kg
体積、質量	37L, 56kg
セル数	370 セル (1 列積層)
セル厚さ	1.34mm
セル質量	102g

図 3.1-2 FCV 用 PEFC [3]

### 3.2.2 固体酸化物形燃料電池（SOFC） [1][4]

伝導性のあるセラミックを利用した燃料電池であり、1000℃程度まで動作可能であること、セラミック本体に強度を持たせることが可能であり形状の自在性が高いことが大きな特徴である。SOFC の構成例を図 3.1-3 に示す。PEFC と異なり、電解質内を酸素イオン  $O^{2-}$  が移動するため、生

成物の水は燃料側（水素側）で発生する。電極が高温であるため、SOFC 単独で 50%（LHV）を超える効率を達成している例もある。図 3.1-4 に示すように、既に 250kW 級 SOFC-マイクロガスタービン複合発電で 55%の発電効率を実証しており、排熱を利用した蒸気タービンとのトリプルコンバインド発電では 70%を目標とした検討例もあるように、高い発電効率が特徴である[5]。家庭用燃料電池（エネファーム）としても利用拡大が進んでおり、2021 年頃までに 100 万円となるよう補助金を設けている。一方、作動温度が高いために起動時間が長く（数十分程度）、スタック周辺の断熱の課題もあることから FCV への適用は想定されていない。また、体積あたりの出力密度が低く、小型化が課題となっており、耐衝撃性を向上した電解質の薄膜化（10 $\mu$ m 程度）などが進められている。航空機に利用する場合は、小型化、軽量化が課題であるが、ジェット燃料の改質により適用が可能であり、既存エンジンの改修（SOFC 要素の追加）による発電が可能である。

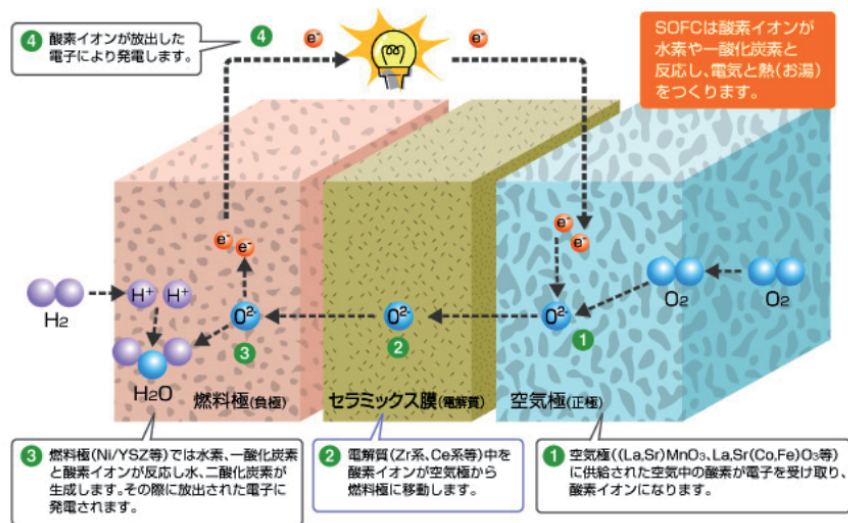


図 3-2 SOFC 構造（大阪ガス HP より）[2]

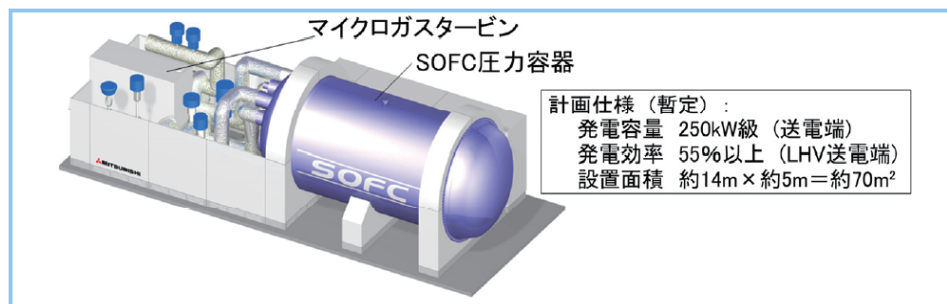


図 3.1-4 SOFC-マイクロガスタービン発電機 [5]

### 3.3 ガスタービン・ジェットエンジン技術動向

本稿でガスタービン・ジェットエンジンの技術進展を捉える場合、以下の 3 つの視点が想定される：

- ① 水素の燃料を用いることを前提としたエンジン開発研究
- ② ガスタービンエンジン技術としての SOA
- ③ 電動推進特有の研究状況

以上の視点から、技術動向について述べる。

### 3.3.1 水素を用いるガスタービン・ジェットエンジン技術動向

水素を燃料とする航空機の例としては、1988 年にロシア（当時のソ連）が Tu-154 の改造機（Tu-155）として水素燃料ジェットエンジンの飛行試験（巡航時のみ作動）を実施している。また、同年、米国でも Conrad 氏が Grumman -American "Cheetah" の改造機（エンジンは Lycoming 0320-E2D が原型）を用いて、離着陸を含む全行程で水素レシプロエンジンの飛行試験を成功させている。また、我が国を含む多くの国・機関等によって、30 年以上にわたり、エネルギー危機が叫ばれる度に水素燃料の導入検討がなされてきた。具体的には、NASA の出資による米国での検討 Brewer や、欧州 EU における今世紀に入ってから概念検討プロジェクト Cryoplane などが挙げられる。Cryoplane での機体搭載を含めた検討例については、前報に紹介しているので参照されたい[1]。

最近の飛行実証例では、Boeing Phantom Eye 無人機で液体水素燃料利用例があるが、これはレシプロエンジンを用いており、3.1.2 節を参照されたい。

燃焼器としては、高温部の分布による NO<sub>x</sub> 排出を低減するため、Micromix 燃焼器の産業向け適用が川崎重工によって進められている[2]。これはもともと航空用を想定した水素燃料の低 NO<sub>x</sub> 燃焼器として検討がはじめられたもの[3]で、実際に産業用に開発されている研究成果も、航空用エンジン開発において有用であると考えられる。

その他、JAXA で継続して試験が行われている極超音速ターボジェットエンジンを除いて、亜音速旅客機エンジンに適用できるガスタービン技術の検討は非常に少ないのが現状である。

関連して、先にも示した Boeing Phantom Eye 無人機用に液体水素を燃料とする試験が今後も行われると考えられるが、過給機付レシプロエンジンでも、高空試験で得られるデータ等は航空用ガスタービン技術としても参照できる点が多いと考えられる。

### 3.3.2 一般的なガスタービン・ジェットエンジン技術進展

水素燃焼ガスタービン、電動推進用発電ガスタービン・エンジンにおいても、ジェットエンジン・ガスタービンの主要構成要素、システム要件は多くが現用のエンジンの技術に依拠するのであって、開発時点での最新のジェットエンジン技術がベースラインとなる。

NASA が実験検証を含む航空機の研究開発を行った最近の事例は Subsonic Fixed Wing Project であり、本稿 2.4 節で NASA が目標としているとしたものはこのうち N+3 という最も長期を視野にしたものである。この目標を達成させるための取組の内、推進におけるエネルギー消費低減の視点での研究課題としては、A. 高効率小型ガス発生器、B. ハイブリッド電動推進（これはターボ／ハイブリッド電動推進の両義）、C. 推進系機体統合化とされている。

このうち、A. 高効率小型ガス発生器に関する事項が本小節の趣旨に近いので、概要を紹介する[4]。

この N+3 でのエネルギー消費低減は、燃料消費低減よりも広義である。エネルギーで換算すると、水素燃料の軽量のメリットが見えなくなるので、その点では燃料依存しない考え方である。そのうえで、現時点での課題を考えると、最新のターボファンエンジンは、翼下に懸垂され、バイパス比が 12 以下、全圧力比が 40 程度に制約されている。高性能軽量のコアを実現することで、エンジンとしてのバイパス比～20 程度達成、全圧力比～50 以上達成を可能にする。N+3 としては全圧力比 60 を目標とした。

そのために小型高効率コアに必要な技術として以下を研究開発課題として掲げている：

- ・高温ハイブリッドディスク、高温シール、翼端隙間の損失低減、モデルベースエンジン制御である。NASA の当該研究は一旦終了しているが、継続して、同様の視点で研究開発が進んでいる。

日本では、JAXA がグリーンエンジンプロジェクトとして、高性能小型コアエンジン技術の研究開発を進めており、培われる要素技術は、電動化航空機・水素燃料航空機にも適用可能である。

### 3.3.3 電動エンジン向け特有のガスタービン・ジェットエンジン技術動向

ターボ電動推進の形式でコア（ガスタービン）と推進ファンをもっとも明確に分離しているのが Airbus/Rolls Royce の E-Thrust[5]である。大きなエネルギー貯蔵器（二次電池）を設け、ガスタービンをガスパワーユニット[6]として発電部としている。詳細なデータはないが、ターボシャフトの形態で発電に徹しているものといえる。最近では具体的な解析事例も散見されるので、同エンジンにおける研究開発状況は今後参照可能となるといえる。

NASA の N3-X は机上検討だが多くの検討がなされ具体的な数値が示されている（図 3.3-1）[7]。3 軸のターボシャフトであって超伝導発電機に直結している。これらの技術目標は、先の Hathaway によって示される小型高効率コアの全てを達成した上での技術実現を想定している。一方で発電機器として考えた場合の飛行プロファイル中での最適化を含めた設計解析は未然であり、これらの前例をもとに初期評価を行う必要があるといえる。

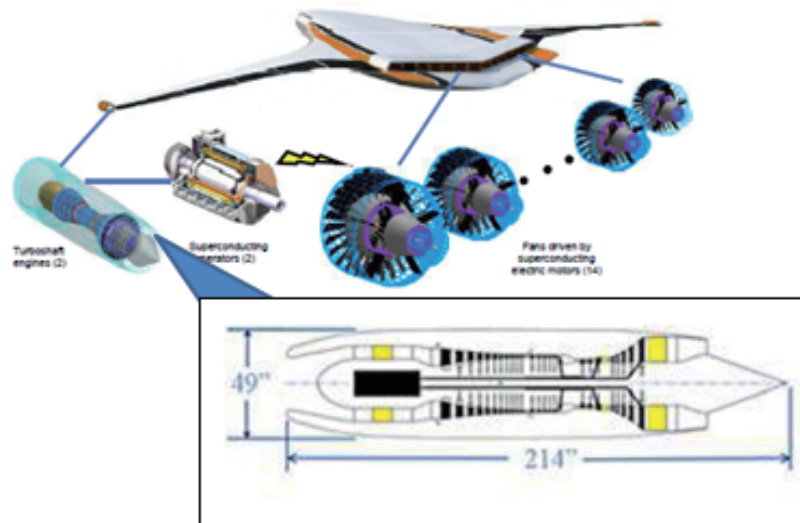


図 3.3-1 NASA N3-X 機体のコア部分

## 3.4 二次電池技術動向

### 3.4.1 航空機電動化の技術課題における二次電池の位置づけ

航空機用途の二次電池の役割としては主に二つある。一つは MEA (More Electric Aircraft) における補助電力源として、もう一つは電動航空機における推進系の主電力源としてである。MEA における二次電池の課題と電動推進系におけるそれは必ずしも一致しないが、共通する部分も多いことと後者の方が二次電池の寄与がより重要であることから、以下後者を中心として述べる。

電動航空機にとって航続距離の延長は最重要課題の一つであり、航続距離を延長するためには二次電池のエネルギー密度向上が欠かせない。その他の二次電池に関する主要課題としては、安全性・信頼性の向上、ターンアラウンドタイム短縮のための充電速度の向上、整備における電池交換等が挙げられる。これらの技術課題は電気自動車における二次電池の課題とほとんど同じである。

### 3.4.2 性能の動向と現状

1990 年代までの電動航空機はごくわずかな実例しかないが、NiCd 電池を主電力源として採用していた[1]ため、実用的な航続距離は実現できていなかった。その後、2006 年に電動航空機としては世界で初めて型式認証を取得したドイツ Lange Aviation 社の一人乗り電動モータグライダー Antares20E は[2]、Li-ion 電池を採用することにより 190km の航続距離を実現したが、これは従来の NiCd 電池採用の電動モータグライダーの航続距離に対して数倍に相当する。Antares20E に用いられた Li-ion 電池のエネルギー密度は 136Wh/kg 程度であったが、2011 年に米国の Green



Flight Challenge にて優勝した 4 人乗り電動航空機 Taurus G4[3]には 180Wh/kg の韓国 KOKAM 社製 Li-Polymer 電池が採用され、約 400km の航続距離を達成した。電解液をポリマー電解質に置き換えた Li-Polymer 電池は、Li-Ion 電池の課題であった液漏れ防止と安全確保のための複雑な機械的機構の解消がなされ、一層の小型軽量化が達成されている。但し、Li-ion 電池、Li-Polymer 電池ともに、現行の航空機用燃料に比べてエネルギー密度は桁違いに小さいため、航続距離に関して依然として大きな制約要因となっていることに変わりはない。

エアバスグループが構想している約 100 席級の電動リージョナル機[4]は、ガスタービンエンジンで発電した電力により推進用の電動モータとファンを駆動する方式であるが、巡航時における余剰電力を二次電池に充電し、離陸上昇時には二次電池からの電力も電動モータを駆動することに使われる。ここで想定されている二次電池のエネルギー密度の目標値は 500~700Wh/kg 程度であるため、Li-ion 電池では到底実現不可能であり、次世代以降の二次電池の登場が期待されている。航空機用途ではなく自動車用途であるが、2014 年に㈱日立製作所は 335Wh/kg の Li-ion 電池を発表した[5]。実用化は 2020 年程度を想定しているようであるが、既に 30Ah 級のセルで実証がなされており、将来の航空用途としてもかなり有力な候補である。

航続距離以外に重要な課題として、安全性・信頼性の向上が挙げられる。携帯機器用の Li-ion 電池は過去に幾度と無く発火事故を起こしてきた経緯があるため、Li-ion 電池の航空機内持込に関しては多くの制限事項が設けられている。Li-ion 電池を航空機のシステムの一部として組み込むことに関してはさらに厳重な基準が設けられている

### 3.4.3 将来に向けた研究開発の方向性

エネルギー密度を飛躍的に向上することが最重要課題であり、エアバス社が提唱するような 500~700Wh/kg レベルを実現するためにはポスト Li-ion 電池を目指す必要がある。現在、次世代型二次電池としてはリチウム/空気、アルミニウム/空気、亜鉛/空気等のメタル/空気系の電池が候補として研究されている[6]。ただし、二次電池として蓄電する機構はまだ見出されておらず、いまのところ一次電池（発電器）である。といっても、従来の Li-ion 電池より一桁程度エネルギー密度を高くできる可能性がある点が重要である。研究開発の歴史は半世紀以上と長いにも関わらず未だ実用化の目途は立っていないものの、技術的ブレークスルーによって実用化された場合のインパクトは非常に大きいため、世界各国の企業や研究機関で精力的に研究がなされている。一次電池のまま利用できるように、飛行のたびに地上で電池を入れ替える使用方法を提唱する研究者もある。

Li-ion 電池を凌駕する次世代電池も重要であるが、未だ技術成熟度はかなり低いため Li-ion 電池をより進展させる将来構想もあり得る。その場合、エネルギー密度に関する限界値は妥協せざるを得ないが、安全性・信頼性の向上、高エネルギー密度化と高出力密度化の両立、高電圧化、長寿命化、高速充電化等の面で性能・機能を向上させることが重要である。特に航空機用途の場合、離陸上昇の出力要求から、自動車用途に比べて高出力を長時間維持する必要があるため、熱管理は重要な課題となる。発熱を抑制するために、セル技術の面からは薄膜化等が内部抵抗を低減する効果もあり有効である[7]。また、熱管理も含む安全性向上のため、システム技術の面からは BMS (Battery Management System) の高度化が求められる。適用対象の高出力化に対応するため、高電圧化を図るには、直列セル数を膨大に増加する必要があるが、必然的に電圧や温度等の監視点数も増加する。従って、BMS においてはフルデジタル化により配線を減らす工夫も重要であるが、デジタルシステムはソフトウェアを持つため、認証を取得するためにはソフトウェアに適用される DO178C 等の基準をクリアしなければならず、純粋に技術的な困難さとは別の障壁が存在する。国内企業は特に DO178C への対応経験が必ずしも豊富ではないため、比較的近い将来の課題として考慮しておく必要がある。

## 3.5 モータ技術動向

1990 年代以降、電池以外では電動モータやその制御技術を担うパワーエレクトロニクスにも特筆すべき進歩があった。電気自動車用モータ技術の動向に着目すると、1991 年当時の東京モーターショーにおいて出展された電気自動車のうち、電動モータのタイプは直流(DC)モータが最

も多く、次いで誘導モータ、永久磁石形同期 (PM) モータの順であった。これが、1997 年になると PM モータ、誘導モータ、DC モータの順に順位が逆転し、さらに 1999 年ではほとんどが PM モータとなり、誘導モータはごくわずか、直流モータは姿を消すという状態で、電気自動車に採用されるモータの方式がわずかな期間で完全に様変わりしてしまった。

DC モータはインバータを用いなくても可変速制御が容易であるという利点を持つものの、ブラシと整流子が消耗するため保守性に劣ることや、これらの機構のため小型軽量化に不向きという短所を持つ。従って、IGBT (Insulated gate bipolar transistor) のようなスイッチング素子の進歩によって大容量のインバータ構築が可能になるにつれ、誘導モータや PM モータなどの交流 (AC) モータにとって替わられた。

AC モータでも当初主流であった誘導モータよりも、PM モータの方が永久磁石を用いているため励磁電流を必要とせず効率化に適することから、現在の電気自動車の駆動用モータの主流となっている。その性能向上には、保持力の強い Nd-Fe-B 系の希土類永久磁石 (ネオジウム磁石) の採用が大きく貢献した。実際、日産自動車 (株) の電気自動車用駆動モータ [1] を例にとると、1990 年代前半の誘導モータ方式に対し、2001 年以降の PM モータ方式では同じ出力でありながら質量を 1/3 以下にまで低減することに成功し、電動モータの出力重量密度は短期間で急激に向上した。

2000 年代になってからの電動航空機の進歩は上記のような電動モータ等の自動車用電動デバイスの進歩によるところが大きい。しかし、電気自動車用途の電動モータの出力重量密度のレベル (1~2kW/kg) で通用するのは小型プロペラ機に用いられているピストンエンジンの置換用途までであり、ビジネスジェット機や旅客機に用いられるターボプロップエンジンやターボファンエンジン等のガスタービンエンジン (3~6kW/kg) を置換できるレベルには未だ到達していない。そのような状況の中、Airbus 社と電動リージョナル旅客機の開発を目指して提携合意した Siemens 社は 2015 年に出力重量密度 5kW/kg の電動モータ開発に成功したことを発表した [2]。既に地上試験では 260kW の出力も達成しているほか、小出力の電動モータであれば Pipistrel 社の小型電動航空機等にも提供し、有人飛行運用にも供されている。Siemens 社の電動モータは現時点における航空機用電動モータとしては世界最高レベルの性能を持っているが、その技術の中身としては以下のように説明されている [3]。

1. 物理的境界の限界まで追求する高い磁気材料の特性を用いた電磁気設計
  - ・最大トルク密度を達成するための高い電氣的周波数
  - ・角型断面の銅線
  - ・Halbach 配列を用いた高度な磁気回路
2. 高性能冷却
  - ・銅線 (最大の損失源) の直接冷却による電流密度の劇的な向上
  - ・高い冷媒温度 (90-100℃) による冷却装置のサイズと重量の最小化

Airbus 社の電動リージョナル旅客機構想において、電動モータの性能目標値は 10~15kW/kg 程度であり、現状のガスタービンエンジンよりも高い出力密度目標が設定されている。これは、ガスタービンエンジン (コアエンジン) の出力で発電機を駆動し、その電力で複数の電動モータを駆動するというシステム構成のため、コアエンジン+発電機+電動モータの重量が現状のファンジェットエンジンと比べて大幅な重量増とならないための目標設定である。Siemens の高出力密度モータといえどもまだその目標値には及ばないものの、現状の電動モータでもガスタービンエンジンに比肩しうる性能を有しており、単純に蓄電池の電力で電動モータを駆動し、プロペラやファンで推力を得るような推進システム構成を想定するならば、すでに内燃機関の代替として有効なレベルに達しつつある。今後は、自動車用モータの進歩と航空機用電動モータの進歩の双方の効果により、一層の性能向上が期待できると思われる。

### 3.6 超電導技術動向

航空機の電動化が進む場合、大電力を送ることができる超電導技術を適用する可能性があり、本節においては、超電導技術の動向を概観する。1911 年に超電導が発見されて以来、電気抵抗がゼロになることおよび高い磁場を形成することができる特徴を生かし、エネルギー分野 (超電導送電等)、輸送分野 (超電導リニア、船舶等)、医療 (MRI 等)、エレクトロニクス分野等に適用がされてきているが、航空分野への適用は主に、超電導モータおよび超電導送電が有望であ

るため、この2分野の動向に限定する。なお、超電導については、「超伝導」「超電導」2通りの記載方法があるが、本稿においては、電気抵抗が消失するメリットについて主に着目することから、「超電導」と記載する。

超電導技術のモータへの適用は、主に船舶用として進んでいる。川崎重工においては、船舶用3MW級モータの開発が行われた(図3.6-1)[1][2]。モータの回転部にレーストラック型の超電導コイル構成し、磁界密度を高めることにより小型化を達成している。一方、固定子側の電気子には常電導コイルである銅巻き線を用いている。超電導線材としてはビスマス系線材 BSCCO-2223 を用いており、超電導作動温度はヘリウム冷却により30Kを達成している。回転子の軸受部は磁性流体シールによりヘリウムガスをシールしている。本検討においては、20MW級の超電導モータの検討も進めており、重量は50トン程度(=0.4kW/kg)と見積もっている。技術的な課題としては、超電導材料に繰り返し応力が発生した場合の劣化特性の評価、交流損の評価等があげられ、これらの基礎データを取得している。

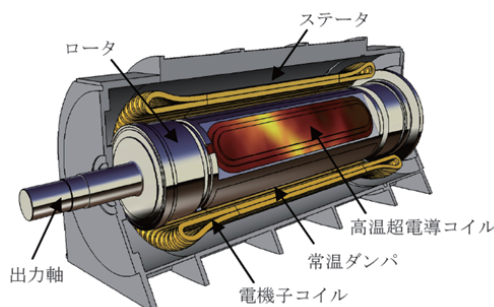


図3.6-1 船舶用3MW級超電導モータ[1]

航空機への超電導技術の適用は、軽量化が鍵となる。超電導技術は1987年にイットリウム系の材料によって液体窒素温度(77K)を超える臨界温度である90Kを達成して以来急速に研究が進み、イットリウム系、ビスマス系といったあらゆる材料の研究が進められてきた[3]。モータに利用する場合、超電導線材周辺に形成される磁場によりモータ駆動力を得ることになるため、超電導線が発生する磁場の強さによりモータの重量が決まることになる。超電導線材の臨界磁場  $H_c$  は臨界温度  $T_c$  と超電導材料の温度  $T$  により下記式で表現され、液体水素など極低温にすることにより大幅な向上が見込める。

$$H_c(T) = H_{c0} \left\{ 1 - \left( \frac{T}{T_{c0}} \right)^2 \right\} \quad (3.6-1)$$

航空機の電線を超電導化する場合、交流で利用する場合は線材自体が発生する磁場により抵抗が発生してしまい電気抵抗がゼロとなる超電導のメリットが損なわれてしまう。直流送電を行うことにより線材の交流損失をなくすることが可能となり、送電分野においては、直流送電の実証が進みつつある。北海道石狩市においては、経済産業省の委託により「石狩プロジェクト」が進められ、1.5kmの直流送電線を建設、送電実証を行い、超電導線の熱収縮による破断の問題等を解決している[4]。地上用送電に用いられる超電導線は敷設時の強度確保を行うために中心部にケーブルコアを設けているが、航空機への適用では軽量化が重要であるため、ケーブルコアの無いシンプルな構造の超電導線を構築することになる[5]。

航空機の電動化を考える場合、ガスタービン等回転機械による発電を想定する場合は交流電源となり、燃料電池で発電する場合は直流電源となるため、電源やモータの形式により超電導技術のメリット・デメリットが異なる。このように電動推進システムを設計する場合、電源や送電線の使用など全体を俯瞰してシステムを設計する必要があるものの、電流、電圧といった電源仕様まで踏み込んだ将来航空機の検討報告はほとんどなく、今後の検討課題となっている。



## 4 水素・電動航空機システム検討

水素社会の普及にあわせ、水素価格は低下傾向にある。本章においては、水素エネルギーに関連し、ガスタービン、ジェットエンジン、燃料電池、超電導等の水素エネルギーに関連する要素から構成される将来の推進システム候補について、各システムの特徴や技術課題を把握することを主目的として検討を行った。ガスタービン等内燃機関や電動モータなどの電動推進を構成する要素の効率や出力密度を調査し、航続距離を指標としたシステムの簡易的な比較検討を実施した。

### 4.1 検討方法

#### 4.1.1 推進機関の候補および参照機体

水素の最も大きな特徴は高い発熱量(120MJ/kg, LHV)にあり、ジェット燃料(42MJ/kg, LHV)の約3倍となることである。このため、航行中に燃料から得る総エネルギーが同じとする条件では、搭載する水素燃料はジェット燃料の1/3で済むことになる。一方、水素は密度が低く、また、液体水素は極低温の燃料であるため貯蔵性に課題がある。FCVでは密度を上げるため、水素ガスを70MPaまで加圧しているが、この場合でも、同一発熱量を得るための密度はジェット燃料の1/4となり、大型かつ高圧の燃料タンクが必要となる。また、高圧水素ガスの貯蔵は、タンクの重量が増すのみならず、タンクを球形もしくは円筒形にする必要があるため、機体内への搭載性が課題となる。一方、水素は燃料電池自動車に用いられている固体高分子形燃料電池(PEFC)による発電が可能であり、電化が行い易いという特徴がある。SOFCを利用する場合は、小型化および制御性が課題になるものの、発電効率の高いシステムを構築することが可能となる。さらに、液体水素は常圧で20Kの極低温燃料であり、モータ等電気機器を超電導とする場合の冷熱源として用いやすい。

このような水素エネルギーの特徴を踏まえて、燃焼により動力を得てファン・プロペラを駆動する既存の推進機関をベース(case1)として、将来の推進システムの候補として下記を考えた。

燃料（エネルギー源）：

- ジェット燃料（Jet-A1）
- 高圧水素ガス（充填圧 70MPa, CFRP タンク 想定）
- 液体水素（充填圧 0.2MPa, CFRP タンク、簡易断熱 想定）
- バッテリー（二次電池）

電気エネルギーへの変換：

- ガスタービンによる発電（レシプロエンジンも含む）
- 固体高分子形燃料電池(PEFC)
- 固体酸化物形燃料電池(SOFC) とガスタービンのハイブリッド発電

電力輸送方法：

- 常電導ケーブル
- 超電導ケーブル（液体水素燃料の場合は冷凍機なしを想定）

推進力変換：

- 常電導モータ
- 超電導モータ（液体水素燃料の場合は冷凍機なしを想定）

これらを系統的に組み合わせ、表 4.1-1 に示す 17 ケースの推進システムについて検討を行う。Case1 はジェット燃料を用いる現行の航空機の推進機関であり内燃機関を用いるものである。これに対し、Case2～5 はジェット燃料をエネルギー源に用い、一度電気エネルギーに変換したのちモータを駆動する方式である。電気エネルギーへの変換はガスタービンもしくはレシプロエンジンによる発電(Case2, 3) および SOFC とのハイブリッド発電(Case4, 5) を考慮している。Case6～7 はバッテリー（二次電池）をエネルギー源に用いている。バッテリーは他機関とのハイブリッド化により有効性を高めることが可能であるが、本検討においては検討を単純化させるために、バッテリー単独での搭載を念頭におく。Case8 は充填圧 70MPa の水素ポンペを搭載した内燃機関であり、Case9～12 は高圧水素ガスを搭載し発電を行うものである。水素による発電はガスタービン・レシプロエンジンによる発電(Case9, 10) , および PEFC による発電(Case11, 12) をとしている。



Case13 は液体水素を搭載し内燃機関を用いるものであり、Case14～17 は液体水素から発電するものである。電力輸送および電力の推進力への変換は常電導・超電導双方の検討を行う、ジェット燃料、バッテリー、水素ガスにおいて機器を超電導とする場合は、機器の冷却のための冷凍機を搭載するが、液体水素をエネルギー源とする場合は液体水素本体を冷熱源とすることを念頭におき、冷凍機は搭載しない。

表 4.1-1 検討ケース一覧

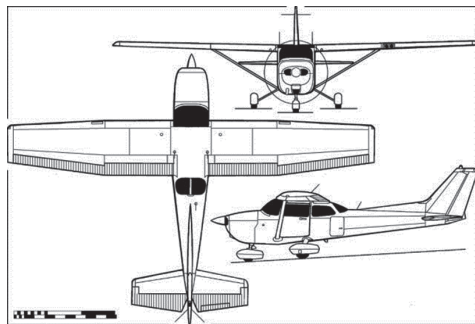
Case 番号	エネルギー源		電力変換		電力輸送		推進力変換	これまでの検討、実験例
1	ジェット燃料 (ポンプ加圧)	T	-	-	-	-	ジェットエンジン	現行の推進機関
2		T	ガスタービン発電 レシプロ発電	T	常電導ケーブル	T	常電動ファン	
3		I		L	超電導ケーブル +冷凍機	L	超電動ファン	E-Thrust
4		L	ジェットエンジン+SOFC	T	常電導ケーブル	T	常電動ファン (+ジェットエンジン)	SOFCハイブリッド候補
5				L	超電導ケーブル +冷凍機	L	電動ファン (+ジェットエンジン)	SOFCハイブリッド候補
6	バッテリー	T	-	-	常電導ケーブル	-	常電動ファン	FEATHER, E-FAN
7		L	-	-	超電導ケーブル +冷凍機	-	超電動ファン	
8	高圧水素ガス (CFRPタンク)	T	-	-	-	-	ジェットエンジン	
9		T	ガスタービン発電 レシプロ発電	T	常電導ケーブル	T	常電動ファン	
10		I		L	超電導ケーブル +冷凍機	L	超電動ファン	
11		L	PEFC (再生型含む)	T	常電導ケーブル	T	常電動ファン	IA-Boeing飛行実験 (推進用途ではない) Antares DLR-H2
12				L	超電導ケーブル +冷凍機	L	超電動ファン	
13	液体水素 (簡易断熱) ポンプ昇圧	T	-	-	-	-	レシプロエンジン ジェットエンジン	Phantom Eye CRYOPLANE, N+4
14		T	レシプロ、 ガスタービン発電	T	常電導ケーブル	T	常電動ファン	Global Observer
15		I		L	超電導ケーブル	L	超電動ファン	
16		L	PEFC	T	常電導ケーブル	T	常電動ファン	
17				L	超電導ケーブル	L	超電動ファン	

以上の推進システムケースに対し、検討対象とする機体はジェネアビ機から大型機まで網羅的に把握するため、表 4.1-2 および図 4.1-1 に示す 6 種類の機体システムについて検討を行う。機体情報は航空機 Jane's 年鑑より代表的な値を抽出した[1]。小型ジェネアビの代表は Cessna172 とした。本機体は 1950 年代から販売されており、既に 40000 機を超える販売実績がある。ターボプロップ機の代表は、Dornier228 とした。本機も 1980 年代より販売されている比較的旧式の機体である。JAXA では 1988 年に実験用航空機 MuPAL- $\alpha$  として現在も利用している。小型のジェット機としては、パイロードが小さく長距離飛行する機体として Gulfstream G650 を、パイロードが大きいリージョナルジェット機として Embraer ERJ-145XR を参照した。大型ジェット機としては、Airbus A320 および A380 を参照した。

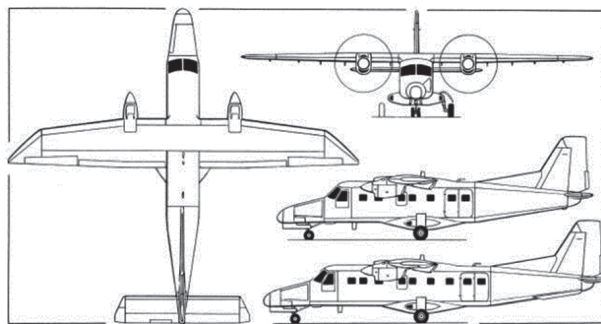
表 4. 1-2 検討対象機体一覧

		Cessna 172S	Dornier 228-202	Gulfstream G650	Embraer ERJ-145XR	Airbus A320	Airbus A380
Overall							
length:	m	8.28	16.56	30.4	29.87	37.57	72.8
height:	m	2.72	4.86	7.82	6.76	11.76	24.1
wing span:(※1)	m	11	16.97	30.35	21.01	35.8	79.8
Fuselage							
height:	m	-	-	-	-	4.14	8.41
width:	m	-	-	-	2.28	3.95	7.14
internal width:	m	1	1.346	2.59	-	-	-
internal height:	m	1.22	1.55	-	-	-	-
Weight							
Max T-O weight:	kg	1,157	5,700	45,180	24,100	73,500	560,000
Max fuel weight:	kg	144	1885	20,049	6,032	24,240	259,465
Performance							
Cruising Mach number:	-	0.187	0.188	0.85	0.8	0.78	0.82
Range:	km	959	2703	12,964	3,704	4,807	14,816
搭乗人員	PAX	4 (標準座席数)	19 (標準座席数)	20 (最大客室)	50 (標準座席数)	180 (最大客室数)	525 (基本仕様)
飛行高度	m	4,265 (実用上昇限度)	3,048 (最大飛行速度)	12,495 (巡航高度)	11,280 (巡航高度)	11,280 (巡航高度)	10,670 (巡航高度)

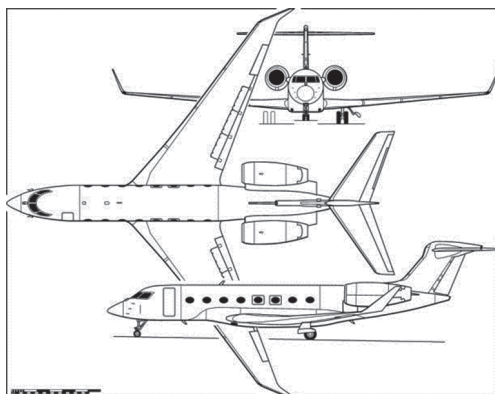
(※1) G650, ERJ-145の翼幅はウィングレット付、A320の翼幅はシャークレット付



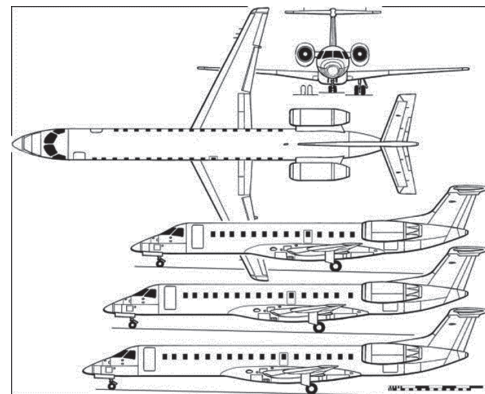
Cessna172S



Dornier228-202



Gulfstream G650



Embraer ERJ-145-XR

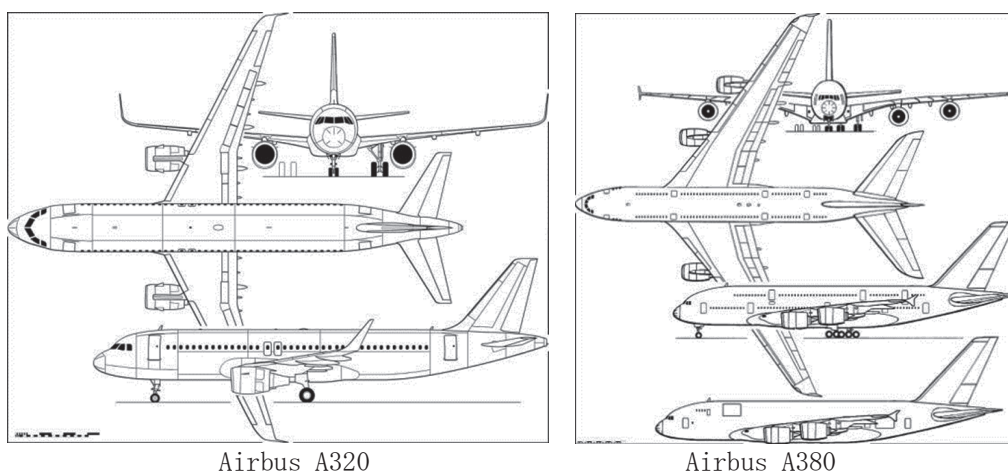


図 4.1-1 検討対象機体

### 4.1.2 性能比較方法

本検討は、各推進システムの特徴の理解と技術課題を抽出することを念頭においているため、システムの比較は、解析の容易性を考慮し、参照機体となる既存航空機(case1)と離陸重量および離陸推力が同じとなる機体を想定し、推進システムの重量を算出した。重量算出のイメージを図 4.1-2 に示す。

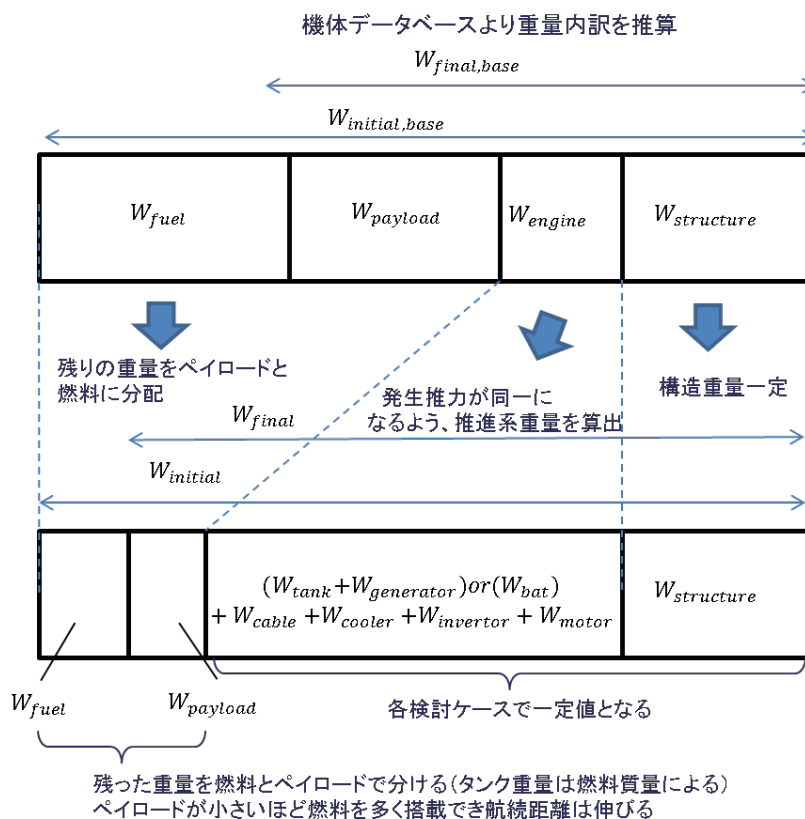


図 4.1-2 機体重量内訳の算出

参照機体の重量配分は、離陸重量  $W_{initial,base}$ 、エンジン重量  $W_{engine}$ 、および燃料重量  $W_{fuel}$  は機体データベースより引用する。ペイロード重量  $W_{payload}$  は乗客数に対し、一人 120kg の重量を想定する[2]。これらより、式 (4.1-1) により構造重量  $W_{structure}$  を求め、機体重量配分を定めた。

$$W_{structure} = W_{initial\_base} - W_{fuel} - W_{payload} - W_{engine} \quad (4.1-1)$$

上記の機体重量配分に対し、離陸重量、推力、空力（L/D）、構造重量が同一になることを想定し新たな機体システムの重量配分を求める。図 4.1-3 に同一推力を得るために必要な推進システムの要素ごとの必要動力（電力）、燃料流量および各要素の重量の推算方法を示す。(a) Case1, 8, 13 のように燃料を内燃機関で燃焼させ動力を得る場合、主翼のアスペクト比等機体形状より巡航時の L/D を推算し、抗力が推力に等しいとして推力を求める。さらに、燃料消費率 SFC を元に燃料流量を算出した。(b) 燃料を一度電気エネルギーに変換する場合、各要素の効率より必要な動力を求め、これらの動力を得るための重量を求めた。これにより、必要な燃料流量および推進系の重量を得ることが可能となり、ある巡航時間要求に対する燃料質量  $W_{fuel}$  および燃料タンク重量  $W_{tank}$  が得られる。バッテリーを用いる場合（Case6, 7）、燃料タンクの代わりにバッテリー重量  $W_{bat}$  が得られる。これらの重量の残りが、ペイロード重量  $W_{payload}$  となる。この結果、各参照機体、機体システムにおいて、巡航時間要求とペイロード重量の関係を得る。図 3(b) において、必要推力  $T$  に対し、推進出力  $E_{prop}$  は巡航速度  $V$  を用いて

$$E_{prop} = T \cdot V \quad (4.1-2)$$

で与えられる。発電機で得られた電力  $E_{power}$  に対し、推進出力  $E_{prop}$  は下記となる。

$$E_{prop} = (E_{power} - E_{cooler}) \eta_{harn} \eta_{inv} \eta_{motor} \eta_{gear} \eta_{prop} \quad (4.1-3)$$

発電機出力  $E_{power}$  を得るための燃料流量は燃料の低位発熱量  $q_{LHV}$  を用いて下記で得られる。

$$\dot{m} = \frac{E_{power}}{\eta_{power} \times q_{LHV}} \quad (4.1-4)$$

巡航速度一定で飛行した場合、実際には燃料を消費し機体が軽くなっていくので、推力を変化させ、巡航速度と時間が変化するものの、ここでは、燃料流量と巡航開始時と終了時の質量の差と燃料流量から、下記式で得られる巡航時間  $t_{flight}$  を定め、巡航時間を固定した条件において、各ケースを比較した。

$$t_{flight} = \frac{W_{initial} - W_{final}}{\dot{m}} \quad (4.1-5)$$

超電導を利用する場合、機器を超電導状態に維持するためには冷却が必要となる。液体水素を利用する場合、燃料を冷熱源として利用できるが、それ以外（ジェット燃料、バッテリー、ガス水素）の場合、冷凍機を搭載し機器を冷却する。図 4.1-3(c) に冷却の概念を示すように、冷媒は冷凍機からモータへの送電線およびモータ本体を循環し冷却することを想定する。この場合、冷凍機の成績係数 COP に対し、冷凍機の必要動力  $E_{cooler}$  は下記で表される。

$$E_{cooler} = \frac{Q_{cable} + Q_{motor}}{COP} \quad (4.1-6)$$

燃料流量は発電機の出力に対し、燃料の低位発熱量、発電機の効率より求められる。



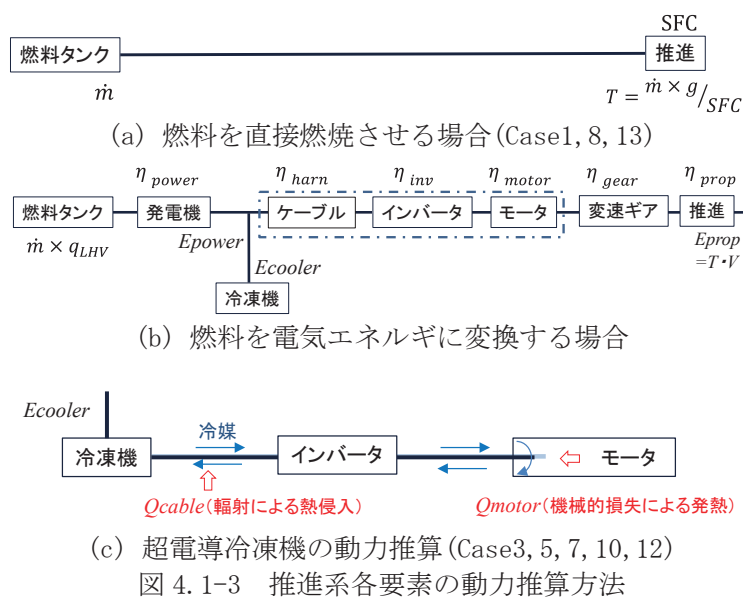


図 4.1-3 推進系各要素の動力推算方法

さらに、得られる燃料重量から、巡航距離  $R$  を下記ブレグーの式によって比較する[2]。

$$R = \frac{V \cdot \eta_f \cdot L}{\text{SFC} \cdot D} \ln \left( \frac{W_{\text{initial}}}{W_{\text{final}}} \right) \quad (4.1-7)$$

ここで  $V$  は巡航速度、 $W_{\text{initial}}$  は巡航開始時の重量であり、ここでは離陸重量と同一とする。 $W_{\text{final}}$  は  $W_{\text{initial}} - W_{\text{fuel}}$  とする。 $\eta_f$  は装備効率を表し、ここでは 1 とする。また、バッテリー用い燃料消費が無い場合 (Case6, 7)、航続距離は(4.1-8)式で表される。

$$R = \frac{1}{g} \eta_{\text{prop}} \eta_{\text{conv}} \frac{L}{D} \frac{W_{\text{bat}}}{W_{\text{initial}}} \rho_{\text{bat}} \quad (4.1-8)$$

ここで、 $\eta_{\text{prop}}$  は推進効率、 $\eta_{\text{conv}}$  は電力・機械エネルギーの伝達効率、 $\rho_{\text{bat}}$  はバッテリーのエネルギー密度である。

### 4.1.3 各要素性能の設定

本検討を行うにあたり、各要素の効率および重量を調査した。

表 4.1-3 に効率の設定値をまとめる。要素性能は各分野において試作や要素実験などを行っているものを”現在技術”、各分野においてロードマップ等の研究開発目標が定められているものを”将来技術”として定めた。ロードマップの目標値が多岐にわたるものは、おおむね 10 年後を想定して定めた。各設定値を参照した文献は、各項目の備考欄に纏めている。内燃機関（ターボファンエンジン、レシプロエンジン、ターボプロップエンジン）の燃焼消費率は、これまでのジェットエンジンの巡航 SFC の実績を参考に、JAXA における aFJR プロジェクト（高効率軽量ファン・タービン技術実証プロジェクト）における目標値（V2500 レベルと比較し 16%改善）を参考とした[3]。また、ISABE(International Society for Air Breathing Engines)における航空機メーカーが発表している性能目標を参考とした[4]。水素燃料エンジンの燃料消費率は、ジェット燃料における燃料消費率に対し、燃料の低位発熱量を合わせることで設定した。この値は、Airbus 社が中心となって検討した CRYOPLANE（液体水素を燃料とした航空機検討）プロジェクトにおけるエンジン性能値のうち、最も性能の悪いものである[5]。CRYOPLANE 検討においては、将来は液体水素の冷熱を利用したタービン冷却等を取り入れることにより、さらなる性能改善も見込めると報告している。PEFC の効率はこれまでの実績を参考に 40%とした[6] [7][8]。燃料電

池単体の効率は電極の作動温度により原理的にほぼ決まってしまうため、多くの分野で燃料電池のハイブリッド化により効率を改善させる試みが行われている。ハイブリッド化の最も有望な例は SOFC をガスタービンの圧縮機出口に設置し、燃焼器と組み合わせることである。本手法は発電分野において蒸気発電とのトリプルコンバインド等で高効率化がはかられている[7]。Case4, 5 においては、SOFC のハイブリッド発電を想定しているが、本検討においては、検討をシンプルにするため、SOFC とガスタービンの発電量を 1:1 に分配するように単純化している。内燃機関における発電は小型機（Cessna, Dornier）においては、レシプロエンジンにおける発電、大型機においてはガスタービンにおける発電を想定した。ガスタービン発電は GE 社の LM2500 を参照[9]し、電気エネルギーを出力するケースを想定し、効率を設定した。電気エネルギーの伝達効率は、送電効率（常電導、超電導）、インバータ、モータ等それぞれ実用化されている機器の性能を参照した。これらは、おおむね 95%を超えており、今後の性能改善の余地は少ない。推進効率はプロペラ機およびファンそれぞれの値をこれまでの実用化された実機から参照し、将来の性能予測に反映させた[10]。

表 4.1-4 に各要素の出力密度をまとめる。発電および推進力変換の出力密度は、飛行高度および空気密度に依存するため、各航空機の巡航時における出力低下を想定し（ラプスレートを想定し）定めた。小型機（Cessna, Dornier）は巡航高度 3km（ラプスレート 70%）、また大型機（G650, ERJ-145XR, A320, A380）は巡航高度 11km（ラプスレート 30%）を想定した。燃料タンク重量  $W_{tank}$  は CFRP 製円筒タンクを想定し、液体水素燃料では内圧 0.2MPa、ガス水素の場合は内圧 70MPa のフープ力を想定し、1200MPa の引っ張り応力に対し安全率が 4 となる肉厚を設定した。液体水素タンクの断熱材は簡易的にグラスウールを想定し、厚さを 50mm 密度 0.032kg/m<sup>3</sup> とした。この条件において、タンクが機体胴体部に収まるよう、（タンク外径）＝（胴体部外径）－200mm となる円筒形状を想定しタンク全長を求め、得られたタンクの表面積、体積から重量を見積もった。低高度を飛行し与圧されない小型機の場合、胴体部断面が円形でないため、外径は客室幅で代表し、おおむね客室内にタンクが収まる直径を選択した。燃料電池の出力密度は FCV に用いられている PEFC セルスタック (2kW/kg) が最新技術であるが、2000 年代中盤に 1kW/kg 程度だったものに対し、軽量化が進められている[16]。この傾向を踏まえ、将来技術を 3kW/kg とした。ただし、燃料電池の質量および体積はセル面の圧力に依存するため、空気を加圧することによりある程度改善することができる。また、燃料電池単独で発電を行う航空機を想定する場合、離陸時に最大出力となり、巡航時には燃料電池の発電出力を下げて運航することになる。航続距離を比較する本検討においては、このように巡航時に発電出力を絞る仮定で比較することが必要であるため、各巡航高度により出力密度の設定値を低めに定めていることに留意しなくてはならない。一方、ガスタービンの出力は各高度における空気密度に依存するものの、回転数はほぼ 100%で運転される。バッテリーの重量は NEDO 等によりロードマップが多数そろっており、2020 年代頃までの技術目標は比較的明確になっている[19][20]。一般的にエネルギー密度および出力密度の 2 つで制約を受けるが、本検討においては出力 (kW) × 巡航時間により総エネルギーを算出し、エネルギー密度により重量を求めた。インバータについては、2008 年において行った水素電動化航空機検討の結果[22]を参照し、地上静止状態における出力密度を定めた。燃料電池と同様に、インバータも巡航時には出力を絞って運転するため、巡航高度に対応して出力密度を下けている。超電導モータの出力密度は、欧州 E-thrust コンセプトの検討においては 30kW/kg というチャレンジングな目標を掲げているものの[23]、船舶用などの試作実績などがあるものに限定すると、用途が航空向けではなく軽量化に重点が置かれていないことも原因であるが、現在では 1kW/kg を上回るものはない[11][12]。一方、フロリダ州立大において、将来の超電導モータの出力密度はタービンエンジンの 3 倍程度になるという予測もあり[24]、これらを換算して 6kW/kg とした。常電導モータにおいても、近年は単体で 5kW/kg を達成するものがある[25]。また超電導線材は超電導化した後も極低温まで冷却することにより臨界電流（臨界磁場）を向上することが可能であり、超電導線材の進歩とともに、モータを液体水素温度まで冷却することにより出力を上げることが可能になる。これらを勘案すると、6kW/kg の目標値は十分達成可能であり、E-thrust コンセプトにおける設定値近くにすることも可能であると考えられる。冷凍機の重量はジェット燃料、バッテリー、高圧水素ガスをエネルギー源に選択し、かつ機器を超電導する場合（Case3, 5, 7, 10, 12）において適用する。冷凍機の能力 (COP) は、これまでの冷凍機で液体窒素の冷却を行うものを参考[26]に決定した。

表 4.1-3 各要素の効率設定値

番号	名称	現在 技術	将来 技術	備考 (設定根拠)
<b>SFC</b> (燃料消費率)				
1	ジェット 燃料 SFC	0.51(TF) 0.51(TP) 0.37(RE) lb/hr/lbf	0.44(TF) 0.44(TP) 0.34(RE) lb/hr/lbf	aFJR プロジェクト(JAXA)目標[3] ISABE2013 P/W 社招待講演[4]
2	水素 燃料 SFC	0.207(TF) 0.18(TP) 0.13(RE) lb/hr/lbf	0.19(TF) 0.16(TP) 0.11(RE) lb/hr/lbf	CRYOPLANE による V2500 性能検討[5]
$\eta_{power}$ (発電効率)				
3	PEFC	40%	45%	これまでの燃料電池開発実績および開発 目標[6]-[8]
4	SOFC ハイブリッド	68%	75%	SOFC 発電効率を 55%(現在)、60% (将 来) とし[6][7]、SOFC と GT の発電比率 1:1 と仮定
5	ガスタービン	40%	45%	GE 社 LM2500[9] ISABE2013 P/W 社招待講演[4]
6	レシプロ	30%	33%	航空用語事典[10]
$\eta_{harn}$ (送電効率)				
9	常電導 送電効率	99%	99%	高圧送電線の実績。航空機の場合、送電 距離は短く、損失はほぼゼロ。
10	超電導 送電効率	100%	100%	交流送電の場合損失が発生しうる
$\eta_{inv}$ (インバータ効率)				
11	インバータ 効率	95%	98%	既存インバータのトレンド
$\eta_{motor}$ (モータ効率)				
10	超電導 モーター 効率	98% (内冷却 負荷 0.002%)	99% (内冷却 負荷 0.002%)	KHI 社超電導モータ開発目標および実績 [11][12]
11	常電導 モータ 効率	94%	97%	産業用モータ効率規制値 電動航空機の研究開発(JAXA)におけるモ ータ検討[13]
$\eta_{gear}$ (ギア効率)				
12	ギア効率	98%	98%	既存歯車
$\eta_{prop}$ (推進効率)				
13	推進効率 (プロペラ 及びファン)	80% (プロペラ) 70% (ファン)	85% (プロペラ) 75% (ファン)	“航空機設計法” [2] “ガスタービンエンジン”[14] P/W 社招待講演[4]
<b>COP</b> (冷凍機成績係数)				
14	冷凍機 成績係数	0.042	0.1	電力技術研究所 パルス管冷凍機等[15] ただし、COP は低温側温度に依存する。

表 4. 1-4 出力密度設定値

番号	名称	現在 技術	将来 技術	備考 (設定根拠)
$W_{\text{tank}}$ (タンク)				
1	CFRP 引張り強度	1200MPa	1200MPa	安全率 4 とする
$W_{\text{generator}}$ (発電), $W_{\text{bat}}$ (バッテリー)				
2	PEFC	2kW/kg 1.4kW/kg 0.6kW/kg	3kW/kg@SLS 2.1kW/kg@3km 0.9kW/kg@11km	FCV 用 PEFC の傾向[16]
3	SOFC ハイブリッド	1.7kW/kg 1.2kW/kg 0.5kW/kg@	2.4kW/kg@SLS 1.7kW/kg@3km 0.7kW/kg@11km	EV 用 SOFC 研究[17] SOFC と GT の発電比率 1:1 と仮定
4	ガス タービン	5.3kW/kg 1.6kW/kg	5.8kW/kg@SLS 1.7kW/kg@11km	GE 社 LM2500[9]
5	レシプロ (Cessna Dornier)	0.85kW/kg 0.6kW/kg	1.0kW/kg@SLS 0.7kW/kg@3km	航空用エンジンのトレンド (内部資料)
6	배터리 エネルギー 密度	180Wh/kg	250Wh/kg	二次電池技術開発ロードマップ[18] EV 用エネルギーロードマップ [19][20]
$W_{\text{cable}}$ (送電)				
7	超電導送電	14kg/m	14kg/m	超電導送電実験[21]
8	常電導	14kg/m	14kg/m	超電導送電と同等 公称断面積約 100mm <sup>2</sup> 相当
$W_{\text{inverter}}$ (インバータ)				
9	インバータ	6.3kW/kg 4.4kW/kg 1.9kW/kg	6.9kW/kg@SLS 4.8kW/kg@3km 2.1kW/kg@11km	水素電動航空機検討(2008 年, JAXA)[22]
$W_{\text{motor}}$ (モーター)				
10	超電導 モーター	1.6kW/kg 1.1kW/kg 0.5kW/kg	6kW/kg@SLS 4.2kW/kg@3km 1.8kW/kg@11km	エアバス社研究目標[23] フロリダ州立大調査[24] <sup>1</sup> KHI 社超電導モータ開発目標および 実績[11][12]
11	常電導 モーター	1.6kW/kg 1.1kW/kg 0.5kW/kg	2.5kW/kg@SLS 1.7kW/kg@3km 0.7kW/kg@11km	鉄道用モータ等
$W_{\text{cooler}}$ (冷凍機)				
12	冷凍機	15 kg/kW- input	5 kg/kW-input	フロリダ州立大調査[24] 衛星用冷凍機[26]

## 4.2 検討結果および抽出された鍵技術

小型機 (Cessna172S) から大型機 (Airbus A380) の 6 種類の機体に対し、17 種類の推進システムの重量および航続距離を検討した結果を図 4.2-1~6 に示す。それぞれのグラフは航続距離とペイロードの関係を示したものであり、長距離を飛行する機体ほど燃料およびタンク重量が大きくなり、この結果ペイロードに割り当てられる重量が減るため、全てのケースにおいて右下がりの線がプロットされる。航続距離が無い(0km)の場合は、燃料およびねタンクの重量は 0 となる。



またそれぞれのプロットの右端は表 4.1-2 に示されている航続距離／巡航速度の 80%を(4.1-5)式に示す巡航時間  $t_{flight}$  と設定し、この間に消費する燃料を搭載する場合としている。それぞれの推進システムにおいて燃料消費率が異なり、結果として出てくる距離が異なることに留意が必要であるが、おおむね表 4.1-2 に示すカタログ上の航続距離に近い値となっている。航空機はより多くのペイロードを遠方まで運ぶ機体が良いので、右上にあるプロットが有利になる。図中には凡例のみ示されており、プロットが無いものがあるが、これはペイロードが負になったものである。Cessna172S (図 4.2-1) や Dornier228-202(図 4.2-2)においては、現在技術において、ジェット燃料もしくは液体水素を用いた内燃機関 (Case1, 13) を上回るものは得られなかった。一方、将来技術レベルにおいては、一部電動推進を用いるものが内燃機関に近くなっているものがあった。Gulfstream650 より大きい、ジェットエンジンを使用する機体については、将来技術レベルにおいても内燃機関の推進に近くなるものは得られなかった (図 4.2-3~6)。これは、推進機関が必要とする動力は推力×速度で表され、巡航速度が小型機より高速となる大型機では、相対的に機体重量に占める電動機器の重量が大きくなるためである。このため、水素エネルギーを用いる航空機を実現させるためには、技術的には小型機から導入することが良く、これは水素ステーションから直接充填する規模の機体はインフラ投資も少なく済むことから研究目標として好ましい。バッテリーのみで駆動する機体 (Case6, 7) は航続距離が延びると必要となるバッテリー重量が大きくなり、オーダーレベルでバッテリーの軽量化が実現しない限り、長時間飛行する機体では他の動力源とのハイブリッド化が必要である。同様に、水素ボンベにおいても、長距離飛行する機体はボンベ重量のペナルティが顕著に見られた。この結果、バッテリーおよび水素ボンベは推進以外の小電力としての適用、および再生可能な二次電源としての利用に適しているといえる。このような結果から相対的に、液体水素を燃料とする機体が有利になる傾向が見られた。

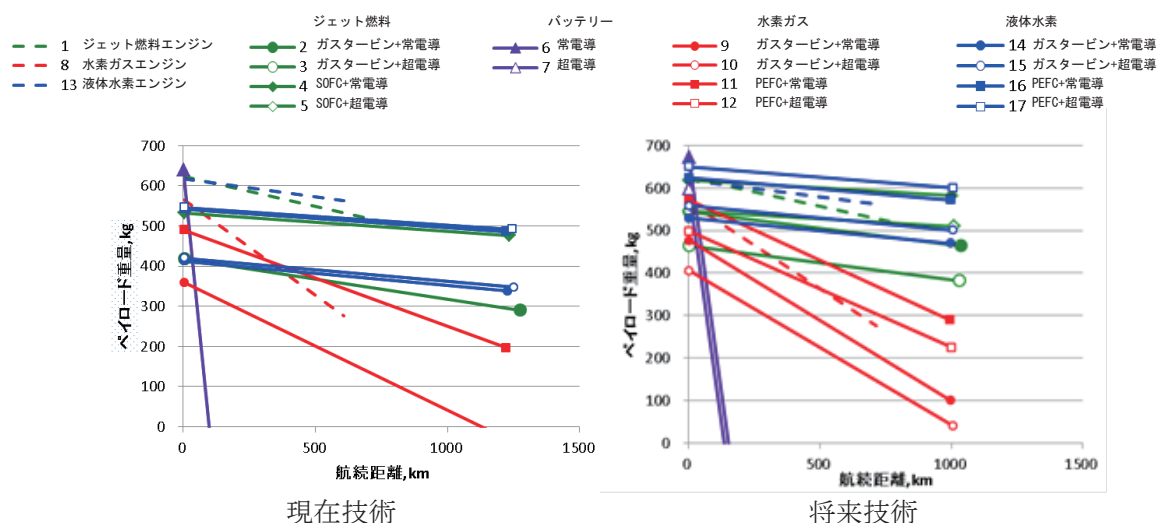


図 4.2-1 航続距離－ペイロード重量の関係 (Cessna 172S)

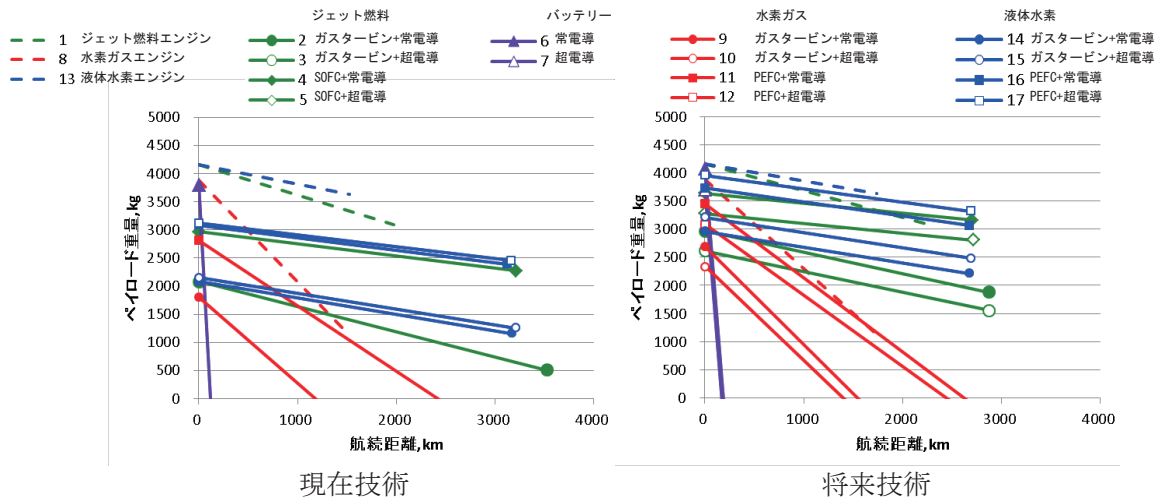


図 4.2-2 航続距離－ペイロード重量の関係（Dornier228-202）

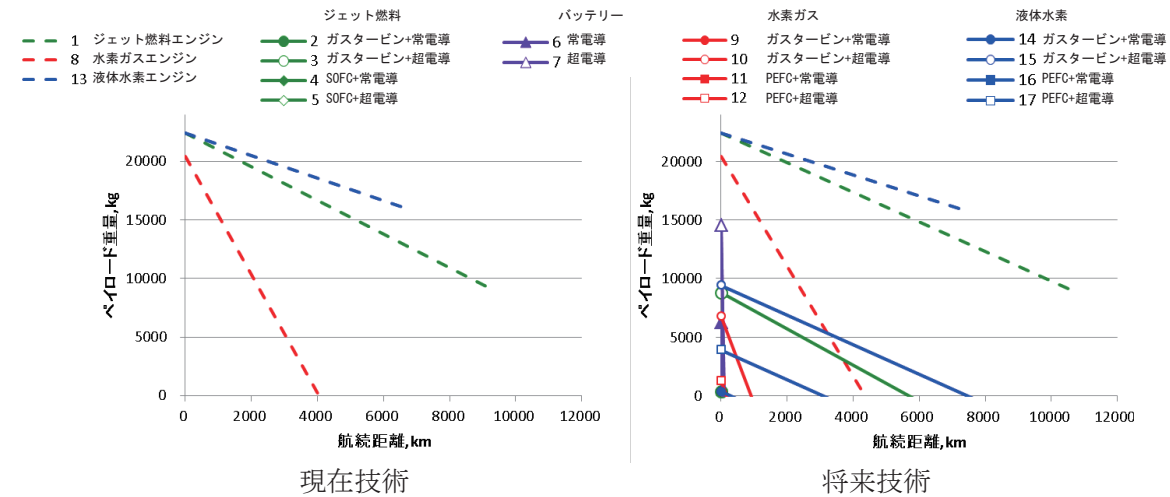


図 4.2-3 航続距離－ペイロード重量の関係（Gulfstream G650）

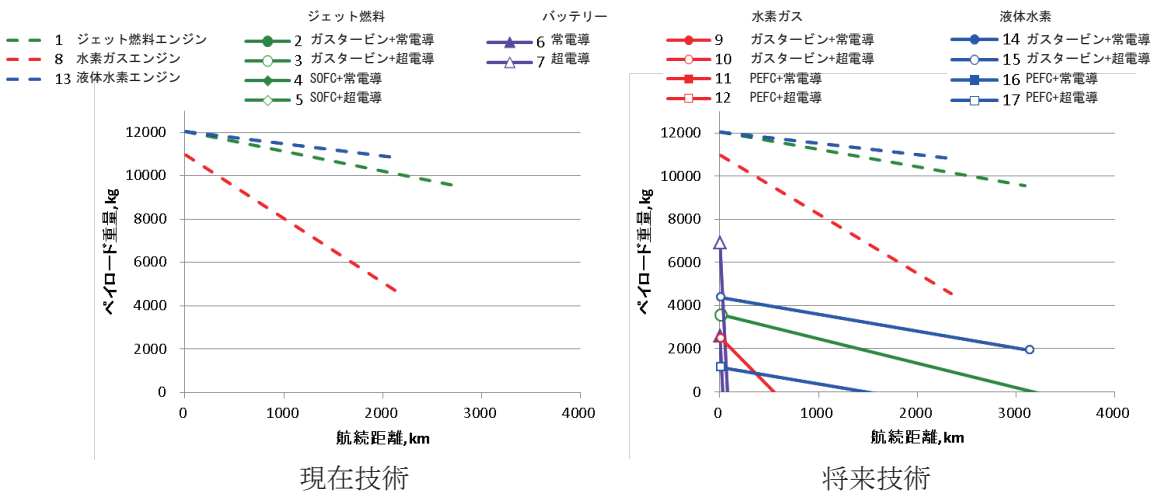
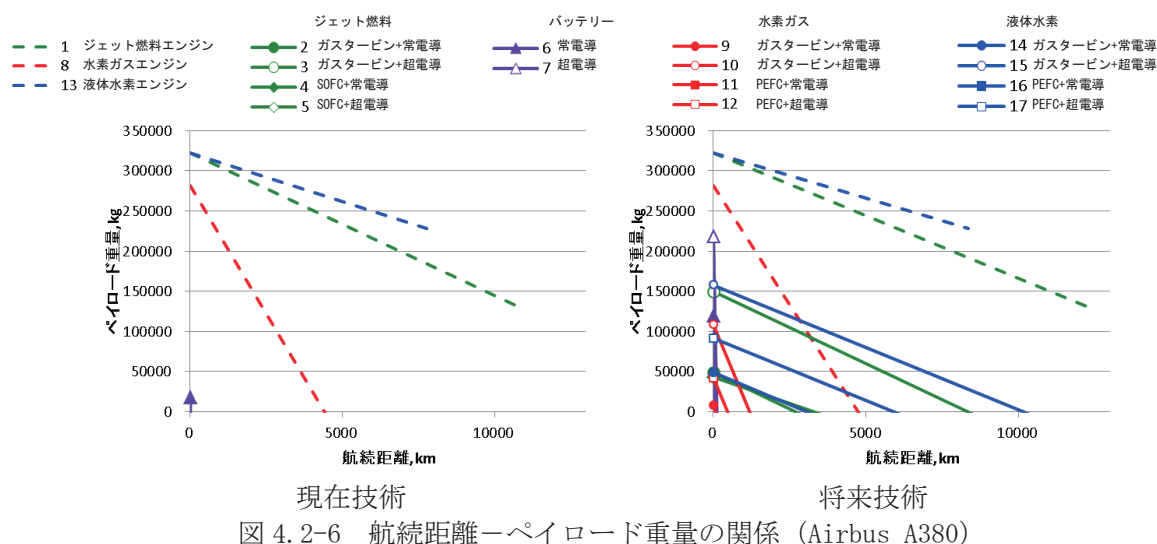
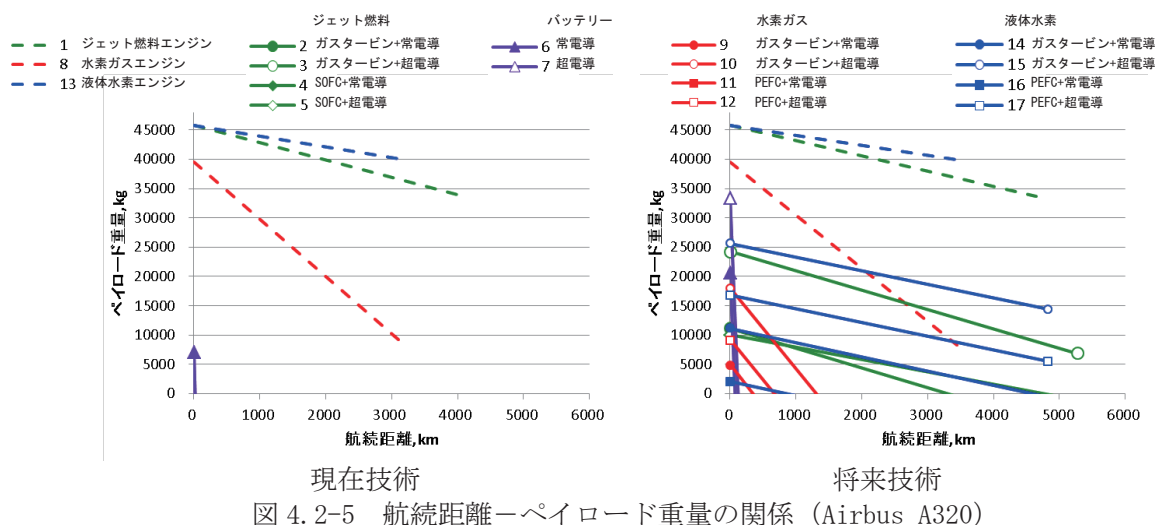


図 4.2-4 航続距離－ペイロード重量の関係（Embraer ERJ-145-XR）



上記検討結果より、要素性能の改善がシステムの成立性に及ぼす影響を概観し、鍵技術として今後の要素研究の方向性を考察するために、表 4.1-3 および表 4.1-4 にしめす各要素の効率、出力密度を変化させたときのペイロード重量の感度を調査した。検討は、各機体の推進システムに対し、要素性能を（革新技术）＝（将来技術）×2－（現在技術）として外挿することにより革新技术レベルを定義し、現在技術・将来技術・革新技术と変化した時のペイロード重量としての影響が大きいものを評価した。主要な推進システム候補に対する検討結果を図 4.2-7 に示す。検討対象としては、小型機の代表として Dornier228-202 とした。それぞれのケースにおいて、巡航時間  $t_{flight}$  は 1 時間に固定したが、バッテリーを用いる Case6 のみ、正のペイロードが得られるように巡航時間  $t_{flight}$  を 0.2 時間とした。また、ペイロード重量は将来技術における重量で無次元化した。技術レベルを（現在）（将来）（革新）と変化させることによりいずれかの要素の性能は向上するため、全ての計算において右上がりのプロットとなるが、変化量が多いものが機体の成立性向上に大きく影響をおよぼすパラメータであり鍵技術と言える。検討の結果、以下に示す鍵技術を得た

#### 1) モータ出力密度（常電導・超電導）[図 4.2-7 (a) (b) (c) (d) (e)]

モータの高出力化、軽量化には、回転子および固定子間の高磁場化が重要な課題となる。通常のモータにおいては、鉄芯などを用いてモータの軸心部に磁場を集中させるようにしているが、一方鉄芯の使用による重量増を解決しなくてはならない。回転子の周辺にはファンが配置され、これらに磁力線が入ることによる回転抵抗をもたらすことがないよう、絶縁性の高い材料の利用や軽量の遮蔽板の利用などが課題になる。磁場の変動が少ない直流モータの適用も念頭にいれる

必要がある。また、外周駆動方式を採用し、回転子の外側にファンを配置する形式も可能性がある。航空用モータはプロペラの推進効率を高めるために、ファンチップ部で音速近くの周速度を達成することが必要であり、このため回転数を比較的高くにとることになる。モータは高回転数化により出力を高めることが可能であり、航空推進用途に特化したモータを設計することにより高い出力密度を得られる可能性がある。モータを超電導化することにより、革新的な高出力化の可能性はあるが、超電導線材の高強度化および軽量化、冷却方法および回転部のシール等が課題になる。

## 2) 発電出力密度 (SOFC ハイブリッド、PEFC、ガスタービン) [図 4.2-7 (a) (c) (d) (e)]

燃料電池は高温で作動する SOFC および比較的低温作動が可能な PEFC が有力な候補となる。いずれも出力密度を上げることが課題となっており、高压化によりセル出力密度をある程度改善できることは報告されている。セル自体もさらなる軽量化が必要となり、航空機用途に特化したセルの設計が必要である。SOFC を利用する場合は余熱に 1~2 時間程度要するため、起動時間の短縮が課題となる。液体水素を利用して燃料電池で発電する場合は、生成する水が凍結する可能性があり、熱管理を含めた制御が重要となる。また、自動車用、発電用と比較すると酸化剤側（空気）の環境圧力が地上静止状態から成層圏の大気圧力程度まで大きく変化するため、セルに過度な圧力をかけない配管システムを考慮する必要がある。同様にセルは剛性の高い構造が必要になると思われる。燃料電池の剛性は、例えば 9G の加速度など一般的な民間機に要求される加速度・振動に対応する必要もある。ガスタービンで発電を行う場合は、航空用途に特化した大型発電機が必要であり、既存 APU の技術を参照し大型化を行うこととなる。

## 3) バッテリーエネルギー密度 [図 4.2-7 (b)]

本機体で検討を行った数人乗りの航空機に対し、バッテリーのみの動力源で既存航空機に対抗しうるシステムを実現するためには、オーダーレベルの軽量化が必要になるものの、2 次電池としての魅力があり、ドローン等の例にみられるように短時間飛行においても利用されており、LSA クラスの小型機では実用段階にあると言われている。SolarImpulse など太陽電池とのハイブリッドによる昼夜連続飛行なども行われており、バッテリーの軽量化が航空機の電動化に与える影響は大きい。3.4 節に述べている近年のバッテリー容量（例えば日立製作所が発表した 335Wh/kg）の進捗は目覚ましく、既に本検討における将来技術のレベルに到達していることから、バッテリー技術の革新により将来の航空機像が大きく変わる可能性がある。

以上に記載した 3 つの技術項目は、いずれも重量に関するパラメータであった。表 4.1-3 でまとめる効率は将来においても数ポイント程度の改善にとどまっていることに対し、表 4.1-4 にまとめる出力密度は大きく改善する傾向にあることが理由である。一方、本解析で参照した電気機器はほとんどが地上インフラ用として作られているものであり、航空機などの飛翔体に重要な軽量化に力点が置かれていない例が多く、それぞれにおいて航空機特有の課題（加速度、振動、温度環境、航空機はアースが取ることができずノイズ対策が重要になること、安全性を確保するための冗長設計等）を精査することにより、さらに状況が変わる可能性がある。



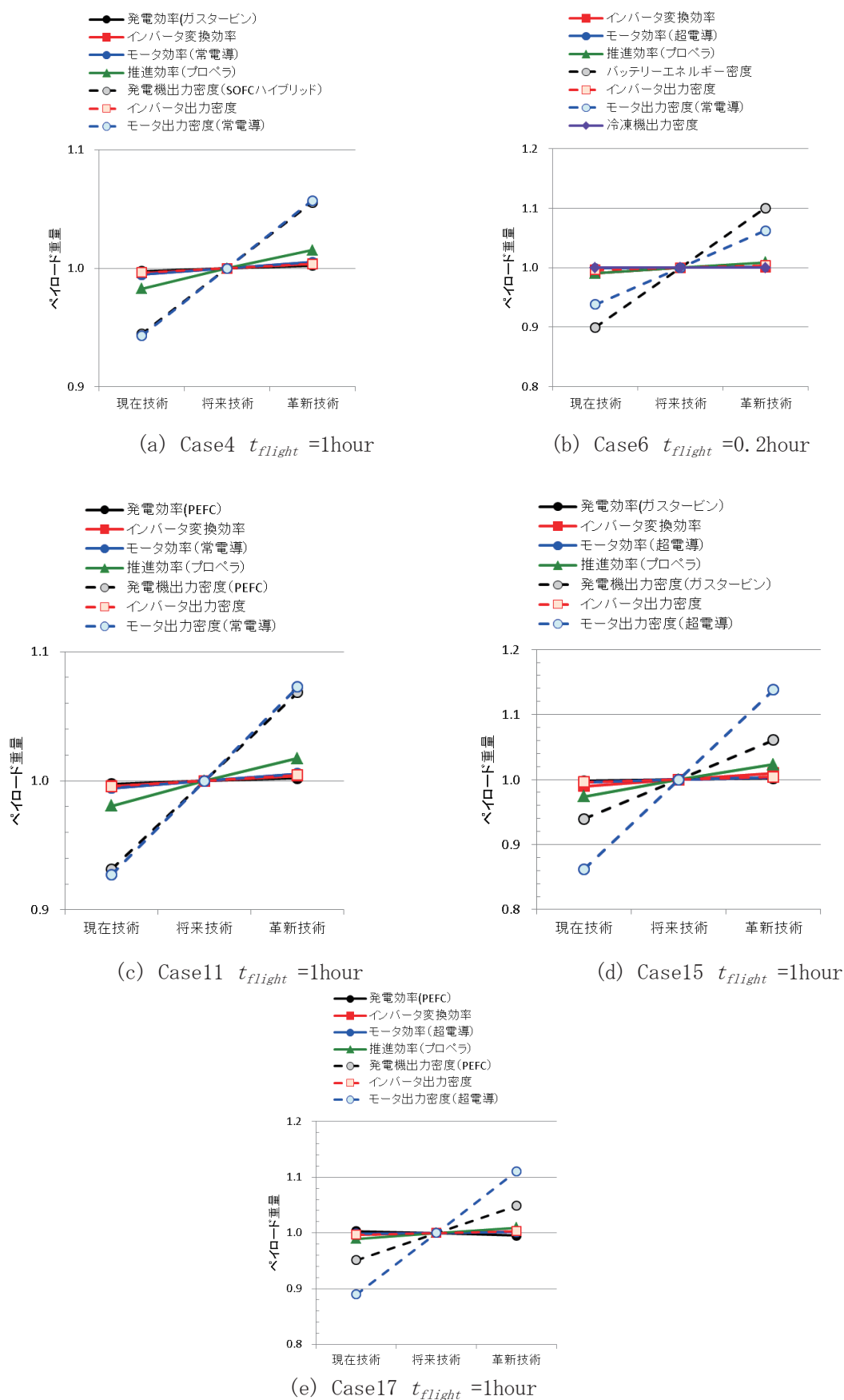


図 4.2-7 各要素性能がペイロード重量に与える感度比較 (Dornier228-202)

### 4.3 技術課題を解決するための研究開発ロードマップ

前節の検討により、各推進システムの特徴と今後重点的に進めるべき重要技術を抽出した。これらを体系的に進めるにあたり研究開発ロードマップを定めた。図 4.3-1 に研究開発ロードマップを示す。

水素インフラの普及は短期的には 2020 年を目標に進んでおり、これに合わせ、将来の水素社会の到来に対応した航空機像を提案することを目標とする。このために、2020 年を目標に水素航空機の飛行実験により関連する要素技術を統合実証を行う。これに向け、実験機の検討を進める。並行して、主要技術として抽出された下記技術研究を行う。

- ・航空機電動化技術研究

航空機の電動化（MEA）に対応し、燃料電池、バッテリーの航空機適用研究、常電導、超電導モータ技術研究、超電導技術の航空機適用技術研究を進める。これらは短期的適用として航空機の特に補機類に対する電動化に貢献する技術研究である。

- ・水素取扱い技術研究

高圧水素ガス、液体水素についてタンクの軽量化研究を行う。また液体水素を利用する場合極低温 2 相流に制御技術が課題となる。

- ・ハイブリッドガスタービン技術研究

中期的な適用として既存航空機推進機関を Turbo Electric/Hybrid Electric 双方においてハイブリッド化を進める。

また、これらの技術課題が解決されたとしても航空機への水素エネルギー適用に関する社会的な課題として下記があげられる。

- ・排気ガスの環境影響評価

水素をエネルギー源とする航空機は必然的に大量の H<sub>2</sub>O を大気中に放出するため、飛行雲の影響評価が必須である。近年の高バイパス比航空機は飛行機雲を生成しやすいという報告[28]もあり、水蒸気の大気中への排気から飛行機雲の生成過程の調査および、飛行機雲が地球温暖化へ及ぼす効果の双方の評価が必要である。排気ガスとして発生する水蒸気が地球温暖化へ及ぼす影響は蒸気が液化、凝固する可能性も含め、評価する必要がある。

- ・空港への大規模水素インフラ整備検討

中長期的な課題になるものの、ジェット燃料の貯蔵、充填インフラが整っている既存空港に対し、新たに水素インフラを整える場合の安全性確保および法的（消防法、航空法、高圧ガス保安法）な課題検討を進める必要がある。

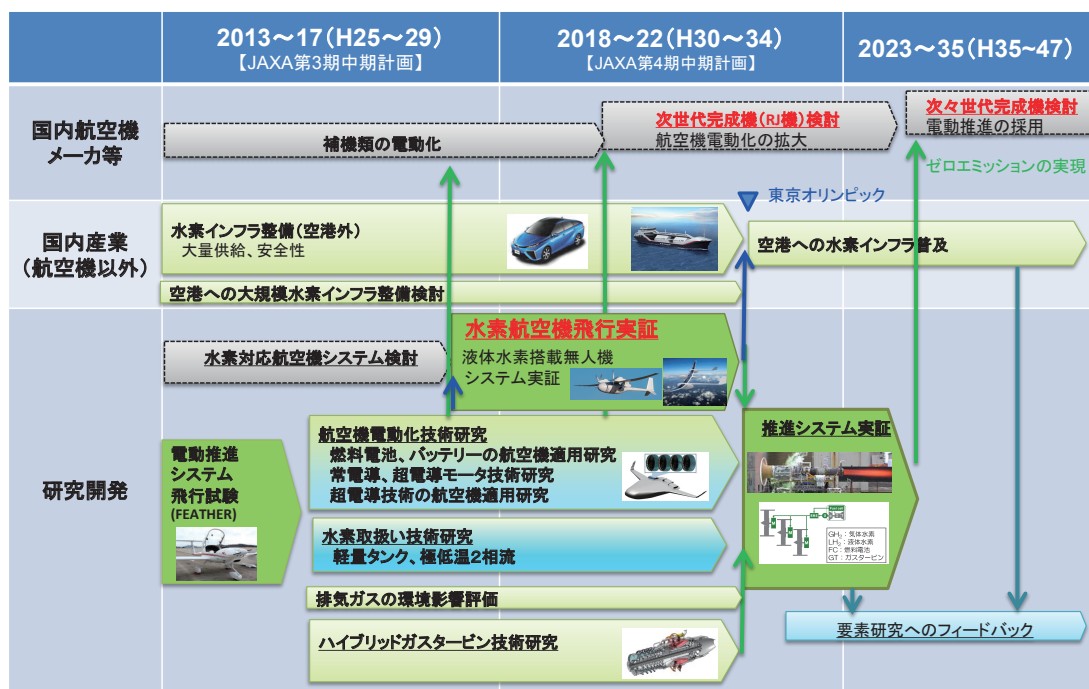


図 4.3-1 水素・電動航空機研究開発ロードマップ

## 5 結言

本報告書は平成 27 年度に行った「水素社会に向けた航空機に関する研究会（水素航空機研究会）」における議論の結果をまとめたものである。研究会は中橋和博航空技術部門長の呼びかけにより、渡辺重哉チーフエンジニア（所属はいずれも当時のもの）の主導のもと、JAXA 内の有志が集まり行われた。JAXA 内部メンバーにおける 5 回の議論と水素技術に関わる外部メンバーを含めた 2 回の議論を行い、この中で近年急速に技術進歩が行われている水素関連技術、燃料電池技術、超電導関連技術などについて技術動向調査を行い、将来の技術レベルの予測をもとに、重要となる鍵技術の抽出とロードマップの策定を目指したものである。二次エネルギーとして期待されている水素の普及が進みつつある中、航空機は水素エネルギーを導入する最後のインフラとも言われている。航空機は安全性を確保する点において鉄道や自動車とは本質的に異なるアプローチが必要であり、炭化水素燃料を用いた航空機が一気に水素燃料にとって代わることは難しいことも事実ではあるものの、今後 10～20 年でエネルギー源の水素化は進んだ折には、航空機はなぜ水素エネルギーを使えないのか？という問いにさらさせることもほぼ確実だと思われる。本報告書は、このような問いに対し、JAXA 航空技術部門として行うべきことを列挙し、今後、水素航空機関連の研究開発を加速することを期待するものである。水素航空機関連技術、とりわけ液体水素に関わる技術が蓄積されることにより、航空以外の産業分野への波及効果があることも指摘しておきたい。今回の研究会における活動および抽出された技術課題提示が今後の研究に引き継がれ、我が国の強みを生かした本格的な水素航空機研究に発展することを願うものである。



## 6 参考文献

### <1. の参考文献>

- [1] “戦略的次世代航空機研究開発ビジョン”，2014年8月，  
[http://www.mext.go.jp/b\\_menu/houdou/26/08/\\_icsFiles/afiedfile/2014/08/19/1351186\\_01\\_1.pdf](http://www.mext.go.jp/b_menu/houdou/26/08/_icsFiles/afiedfile/2014/08/19/1351186_01_1.pdf)
- [2] <http://www.iata.org/policy/environment/pages/climate-change.aspx>
- [3] [http://www.cleansky.eu/sites/default/files/documents/skyline-12-01\\_0.pdf](http://www.cleansky.eu/sites/default/files/documents/skyline-12-01_0.pdf)
- [4] <http://www.aeronautics.nasa.gov/iasp/era/index.htm>
- [5] “NEDOにおけるバイオ燃料製造技術開発の取組み”，2015年7月，  
[http://www.meti.go.jp/committee/kenkyukai/energy\\_environment/biojet/pdf/001\\_03\\_01.pdf](http://www.meti.go.jp/committee/kenkyukai/energy_environment/biojet/pdf/001_03_01.pdf)
- [6] 水素燃料航空機検討調査会，“水素燃料航空機の国内外検討調査”，JAXA-SP-08-005，2008.

### <2.1 の参考文献>

- [1] IPCC AR5 WG3, “Climate Change 2014: Mitigation of Climate Change”, Technical Summary, <http://www.ipcc.ch/report/ar5/wg3/>
- [2] IPCC AR5 WG3, “Climate Change 2014: Mitigation of Climate Change”, Chapter 8 Transport, <http://www.ipcc.ch/report/ar5/wg3/>
- [3] 日本航空機開発協会，“民間航空機に関する市場予測 2015-2034”，2015年3月.
- [4] 環境省発表資料” 国連気候変動枠組条約第21回締約国会議（COP21）及び京都議定書第11回締約国会合（COP/MOP11）の結果について”，パリ協定の概要（仮訳），2015年12月.
- [5] 「地球温暖化対策計画」の閣議決定について，環境省報道発表資料，2016年5月13日.
- [6] Air Transportation Action Group, “Reducing Emissions from Aviation through Carbon-Neutral Growth from 2020”, Working Paper Developed for the 38th ICAO Assembly, 2013.
- [7] 定期航空協会，“航空業界における代替航空燃料利用に向けた動き”，経済産業省 2020年オリンピック・パラリンピック東京大会に向けたバイオジェット燃料の導入までの道筋検討委員会（第1回）- 配布資料，2015.
- [8] IATA, “Annual Review”, June, 2015.

### <2.2 の参考文献>

- [1] International Energy Agency, “Technology Roadmap, Hydrogen and Fuel Cells,” <https://www.iea.org/publications/freepublications/publication/TechnologyRoadmapHydrogenandFuelCells.pdf>, 2015.
- [2] エネルギー総合工学研究所，“液化水素の最近の動向と将来ビジョン”，液化水素技術国際ワークショップ 配布資料，2015年3月.
- [3] 経済産業省，水素・燃料電池戦略ロードマップ改訂版，2016.
- [4] 小山謙司（東京都環境局），“水素社会の実現に向けた東京都の取組について”，日経ビジネスセミナー「水素社会へのロードマップ」配布資料，2015年6月.
- [5] 岩谷産業ニュースリリース，“燃料電池自動車向け水素の販売価格を決定”，2014年11月14日.
- [6] 西村元彦（川崎重工業），“未利用資源（褐炭）をクリーンエネルギーに変換する水素エネルギーサプライチェーン”，日経ビジネスセミナー「水素社会へのロードマップ」配布資料，2015年6月.
- [7] US DOE, Hydrogen Energy Annual Report 2013.
- [8] NEDO, “水素製造・輸送・供給技術ロードマップ”，2010.
- [9] US DOE, Annual Energy Outlook 2014.

## &lt;2.3 の参考文献&gt;

- [1] Standard Specification for Aviation Turbine Fuels, ASTM D-1655-08a, ASTM International.
- [2] Rahmes, T. F., Kinder, J. D., Henry, T. M., Crenfeldt, G., Leduc, G. F., Zombanakis, G. P., Abe, Y., Lambert, D. M., Lewis, C., Juenger, J. A., Andac, M. G., Reilly, K. R., Holmgren, J. R., McCall, M. J. and Bozzano, A. G., “Sustainable Bio-Derived Synthetic Paraffinic Kerosene (Bio-SPK) Jet Fuel Flights and Engine Tests Program Results”, AIAA 2009-7002, 9th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (2009).
- [3] 中島陸博, “航空用バイオジェット燃料の最新動向”, 日本エネルギー学会誌, Vol. 93 (2014), pp. 52-55.
- [4] Beginners Guide to Aviation Bio Fuels
- [5] 藤原仁志、岡井敬一, “航空分野における地球温暖化対策への取組み”, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 43, No. 2, 2015.
- [6] 次世代航空機燃料イニシアティブ, “次世代航空機燃料イニシアティブ報告書”, [http://aviation.u-tokyo.ac.jp/inaf/roadmap\\_JP1.pdf](http://aviation.u-tokyo.ac.jp/inaf/roadmap_JP1.pdf) 【2016年5月12日確認】
- [7] 「2020年オリンピック・パラリンピック東京大会に向けたバイオジェット燃料の導入までの道筋検討委員会（第1回）」配布資料, 2015年7月7日.
- [8] 藤原仁志, 中村将治, 冷水陵馬, 山田秀志, 下平一雄, 廣田雅, 岡井敬一, “バイオジェット燃料を用いた小型ガスタービンのエンジン試験”, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 44, No. 3, pp. 116-122, 2016年5月.

## &lt;2.4 の参考文献&gt;

- [1] Okai, K., “Long Term Potential of Hydrogen as Aviation Fuel”, ICAO Environmental report 2010, pp. 164-167, 2010.
- [2] Smith, H., “Airframe integration for an LH2 hybrid-electric propulsion system”, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 86/6 562-567, 2014.
- [3] Horikawa, A., Kazari, K., Kusterer, K., Haj Ayed, A. and Funke, H. H.-W., “Application of Low Nox Micro-mix Hydrogen Combustion to Industrial Gas Turbine Combustor and Conceptual Design”, IGTC 2015 paper, International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo, November 2015.
- [4] Bradley, M. K. and Droney, C. K., “Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report”, NASA/CR-2011-216847, April 2011.
- [5] Bradley, M. K. and Droney, C. K., “Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase II: N+4 Advanced Concept Development”, NASA/CR-2012-217556, 2012.
- [6] Okai, K., Himeno, T., Watanabe, T., Nomura, H. and Tagashira, T., “Investigation of FC/GT Hybrid Core in Electrical Propulsion for Fan Aircraft”, AIAA 2015-3888, AIAA Propulsion and Energy Forum 2015, July 2015.
- [7] Koyama, D., “How the More Electric Aircraft is influencing a More Electric Engine and More!”, EU-Japan Symposium on Electrical Technologies for Aviation of the Future, March 2015.
- [8] Kim, H. D., Felder, J. L., Tong, M. T., Berton, J. J. and Haller, W. J., “Turboelectric distributed propulsion benefits on the N3-X vehicle, Aircraft Engineering and Aerospace Technology” 86/6 (2014) 558-561.
- [9] 山口作太郎、孫建、岩田暢祐、渡邊裕文、岡井敬一、宮田成紀、江本雅彦、小島孝之、田口秀之, “航空機用超伝導直流バスバーの検討”, 1A18, JSASS-2016-1017, 第47期日本航空宇宙学会年会講演会, 2016年4月.

## &lt;2.5 の参考文献&gt;

- [1] 田口秀之, 二村尚夫, 柳良二, 舞田正孝, 「宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-039, 2005.

- [2] Taguchi, H., Sato, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K., Fujita, K. and Ohta, T. "Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments," AIAA 2005-3419, 2005.
- [3] 小島孝之, 田口秀之, 岡井敬一, 小林弘明, 佐藤哲也, 「矩形形状可変インテークのマッハ5空力特性」, 日本航空宇宙学会論文集, 第53巻, 第622号, pp.532-540, 2005.
- [4] Taguchi, H., Harada, K., Kobayashi, H., Kojima, T., Hongoh, M., Masaki, D., Sawai, S., Maru, Y. and Sato, T. "Qualification Test of a Hypersonic Turbojet Engine for a Flight Experiment", Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010.
- [5] Kobayashi, H., Taguchi, H., Kojima, T., Maru, Y. and Sawai, S., "Windmilling Start of the Precooled Turbojet Engine during Supersonic Flight", Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010.
- [6] 「エネルギー基本計画」, 2014年4月11日閣議決定.
- [7] Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Ueno, A., Imamura, S., Hongoh, M. and Harada, K., "Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines," Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- [8] Blanvillain, E. and Gallic, G., "HIKARI: Paving the Way towards High Speed Air Transport," 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2015-3676, 2015.
- [9] Airbus Group Innovation and Rolls-Royce, "E-Thrust: Electrical distributed propulsion system concept for lower fuel consumption, fewer emissions and less noise," <https://www.airbusgroup.com/service/>
- [10] James L. Felder, "NASA N3-X with Turboelectric Distributed Propulsion," GRC-E-DAA-TN19290, Nov 17, 2014.
- [11] 小島孝之他, 「水素社会に適応する航空機システムの概念検討」, 第53回飛行機シンポジウム, 講演論文集, 2015.
- [12] 小林由則他, 「究極の高効率火力発電-SOFC(固体酸化物形燃料電池) トリプルコンバインドサイクルシステム」, 三菱重工技報 Vol.48 No.3, 2011.

#### <2.6の参考文献>

- [1] 岡井敬一, 西沢啓, 脱化石燃料航空機技術, 日本航空宇宙学会誌 2010年10月号, 2010.
- [2] 西沢啓, 小林宙, 飛行機の25年後(電気飛行機), 電気学会誌, 134巻, 2号, 2014, pp84-87.
- [3] Joint press release by Siemens, Diamond Aircraft and EADS, "World's first serial hybrid electric aircraft to fly at Le Bourget", [http://www.siemens.com/press/en/presspicture/?press=en/presspicture/2011/corporate\\_communication/soaxx201125/soaxx201125-03.htm](http://www.siemens.com/press/en/presspicture/?press=en/presspicture/2011/corporate_communication/soaxx201125/soaxx201125-03.htm), 2011
- [4] Airbus Group, E-FAN Technology demonstrator of an electrically-powered, all-composite general aviation training aircraft, <http://www.airbusgroup.com/int/en/news-media/press-kit~item=6234b3fe-0207-4c59-84ff-2c6183a3c163~.html>, 2015.
- [5] Pipistrel, Alpha Electro (prototype name was WATTsUP), the new 2-seat electric trainer: the greenest way of learning to fly!, <http://www.pipistrel.si/plane/alpha-electro/overview>, 2015.
- [6] japanese.china.org.cn, "中国初の新エネ機、試験飛行に成功し量産化へ", [http://japanese.china.org.cn/business/txt/2016-03/09/content\\_37981341.htm](http://japanese.china.org.cn/business/txt/2016-03/09/content_37981341.htm), 2016.
- [7] Mark Moor, On-Demand Mobility Electric Propulsion Roadmap, EAA AirVenture, Oshkosh, <http://www.nianet.org/ODM/odm/docs/Electric%20Propulsion%20Roadmap.pdf>, July 22, 2015.
- [8] 西沢啓他, "航空機用電動推進システム技術の飛行実証", 第53回飛行機シンポジウム, 1A03, 2015.

- [9] DLR News, Emission-free, electric flight - DLR presents the HY4 research platform at the 2016 Hannover Trade Fair, [http://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151\\_read-17563/#/gallery/22792](http://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10081/151_read-17563/#/gallery/22792), 2016.
- [10] Igor Perkon, Towards Certifiable Hybrid Powertrains for Electric Aircraft, Aeroday2015, <http://www.hypstair.eu/>, 2015.
- [11] Joint press release by Airbus Group and Siemens, Airbus Group and Siemens Sign Long-Term Cooperation Agreement in the Field of Hybrid Electric Propulsion Systems, [http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=en/pressrelease/2016/corporate/pr2016040246coen.htm&content\[\]=Corp](http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=en/pressrelease/2016/corporate/pr2016040246coen.htm&content[]=Corp), 2016.

### <3.1の参考文献>

- [1] トヨタの最新技術 燃料電池自動車, [http://toyota.jp/technology/fuel\\_cell\\_hybrid/](http://toyota.jp/technology/fuel_cell_hybrid/)
- [2] 液化水素技術国際ワークショップ, AIR LIQUIDE 社発表資料, 2015.
- [3] 航空法第百九四条（輸送禁止の物件）, 2015年（最終改正）.
- [4] DLR Press Releases, “DLR Airbus A320 ATRA taxis using fuel cell-powered nose wheel for the first time,” July 2011.
- [5] IHI プレスリリース, “世界初となる再生型燃料電池システムの民間航空機飛行実証に成功ーIHI/ボーイング共同研究によるフライト試験ー”, 2012年10月4日.
- [6] 神谷祥二, “液体水素の輸送と貯蔵”, 水素エネルギーシステム Vol.31, No.2 (2006).
- [7] Boeing Phantom Eye, <http://www.boeing.com/defense/phantom-eye/>
- [8] JAXA プレスキット, [http://www.jaxa.jp/countdown/h2bfl/pdf/presskit\\_h2b\\_j.pdf](http://www.jaxa.jp/countdown/h2bfl/pdf/presskit_h2b_j.pdf)
- [9] Advances In Lightweight Composite Tanks For Launchers, AviationWeek, May 13 2015.
- [10] NASA Fact Sheet, [http://gameon.nasa.gov/gcd/files/2015/11/FS\\_CCTD\\_factsheet.pdf](http://gameon.nasa.gov/gcd/files/2015/11/FS_CCTD_factsheet.pdf)
- [11] NASA Fact Sheet, [http://gameon.nasa.gov/files/2015/11/FS\\_CCTD\\_141022.pdf](http://gameon.nasa.gov/files/2015/11/FS_CCTD_141022.pdf)
- [12] Martin Sippel, “Final Results of Advanced Cryo-Tanks Research Project CHATT”, 6TH European Conference For Aeronautics and Space Sciences(EUCALL), 2015.
- [13] T. Himeno, S. Nonaka, Y. Naruo, et al., “Heat Exchange and Pressure Drop Enhanced by Sloshing”, AIAA 2011-5682, The 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2011.

### <3.2の参考文献>

- [1] 2016 燃料電池・水素関連ビジネスと市場展望, シーエムシーリサーチ, 2016.
- [2] 大阪ガス, 大阪ガスの家庭用固体高分子形燃料電池（PEFC）システム, <http://www.osakagas.co.jp/rd/fuelcell/pefc/index.html>
- [3] トヨタの最新技術 燃料電池自動車, [http://toyota.jp/technology/fuel\\_cell\\_hybrid/](http://toyota.jp/technology/fuel_cell_hybrid/)
- [4] 平成 28 年度グレート東大塾, “「水素社会」から日本のエネルギーの未来を考える“配布資料.
- [5] 究極の高効率火力発電-SOFC(固体酸化物形燃料電池)トリプルコンバインドサイクルシステム, 三菱重工業技報, 三菱重工技報 Vol. 48 No. 3 (2011) 発電技術特集.

### <3.3の参考文献>

- [1] 水素燃料航空機検討調査会、水素燃料航空機の国内外検討調査、JAXA-SP-08-005、宇宙航空研究開発機構特別資料、2008年9月.
- [2] Horikawa, A., Kazari, K., Kusterer, K., Haj Ayed, A. and Funke, H. H.-W., “Application of Low Nox Micro-mix Hydrogen Combustion to Industrial Gas Turbine Combustor and Conceptual Design,” IGTC 2015 paper, International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo, November 2015.
- [3] Dahl, G. and Suttrop, F., “Engine control and Low-NOx combustion for hydrogen fuelled aircraft gas turbines,” Int. J. Hydrogen Energy, Vol. 23, No. 8, pp. 695-704, 1998.



- [4] Hathaway, M. D., “Technical challenges to reducing thrust specific energy consumption,” AIAA Aerospace Sciences Meeting, January 2012.
- [5] Koyama, D., How the More Electric Aircraft is influencing a More Electric Engine and More! EU-Japan Symposium on Electrical Technologies for Aviation of the Future, March 2015.
- [6] Airbus website , E-thrust Brouche.
- [7] Kim, H. D., Felder, J. L., Tong, M. T., Berton, J. J. and Haller, W. J., Turboelectric distributed propulsion benefits on the N3-X vehicle, Aircraft Engineering and Aerospace Technology 86/6 (2014) 558-561.

#### <3.4の参考文献>

- [1] 西沢他, 電気自動車技術の進歩と電動化航空機の将来, 第 43 回日本航空宇宙学会総会講演集, B06, 2012
- [2] [http://www.lange-aviation.com/htm/english/products/antares\\_20e/antares\\_20E.html](http://www.lange-aviation.com/htm/english/products/antares_20e/antares_20E.html)
- [3] Tine Tomažičl et al., Pipistrel Taurus G4: on Creation and Evolution of the Winning Aeroplane of NASA Green Flight Challenge 2011, Journal of Mechanical Engineering 57(2011)12, 869-878
- [4] Peter ROSTEK, Hybrid Electric Propulsion - a European initiative for technology development, electric & hybrid aerospace thechnology symposium 2015 Bremen, 2015
- [5] 日立製作所ニュースリリース, 電気自動車の走行可能距離を従来の 2 倍にする高エネルギー密度型リチウムイオン電池の要素技術を開発, <http://www.hitachi.co.jp/New/cnews/month/2014/11/1114.html>, 2014
- [6] 逢坂他編, 蓄電システム用二次電池の高機能・高容量化と安全対策, エヌ・ティー・エス, 2015
- [7] 小池哲夫, 車載用 Li イオンバッテリーとシステム開発, トリケップス, 2009

#### <3.5の参考文献>

- [1] 電気自動車ハンドブック, 丸善(株), 2001.
- [2] Simens Press, Siemens develops world-record electric motor for aircraft, PR2015030156COEN, [http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=/en/pressrelease/2015/corporate/pr2015030156coen.htm&content\[\]=Corp](http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=/en/pressrelease/2015/corporate/pr2015030156coen.htm&content[]=Corp), 2015
- [3] Agnieszka Makowska, Electric propulsion components with high power densities for aviation, Symposium E2 -Fliegen, Stuttgart, February 2015

#### <3.6の参考文献>

- [1] 柳本俊之, “大出力超伝導回転機器に向けたキーハードの開発 “, 低温工学, Vol. 48, No. 1, 2013.
- [2] 梅本勝弥, “船舶推進用高温超電導モータの研究開発の状況 “, 低温工学, Vol. 47, No. 6. 2012.
- [3] 新しい超伝導入門, PHP サイエンス・ワールド新書.
- [4] 筑本知子, “ 広がりつつある超伝導直流送電応用 ”, 応用物理 第 85 巻 第 4 号 (2016) .
- [5] 山口作太郎, “ 航空機用超伝導直流バスバーの検討,” 日本航空宇宙学会 第 47 期年会講演会, 2016.

#### <4の参考文献>

- [1] All the World's Aircraft: Development & Production, [www.janesjapan.com/](http://www.janesjapan.com/)
- [2] 李家賢一, “ 航空機設計法,” コロナ社.
- [3] 西澤敏雄, “ 高効率ファン・タービン技術実証(aFJR),” JAXA 航空シンポジウム 2014 講演資料, 2014 年 9 月.
- [4] Alan Epstein, “ Gas Turbine Are The Future of Aviation,” ISABE 2013.

- [5] Airbus Deutschland GmbH, "CRYOPLANE Final Technical Report," 2002.
- [6] 日刊工業新聞社, "図解 燃料電池技術," 2014.
- [7] 田辺茂, "燃料電池の基礎マスター," 2009.
- [8] NEDO 燃料電池・水素技術開発ロードマップ 2010.
- [9] Fact sheet of GE LM2500, 2014.
- [10] 日本航空広報部, "航空実用事典," 1997.
- [11] 梅本勝弥, "船舶推進用高温超電導モータの研究開発," 低温工学, 47 巻 6 号, 2012.
- [12] 柳本俊之, "大出力超伝導回転機器に向けたキーハードの開発," 低温工学, 48 巻 1 号, 2013.
- [13] "熱伝導性耐熱絶縁材料を用いた電動航空機用モーターコイルの開発について," JAXA プレスリリース, 2013 年 5 月 14 日.
- [14] 谷田好通、長島利夫, "ガスタービンエンジン," 朝倉書店, 2000.
- [15] 玉田勉, "高信頼性極低温冷凍機の開発," 電力中央研究所技術開発ニュース, No. 123, 2006-11.
- [16] 田中義和, "燃料電池自動車 MIRAI の開発と水素社会実現に向け," 日経ビジネスセミナー「水素社会へのロードマップ」, 2015 年 6 月.
- [17] 水崎純一, "化石燃料有効利用のための電気自動車用高効率電源 DH-Q-SOFC," NEDO グラント成果予稿集 (1998 年度採択).
- [19] "二次電池技術開発ロードマップ," NEDO, 2013.
- [20] "Technology Roadmap Energy Storage For Electric Mobility 2030," 2013.
- [21] 八木正史, "世界最長 500 m 超電導ケーブルのフィールド試験," 古河電工時報 第 116 号, 2005 年 7 月.
- [22] 野村聡幸, "燃料電池航空機に関する基礎的な成立性検討", 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009.
- [23] Johannes Stuhlberger, "System Level Applications and Requirements," Europe-Japan Symposium Electrical Technologies for the Aviation of the Future, 2015 年 3 月.
- [24] Cesar A. Luongo, "Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors," IEEE Transaction on Applied Superconductivity 19, No. 3, Part 2, 1055-1068, 2009.
- [25] Siemens Press, Siemens develops world-record electric motor for aircraft, PR2015030156COEN,  
[http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=/en/pressrelease/2015/corporate/pr2015030156coen.htm&content\[\]=Corp](http://www.siemens.com/press/en/pressrelease/?press=/en/pressrelease/2015/corporate/pr2015030156coen.htm&content[]=Corp), 2015
- [26] 小泉達雄, "今後の超電導機器ビジネスに対応する冷凍機及び開発課題," 低温工学・超電導学会第 3 回特別討論会, 2007 年.
- [27] Solar Impulse, <http://www.solarimpulse.com/>
- [28] Ulrich Schumann, "Influence of propulsion efficiency on contrail formation", Aerosp. Sci. Technol. 4 (2000) 391-401.

## 執筆者一覧（敬称略）

1. はじめに	中橋
2. 航空機産業を取り巻く環境 2. 1 航空機産業の状況および航空分野の CO2 排出削減状況 2. 2 航空機産業外における水素エネルギー普及の状況 2. 3 航空機へのバイオ燃料の普及状況 2. 4 水素航空機・電動航空機の特徴 2. 5 水素航空機研究状況 2. 6 電動航空機研究状況	小島 小島 岡井 岡井 田口 西沢
3. 水素・電動航空機に関する要素技術動向 3. 1 水素タンク技術動向 3. 2 燃料電池技術動向 3. 3 ガスタービン、ジェットエンジン技術動向 3. 4 二次電池技術動向 3. 5 モーター技術動向 3. 6 超電導技術動向	小島、姫野（東大） 小島、立川（九州大） 岡井 西沢 西沢 小島
4. 水素・電動航空機のシステム検討	小島
5. 結言	小島

## 水素社会に向けた航空機に関する研究会 検討経緯

### ○キックオフミーティング

日時：平成 27 年 3 月 13 日

場所：調布航空宇宙センター 事務棟 1 号館 本部会議室

参加者（敬称略）：中橋、渡辺、田口、原田、岡井、小島

配布資料：

水素基盤社会に向けた航空機に関する研究会（仮題）立ち上げ 論点

議題：

- （1）研究会の目的、名称
- （2）技術課題案

### ○第 1 回

日時：平成 27 年 4 月 10 日 13 時～16 時

場所：調布航空宇宙センター 事務棟 1 号館 本部会議室

参加者（敬称略）：中橋、伊藤、渡辺、村上、野村、田口、原田、西沢、田頭、岡井、小島

配布資料：

- 資料 0 議事次第
- 資料 1 研究会の進め方案
- 資料 2 競争萌芽研究提案資料
- 資料 3 日欧電動航空機 WS プレゼン資料
- 資料 4 技術課題、検討範囲の分析
- 資料 5 九州大学、岩谷産業訪問概要

議題：

- （1）趣旨、活動方針の説明
- （2）研究会の進め方に関する意見交換
- （3）過去の検討例の紹介
- （4）技術検討課題と役割分担
- （5）九州大学との連携、岩谷産業訪問について



## ○第2回

日時：平成27年5月14日（木） 13時～15時

場所：調布航空宇宙センター 事務棟1号館 本部会議室

参加者（敬称略）：中橋、伊藤、村上、渡辺、植田、原田、岡井、田口、西沢、小島

配布資料：

資料0 議事次第

資料1 説明資料（岡井）

資料2 説明資料（小島）

資料3 説明資料（小林）

資料4 企業訪問候補（小島）

資料5 JITI 調査委託提案（小島）

資料6 第1回研究会、岩谷産業訪問議事メモ（配布のみ）

議題：

- （1）前回説明（過去の検討例）からの変化分の紹介（岡井）
- （2）航空機性能比較検討紹介（小島）
- （3）能代実験場等における水素関連研究紹介（小林）
- （4）今後の企業訪問候補について（小島）
- （5）JITI 調査委託について（小島）
- （6）第3回研究会予定（日時、内容）

○第3回

日時：平成27年6月3日（木） 13時～16時

場所：調布航空宇宙センター 事務棟1号館 本部会議室

参加者（敬称略）：中橋、伊藤、村上、植田、岡井、野村、田頭、田口、西沢、小島、小平

配布資料：

資料0 議事次第

資料1 説明資料（野村）

資料2 説明資料（小島）

資料3 九州大学、岩谷産業、トヨタ訪問結果について

資料4 企業訪問候補

資料5 （参考）エンジン研究開発シナリオ

資料6 第2回研究会議事メモ（配布のみ）

議題：

- （1）燃料電池航空機の成立性調査結果（2008年）（野村）
- （2）航空機性能検討状況（小島）
- （3）これまでの企業訪問結果と今後の訪問計画
- （4）研究開発シナリオ策定の方針について
- （5）JITI 調査委託について
- （6）第3回研究会予定（日時、内容）

## ○第4回

日時：平成27年7月24日（金） 16時～18時

場所：調布航空宇宙センター 事務棟1号館 本部会議室

参加者（敬称略）：中橋、伊藤、村上、渡辺、岡井、田口、西沢、小島

配布資料：

資料0 議事次第

資料1 水素航空機、電動航空機等の性能検討状況（小島）

資料2 中部大学訪問 メモ

資料3 将来航空推進システム技術創生オープンワークショップ

資料4 飛行機シンポジウム企画講演について（準備状況）

資料5 企業・大学訪問候補について（その3）

資料6 研究会 追加メンバー案

資料7 超電導・水素航空機に関する想定問（案）

資料8 第3回研究会議事メモ（配布のみ）

議題：

（1）航空機性能検討状況（小島）

パラメータ更新+感度解析結果

燃料価格、電力価格動向

（2）ロードマップ案

（3）飛行機シンポジウム

（4）今後の企業訪問計画および大学、企業を入れた研究会の内容について

（5）第5回研究会予定（日時、内容）

○第5回

日時：平成27年9月11日（金） 15時～17時

場所：調布航空宇宙センター 事務棟1号館 本部会議室

参加者（敬称略）：中橋、伊藤、渡辺、植田、岡井、田口、田頭、西沢、小平、小林、小島

配布資料：

資料0 議事次第

資料1 研究会 今後の進め方について（事務局案）

資料2 研究開発シナリオ（案）

資料3 将行機シンポジウム企画講演について（準備状況）

資料4 鉄道総研 訪問メモ（配布のみ）

資料5 川崎重工 訪問メモ（配布のみ）

資料6 第4回研究会議事メモ（配布のみ）

議題：

（1）今後の会議の進め方

追加メンバー案、アジェンダ案、ロードマップ案等

（2）飛行機シンポジウムの準備状況

（3）鉄道総研、川崎重工訪問結果



## ○第6回（外部有識者第1回）

日時：平成27年11月26日（木） 10時～12時

場所：調布航空宇宙センター 事務棟1号館 本部会議室

参加者：

（外部有識者）木下、山根、鴨志田、海田、谷内（森岡様代理）、小松平、小山、志築、松尾、浅井、佐藤、立川

（JAXA）中橋、伊藤、村上、植田、二村、田口、原田、西沢、岡井、田頭、曾根、小平、小島

配布資料：

資料0 議事次第

資料1 研究会出席者名簿

資料2 水素社会に向けた航空機に関する研究会について

資料3 水素燃料の航空適用＜概要＞

資料4 水素燃料エンジンの研究状況と超電導水素エンジンの概念検討

資料5 航空機用電動推進システム技術の飛行実証

資料6 航空機システム検討状況および研究開発ロードマップ案について

資料7 水素社会に向けた航空機に関する研究会 参加依頼（開催趣意書）

議題：

- （1）挨拶（中橋）、自己紹介（各自）
- （2）水素社会に向けた航空機に関する研究会について（中橋）
- （3）これまでの水素航空機検討例および将来航空機検討のトレンド（岡井）
- （4）JAXAにおけるこれまでの関連研究（田口、西沢）
- （5）航空機システム検討状況、研究開発ロードマップ案について（小島）
- （6）自由討論
- （7）今後の予定

## ○第7回（外部有識者第2回）

日時：平成28年1月21日（木） 10時～12時

場所：調布航空宇宙センター 事務棟1号館 講堂

参加者：

（外部有識者）吉田（木下様代理）、鴨志田、谷内（森岡様代理）、志築、松尾、浅井、中島、李家、姫野、立川、佐々木、矢部、渡邊、増田、飯田、河合

（JAXA）中橋、渡辺、伊藤、植田、二村、田口、原田、西沢、小島、藤原、久保、曾根、小平

配布資料：

- 資料0 議事次第
- 資料1 研究会出席者名簿
- 資料2 水素・電動航空機の特性概要
- 資料3 燃料電池技術の将来展望
- 資料4 水素社会の構築に向けて
- 資料5 水素社会実現に向けたNEDOの取組み
- 資料6 MIRAI車両概要 等
- 資料7 ハイブリッド推進システムの構想について
- 資料8 報告書 目次案

議題：

- （1）挨拶（JAXA 中橋）、自己紹介（各自）
- （2）水素・電動航空機の特性概要（前回の研究会概要及びコメントに対する回答）  
(小島)
- （3）燃料電池技術の将来展望（九州大学 佐々木）
- （4）水素社会の構築に向けて（NEDO 矢部）  
水素社会実現に向けたNEDOの取組み（NEDO 渡邊）
- （5）燃料電池自動車（FCV）の開発と初期市場の創出（トヨタ 河合）
- （6）ハイブリッド推進システムの構想について（MHI 鴨志田）
- （7）自由討論
  - 各議題について
  - 報告書案について
  - 今後（来年度以降）の進め方について
- （8）今後の予定

## 水素社会に向けた航空機に関する研究会 名簿 (2016年3月時点)

## 外部有識者

名前	所属	組織	職位等
木下 康裕	川崎重工	ガスタービン・機械カンパニー ガスタービンビジネスセンター 技術総括部 技術企画部	部長 理事
山根 章弘	富士重工	航空宇宙カンパニー航空機設計部	主査
鴨志田 徹也	三菱重工	防衛・宇宙ドメインエンジン・機器部 ガスタービンエンジン設計課 将来エンジンチーム	主席チーム統括
海田 武司	三菱重工	技術統括本部 総合研究所 流体研究部	主幹研究員
森岡 典子	IHI	航空宇宙事業本部技術開発センター 制御技術部システム技術グループ	担当部長
小松平 徹	岩谷産業	技術・エンジニアリング本部 水素エネルギー開発部	シニアマネージャー
小山 大祐	ロールスロイス W ジャパン	エンジニアリング&テクノロジー	ディレクター
志築 隆弘	GS ユアサ テクノロジー	特殊・リチウム電池本部	グループマネージャー
松尾 龍磨	ピューズ	第二技術部	部門長
浅井 雅史	JALEC	技術部 技術企画室	室長
中島 徳顕	電子航法研究所 (JAL より出向)	航空交通管理領域	副領域長
李家 賢一	東京大学	工学系研究科航空宇宙工学専攻	教授
佐藤 哲也	早稲田大学	基幹理工学部機械科学・航空学科	教授
野村 浩司	日本大学	生産工学部機械工学科	教授
姫野 武洋	東京大学	工学系研究科航空宇宙工学専攻	准教授
立川 雄也	九州大学	共通化社会システム創成拠点 エネルギーユニット	特任助教
佐々木 一成	九州大学	水素エネルギー国際研究センター	センター長
矢部 彰	NEDO	TSC 再生可能エネルギー・水素担当	ユニット長

渡邊 重信	NEDO	新エネルギー部	統括主幹
増田 美幸	NEDO	TSC エネルギーシステム・水素ユニット	－
飯田 大貴	NEDO	ロボット・機械システム部	－
河合 大洋	トヨタ自動車	技術統括部	主査

## JAXA 航空技術部門

名前	組織	職位等
中橋 和博	航空技術部門	部門長 理事
渡辺 重哉	チーフエンジニア	チーフエンジニア
伊藤 文和	次世代航空イノベーションハブ	ハブ長
村上 哲	次世代航空イノベーションハブ	副ハブ長
植田 昭彦	事業推進部	次長
二村 尚夫	推進技術研究ユニット	ユニット長
田口 秀之	次世代航空イノベーションハブ	研究領域リーダー
原田 賢哉	航空技術実証研究開発ユニット	研究領域リーダー
西沢 啓	次世代航空イノベーションハブ	主任研究員
岡井 敬一	（出向中）東京大学 航空宇宙工学専攻	特任准教授
小島 孝之	次世代航空イノベーションハブ	主任研究員
田頭 剛	推進技術研究ユニット	主任研究員
野村 聡幸	次世代航空イノベーションハブ	主任研究員
小林 弘明	次世代航空イノベーションハブ	主任研究員
藤原 仁志	推進技術研究ユニット	主任研究員
久保 大輔	航空技術実証研究開発ユニット	研究員
曾根 理嗣	（宇宙科学研究所）宇宙機応用工学研究系	准教授
小平 將裕	（宇宙科学研究所）宇宙機応用工学研究系	大学共同利用課



宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-16-006  
JAXA Special Publication

水素社会に適応する航空機の検討  
(水素社会に向けた航空機に関する研究会 報告書)  
Conceptual Study on Aircraft System Compatible with Hydrogen Society

---

発 行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)  
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1  
URL: <http://www.jaxa.jp/>

発 行 日 平成28年12月27日  
電 子 出 版 制 作 松枝印刷株式会社

©2016 JAXA

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等加工することを禁じます。  
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

---

