

PW1100G-JM エンジンプログラムの概要

Development of PW1100G-JM Turbofan Engine

守屋 勝 義 航空・宇宙・防衛事業領域民間エンジン事業部技術部 主幹
 岡田 拓 也 一般財団法人日本航空機エンジン協会 IAE プロジェクト部 付部長
 西村 圭 司 航空・宇宙・防衛事業領域民間エンジン事業部 副事業部長

PW1100G-JM エンジンは、エアバス社が開発した A320neo の搭載エンジンの一つに選定された次世代エンジンであり、株式会社 IHI は一般財団法人日本航空機エンジン協会のもとプログラムに参加し、開発を行った。本エンジンは、先進ギヤシステムを適用した GTF 形態を採用して高い推進効率を実現し、かつ先進複合材技術や最新要素技術を組み合わせ、燃料消費率、排出ガス、騒音レベルの改善を図っている。本稿では、PW1100G-JM エンジンプログラムの概要と採用された先進技術を紹介する。

The PW1100G-JM is one of the next-generation turbofan engines that has been selected to power the Airbus A320neo (New Engine Option). IHI participated in the PW1100G-JM program as a member company of the Japanese Aero Engines Corporation (JAEC). The PW1100G-JM employed the Geared Turbo Fan (GTF) system and delivers improvements in terms of fuel efficiency, emissions and noise by using state-of-the-art composite materials and component technologies. This paper presents an overview of the PW1100G-JM program and new technologies that have been used in the engine.

1. 緒 言

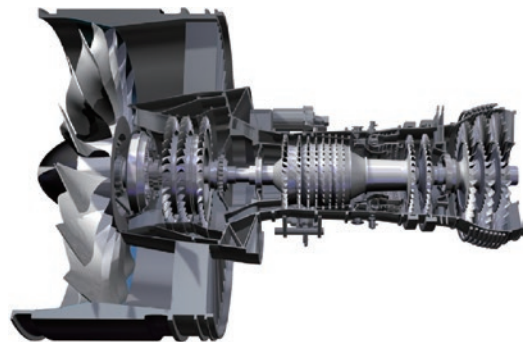
エアバス社（フランス）は、従来型の A320 型機のエンジンを最新型に換装することによって、機体側改造を最小限にしつつ、燃費 15% 節減、NO_x 排出量国際基準比 50% 削減、機体騒音 50% 低減を達成した A320neo (New Engine Option) を開発した^{(1),(2)}。第 1 図に A320neo の外観を示す。その A320neo に搭載するエンジンの一つに選定された PW1100G-JM を第 2 図に示す。Pratt & Whitney (P&W 社, アメリカ), 一般財団法人日本航空機エンジン協会 (JAEC), MTU Aero Engines AG (MTU 社, ドイツ) の 3 者で、共同事業体 International Aero Engines LLC (IAE LLC) を設立して、本エンジンを国際共同開発した。

IHI は、JAEC の構成メンバーとして参画している。な



(提 供 : エアバス社)

第 1 図 A320neo の外観
 Fig. 1 Airbus A320neo aircraft



(提 供 : P&W 社)

第 2 図 PW1100G-JM 断面図
 Fig. 2 PW1100G-JM cutaway view

お、JAEC は公益財団法人航空機国際共同開発促進基金 (IADF) から助成を受け、本エンジンの開発事業を進めた。

PW1100G-JM は、先進ギヤシステムを適用した GTF (Geared Turbo Fan) 形態を採用し、バイパス比を約 12 まで増加させて高い推進効率を実現し、かつ先進複合材技術や最新要素技術を組み合わせ、燃料消費率、排出ガス、騒音レベルの改善を図っている。

本稿では、PW1100G-JM エンジンプログラムの概要、および IHI が担当した部位の技術的特長を述べる。

2. PW1100G-JM 開発概要

2.1 開発経緯

エアバス社が開発した中小型民間輸送機 A320neo ファミリー機は、従来型の A320 ファミリー機のエンジン（V2500 および CFM56）に換えて、最新型のエンジンを搭載することによって、経済性、環境適合性を大幅に向上させることができた。

欧米主要エンジンメーカーは、それぞれ新しいエンジンを提案し、2010年12月、P&W社のPW1100G-JMとCFM International社（Snecma社（フランス）とGeneral Electric Company（アメリカ）の合弁会社）のLEAP-1Aが選定された。これらの新エンジンの実現には、安全性の確保を前提とした厳しい要求に応える最新技術の適用が必要であった。P&W社は、新エンジンをV2500の後継エンジンと位置付け、V2500国際共同事業のパートナーであるJAECおよびMTU社に対し、これまでの実績に対する信頼や保有する最新技術に対する期待から、開発事業への参画を要請した。JAECはこれを受け、P&W社およびMTU社と詳細にわたる協議を行い、同事業へ参画することを決定し、2011年9月に共同事業覚書に調印した。

JAECは、PW1100G-JMプログラムにV2500のときと同じ23%のシェアで参画し、ファン、低圧圧縮機、低圧シャフトおよび燃焼器の一部を担当している。MTU社は18%のシェアで低圧タービンと高圧圧縮機の一部を、P&W社はそれ以外の部位を担当している。IHIは、V2500プログラムにおいてファンモジュール主要部品などを担当し、JAEC内では65%のシェアで参画した。本エンジンにおいては、同様にファンモジュール主要部品などを担当し、JAEC内で60%のシェアをもつ。

2.2 市場規模予測

現在、120から220席クラスの中小型機市場において、ボーイング737、エアバスA320などの既存機種が約12,000機運航している。このクラスにおける今後約20年間の市場規模は、機齢を考慮した場合、現在運航している12,000機のうち6,000機程度の代替需要が考えられるほか、さらにこのクラスの市場成長による新規需要が期待でき、需要全体として16,000機以上の規模が想定されている。A320neoは、この市場に投入される機体としてエアバス社により開発され、ボーイング社（The Boeing Company, アメリカ）も737の後継機として737MAXを投入している。

最新の受注動向よりA320neoは8,000機程度の受注獲得が期待され、その半数にPW1100G-JMが搭載エンジンとして選定されるとすれば、8,000台程度の需要が想定される。

2.3 エンジン諸元

PW1100G-JMの主要諸元を、従来機種のV2500と比較する形で第1表に示す。代表として離陸推力約147kNのタイプ同士で比較する。本エンジンは、V2500よりもバイパス比を上げることによって大幅な燃費性能向上と低騒音化を実現した。バイパス比を高くすることによってファン径がV2500より大きくなるが、IHI独自の先進複合材技術の適用が、エンジンの軽量化に大きく貢献している。

2.4 開発の流れ

PW1100G-JMの開発日程表を第3図に示す。PW1100G-JMの開発は2011年に始まり、設計、開発エンジンの試作および各種開発試験を経て、2014年12月にエンジンの型式承認を取得し、2016年1月から商業運航を開始した。第4図に初号機による各種運転試験の状況を示す。

3. PW1100G-JM の特長

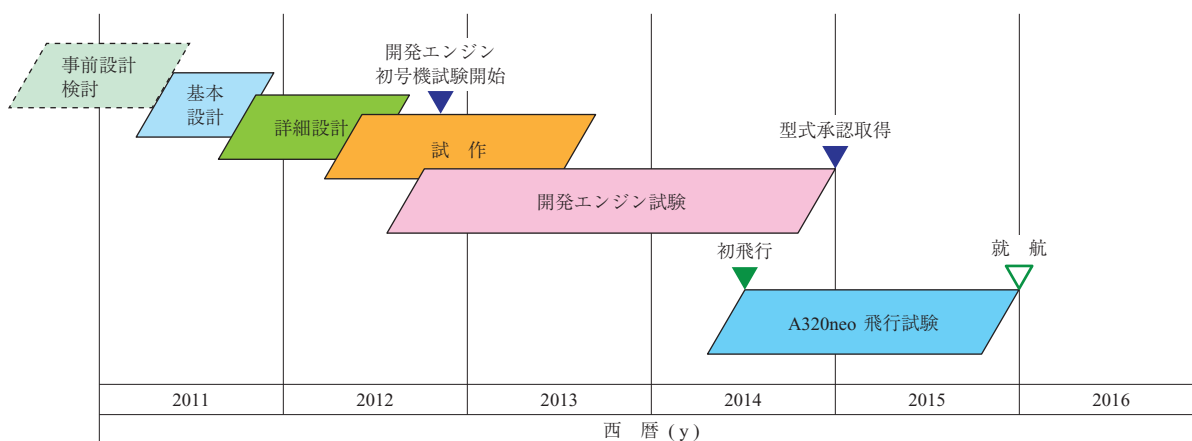
第5図にPW1100G-JMと従来エンジンの形態の比較を示す。下段の従来エンジンに対して上段のPW1100G-JMは、先進ギヤシステムの採用によってファンを低圧圧縮機および低圧タービンと異なる回転数でゆっくりと駆動し、より大きなファンによる高バイパス比、高推進効率、低騒音を実現した。また、ファンと低圧圧縮機の間に先進ギヤシステムを設けることで、高速で回転させる低圧タービンの径および段数を従来エンジンより縮小・削減することができた。

第1表 PW1100G-JMとV2500の主要諸元の比較

Table 1 PW1100G-JM & V2500 specifications			
項目	単位	諸元	
エンジン		PW1133G-JM	V2533-A5
搭載航空機		A321neo	A321
離陸推力	kN	約147	約147
ファン直径	m (in)	約2.06 (81.0)	約1.61 (63.5)
バイパス比 ^{*1}	-	約12	約4.5
燃料消費率	%	-16	比較基準
騒音 ^{*2}	dB	-15 ~ -20	-5

(注) *1: ファンのみを通し、圧縮機、燃焼器に吸い込まれない空気量と圧縮機、燃焼器に吸い込まれる空気量との比率を示す。

*2: 14 CFR Part 36 Stage 4 (アメリカ連邦航空局の騒音規制値) を基に示す。



第 3 図 PW1100G-JM 開発日程表
Fig. 3 PW1100G-JM development milestone

(a) 地上試験



(b) FTB 試験



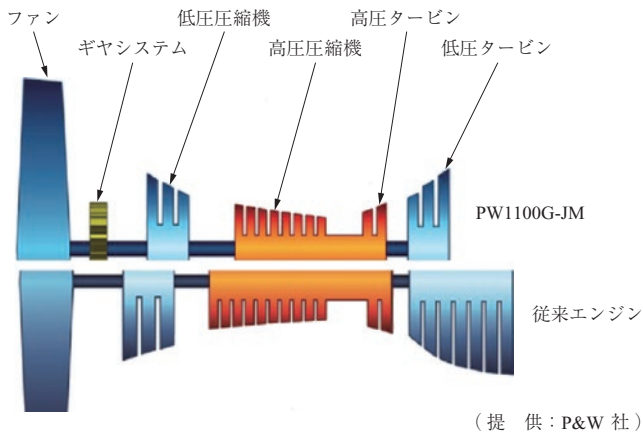
(提 供 : P&W 社)

第 4 図 初号機による地上試験および FTB (Flying Test Bed) 試験の状況
Fig. 4 PW1100G-JM first engine ground test and FTB test

第 6 図に PW1100G-JM エンジンの外観を示す。図を見ても分かる通り、ファン部の大きさが、ファンを駆動するコア部に比べて大きい。この大きなファン部の質量を軽減するため、P&W 社の技術によるアルミニウム中空ファン動翼のほか、IHI の複合材技術を適用したファンケースおよびファン出口案内翼 (Structural Guide Vane : SGV, 構造案内翼ともいう) が採用されている。

3.1 ファン部

複合材ファンケースの断面形状を第 7 図に示す。熱伸びが小さい複合材ファンケースに熱伸びが大きいアルミニウム合金製ファン動翼を組み合わせると、高空 (低温) 条件においてファン動翼先端部の隙間 (チップクリアランス) が拡大し、ファン効率を悪化させる要因になる。これを防止するため、外殻の複合材ベアケースの内側にアルミニウム合金製のハニカム付き熱伸び調整ライナ (Thermal



第5図 PW1100G-JM と従来エンジンの形態比較⁽²⁾
 Fig. 5 Comparison of PW1100G-JM and conventional engine configurations⁽²⁾

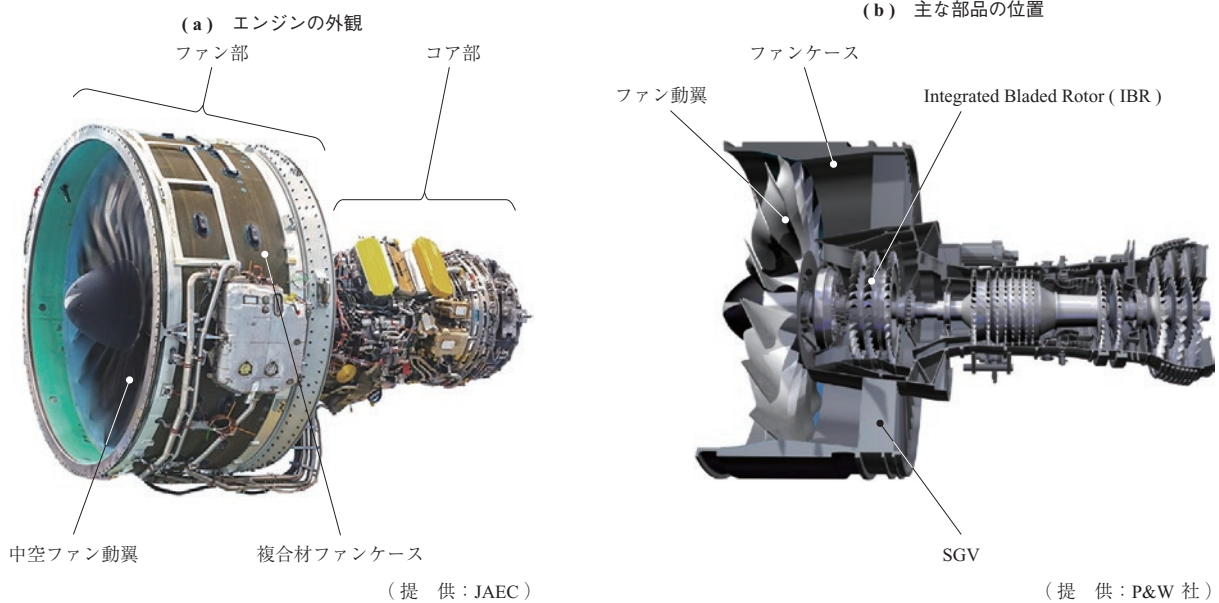
Conforming Liner : TCL) を配した構造を採用している。この TCL は、熱伸びが複合材ベアケースに制限されないように支持されているため、ファン動翼外側のライナは高空条件下においてファン動翼と同等の熱伸び量となり、飛行時のチップクリアランスを抑制することができる。ファンケースは、ファン動翼が破断した場合 (Fan Blade Off :

FBO) でも飛散物をファンケースの外に飛び出させずに、ファンケース内に閉じ込める機能 (コンテインメント性) が求められるが、すでにコンポーネント試験によって所要のコンテインメント性をもつことが確認されている。

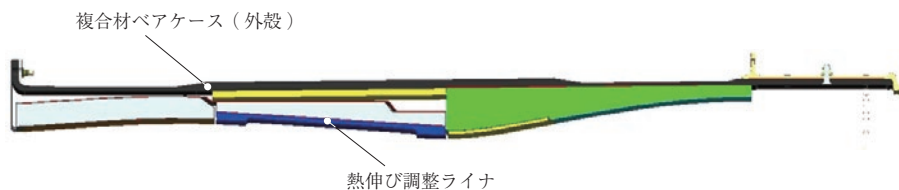
次に、複合材 SGV の構造を第 8 図に示す。SGV は、ファン動翼で圧縮されたバイパス流を低損失で整流することで高い効率を維持する機能をもつ。本エンジンの SGV は、下流に配置されるパイロン (支柱) との干渉を抑制するため、異なる種類のキャンバ角をもつ静翼 (ベーン) を最適配置している。また、ファンケースを支持する機能をもち、大きい飛行荷重および FBO が生じた場合には、その荷重に耐え得るとともに、エンジン全体から要求される剛性を満たす設計とするため、複合材ベーンの両端 (内外径) 部を金属製のサポート部によって挟み込む構造を採用した。

3.2 低圧圧縮機部

本エンジンの低圧圧縮機部は主に、① ギヤシステム (Fan Drive Gear System : FDGS), ② ファンおよび低圧系ロータの主軸ベアリング, ③ FDGS を支持するフレー



第6図 PW1100G-JM エンジンの外観
 Fig. 6 PW1100G-JM engine overview



第7図 複合材ファンケースの断面形状
 Fig. 7 Composite fan case cross-section



第 8 図 複合材 SGV
Fig. 8 Composite fan structural guide vane

ム (フロント・センタ・ボディ), ④ 可変入口案内翼, ⑤ 3 段低圧圧縮機, ⑥ 高圧系ロータの主軸ベアリングを支持してマウントをもつフレーム (インターミディエート・ケース), から成る. 一般的な高バイパス比エンジンは, 低圧圧縮機部と高圧圧縮機部にフレームをもち, そのフレームで低圧系, 高圧系ロータ双方の主軸ベアリングやエンジンマウントを支持する. 一方, 本エンジンは, FDGS, ならびにファンおよび低圧系ロータそれぞれの主軸ベアリングを支持するためのフロント・センタ・ボディを, ファンと低圧圧縮機部の間にもっていることが特徴である. さらに, このフロント・センタ・ボディは, SGV を介してファンケースを支えている.

また, 従来エンジンより回転数が高い低圧圧縮機は, 可変入口案内翼をもつ 3 段から成り, 数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics : CFD) を用いた三次元翼設計を適用している. 回転部は, 高い遠心力に耐えるため, 通常の高圧圧縮機の回転部に似た構造になっており, いずれの段も動翼部と内側のディスク部を一体化した Integrated Bladed Rotor (IBR) を採用した. 第 9 図に低圧圧縮機第 2 段 IBR を示す. なお, 所要のサージ余裕を確保するため, 低圧圧縮機出口部に可変抽気バルブを配置している.

3.3 低圧タービンシャフト

IHI は, ファン, 低圧圧縮機部以外では, 従来のエンジ



第 9 図 低圧圧縮機第 2 段 IBR
Fig. 9 Low pressure compressor stage-2 IBR

ン開発・量産でも十分な実績がある低圧タービンシャフトも担当した. このシャフトは, 従来機種で実績がある材質を採用したが, 従来機種と異なる点は回転数が高いことであり, エンジン軸振動の点から製造時にハイスピード・バランスを要求している.

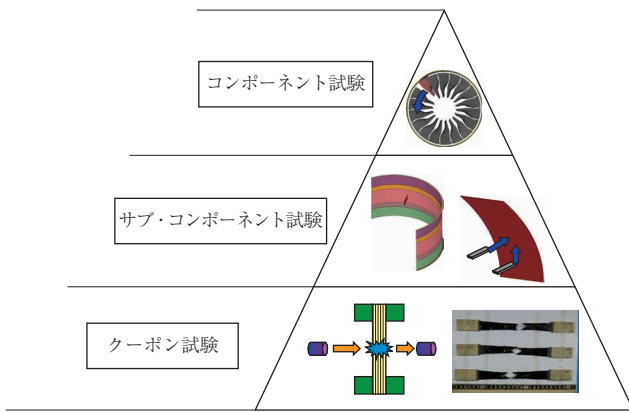
4. 部品開発と量産

4.1 技術開発の概要

ここでは, 本エンジンでの技術開発の代表例として, ファン複合材部品について述べる⁽³⁾.

航空機ファン構造部品への複合材料の適用において, 最大の課題は耐衝撃性である. 一般に FRP (Fiber Reinforced Plastics) などの複合材料は耐衝撃性に弱いとされるが, ファン動翼や SGV は運航中に鳥衝突 (バードストライク) が想定されるため, その材料にはバードストライク後も構造部品として健全性を保つことが可能な, 非常に高い耐衝撃強度が求められる. これに対して, ファンケースは万一 FBO が生じた場合にもファン動翼をケースから外に飛び出させず, ファンケース内に閉じ込めるコンテナメント性が求められる. このためファンケースの材料には撃ち込み衝撃に対する高いエネルギー吸収性能と非貫通性が求められる. この特徴は耐弾性に類似している.

本技術開発は, ビルディング・ブロック手法に基づいて進められた. ファンケースの開発例を第 10 図に示す. クーポン (試験片) 試験として平板への高速衝撃試験を実施して材料を選定し, サブ・コンポーネント試験として実機大の円筒から切り出した曲面パネルおよび 2 分の 1 円筒の高速衝撃試験, そしてコンポーネント試験として実機スケールのファンケースに回転するファン動翼を切り離して飛ばす FBO 試験が行われた.



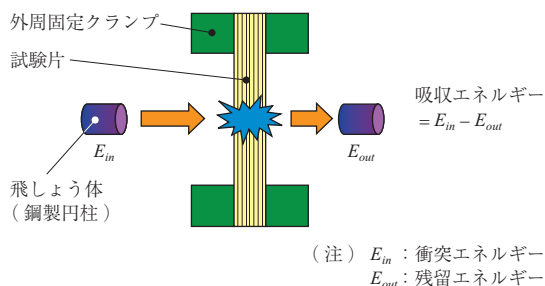
第 10 図 ビルディング・ブロックの例
Fig. 10 Building Block

SGV についても同様にクーポン（試験片）試験をつうじて材料・成形方法を選定し、サブ・コンポーネント試験、コンポーネント試験で実証するアプローチを行った。

4.2 ファンケース開発

4.2.1 クーポン試験（平板衝撃試験）

第 11 図に平板衝撃試験の概要を示す。ファンケースに適したエネルギー吸収能力が高い FRP 材料を選定するために、比較的小さいサイズの平板への高速衝撃試験を行った。候補材料は強化形態と成形法により 3 種類の材料系を選択した。その 3 種類は、① 炭素繊維を三次元に織ったプリフォームに樹脂を注入・硬化して FRP 化する方法である RTM (Resin Transfer Molding) の組合せ (3D-RTM)、② 炭素繊維のシートに高硬化エポキシを含浸させたプリプレグ (高硬化プリプレグ) を積み重ね、高温高压を付加できるオートクレーブで FRP 化する方法、③ 改良エポキシ樹脂を炭素繊維に含浸させたものを巻き付けるフィラメントワインディング (FW) の組合せ、である。このうち、FW に使用したエポキシ樹脂は本開発のなかで改良を進めたものを使用した。平板衝撃試験は、試験平板の外周を固定し、飛しょう体（鋼製円柱）をエアガンで試験板の中央に撃ち込むものである。評価は、飛しょう体が試験



第 11 図 平板衝撃試験の概要
Fig. 11 Coupon impact test

板を貫通した際の貫通前後の速度から求められる吸収エネルギーによって行う。

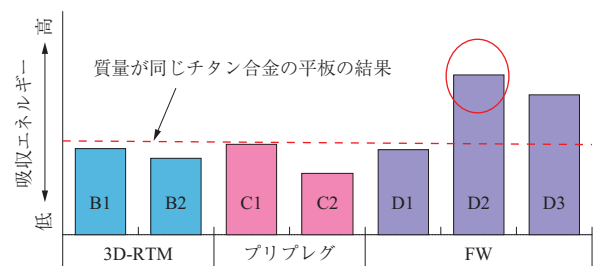
試験結果を第 12 図に示す。破線は質量が同じチタン合金の平板の結果である。この図に見られるように、3D-RTM と高硬化プリプレグの吸収エネルギーはチタン合金の吸収エネルギーと同等かそれ以下であるが、FW3 種の改良エポキシのうち D2 と D3 の材料の吸収エネルギーは高く、特に D2 ではチタン合金の 1.5 倍以上の値が得られた。ほかの試験片が衝突部周辺のごく狭い範囲で変形しているのに対して、D2 はより広い範囲が膨らむように大きく変形しており、この差が高い吸収エネルギーに寄与していると考えられる。一連のクーポン試験の結果から、ファンケースの材料および成形法として、D2 樹脂を用いた FW を採用することとし、この材料系についてビルディング・ブロック上位の各サブ・コンポーネント試験およびコンポーネント試験を実施した。

4.2.2 サブ・コンポーネント試験

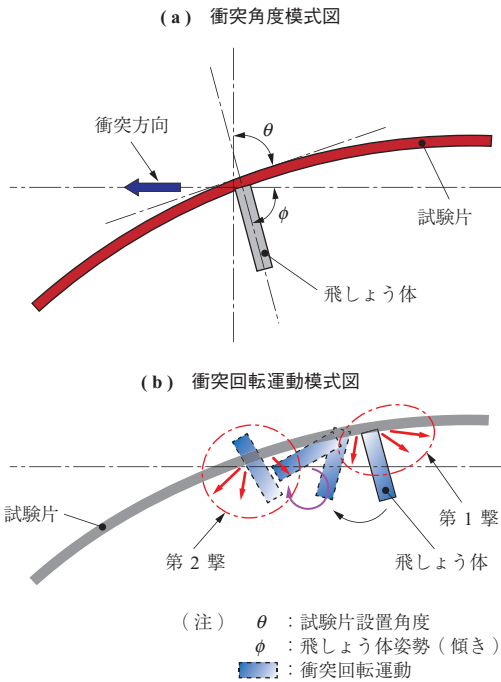
(1) カーブドパネル衝撃試験

第 1 段階のサブ・コンポーネント試験は、カーブドパネル衝撃試験である。これは実機大の円筒から 8 分の 1 円の円筒面を切り出して試験体とし、これにチタン合金平板をエアガンで撃ち込む試験である。

FBO に際し、破断したファン動翼がファンケースに衝突する挙動は、平板試験のような正面衝突とは異なり非常に複雑である。動翼はある姿勢（傾き）とある衝突角をもってファン動翼先端からファンケース内面に衝突する。これが第 1 撃である。ここで突き抜けない場合にはファン動翼は転がるように回転し、次に動翼のエンジン軸側（ハブ側）がファンケース内面に衝突する。これを第 2 撃と呼ぶ。この挙動とケースの損傷を評価するサブ・コンポーネント試験がカーブドパネル試験である。第 13 図にカーブドパネル試験を模式的に示す。飛しょう体の



第 12 図 各材料の吸収エネルギー
Fig. 12 Coupon impact test, screening result

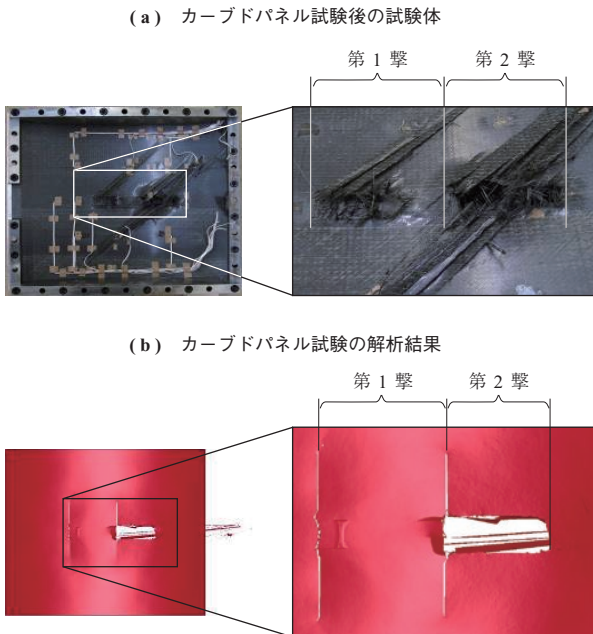


第 13 図 カーブドパネル衝撃試験
 Fig. 13 Schematic of curved panel impact test

挙動とパネルの損傷については衝撃解析も行い、解析的に予測可能であることを確認した。第 14 図に試験と解析の結果の一例を示す。

(2) ハーフリング衝撃試験

カーブドパネル衝撃試験で使用した飛しょう体は質量が数十 g 程度であり実機のファン動翼の質量との差は大きい。そこで、ファン動翼の質量と同等の



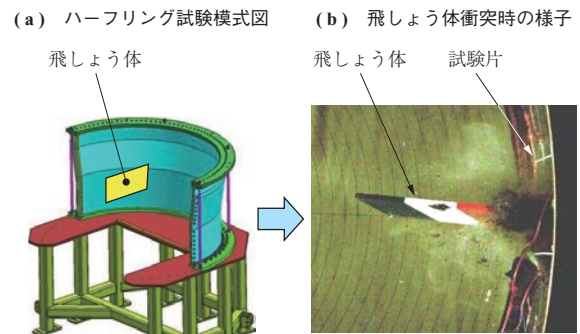
第 14 図 カーブドパネル試験 - 解析比較
 Fig. 14 Damage mode correlation between test and analysis

質量の飛しょう体でのコンテインメント性の評価を行うために、実機形状の円筒の 2 分の 1 円での撃ち込み衝撃試験を行った。これがハーフリング試験である。第 15 図に模式図と飛しょう体が衝突する瞬間の写真を示す。この試験では、飛しょう体は試験体に垂直な姿勢で、かつ垂直に撃ち込まれた。

平板衝撃試験、カーブドパネル衝撃試験、ハーフリング衝撃試験の結果をまとめ、高速衝撃試験におけるコンテインメント性のスケール効果の評価を行った。

4.2.3 コンポーネント試験 (FBO 試験)

ビルディング・ブロックの最終段階として、FBO 試験を行った。この試験は、前段階までの各種試験の結果により設計されたファンケースの実機サイズの試験体に、チタン合金製ファン動翼を実機と同様に組み込み、回転するファン動翼の 1 枚のダブテール部 (固定部) を火薬によって解放し、ファンケースがこれを閉じ込めるコンテインメント性を確認するものである。第 16 図にファン動翼が解放された直後の写真を示す。FBO 試験の結果、ファ



第 15 図 ハーフリング衝撃試験
 Fig. 15 Half ring impact test



第 16 図 FBO 試験
 Fig. 16 FBO test

ンケースに損傷は見られるものの、ファン動翼はコンテナされ、設計の妥当性が示された。

4.3 複合材 SGV 開発

4.3.1 クーポン試験（ゼラチン衝撃試験）

SGV に適した耐衝撃性の高い材料を開発するために、平板へのゼラチン高速衝撃試験を行った。試験は、ペーンを模擬した平板試験片に対して、鳥を模擬したゼラチン球をエアガンにて試験片中央に打ち込むものである。衝撃により試験片端部が波打つように変形し、損傷モードとしては主に層間剥離が生じる。評価は、ゼラチンの衝突エネルギーに対する層間剥離面積によって行う。

ゼラチン衝撃試験および結果を第 17 図に示す。耐衝撃性のある複合材料として実績のある高硬化エポキシ材（E 材）および熱可塑複合材（F 材）をベンチマークとして、繊維樹脂界面の改良を重ねた結果、より層間剥離損傷の小さい熱可塑複合材（C 材）を開発できた。

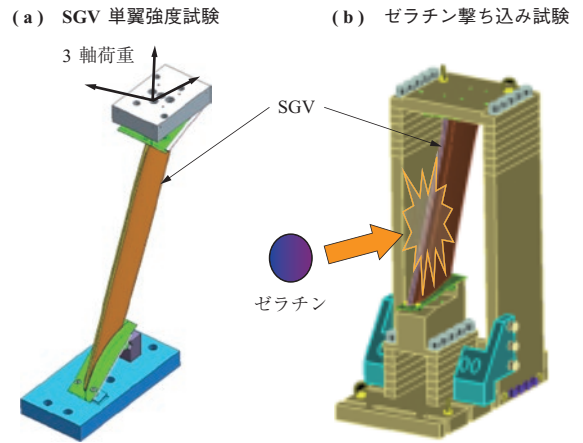
本試験の結果から、SGV の材料および成形法として、C 材を用いたプレス成形を採用することとし、この材料系についてビルディング・ブロック上位の各サブ・コンポーネント試験およびコンポーネント試験を実施した。

4.3.2 サブ・コンポーネント試験

第 18 図に SGV のサブ・コンポーネント試験の概要を示す。

(1) SGV 単翼強度試験

クーポン試験で選定されたウェッジ接合形態を採用した実機サイズ SGV を供試体とし、供試体の一端を固定して他端にエンジン運転時の荷重を掛ける

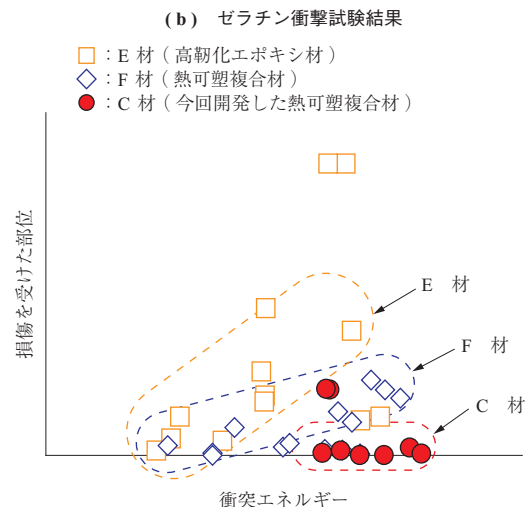
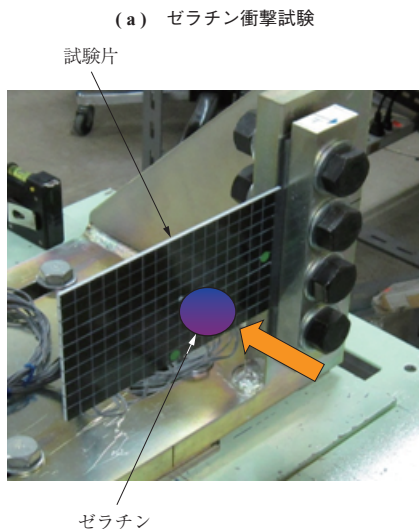


第 18 図 SGV サブ・コンポーネント試験
Fig. 18 SGV sub-component test

SGV 単翼強度試験を実施した。第 18 図 - (a) に試験概要を示す。試験の結果、通常運航時の繰り返し荷重、FBO 時に SGV に掛かる最大荷重の両条件ともに問題なく、健全性が確認できた。

(2) ゼラチン衝撃試験

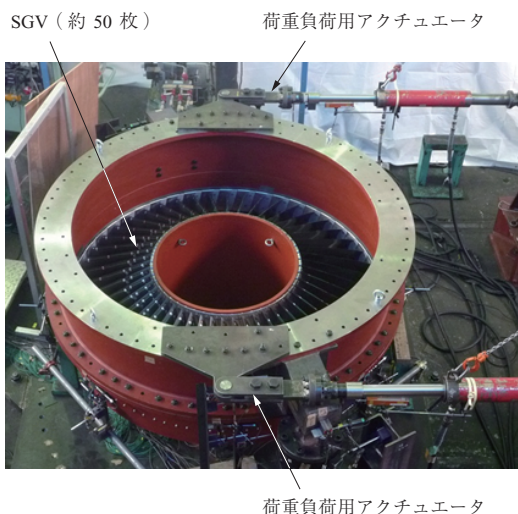
実機サイズ SGV を供試体とし、1.134 kg (2.5 lb) のバードストライクを模擬したゼラチン衝撃試験を実施した。第 18 図 - (b) に試験概要を示す。実際の鳥は SGV 衝突前にファン動翼に衝突することから、解析にてファン動翼衝突後の鳥の状態を予測し、それに基づいた質量・形状のゼラチンを用いた。試験後の供試体は外観・非破壊検査ともに損傷は確認されず、SGV の耐衝撃性が確認できた。



第 17 図 ゼラチン衝撃試験および結果
Fig. 17 Gelatin impact test and results

4.3.3 コンポーネント試験（フルリング試験）

第19図に、SGVのフルリング試験の状態を示す。エンジン1台分約50枚の実機サイズSGVを、ファンケー



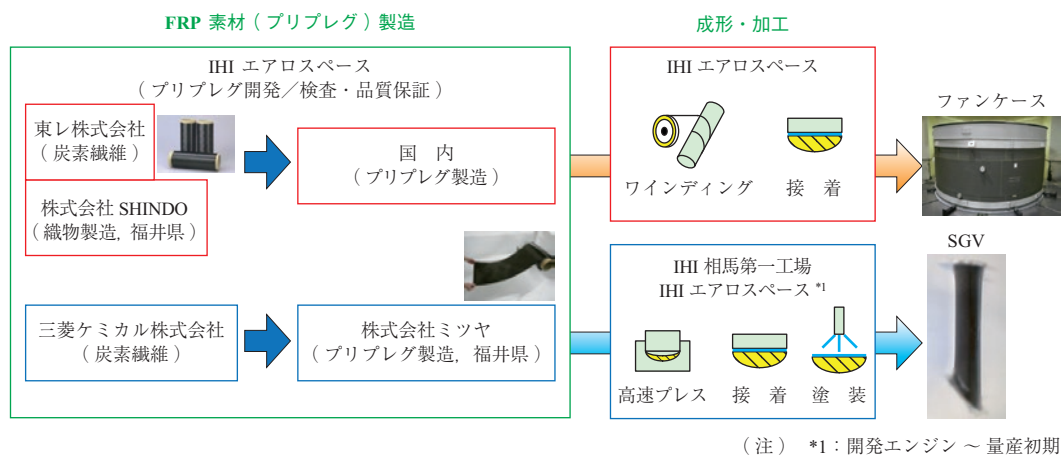
第19図 SGVフルリング試験
Fig.19 SGV full ring test

スやファンフレームを模擬したジグに組み付け、アクチュエータを用いてエンジン運転時の荷重を掛けるフルリング試験を実施した。試験条件は、FBO時にSGVに掛かる最大荷重（FBO試験）およびFBO後に空港に帰還するまでの間の振動による繰り返し荷重（20万サイクル）の2条件とした。両試験とも試験完了まで供試体が剛性を維持できており、健全性を実証できた。

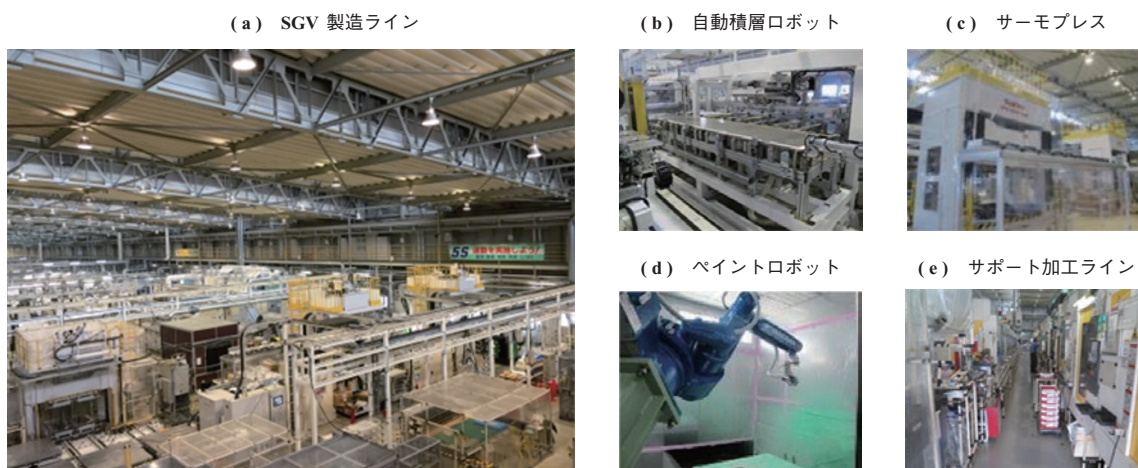
4.4 製品量産の状況

第20図に、ファンケースならびにSGVの製造フローを示す。素材であるプリプレグは、株式会社IHIエアロスペース（IA）の管理のもとに製造し、SGVはIHIの相馬第一工場、ファンケースはIAで量産を行う。いずれの部品もIAで製造基礎技術を開発し、急速に増えた生産量に見合った製造工程を量産ラインにて開発した。

第21図にSGVの製造ラインを示す。SGVについてはIHI相馬第一工場での量産に当たり、プリプレグの切



第20図 複合材部品製造フロー
Fig.20 Composites parts process flow



第21図 相馬第一工場 SGV製造ライン
Fig.21 SGV production line at Soma No. 1 Works

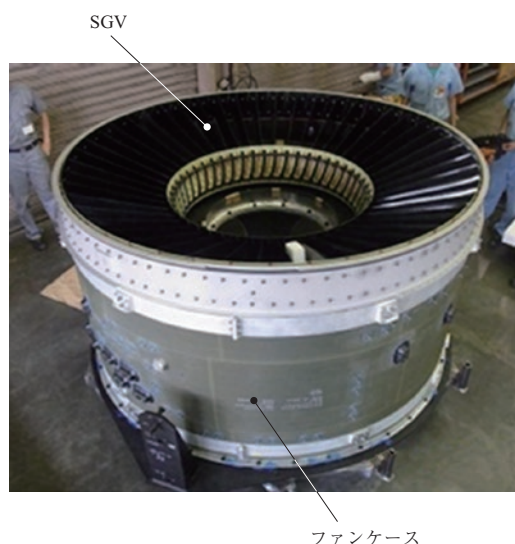
断・積層、ベーン成形プレス、ベーンおよびサポート部の切削加工・接着・塗装の一貫製造ラインを構築し、増産に伴いラインを増設している。第 22 図に第 5 加工棟を示す。最終的には、この第 5 加工棟に製造を集約していく予定である。

同様にファンケースの量産に当たっては、プリプレグの切断・積層、自動積層、加工・接着の一貫製造ラインを IA の第 3 工場に構築した。第 23 図にファンケースの製造ラインを設置した第 3 工場を示す。また、同工場では、ファンケースに SGV を組み付けたモジュールの組立も行っている。第 24 図にファン -SGV モジュールを示す。

IBR に関しては、IHI 相馬第二工場に機械加工・検査とともに、ショットピーニングのような特殊工程といわれる工程も一体化した高生産性の一貫製造ラインを構築して稼働している。第 25 図に IBR 製造ラインを示す。



第 22 図 相馬第一工場第 5 加工棟
Fig. 22 Soma 5th building at No. 1 Works



第 24 図 ファン-SGV モジュール
Fig. 24 Fan-SGV module assembled at IHI Aerospace



第 25 図 相馬第二工場 IBR 製造ライン
Fig. 25 IBR production line at Soma No. 2 Works

(a) ファンケース製造ラインを設置した第 3 工場



(b) オートクレーブ



(c) 5 軸加工機



第 23 図 IHI エアロスペースファンケース製造ライン
Fig. 23 Fan case production line at IHI Aerospace

5. 結 言

PW1100G-JM プログラムの概要および IHI が担当した部位の技術的特長について紹介した。PW1100G-JM エンジンは、2014 年 12 月にアメリカ連邦航空局 (FAA) より型式承認が交付され、民間航空エンジンとしての運用が正式に認められ、2016 年 1 月から商業運航を開始した。本開発は、P&W 社、MTU 社および JAEC の 3 者による国際共同開発事業である。対等な立場で合弁会社へ参画するプログラムとしては V2500 以来 2 度目であったが、IHI 独自の複合材技術をはじめ、これまで培ってきた設計・製造技術を発揮しながら、さらにステップアップした取り組みを行ってきた。SGV に世界で初めて複合材料を適用したほか、多種多様な技術試験を経て、IHI 独自の材料・設計が採用されたことは世界に存在感を示し、この成

果はエンジンの軽量化, 燃費改善, CO₂ 排出量削減に大きく貢献することとなった。なお, PW1100G-JM エンジンは約 5 000 台の受注を獲得し, さらに拡大中である。生産に当たっては国内企業を可能な限り活用するとともに, 製造設備新設のみならず, 生産拠点を整備し, 国内航空産業の発展にも寄与している。

— 謝 辞 —

本エンジンの開発と量産は, 多大なご支援をいただいている経済産業省, および多くの国内メーカーの力強い協力の成果である。ここに記し, 深く感謝いたします。

参 考 文 献

- (1) Pratt & Whitney : GTF Engine, <https://pwgtf.com/>, (参照 2020. 3. 3)
- (2) 佐藤 篤, 今村満勇, 藤村哲司 : PW1100G-JM エンジン開発, IHI 技報, Vol. 53, No. 4, 2013 年 12 月, pp. 28 - 33
- (3) 村上 務, 盛田英夫, 及川和喜 : 複合材ファンシステム研究開発, IHI 技報, Vol. 53, No. 4, 2013 年 12 月, pp. 63 - 67