

**平成 27 年度 航空機関連技術動向調査  
報告書**

**平成 28 年 3 月**

**一般社団法人中部航空宇宙産業技術センター(C-ASTEC)**

## 目次

1. 装備技術の動向 .....	7
1.1 システムに関わる技術.....	7
1.1.1 油圧系統 .....	7
1.1.2 操縦系統 .....	7
(1) アクチュエータ .....	7
(2) FBW システム.....	7
1.1.3 脚系統.....	8
(1) 電動走行システム.....	8
1.1.4 電源系統 .....	9
(1) 燃料電池.....	9
(2) リチウムイオン電池 .....	9
(3) 軽量発電機 .....	11
1.1.5 表示・操作系統.....	11
(1) 表示.....	11
(2) 操作.....	12
(3) マニュアル等の読み取り .....	13
1.1.6 防水系統 .....	13
(1) 防水.....	13
(2) 着氷の探知 .....	14
1.1.7 空調・与圧系統.....	14
1.1.8 推進系統 .....	14
1.1.9 燃料系統 .....	15
1.1.10 客室機内システム .....	15
(1) 格納庫と座席.....	15
(2) 熱可塑複合材製の座席 .....	16
(3) 亜麻繊維による内装材 .....	16
1.1.11 飛行記録機器 .....	16
(1) In flight Safe Monitoring System.....	16
(2) 飛行データの実時間送信 .....	17
1.2 空力に関わる装備技術.....	17
(1) <u>摩擦抵抗低減技術</u> .....	17
(2) <u>揚抗比改善</u> .....	21
(3) 超音速巡航時のソニックブーム低減等技術 .....	24

目次（続き）

(4) 騒音の低減.....	25
(5) 気流探知 .....	29
(6) 迎角計 .....	30
(7) 前進翼機 .....	31
(8) <u>空気力推定技術</u> .....	31
(9) <u>空力形状可変技術</u> .....	31
1.3 飛行性能に関わる装備技術 .....	32
(1) オーバーラン防止システム .....	32
1.4 飛行特性・制御に関わる装備技術.....	33
(1) Integrated Resilient Aircraft Control .....	33
1.5 構造に関わる装備技術.....	34
(1) 構造ヘルス・モニタリング (SHM : Structural Health Monitoring) .....	34
(2) ヘルス・モニタリング用の感歪塗料.....	35
(3) 次世代3次元X線コンピュータ断層撮影装置 .....	35
(4) 耐雷性付与用のコーティング .....	35
(5) <u>知的航空機構造</u> .....	36
(6) <u>複合材構造機体の疲労試験</u> .....	37
(7) <u>空中CO<sub>2</sub>から炭素繊維</u> .....	37
(8) <u>複合材 vs 金属</u> .....	37
1.6 空力弾性に関わる装備技術 .....	39
(1) フラッタ試験機.....	39
(2) Active Aeroelastic Wing.....	39
1.7 製造に関わるイノベーション .....	40
(1) 製造管理記録 .....	40
(2) <u>3D印刷</u> .....	40
1.8 総合技術.....	41
(1) <u>環境適合を含む総合技術</u> .....	41
(2) <u>自動化／自律運航技術</u> .....	55

目次 (続き)

(3) <u>故意の墜落に対する対策</u> .....	63
(4) <u>旅客機のハック</u> .....	63
(5) 内側から透明に見える胴体 .....	63
(6) <u>今後のチャレンジテーマ</u> .....	64
(7) <u>NASA の有人実証試験機 (X-Plane)</u> .....	64
1.9 数値模擬の発展 .....	65
(1) CFD ツール .....	65
(2) 数値モデルによる機体健全性管理 .....	65
2. 新技術適用の候補となり得る将来機 .....	67
2.1 ジェット旅客機 .....	67
(1) Airbus 社 .....	67
(2) Boeing 社 .....	69
(3) <u>Bombardier 社</u> .....	71
(4) Embraer 社 .....	72
(5) <u>ロシアメーカー</u> .....	73
(6) 中国商用飛機有限公司 (COMAC : Commercial Aircraft Corporation of China) .....	74
(7) Rekkof 社 (オランダ) .....	75
(8) インド国内の各機関 .....	75
(9) <u>ONERA (フランス)</u> .....	75
2.2 ビジネスジェット機 .....	76
(1) Cessna 社 .....	76
(2) Embraer 社 .....	76
(3) 中国航空工業集团公司 (AVIC : Aviation Industry Corporation of China) .....	77
(4) Honda Aircraft Company .....	77
(5) <u>XTI 社 (米国, デンバー)</u> .....	78
2.3 ターボプロップ機 .....	78
(1) ATR 社 (フランス、イタリア) .....	78
(2) Bombardier 社 .....	79

目次（続き）

(3) 中国メーカー .....	79
(4) KAI (Korean Aerospace Industries 社) .....	79
(5) Hindustan (インド) .....	80
(6) RAI (インドネシア) .....	80
(7) 座席数 70 席－140 席クラス機体の開発トレンド .....	80
(8) 新型ターボプロップ機 .....	80
2.4 超音速機 .....	81
(1) <u>欧州</u> .....	81
(2) <u>米国</u> .....	82
2.5 回転翼機 .....	87
3. 自動車業界から航空機業界への参入について .....	88
3.1 航空機技術の特徴－自動車技術との違い .....	88
(1) 安全性／信頼性 .....	88
(2) 厳しい環境条件 .....	88
(3) 重量軽減 .....	88
(4) 離陸・着陸フェーズの存在 .....	88
(5) 操縦者のワークロード .....	89
3.2 ニーズと新技術 .....	89
(1) 社会及び運用者からのニーズ .....	89
(2) 新技術の志向 .....	89
3.3 参入分野 .....	89
(1) 搭載システムのエネルギー源としての電池 .....	89
(2) <u>電気推進システム</u> .....	90
(3) その他 .....	95
3.4 <u>新製品の創出</u> .....	96

## 目的

我が国、特に中部地域の航空機産業が海外メーカーとのグローバルな競争に打ち勝ち、次世代航空機の受注の獲得を目指し、強化すべき技術の方向性を見いだすことを狙って、そのベースデータとすべく海外航空機関連企業・研究機関等の技術動向調査を行う。

## 調査内容

低炭素社会への急激な転換、中国、アジア新興国の台頭など、航空機産業の情勢が大きく変化している中で、この地域が優位な地位を確保するためには、一定の国際的評価を受けるまでに成長した構造体の設計・製造技術の維持・発展とともに、今後は新たに、装備システム／装備品に関わる新技術の創出が必須である。この装備システム／装備品は、複雑で多種類の機能を発揮する能動的な製品であり、その付加価値は極めて高く、広範囲に亘り高度な技術力を有する我が国の工業界が挑戦していくべき領域である。

以上の観点から、国内装備品メーカーによる世界の装備品市場の開拓促進の支援に向けて、欧米の機体メーカー及び装備品メーカー等が次世代機に適用すべきと想定している装備システム／装備品に関連する先進的な技術等について、その研究開発の動向を調査する。

## 調査方法

装備システム／装備品の動向について、平成 26 年 3 月に既に報告されているので<sup>1)</sup>、これ以降の動向について、関連雑誌等<sup>2)</sup>で公開された内容をその時期に沿って取り纏める。ここで、本報告書の著者の見解を公開情報と区別しコメントとして記述する。

注 1) 平成 26 年版 日本の航空宇宙工業，平成 26 年 3 月，一般社団法人 日本航空宇宙工業会（海外の情報も網羅されている）

注 2) Aviation Week & Space Technology／Aviation Week  
Flight International／Flightglobal  
企業，公的機関の HP、  
新聞、  
インターネットにて公開された情報 等

## <注記>

本資料は、経済産業省中部経済産業局「平成 26 年度新産業集積創出基盤構築支援事業（中部航空宇宙産業新クラスター形成支援事業）」で作成した資料に、平成 27 年度に実施した調査結果を追記したものである。

平成 27 年度に追加・修正した項目を、目次にてアンダーライン付き斜体太字で示し、その内容を当該項目に対応する本文にて斜体太字で記述する。

## 1. 装備技術の動向

### 1.1 システムに関わる技術

#### 1.1.1 油圧系統

従来の油圧の主流は 3,000 psi であるが、5,000 psi とすることにより、油圧配管を細く、作動量を少なく、アクチュエータのシリンダ径を小さくできることから、操縦システムの重量軽減、応答性能向上を実現できる。A380, B787 では適用済みであり、今後の開発機では 5,000 psi が主流となる見通しである。

#### 1.1.2 操縦系統

##### (1) アクチュエータ

###### (a) 電気機械アクチュエータ

Airbus 社が A320 のエルロンに電気機械式アクチュエータを適用して、2015 年までに、主翼舵面の電動化を実現する予定である。

###### (b) 電気油圧アクチュエータ

Embraer 社が KC390 の従来型の操縦・油圧系統を、BAE Systems 社製 FBW システム及び Goodrich 社製電気油圧作動アクチュエータに置き換える予定である。

###### (c) Synthetic Jet Actuator

GE 社が研究している “ Synthetic Jet Actuator ” は空気噴出速度が 220 m/s ( $M = 0.7$ ) の世界記録をもっている。大きさは 75 mm × 75 mm、厚さ 6 mm で、電圧で変形するピエゾ電子セラミックでできた板を 2 枚合わせて、鞆のように作動するもので、毎秒 150 回開閉できる。現在は計算機メーカーが冷却ファンの代替に検討している。

##### (2) FBW システム

###### (a) ピストン機への適用

Diamond Aircraft 社は、ピストン機として初めて、DA42 を FBW システムで飛行させた。これにより、このクラスの機体でも、自動離陸・巡航・着陸を可能とするシステムの実現を可能とする道が開けたことになる。

###### コメント；

FBW システムは、多重システム管理構築に要するコストに対する重量軽減効果、制御による運動能力向上、運用制限へのケア・フリー、整備性等のメリットの程度から、大型機に適用されてきたが、FBW をフィード

フォワードとして使う等、simple FBW とすることにより軽飛行機クラスにおいても採算がとれる様になってきているものと考えられる。

### 1.1.3 脚系統

#### (1) 電動走行システム

主脚又は前脚に装備した電動走行システムにより、ゲートからエンジンスタート地点、着陸地点からゲートまでをエンジン不作動、牽引車無しにて走行することを可能としている。これにより、燃料消費重量削減と共に、空港周りのNOx、CO<sub>2</sub>排出量を大幅に削減することができる。

このシステムについては、以下の4社が各々の方式で開発に携わっている。

#### (a) Wheel Tug 社

- ・ 前脚の車輪に Chorus Motor 社の高出力多相電動モータを使用し、APU で駆動するシステムであり、EL AL 航空の B737-800 にて、評価中である。このシステム装備により 300 Lbs の重量増となるが、地上走行用燃料を節約できることから、離陸重量の増加は無い。
- ・ A320 及び B737 用の Wheel Tug System を含む Aircraft Wheel & Brakes の供給について、Parker Aerospace 社と連携している。
- ・ このシステムの有効性及び費用対効果について実績データを積み上げるために KLM オランダ航空の協力を得て、同航空会社の機体で評価を継続している。

#### (b) Honeywell 社, Safram 社

Honeywell 社と Safran 社が EGTS 社 (Electric Green Taxing System) なる JV を立ち上げ、APU により主輪を駆動するシステムを開発し、2013 年パリエアショーにて A320 に装備して実証した。

2016 年からは新型機適用、現有機改造用として販売の予定である。

#### (c) L-3 Communications 社 — 米国の装備品メーカー —

主輪を APU により駆動するシステムであり、Lufthansa 航空の A320 にて実証した。

#### (d) DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt)

前輪を燃料電池で駆動するシステムであり、A320 にて実証した。

#### コメント；

電動走行用システムの装備による重量増  $W_1$ により運航時の必要燃料重量が増加する（この増加量： $W_2$ ）。一方、地上走行用燃料の重量は減少する（この減少量： $W_3$ ）。このシステムが採用される条件は、装備コストが適正で、 $W_3 > W_1 + W_2$ である。

本システムは、空港周辺のエミッション問題については有効であるが、消費燃料重量の観点からは、“航続距離／巡航速度”の値が大きい路線では効果が低く、適用がマイナスになる領域もあると考えられる。（——>短距離路線に使われるであろう。）

#### 1.1.4 電源系統

化石燃料の消費削減、低エミッション化の為に“更なる電氣化”を目指して、燃料供給により継続利用できる「小型軽量，耐航空機搭載環境性等を満たす航空機用燃料電池」の研究開発が加速されており、比較的、小規模なシステムについては殆ど実用レベルに達して試行されている。

##### (1) 燃料電池

- Airbus社は2015年までにA320に、90 kWの水素燃料電池を搭載し、客室娯楽系統、照明、空調等のエネルギー源とすることにより、燃料消費を15%低減する計画である。
- Boeing社とIHI社は、航空機向け再生型燃料電池システムの飛行実証に成功した。（世界初）  
試験は、B737-800を使って行なわれ、離陸前から上昇の間に、燃料電池からギャレーに電力供給を行い、発電によって生成した水から水素を取り出し、再び発電に使うとのサイクルを実証した。
- Liebherr社はドイツ国家計画の下で、A320 neoに適用を目指して電池駆動の高揚力装置及び脚を研究している。

##### (2) リチウムイオン電池

航空機に搭載されている電池はエンジンのスターター用，電子機器のバックアップ用の電源として使用されており、鉛蓄電池、ニッケルカドミウム電池が使用されてきたが、高容量，高エネルギー密度，軽量であるリチウムイオン電池に置き換えられつつあるが、その過程で、B787のバッテリー故障が発生した。以下にその経緯を追う。

- 1月7日に Boston 空港に駐機中の JAL 機の後部電気室で電池火災が発生したこと、更に1月16日に ANA 機が飛行中に前方電気室の電池の発煙警報で高松空港に緊急着陸したことから、FAA は B787 に対し、電池の安全が実証できるまでの飛行停止(緊急 AD)を命じ、これを受けて欧州、日本、インドで当局が B787 飛行停止を決めた。
- Boeing 社は 2014 年 3 月 15 日にセル損傷の可能性の最小化、充電方法の改善、故障時の閉じ込めの 3 部分の改修案を示し、故障を発生させない、拡大させない、機体への影響を防ぐとの 3 重の防護手段をとることとした。具体的には、電池、格納箱、充電器を再設計し、電池の製造工程及び試験の管理を強化した。
- 改修したリチウムイオン電池システムは、飛行試験にて平常時、異常時ともに設計意図通り機能することが確認され、FAA は 4 月 19 日にこの改善設計を承認した。更に、4 月 26 日、航空会社に機体の改修を提示するとともに、飛行停止の解除と改修コストの推定値(1 機当たり \$ 465,000)を発表した。
- 2014 年 12 月 2 日、NTSB(National Transportation Safety Board)は、バッテリーシステムを構成する 8 個のリチウムイオン電池のうち 1 個が内部でショートし、連鎖的に異常な高温となる「熱暴走」を起こしたと指摘。Boeing 社と FAA が、バッテリーシステムで「熱暴走」が起こる潜在的な可能性を綿密に調べなかったとして、認証過程に甘さがあったと批判し、GS ユアサ社に対し、電池の安全性が確保されるよう製造工程を検証し、従業員への適切な訓練の徹底を勧告し、FAA には、新技術を伴う設計に関する安全性評価を改善するよう勧告した。

Boeing 社はこれまで、トラブルの再発防止策として、8 個の電池を絶縁テープで囲み、無酸素状態にできるステンレス容器に収める改善策を講じ、運行再開が認められていた。

#### コメント；

本事案の当事者は FAA, Boeing 社, Thales 社, GS ユアサ社であり、いずれも公聴会に呼ばれて証言を求められたが、最終的には、FAA, Boeing 社, GS ユアサ社にのみ改善勧告が出て Thales 社に対しては無い。これに対して、関係者の間で疑問の声が挙がっている。これについて、Thales 社と GS ユアサ社の間で締結された契約書の内容を知らずしての意見はここでは控えることとする。

### (3) 軽量発電機

Liebherr 社は、抽気による与圧空調系統を発電機によって置換可能であることを実証する試験を計画している。このような系統は現在は B787 にしかない。B787 では与圧、空調、主翼防氷系統を電化する為に 1.4 MW の発電機を装備しているが、これは小型機には重量大で経済的ではない。Liebherr 社では現在の 50 kW に対し 100 kW の軽量発電機を開発している。この試験は長期開発計画の一部で、次世代 150 席機が開発される時には準備を完了している予定である。

## 1.1.5 表示・操作系統

### (1) 表示

航空機事故の要因の 70~80% がヒューマンエラーであることから、パイロットが負担なく、適正に判断し、行動できる様に表示装置の革新化が図られている。

#### (a) ヘッドアップ SVS (Synthetic Vision System)

FAA が、Rockwell Collins 社の統合航法機器システム "Fusion" を使った Global Vision 操縦室のヘッドアップ SVS の認証に特別要件(\*)を発行した。

(\*) 航空機の設計の特徴が前例のない又は通常と異なる場合で、既存の基準に適切な基準がない場合に、追加して設定する要件。

- ・ 「人工視界により外視界が歪められないこと」を要求。これは赤外線カメラを使った EVS ( Enhanced Vision System ) にも適用。
- ・ スティック、スロットルに手を置いた状態で SVS を ON/OFF 可能のこと。

#### (b) 先進 SVS

2002 年に Universal Avionics 社 (米・アリゾナ州) の Exocentric Synthetic Vision (上後方から前方の人工視界) が認証されて以来、当局は従来の消極的態度を変えつつある。今後、全画面三次元表示を取り入れることにより、更なる先進化が加速される。

#### (c) Enhanced Flight Vision System

FAA は、接地の直前までに限り認めていた EVS の使用を、接地まで認める NPRM (Noticed for Proposed Rule making) を発行した。

## (2) 操作

### (a) タッチスクリーンと音声認識

Honeywell 社, Rockwell Collins 社, Thales 社等でタッチスクリーン技術、音声認識技術を応用した次世代操縦機器の研究が進められている。特に、Honeywell 社及び FAA が共同にて、Crew Interface Motion Simulation 研究所にて各種タッチスクリーンとその配置について、米大陸横断の模擬飛行にて評価が行なわれている。ここでは、スクリーンに 2 度タッチ、または力を入れて押した場合のみ入力として受け入れることにより意図しない不用意な操作を排除することになっている。また、従来のスイッチ、ボタンのうち消火ボタン等の安全性に関わる最重要のものは残す方向である。音声認識技術については、会話の途切れ、間投詞、アクセントの違いの取り扱い等に課題あり、航空機器への適用には更なる研究が必要である。

### (b) Thales 社のタッチスクリーン

Thales 社は、パリエアショーにて展示した“2020 Avionics”にて、「近い将来、操縦室パネルは大型 iPad に似たタッチスクリーンに転換される」と述べている。

即ち、

- ・ パイロットはスクリーン上での指の操作により経路変更、エンジン制御を行う。
- ・ 離陸後、路線図に変更され、航空路監視情報、他機との距離等のデータが表示される。

### (c) Honeywell 社のタッチスクリーン

Honeywell 社の技術者とヒューマン・ファクタの専門家は、タッチスクリーン、音声認識、仮想副操縦士等の Man-Machine interface を研究している。これは次世代輸送機、ビジネス機の操縦士の負荷軽減と安全性向上を目標として、これまでの研究では、最初に適用されるのはタッチスクリーン表示器となる見通しである。Honeywell 社は FAA との 2 年契約の「利用可能性評価」（インプット・エラー、操作時間を従来操縦室機器と比較評価すること）にて、その種々の表示方式、搭載場所について操縦士操作模擬実験室で試験を行っている。これらの成果を FAA は基準作成に、Honeywell 社は製品設計に活用する。これまでの結果では digital-resistive タッチスクリーンをセンター・ペデスタルに配置するのが最適となっている。一般消費者向け電子機器では projected-capacitive 型が普及しているが、誤操作や冷たい手或いは手袋を着けた手を考慮すると航空用にはリスクが高い。

コメント；

パイロットの認識ミスを防ぐ為にも、表示／操作方式の改善が必要であるが、パイロットの人間工学的特性を配慮し、人間－機械系として包括的なシステム設計のもとでの改善案が求められると考える。

なお、表示に関わる要素技術は、将来は窓無し客室内壁への表示（窓無しによる胴体軽量化）にも適用される可能性有り。

SSBJ (Supersonic Business Jet) / SST (Supersonic Transport) の着陸時、迎角を大きくする必要から、先方視界確保の為、機首を折り曲げなければならないが、高信頼性の SVS を使うことにより、折り曲げ機構を無くして重量軽減に寄与することができる。

(3) マニュアル等の読み取り

FAA は American 航空に対して、紙ベースのチャート、マニュアルに替えて、操縦室で iPad を使用することを認めた。

乗客の電子機器使用については、10,000 ft に達するまで禁止である。

コメント；

マニュアル類は極力、搭載コンピュータ内の操縦に関わるソフトウェアに組み込み、パイロット・ケアフリーの方向に向かうことになるのではないかとと思われる。

1.1.6 防氷系統

(1) 防氷

- ・ 米 Battele 研究所では、軽量・省エネルギーにて適用可能な電導の CNT (Carbon nanotube) を含有した防氷用塗料を開発中である。これを使用する場合、まず金属面への下塗りを行い、次にこの CNT 含有塗料を塗り、更に保護膜、通常の表面塗料塗ることになる。
- ・ Harvard 大学が翼表面に多孔性の層を生成させた上に、水と親和性のない液体で覆い、孔で保持した液体にて氷点近くで氷を付着させない様にする技術を開発した。
- ・ Fraunhofer 研究所 (独) では、ナノ材料の電導層を主翼前縁 (複合材) の層間に埋め込み、前縁を 120 °C まで熱する方式を開発し、風洞試験 (気流温度：-18 °C) にて着氷が融解されることを確認している。この場合、複合材に金属を組み合わせたときには問題となる様な疲労破損は

発生しない。

また、形状記憶材料を使って、温度に対応したパルス制御により脈動的に構造体の体積を変えて除氷するシステムを開発中である。これにより、従来のラバー・マットより 80%のエネルギー節約となる。

更に、融解した水が翼にて再着氷しない様な撥水用コーティング技術の開発も目指している。ここではフッ素を使用しているため腐食・紫外線に対する耐久性に難点があり、その解決が課題である。

## (2) 着氷の探知

- GKN Aerospace/欧州各メーカの合同チームは、「光学的着氷センサー」と「氷結量を精密に監視するための分析技術」を組合わせた「完全自動翼上着氷探知システム」を開発し、その飛行試験を完了した。このシステムでは翼、ナセル、ロータ等の表面にセンサーを装着して、光ファイバーにて翼光の反射光を測定して氷の質、厚さ、場所を特定できる。
- Fraunhofer 研究所（独）では、光学センサーを活用して着氷探知/除氷監視を行う着氷警報システムの開発を目指している。

### コメント；

着氷探知システムの研究の背景は以下の通りである。

近年の着氷条件下での事故を分析すると、着氷条件下に遭遇していることにパイロットが気付かずに、防氷システムを作動させていない為に、事故に至ったケースが多かったことが判り、当局が着氷探知を義務付けたことによる。このシステムは従来、極めて高価であったことから、低価格化が求められる。

### 1.1.7 空調・与圧系統

Liebherr 社が、狭胴機用発電機が抽気による与圧空調系統を置換可能であることを実証する試験を計画している。

### 1.1.8 推進系統

推進系統は、エンジンの推力を自在かつ安全に制御するため、エンジン取付装置、エンジン空気取入装置、エンジン制御装置、エンジン計器、冷却・換気装置、防火装置、防氷装置から構成されている。

この系統に関する新技術としては、エンジン前面・空気取入口への着氷を防止する防氷システム及び着氷検知システム等があるが、これについては 1.1.6 項を参照のこと。他方、運用中の機体にて関連する部位のトラブルとしては、下記が報告

されている。

- ・ 不適合内容

B747-8Iの外側エンジンを支持するストラットの一部分が破損するケースにおいて、主翼にフラッタが発生することが、解析によって判明した。

- ・ 原因

B747-400と比べて、主翼より後方の胴体長が50インチ長く、機体尾部に燃料を搭載していること。

- ・ アクション

FAAは、主タンクと尾部タンクとの間の燃料配管を除去して、両者を分離することを指示。

コメント；

B747-400と比べて長くなった胴体の尾部（自由端）が燃料搭載によって重くなり、胴体曲げ振動数が低下し、結果として主翼の固有振動数に近づくことによりフラッタ速度が低くなるのではないか。

#### 1.1.9 燃料系統

燃料系統は、燃料タンク、燃料移送・供給、加圧、ベント、燃料排出、燃料計量、防爆の機能を有する系統から構成されているが、近年、飛行条件に応じて最適な重心位置となる様に燃料移送をコントロールするシステムが使われている。

コメント；

重心制御の自動化は全機抵抗低減の手段の一つである。これにより、巡航中の縦静安定余裕を許容限界まで小さくして、トリム抵抗を低減することを狙っていると考えられる。

#### 1.1.10 客室機内システム

##### (1) 格納庫と座席

Airbus社は、A320 neo PlusにてDelta航空の要求により、頭上格納棚に納まらない程の大容量の手荷物を収納できる可動格納庫及びA320の座席を2列増やすことができる様なスリム座席の開発を行う。

## (2) 熱可塑複合材製の座席

Explicseat 社のチタンと熱可塑材によるエコノミー座席は1席当たり 8.8 Lbs と軽く 16 G の衝撃に耐え、部品点数は従来製より 1 オーダ少ない。この座席は最近 EASA (European Aviation Safety Agency) に承認された。

参考：熱可塑複合材について

熱可塑複合材の適用が熱硬化複合材や金属に代わって増えてきた。航空機業界では熱硬化型の生産設備や治具への投資が比較的新しいので移行は緩やかであるが、自動車業界の熱可塑への移行に便乗して航空機業界でも生産量が増えている。熱可塑型は加熱で軟化し、溶けるが冷却すれば性質を損なうことなく再硬化し、素早く生産できて性能も良い。但し、高強度部位には不向きである。

## (3) 亜麻繊維による内装材

航空機の内装市場は好況で、2016 年には\$12B に達する。一方で今後の新型機や改良型の投入で 2023 年には年間 1000 機が退役するが、そこでは多くの内装材が廃棄される。美しい内装も材料の殆どはプラスチックやガラス繊維複合材で、廃棄時には環境に悪影響を与える。そこで Boeing 社は環境に優しい亜麻繊維を用いた内装材を開発している。亜麻繊維は布に織られて、特殊な非ハロゲン耐炎加工が施され、レジンを含ませて成形される。

### コメント；

- ・ 座席等の客室機内システムの特徴は、同一機材であっても各エアライン毎に仕様が異なる点である。(→関連メーカーにとって、魅力的)
- ・ 座席は機体重量の約 3% も占めることから、上記 (2), (3) に示す様に繊維材料を使って軽量化が図られている。  
軽量化技術を得意とする我が国メーカーにとって、更にシェアを拡大できる分野である。

### 1.1.1.1 飛行記録機器

#### (1) In flight Safe Monitoring System

Star 社が開発した In flight Safe Monitoring System の有効評価について、FDR (Flight Data Recorder) の代替として、Pakistan 航空 A310-300 を使って実証試験を実施中である。

これは FOQA (Flight Operational Quality Assurance) が求める全てのデータをモニターすることが可能となる。

## (2) 飛行データの実時間送信

- ・ IATA 会長は「マレーシア航空 MH370 便のような行方不明事件を 2 度と起こさない為に、飛行データの実時間送信を真剣に検討すべきだ。ただ 1 日 10 万便の総てのデータ送信は技術的実用性に疑問があり、ICAO、機器メーカー、探索／救難専門家などを含む IATA Task Force Team が現在及び近い将来利用可能な技術を含めて検討するべきである。実行には法規制当局、機体メーカー、機器メーカー、航空会社に関連し、また全世界一律に採用できなければならないので、慎重に検討する必要がある。」と述べた。
- ・ ICAO は、2015 年 2 月 3 日に国連航空安全部会の High level Safety Conference において、航空機の位置を 15 分間隔で Tracking する新基準を推奨した。これまで、一部のエアラインでは自主的に ACARS (Communications addressing and reporting system) や、他のシステムを使って Tracking が行われていたが、義務付けされたものではなかった。

## 1.2 空力に関わる装備技術

### (1) 摩擦抵抗低減技術

摩擦抵抗の低減として、表面処理／塗装 及び 層流制御の 2 種類の方法が考えられている。前者は比較的容易に低コストで対応できることから、既存機への適用が試みられている。後者は自然層流化と層流制御を複合した HLFC (ハイブリッド層流制御) が実機適用レベルに達しており、新製機に使われ始めている。以下、関連記事にてこれまでの経緯を辿る。

#### (a) 表面処理／塗装等

- ・ Easyjet 社 (英国) はアクリル光沢剤 (微少の溝、孔を埋めるナノテク・ポリマー) を使って機体表面を滑らかにし、汚れを防ぐことにより空力抵抗を低減させる計画である。
- ・ 乱流域の摩擦抵抗低減として、機体表面へのリブレット成形 (V 字の縦溝成形) を適用すると効果があることが知られているが、これはある限られた条件下にて有効であり、これから外れると、むしろ抵抗増になる。  
(参考：鯨の体表面では、部位によって溝の深さ、形状が異なる。)  
また、溝の深さが極めて浅く耐久性、メンテナンスに課題がある。  
この様な現状に対して、Surry 大学 (英) の D. Birch 博士は電界に

より歪み、圧力が発生する EAP (Electric-active Polymer) を活用することにより新しい展望が開けると予想している。

- Lufthansa 航空では 2 機の A340 の主翼と胴体の表面に、腐食に耐えて汚れをはじくラッカーの表面塗装にリブレットを押印した 10 cm × 10 cm の被覆パッチを幾つか貼り付けて、耐久性の飛行試験を行っている。またドイツの生産技術大学では、シリコンの型と被覆を高温処理するために、紫外線ランプを用いて機体表面に微細構造のラッカーを適用する方法を開発中である。
- NASA では、スパン方向の乱れ波長の 1/3~1/2 の間隔で高さ 10~12 μ m、直径 1~1.5 mm の突起を翼の前縁に設置し、この波長と異なる波長の波を発生させ、波を互いに干渉させることによって境界層内のスパン方向流れの摩擦抵抗低減を狙う研究を実施しており、CessnaO-2 を用いた飛行試験では、層流の範囲を 30%コードから 60%コードまで拡大することができた。
- AFRL (米国 : Air Force Research Laboratory) では、再認証が必要となるような外形の大きな変更を伴わない表面加工又は塗装等による簡単な抵抗低減策を探している。1989 年には A320 の表面の 70%を粘着 Riblet で覆って抵抗 2%減に成功したが、整備と耐久性の問題の為に採用に至らなかったが、今では Fraunhofer 社が耐久性の高い表面塗装に微細縦溝を刻印する方法を開発した。

#### (b) 層流制御

- Airbus 社では、超大型双発機 NLR (New Long Range) 計画が浮上してきており、HLFC を適用した 470 席、8,150 nm の超大型双発機概念設計を進めている。要素技術の熟成の為に、Clean Sky 1 では 2015 年に A340-300 改修機による自然層流翼の飛行実証が、Clean Sky 2 では前縁吹き出しによる高速飛行実証が計画されている。
- Boeing 社と NASA により Ames 実大風洞にて “Sweeping jet” AFC (Active Flow Control) 付きの B757 実大尾翼の試験で、方向舵効きの 20~30%増大が確認された。必要な時に横力を 20%増強して垂直尾翼を 17%縮小し、燃費 1~2%節減を目指すものである。双発機の大きな垂直尾翼は離陸時の片発停止による大きな偏揺れモーメントを抑えるために

必要となるが、大きな方向舵角での剥離を AFC で抑えて横力を増強し垂直尾翼を縮小することを目指している。次は、Boeing 社の実証機計画で 2015 年の飛行試験により Sweeping jet のアクチュエータ配置と流量を最適化する予定である。

- Boeing 社は B787-9/10 及び B777X-8/9 に HLFC システムを適用する。同社が商用機に対する実用的な LFC システムを追求した結果、非常に単純なシステムとなり、付着した昆虫などは飛行の合間に地上で通常の圧力洗浄で除去できるとのことである。
- 層流実証機 (*Breakthrough Laminar Aircraft Demonstration for Europe = BLADE*) の左翼上面外板を使って A340 自然層流実証機の超円滑翼の組立が始まる。低抵抗自然層流を保つための円滑面製造には高い精度が要求されるため、両外翼 (右翼上面外板は GKN 製) の最終組立に数か月を要し、2016 年中期に Airbus 社に送られ、A340 の外翼と交換され、2017 年 9 月以降に飛行する。資金面では、BLADE の 2017 年 3 ~ 8 月の地上試験と 9 ~ 10 月の飛行試験までが Clean Sky 1 の資金で行われ、残り 78 時間の飛行試験は Airbus 社などからの別途の資金で行う。この層流外翼には新補助翼が含まれ、複雑な改修と安全性証明に時間がかかる。なお、SAAB の左外翼は前縁と上面外板が一体であるが、GKN の右外翼は別部品で機械的に結合される。  
この実証機試験のために A340 が 2 年間専有されることになり、垂直尾翼端には外翼の流れの計測に表面温度を感じる赤外線カメラが、主翼端には実荷重での表面の曲りと波度を測る別のカメラが装着される。設計意図通りに成功すれば、高度 22,000 ft 以上で自然層流となり  $M = 0.75$  で通常の乱流翼より 8% 抵抗減で、800n.mile の路線で 4.6% 燃料減となる。
- 主翼、尾翼、特に抵抗を増す剥離に敏感な部分の流れを精密に制御することにより、大幅に燃費、汚染排気、騒音を削減できる。欧州では 4 年で Eu37M を投じ、AFLoNext (*Active Flow-Loads & Noise Control on Next Generation Wing = 次世代翼での荷重及び騒音の能動流れ制御*) の研究 (15 か国、40 社が参加、Airbus 社が取り纏め、期間 2013 年 6 月 ~ 2017 年 5 月) にて空気流、騒音及び振動の制御技術の向上を図っている。ここでは巡航での抵抗減少のための HLFC、HBPR エンジンを装備した機体の離着陸性能向上のための AFC (能動流れ制御) および振動対策が

中心であり、既存の流れ制御技術を深化させて、Clean Sky 2 研究に引き継ぐ予定であり、2016 年に DLR の A320 による脚とフラップの受動騒音制御及び 2017 年に垂直尾翼の HLF C の二つの飛行実証を行う。この HLF C は A320 の垂直尾翼を改修して、小孔の開いた前縁での吸込みで低速の境界層を除去し、乱流への遷移を遅らせて低抵抗層流域を拡大し、圧縮機による能動 HLF C と B787-9 の尾翼同様に尾翼内外の圧力差による受動的制御を試みる。主翼と尾翼に適用すれば 9% 抵抗低減可能との推算である。但しこれらは中長距離機にのみ有効で A320 への適用は考えていない。AFC は外翼、翼とエンジン・パイロン結合部及び翼後縁での 3 種を検討する。外翼では翼端デバイスの活用で巡航燃費 2% 減を目指し、AFC のアクチュエータには、エンジンの抽気によるパルス・ジェットと空気供給を必要とせず膜の電氣的振動で流れにエネルギーを与える 2 種があり、この差を 2016 年に TsAGI の風洞試験で確かめる。

通常の高揚力装置では前縁スラットの外端で流れが剥離してウイングレットに当たる。そこで AFC にて剥離領域を高揚力性能を損なわない場所に動かす。この AFC は主翼後縁で、流体 Gurney フラップ（揚力を増すために後縁から垂直に下ろす小さな面）を開いて行われる。後縁での循環を増すためにアクチュエータを開いた気流の吸込み或は噴出、曲面デバイスによるコアンダ効果の活用を考えている。騒音低減では主脚とフラップ後縁の流れ干渉とフラップ外端を対象とする。ここでは多孔泡状金属によるフラップ外端、主脚のカバー、間隙シールなどが有望である。振動制御では、CFD/FEM 結合の振動予知ツールを開発し、脚扉などにて振動要因を見付けて事前に解決することを目指している。

(c) その他（プラズマ活用等）

- ・ Lockheed Martin 社と Texas A&M 大学は、導体と誘導体間に電流を流すことにより、Dielectric Barrier Discharge Plasma 状態としてスパン方向に気流を発生させて、摩擦抵抗を低減させる研究を実施中である。
- ・ AFRL では “動的ラフネス”、“化学流れ制御”、“スマート VG” 及び “プラズマ加熱” に関する研究を行う機関を募っている。“動的ラフネス” はモーフィング表皮の瘤、峰で乱流化を制御するものであり、“化学流れ制御” は表皮の撥水性、親水性で滑り易くするものである。“スマート VG” とは形状記憶合金などにより剥離を感知したら VG を起ち上げて流れを活性化し、不要時には格納して抵抗を下げるもの、“プラズマ加熱” とは

遷音速飛行時の局所衝撃波に対し、加熱により亜音速化又は衝撃波位置の変更を目指すものである。

コメント；

これまでの技術動向から抵抗低減技術は下記の方式に分類される。

- ① デバイス無しにて、空力形状の工夫のみで順圧力勾配を維持して、遷移を遅らせる自然層流翼
- ② 境界層吸い込み、吹き出し等の制御により層流域の拡大を目指す能動的層流制御
- ③ 分散型突起により横流れ不安定による遷移を抑える受動的層流制御
- ④ 上記①と②を組み合わせたハイブリッド層流制御（HLFC）
- ⑤ 高いレイノルズ数域にて、縦溝（リブレット）を機体表面に貼り付けて、機体近傍の乱流ストリークの挙動を抑える乱流摩擦抵抗低減デバイス

以上の空力に関わる新技術コンセプトの成否は、MEMS（Micro electro-mechanical System）技術、流れの吸い込み・吹き出し技術、受動的デバイスの微細加工、表面処理の技術（含：製造／メンテナンスの低コスト化）等の一定レベルまでの進歩に依存する。

(2) 揚抗比改善

(a) クルーガフラップ

EU 資金で DLR（独）が次世代層流翼の高揚力装置としてクルーガフラップを研究している。これは層流域を乱す鋭い段差、隙間およびリブレットの頭などを除去すると共に、フラップを翼に統合しようとするものであり、燃費を 7% 節減できるとのことである。

(b) 可変形状前縁

- ・ DLR では、GFRP 積層材を異なった剛性を有する様に積層して、前縁内部に装備したアクチュエータで、最適な空力形状に変形させる可変形状前縁（モーフィング前縁）を開発中である。これは、翼本体と前縁とのギャップをなくし、層流の持続、揚抗比の向上を実現するものであり、最近の風洞試験にて、抵抗低減、騒音低減を確認した。引き続き、除氷、鳥衝突、耐雷等の課題を解決し、スラットの代替としての実用化を目指している。
- ・ Boeing 社、Airbus 社は B787、A350 で長距離巡航性能改善のために、燃料消費による重量変化に対し荷重分布を変えて最適化するために調節

可能な後縁フラップを開発した。これらは部分的な解で、翼の大部分は剛体のままで柔軟ではない。最近の形状記憶合金、 piezo 電気アクチュエータを用いても生物のような柔軟構造とすることは現時点までは実現できていないが、研究は依然として継続されている。

- FlexSys 社 (米国) が、主翼後縁全体が連続的に柔軟に変形するフラップを開発している。幅 18.5 ft の FlexFoil と呼ばれる後縁は、 $-9\sim 40^\circ$  の範囲で変形し、スポイラー、スピード・ブレーキ、ファウラ・フラップなどの代わりをする。最終的には多目的操舵面、トリム抵抗低減、荷重軽減による高アスペクト比翼実現などに使用できる。これには結合部はなく、柔軟構造は変形するが固くて強い。アクチュエータの力と変形を受け持つ様に構造内部がアレンジされ、そのエネルギーを翼全体に分散させる様な構成となっている。

試験用の Gulfstream ビジネス機は後縁フラップが FlexFoil 連続操舵面で換装される。この技術で 4~8 %、新型機なら 12 %まで燃費節減が可能で、更に騒音を低減し、整備費削減の利点もある。

- ウイングレット専門の Aviation Partner 社はで飛行試験をした可変翼技術の商業化のための JV を設立する。Gulfstream III の後縁フラップを置換した FlexFoil 翼可変システムは NASA の ERA 計画で 50 時間の飛行試験を実施した。柔軟な複合材後縁は  $-9^\circ$  (後縁上げ)  $\sim +40^\circ$  (後縁下げ) まで変形し、翼幅方向には  $30^\circ / \text{sec}$  で振れ、340 KCAS/0.75M、垂直荷重倍数 2 まで確認された。この連続可変後縁はフラップ端の間隙を無くして、巡航抵抗低減、構造荷重緩和による重量軽減、及び離着陸騒音低減が期待でき、 $M = 0.80$  までの試験を計画している。また KC-135 にて可変フラップタブによる燃費節減と荷重低減効果を評価する 2 年に亘る飛行試験も予定されている。JV では種々の応用が考えられる中で、18~24 か月で FAA の耐空性承認取得を目標に、全飛行状態に亘ってキャンバーと断面形状を最適化するウイングレット、前縁の空気圧ブーツによる防氷システムの置換及び間隙と段差のない後縁フラップの開発を目指す。

#### コメント；

翼のキャンバーを変えて、揚抗比 Lift/ Drag を向上させることは、戦闘機の旋回性能を向上させる為に特に有効である。(このことが、本研究に軍の関与が大きい理由である)

民間機においては、巡航時、燃料消費による機体重量変化に対応して  $(Lift)^{0.5}/(Drag)$  を極力大きく（最大化又は若干小さくして高速性を優先する場合もあり）する様なキャンバーとする為に アクチュエータ 及びその配置と構造様式を包括して設計することになる。

(c) **GLA (突風荷重緩和) 含みのウイングレット**

ウイングレットは誘導抵抗減少に役立つが、これは翼幅拡大でも可能で、翼幅が格納庫や空港ゲートで制限される場合や既存翼改修時にはウイングレットが最も有効である。しかし翼端で揚力を発生させるため突風遭遇時などは翼根の曲げ荷重が増え、構造補強が必要で重くなり既存形態へのウイングレット追加は高価になる。能動突風荷重緩和は余り普及していないが、最初に L-1011 で認証され、A320 や B787 の FBW 機に用いられている。Tamarack Aerospace の “Atlas active winglet” システムはビジネスジェットに翼構造の補強なしでウイングレット追加を可能とし、Cessna Citation Jet の CJ, CJ1, CJ1+などで EASA の認証を取得した。ウイングレット内側後縁に付加した「補助翼」の自動制御により突風荷重を緩和し、翼曲げ荷重を最小化してウイングレット追加による構造補強や重量増を防いでいる。通常のウイングレット形状が翼荷重の為に制限される時にこのシステムは最適形状の採用を可能とするが、他にも安定性の増強や乗心地の改善にも役立つ。

(d) **BWB 形態**

BWB 形態は通常の Tube & Wing 形態と比較して、燃費、汚染排気、騒音、航続距離の面で優れているが、幅広い胴体による旅客輸送には必ずしも適さないことから、最初は貨物機を考えていたが、最近では通常の尾翼を有する HWB との比較に関心が集まっている。BWB 形態は低速での縦制御能力増強と高揚力装置が焦点で、胴体上部エンジンの排気を後縁エレボンに吹き付けて揚力を増すと共に縦制御にも利用しようとする試みや、前縁クルーガフラップ、後縁操舵面の応用、胴体腹部のボディフラップなどの高揚力デバイスについて風洞試験にて確かめられている。双発の X-48C 無人実証機を再利用することにより、エンジンを前方に移すことによる騒音遮蔽効果増大の効果を確認しようとしているが、ここでは低速での吸入口偏流、圧力回復、抵抗増、高速でのナセルと胴体上面とのチャンネルフロー、ナセル衝撃波、尾部との干渉抵抗、スピレージ抵抗などが問題になってくる。

### (3) 超音速巡航時のソニックブーム低減等技術

#### (a) NASA の超音速実証機計画

- NASA は、新しい技術と設計手法の組合せにより、陸上超音速飛行を許容できるまでソニックブームのレベルを低減する為の技術提案を準備中である。FAA は現在、陸上超音速飛行を禁じているが、これを変更する基準制定には、現実的な環境下でのソニックブームに対する住民の反応を調査する必要がある。そのための実証機は現在 Lockheed 社及び Boeing 社が研究している形態がベースになる。この提案が認められれば、SSBJ の研究開発に取り組んでいる Gulfstream 社及び Aerion 社にも参加が求められる予定である。
- 低ブーム設計ではエンジン装備位置が重要である。通常の翼下装備形態では衝撃波を拡散させるために翼形状に注意する必要がある。翼上に装備するなら衝撃波は上方に向かうので地上には影響しないが、エンジン性能に悪影響がある。NASA はその影響を調べるために Lockheed Martine 社機案と Boeing 社機案の各々の小型模型を用いて風洞試験を行う。同時に超音速機の推力や巡航効率に影響するエンジンへの空気流も調査する。
- 現時点及び一定時間後のソニックブームの影響範囲とその強度をディスプレイ上に示し、操縦士が飛行経路を変更できることが陸上超音速飛行が許容される鍵になるとして、NASA はブーム影響地域の反応データを収集するための飛行試験を計画している。

#### コメント

- 将来の超音速輸送機の運航時には、騒音、ソニックブームの影響範囲と強度を操縦士に示し、飛行経路を選択する為の表示システムを装備することになる。
- 環境保全の為に、ソニックブーム低減は、騒音エミッションの低減に続く第三の要請である。この解決無しには、当局から SSBJ, SST の陸上飛行は許可されず、機体の商品価値が大幅に劣ることになる。このソニックブーム低減の為に、基本的には揚力分布を機体軸の前後方向に拡げることが有効である。
- SSBJ, SST の空力形状は、①巡航時の揚抗比の要求、②離着陸の揚抗比／最大揚力係数の要求、③ソニックブーム低減の要求の全てをクリアする必要がある。

最近、公表されている SSBJ (Aerion 社, Spike 社) の主翼形状は、矩形である。これは①と②のハーモナイズの結果であり、③については、“機体規模：小”，“巡航マッハ数をコンコルドの 2.0 M よりは小”としてクリアしようとしていると考えられる。

(b) 地対空実機シュリーレン写真

シュリーレン写真はこれまで風洞の中の縮尺模型で利用されてきたが、NASA は地対空シュリーレン写真技術 (GASPS (Ground to Air Schlieren Photography System)) で実機の衝撃波を捉えた。MetroLaser 社が開発し、NASA が試験した GASPS は二つの望遠鏡とデジタルカメラを使い、光源として太陽を利用し、撮影後の画像処理ソフトにより処理を行った。NASA の試験は低ブーム機研究の一環で、太陽の前を通過する機体を手動で撮影したものであるが、この実機シュリーレン写真は空気取入口、尾部からの衝撃波を模型より精度良く捉えている。今後は更に精度の高い写真を撮るために、機体の GPS データを地上に送って、自動的にシャッターを切ることを目指している。

コメント；

望遠鏡、デジタルカメラ、画像処理ソフトから成るシステムであり、優れた光学製品技術を有する我が国のメーカーの参入が期待できる。

(4) 騒音の低減

2018 年から新大型機には Chapter14-7EPNdB の騒音基準が適用されるが、小型機用エンジンの騒音低減は難しいことから、55 t 以下の機体には 2020 年まで適用が延期される。

(a) 全機の騒音低減

(i) NASA のツール

NASA は概念段階にある航空機の騒音特性を電算機で模擬する可聴化 (Auralization) ツールを開発中である。これは、技術者が熟知しているデザインとは異なる音響特性を持つ形態等、即ちエンジン騒音が機体で遮蔽されている HWB (Hybrid Wing Body) 旅客機、複数プロペラを備えた分散電気推進によるジェネラルアビエーション機及び個人航空輸送等の需要に応じて新たな運航方法を見出すため等の研究に使われている。

このツールの進歩は、信号処理技術とその精度等の進歩によっており、計算予測、風洞試験および飛行試験データの情報、騒音源の解析、観測者までの空中伝播および主観的計測を可能とする試験環境の再生等の要素から成り立っている。

(ii) リジョナル機

- ・ 欧州では、ターボプロップ機, GTF (Geared Turbofan) 又は Open rotor 搭載の 90~130 席リジョナル機の騒音低減技術開発に積極的である。ここでは ATR 社が最も成果を挙げている。
- ・ リジョナル機では脚と高揚力装置からの騒音が大きい。“Clean Sky” (Eu1.6B) 及び “Clean Sky 2” (Eu4B) では、ATR 社がリードする “Green Regional Aircraft” の低騒音形態計画でターボプロップ機の脚と高揚力装置の騒音低減技術を実証研究中である。そこでは低騒音の新形態が研究され、高翼で主脚が ATR42/72 のように胴体スポンソンに格納される 90 席双発ターボプロップ機も検討されている。現在は “Allegra” 計画で幾つかの有望な実大前脚および 1/2 縮尺の主脚がイタリア Pininfarina 設計室の風洞で試験されている。
- ・ “Allegra” での最善形態の実大主脚が、“Artic” 計画でオランダ DNW-LLF 風洞で試験される。“Allegra” (Eu2M) と “Artic” (Eu1.4M) を取りまとめるダブリンの Trinity College は “Wenemor” (Eu2M) 計画で 130 席 Open rotor 搭載機の騒音を評価している。ここではプッシャー型/トラクター型、L 字、T 字、U 字型尾翼の組合せが試験された。
- ・ “Allegra” では前脚と主脚の低騒音形態が評価された。前脚では 2 車輪のハブの覆い、2 タイヤ間の風防、前脚室扉を傾けるスポイラー、穴開きフェアリング、また主脚では穴開きフェアリング、脚室内吸音材、外部ハブ覆い、2 車輪の軸フェアリングなどが検討された。

(iii) エンジン騒音の遮蔽

- ・ 空港容量増大を妨げる騒音制限の緩和に十分な騒音低減技術の最大の手段は地上へのエンジン騒音を機体で遮蔽することであり、過去 5 年間 NASA は胴体による騒音遮蔽のため BWB (Blended Wing Body)、HWB 形態を研究してきた。これにエンジン、機体および脚の騒音低減を加えて、2025 年就航の機材の騒音目標について、NASA は Stage4-42 dB と定めた。これは Stage4-10 dB の現用機材の騒音面積を 80%減らすことになる。しかし、旅客の受容、緊急脱出の観点から、必ずしも総ての人が HWB を現用長距離双発機の代替とは考えていな

い。そこで NASA は HWB の空力、音響的特徴の理解を深める一方で、2 階建胴体の側方にエンジンを搭載して離陸側方騒音を胴体で遮蔽する MFN (Mid Fuselage Nacelle) 概念と主翼後縁上に空気取入口を置いて前方ファン騒音を地上から遮蔽する OWN (Over the Wing Nacelle) 概念を考え始めた。

- Boeing 社が設計した HWB 貨物機については、エンジン音遮蔽に加えて HBPR (High Bypass ratio) エンジン、先進吸音材、前縁デバイスと脚の低騒音化対策の効果で Stage4-38.7 dB が実現可能であることが示された。他にもコアとバイパス流の混合を改善するシェブロン排気口及びジェット排気の後流にあるジェット騒音源を上流の排気口近くに移して遮蔽効果を増すことなども研究されている。
- Boeing 社の MFN 概念の B727 の騒音レベルは Stage4-28 dB と予測され、B787 の Stage4-18 dB を凌駕した。遮蔽だけでも翼下エンジンより 4 dB 下がり、高アスペクト比で LFC の主翼は着陸速度を 20 kt 低くして機体騒音を緩和した。全幅連続の後縁フラップとクルーガ前縁スラットは着陸時は隙間を開けるが離陸時は騒音源除去のために閉じられる。BPR = 13.5 のターボファンは排気速度と騒音を下げる。NASA では更に追加の騒音低減技術で Stage4-36 dB が達成可能と予想している。これを実現する為には、ファン騒音低減のための回転部、静止ベーン周囲への吸音材装着、ファン後方とコア騒音を遮蔽する 10° 傾いた排気口、ジェット騒音を下げるシェブロン、進入時のスラット隙間シールが含まれる。BPR = 15 の GTF を使えば MFN は Stage4-40~42 dB となる。HWB での研究成果が MFN を極めて競争力のある形態にした。

#### (b) 高揚力装置

- スラット騒音はスラット下面からの剥離流がこの後縁付近に衝突することにより生じることから、下面側形状を整形する Slat cove filler にて広帯域騒音を低減させることが試みられている。只、この場合、スラットを展開後に下面形状を変形させることが必要となる。また、スラットのコードを従来より長くする VLCS (Very Long Chord Slat) について DLR にて研究されている。
- フラップ騒音は、フラップ端渦の非定常な流れ場から発生することから、

この渦を弱める為にフラップ端と翼を連続的に滑らかにつなぐ様な形状 (Continuous mold line link) について研究されている。

- フラップ端形態は、端面と翼厚×1.5 幅の上下面にレーザ・ドリルで微細孔を明け、その孔から空気が内部を上下、前後に通過できるように吸音材を用いた格子状通路を設けたもので、上下の圧力差を減らしてフラップ端から出る渦を弱めると共に音波を消散する。
- NASA ではスラット騒音にて、下げ位置で背面の凹みを埋める“Slat cove filler”で流れを変え、乱れと騒音を減らす研究をしてきた。狭い場所に格納でき、繰返し作動と空力荷重に耐える機構を成立させる為に、引込時に変形し、下げ時に跳ね戻る弾性形状記憶合金による“凹み埋め”を開発した。今後 75% 模型に使うアクチュエータ荷重と材料の変形を計測し、風洞試験から飛行試験に進む予定である。

#### コメント；

高揚力装置に騒音低減デバイスを装備することによって最大揚力係数が低下すると、進入速度を大きくせざるを得なくなり、その結果、速度の 5 乗（経験則）に比例して騒音レベルが高くなる。従って、このデバイスは空力性能と騒音レベル、更にはメンテナンス上簡素なシステムであるとの 3 つの要求のすべてを満足することが必要となり、現時点で実用レベルに達しているデバイスはない。

#### (c) 降着装置

- 降着装置騒音は、この装置の構成品によって気流が乱されることにより、更に、それが下流の脚に当たることによって発生する。更に収納部の開口部からも騒音が生じる。
- 対策としては、空力フェアリングが研究されているが、以下のことに留意する必要あり。
  - － フェアリングカバーにより、放熱効率が低下しないこと。
  - － 重量増加を極力抑えること。
  - － 収納空間に影響する体積増加を抑制すること。
  - － フェアリング取付けによって目視検査に悪影響が出ないこと。
- Langley 社にて、車輪間フェアリング、脚収納室の伸縮網カバー等が

低周波騒音を大きく低減させる。

- ・ 脚では孔あきフェアリングが有効である。無孔フェアリングは流れを加速し他の物体と干渉して騒音を強める。前後ストラットと主脚柱の干渉を緩めるフェアリング及び車輪間のブレーキのフェアリングは有効であったが、後者はブレーキ冷却上の問題で不採用とした。脚収納室の伸縮網カバーが極めて有効で脚騒音を 2~3 dB 下げた。フラップと脚騒音は合計で 4 dB、60%低下すると予測される。

#### (d) エンジン技術

エンジンの主な騒音源としては動翼騒音、ガスジェット騒音、燃焼騒音がある。ターボファンエンジンや Open Rotor では Fan 動翼騒音が最も大きい。

- ・ Swept-Fan 翼による動翼先端に生じる衝撃波低減
- ・ 低 Fan 回転数により Fan 圧縮比を低くし、空気流速を低速化
- ・ 動翼と静翼の距離、および枚数比の最適化による空力干渉低減
- ・ ケース、ナセルへのハニカム等吸音ライナーの適用
- ・ ファン空気流とコアジェット流の混合促進効果を持つ、シェブロンノズルの採用

等が対策としてとられている。

#### (5) 気流探知

##### (a) EADS 社

EADS 社の研究センターは、LIDAR (light detection and ranging) を利用して飛行中、前方の 3 次元空気流を遠隔探知するシステムの研究を推進している。LIDAR は最大 1 秒先を把握することができ、垂直および水平方向の突風に自動的に反応する。LIDAR は、通常の低空で埃やその他の物体による散乱のみを感知するのではなく、毎秒 60 回の紫外線パルスの放射で、窒素と酸素分子による散乱をも感知し、4 光線で物体の 50~200 m 先の空気の運動方向を検知するもので、同一システムで高空の晴天乱流と空港での後流渦、ウインドシアを測定できる。また、飛行中の速度、温度、圧力、密度等の空気データも測定でき、火山の噴火灰の測定で安全運航にも利用可能である。また、これは精度が良いので計測センサーと飛行制御システムの連結により突風の影響を緩和する事ができ、センサーを更に小型化して飛行制御システムに組込む事も目指しているが、実用にはなお 10 年を要する。また空港近辺での後流渦の全体把握のための光パルス照射法も開発中である。欧州では空港空域が混雑してくるので、突風や後流渦を正確に把握して、航空機の前後、上下間隔を短くすることに

よる混雑緩和が重要になってくる。また中長距離の突風探知により、乗員、乗客に警報を発することも研究されている。

#### (b) DLR

DLR では EU の資金により、赤外線レーザで前方にある晴天乱流の兆候を示す空中の僅かな変化を感知する装置を開発した。これは赤外線レーザビームを飛行方向に照射し、機体に戻ってくる光の散乱を計測して、前方の空気分子の密度と空気の動きの情報を得て、経路上の乱れを予測するものである。現在は 9 マイル前方までの乱れを把握することができるが、これを 20 マイルに延ばすべくシステムの改善を行い、飛行試験にて評価を行っているところである。

Gust load に対する対策としては

- ① GLA 制御による
- ② 気流探知により、gust を避ける

の二つの方法があるが、①は制御システムを構築しなければならず、安全性の観点（安定余裕、システムの信頼性）及びコスト面から②（フィードバック制御が必須ではない）の方が優れている。

#### (6) 迎角計

軽飛行機の操縦失敗を調査していた FAA と産業界の共同委員会は 2012 年 9 月の最終報告にて、このカテゴリーの機体の死傷事故を低減する 23 項目の安全対策の中で迎角計装備を第 1 位とした。委員会は、迎角計はこの業界では広く用いられていないが、失速余裕を警告する利点を広く認知すべきだと結論付けた。18 年間、実験機、軽飛行機の迎角計を製作してきた Depo Star 社の創業者は、失速速度警報は翼の揚力限界に関わる間接的な警報であるのに対して、迎角計は直接に翼の揚力限界を示すと述べている。Depo Star 社の売上は伸びており、Honeywell 社の子会社と Joint Venture を形成することに至っている。

#### コメント；

通常、速度が警報のもととなっているが、重量及び気流の大きさ等によっては、必ずしも正しい空力特性を表わす指標とはなっていない。

迎角計は、価格と信頼性の観点（少なくとも 2 重冗長とする必要あり）からその装備が敬遠されてきたが、空力特性が迎角、横滑り角、マッハ数、動圧に依存し、このうち迎角の影響が最も大きいことから、これを警報のもととすることは理に適っている。

## (7) 前進翼機

DLR (独) では、A320 と同サイズ機体の巡航速度 0.78 M で前進翼の自然層流化により空力抵抗 18%減、燃費 9%改善を達成する見通しを得た。これはエンジン後胴搭載に対応して採用した T 尾翼、胴体のエンジン搭載部補強、及び胴体曲げモーメント増大による重量増で一部相殺されているが、更なる空力研究でエンジンの翼下搭載を実現すれば、重心位置改善、胴体曲げモーメント緩和で燃費 13%減が実現できる。鍵は前進翼の欠点である翼端失速を複合材構造で防ぐことにある。次世代機の出現時期には、DLR はこれを実用化するとしている。

## (8) 空気力推定技術

ドイツ国家航空研究計画の予算で DLR と Airbus 社がリードする研究の一つに高揚力飛行検証 (HINVA = High-Lift In-Flight Validation) 計画がある。現時点にて、翼の高揚力システムによる複雑な流れについては、CFD による最大揚力の導出は精度も信頼性も不十分である。ETW のような極低温高レイノルズ風洞での試験も十分ではない。HINVA の目標の一つは、ETW と飛行試験から導出される最大揚力係数の差を 2%以下にすることである。その為の研究としては A320 による飛行試験、ETW での風洞試験および CFD 解析からなる。最初の飛行試験では基本的な定常/非定常の圧力、流れの遷移、翼変形などの基本データ収集と巡航及び着陸形態の流れの可視化を行った。第 2 の飛行試験は二つに分かれ、飛行中の PIV (Particle Image Velocimetry) による翼上の流れの可視化と流れの詳細データ取得に計測器具を使用することであった。ここでは、エンジン後方とナセル・ストレークからの渦と主翼境界層との干渉イメージを得るために、二つの緑色レーザーと窓に装着された 4 個のカメラが使用され、飛行は細かい水滴がレーザーで光って見えるように夜間の雲の中で行われた。2 回目の飛行では A320 の主翼とフラップの上に、境界層の速度分布を得るために走査される圧力レークと表面摩擦を測るフィルム・センサーが装着された。

## (9) 空力形状可変技術

- ・ 高揚力前縁スラットは大きな空港騒音源となっているが、NASA と Texas A&M 大学は共同で、空力性能を損なわずに騒音を低減することを目的として、2次元に簡略化した「正確に復元する超可塑記憶合金による Slat-cove filler (スラットの凹みを塞ぐもの) と呼ばれるスラット構造成形法」を設計・製作した。現在は翼の後退角、先細効果による 3次元性を取り入れたシステムを研究している。
- ・ ドイツ航空宇宙センターでは EU の NOVEMOR (Novel Air Vehicle

*Configuration*) 計画の下で、リジョナルジェット機翼端の前縁可変ドループ・デバイスを設計・製作した。このデバイスは最適積層された連続柔軟外皮であり、電気的リニア・アクチュエータと超弾性 Ni-Ti 合金から成る「位相学的に最適化された柔軟な機構」で駆動され、Bristol 大学での風洞試験で、実空力荷重の下で効果的に変形することが確認された。

- ・ カナダ Quebec 州の航空宇宙研究革新共同体では、電動アクチュエータで駆動される可変外翼を製作した。パートナーには Bombardier 社、カナダ Thales、イタリア Napoli 大学、Alenia 社などが含まれている。風洞試験において、制御された翼の広い層流域が赤外線と Kulite センサーで計測され、CFD による推定結果と比較検証された。

### 1.3 飛行性能に関わる装備技術

#### (1) オーバーラン防止システム

##### (a) Airbus 社, EASA

Airbus 社は、着陸時の機体の運動エネルギー、着陸位置、着陸停止能力を総合的に判断して、着陸復行を行うか否かの決断及び着陸後のブレーキ・逆推力の使用の要否について、パイロットに情報を提供するシステム (Runway Overrun Protection System) を開発した。このシステムは A350 に標準装備とするとともに、他機種にも後付け装備を可能としている。

EASA は新製機に対してこのシステムの装備義務化を提案している。但し現用機への後付けは要求していない。

##### (b) Boeing 社, FAA

Boeing 社の事故要因調査によると、CFIT (Controlled flight into terrain) 事故は減少しており、Loss of Control 事故は一定レベルで変化無し、滑走路オーバーランによる死亡事故は増加傾向にあるとのことである。

29 件のオーバーラン事故を分析すると、「①進入／着陸速度、②着陸位置、③減速停止装置の使用」に関する不適切な状況認識が事故原因であることが判った。

これを踏まえて、Boeing 社は Embraer 社と共同にて、オーバーラン事故低減を目指して、パイロットの状況認識をサポートする様に視覚と音声による支援システムを開発しており、B737NG の顧客に、Primary Flight Display で操縦士に擬似人工視界を提供する。ここでは、滑走路逸脱防止情報として次の 4 つの状況認知情報を示す。①飛行経路ベクター、②滑走路境界線、③延長された滑走路中央線、④着地後の残りの滑走路長。他には着陸復行開始の指示、

進入高度と速度に基づき算出されるオーバーラン警報と着地時のスピード・ブレーキ警報がある。なお、FAA もこのシステムを認証している。

コメント；

着陸進入時に、飛行データから接地速度、接地位置を推定し、タイヤと地面の摩擦係数（管制から路面状況の情報を受けてベースデータから推定）、滑走路上の停止位置を推定できることから、基本的に判断は可能と考えられる。コックピット内の表示システムにてパイロットに知らせることになる。

#### 1.4 飛行特性・制御に関わる装備技術

##### (1) Integrated Resilient Aircraft Control

NASA Aviation Safety Program にて、航空機が不都合な状況下（ポストストール／ディパーチャ、着氷状態等）に陥ったときに、パイロットが容易に、安全な継続飛行と着陸ができる様な制御則の開発を行っている。

ここでは、NDI (Nonlinear Dynamic Inversion) 及び MRAC (Model Reference Control) の適用について研究している。

- NDI

機体運動を決定するデータ類(空力データ、慣性データ等。これらは設計段階にて推定される)を制御則内に保有し、舵角コマンドに対して、機体運動を予想できる状態としておくことにより、パイロットの好む応答モデルに追従するために、逆に必要舵角を求める様に、制御則が構築されている。ここで、空力特性の実機と推定値との違い等から発生するモデル応答と実応答との差をゼロに収束させるために、更にエラー補償ロジックが組み込まれている。

この様に、基本的にかかなりの精度で判っている空力特性を扱うので、比較的簡素なロジックでモデル追従性を達成でき、更に、エラー補償を適正に設計することにより、全体として、安定性も確保できる。(①)

他方、判っていない状態、想定されていない状態に対しては、対応できない。(②)

- MRAC

規範モデルと実応答とのエラー(各エラー要素の 2 乗の和)の時間変化率が常に零以下となるようにパラメータ調整ロジックを設計して、実応答をモデルに追従させる方式である。即ち、空力特性が判っていなくても、空力特性そのものを推定してモデル追従性を目指すことができる。(③)

他方、空力特性が全く不明でも、強引にその状態を推定して、目的を達成

することから、十分な安定性確保の保証が困難になる。

個々のケース、即ち、軸系、故障・損傷等の程度(正常状態からの不完全さの程度)に対応して、Degraded モードとして許容される特性の範囲内にて、必要な安定余有を確保させる必要がある。

- ・ NDI/MRC 融合

飛行制御則として、前(2)項(a)(①)の利点をもつ NDI の採用は有効であるが、故障状態では、(②)の欠点があり、これに対しては、(③)の利点をもつ MRAC を (ベースとしての NDI に融合する方式で) 活用する。

コメント；

安全性に対する FAA の考え方 (現実の事故をベースとした対処、事故の直接要因となった部位の信頼性向上等) を十分に理解した上で、民間機への適用を検討すべきと考える。

## 1.5 構造に関わる装備技術

### (1) 構造ヘルス・モニタリング (SHM : Structural Health Monitoring)

#### (a) Boeing 社

Boeing 社が Teledyne Control 社と共同で開発したヘルス・マネージメント・システムを Air China 航空の B737 に装備し、ACARS ( Aircraft Communications Addressing Reporting System : デジタルデータリンクの一種) を使ってデータを地上に送信し、その解析によって、整備効率の向上、定時運行の確保に貢献している。

#### (b) 欧州内の共同研究

AE(Acoustic Emission)、ガイド波<sup>1)</sup>、光ファイバを用いた計測システムを統合して<sup>2)</sup>、練習機 (Hawk T1A) のウィングポッドに搭載して、飛行試験により AHMOS (Advanced Structural Health Monitoring System) の実証を行っている。

センサーの信頼性を向上し、検査の為に機体の分解が必要な箇所を減らして、更に検査を自動化する<sup>3)</sup>ことにより、検査費用が「数百万ポンド/機」程度低減する見通しである。

注1) 長距離伝播性の超音波

注2) センサーの種類に対して検知可能な損傷の種類が限られているので、全体をモニターする為には、多種類のセンサーの統合が必要となる。

注3) 膨大なデータを速やかに処理すること。

#### (2) ヘルス・モニタリング用の感歪塗料

Rice 大学にて Carbon nanotube を混入した感歪塗料が開発された。この塗料を金属表面に塗ると、近赤外線の照射により圧縮または引張を受けた箇所が光り、塗布面全体の応力分布マップを作成することができる。

これにより、(従来の歪センサーでは構造体全体の歪の把握ができず、また特定の方向の歪しか検出することができなかったが)、構造健全性を容易に確認できる。また、全ての方向についての歪を検出することが可能となる。

#### (3) 次世代 3次元 X線コンピュータ断層撮影装置

日立製作所が産業技術総合研究所、東大、光子発生技術研究所(検査装置ベンチャー、近江八幡市)と共同にて、航空機などに用いられる厚さ数 10cm の大型部品の内部構造をスキャンし寸法も検査できる様な次世代の 3次元 X線コンピュータ断層撮影装置を開発し、2015 年度に実用化する計画である。複雑形状の鋳造部材と組立部品の非破壊検査が可能であり、製品開発時の試作工程を短縮できる。

#### (4) 耐電性付与用のコーティング

非電導性炭素繊維を使用する複合材構造体は複合材の上に金属箔を積層することにより導電性を与えているが、この場合、重量増加、工程/コスト増加に繋がっている。

これに対して、Lord 社(米)が、金属箔の 1/2 程度の重量で耐電性を与えることができる導電性エポキシ・コーティング「Ultra Conductive」を開発中である。

これは粘着フィルム又はスプレーの一種であり、炭素繊維を積層する前に治具面に適用され、オートクレーブ内で、熱硬化されることにより、構造体の全方位に導電性が与えられる。

ここで、重量軽減量は、狭胴機で 400 Lbs 程度、広胴機で 1,200 Lbs 程度である。Lord 社では、2013 年に飛行試験を行い、認証を得て、量産に繋げる予定である。

#### コメント;

今後、適用率が増加していく複合材料について、その特性にばらつきがあること、非破壊検査が容易でないこと等から、運用中に生じた微細な損傷を検知することで破壊を未然に防ぎ、複合材構造の信頼性を確保する為に構造ヘルスマニタリングシステムは必要な技術である。

我が国においても「次世代構造部材創製・加工技術開発(複合材構造健全性

診断技術開発) プロジェクト (METI)」にてシステムの開発・研究が行われており、2020年頃に既存機への適用を目指している。

#### (5) 知的航空機構造

知的航空機構造 (SARISTU = Smart Intelligent Aircraft Structure) の研究により、翼の設計は、空力と構造を別途に考案するものではなく、抵抗低減、騒音緩和、構造健全性監視、重量軽減、その他の要求を統合設計の中で検討できることが判った。この計画には Airbus 社、Alenia 社、Aermacchi 社、Bombardier 社などの欧州業界 64 社が参加し、翼と胴体に関して多くの実証試験や破壊試験までを含む巨大な統合研究計画となっている。そこには統合センシング、可変構造および多機能材料の 3 大技術分野を含んでいる。統合センシングでは光ファイバーおよび超音波技術による形態監視、損傷探査、衝撃感知被膜など、可変構造では可変前縁ドループ、可変後縁フラップ、可動ウイングレット後縁など、また材料では耐損傷性が高いナノ (CNT (カーボンナノチューブ) 強化) 複合材、電導性、軽量化などが研究の対象となっている。TsAGI で風洞試験が実施された大型実証翼は可変形状舵面、ナノ複合材、構造健全性監視などの多くの要素を含んでいる。樹脂マトリックスに CNT を注入する方法では CNT が塊になる傾向がある。これは複合材硬化により CNT 注入樹脂を固定化することで防げるが、産業規模では難しい。代わりに SARISTU では CNT の薄膜を炭素繊維層の間に入れて、その層間に樹脂を注入する方式としている。電導性の増加は、(落雷防止対策の必要性が無くなりはないが) 火花を避けるための燃料タンク端の防護を減らし軽量化できる。第 2 段階は航空機に自己感覚能力を与えることである。ここでは構造の中に光ファイバーと音響センサーを組み込み、損傷の有無を調べ、直ちに対処が必要か、50 時間以内かを知らせる。光ファイバー健全性監視センサーは主翼桁間、小骨、縦通材基部、点検孔周囲に作り込まれ、音響センサーは主翼外皮に用いられる。第 3 段階は航空機を環境に対応できるようにすることである。後縁に光ファイバーを置き、形態を認識して、自ら制御する。フラップは多重ヒンジを備えていて、連続的に対応して形態を変更できる。また、ウイングレットが突風に遭遇すると翼が衝撃を受けることから、これが主翼強度確保の重要な設計要因となっているが、ウイングレット前縁の圧力センサーが突風を感じて後縁タブを操作することにより、標定荷重を緩和することができる。可変前縁ドループは後退翼上の隙間や段差をなくして円滑化し低抵抗の層流を保つ。柔軟な内部作動前縁はガラス繊維製で、防氷ヒータマット、落雷防止網および耐蝕チタン薄膜外皮の層から成り、厚さは極めて薄い (1.2mm)。

#### (6) 複合材構造機体の疲労試験

Boeing 社は、B787 の 5 年に亘る実大疲労試験結果を分析中である。詳細な整備要求は未だ明かされていないが、20 年以上の運航で本格的な整備は 1 回で十分なことが明らかになっている。試験は 2009 年開始予定だったが翼胴結合部の再設計が必要となり、18 か月遅れの 2010 年 8 月に開始され、これまでに設計寿命 44,000 サイクルの 3.6 倍の 165,000 サイクルが負荷され、高い疲労強度と耐蝕性が実証されている。金属部品では設計寿命の 40% で主脚支持構造のスクリーが剪断破壊して設計変更と SB 発行に繋がり、設計寿命の 1.75 倍で金属結合棒端末突起の破壊が起きているが、複合材構造では重大な欠陥は見つかっておらず、不適合発見は B767 や B777 の場合より少なかった。

#### (7) 空中 CO<sub>2</sub> から炭素繊維

George Washington 大学は、空中の CO<sub>2</sub> を炭素ナノ繊維に転換することに成功した。太陽光発電による弱い電流を高温熔融塩のタンク内の電極に流すと、塩が空中の CO<sub>2</sub> を吸収し始め、電極基板上に炭素繊維を形成する化学反応を引き起こした。1 時間 1 g のナノ繊維製造と同じ低エネルギーのニッケルと鉄の電極を用いて 10 g に容易に拡大できたが、この工程の工業化は困難でないが、商業化には時間がかかるとの指摘がある。炭素ナノ繊維 (直径 100 ナノメートル = 10<sup>-7</sup> m 以下) は炭素分子の層からなる円筒構造で、軽量・高強度の航空宇宙複合材部品を生産できる。MIT は同じ工程で製造した炭素ナノチューブが Li-ion 電池の電極からの電力を 10 倍にすることを発見した。炭素ナノチューブは 1 原子の厚みでできた管状の材料で、ナノ繊維より小さい。電導率は 100 万倍以上で、耐雷性に優れた新構造が考えられ、平面表示盤、マイクロ電子通信、レーダ吸収被膜などへの適用も考えられる。従来の炭素ナノ繊維やナノチューブの製法はアルミ製法の 30~100 倍の生産エネルギーを要し高価であったが、George Washington 大学の転換製法はニッケルと鉄の電極によるので安価である。

#### (8) 複合材 vs 金属

##### ・ CMC

現在、競争が激しい分野はエンジンに使用される CMC (Silicon Carbide Ceramic 繊維と Ceramic マトリックスの複合材) である。Ni 合金部品の 1/3 の重量であり、軽量化は周囲の部品に相乗効果をもたらす。また CMC は金属より耐熱性が高く、高温部の金属部品は融点の 90% に達しているが、第 1 世代 CMC は 200~300° F、最終的には 400° F の高温化が可能で、燃費を向上させることが可能である。燃焼室内壁、ベーン、シュラウドなどの静止部品に、最終的にはブレードなどの重要回転部品にも適用される見通しであ

る。NASA は 20~30 年以内にディスクを除く総ての高温部品が CMC になると予測している。

実際に GE 社は Leap の第 1 段 HPC シュラウド、GE9X の燃焼室内壁と第 1 及び第 2 ノズルに適用するが、回転部品への適用も試みられている。Leap での CMC は燃費を 2% 向上させるが、最終的には 10% 向上が可能である。コストは代替品より非常に高いが量産と経験で低コスト化に努めている。

- ・ **ポリマー複合材 (PMC)**

エンジンでは CMC が徐々に金属から置き換えられているが、機体では PMC が普及してきた。A350 では PMC : 53%、Al : 19%、Ti : 14%、鋼鉄 : 6%、その他 : 8%。B787 では PMC : 50%、Al : 20%、Ti : 14%、鋼鉄 ≤ 10% となっている。C-Series でも後胴、尾胴、主翼、エンジンナセルなどに適用して 2,000 Lbs 軽減した。PMC は金属部品より 20~25% 軽く、理論的には全体で 60% 軽くできる。更に疲労や腐食がなく整備費は 60% 削減可能である。製造工程でも利点があり、B787 は B747 と比較して削孔は僅か 1%、ファスナーや部品点数も 1/3 である。この簡便な構造が、Al の 4 \$/Lbs に対し PMC の 10 \$/Lbs という高い素材コストを補っている。PMC 構造で素材の 2/3 は無駄になっているが、そのコストは 15% に過ぎない。ただ技術の進歩で適用範囲は広がり、特に自動車産業への普及では大幅なコスト低減が期待される。Boeing 社によると、B787 では荷重に対して複合材構造強度を十分に適合できなかったが、データの集積で改善され、製造と検査が速くなり、素材費は下がり、性能は向上しており、B777 X の主翼にも適用される。最大の弱点である層間剥離に対しては、剥離しても耐荷可能となる様な設計技術、検査法、修理法が良く判ってきたと述べている。腐食や亀裂がないので点検口を設ける必要もなく、金属よりも検査・整備の必要性が少ないが、複雑な診断機器、要員の特別訓練、オートクレーブなどの高価な加工施設を必要とする。これらに対しても種々の研究が進められており、超音波では微細な亀裂や小穴に対し発見が難しく、サーモグラフィ、シエアログラフィでは分厚い構造に対応できないとの限界に対して、スイスの CSEM 社は “Phased-Contrast X 線” による NDT 法を開発している。NASA の PRSEUS 研究は複合材構造の更なる 10% 軽量化、オートクレーブを使用せずに大型部材の製造を可能とし、コスト低減を狙っている。

- ・ **金属**

Alcoa 社によると、2000 年以降に航空機用 Al や Al-Li 合金を 65 種以上開発してきたが、先進金属はバルクヘッドや取付け金具などの高い、複雑な

荷重に耐える部品では本質的に PMC より有利で、10%以上軽量化できる。PMC 部品を繋ぐ胴体フレームや B787 の主翼小骨はアルミであり、脚は鋼鉄である。また摩擦攪拌溶接や付加製法などの製造法改善にも取り組んでおり、金属の付加製法は小型の複雑な部品に適していることが判ってきている。幾つかのエンジン部品を一体で製造し、漏れや冷却も減らして効率を上げており、また 50~90%捨てていた高価な Ti のような金属の無駄がなくなり、極めて有効である。

更に複数の部品から組立てていた金属部材を、今では材料塊から単一部材として効率よく削り出せる高速機械加工法も開発されている。

## 1.6 空力弾性に関わる装備技術

### (1) フラッタ試験機

NASA では、Lockheed Martin 社の Skunk Work 研究所が設計した MUTT (多用途技術試験機) X-56A で、軽量・高効率の高アスペクト比翼の将来機の実現を目指す為の飛行試験を行う。MUTT は翼幅 28 ft、総重量 480 Lbs で、細長いフレキシブル翼を持つ将来機を模した無人機である。適用を目指している高高度長時間滞空 UAV、大型長距離機に対して相対的に小さく、必ずしも正確な空力弾性的相似模型ではないが、類似の空力弾性現象を示す。ここで、MUTT は安全に飛行が続けられる機器とフラッタ制御/GLA のコンセプトを実証する。複数の主翼と制御機器を搭載した胴体が用意され、主翼破壊時には機体は落下傘で回収される。将来は、まず無人偵察・探査機に適用されるが、2035 年頃には民間機にも適用可能とする。

### (2) Active Aeroelastic Wing

NASA では、B 737-800 と同等の胴体で同じ性能を有する無尾翼旅客機を研究中であり、全表面積、重量、抵抗の減少で燃費 60%減の見通しを得た。

この機体の主翼は軽量化を図り、捩り剛性を意図的に小さくし、Active Aeroelastic Wing としている。

縦操縦は、高速アクチュエータで前・後縁に装備した舵面を動かして翼端を振ることによる。また、横操縦は、補助翼の逆効き、方向操縦は翼端の抵抗差を利用する。

なお、低速では、縦操縦は昇降舵付きカナード (引込式)、方向操縦は操縦席下方の全可動式方向舵による。

### コメント;

- ・ 制御対象が弾性翼であるので、この制御用アクチュエータは機体運動制御

用のそれよりも 1 オクタード高い周波数域まで十分な応答特性を有することが要求される。

- ・ このシステムの故障は直ちに機体ロスに至るので、その故障確率は *extremely improbable* としなければならないが、その実現性はかなり厳しいのではないか。

## 1.7 製造に関わるイノベーション

### (1) 製造管理記録

MAINtag 社 (フランス) は、2010 年から Airbus 社と共同にて、部品の識別と製造ライン上の追跡として RFID (Radio Frequency Identification) タグの活用を進めてきていたが、この度、A350XWB 部品用タグの供給について、同社と複数年契約を締結した。更に、Airbus 社の主要なサプライヤーである Thales 社、Safran 社、Goodrich 社、Parker 社、Recardo 社、Honeywell 社等とも、複数年契約を締結した。

### (2) 3D 印刷

- ・ ノルウエーの *Norsk Titanium (NTI)* 社は米政府と提携して、3D 印刷による航空機及びエンジンの部材製造設備を導入する。NTI はチタニウム線材から航空機部品の製造を可能とする「プラズマ・アークによる直接金属堆積技術」を開発した。この製造設備を米政府が建設・保有し、NTI がリースして運営し、2018 年には年間 1,000 ton のチタン部品の製造が可能となる。これまで 55~75 週間のリードタイムを要し、材料歩留まりが 10~20:1 であったチタン部品の、3D 印刷は 20 Lbs の部品を CAD を用いて 2 時間で製造できる。印刷部品の脆性や亀裂進展性が改良され、通常の金属部品と同等の機械的性質を有し、設計の自由度を広げる。高強度で軽量のチタン部材は航空機にて使用されているが、素材と完成品の重量比が大きく、機械加工費も高価である。最終形状に近い印刷部品は材料費も加工費も少なく、コストを 50~75% を削減できる。NTI の推定では、B787 にはこの工程で印刷できる部品が 1,000 個程度あり、年産 144 機で \$360 M のコスト削減が可能になる。これまで 200 Lbs の鍛造材から 20 Lbs の部品を製造していたが、3D 印刷では 30 Lbs の材料から仕上げ加工のみで製造できる。NTI は 1,800 個の試験片を製造し、認証のためのデータを FAA とメーカーに送り、次は実部品の製造と認証に移る。製造機械は最初は 50 台であるが、100 台導入して年間 2,000 ton まで拡大可能である。大きさは 1,000 × 500 × 300 mm まで可能であり、材質強化のため真空に代えてアルゴンの中で加熱、冷却、焼鈍が行われ、鍛造並みにできる。

- ・ **3D印刷の一般的な付加製法 (Additive Manufacturing)** は、材料の平板層を積み上げて複雑な部品を作り上げるが、**Arevo Labs** では種々の方向の3次元面を有する複合材部品の製造が可能となる「ロボットによる付加製造装置」を考案した。その装置は **ABB Robotics** の小さな6軸産業ロボット **IRB120** と高性能炭素繊維強化熱可塑複合材を積み上げる端末器から成り立っている。ソフトウェアは大型 **ABB** ロボットにも適用可能で、部品の **CAD** モデルをロボットの付加積み上げ指示に変換できる。ロボットは6自由度可動で3D付加製造を可能とし、また積み上げ指示を検証したり、部品製造を最適化する動的模擬装置も含まれている。このロボットのサイズにより  $1,000\text{ mm}^3$  から  $8\text{ m}^3$  までの部品製造が可能となる。

## 1.8 総合技術

### (1) 環境適合を含む総合技術

前項までにて、既に挙げられてきた要素技術から成る。

#### (a) 欧州の研究開発

##### (i) Clean Sky 計画

- ・ 2001年に、ACARE (the Advisory Council for Aeronautics Research in Europe) が民間航空機の運用機数の予測に基づき、環境保全の為に2020年までに(2000年との比較において)1乗客・km当りCO<sub>2</sub>, NO<sub>x</sub>, 騒音レベルを各々50%, 80%, 50%減じなければならないと発表し、続いて2008年2月に誕生したClean Sky JTI (the Clean Sky Joint Technology Initiative) により欧州委員会と企業との間での官民協力が合意され、CSJU (the Clean Sky Joint Undertaking) の管理のもとに、研究がスタートした。(～2017年末) このClean Sky JTIは官民の共同出資により運営されている。
- ・ 2020年において、2000年と比較して下記目標を達成する。
  - － 燃料消費及びCO<sub>2</sub>排出量を1乗客・km当り50%低減<sup>1)</sup>。
  - － NO<sub>x</sub>排出量を80%低減<sup>1)</sup>。
  - － 騒音を50%低減<sup>1)</sup>。
  - － 航空機の製造、メンテナンス、廃棄に関わる環境上の影響を低減することにおいて実質的な進歩を遂げる。

ここで、CO<sub>2</sub>排出量50%低減については以下の組合せで目標を達成する。

機体技術           : 20～25%

エンジン技術 : 15~20%  
運行管理技術 : 5~10%

注 1) ACARE の発表通り。

- ・ 研究期間は 2008 年 2 月~2017 年末であり、以下の 6 プログラムから成る。

#### No.1 : Smart Fixed Wing Aircraft

大型旅客機、ビジネス機を対象とする。

- ・ 主翼にて層流化促進 (passive, active)、斬新な尾翼形状、操縦舵面の改善及び荷重コントロール等にて、全機抵抗 10%減を目指す。
- ・ CROR (Counter Rotating Open Rotor) の適用にて、燃料消費率 20%減を目標とする。
- ・ 騒音遮蔽の機体形状とすることにより騒音レベルの 10dB 低減を目指す。

(ビジネス ジェット機)

(水平尾翼の両翼端に垂直尾翼を結合し U 字型の尾翼とする案)

— Airbus 社、SAAB AB 社 —

#### No.2 : Green Regional Aircraft

リジョナル機を対象とする。

- ・ 抵抗低減/必要推力の低減  
自然層流システム、防氷システム、高揚力システムの統合、脚形状の空力的最適化により、燃料消費量の低減、騒音レベルの低減を目指す。  
FBW により荷重コントロールを実施。  
高揚力装置/脚を空力的にリファインすることにより、アプローチ、着陸時に騒音と抵抗を低減。
- ・ 全電動化  
空気圧パワー、油圧パワーを電動式に置き換える。
- ・ 航路・任務管理  
航路・任務管理により離陸—巡航—着陸の最適航路を自動的に指示し、燃料消費量の低減を図る。

- エンジン  
新エンジン (open rotors) を搭載。
  - 風洞試験  
2015 年には新形態の 90 席ターボプロップ機と 130 席  
Geared Turbofan engine 機と Open rotor engine 機の  
エンジン搭載位置比較に関わる風洞試験が計画されている。
- Alenia Aeronautica 社、EADS CASA 社 —

### No.3 : System for Green Operations

- 航空機用エネルギー管理
    - 全電動化  
主電源からの配電管理  
油圧駆動、空気圧駆動の除去→電動化
    - 熱管理
  - 航路、任務の管理
- Thales Liebherr 社 —

### No.4 : Eco-design

機体構造、装備システムの設計において、環境に配慮。  
リサイクルも考慮した材料の選定、油圧駆動を電動駆動に  
置き換え等

— Dassault Aviation 社、Fraunhofer Gesellschaft —

### No.5 : Green Rotorcraft

革新的ロータブレード (active twist)、胴体、尾翼に層流制御、  
電動化 (油圧駆動削減)、飛行管理等の技術により、  
CO<sub>2</sub> : 26~40%削減、  
NO<sub>x</sub> : 53~65%削減、  
騒音レベル : 10dB 低減  
を目指す。

— Agusta Westland 社、EurocopterEurocopter 社 —

### No.6 : SAGE- Sustainable and Green Engine

リジョナル機、狭胴機、広胴機、ヘリコプターの各々に対応したエ  
ンジンについて、最適化を図る。→性能向上、CO<sub>2</sub>及びNO<sub>x</sub>を削減。

— Rolls-Royce 社、SAFRAN 社 —

(ii) Clean Sky 2 計画

○ プログラム

- 2014年～2020年に、Clean Sky 1計画で開発された技術の実機による実用化推進と更なる先進技術の開発を行う。最終目標は、「2050年までにCO<sub>2</sub>排出量を2000年のレベルに対して75%減少させる」である。
- 研究費は2017年終了のClean Sky 1のEu1.6Bに対し、2023年終了のClean Sky 2はEu4.05Bに大幅増額となる。このうちEUの拠出額はEu0.8BからEu1.8Bに増え、残りは業界が負担する。

○ 対象とする先進技術

・ More electric 技術

- 2015年末にA320試験機によるmore-electric技術実証の飛行試験を計画している。A320 eFTD (electric flight test demonstrator) では高圧直流電力供給、電気ECS、2種の主翼電気防氷装置、及び新レーザ着氷センサーが試験される。これはClean Skyの中のSystems for Green Operation計画の下で実施されるもので、POA (Power Optimized Aircraft) とMOET (More Electric Technology) の先行研究がある。POAでは2002年～2006年にEu99.2Mで非推力消費低減に貢献する機体システムを特定し、MOETでは2006年～2009年にEu66.5Mでそれらを飛行試験レベルまでの技術を開発した。今度の飛行実証ではそれらMore-electricシステムを、製品開発に着手できるレベルまで引き上げる。B787や軍用機の一部では270V DCが用いられているが、Clean Skyでは540V (+/-270V) を用いる。そこではSiliconの能力を超えるのでSiCのような“wide band-gap”材料を用いた動力装置が研究される。現在の1～2 kW/kgの電子動力ではA320で600 kg重量増となり利点が消えるので、競争力を得るには16 kW/kgが必要になる。2014年は70 kWターボマシンの電気ECSが地上試験されるが、飛行試験用には50 kWのものが製作される。二つの電気防氷システムが外翼スラットに装備されるが、左翼は二つの電熱ヒータ、右翼は加熱被覆と電子機械システムになる。前者は防除氷でエネルギー消費が少ないが、後者は前縁の衝撃振動で氷を割り、振り落とすので更に

効率が高いが除氷でしか使えない。従来 180 kW を要した防氷は電熱システムでは 50~70 kW、電子機械式では 5~10 kW にできる。また eTDF では翼面上の二つの堅孔から波長の異なる レーザを照射する着氷検知システムの試験も行う。

- Clean Sky の外では技術レベルの低い more electric の研究もある。ドイツの国家研究で Liebherr 社は、油圧システムを無くして整備費低下を目指す“電池駆動の高揚力装置と降着装置”を研究している。駆動モータは現用 28V DC で充電される電池によるので、115/230V AC のモータより簡単、軽量、安価である。Li-ion 電池は巡航中に充電されて、3 回の着陸復行と 4 回目での着陸が可能ないように設計される。これは現用機の電気システムを大変更することなく、後付や改善が可能である。

- More electric 以外の技術

- “Smart” 固定翼機計画では 2014 年 6 月に A340-300 の層流翼実証機への改造が始まった。外翼を 2 種の自然層流翼パネルに交換するもので、左翼は Saab 社が製作する複合材製の前縁と上面パネル、右翼は Aernova 社が製作する通常構造でクルーガフラップが前縁に装着された形態となる。また飛行実証と並行して、段差、隙間を避ける為に、前縁と上面カバーを統合した実大構造を実証する為、“Smart” 層流翼地上実証機が組立てられる。
- 2014 年夏には A340-300 によるオープンロータ実証機の初期設計検討が、また SNECMA の実証エンジンを後胴に搭載するパイロンの初期設計が始まった。ギア付きオープンロータの地上試験は 2015 年末、飛行試験は 2020 年に実施される。
- 高揚力低速飛行と振動制御を兼ねた「ビジネス機の“Smart”フラップ地上実証機」の最終設計検討も実施される。
- 騒音遮蔽のための U 字型尾翼の地上実証機は 2014 年末に完成した。

- － “Green” リジョナル機計画では、Al-Li と先進複合材による主翼桁間、筒状胴体、および操縦室の地上実証機が完成する。2015 年の ATR72 による飛行試験のために複合材上部クラウン・パネルが製作される。
- － 2014 年には 90 席ターボプロップ機用の低騒音主脚と前脚の風洞試験および 130 席 Jet 用の能動荷重制御付き遷音速層流翼の風洞試験が行われた。
- － 2015 年の ATR72 による飛行試験に先立って、“Copper bird” 地上リグで More-electric システムが試験された。
- － SAGE 計画で、RR 社は 60,000～95,000 Lbs クラスの 3 軸ターボファンの複合材ファンシステムと軽量低圧タービンの実大試験を行う。また 2015 年末に運転を計画している次世代ギア付きターボファンの製造組立を行う。

○ 2015 年度動向

欧州は *Eu4B* を投入する *Clean Sky 2 (CS2)* 官民共同研究計画における大規模な機体技術実証によって、2030 年以降に *A320* 等を代替する新型狭胴機に適用する技術の研究を進めている。2008 年～2017 年の *Clean Sky 1 (CS1)* の成果を基に推進される *CS2* では機体の統合技術実証 (ITD) が重要項目の一つであり、大型旅客機、高速ヘリコプターおよびリジョナル機の 3 つの統合機体実証プラットフォームにより、革新的構造、高効率機体等を実用レベルにまで引き上げて、新機体が市場に出るまでの時間を短縮し、欧州の競争力を強化しようとしている。

機体の ITD には次の 9 技術分野がある。①エンジン・機体の統合、②低抵抗の層流主翼とナセル、③柔軟な翼と新胴体形状の遷音速機、④高性能多機能舵面、⑤多機能で居住性の高い客室、⑥低コスト複合材構造の次世代翼桁間、⑦TP 用の最適化された高揚力可変翼、⑧機体や翼構造への電気系統の統合、⑨ヘリコプター用複合材と圧胴。

革新的構造分野ではオープンロータ及び *UHB* エンジンと後胴を高度に統合最適化した形状の研究がある。また *CS1* でエンジン騒音遮蔽のために U 字型尾翼の形状が研究された。層流分野では自然および複合層流のエンジンナセルの実証と自然層流翼の大規模な試験、*CS1* で改修され

る A340 層流実証機の飛行試験が実施され、また高揚力形態での層流化も追及される。高速機分野では、繊維方向を整えた複合材を用いる主翼の空力・構造最適化設計、抵抗低減のための前胴形状とシステム統合、低密度多機能材料による金属胴体の改善設計、複合材桁間と金属部分胴体（材料組み合わせ）の次世代 A320 後継機用地上実証供試体が含まれる。制御分野では、突風荷重軽減、フラッタ防止、高効率多機能舵面、電気防氷を組み込んだ可動前縁等がある。

(b) 米国の研究開発 — NASA N+3 計画

(i) 目的

飛行性能及び環境適合性について更なる先進化を目指し、2030 年～2035 年に投入する機体へのブレーク・スルーとなりうる技術を取得することを狙い、目標は下記の通りである。

2030 年～35 年 (N+3) の目標  
(2005 年との比較)

燃料消費	:	70%低減
NO <sub>x</sub> 排出量	:	75%低減
騒音	:	71 dB 低減

(ii) 研究概要

NASA は前項の目的に沿って、3 世代先の亜音速／超音速民間輸送機に関する概念検討の実施につき、6 企業／大学と契約した。これらの計画の概要は以下の通り。

No.1 : Advanced Concept Studies for Subsonic Commercial Transport Aircraft Entering Service in the 2030-2035 Time Period  
— Northrop Grumman Systems Corporation —

No.2 : Advanced Concepts Studies for Supersonic Commercial Transport Aircraft Entering Service in the 2030-2035 Time Period  
— The Boeing Company —

コメント：

カナード形式として、揚力分布を前後方向に拡げてソニックブームの低減を狙っている。

No.3 : Aircraft and Technology Concepts for an N+3 Subsonic

Transport

- $\Lambda$ 型の機首（上部面：フラット，下部面：斜面）によって揚力中心を前進させて尾翼に要求される下方揚力を減らし、尾翼を小型・軽量としている。また、胴体を Double bubble の Lifting Body として、胴体上面の空気流を後部エンジンの吸い込みにて加速して、胴体にわずかでも揚力を発生させる狙いか。これにより、主翼の分担揚力を少なくしており、主翼面積が小さい。
- エンジン位置の機軸からのオフセットを短くすることにより、（エンジン片発停止時のヨーイングモーメントが小さくなり）垂直尾翼面積を小さくすることが可能となっている。
- 胴体上の境界層をエンジンが吸い込むことにより、胴体抵抗を低減させている。

— Massachusetts Institute of Technology —

この機体は MIT が（2035 年頃に A320, B737 の後継として、70% の燃費向上にて 2035 年頃運航を目指す）N + 3 機として提案したもので、2 通路胴体で B737 より抵抗は大きい、翼、脚の重量が軽減され、尾翼は小型化されている。胴体後背面に置かれたファンでの BLI (Boundary Layer Ingestion ; 境界層吸込み) により、燃料効率向上を目指している。エンジンの適当な埋め込み場所と胴体上面の乱れた流れの中での小型軽量エンジンの作動効率、胴体とエンジンの統合法と胴体境界層吸込みによる燃費向上率が研究されている。ポッド懸吊型のように自由流中のファン後流では余分な運動エネルギーが失われているが、推進機関が流速の低い境界層中に埋め込まれた時には損失が少なく、小さなエネルギーで同一推力が得られる。この利点はファンが境界層を再活性化して抵抗を減らすことで実現される。問題はこれが高荷重で作動するファンと機体で成立するか、乱れた境界層中で作動するファンに過度な効率損失がなく、全機として総合的に効果があるかである。現時点では、効率低下 2% の目標に対し 0.5% との良い結果が得られている。20 年後の N + 3 世代ま

では研究が進み実現の可能性がある。P&W 社では 2035 年に向けて小型コア・エンジンの研究が、MIT では胴体尾部および尾翼形状の研究が続いている。

コメント；

低動圧の一様でない空気流をエンジンに取り入れることになり、エンジン側では、

- ・ 比燃費の低下
- ・ ディストーションによる機械振動発生の可能性が大きくなる

等のマイナス面があり、機体と推進システムとのトレードオフ設計を要する。

No.4 : NASA N+3 Supersonic—Three Generations Forward in Aviation Technology

— Lockheed Martin Corporation —

コメント；

- ・ エンジンを尾翼で覆うことにより空港騒音を低減する。
- ・ 尾翼を結合することにより、誘導抵抗を低減する。

No.5 : Small Commercial Efficient & Quiet Air Transportation for 2030—2035

— GE Aviation —

コメント；

- ・ open rotor にて、空港騒音を低減。
- ・ open rotor と水平尾翼のクリアランス確保の為、T-tail を選択。

No.6 : Subsonic Ultra Green Aircraft Research

機体規模 : B737 クラスの双発機, 154 人乗り

スパン : 200 ft (主翼折りたたみ可)

航続距離 : 3,500 nm

動力 : ジェットエンジン (離陸時),  
バッテリー (巡航時)  
バッテリーの性能

現在の技術 : 170~180 W・hr/kg

目標 : 750 W・hr/kg

バッテリー候補

リチウムイオン電池又は

リチウム空気電池

CO<sub>2</sub> 65%減 (バイオ燃料使用: 80%減), NO<sub>x</sub> 85%減,  
燃料消費 70%減

— The Boeing Company —

- ・ 高剛性、複合材翼の B787 にてアスペクト比 9、C-Series でアスペクト比 11 を実現しているが、NASA では柔軟構造のフラッタ能動制御でアスペクト比 15 の片持翼が可能と考えている。一方 NASA の 2030 年~2035 年に導入する「燃費 60%削減が目標の将来機”N+3”」の研究に対し、Boeing 社はタービン・電気複合推進などと組合せてアスペクト比 19 の TBW (Truss Braced Wing=トラス支持翼) を提案している。これは B737 クラスの機体であるが翼幅は 113 ft から 173 ft に伸び、地上では B777X の提案と同様に長い翼端が折り畳まれる。問題はトラス支持による干渉抵抗増とフラッタ抑制のための構造重量増である。この点に関して NASA と Boeing 社共同の 15%模型風洞試験が実施される。ここでは、能動制御によるフラッタ抑制と突風荷重軽減の有効性および干渉抵抗が少ない低抵抗を確認する。風洞は NASA LRC の Transonic Dynamic Tunnel で、使用されるガスは空気密度の 3 倍以上となる分子量 102 の冷凍媒体 R134A である。風洞中での模型の挙動を再現できる FEM と機体設計ツールの組合せによって、実機に換算すると、予測幅の中の軽い方の構造で実現できることが判った。続いて通常の高速および低速の風洞試験が行われる。
- ・ NASA の亜音速固定翼機研究計画で過去 4 年間 Boeing 社が GE 社と共同で取り組んできた超低排出の Sugar Volt 航空機の一つに “hFan” ガスタービン・電力複合エンジンがある。巡航時の燃費 60%減、Nox80%減および離着陸時の騒音; Stage4-71 dB、Nox80%減の要求に対し、第一案は小さなコア・エンジンで高圧部の作動を強化してバイパス比と全圧

比を増す事であるが、従来の Tube & Wing 形態ではバイパス比 12、全圧比 40 が限界で多くは望めない。第二案は BWB 背面後縁に分布して埋め込まれた多くの小電動ファンによる推進である。第三案がこの“hFan”で、超高圧縮比コアによるガスタービンと電池による電動モータで巨大なファンを駆動するものである。上昇中、特に高高度では HBPR エンジンの出力は低下するので電動補助が有効である。巡航ではガスタービンを停止し電池だけで駆動するので全く排出物がない。降下も電力駆動によるが着陸に備えてガスタービンが再点火される。但し着陸後は直ちに停止し車輪の電力駆動で走行する。離陸での電力補助は騒音低減にも有効である。ただファンによる発電で電池を充電することは考えていない。問題は電池の重量で、実用的には現在の 0.1 kWh/Kg の 7~8 倍の 750 WH/kg 程度の性能が必要になる。

コメント；

アスペクト比を大きくすることにより誘導抵抗を低減させて、スパン大により翼根の曲げモーメント大となるのを避ける為に翼下にストラットを追加している。

(c) 米国の研究開発 — NASA ERA 計画

NASA が ERA (Environmentally Responsible Aviation) 計画として、3 社に資金を提供して、2025 年に運航開始の大型旅客機に適用されるべき技術(含：2 世代先の環境適合性技術)を取得する。

仕様

巡航マッハ数 : 0.85  
航続距離 : 7,000 nm  
ペイロード : 50,000~100,000 Lbs

環境適合性の目標は下記の通りである。

燃料消費 : 50%低減 (1998 年技術との比較)  
NO<sub>x</sub> 排出量 : 75%低減 (1998 年技術との比較)  
騒音 : 42 dB 低減 (現行の Stage4 との比較)

(i) 計画概要—第 1 期

以下の 3 プログラムから成る。

No.1 : BWB 機

Geared Turbo Fan エンジンと尾部形状にて空港騒音を低減。

— Boeing 社 —

No.2 : 双胴機

- Scaled Composites 社が設計した White Knight (宇宙船 Space Ship One を空中で打ち上げる為の打ち上げプラットフォーム型ジェット輸送機) を改良。

Flying Wing

- ノースロップ社の YB-35, YB-49, B-2 等で培われた技術の民間機への適用。

— Northrop Grumman 社 —

No.3 : Box Wing 機

主翼の先端と水平尾翼の先端を連結することにより、全機の誘導抵抗を低減。

垂直尾翼の両側に超高バイパス比エンジンを搭載。

— Lockheed Martin 社 —

(ii) 計画概要—第2期

2015年9月完了に向けて新技術の実用化促進のために、次の8項目の統合技術実証 (ITD=Integrated Technology Demonstration) が計画されている。この統合目標は現状に対し 8%抵抗減、10%軽量化、15%燃料消費率向上、75%NO<sub>x</sub>減、1/8の騒音低減である。

①AFCにより垂直尾翼の横力発生能力を20%増強することで大きさを17%縮小して1~2%の抵抗減が期待できる。2014年初に地上試験、2015年に飛行試験が計画されていて、アクチュエータの大きさ、配置、作動性、動力源などを含めて実証する。また AFCのみならず HLFC ではクリーンな前縁が不可欠であり、飛行による昆虫蓄積、対策を施した表面への影響の調査も含まれる。(Boeing 社)

②HWB形態中央胴の複合材による長さ30ftの低コスト軽量一体耐圧構造 PRSEUS (pultruded rod, stitched, efficient unitized structure) について2015年に評価試験が行われる。(Boeing 社)

③重量、騒音および抵抗減が期待できる Morphing 技術適用の可変翼 FlexFoil を Gulfstream 3 に装備して、その作動性、フラッタ特性を飛行実証する。両翼にある14ftのフラップの両端2ftが可変構造で、操舵時にも固定

翼と滑らかに連結している。(FlexSys 社)

④離着陸時の NO<sub>x</sub> を 88%削減する燃焼器を研究室で評価する。これにはセラミック複合材の耐久性試験が含まれる。(P&W 社)

⑤大幅な騒音と燃費削減を目指した吸音ライナー、ガイドベーン、新世代ファン、短い吸入口等による第 2 世代 UHB (超高バイパス) 統合推進器を研究室で評価する。(P&W 社)

⑥燃費改善を目指した高負荷の高圧圧縮機を研究室で評価する。(GE 社)

⑦降着装置とフラップの空力形状の改善、FlexFoil、小円環がついたフラップ端、多孔壁で曲がりくねったチャンバーをもつフラップ等による騒音低減効果について飛行実証を行う。ここでは、4.4 dB の低減を期待している。(Gulfstream 社)

⑧HWB 形態の研究は N+3 機の研究も兼ねているが、ITD では翼胴と背面にある大きな UHB エンジンとの統合を目指しており、特に低速時のエンジン運用性が重量である。2015 年 3 月に模擬タービンによる低速風洞試験が予定されている。

#### (d) 米国の研究開発 — RCEE 計画

米国では官民共同にて、燃料の 2/3 を消費する輸送機、タンカーを対象に省エネ革新形状 (RCEE=Revolutionary Configuration for Energy Efficiency) 研究計画の第 1 期 (2009 年~2011 年) で燃費 90%削減を目標に形状を探索し、第 2 期 (2011 年~2015 年) で特定形状の詳細を研究している。Boeing 社は第 1 期でペイロード 20 t までの機体に全電気・トラス支持翼機を、40 t では複合電気分散推力設計を、100 t では複合電気推進の HWB を提案し、第 2 期では分散推力の複合電気推進機の詳細を詰めている。一方 Lockheed Martin 社は第 1 期で HWB を選択し、第 2 期で前胴と主翼の BWB 形状と通常の後胴と尾翼を結合した形状が大型貨物の空輸に最適であることから詳細を検討中である。この形状で貨物を 100 t 搭載し、6,500 ft 滑走路から離陸し、3,200 nm を飛行する機体の特徴は、優れた空力形状、新エンジン、及び軽量構造である。洗練された空力形状で抵抗を 45%低減し、巡航速度を M=0.7 から 0.81 に上げた。主翼と統合された前胴が揚力の 25%を負担し、翼根は外に張出して翼幅増を可能とし、アスペクト比 9 の重量でアスペクト 12 相当を達成できる。HondaJet の様にエンジンを翼内側後縁の上に搭載する形態はエンジン吸入流による吸上げ揚力もあり、翼下懸吊より揚抗比が 5%優れ、最大揚力係数は 15%向上し、構造は全体で 18%軽い。C-17 の C-5M エンジンに対して燃料消費率は GEnx が 25%、RR 社の Ultra Fan が 30%、GE 社の Open-rotor が 35%低く、これらと空力効率向上と軽量化で、燃料消費は C-17 より 70~80%削減

できる。

(e) 米国の研究開発 — Boeing 社

- Boeing 社は 2012 年末に改修した B737-800 のエコ実証機による飛行試験で、量産品質のウイングレットが層流を維持することを確認して、B737Max の最終線図確定に間に合わせた。環境適合技術実証機の有用性を認めた Boeing 社は、2020 年前後に採用可能な機体、システム、推進装置、操縦室などの新技術評価のために、次は B787 飛行試験機と改修した B757 の 2 機の実証機で飛行試験を行う。B787 実証機では、推進装置や材料分野では CMC（セラミック複合材）のノズル、ナセルやパイロンの熱制御によりインコネルやチタンの高価な耐熱金属部材から複合材への転換、コネクティビティ（飛行中の Internet、iphone、TV 等への接続）分野、操縦室分野ではタッチスクリーン、HUD 上の情報表示、合成視界、尾部防護、低騒音離陸のための前後縁高揚力装置操作の飛行制御則、飛行力学分野では主翼計装による実データと CFD との相関調査、ナセルの層流域拡大、飛行試験効率向上の分野では試験装備の MEMS 化、配線不要の無線結合などが挙げられている。また B757 実証機では方向舵の AFC により大舵角での剥離を遅らせ横力増大で垂直尾翼を小型化する。更に、空力形状のモーフィング、層流化、先進 APU、混雑空域での速度管理表示装置、B777X など重要になる地上衝突防止装置などが実証される。
- 2014 年末に、B787-8 飛行試験 4 号機に 25 項目の新技術を反映して、実証飛行試験を始めた。新技術には、NASA の空港進入時の飛行間隔管理プログラムで開発されたソフト、防氷塗装を施した翼、重量軽減のための飛行試験機器の無線結合、悪天候用着陸支援装置を備えた空港での “Type D” プロトコルによる計器着陸装置、外翼に装着された B787 製造時の廃材を再利用した複合材アクセス扉等がある。この実証飛行試験は運航効率向上や燃費／排気／騒音の低減を目指している。

(f) ロシアの研究開発

ロシアは 2016 年～2025 年の 10 年にわたる新民間航空機研究計画を始めるが、NASA の ERA 計画 (Environmentally Responsible Aviation) 及び欧州の Clean Sky 計画に倣っている。規模は \$ 6 B / 10 年で NASA の \$ 550 M とほぼ同じ、技術を飛行実証レベルに引き上げるのが目的で、\$ 200 M の国際共同研究参加費も用意されている。研究課題は 2012 年に起草された “2030 年の航空科学

技術の見通し”に示されているが、欧州の ACARE による戦略研究課題に類似している。即ちロシア国家 R&D 計画は、新航空機形態（長距離広胴機、中短距離細胴機、グリーン・リジョナル機、低ブーム SST、および STOL 機）、エンジン（UHB とオープンロータ）、材料構造、各種系統および特定技術（空力、高揚力装置、機体／エンジン統合、アビオ）を対象とするが、NASA のように回転翼機や ATM は含まれない。最初の主要な研究は 2016 年から 3 年間で \$ 150~200 M が投入される“2020 航空機”で、第 2 期は ERA や Clean Sky と同様に実証機の飛行になる。これらは 2016 年~2025 年に新型機開発支援費を含んで \$27B が投入される航空産業開発計画の一部である。ただ業界の負担は未決定である。

(g) カナダの研究開発

カナダ産業省は航空、宇宙、防衛、安全保障に関連する、研究室と製品開発の間をつなぐ新たな研究開発計画の 2 回目を募集している。この技術実証計画（TDP）の 1 回目は昨年 9 月に公募し、4 月 14 日に締切られて、この秋に 50% 政府補助の選定計画が発表される。今回は 6 月 27 日に締切られて、2015 年 3 月に選定結果が発表される。飛行実証レベル達成が目標の 5 年にわたる大型実証計画が対象である。これは Ottawa 州政府による Strategic Aerospace and Defence Initiative で、製品化直前までの技術レベルを目標とする。TDP はカナダの OEM または Tier 1 が対象で、少なくとも中小企業 1 社とカナダの大学を含まねばならない。外国メーカーも参加できるが費用は全額自己負担になる。予算は最初の 4 年が C\$110M (US\$100M)、最後の年が C\$55M で、最多は 3 計画で、1 計画当たり C\$54M が割当てられ、5 年続くと期待されている。

コメント；

欧米では、環境適合技術の開発に国が巨額の資金を投入して飛行実証レベルにまで熟成させ、それを民間会社が開発機に適用し、“高付加価値商品を競争力を有する適正な価格”にて売り上げを伸ばすとの経済システムが構築されている。ここで、環境適合技術の開発は納税者のコンセンサスを得やすい上に、民間航空機の商品価値を高める殆どすべての技術を網羅していることから、極めて有効なテーマであると考えられる。

(2) 自動化／自律運航技術

将来、民間航空機のシングルパイロット化、無人化又は地上での遠隔操縦の実用化に向けて研究が行われている。これは、運航コストの削減（訓練費用も含む）、操縦士の不足に対応する為である。この為には、機体側のシステム／要素

技術（センサー、コントローラ、制御則、操縦デバイス駆動機器等）、機外インフラ（地上インフラ、衛星）のイノベーションが必要であり、装備システムの開発につながる。

以下において、目的及び志向を見出す為の関連する情報を示す。

(a) シングルパイロット化／無人化

- ・ 航空貨物会社の FedEx（Federal Express）社、UPS（United Parcel Service）社は、今後 10～15 年以内に、貨物機を「1 搭乗操縦士+1 地上遠隔操縦士」又は「地上遠隔操縦士のみ」にて運航する予定である。
- ・ 米議会は FAA に対して 2015 年 9 月 30 日までに民間無人機（UAS = Unmanned Aircraft System）を安全に米空域に組込むことを求めている。FAA によると、期限までには大枠が決まるだけで、全空域で全カテゴリーの UAS の運航に必要な耐空性、運航基準が決まる訳ではない。期日までに重量 55 Lbs 以下の小型 UAS の基準ができ、種々の UAS の性能と相互運航の可能性を検証するために、全米で 6 か所の試験場所を設け、完全な統合に必要な「探知－回避」と「誘導－制御」の初期要求性能を研究する。また一部の公的機関及び国防省は限定空域で FAA 認証の「探知－回避」システムで飛行できるようになるが、多くの UAS の運航は更に先になる。
- ・ 将来の混雑空域での自動管制では、次世代 ATM と連携して操縦士が介入する余地はなくなるとの見通しがある。操縦士の通常の役割を全て自動にすることは比較的容易だが、問題は予期されていない事態への対応である。例えば、US Air 社の A320 にて両エンジン鳥吸込みによりハドソン川に不時着水した事例などがある。これらを極めて稀なケースと看做す人もいるが、普段でも小さな故障を操縦士が大事に到るのを防いでいる場合も多いと考えられ、操縦士のいないリスクを正確には把握できていない。また無人システムでは誰が最終的責任者かと言う法的問題もある。
- ・ BAe 社の Jetstream（19 席のターボプロップ機）が英国 Warton－Inverness 間往復 800 km を地上の操縦士が監視する中で、離着陸以外は搭乗操縦士が操縦することなく飛行を完了した。またこの飛行では、民間飛行空域で無人機が他機からの距離を確保維持するための自動衝突回避に必須な探知回避技術について試験を行った。ここでは意図的に

回避すべき標的が使われた。

- 現在最も自動化された無人機 **Global Hawk** において、状況認識のループには人が介在していて、不具合発生時には、急遽人が介在して問題を解決しなければならない。自律化では不確かな情報に基づく場合でも人ではなく機械が決定を下し、予め計画されてはいない振舞いをする。今後は自動化から自律化にパラダイムが移行する。そのシステムは自らの状況を監視し、形態を変え、最適化し、修復することが出来る。人がこれらを機械に委ねるには、新たな **validation**、**verification** の方法が必要になる。高度な信頼できる自律化の達成には、今後数十億ドルの研究開発費を要すると NASA は述べている。
- 航空輸送が広範な手段に発展する為には、空中及び地上での自律制御技術の確立が必須である。只、ここには航空管制、安全、騒音、及び全天候での運航能力等の技術的、法制的及び社会的問題がある。一例として **Stanford** 大学と NASA による電気 VTOL 地域公共輸送機 **Hopper** がある。これは 30 席の電池／電気、燃料電池、または複合電気推進によるタンデムロータ・ヘリで、混雑した都市での道路や鉄道を代替する「航続距離 100 n.mile 以内の短距離機」である。電気推進システムは重量が重い、ターボシャフト機よりエネルギー消費は少ない。低い人口密度と複雑な地形で通勤が長距離になるサンフランシスコ湾岸地域で、**Hopper** 数百機を用いて 1 日 3 万人の乗客を数十の発着場の間で数千便の輸送を行う模擬では、完全自律運航が可能な機材による単一操縦士による運航、発着場での自動充電または電池交換等、空中と地上で高度な自動化が必要であることが判明した。短い区間での飛行及び VTOL はエネルギー消費の大きな輸送モードである。空域とインフラ問題が解決できれば、市街地の地上輸送の混雑を回避できる可能性がある。近々に実現可能なエネルギー密度 500~600 WH/kg の電池技術により、10 年以内に短距離機は実現できる見通しである。また 2~3 年の内に実現可能な Joy Aviation の個人用 VTOL 電気推進航空機 **S2** (2 席) もサンフランシスコ地域での使用を目標にしている。高効率、冗長性および低騒音のために、主翼と尾翼に 12 基の電動プロペラを備え、VTOL 時には上に向き、巡航時には戻す。200 n.mile 以内を毎時 200 n.mile で飛行するよう設計された **S2** (価格：20 万ドル) は、車より 5 倍速く、2 席ヘリ **Robinson R22** より 2 倍速い。エネルギー消費は車の 1/5、ヘリの 1/10 であり、1 n.mile 当りの運航コストは車の 0.60

ドル、R22 の 1.30 ドルに対し 0.20 ドルである。安全性向上、騒音低減、及び効率、排気、乗心地、信頼性、運航コストなど現在の弱点を乗り越えるために、自律制御と電気推進を小型機に適用するのに最適である。自動制御技術は飛行を容易に、安全にして操縦士不足を解消する。操縦士の一人化が重要な一歩で、エアタキシーの商業化を可能とし、最終的に無人操縦旅客機を目指すことになる。

- DARPA は Alias (Automated Labour in-cockpit Automation System) 計画で操縦室内へのロボット導入を研究している。これは移動可能で、機体の耐空性を損なわずに 1 日で着脱可能、1 か月で他機にも適用可能となることを要求している。DARPA の希望は、操縦室は 1 乗員 + 搭載自動機器とし、同一インターフェースを有する地上運航者として航空機を運航することである。初歩的模擬試験では、Beechcraft King Air の地上模擬装置に計器表示盤と舵面操縦装置を加えて、運航者が単一表示盤と音声制御で機体に命令できるように改修し、自動システムが操縦する King Air が衝突回避及びエンジン・与圧・自動操縦装置・補助翼などの故障に対処する飛行を実証した。Alias は最終的には、地上から管理される完全無人運航の開発につながる。
- FedEx 社の CEO は、近い将来に小型貨物機は無人機になるかも知れないが、社会受容性、安全、運航の柔軟性などの点で当分の間、大型貨物機は訓練された操縦士が必要と思うと述べた。更に、安全性のために先進技術の応用を考え、地上からの支援も検討している。ADS-B 及び遠隔乗員支援で操縦士の能力を強化する技術を必要としていると述べた。
- NASA と Rockwell Collins 社は、「シングルパイロット + 地上副操縦士 (遠隔支援)」にて飛行する新技術の可能性を研究する。この概念は既に長年検討されてきたが、NASA が取り上げたことで実現性が増してきた。

#### コメント；

- 二人操縦士の搭乗を義務付けられている機体では、二人の操縦士が役割を分割して適正なワークロードとしていること及び相乗効果により飛行安全が確保されている。従って、一人の操縦士が全役割を負うことになった場合、この相乗効果分が無くなることから、このコンセプトの実現はかなり困難である。「一人 (飛行) + 一人 (地上)」の方式も本質的に同様である。

これらの研究は、パイロット支援システムの開発として、安全余裕を大きくすることに貢献するので、この視点から、今後も情報収集に努める。

- ・ 無人化については、監視、調査（位置確定等）、貨物輸送等ペイロードが人でない機体のみを対象とせざるを得ないと考えられる。

(b) 人間—機械系

- ・ 自動化の危険

自動化が増えても人為的ミスは減らず、航空事故の最大の原因になり続けている。今では過去数 10 年間に自動化の行き過ぎによるリスクが指摘されている。我々が対応してきたことは、計算機が行うことを監視するのに人間を使うことだったが、これは全く逆であった。計算機が我々を監視し、何か間違ったら警報を出す方が優れている。

- ・ 近代的自動システムの問題点

2013 年 6 月の Asiana 航空 214 便 B777-200ER の San Francisco 空港での事故に関する答申で NTSB は冒頭に、乗員達は不十分な訓練で自動システムが如何に影響しあうかを十分理解しないまま過度に依存していたと述べ、更に自動化は航空の安全に貢献しているが、一方で複雑なシステムは設計者が予期しなかった新たな問題を生み出していると付け加えた。ただ Asiana 航空が、「事故の一因は Boeing 社の自動スロットル、自動操縦装置、更には訓練マニュアルの複雑さが理解と直感的行動を妨げていることにあるとの NTSB の指摘に同意する。」と述べたのに対し、Boeing 社は、検討するとしたものの、自動システムでの 2 億飛行時間、5500 万回の離着陸に及ぶ安全記録を示し、それが事故の一因とすることに反対した。NTSB は B777 の速度維持システムの再設計の必要性を検討すべきだと述べ、飛行中の全ての時点で十分な出力を確保するように自動システムの改修を推奨した。

この事故の特徴は、世界的大空港での良好な視界の下で乗員達は無故障の航空機を安全に飛行させることが出来なかったということである。NTSB の答申は航空輸送業界全体への重要なメッセージを含んでおり、事故は起こるべくして起きたもので、今まで無視してきた業界の怠慢を告発するものである。業界がこれまでに近代的自動システムを用いた近代的航空機を操縦する近代的操縦士を養成してこなかったことが原因である。類似の事故の前例は多く、最も似ているのは 2009 年 2 月にトルコ航空の B737-800 がアムステルダム空港で最終進入中に失速した事故である。業界はこの

操縦士と飛行機 mismatch について何をすべきか知っているのに、殆どの国や航空会社は必要な変更を行っていない。過去 25 年、近代的航空機は安全性を向上させてきたが、最近事故が起る度に、(業界が真剣になりさえすれば修正可能な)「操縦士と飛行機 mismatch」が原因とされることが増えてきた。

- ・ 操縦士の認識

殆どの操縦士は異常事態を正確に扱える。しかし、高度に複雑で自動化された操縦室では稀に失敗が起る。FAA と業界の民間航空安全チーム (CAST) は NASA と協力して、より良い操縦室設計法と事故分析で明らかになった人-機械インターフェースでの間違いを避ける訓練法を見出すために、数年間の多方面にわたる研究を始めた。背景には CAST の機体状況認識分析チームが 2001 年~2010 年に起きた 18 件の事故及び不具合事件から抽出した 12 項の共通主要課題がある。監督当局は姿勢認識の喪失とエネルギー (位置エネルギー + 運動エネルギー) 状況認識の喪失を含む重要分野の更なる研究の必要性を認めた。操縦士達の複雑な誤認識は、操縦士を驚かせた予期せぬ出来事に対する不適切な対応、思い込みで捉えられることで起る。研究者達は実飛行や模擬飛行で操縦士達を観察し、統一的評価指針を見出すことでより良い操縦室の設計手法開発を目指している。

- ・ 脳の監視による操縦士、管制官の活動改善

欧米で巨額の費用を投入し何年も研究してきた「人の脳全体」を解明し模擬しようとする試みは情報技術を根本的に変え、航空分野にも影響を及ぼすのは必然の成り行きである。既に神経技術の進歩により、脳の監視法を操縦士、管制官およびシステム運用者の活動改善に適用して成果を上げている。コンピュータは常に人が介在するという通常ではない使われ方をする。このとき、コンピュータは、人が業務を遂行できなくなるほど多くの情報を供給して、人を圧倒してしまうことがある。ユーザ達がシステムの中で常に重要な役割を続けられるようにシステムが構築されているか、或は彼らをシステムの外に追い出してシステムの破綻に至らしめることはないかに留意する必要がある。人間の限界を考えないシステム設計は多くの問題を惹起し、運航者には訓練コストが高かつき、効率、安全性が低下し、メーカーにとっては認証取得のコストが高くなる。難しい作業では脳の多くの領域が働くが、慣れたよく訓練された作業では必要な領域だけが働く。脳の数十億の神経内で電流が流れて電界を作り、それに伴う電圧

を頭蓋骨表面で探知して、脳内で起きていることを推測できる。コンピュータによる触覚や視覚でのフィードバックを与えながらの操縦士訓練で脳の反応を計測すれば、最適なフィードバックを設計することが可能となる。

#### コメント；

飛行安全性は、“航空機 + 操縦士” (pilot in the loop) の特性から決まってくる。ここで、航空機の自動化が進展し、操縦士がこれに依存し続けることで操縦スキルが衰え、緊急のときに適正な対応をとれなくなる傾向にある。従って、“航空機 (自動化の領域と深度≡X) + 操縦士 (スキル≡Y)” の全体システムとして安全性が最大となる様に、Xを決めることが望ましい。このとき、{X} と {Y} 及び {X, Y} と {全体システムの安全性} の対応関係を実証的に把握しておく必要がある。

但し、自由に放任しておく、技術者・研究者は技術的にできることは実現するとの傾向性があるので、産学官が共同にてガイドラインを設定することが望ましい。

#### ・ 人間 vs 機械

*Airbus* 社と *Boeing* 社は各々操縦の自動化を取り入れているが、何を最善とするかに関してはコンセプトが異なる。基本的に *Airbus* 社は自動装置中心であり、*Boeing* 社は人間が中心である。*Airbus* 社は人間の能力を利用するよりも操縦士の錯誤排除を優先し、自動装置が操縦士の決定を無視する様にしている。全ての航空機には超えてはならない物理的限界があり、正常な運航ではその飛行限界を超えるべきではないと考えている。*Boeing* 社は逆に人的錯誤排除よりも操縦士の生理学的・心理学的能力を利用することを優先し、自動装置は操縦士の決定を支援することに用いる。*Embry-Riddle* 航空大学のヒューマン・ファクタ専門家は、高度に自動化された操縦室での操縦士の行動、特に緊急時の行動について、多くの操縦士から意見を聴取した結果から、*Boeing* 社の方が優れていると考えている。

ただ、双方共に単純なボタン操作で自動装置を解除でき、操縦を操縦士に戻せる。但し *Boeing* 機では操舵桿に強い力を加えることで自動装置は解除されるので、突然の緊急回避運動等で有効だが、*Airbus* 機のサイドスティックは力を入れても速く動かしても解除できない。自動操縦装置は自動化の一部でしかない。両社のコンセプトの明らかな差異は *FCC (Flight Control Computer)* の中にあり、(両社共に *FCC* 中にソフトで飛行限界を定義して防護しているが) *Airbus* 社は強固に防護していて、コンピュータ故障時を除き、事情に拘わらず操縦士は限界を超えられない。反対に *Boeing*

社の設定は緩やかで操縦士は必要なら限界を超えられる。Airbus社のコンセプトでは自動装置は操縦士よりも状況を熟知しており、殆どの場合で最終決定権限を持っているが、Boeing社では個々の、固有の運航状況を最も良く評価できる操縦士が最終決定をすべきとしている。

他方、Boeing機では操舵桿の動きは他の操縦士の操舵桿と同調しているが、Airbus機のサイドスティックは独立していて、操縦士は他の操縦士の操作を知ることができない。同様にAirbus機では自動操縦装置の操作もサイドスティックに伝わらないし、自動スロットル制御もスロットル・レバーに反映されない。即ちAirbusの自動装置の透明度を欠いている。Boeing機のFBW設計では自動操縦装置や自動スロットルの命令は操舵桿やスロットル・レバーに反映される。またBoeing機では操舵桿にAirbus機にはない人工操舵力が与えられている。これらのためBoeing機で操縦士は本能的に機体の動きを認識し、自動装置の透明度が高く、事態の認識に優れている。自動装置がAirbus機の如く複雑になると透明度が減り、分析的決断が要求され、人の機能は低下して混乱を招き易い。

(c) 操縦安全機器

2011年パリエアショーにて、Rockwell Collins社等の機器メーカーが社有機について下記に示す様な最新安全機器を紹介した。

- ・ 地図表示システム
- ・ 客室与圧喪失時に機体を自動的に低空に誘導するシステム
- ・ 使用する滑走路の間違い／衝突回避の警告を他機と送受信する機器
- ・ パイロットに問題が起きた場合に、機体を水平飛行に戻す為のパニック回避用ボタン

(d) 無人機による機体点検

LCCのEasyJet航空はBristol大学ロボット研究室と協力して、機体損傷の目視点検に代えて小型無人機群を用いる実証を計画している。厳しい落雷で100ヶ所以上を損傷したA319（目視点検に二日を要した）に対し、ハンガー内で小型4発ヘリを用いて機体表皮を高分解能ビデオで撮影することから始めるが、長期的にはレーザによる3次元マップを自動的に理想的なコンピュータ・モデルと比較して損傷を評価することを目指す。

### (3) 故意の墜落に対する対策

*Germanwing* 機の墜落事故 (2015年3月24日, 副操縦士の故意による墜落事故) の後、緊急時にコンピュータに旅客機を操縦させる可能性が論じられている。有力な技術は存在するが、全権を委ねられるコンピュータの実現には未だ時間が掛かる。限界はあるが、例えば F16 に採用されている衝突回避技術が一つの解答になり得る革新技术と考えられる。NASA の技術者は衝突回避ソフトの改良を始めたが、まだ地面に衝突しそうな危険な接近と空港で正常に進入している時を区別して有効な回避運動を取るよう自動操縦装置を再設計することができていない。できたとしても、それが問題を解決するよりも他の多くの問題を惹起しないと FAA に証明するには何年もかかるだろうし、悪意のある操縦士が飛行機を墜落させるには燃料を捨てたり遮断したりと他にも種々の方法がある。技術だけで回避することは不可能である。一方で地上の操縦者が遠隔操縦することも考えられるが、これも通信機能を破壊されたりハッキングされる可能性がある (次の (4) 項を参照のこと)。Germanwing 事件以前から NASA は、何十億ドルの経費節減を目指して、単一操縦士と地上支援での運航を研究してきた。故意の墜落は防止可能だが、2001年9月~2013年12月の間で世界中の無人軍用機は 400 回墜落しており、その 1/4 は通信機能喪失である。当面の次善策は操縦室を常に 2 乗員とすることであろう。FAA は既に要求していたが、Air Canada、Air Berlin、或いは Norwegian は事件後に運航規程を改定し、2 乗員操縦室で 1 名が離席する時は戻るまで他の乗員または客室乗務員が入らねばならないとしている。

### (4) 旅客機のハック

あるサイバー安全保障研究者は商用機内通信網を“ハック”して、飛行中のエンジン推力増加に成功したと述べた。彼はデンバー ~ シカゴ間の B737-800 の乗客となり、ラップトップ・コンピュータと座席下の IFE 機器とを特殊電線で繋ぎ、エンジン指示計と乗員警報システムを操作し、その痕跡は IFE から確認された。

### (5) 内側から透明に見える胴体

Tecnicon Design 社 (仏) は Ixion と名付けた透明な胴体概念を創出した。外部の高分解能カメラによる映像を胴体円筒内面の柔軟ディスプレイに投影して、機体内部から胴体が透けて外部が見えるようにする。このディスプレイはビデオ会議などにも使用できる。

(6) 今後のチャレンジテーマ

NASA は 2014 年の航空研究再構築において、次の 20~40 年の戦略的挑戦に焦点を絞り、以下の 6 計画を推進することとした。これらには 2015 年 10 月から年間 \$ 1.5~2M を使い、実施期間は 18~30 か月である。①電気推進機の重量軽減のために機体構造を電池とする、②自律無人機のための信頼できる“Pilot in Box”の開発、③飛行中に形状変更可能な柔軟軽量複合材構造の製造、④電気推進のための自己修復絶縁機能を有する高電圧・可変周波数の駆動と動力配分、⑤雛鳥のように飛行を学べるツールの開発、⑥航空機の老化を予測する“Digital Twin”(実機を模擬した数値モデル)の開発。

(7) NASA の有人実証試験機 (X-Plane)

- 米政府は NASA 航空部門が提案する有人実証試験機 (X-Plane) による研究について、10 年間で \$ 10.6 B の予算要求を承認した。もし議会を説得できれば、2017 年は 2016 年の \$ 640 M を 23% 上回る \$ 790 M を使うことができ、2023 年には 20 年ぶりに \$ 1 B を超えて \$ 1.3 B に達して ERA 計画 (2015 年 9 月までの 6 年間に NASA が \$ 400 M、民間が \$ 240 M を投じた) で開発した技術を実証するための有人大型 X-Plane 計画が実行できる。
  
- 亜音速機研究
  - ・ Lockheed Martin 社が参加する HWB (軍民双方に適用可能)
  - ・ FAA と Aurora 社が参加する D8 (横二重気泡型広胴の旅客機) (NASA と FAA の CLEEN-2 (Continuous Lower Energy Emission & Noise-2) 研究資金により、これまでに燃費は B737-800 の 71% 減に達するとの見通しを得て、現在は Aurora 社が有人実証機的设计を始めている)
  - ・ Boeing 社が参加する BWB (空軍が次期輸送機に長い航続距離と短距離離着陸性能の双方を要求することに関して、Lockheed 社が提案する HWB に対抗しようとするもの)
  - ・ Boeing 参加の TBW (Truss Braced Wing = 支持翼)
  
- 超音速機研究  
大型実証機により低ブーム形状の効果と市民の受容限度を実飛行試験で調

査する必要がある、過去数年はこの飛行調査を提案してきた。しかし議会の意向が問題で、最初に恩恵を受けるビジネス機市場は議員の支持が少ない。ただAirbus社がAerion社と提携したため雇用問題で成功する可能性はある。

## 1.9 数値模擬の発展

### (1) CFD ツール

CFD の更なる能力開発のために“克服すべき問題点”を指摘した NASA への報告書では、「CFD は航空機空力設計を根本的に変えたが、過去 10 年間は停滞し、高性能計算技術のパラダイム・シフトに追従できていない」と述べられている。演算法の開発が滞り、スーパーコンピュータの使用が限定されて、CFD は狭い範囲の設計ツールにすぎなくなっている。最近の CFD は、通常のハードウェアにのみ適用可能で、多くの経験がある問題にのみ信頼性がある。スーパーコンピュータはパラダイム・シフトの最先端にあつて、現在の CFD のアルゴリズムとソフトウェアの再構築が必要な状況である。Exascale への移行は現在の最速計算機の 1,000 倍であるが、運用方法が基本的に不変であれば莫大な電力を必要とする。今日、最速スーパーコンピュータは中国の天河 2 号で、計算速度は 33.9 petaflops であるが、2030 年までに最先端高性能計算は 30 exaflops に達し、機体全周の乱流模擬、ターボファンの非定常作動、弾性機体の多目的最適化などに十分な能力を有する。しかし現最速計算機は 2gigaflops 毎に 1watt の電力を消費する。天河 2 号は全速計算に 18 megawatt を必要とするが、exascale では最小で 500 megawatt、通常は 1~2 gigawatt が必要となる。NASA Ames の 40×80 ft 風洞は 101 megawatt で年間費用は\$300~400 M であるので、何らかの基本的変更が必要である。1,000 倍の計算力が必要でも、現在の petascale 計算機と同等の 20 megawatt 以内に抑えねばならない。

### (2) 数値モデルによる機体健全性管理

2035 年頃には顧客は新製機と共に、当該機体、エンジン及び各種系統の数値モデルを受領することになる。設計、開発、試験及び生産、更には製造中の欠陥に至るまでの情報を含む数値モデルが運用寿命の尽きるまで機体に付随する。飛行状況を正確に反映しながら、模擬した数値モデルを実機データと比較して不適合箇所を識別し、必要な整備を知らせ、残存寿命を予測する。“数値化された航空機”はモデルに基づく擬似試作と飛行試験による設計から模擬認証に至るまで、数値ツールの能力を新たな水準に押し上げるものである。しかしその実現には空力の CFD や構造の FEM などの設計ツールを発展させ、統合するのに、政府や業界による多額の投資が必要である。計算工学は過去 50 年長足の進歩を遂げたが、機体、エンジンを完全に数値模擬するには、ソフトの更なる開発が必要で

ある。米 NRC は 3 月の “2030 CFD ヴィジョン” において、飛行限界内の全てで完全な機体モデル化を達成するには、模擬による分析や設計技術の更なる進歩が必要であるとしている。Boeing 社の技術者によれば、1980 年末～1990 年初には CFD に多大の投資が行われ格段に進歩したが、その後の 20 年はその検証に費やされて停滞している。Stanford 大学の教授は、「計算能力は 7 年で 100 倍になるが、最近必要な風洞試験回数は減っていない。ソフトの進歩が停滞している。」と指摘している。今では CFD 無しでは機体もエンジンも設計できないが、複雑な課題の計算結果が常には正しいとはいえ、現実的な解であるか否かの解読が問題になる。なお数値模擬は技術の蓄積にも重要である。今日の設計サイクルは 5～10 年であり、技術者は会社生活で 2～3 回経験できれば幸運である。如何に経験を積み上げ、蓄積するか。ここにも数値模擬が役立つ場所がある。

## 2. 新技術適用の候補となり得る将来機

### 2.1 ジェット旅客機

#### (1) Airbus 社

A320 の後継として、空力形状、コックピット、材料、エンジン等に革新技术を適用する A320 - X を 2025 年頃に市場投入が予想されている。

その継ぎとして、A320 neo (new engine option) によって 100~200 席クラス市場における競争力を維持するとの方針である。

#### (a) A320 neo

##### ○ 変更内容

A320 のエンジンを CFM International Leap - 1A

又は、P&W PW1100G に換装。

##### ○ 改修の対象機体

A319 (124 - 156 席)

A320 (150 - 180 席)

A321 (185 - 220 席)

##### ○ 競合機と優位内容

・ B737 MAX

・ Bombardier C-Series (100 - 149 席)

－ 経済効率 : 同等

－ A320 neo の方が、座席数大。航続距離大。

##### ○ Clean Sky 研究の活用

A320 neo の各種システムの改善には A300/310、A320 シリーズ開発で使用した Iron bird を利用しての、more-electric 機に向けた電子/油圧アクチュエータの研究がある。SAID (Single Aisle Incremental Development) は欧州 Clean Sky 計画の下で 2015 年の飛行試験を目指した A320 電気飛行実証機の開発を進めるなかで生まれたもので、高圧直流電力供給、電気 ECS、2 種の主翼電気防水系統、及び新型レーザ着氷検知器が含まれる。

(b) A350

(i) A350-900

- ・ 基本型
- ・ 座席数／航続距離 : 314 席／8,100 nm
- ・ 競合機 : B787-10 X

(ii) A350-1000

- ・ 長胴型
- ・ 座席数／航続距離 : 350 席／8,400 nm
- ・ 競合機 : B777-300 ER
- ・ 変更内容
  - － エンジン  
Rolls Royce Trent XWB のコア部分を改良し、推力 93,000 Lbs から 97,000 Lbs に増強。
- ・ 航空会社の不満
  - － 中東の高地高温空港にて、離着陸性能が劣る。-900 との間で、エンジン互換性無し。

(iii) A350-800

- ・ 短胴型
- ・ 座席数／航続距離 : 270 席／8,500 nm

(現時点では不透明)

- ・ JAL が、中長距離路線用の更新機材としてエアバスの A350 の導入を決定し、A350-900 18 機、A350-1000 13 機からなる確定 31 機、及びオプション 25 機の購入契約を締結している。今後、両社は 2019 年の A350 運航開始を目途に準備し、6 年程度で更新する。
- ・ Airbus 社は A320 neo では短い開発期間で最大の性能改善を得るために推進機関と空力的改善に絞ってきたが 2014 年 10 月からの飛行試験を控えて、次は 2020 年を超えて A320 の競争力を維持するために、アビオニクス、客室、その他のシステム改善に目を向け、SAID 計画或は A320 neo Plus 計画と呼ばれる種々の改善案を検討する。ただ Airbus 社は現在特に具体的な計画があるわけではなく、常に全製品の連続した改善を進めている一環だとしている。2020 年代までの競争力維持のための各種系統、アビオニクス、客室内装などの段階的改善は最終的に 2020 年代末か

ら 2030 年代初にかけての A320 後継機の準備を行うことになる。

- Airbus 社との協力による Hamburg 大学の A320 後継機研究では、地上インフラを変える必要のない高効率の機体を求めて、最適化された通常ジェット機として、126～218 席の 1 通路と 2 通路の “Box Wing” 形態およびターボプロップが検討されてきた。“Box Wing”による抵抗減は翼の重量増で相殺され、運航コストは A320 より 20%高くなった。一方、ストラット支持の高翼機で T 型尾翼の、層流技術が適用された”Smart Turboprop”の運航コストは 17%、燃料消費は 36%低くなった。

参考 : A380

Airbus 社は A380 の生産を 2018 年に打ち切る可能性を示した。A380 を購入した航空会社は 2014 年は無く（購入したリース会社はある）、市場動向を見誤った可能性があることを初めて認めた。

## (2) Boeing 社

### (a) B737 MAX

2025 年頃の運航を目指して先進技術を適用した B737-X の開発を行うこととし、その継ぎとして B737 MAX を位置づけている。

- 変更内容  
B737 NG のエンジンを CFM International Leap-1B に換装。  
\* 現計画では、ファン直径は 69.4 inch。地上とのクリアランス確保のため、前脚柱を 4.5 inch 長くする予定。
- 改修の対象機体  
B737-700/800/900 のファミリーに対応して、B737-7/8/9 とする。
- 競合機と優位内容  
A320, A320 neo  
A320 より燃料消費率向上 16%  
A320 neo より燃料消費率向上 4%

- ・ 新技術実証計画  
B737-800 改修機を使って、以下の新技術を検証する予定。
  - － Adaptive Trailing Edge
  - － 可変ファンノズル（飛行条件に応じてファンノズル面積の最適化を可能ならしめる。）
  - － 燃料電池（ギャレー照明、他）・・・ IHI と共同開発
  - － Hybrid Laminar Flow Control（B787-9 向け）
  - － 航路最適化ソフト（B787-9 向け）

構想検討の結果；

- ・ テールコーンを延長し、水平尾翼付近の胴体を整形する。
- ・ エンジンと地上とのクリアランスを十分に保つ為に、前脚を 8 inch 延長する。
- ・ （重量低減、整備コスト低減の為）スポイラーを FBW にて作動。
- ・ 将来の衛星航法に備えて大型操縦室飛行ディスプレイを採用する。
- ・ 数値制御電気式空調（Honeywell 社）により、旅客数に応じて客室の圧力を制御する方式として、更なる燃料低減を目指す。
- ・ 翼端デバイスは、上下に開いた二股のウイングレットとする。

(b) B787-9 , -10

○ B787-9

変更内容

- － HLFC  
尾翼の抵抗低減：垂直尾翼前縁に HLFC 装置を装備。
- － ナセル  
自然層流形状
- － 構造  
尾翼の桁を外板を Co-Cure

○ B787-10

- ・ 変更内容
  - － B787-9 の胴体長より 15%延長。
  - － 座席数 320 席、航続距離 6,800 nm
  - － エンジン GEnx（最大推力 74,000 Lbs）  
又は Trent 1000

- ・ 競合機と優位内容  
A350-900 に対して 11%、  
A350-1000 に対して 5% 燃費向上。

(c) B777X

- ・ Boeing 社は B777X の金属製胴体の製造において生産レートを上げる為、先進自動製造方式の試験を開始する。
- ・ Boeing 社はロボット組立技術を用いて B777X の金属胴体の組立法を変える方式に取り組んでいる。この自動化技術は組立の途中で胴体を回転させるのに用いた起重機や円筒形治具を不要にする可能性がある。
- ・ B777X の設計が進み、顧客の要求に応えるため翼幅が 0.61 m (2 ft) 延長されて 71.8 m になった。折畳翼端が延長されたもので、地上で折畳まれた状態では従来通り B777-300ER と同じ 64.8 m になる。なお翼幅 71.8 m は B747-8 より 3 m 長い、A380 より 8 m 短い。また外舷フラップが薄くなり、フラッタ防止の為、剛性を増すため 2 分割されたので、フラップは外、中、内の 3 枚になった。中央翼は複合材との比較でアルミ製に変更し、抵抗が大きかったシェブロン・ノズルは、排気をバイパス・ダクト内で外気と機械的に混合してショックセルを消す、軽量・低抵抗の CMC (Ceramic Matrix Composite) 製新型ノズルに交換した。また、最大推力を 102,000 Lbs から 105,000 Lbs に増すため、ファン径が 132 inch から 135.5 inch に拡大された。

(3) Bombardier 社

(a) C-Series の開発

*CS100 は飛行試験に 27 か月を費やして 2015 年末にカナダ TC を取得した。この飛行試験では Parker Aerospace の FBW システム、レジン注入複合材主翼パネル、Constellium の Al-Li 胴体パネル、P&W の GTF、Rockwell Collins の ProLine Fusion 統合アビオ等の新技術を用いた構成品のトラブルが多く発生して、当初予定期間を大幅にオーバーした。なお、この機体は 2016 年前半にスイス航空にて運航が開始される。*

(b) 耐空性証明用飛行試験の期間短縮

Bombardier 社は、C-Series の耐空性証明取得の最終フェーズである飛行試験の期間短縮を狙って、飛行試験の一部を地上試験で代替する為に、そのツールとして ISTCR (Integrated System Test and Certification Rig) を完成させた。

(4) Embraer 社

(a) 第二世代の E-jet

2013 年後半に第二世代 E-Jet 開発開始を計画している Embraer 社は、従来より 15%燃費節減と騒音低減が期待できる P&W 社の GTF を搭載し、機体側では、Blended winglet 付きの新主翼、FBW システム、電動タクシングシステムを採用する。76 席の E-175 には MRJ 用 PW1200G と同じファン径 (142 cm) の PW1700G が、90~120 席の E-190/195 には C-Series 用 PW1500G と同じファン径 (185cm) の PW1900G が提案されている。

E-jet の近代化計画は下記の通りである。

- ・ 性能向上として、
  - PW1700/1700G エンジンの搭載
  - 新主翼
  - Honeywell 社製第 2 世代統合電子機器 Primus2 の採用  
(現行のディスプレイ 5 枚から 13 inch×10 inch の大型ディスプレイ 4 枚に変更。地図・人工視界の表示, HUD との連携が可能となる。)
  - NGFMS (次世代飛行管理システム) の利用  
Smart Landing システム (Honeywell 社) を含む。
- ・ 燃費低減として、
  - 余分な抽気を削減して空調, 防氷システムを最適化
  - APU 吸入口の改良
- ・ 整備費低減として、
  - 外部照明に長寿命 LED を採用
  - 過去 10 年の実績に基づき、基本的点検間隔を 6,000 時間から 7,500 時間に延長
  - 機器を監視して不具合を予測するシステムを導入 (将来)
  - 目視点検が困難な後方扉周辺に対し疲労と腐食を探知するシステム (Scheduled Structural Health Monitoring System) を装備

- ・ その他

無線機上娯楽システム、客室の頭上収納エリアを拡大

現用 E-jet の空力的改善を進めており、特に E-175 には B787 の外翼に似せて浅い角度で延長し、殆ど翼と一体化した長いウイングレットが装備される。機種共通の改善点は、水平尾翼と尾胴の間隙縮小、テールコーン、客室扉の雨樋、前脚フェアリングおよび空調用ラムエア扉の形状改善等である。これにより E-175 の燃費改善率は 5% となって競合機 CRJ-900 より 4% 優るが、他の 3 機種 E-170/190/195 の改善量は 1~2% である。これはエンジンが換装される E-jet E2 の市場投入が E-190/195/175 の順に 2018 年、2019 年、2020 年であることによる。

(b) 将来機計画

2025 年以降の市場投入を狙って下記の構想にて、新規の狭胴機体を開発すると発表している。

- ① 高アスペクト比の翼を採用する。
- ② エンジンの両側に尾翼を配置する。(これにより騒音を遮断)

高アスペクト比翼について、各種翼端デバイス、フラッタ特性の研究を進めており、TsAGI で風洞試験を終了した様である。

高アスペクト比翼の実機例はこれまで U-2 機等に限られていたが、軽量・高強度の材料開発により、2025 年頃には旅客機においても実現可能であると見られている。なお、Bombardier C-Series に対抗する機体を開発する計画はない。

(5) ロシアメーカー

(a) Irkut 社 Yakovlev 設計局

- 150~212 席クラスのジェット旅客機 MC-21 (-200、-300、-400 の 3 クラス) を開発中である。
  - ・ 構造材料 : 複合材の適用率 ; 40%
  - ・ エンジン : Aviavigate 社 (ロシア) 製 PD-14  
又は PW1000G (geared turbofan)
  - ・ 競合機 : A320、B737
  - ・ 運航費 : 12~15% 低減
  - ・ 初飛行 : 2014 年末
  - ・ 運航開始 : 2017 年

- *MC-21* は *UTC Aerospace Systems* の子会社 *Ratier-Figeac* (フランス) が 20 年以上に亘って開発してきた “*Active Sidestick Controller*” を大型商用機としては初めて採用する。このコントローラによる *FBW* 作動システムは商用機操縦室での状況認識を大きく進歩させ、操縦士の操縦が互いに明らかになって素早い修正操縦が可能となり、安全性向上に大きく貢献する。互いに無関係のサイドスティック・コントローラはこれまでに幾つかの事故の原因と疑われてきた。

(b) Sukhoi 社

SSJ100 ( Sukhoi Superjet 100 ) 型機 (78 席、98 席) について、更にストレッチ型 (100~130 席) を開発する予定である。

(c) ツポレフの姉妹企業 : JSC “Russian Avia Consortium” Corp.

Rosavia (ロシア) は、昨年 3 通路の扁平楕円断面の胴体で 300~350 席、航続距離 3,500 km (1,890 nm) の大型中距離機の概念を発表した。(これは “Frigate Ecojet” と名付けられて、離発着枠の制限がある大空港からの運航を目標とする) 2018 年~2019 年初飛行、2021 年就航予定としており、開発加速のためにこの 7 月初に “Frigate Ecojet” 社を設立した。今年末に ETW (ミュンヘン) で 2 度目の風洞試験を始めると共に、長さ 14 m の胴体部分供試体による耐圧試験を IMA (ドレスデン) で行う。推力 18~25 t のエンジンが必要であるが、A320 neo 用の GTF PW1100G (35,000 Lbs)、Leap-1A (32,900 Lbs) では小さ過ぎ、RR の Trent1000 (69,200 Lbs) が西欧製エンジンでは最も近い候補となると共に Aviadvigatel (ロシア) の GTF PD-18R、同社の PS-90A20 も候補としている。このクラスの需要の 50% は航続距離 2,500 nm 以下だが、航空会社は柔軟性を求めて長距離機を好むので、この 10~15 年の需要は 600 機程度であり、250 機販売できれば十分としている。年産 25 機が目標で、生産地として西欧または東欧を検討していて、ロシア内は候補ではない。

(6) 中国商用飛機有限公司

(COMAC : Commercial Aircraft Corporation of China)

(a) C919

- ・ 座席 : 156~163 席
- ・ 詳細設計 : 2012 年末完了予定
- ・ エンジン : CFM International Leap-1C
- ・ 油圧、燃料系統 : Parker Aerospace 社
- ・ APU : Honeywell 社

TC 取得の遅れを回避する為、複合材の適用率を当初計画の 20%から 10%にまで下げている。初飛行は 2015 年第 2 四半期（当初の予定より約 1 年遅れ）となり、TC 取得はその 2 年後の予定である。なお、エンジン（CFM Leap-1C）の TC は 2015 年 6 月に取得する予定である。

(b) ARJ21

中国の Civil Aviation administration of China (CAAC) は、ARJ21-700 型機に対して、2014 年 12 月 30 日、Type Certification を発行した。

(7) Rekkof 社（オランダ）

Rekkof 社は、Fokker100 についてエンジン換装、翼端をウイングレット形状とした Fokker100 改良型（Fokker100 NG）をブラジルの新工場で製造する予定。これは Bombardier CS-100 より 1 座席当り 65 kg 軽い。

(8) インド国内の各機関

インド上級委員会が 90 席リジョナルジェット機の開発計画の支持を政府に報告。「6 年以内の初飛行を目指して 2012 年に技術作業を開始するべきである」としている。National Aerospace Laboratory が主導し、Hindustan Aeronautics 社と共同にて内外パートナーを選定して、設計は官民共同の合弁会社で行う。

- ・ 需要予測 : インド国内 1,000 機（～2025 年）

- ・ 性能

- 座席 : 90 席、70 席
- 航続距離 : 2,500 km（90 席）  
3,175 km（70 席）
- 必要滑走距離 : 1,400 m

- ・ 構造 : 複合材構造

- ・ 操縦 : FBW

- ・ 胴体 : 直径 ; 2.94 m、4 列席

- ・ エンジン : 低エミッションのエンジンを採用する。

(9) フランス

**ONERA** では機体とエンジンを統合する難問に挑戦している。**NOVA (NextGen ONERA Versatile Aircraft)** は A320 より 20%燃費向上を目標にしているが、

それには超高バイパス比の大きなエンジンを扱わねばならない。バイパス比は 16 : 1 で A320 neo、B737 Max 用の Leap エンジンより 50% 高く、フロントファンは巨大で、そのために抵抗も大きい。また NOVA の胴体は揚力を分担するように設計されており、この二つを統合する必要がある。第 1 案はエンジンを翼下に搭載し、Gull-Wing 形態にして、脚が非常に長くなるのを避ける、第 2 案はエンジンを後胴に搭載する案であるが抵抗が大きい、第 3 案は高アスペクト比翼で翼端には下向きウイングレットを装備して、V 字型尾翼として後胴にエンジンを搭載する、第 4 案は T 字型尾翼として後胴にエンジンを搭載する。NOVA の揚力胴体は空力効率が 5% 高いが、この周囲を流れてエンジンに流入する空気流は速度が不均一でエンジン効率を下げる。そこで、揚力胴体周囲の流れの円滑化、速度を均一化するエンジン空気吸入口および歪曲流でも効率よく作動するブレードを追求している。また翼と胴体の双方が揚力を出すので、各々の揚抗比を計測する方法を探している。胴体周囲を流れる空気流はエンジンに流入するので、通常の風洞試験で抵抗と推力を区別するのは難しい。20% 燃費向上内訳は、10% はエンジン設計により、残り 10% は空力形状改善と境界層吸入設計によると推定されている。NOVA は 180 席、航続距離 3,000 n.mile のジェット旅客機として設計されているが、これらの技術を採用したターボプロップ機やビジネス機も 2030 年には就航可能と考えられている。

## 2.2 ビジネスジェット機

### (1) Cessna 社

- Citation Latitude ビジネスジェットを開発中であり、2014 年 3 月に飛行試験用の機体をロールアウトし、2015 年の市場投入を目指している。主要公表データは下記の通りである。  
乗客数 : 10 人, 航続距離 : 2,500 nm,  
PW306D を 2 基搭載, 価格 : US \$ 14.9 Mill
- RR 社の AE3007 エンジンを搭載した Citation X はこのほど  $M = 0.935$  の運航承認を取得して非軍用機で最速の機材となった。Citation X の初飛行は 1990 年代中期で、これまでは  $M = 0.92$  で運航されてきた。これまでの最速 BJ は RR 社の RB725 エンジンを搭載した Gulfstream 社の G650 ( $M = 0.925$ ) であった。

### (2) Embraer 社

- Legacy500  
2012 年 11 月 27 日に初飛行に成功し、2014 年 10 月 10 日に量産初号機を

引き渡した。

- － 12人乗りビジネスジェット機
- － 航続距離 3,000 nm
- － 巡航マッハ数 0.78

同機は、Cessna Latitude、Bombardier Learjet 70/75 と競合する。

技術上の特徴は下記の通り。

- － 操縦システム：Fly By Wire 方式（Parker Aerospace 社製、Embraer 社、BAE 社も関与）
- － 構造：胴体が複合材製（Embraer 社として初）

・ Legacy600/650

開発済みであり、市場投入されている。

- － 12人乗り（ビジネスジェット仕様）、  
19～37人乗り（旅客機仕様）
- － 航続距離 3,400 nm
- － 巡航マッハ数 0.78

同機は、Bombardier Challenger シリーズと競合する。

技術上の特徴は下記の通り。

- － 操縦システム：Fly By Wire 方式

(3) 中国航空工業集团公司（AVIC：Aviation Industry Corporation of China）

Airshow China 2012 にて China New Generation Business Jet：「長い航続距離、高速巡航、広い客室を目指した大型ビジネスジェット機」を公表した。

(4) Honda Aircraft Company

Honda jet ではエンジンの翼上搭載にて、後胴からエンジン支持構造を除去して重量軽減と客室容積の拡大を図った。この方式の問題点は翼上空気流の加速により抵抗発散マッハ数を下げることであるが、ホンダは CFD と風洞試験で巡航 L/D が後胴搭載よりも 5% 向上するエンジン搭載場所を見つけた。エンジンは翼より後方にあり、空気取入口からのファン騒音は翼に遮蔽されて静かで、ナセルはパイロンから内側にずれていて地上での作業を容易にしており、複雑に湾曲したパイロンは巡航中の横力発生を抑え、パイロンと胴体間の流れは滑らかで自然層流翼にて低抵抗を実現している。翼上搭載が優れている他の理由は 2025 年頃に出現する大口径 UHB ターボファンを搭載する場合である。NASA が要求している「2025 年までに燃費 50% 削減」に対し、LM (Lockheed Martin) 社は細長い後退翼と前進翼を翼端で結合した箱型翼で、地上から高い後部の前進翼に UHB エンジンを搭載する形態を提案したが、ファン騒音は遮蔽されていない。

RR 社が LM 社に提案した Ultra Fan は直径 174 inch で、重量、抵抗の面からダクテッド・ファンの限界と思われるが、BPR は直径 102 inch の B777 用 Trent 800 の 6 に対して 5 倍になり、燃費は 22% 改良される。LM 社は米空軍研究所用の輸送機の概念設計にて、通常の後退翼で空気取入口を地上から離し、翼上面への排気流による STOL 性を狙って、UHB エンジンを翼上に搭載する形態を研究している。多くのエンジン搭載位置を CFD で検討し、後縁上部搭載にて M × L/D が改善されることを確認したことから、UHB エンジン搭載ではホンダ方式が有望である可能性が高い。

(参考) エンジン翼上搭載機の実機例 ; VFW614

長所は下記の通り。

- ・ 離着陸距離の短縮  
(最大揚力係数の向上により、失速速度が低くなる故)
- ・ 未整備空港でのエンジンへの異物の侵入の可能性を下げられる。
- ・ 主脚を短くできる。
- ・ 主翼が地上への音を遮断する。

VFW614 の主要データ ;

乗客数	: 40 ~ 44 名
巡航速度	: 700 ~ 720 km/h
航続距離	: 2,010 km
離陸距離	: 6,325 m
エンジン	: RR/SNECMA M45H 2基
初飛行	: 1971 年 4 月

#### (5) XTI 社 (米国, デンバー)

6 席の VTOL ビジネス機を開発する計画である。この機体の推進は、左右の主翼に装着され上向きから前向きに 90° 変角できる 2 基と、後胴に埋め込まれる 1 基の合計 3 基のダクテッドファンエンジンによる。

### 2.3 ターボプロップ機

消費燃料が少なく経済性の高いターボプロップ機は、飛行時間の短い近距離区間では依然として需要が高いことから多くの開発計画あり。

#### (1) ATR 社 (フランス, イタリア)

ATR-600 の後継機として、90 席クラス機を検討中。(今後 20 年間で、1,000 機程度の需要を予測)

- ・ 胴体材料：B787 の胴体に使用した複合材よりもアルミ合金が適当と結論。
- ・ 複合材の場合、機外の振動、騒音を透過し易い。
- ・ 胴体外板に先進アルミ合金を使用することにより現行より 7%重量減。  
但し、フロアビーム、バルクヘッドは重量削減、耐食性向上の為、複合材とする。
- ・ 製造法：  
Boeing 社と共同で Mandrel wound-carbon fiber production process  
(円筒形の型に複合材プリプレグを巻いてオートクレーブ処理をして胴体バレルを製造する一体成形手法)を開発。  
→ ターボプロップ機に適用。(Boeing 機と競合しない)
- ・ 90 席用エンジン : PW127 の後継。(燃費 15%以上の改善要)

## (2) Bombardier 社

Q400 (70 席) のストレッチタイプ (90 席) について、現時点で市場投入時期は不確定である。但し、同社にこの開発以外の選択肢はない。胴体は相当に細長く、脚長が今のままでは離陸引き起こしが問題である。

ATR72 に対して高速の Q400 が売れないのは燃費が悪いためである。PWC の検討では、98 席で巡航速度 600 kph の機体で、エンジンパワー 4,500~4,850 kW 以上は不要との結論になっている。

## (3) 中国メーカー

### (a) 西安航空機 :

2015 年運航開始の 70~90 席の MA700 を開発中である。(2016 年初飛行との情報もあり)

MA700 は 26.5 t の機体で、巡航速度 650 kph が可能な 5,000 kW (6,700 shp) の大出力エンジンを想定している。これは最近 Singapore の Changi 空港で低速の ATR72 がジェット機の円滑な運航を妨げるとして、ATR 社の 1 slot をジェット機の 2 slot 分と数えられたことによる。将来の北京空港の混雑などを想定したもので、高高度空港での運行にも適応できる。

### (b) ハルビン航空機

19 席の Y-12 (P&W 社製 PT-6 搭載の双発機)の近代化として、Y-12F を開発中である。この機体の複合材適用率は 7~12%となる予定。

## (4) KAI (Korean Aerospace Industries 社)

- ・ 90 席クラス ターボプロップ機の開発を目指す。(リジョナルジェット機に

は参入しない。) エンジンには P&W Canada 社製を採用する。

- ・ 技術と市場面から海外メーカーの協力が不可欠であるが、自主性重視のため、Q400 派生型を主張する Bombardier 社との協調は成立しなかった。
- ・ この機体は現 Q400 の巡航速度 667 kph より更に速い 680 kph を目指している。

#### (5) Hindustan (インド)

- ・ Hindustan と NAL の共同で開発するリジョナル旅客機 RTA70 は、70 席から 90 席へと大型化する計画で開発費は \$ 726M、2020 年市場投入の予定である。
- ・ この機体の巡航速度は現 ATR72 の 510 kph と同等の 550 kph を目指している。

#### (6) RAI (インドネシア)

インドネシア航空機製造大手レジオ・アビアシ・インダストリ (RAI) は 2014 年 4 月 8 日、フランスのソフト大手ダッソー・システムズ社と共同で、国内線や近距離地域を結ぶ小型ターボプロップ機「R80」(座席数 80 席)の開発・製造を行うことで合意したことを明らかにした。ダッソー・システムズが機体設計を担当し、RAI は機体のプラットフォームを製造し、2017 年に初飛行を予定している。

#### (7) 座席数 70 席－140 席クラス機体の開発トレンド

Seat-Mile コストの観点から、機体サイズの大型化の傾向あり。

即ち、

- ・ 125～140 席クラスの機体から 160～180 席クラスに要求が移行しつつある。(「A319、B737-700」から「A320/A321、B737-800/-900」へ。)
- ・ 110 席以下クラスの機体を製造しているメーカーが、高効率エンジンの採用により、120 席を超えるクラス機体の市場への進出を試みている。
- ・ 70 席クラス機、90 席クラス機は 100 席クラス機に移行しており、70 席クラスのジェット機はターボプロップ機に置き換わっている。

#### (8) 新型ターボプロップ機

燃料高騰と短距離旅客の増大で 2013 年は 1990 年以降初めて、出荷された 20～99 席機の約半分がターボプロップ機であった。500 n.mile 以下の路線では、高高度にて効率よく巡航できるターボファン機より、中高度巡航のターボプロップ機の方が効率が良い。ただターボプロップ機は速度が低いだけでなく、プロペラの騒音、振動で乗客の乗り心地を犠牲にしてきたが、過去長らくプロペラの

研究はされてこなかった。Dowty Propeller 社では数年前には利用できなかった CFD により、性能向上だけでなく、ナセルと翼の干渉を研究し、プロペラ全体の配置を再検討している。8 枚のプロペラ翼を円周方向に不均等に配置したり、4 枚ずつを前後にずらすなどで可聴周波数を変えることも研究されている。NASA と Georgia Tech が米防衛省の次世代ヘリ、無人機のロータを共同で開発した CFD 技術は、Dowty、UTC にも供給されており、数年の内に新型ターボプロップ機の出現が期待されている。

## 2.4 超音速機

### (1) 欧州

#### (a) HiSAC (High Speed Aircraft)

Sukhoi 社 (ロシア)、Alenia 社 (イタリア)、Dassault 社 (フランス) が Environmentally Friendly High-speed Aircraft、HiSAC、Research Project の一環として、SSBJ の研究 (超音速層流翼、カナード翼形状等) を実施している。

#### (b) TsAGI (ツアギ) / Sukhoi 社

- ・ TsAGI (ロシア中央航空流体力学研究所)、Sukhoi 社がサイレント SSBJ の初期設計を開始した。後胴の上部に 4 発のエンジンを搭載し、2 つの垂直尾翼、先細の主翼を有する形状である。
- ・ エンジンは、ファン騒音削減のために吸入口での吸音材面積が増えるように長いナセルに格納され、その搭載位置は、機体の前部及び垂直尾翼を含む後部が地上への騒音を遮蔽するように、幅広扁平胴体の背面位置である。  
この結果、離陸上昇時の主騒音源はエンジン排気になるので、ジェット速度を大きく下げる必要がある。(NASA ではジェット騒音を下げたために、追加のバイパス流路のある “Three-Stream” エンジンを研究している)  
TsAGI では 2025 年にも試作機 (巡航マッハ数は 1.8) の飛行を計画している。

#### (c) HyperMach Aerospace 社 (英国)

2011 年の Paris Air Show で発表した機体を更新し、仕様:「航続距離 6,500 km、最大マッハ数 4.5、乗客数: 35 人」の Sonic Star Supersonic Business Jet を公表した。

エンジンは 65,000 Lbs 推力の H-Magjet 4400 hybrid turbofan ramjet engine であり、Sonic Blue 社（米国）が開発中である。

(2) 米国

(a) Gulfstream 社/NASA

「GulfstreamIV (実機) /新エンジンナセル/Rolls Royce 製 Tay651」にて、エンジン安定動作に関わる地上試験を実施している。

エンジン諸元

- ・ 巡航マッハ数 : 1.7
- ・ 最大出力 (@離陸) : 15,000 Lbs
- ・ バイパス比 : 3

続いて、Supersonic Business Jet の特許申請用図面を公表した。特徴は、伸縮可能な機首、傾斜胴体、可変形状の主翼、ソニックブームを軽減するエンジン・インレット (Relaxed isentropic inlet : エンジン性能を劣化させずに、ソニックブームも低減する様に inlet のを改善) 等である。

(b) Aerion 社

- ・ 超音速ビジネスジェット機 (1.6 M、8~12 席) を提案している Aerion 社は、NASA と共同で実施した飛行試験で主翼が超音速でも大部分で層流を保てる事を確認し、主翼前縁の製造許容誤差を明らかにできたと発表した。一方、去る 5 月に従来の候補エンジンであった P&W 社の JT8D は新たな空港騒音規制を満たすには改修コストが高いため 18 か月以内に新エンジンを選定するとしていたが、GE 社が Passport 20 エンジンの超音速機用に改修することを検討中と明かした。なお、Aerion 社は機体サイズと航続距離を再検討しているとのことである。
- ・ Aerion 社は従来の低バイパス比 JT8D エンジン双発の SSBJ が新騒音基準に適合できないため再設計を余儀なくされていたが、このほど AS2 と名付けた 3 発機案で、2021 年に TC 取得を目指す新戦略を発表した。航続距離を大西洋横断から太平洋横断へ、パートナーとなる OEM (Original Equipment Manufacturer : 他社ブランド品の製造) に一任ではなく共同で型式証明を取得し、生産を目指すことに転換した。自然層流の主翼は残されているが、胴体は客室が Gulfstream 社の G450 と同等になるよう拡大・延長される。尾部搭載 3 発エンジンは各推力 16,000 Lbs が必要で、選定にはなお数か月を要するが、GE 社が Bombardier 社

の Global7000/8000 向けに開発中の Passport エンジンの提案に興味がある。主翼は前縁がチタンの複合材だが、胴体の材料は未定。テーパした胴体でも

効率的に製造できるなら複合材にしたいと述べている。また設計終了後は従来のように 1 社の OEM に全てを委ねるのではなく、Aerion 社が認証取得と生産を自ら管理して、複数の OEM に詳細設計、サプライチェーン管理、部材認証を委ねる。また初期概念フェーズまでは Aerion 社が資金を負担し、パートナーには負担を求めないとしている。

- Aerion 社は過去 10 年に \$100M 以上を投じて、New York~London を 4 時間以内で飛行できるビジネス機の基本設計を行っている。価格は \$100M 以上とのこと。超富裕層から 25 万ドルの前渡金で 50 機分の LoI を得ており、今後 20 年で 600 機の需要を予測している。ただ Global 6000 の \$60M に対し高価であり、燃費も悪くて運航費も高いので、「売り」である「プライバシーと時間短縮」の価格に対する価値を疑う人もいる。しかし Gulfstream 社でも  $M = 0.925$  で巡航できる \$65M の G650 の人気が高く、引渡しは 2017 年との有様で、超高価格は問題ではないとみている。Boston の Spike Aerospace Inc. では巡航速度  $M = 1.6$  の S-512 を 2018 年に就航させるとしている。この機体は抵抗減のため窓がなく、内装壁の大型スクリーンに外景を投影する。NASA は 2010 年以来、Boeing 社及び Lockheed Martin 社と共同で陸上超音速飛行に必要な低ブーム形状を研究してきたが、実用化は 2025 年以降としている。そこで Aerion 社は巡航速度を海上では  $M = 1.6$ 、陸上では亜音速飛行としている。
- Aerion 社と Airbus 社防衛宇宙部門は小型超音速輸送機開発での協調に合意した。Airbus 社は上級技術者を Reno に派遣して、民間機の空力、構造、FBW 飛行制御および認証取得に関する専門知識を提供する一方で、Aerion 社は超音速機に関するこれまでの膨大な研究成果、固有の設計ツール、特許取得済みの空力形状で Airbus 社の高性能機開発を支援する。Aerion 社の SSBJ AS2 はマッハ 1.6、12 席、4,750 n.mile、最大離陸重量 = 52,200 kg で、2019 年初飛行、2021 年就航を目指している。超音速飛行が許される領域では航続性能最大の  $M = 1.4$  で、超音速飛行禁止の陸上では  $M = 0.95$  で、ソニックブームの影響が小さければ超音速飛行が許される陸上では  $M = 1.15 \sim 1.20$  で巡航する。2018 年から適用になる空港騒音基準 Stage5/Chapter14 に適合するために、従来の JT8D 双発

から新エンジン 3 発とし、離陸時には低騒音化のため最大離陸推力を絞る。機体は軽量複合材構造とし、主翼の 90%層流化により抵抗を 20% 下げる。まずは超音速飛行に適した LBP エンジン開発のためのコア・エンジンを選定し、次いで Tier1 サプライヤー選定を始める。価格は \$100M 以上であり、20 年で 600 機の需要を見込む。

- ・ *Aerion* 社は *AS-2* に関して、2014 年、*Airbus* 社防衛宇宙部門と設計及び型式証明取得に関する協働に合意した。2021 年初飛行、2023 年就航が目標で、欧州のサプライチェーンで製造した主要部材を、米国の港湾隣接工場で最終組立を行う。*Airbus* 社は複合材胴体構造をアルミに変更することを促すなどで参画度合いを深めているが、実は超音速ビジネス機よりも、その高亜音速  $M=0.95$  での層流翼技術の方に興味があると見られている。2014 年に立案した計画に対して早くも 2 年遅れとされているが、設計には未だ幾つかの問題がある。その一つは、2014 年に ICAO が制定した新騒音基準であり、従来の低バイパス比の *JT8D* に代わる推力 17,000 Lbs クラスの新エンジンが必要になったことである。一方、ICAO と FAA は機体サイズで騒音基準を変えていることから、機体の速度や経済的影響の大きさの観点からも騒音基準に柔軟性を持たせるように陳情している。

(c) Boeing 社

この 10 年間、Sonic Cruiser の概念検討が続けられてきており、騒音低減、低ソニックブームを実現する形状について 2012 年 4 月に特許を取得した。

特徴は次の通り。

- ・ 主翼前方にカナード付き、主翼はデルタ翼とする。
- ・ エンジンを主翼上面、垂直尾翼間に設置し、更に排気口を可変シェブロンとすることにより空港騒音を低減する。

(d) NASA 資金を使った超音速機の研究

(i) NASA

- N+1 (近未来)、N+2 (2020~25 年)、N+3 (2030~35 年) の各時点で利用可能な技術による超音速機の研究に加えて、
  - ・ LANCET (Lift and Nozzle Change Effect on Tail Shock)
  - ・ Quiet spike
  - ・ SCAMP (Superboom Caustic Analysis and Measurement Program)

・ WSPR (Waveform and Sonicboom Perception and Response) 等のプログラムが進行中である。

更に、2012年に、米空軍と Lockheed Martin 社が共同研究を行った X-56A MAD (Multi-utility Aeroelastic Demonstration Program) を引き継ぎ、2012年秋には、FaINT (Farfield Investigation of NO Boom Threshold) にてソニックブームに関わる諸現象を観測した。(このプログラムには、JAXA、他が参画している。F/A-18の超音速飛行によりソニックブームの諸現象について、地上、上空で計測を行い、ソニックブームが地上に到達しない現象、上方に伝播して数100マイル前方の地上で遠雷の様に聞こえる等の現象を観測した。これらの現象は飛行条件、気象の差異に敏感であった。)

NASA では、今後、ソニックブームのレベルを操縦室に表示し、パイロットが速度、経路、形状を変化させてレベルを調整することが可能となる様なシステムの研究及び空港騒音、高高度大気汚染、エンジンの材料/軽量高強度構造、細長い機体の空力弾性等の課題の解決を目指した研究を続ける予定である。

- NASA は 2009 年に Lockheed Martin 社と Boeing 社に別々に低ブーム超音速機の初期設計とその模型風洞試験を委託し、Lockheed 社は 3 発の 100 席機を、Boeing 社は翼上にエンジンを装備した特異な形態の 70 席機を提案して、研究を続けている。NASA の机上解析では、105PLdB のソニックブームを 75PLdB まで低減可能であるが、2013 年に報告された風洞試験結果においてこれが確認されたことから、次のステップとして、実飛行で検証する X-Plane 計画の承認を求めるといった。重量 300,000 Lbs までの機体のブーム音響特性を模擬できる離陸重量 25,000 Lbs、長さ 100 ft の X-Plane による飛行実証データは 40 年以上前に決められた陸上超音速飛行禁止の規制を覆せる可能性がある。2 月に予算が承認されれば、2017 年迄に詳細設計を行い、2019 年に初飛行が可能となる。

ICAO は CAEP (航空環境保護委員会) の中に超音速機グループを設立し、基準を変更するには代表的な機体の実飛行による市民の反応データ、反応を測定する方法の検証および機体承認手順の確立が必要であるとしている。NASA の二人の科学者、Richard Seabass と Albert George は民間機の陸上超音速飛行が禁止された 1969 年頃までに、機体のサイズおよび形状とソニックブームを関係付ける基本数式を開発していた。2003 年に NASA はその数式を適用して Northrop F-5E の

機首形状を改修し衝撃波の圧力上昇緩和を実証したが、機首形状の変更だけでは不十分なことが判明し、低ブーム化のための全機形状最適化に新たな設計ソフトが必要になり、低ブーム形状が抵抗増を招く問題を解決する必要も生じた。他の問題は人間の耳に対する許容度で、F-15A によるフィールド試験と地上の音響室での聴感試験で、70~80 PLdB の目安を得た。これは室内で車の通過音を聞く程度である。これが実現可能と確信したことが、X-Plane の予算要求に繋がっている。Lockheed 社の機体 1044-2 は Concorde と同じ 100 席機で直接比較できるが、航続距離 3,900 n.mile より 40% 長く離陸重量は 185 ton より 14% 軽い。Lockheed 社の設計も Boeing 社の設計も共に低ブームの要求を満たしながら、燃費は NASA の 300% 向上要求に対し 250% を達成している。1044-2 は Concorde の RR 社製 Olympus エンジンの重くて複雑なインレットに対し、緩慢な圧縮と無抽気のインレットを使用し、GE 社が米空軍と研究している可変サイクル・エンジンを採用している。ただ 2021 年以降強化される空港騒音基準に対し更なる努力が必要とされている。

(ii) Lockheed Martin 社/NASA

Lockheed Martin 社は、NASA の N+2 研究で、経済的運航が可能な低ブームの SST の概念設計を実施し、その結果、巡航マッハ数：1.7、航続距離：5,000 nm（太平洋路線）/4,000 nm（大陸横断）、座席数：80 席の仕様を目標にするとの結論を得た。

(iii) Boeing 社/NASA

N+2、N+3 の資金にて、「低ブーム技術」、「構造、材料、推進、システムの要素技術」、「市場性」を研究中である。低ブーム SSBJ は 2020 年頃実現可能であり、2030 年~2035 年には大型 SST の実現が可能との見直しを得ている。

(iv) Gulfstream 社/NASA

超音速ビジネスジェットのスニックブーム基準策定に向けて研究中である。

(e) Spike 社

Spike 社が、巡航速度  $M = 1.6$ 、最高速度  $M = 1.8$ 、乗客 18 人の超音速ビジネス機 Spike-S512 を開発中である。価格は \$ 80M で、New York~London を

4 時間未満で飛行できる。(FAA が陸上超音速飛行を禁止していること、Boeing 社、Lockheed Martin 社、NASA が、ソニックブーム低減のために超音速機の設計を見直しているが、いまのところ成果は出ていないことから、海上飛行時間を示している) Spike 社には Airbus 社、Bombardier 社、Gulfstream 社出身の技術者がおり、世界初の超音速ビジネス機の製造を目指す数人の企業家や投資家なども加わっている。完成時期は 2018 年末が目標である。

Spike Aerospace 社が、以下の変更を行うことを明らかにした。

- ・ エンジン搭載方式 (即ち後胴背面搭載) を変更する。
- ・ エンジン (JT8D) は 2020 年からの ICAO の騒音規制 Chapter14 を満足しないのでエンジンを換装する。
- ・ V-tail を通常の尾翼形状に変更する。
- ・ 航続距離を 3,500 nm から 5,000 ~ 6,000 nm に延長する。

#### コメント；

超音速機であるが、主翼形状は Aerion 社、Spike 社共に短形である。(後退角大/小アスペクト比の翼ではない) これは、翼面上のクロスフロー (翼根から翼端方向の流れ) による乱流遷移に伴う抵抗増を避けて、流れの方向を比較的、層流化の容易なコード方向とすることを狙った為であろう。更に、この形状は、ビジネスジェットの使用目的に沿う様 (アクセスの利便性) に良好な離着陸特性をもたらすことにもなる。

→ 超音速流の層流化デバイスに装備技術が適用される。

## 2.5 回転翼機

Agusta Westland 社が 2013 パリエアショーにて”Project Zero”ティルトロータ技術実証機を展示した。これは全電気無人ティルトロータ機であり、回転翼機の新技术を実証する様に設計されている。主翼に埋め込まれたティルトロータで垂直上昇及び水平飛行を行い、揚力の大半は固定翼で得られる。なお、同社は 2017 年を目標にティルトロータ AW609 を開発中である。

### 3. 自動車業界から航空機業界への参入について

#### 3.1 航空機技術の特徴—自動車技術との違い

自動車業界から航空機業界に参入する際の分野、技術項目等について検討する際に、両者の技術上の基本的な違いを認識しておくことが重要であるので、これについて以下に纏める。

##### (1) 安全性／信頼性

航空機の場合、システム故障に対して、「飛行の続行及び着陸」が安全に行えない様な故障の発生確率は **extremely improbable**( $10^{-9}$ 回以下／飛行時間)であることが要求される。自動車の場合は、システム故障に対して路面上での処置となり、要求される故障発生確率は、航空機の場合程厳しくは無い。

##### (2) 厳しい環境条件

航空機搭載装備品／システムの環境条件は以下の通りで、自動車の場合より厳しい。

- ・ 温度 :  $-45 \sim +70$  (°C)
- ・ 気圧 :  $4.44 \sim 169.73$  (kPa-abs)
- ・ 振動 : PSD 0.08 ( $G^2/Hz$ )
- ・ 湿度 : (上限)  $95 \pm 4\%$
- ・ 衝撃 : 通常運用 6 (G)、耐クラッシュ 20 (G)
- ・ 運用定加速度 :  $-1.0 \sim +n$  (G)  
 $n = 2.1 + 24,000 / (W + 10,000)$ 、W: 離陸重量 (Lbs)

##### (3) 重量軽減

航空機の飛行中の空力抵抗は摩擦抵抗と揚力依存抵抗の和であり、後者は、揚力の増加に対応して大きくなる。(自動車の場合は揚力依存抵抗は殆どゼロ)

例: ある装備品 E の重量が 50 kg 増加すると、航空機の場合、離陸重量は 100~150 kg 程度増加する。(航空機の飛行性能は殆どの場合、重量に比例して劣化する。)

##### (4) 離陸・着陸フェーズの存在

自動車は、「速度ゼロ—>走行速度—>速度ゼロ」を連続的に状態変化無しに可能であるが、航空機の場合、失速速度までの加速、失速速度以下の減速・停止は地上で行うことになり、離陸・着陸フェーズが存在し、ここで状態変化を起こさざるを得ない。この困難さ故に、航空機の事故の 7 割 (時間比率に換算すると更に深刻になる) はこのフェーズで発生する。

例：離着陸時のパイロットワークロードの軽減、空港騒音の低減の必要性

#### (5) 操縦者のワークロード

航空機の場合、自動車と比較して、操縦士のワークロードは極めて大きい。即ち、航空機は3次元空間の運動であり、自由度が6（重心速度：3方向、回転：3軸周り）、操縦デバイスは4（縦、横、ペダル、スロットル）であり、自動車の場合より操作が複雑である。また、事故に繋がる要因が多いことから、飛行中、注視すべき情報（計器、周辺の目視、管制・他機との交信）も多い。緊急時には、故障部位を除く残った正常構成品の機能を駆使して飛行を続行し（その場に止まることはできない）、着陸まで安全に操縦しなければならない。

### 3.2 ニーズと新技術

#### (1) 社会及び運用者からのニーズ

航空機、自動車に対するニーズは下記の通りで、殆ど同等である。

環境適合性（含：省エネルギー）

安全性、

経済性（含：省エネルギー、定時性、整備性）

#### (2) 新技術の志向

前3.1項にて述べた如く、要求レベルに差異があるが、航空機技術の目指す方向は自動車のそれと殆ど同等である。

即ち、

軽量化、

燃料消費率の向上

電気化、

自動化、

マンマシンインターフェース改善、

高密度運航（航空機）／交通流円滑化（自動車）

### 3.3 参入分野

自動車業界から航空機業界への参入分野の候補は以下の通りである。

#### (1) 搭載システムのエネルギー源としての電池

当面は、航空機の数10kWクラスの非常用電源／機内分散電源に採用することを狙って、「固体高分子型燃料電池」を使用したシステムを開発する。その後、高効率が期待できる「固体電解質型燃料電池」の技術進捗に基づき、数100kW

からメガワット・クラスの補助電源又は主電源への採用へと展開していく。

ここで航空機用としての技術課題は以下の通りであり、

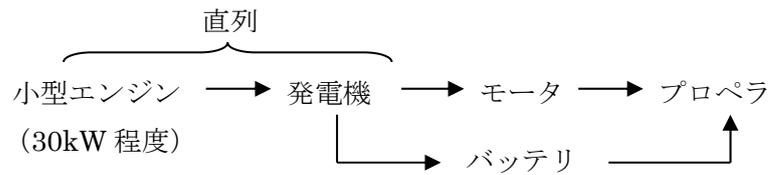
- ・ 小型／軽量化  
システムレベルで出力密度 1~3 kW/kg を達成すること。
- ・ 耐運用環境性  
厳しい運用条件（加速度，振動，衝撃，温度等）のもとで、短いシステム  
起動時間及び起動・停止の繰り返しサイクル運転ができる作動信頼性の  
確保すること。

これらの課題に対して、自動車の燃料電池の開発過程で得られた知見の活用が  
考えられる。

## (2) 電気推進システム

現在、以下の通り、航空機の電気推進としては、全電動方式（電動モータ使用，  
超電導モータ使用），ハイブリッド方式（直列式，並列式）の 2 方式が考えられて  
おり、パワーにおいて大きくかけ離れているが、自動車電気駆動システムの要素  
技術及びその開発の過程で得た知見等の適用により、課題解決が期待できる。

- ・ Yuneec 社  
2009 年 6 月、e430 がリチウムバッテリー／電動モータ推進による飛行に  
成功した。充電時間 3 時間、充電費用 5 ドルにて 1.5~3 時間の飛行が可能で  
ある。
- ・ Cessna 社  
Bye Energy 社と共同にて Cessna172 の電気推進システムを開発中である。
- ・ Sikorsky 社  
S-300C のエンジンをリチウムイオンバッテリー／電動モータ  
(Hybrid 社製) に置き換える。
- ・ Diamond 航空機社／Siemens 社  
2011 年パリエアショーで展示された「ハイブリッド方式の電気航空機：  
E-Star（二人乗り機体）」のコンセプトは下記の通り。



(離陸・上昇時に使用する)

- 電池のエネルギー密度として現状の 2~3 倍が実現できればエンジンは不要となる。
- モータ出力が現状の 10 倍程度までなら、上記コンセプトで良い。100 倍以上では、超電導モータとすべき。

- Pipistrel 社 (スロベニア)

200 馬力のエンジンと電動モータ併用の 4 人乗りハイブリッド型航空機を開発中である。燃費は 10 gal/H で、同クラス機の 50%程度となる。

- EADS 社

EADS 社が 2011 年パリエアショーで超電導モータ使用の電気航空機を展示した。

コンセプトは下記の通り。

- 推進 : 機体前部のコンテナ内の電池で、機体後部のモータを使ってシュラウド内の反転プロペラを回転。
- 電池 : エネルギー密度 1,000 kW/kg  
(現リチウムイオン電池の 5 倍のリチウムエア電池となる)
- モータ : パワー密度 (目標値) 7~8 kW/kg の超電導タイプ。  
(液体窒素で高温部を冷却要)

2010 年 9 月に IW (EADS Innovation Works) と ACS (Aero Composite Saintonge) は 9 馬力のピストン双発機を電気モータ×4 で置き換えた、375 Lbs の単席 Cri-Cri を飛行させ、今年末には電動ダクテッド・プロペラで訓練機 (座席数: 2) を目指す E-Fan の飛行を計画している。Cri-Cri と E-Fan は蓄電池によるものであるが、2011 年 6 月に EADS 社と Siemens 社及び Diamond 航空機はハイブリッド電気駆動システムを試験するために、HK36 モータグライダーを改修した DA36 E-Star を飛行させるためのチームを組み、1 年後の 2012 年 6 月に小型 Wankel エンジン、発電機及び蓄電池からなる 80kW 直列ハイブリッド駆動システムによる E-Star 2 の飛行に

成功した。E-Fan と E-Star は EADS の CO<sub>2</sub> 排出削減に向けた電動航空機研究の一環であるが、他に RR と共同で商用機の主翼に分散して埋め込んだ電動ファン×6 をタービンエンジンで駆動する E-Thrust 概念の研究もある。また EADS 社と Siemens 社はミュンヘン工科大学との PowerLab で、300～600 kW の軽量・高効率の発電機・モータについて 4 年に亘る研究をしており、その後 300 kW 単発から 600 kW × 4 発までの実証機が想定されている。これらは欧州航空研究革新勧告委員会が 2050 年までに 2000 年比で CO<sub>2</sub>;50%減、NO<sub>x</sub>;90%減、騒音;65%減を環境保全の目標と決めた EC の Flightpath 2050 計画を支援する EADS 社の研究である。Cri-Cri の E-Fan は GA 用訓練機として実用化可能で、主翼内の蓄電池×2 が推力 340 Lbs のダクテッド・プロペラを駆動し、タクシー、離陸加速時には中央の主脚を駆動する。E-Star 2 は Siemens 社の軽量小型電動モータによる直列ハイブリッド駆動で、発電機は Austro Engine の小型 Wankel エンジンで駆動され、EADS IW 社が主翼内の蓄電池 × 2 を用意する。モータは 65 kW を連続して供給でき、離陸上昇では蓄電池で 80 kW まで増強され、巡航中は内燃機関が常時 30 kW でファンの駆動と蓄電池の再充電を続ける。PowerLab は動力密度は 10 kW/kg が目標で、Siemens 社によると遠くない将来にメガワット・クラスの動力系統が可能となり、50～100 席機に適用して CO<sub>2</sub> 排出を 25%削減できるとのことである。

- Airbus 社

2011 パリエアショーにて、Airbus 社のハイブリッド電気旅客機、即ち電池とガスタービン発電機で駆動される電気ファン・モータ及びメガワット級電力からの発熱を避ける技術等を含む“E-Thrust”が 2050 年代の機材として展示された。Airbus 社はこのアイデアを 90 席リジョナル機計画として推進しようとしている。3 年以内に全電気 2 座席機を市場に投入し、続いて大型化したハイブリッド派生型の“E-Thrust”を開発する計画である。大型化は容易でないかもしれないが、極めて静かな 2 座席原型機は空港騒音の重要性を示すであろう。Airbus 社は、最終的には 90 席リジョナル機を目指す「ハイブリッド電気推進システムによる軽飛行機」の商品化を進める。騒音、CO<sub>2</sub> 排出を大幅に削減する実用的電気ファン推進システムは夜間便を禁じているリジョナル路線を開拓し、Bombardier、Embraer が卓越しているリジョナル機市場参入への道を開くであろう。90 席 E-Thrust の開発日程は不明であるが、4 月 25 日に Bordeaux-Merignac 空港にて E-Fan 純電気双発原型の初飛行が公開され、今後生産される 2 席及び 4 席機が発表された。Airbus 社は、60 kw 双発原型機の飛行は E-Thrust が必要とする電力密度 10 kW/kg のメガワット級に向けた技術的に大きな第一歩だとしているが、電池技術の

開発も重要だと指摘している。なお E-Fan は子会社の Voltair 社が製造販売を行う。

- NASA

NASA ではハイブリッド分散電気推進が民間航空での格段の進歩となるかを確かめる為に地上及び飛行試験での研究が始まる。11 月には先ず幅 31 ft の翼に 18 個の電気駆動プロペラを装備し、トラックに搭載しての走行試験で利点を検証する。次の 5 年で、全電気ジェネラルアビエーション、ヘリコプター、タービン／電気複合リジショナル機、安全とエネルギー効率向上のために機体の周囲に多くの小さなエンジンを分散配備した大型輸送機に適用できる「1~2 MW の発電可能な小型高密度電気モータ」の技術も開発する。分散電気推進は空力と推進効率を劇的に改善し、騒音／汚染排気／エネルギー・コストを低減する。ジェネラルアビエーションでは更に安全、乗心地、高運航費の改善にもなる。但しペナルティもある。即ち、蓄電池の重量当たりのエネルギー保有は航空燃料より大幅に劣り、価格も高い。ただ電気モータは広い回転数範囲でタービンやピストンよりも効率が高く、重量当たりの出力も大きい。静かで、小さく、信頼性が高く、汚染排気も少なく、エネルギー・コストも航空燃料より低い。そして航空機設計に重要なことだが、効率と重量当たりの出力はサイズによらない。大きなペナルティ無しに、大きなモータと同じ出力を多くの小さなモータで出力可能で、それらはどこにでも搭載できる。

- P&W 社

P&W 社によると、電気航空機の技術は進歩を続けているが、技術の革新的飛躍が必要である。第一に B737 程度の商用機では巡航中に 10 MW を必要とし、電池技術は 50~100 倍改善されねばならないと考えている。今の技術では 1/100 の距離しか飛行できない。このようなエンジンを作ることはできるが、新たに複雑な超電導技術を必要とする。この場合、乗員、乗客を保護する為に電磁遮断壁が必要となり、更に重量が増加する。

- RR 社

RR 社では過去 10 年、エンジンを航空機の他のシステムを含めて最適化するために、自らの製品が組み込まれる他のシステムを理解する必要があり、電気技術、電子工学および制御の技術を高めてきた。例えば客室空調は従来はエンジンからの安価な抽気によってきたが、特に離着陸で大きな推力が必要なときは最適ではなく、B787 では発電機による電力に代えた。防氷系統

も熱い抽気に代えて伝熱マットが B787、C-Series で採用された。他にもエンジンで直接機械的に駆動された油圧系統のポンプは車の油や水のポンプと同様に電力で駆動される方が、単純で効率が低い。多くの系統を電気系統に含めることで、個々の系統の臨界要求に対する過剰仕様を緩和する効果も期待できる。欧州が研究する E-Thrust 計画ではガスタービンで発電した電力で、分散配置された複数のファンを駆動し、機体表面の境界層を吸入して推力を得ることで数 10% の効率向上を目指している。更には電気系統の重量は増えても、推力偏向により揚力を得ることで主翼を縮小し、効率向上を図ることも考えられる。

- ・ **トヨタ社、JAXA、NASA**

2014 年末にトヨタ社は温室効果ガス (GHG) 無排出車としては最長の走行距離を有する水素燃料電池車の量産を始めた。これが水素燃料の将来性に関する議論を再燃させている。宇宙分野では数十年燃料電池を使っており、無人機メーカーも電池を燃料電池に置換して滞空時間を延ばしてきた。しかし商用機向けの技術は未確立である。最近では GHG 排出の削減を目指して、短期的には 4 席のジェネラルアビエーション機から長期的には B777 サイズの長距離機までの電動航空機に対し燃料電池の有用性が見直されている。自動車、無人機では PEM (Proton Exchange Membrane = 陽子交換膜) 燃料電池が使われてきたが、最近では燃料のエネルギー転換効率が高く、水素以外の燃料も使える高温 SOFC (Solid Oxide Fuel Cell = 固体酸化物燃料電池) が研究されている。航空燃料との比較で電池のエネルギー密度が低いことと航空機向け水素燃料供給施設がないことから、NASA は SOFC を用いる電動軽飛行機の初期研究を始めた。一方 JAXA では、ターボ・電気複合分散推進による将来の大型機のために、SOFC・ガスタービン複合システムを検討している。これは水素とジェット燃料の双方を使う。NASA の初期研究では、電池性能、安全問題および空港での供給インフラの欠如という電動航空機の 3 障害に取り組むために、軽飛行機の実証機への転換を計画している。その計画では Boeing 社が DARPA の無期限滞空無人機 “Vulture” のために開発した燃料電池技術を使う。

“Vulture” は夜間の動力供給のために太陽エネルギーを貯蔵して動力に再生する装置を持っている。

- ・ **国際共同研究の必要性**

電動旅客機実現には動力の貯蔵、転換、伝達の問題を解決する必要がある。Airbus 社は、電気および複合電気自動車の走行距離延伸に必要な電気/機械

エネルギー貯蔵の R&D について、Chrysler 社、Ford 社および GM 社が米先進電池組合を形成しているのと同様に、航空業界の共同研究を提案している。Airbus 社は欧州 2050 年航空ビジョン（2000 年比で CO<sub>2</sub> ; 75%減、NO<sub>x</sub> ; 90%減、騒音 ; 65%減）の環境保護目標を達成するための手段として、電気推進に取り組んでいる。その“eThrust”概念は複合電気推進旅客機で、タービンで発電して電池に貯蔵し、超電導電線とモータにより主翼後縁上面に埋め込まれた分散ファンを駆動する。2017 年には 4 席の複合電気推進軽飛行機 E-Fan4.0 を製作する。eThrust には kW → MW、100 Amp → 1,000 Amp、250 Volts → 1,500 Volts への飛躍が必要になる。E-Fan1.1 はエネルギー密度 180 Wh/kg のリチウム・ポリマー電池によったが、商用 eThrust では最低 800 Wh/kg が必要となり、Airbus 社、Boeing 社、Lockheed Martine 社、GE 社、UTC 社、Siemens 社、更には FAA や EASA も含めた共同研究組合が必要であろう。

(3) その他

(a) 操縦・運航の自動化

自動車の場合、混雑した道路での自動運転技術が追求されており、航空機の運航機数増加に対応した高密度運航技術への適用に有効に活用される可能性がある。

(b) 衝突防止システム

自動車の衝突防止システム技術を次世代の空中衝突防止システム即ち「接近情報の提供と、垂直方向だけでなく水平方向も使って操縦士に指示する」システムの要素技術への適用が期待できる。

(c) 衝撃解析手法

自動車の衝撃解析シミュレーションシステムを、航空機分野における鳥との衝突シミュレーション解析やタービンブレードの異物衝撃解析システムに適用できる。

(d) 音質

自動車ドアを閉じる時の高級感ある音質の発生技術を航空機、特にプライベート・ジェット機、SSBJ 等に適用することが期待できる。

### 3.4 新製品の創出

欧米のベンチャー企業が、自動車／航空機の融合製品として“空飛ぶ自動車”を開発している。

現時点での欧米の開発状況は以下の通りであり、未だ未完成であることから後発から挑戦の余地あり。

#### ○ 米国 Scaled Composites 社

ハイブリッド方式（並列型）の飛行自動車：BiPod

（モデル 367）を開発中である。

速度	:	200 mile/h
航続距離	:	700 mile
胴体	:	双胴
車輪	:	4 輪
駆動	:	エンジン → 後方 2 輪、エレベータ、プロペラ リチウム電池 → プロペラ

#### ○ 米国 Terrafugia 社

- ・ **Transition** と呼ばれる空飛ぶ自動車は、2007 年当時に MIT の学生だった設計者が始めた計画で、2009 年の初飛行以来 100 時間以上の飛行試験を続けている。高速道路を走って空中を飛行することは予期した以上に難しく、実用化は 2016 年が目標となっている。自動車と航空機双方の安全規制当局は説明を受けており、CFRP 製の機体重量は初期より重くなり、複雑化し、予定価格は約 28 万ドルである。
- ・ **2012 年 3 月に量産原型機が初飛行し、FAA の LSA（軽スポーツ機）型としての認証を目指している。4 輪、並列二人乗りであり、主翼は両座席の間に畳み込み、100 hp の Rotax 912 エンジンで後輪及び 2 尾翼の間のプッシャープロペラを駆動する。100 mph で飛行し 65 mph で走行可である。LSA の限界である“最大離陸重量 1,320 Lbs 以下、失速速度 45 kt 以下”に対して、“1,800 Lbs、54 kt”の例外を申請している。**

#### ○ フランス Vaylon 社

高度 300m 以下を飛行する“空飛ぶ自動車”を研究しており、既に特殊用途を評価している仏軍用調達部門 DGA と共同実験を行った。民間用では 10 万ユーロ（13.2 万ドル）での販売を目指している。

○ スロバキア政府

2017年完成まで3年間の支援を決めた“AeroMobil 3.0”は2014年10月に初飛行、この5月に事故で900 ftから落下傘で回収され、運転手は無傷であり、機材は補修後に飛行を再開する。これは4輪、並列二人乗りであり、主翼は後方に折畳み、100hp Rotax 912 エンジンで前輪とプッシュャープロペラを駆動する。124 mph で飛行し 99 mph で走行可である。離陸路長短縮のため主翼取付角が可変であり、離陸速度は 81 mph、離陸路長 660 ft。失速速度は 37 mph である。

○ オランダ

“PAL-V” (Personal Air and Land Vehicle) は2012年に初飛行。3輪、前後二人乗り、240hp エンジンにより空中はジャイロコプタで、2翼のロータとプッシュャープロペラを展開し、尾翼は後に伸び、ロータマストは上に伸びる。飛行速度は 31~112 mph、離陸路長は 540 ft である。

○ Samson Motor 社

機体名 “Switch blade” は3輪、並列二人乗り、主翼は前方に折畳まれ車体の下に格納され、垂直尾翼には2枚の方向舵がある。道路ではモータサイクルとして、空中では FAA のアマチュア製実験機としての認証を目指している。180hp Motus V4 モータサイクル・エンジンで後輪とその間にあるダクテッド・プロペラを駆動し、160 mph で飛行し 100 mph 以上で走行可で、\$ 95,000 で販売予定である。

○ Carplane 社

Carplane (社名と機材名が同じ) は独 Braunschweig にあって、EU と Lower Saxony 州の資金で原型機が製作された。双胴型で、間に着脱式主翼を格納する。151hp エンジンが地上では車輪を、空中ではプッシュャープロペラを駆動する。260 ft 以内で、45~50 kt で離陸し、260 ft で着陸停止できる。欧州の VLA (Very Light Airplane) 基準での認証を目指していて、主翼の着脱式では制限の 750 kg より軽い、自動展開・格納機構付では 795 kg となり、例外申請を要する。

---

平成27年度 航空機関連技術動向調査  
報告書

平成28年3月

製作発行：中部経済産業局、一般社団法人中部航空宇宙産業技術センター  
協力：中菱エンジニアリング株式会社

---