

GE90-115B エンジンの開発

Development of GE90-115B Turbofan Engine

堀 部 恭 平	航空宇宙事業本部民間エンジン事業部技術部	課長
川 平 浩 司	航空宇宙事業本部民間エンジン事業部技術部	課長
酒 井 淳	航空宇宙事業本部民間エンジン事業部技術部	課長
榭 純 一	航空宇宙事業本部民間エンジン事業部技術部	部長

GE90-115B エンジンは、定格推力 511 kN の世界最大のターボファンエンジンである。大型双発民間旅客機ボーイング 777 の航続距離延長型で 2004 年から就航開始予定の B777-300ER および B777-200LR の唯一の搭載エンジンとして採用されている。当社は本プログラムに低圧タービンの回転系部位を中心に約 9% のワークシェアで参入している。本稿では、GE90-115B エンジンの技術的特長、高い市場価値、ならびに、当社担当部分に採用した先進技術の概要について述べる。

The GE90-115B engine was developed for the new aircraft models B777-300ER and B777-200LR, which are to enter service in early 2004 for 300ER and mid 2005 for 200LR, as longer range versions of the B777-300 and B777-200ER currently in service. The GE90-115B engine has been selected as the only engine for these new twin engine aircraft by the Boeing company. IHI is participating in the GE90-115B program as a risk and revenue sharing partner, and IHI has the responsibility for design and manufacturing of about 9% of the work, which is mainly in the low pressure turbine rotating parts including the long shaft (mid fan shaft).

1. 結 言

GE90-115B エンジン（第 1 図）は、現在就航中の大型双発広胴機ボーイング 777（第 2 図）の航続距離延長タイプとして、現在新規に開発中の B777-300ER および B777-200LR の唯一の搭載エンジンとして開発が進められている。GE90 エンジンとしては、現在就航中のボーイング 777 用には、B777-200、B777-200ER 用にそれぞれ GE90-85B エンジン、GE90-94B エンジン（これらを以下、GE90 ベースエンジンと呼ぶ）を供給している。GE90-115B エンジンはこれらのエンジンシリーズでの最大の推力増強型派生タイプとなる。GE90 エンジンは、世界最大の双発広胴機ボーイング 777 用のエンジンとして 1991 年に開発をスタートし、1995 年 2 月にアメリカ連邦航空局（FAA）の型式承認を取得、1995 年 11 月に商用運航を開始した^{(1),(2)}。その後、市場の要求に応じ推力・性能を向上する派生型エンジンの開発を続け、GE90-115B エンジンの開発に至っている。

当社は、GE90 プログラムにはレベニューシェアパートナー（プログラムの参加比率に応じて事業費の負担、収益配分を受ける共同事業者）として、低圧系の回転部を中心に

約 9% の比率で参入しており、その設計・開発ならびに製造を担当している。本稿では、主として GE90-115B エン



第 1 図 GE90-115B エンジン
Fig. 1 GE90-115B engine



第 2 図 大型双発広胴機ボーイング 777
Fig. 2 Boeing 777 aircraft

ジンの技術的特長，当社担当部分での先進技術の取組み，大型双発広胴機に搭載される際の優位性と市場価値，などについて紹介する．

2. GE90-115B エンジン開発概要

2.1 開発経緯

1996 年当初，ボーイング社（アメリカ）において B777 機の航続距離延長型は最大離陸重量が 333 390 kg { 735 000 lb } で計画されており，アメリカの GE (General Electric Aircraft Engines) 社は GE90-102B エンジンという最大離陸推力を 453 kN { 102 000 lbf } とした推力増強タイプのエンジンをボーイング社に提案していた．しかし，これだと離陸時滑走距離が競合機体とされるエアバス社（本社：フランス）の A340-500/600 よりも長くなってしまふことが判明し，この計画はキャンセルされた．その後ボーイング社は航空会社からの要望なども踏まえ，1998 年の終わりには最大離陸重量を 340 200 kg { 750 000 lb } に上げることを決定し，イギリスの RR (Rolls-Royce plc) 社，アメリカの PWA (Pratt & Whitney) 社，GE 社の 3 大エンジンメーカーはそれぞれボーイング社に対し推力増強型のエンジン計画を提案した．最終的にはこの中で目標とする機体性能に対しエンジン重量や燃料消費率などの観点で優れている GE 社の提案した最大離陸推力を 511 kN { 115 000 lbf } とする GE90-115B エンジンが選定されることになった．

従来型 B777 機では，RR 社，PWA 社，GE 社の 3 社がエンジンを供給しており，航空会社はどここのエンジンメーカーにするか選択肢を設けてあったが，B777 航続距離延長型では，最終的に GE 社の GE90-115B エンジンのみに絞られた．これは，予測される市場規模と負担すべき機体の開発費などとの兼ね合いによるものと思われる．このようにして，1999 年 7 月には GE90-115B エンジンを唯一の搭載エンジンとする合意がボーイング社・GE 社間でなされ，2000 年 2 月にはこの開発が正式に開始された．

2.2 搭載機体

2004 年に就航予定の B777-300ER は標準座席数が 359 人，航続距離が 13 380 km { 7 225 n mile } ，最大離陸重量が 340 200 kg { 750 000 lb } である．2005 年に就航予定の B777-200LR は標準座席数が 301 人，航続距離が 16 330 km { 8 810 n mile } ，最大離陸重量が 340 200 kg { 750 000 lb } である．この両機体に対し搭載される GE90 エンジン型式としてはそれぞれ，GE90-115B

エンジンと，定格推力を 489 kN { 110 000 lbf } とした GE90-110B エンジンとなる．両者の違いは最大出力を制御するエンジンコントロールのソフトウェアの違いのみでエンジン構成部品的には 100% 共通である．

参考として各種の 2 通路広胴機体の標準座席数と航続距離の関係性を添付し，GE90-115B エンジン搭載機体となる B777 航続距離延長型の位置づけを示す（第 3 図）．

2.3 性能および目標

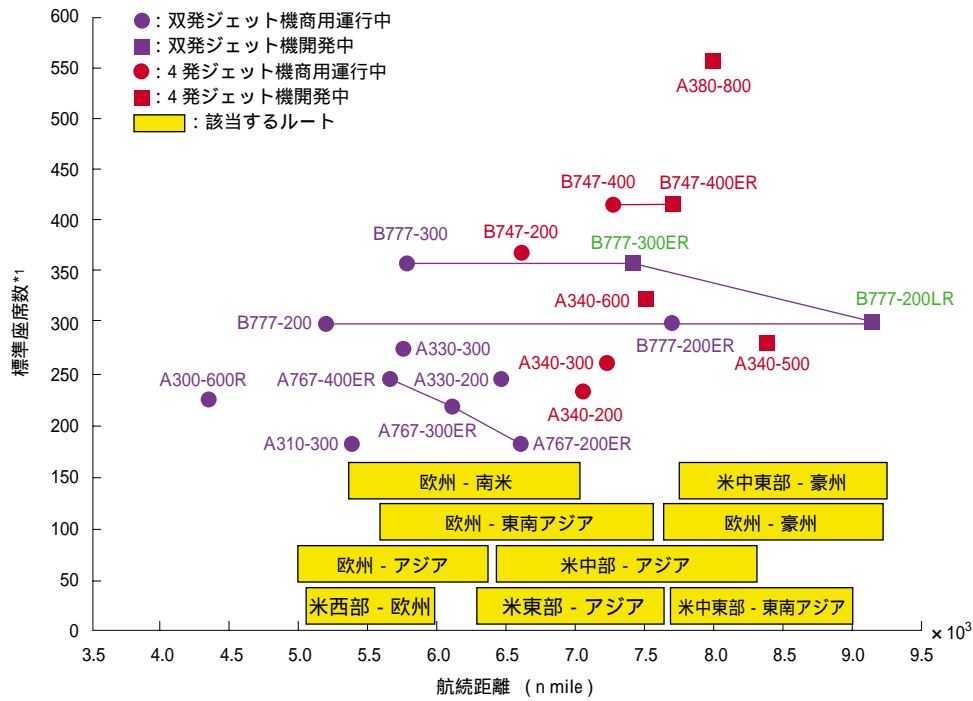
GE90-115B エンジンの性能諸元を GE90-94B エンジンとの対比で第 1 表に示す．また，第 4 図に現在までの記録上の軍用および民間用エンジンでの推力重量比とバイパス比（- (a) ），全体圧力比とタービン入口温度（- (b) ）の関係のデータをプロットしたものを示し，GE90 エンジンの位置づけを示す．ここで明らかなように GE90 エンジンでは非常に高い性能領域をねらっていることが分かる．

GE90-115B エンジンでは，GE90-94B エンジンからの性能アップを図りつつも機体への搭載ならびに輸送性の観点から，外形は GE90-94B エンジンレベルを維持することとし，ボーイング社の B747F やマクダネルダグラス社（現ボーイング社）の MD-11F などの輸送機での搬送を可能とする．騒音についてはアメリカ連邦航空局規則 FAR36 stage4 要求を，排出ガスについては ICAO の排出ガス規制（ICAO Annex 16 CAEP/4）を満足させるようにしている．また，エンジン信頼性の目標として，飛行中エンジン停止率を 0.01 / 1 000 h 以下，定時出発率を就航時で 99.91 % ，完熟時には 99.95 % ，就航 1 年以内でのエンジンショッピン率を 0.1 以下とした．寿命制限部品（圧縮機，タービンの回転部品）については 15 000 サイクルの寿命を確保する．さらに双発機の信頼性の目安となる ETOPS（後述の 5.1 項参照）は 207 分を就航時の目標としている．

整備性に関する目標としては，就航の最初から長期に渡るエンジン整備費が最小で済むことを目指して設計した．このため，可能なかぎりベースエンジンでの組立・分解の治工具との共通化を図った．またエンジン部品の修理性を向上するため，ベースエンジンでのフィールド経験のフィードバックも最初の設計時から考慮できるよう，航空会社とも WTT (Working Together Team) を形成してコンカレントエンジニアリングを推し進める展開をした．

2.4 開発日程

エンジンの開発日程表は，第 5 図に示されるとおりである．派生型開発とはいえ，ほとんどの主要な部品が大きく設計変更するので，本プログラムの正式開始から初号機運



(注) *1 : 3クラスの座席数

第3図 標準座席数と航続距離の関係(2通路広胴機)

Fig. 3 Seat and mile chart (2-aisle wide body aircraft)

第1表 GE90エンジン性能諸元

Table 1 GE90 engine design specification

項目	エンジン型式	
	GE90-94B	GE90-115B
最大離陸推力	(kN) { lbf }	417 { 93 700 }
高圧系回転数	(rpm)	10 918
低圧系回転数	(rpm)	2 465
低圧タービン入口温度	()	1 030
低圧シャフトトルク	(m-kN)	305

転までが1年9か月、初号機運転から1年で型式承認取得を目指すという挑戦的なスケジュールとなっている。このため、CPD (Concurrent Product Development) プログラム方式を徹底したリーダーシップのもとで遂行するという体制がとられた。

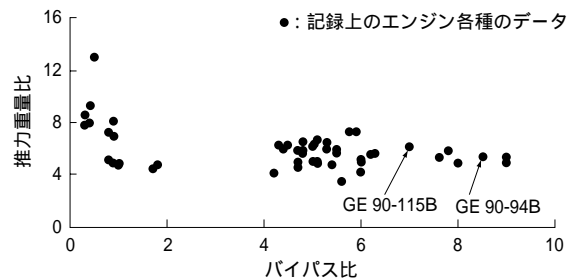
3. GE90-115Bエンジンの特長

GE90-115B エンジンについて、ベースエンジン GE90-94B からの変更点を挙げて、その対比を第6図に示す。

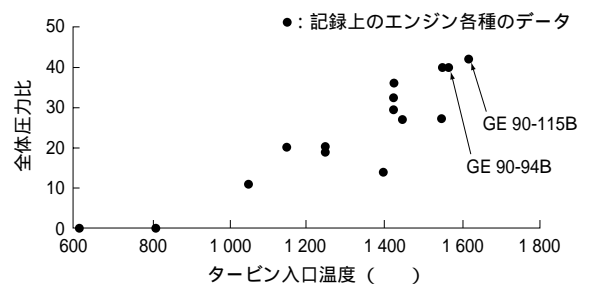
3.1 ファンおよび低圧圧縮機

ファン径は、GE90-94B エンジンより約130mmのサイズアップを図り、3 250 mm {128 in} である。しかし、ファンケース形状を工夫することでナセル外形はベースエンジンとほとんど変わらない。翼形状は後退角が付いたスウェプトファンとなって空力的にロスが少なくなり、効率ア

(a) 推力重量比とバイパス比



(b) 全体圧力比とタービン入口温度



第4図 過去の記録上のエンジンとGE90との性能比較

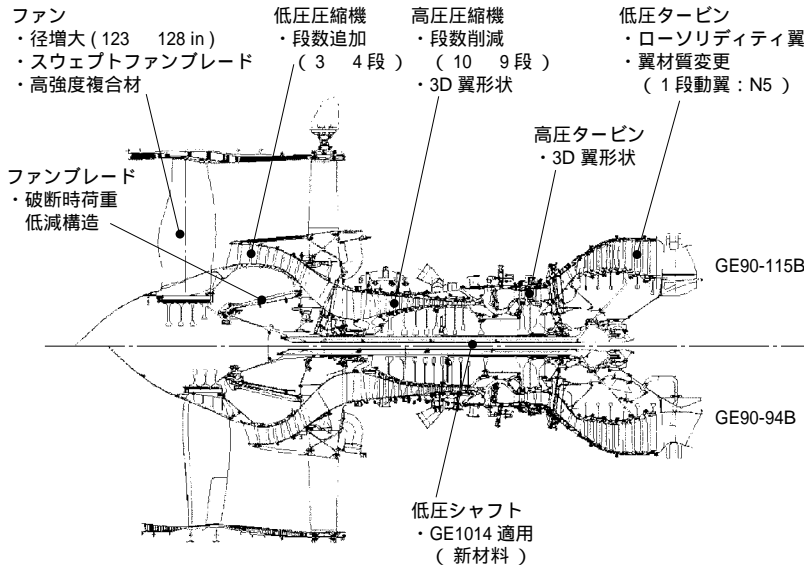
Fig. 4 GE90 engine performance in engine history

ップを図る。翼材料は、ベースエンジンによって多くの実績を積んだ複合材(グラファイト繊維・エポキシ樹脂)を使用する(第7図)。

低圧圧縮機では、流路外形を少し広げ段数を1段追加することで、流量と圧縮比をそれぞれ2割以上増加させ、ストールマージンをさらに2%増加させた。また、ここからの抽気をオイルサンプ室加圧に使用する構造になっている。

西 暦 (1 年を 4 期分割)	1999	2000	2001	2002	2003
	Q1,Q2,Q3,Q4	Q1,Q2,Q3,Q4	Q1,Q2,Q3,Q4	Q1,Q2,Q3,Q4	Q1,Q2,Q3,Q4
GE-90-115B 選定					
正式ローンチ					
ツールゲート審査					
初号機運転					
エンジン型式承認					
B777 飛行試験初飛行					

第 5 図 GE90-115Bエンジン開発日程表 (計画時)
Fig. 5 GE90-115B engine development milestones



第 6 図 GE90-115B エンジンとベースエンジンとの比較
Fig. 6 GE90-115B vs. GE90 base engine



第 7 図 GE90 ファンブレード (GE 社担当, 左 : 115B, 右 : 94B)
Fig. 7 GE90 fan blade (GE, left : 115B, right : 94B)

コアに入る空気が増えたことで、バイパス比は GE90-94B エンジンよりも小さくなった。

3.2 ファンブレード破断時の荷重低減機構

FAA によるエンジン型式の認定においては、万が一運転中にファンブレードが根元から破断しても、破断に

よる損傷はエンジン内部に留まりその外側には損傷が拡大しないこと、という要求がある (FAR33.94) 。

GE90-115B エンジンではファンブレードが Swept Fan 化したことで、1 枚当たりの重量比で約 50% の増大となるためベースエンジンに比べてファンブレード破断時のアンバランスが増大する。このため、次のようにして高速回転時でのファンブレード破断時衝撃荷重を低減させている。

- (1) スラストベアリングを No.1 位置から No.2 位置に変更し、かつファンブレード破断時の衝撃で必ず破損する部分 (Fuse) を No.1 ベアリング支持部および No.2 ベアリングとシャフトの結合部に設ける。
- (2) ファンブレード破断による衝撃荷重で上記 Fuse 部分が破損し、残存ファンブレードとファンケースが激しくこすれ、回転エネルギーはそこで急速に吸収される。同時にシャフトとベアリングの結合系の支持剛性が低下することで、減速時の発生荷重を小さくさせる。

型式承認試験の一つとして、GE 社で実機エンジンを用いて最大定格回転数での運転時に意図的にファンブレードを破断させる破壊試験を実施した。上記機能が意図どおりに作動すること、および直接的、二次的なすべての損傷がエンジン内部に留まり外側に拡大しないことを確認して、この設計の妥当性を検証した。

上記機能設計・実証は GE 社で行われ、当社はその中核部品となるファンフォワードシャフトの部品設計と製造を担当した。

3.3 三次元翼による高圧圧縮機

GE90-94B エンジンから採用の始まった三次元翼を GE90-115B エンジンの高圧圧縮機に採用する。これによって空力性能の向上、燃料消費率の低減を図る。また段数を 1 段減らし、圧縮機出口の温度上昇を抑制するとともに流量の増大に対応させる。ディスク、スプールは回転数の 4% 増加に伴い形状が見直され、1 段動翼はディスクと一体化したプリスクとし翼の寿命を延長させている。

3.4 燃 焼 器

流量増大に伴うスケールアップを図りながらベースエン

ジンと同じくデュアルアニューラ形燃焼器を採用する。これによってアイドルから最大出力まで優れた燃焼特性と空燃比を実現させ、ICAO 排出ガス規制に対応ができる。また、ガス温度上昇に伴い高圧タービン入口静翼の冷却空気量を増加させている。

3.5 高圧・低圧タービン

高圧タービンでは、ベースエンジンの流路形状は維持したまま低ソリディティ翼型を採用して翼枚数を減らすとともに、翼形状は静翼・動翼とも全面変更とし1段動翼には三次元翼型を採用した。ディスクは回転数が4%増加したことに伴い形状を見直した。また、燃焼ガス温度上昇に対応して翼内冷却空気量を増すようにした。

当社は低圧タービンの動翼および回転体部品の設計・製造を担当している。低圧タービンでも上記と同じく、ベースエンジンの流路形状は維持したまま低ソリディティ化を図り、翼形状は静翼・動翼とも全面変更とし翼枚数も約1割減らした。また、前側の段については燃焼ガス温度上昇に対応させるため、それぞれの段でより高温強度のある材料へと変更した。特に1段静翼（GE社担当）と1段動翼（当社担当）にはGE社開発の合金であるN5単結晶材を採用し、さらに1段静翼では新たに内部に冷却空気通路を設けた。

低圧タービンとファン・低圧圧縮機を結ぶミッドファンシャフトには、増大した設計荷重に対応するため、航空エンジンとして初めて新合金GE1014材を採用した。

4. 当社 (IHI) 担当部分における先進技術

4.1 進んだ設計・製造技術の導入

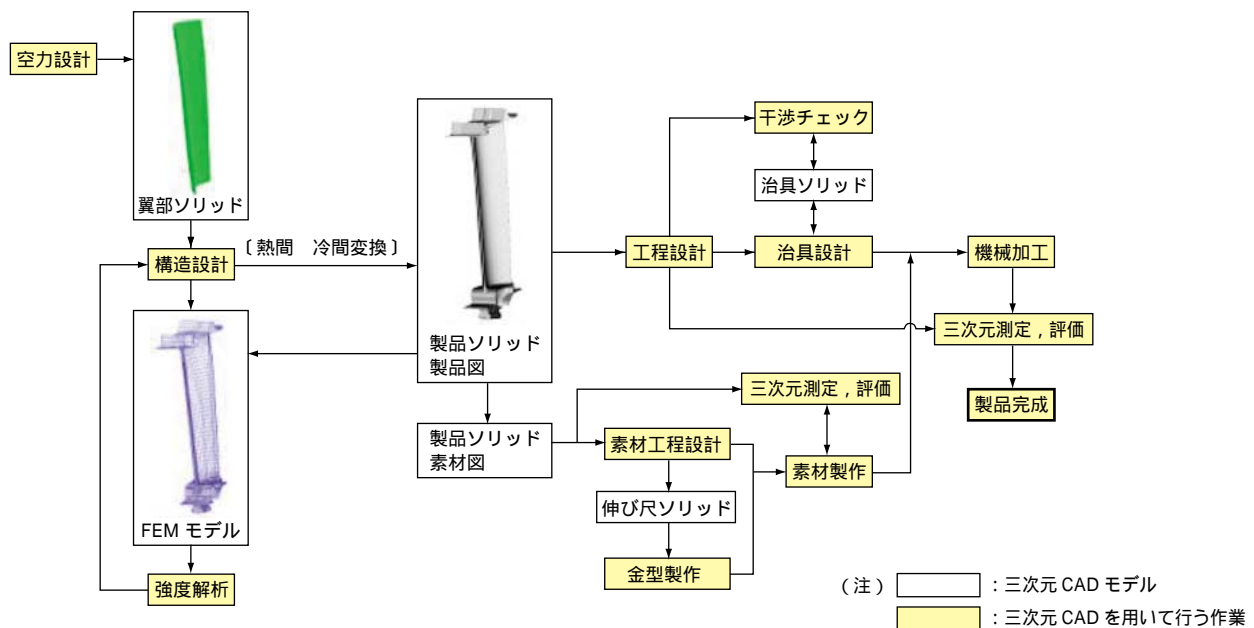
4.1.1 単結晶合金動翼の開発への三次元 CAD の活用

当社としては初めて民間エンジン用に単結晶合金（N5）を低圧タービン1段動翼に採用したが、精密鑄造素材の開発を短納期で対応し、かつ、初品から量産品と同等という高い品質要求を満たすことが求められた。このため、詳細設計作業と並行して、精密鑄造素材の開発をコンカレントに実施する必要に迫られた。そこで、設計ツールとして三次元 CAD システムを導入し、フロントローディングの設計、製造サイドとデータの共有を図り工期の確保に取り組んだ。その結果、基本設計の段階で行うエアロメカニカル設計用プロトタイプモデルで鑄造トライアルなどを実施し、工期の大幅短縮を実現することができた（第8図）。

4.1.2 低圧タービンディスクの軽量化設計

GE90-115B エンジンではベースエンジンよりも低圧回転系の最大回転数が5.5%増加し、低圧タービンの最大発生トルクが31%増加している。また、過回転スピードの推定方法を一部見直したことも重なり、万一シャフトが破断した際などに想定されるタービン過回転数はベースエンジンよりも格段に大きくなる。

ディスクの重量増を極力抑えつつ、過回転時の健全性マージンをもった設計を成立させなければならないため、GE



第8図 三次元 CAD システム利用による低圧タービン翼設計製造プロセス
Fig. 8 LPT blade design and manufacturing process by 3D CAD system

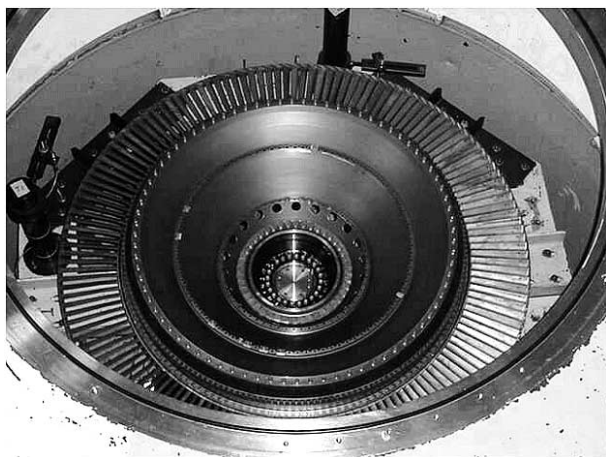
社とレビューを重ねながら、過回転時の応力評価方法をベースエンジンに対するものから変更した。すなわち、ディスクの断面平均応力を算出するために従来はボアからリムにかけての円盤部のみを評価対象にしていたが、ディスク同士をつなぐスペーサーアーム部も応力分担部位として評価対象に含めた。また、リム部の応力集中が破断に寄与する割合を再考し、従来手法に内在していた設計マージンをより排除した設計方法を採用した。

これらの設計の妥当性を立証するために、タービンブレードを組み込んだ実機ディスクを用いて過回転リグ試験を実施する必要がある。従来の経験を越える塑性領域・変形を生じるため、二次元および三次元モデルによる弾塑性解析を実施しリスク検討を重ねた。このうえで、型式承認試験の一つとして当該リグ試験を当社で計画・実施し、型式承認のための要求を満足することを確認し、同試験は成功裏に終了した（第9図）。

4.1.3 ファンフォワードシャフトの設計・製造

当社では低圧系回転体であるファンフォワードシャフトの設計・製造を担当している。3.2項で述べたファンブレード破断時の荷重低減機構のためのベアリング配置方法では、当該シャフトが何らかの理由で破断した場合、損傷がエンジン内に留まらなくなる恐れがあるため、運用中に絶対に破断しない高い信頼性が要求されている。このため、究極荷重時での健全性を始め、損傷許容性・疲労寿命評価などの設計検討、素材時点からの検査保証方法などすべてにわたる検討を実施し、GE社との度重なるレビューも経て、設計を確立した。

また、GE90-115Bエンジンでは負荷トルクが増大し、要求疲労寿命を満たすためにミッドファンシャフトとのス



第9図 低圧タービンディスク過回転リグ試験
Fig. 9 LPT disk overspeed component rig test

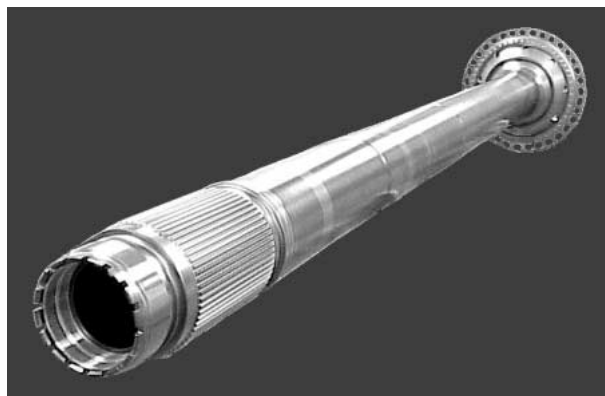
プラインカップリングの長さを延長する必要が生じたが、高い精度を維持したまま内径スプラインの軸長を延長することは極めて挑戦的なことであった。ベースエンジンで使用の内径スプライン加工機に工夫を凝らした取付具を新設することでこれが達成され、GE90-115Bエンジンは航空機エンジンシャフトでは最も長い203 mm {8 in} の高精度スプラインを備えている。

4.2 新材料の適用

低圧タービンの動力でファンブレードや低圧圧縮機を駆動するメインシャフトは、エンジン運転中の部材温度が比較的低温であるため、一般的にじん性の優れる鉄系材料が使用される例が多い。当社担当部品であるミッドファンシャフト（第10図）において、GE90ベースエンジンではマルエージ鋼（常温での最大引張り強度：1 840 MPa以上）が使用されてきた。

GE90-115Bエンジンでは、エンジン全体設計上シャフトに与えられるサイズが従来のベースエンジンと変わらない。しかし、初期設計荷重はベースエンジンに対して最大運用トルクが1.3倍、ファンブレード破断時を想定した究極トルクが約1.9倍、同究極モーメントで5.3倍にもなった。航空エンジンの宿命として部品の重量を極力抑えることが至上命題である一方、要求されている疲労寿命要求（耐用サイクル数）はベースエンジンとほぼ同じである。このため、従来のマルエージ鋼の特性を損なわずにそれよりも優れた疲労強度と引張り強度をもつ材料が必要になり、航空エンジン用としては初めてとなる新材料GE1014（常温での最大引張り強度：1 965 MPa以上）を採用することにした。

本材料はマルエージ鋼の延長にある鋼材であり、GE社主導で大同特殊鋼株式会社との間で数年にわたって共同開発されてきたもので、この開発に当社も深く協力してきた。



第10図 ミッドファンシャフト
Fig. 10 Mid fan shaft

疲労破壊の起点になる介在物を極力廃しクリーンな材料を得るために材料の溶解工程の改良を重ね、膨大な数の試験片を実際のシャフト鍛造材から切出し、部品設計および今後 20 年以上続く耐空性評価活動のために必要となる設計データカーブを取得した。また、本材料は時効後の硬度が HRC 55 程度と非常に硬く切削加工が大変難しい。そのため、試験片やサブスケールシャフトにおける加工トライアルを重ね、最適な切削パラメータおよび最適切削ツールを選定したうえで、実機シャフトの加工に適用した。

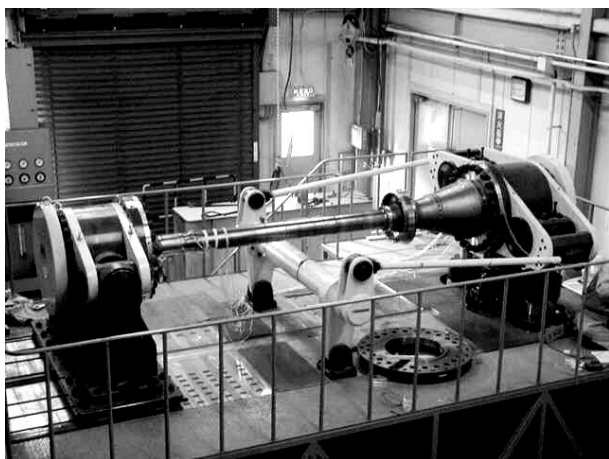
この新材料による実機形状ミッドファンシャフトと、4.1.3 項で述べた実機ファンフォワードシャフトを組み合わせ、実機最大運用トルクを用いた 50 000 サイクルのねじり疲労試験を当社で実施した。この検査・評価をとおして最終的に材料選定に問題のないことを実証し、かつ、スプラインカップリングなどのシャフト疲労寿命評価方法の妥当性を確認した（第 11 図）。

今後は GE90-115B エンジンでの実績を基に、当該材料を使用したエンジン機種が増えていくことが予想される。

5. 信頼性向上と市場価値の確保

5.1 ETOPS

B777-300ER は、就航時から ETOPS 207 分の認証を取得することで、双発機であることによる洋上飛行制限のハンディキャップを払しょくする計画である。ここで ETOPS とは、Extended Twin Engine Operations のことで、通常、双発機では「着陸可能な飛行場から飛行時間が 60 分以内の範囲内を運航しなければならない」とされるが、必要な信頼性の要件を満足することによってこの 60 分という制限が、120 分、180 分などへと拡張を認可される制度が適用



第 11 図 シャフトねじり疲労試験
Fig. 11 Shaft torsional fatigue component rig test

され運用されることである⁽³⁾。ETOPS 180 分あるいは 207 分ということになると、ほとんどの大陸間運航でもその範囲内に着陸可能な飛行場を見つけることが可能になる。このため、双発機であっても 3 発あるいは 4 発機と同様にほぼ制限なく洋上運航が可能になる（第 12 図）。

参考までに GE90 ペースエンジンでの飛行中エンジン停止率の実績値などを示すデータを第 13 図に示す。従来からのエンジンに比べ大幅に信頼性が向上していることが分かり、かつ、ETOPS 180 分のためのエンジン停止率要求 0.02/1 000 h を十分に満足していることが分かる。

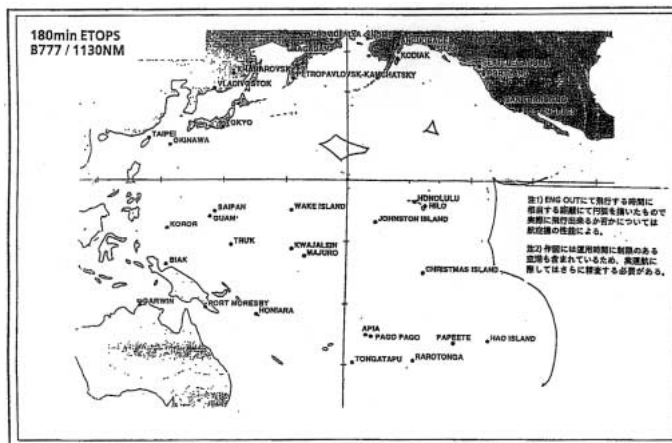
5.2 特長と市場価値

B777-300ER は客席数・航続距離でほぼ B747-400 に匹敵するものである。また、B777-200LR は従来になかった長大距離を飛行可能にするもので、例えば北米～東南アジア間、欧州～豪州間などもノンストップ運航が可能になる。

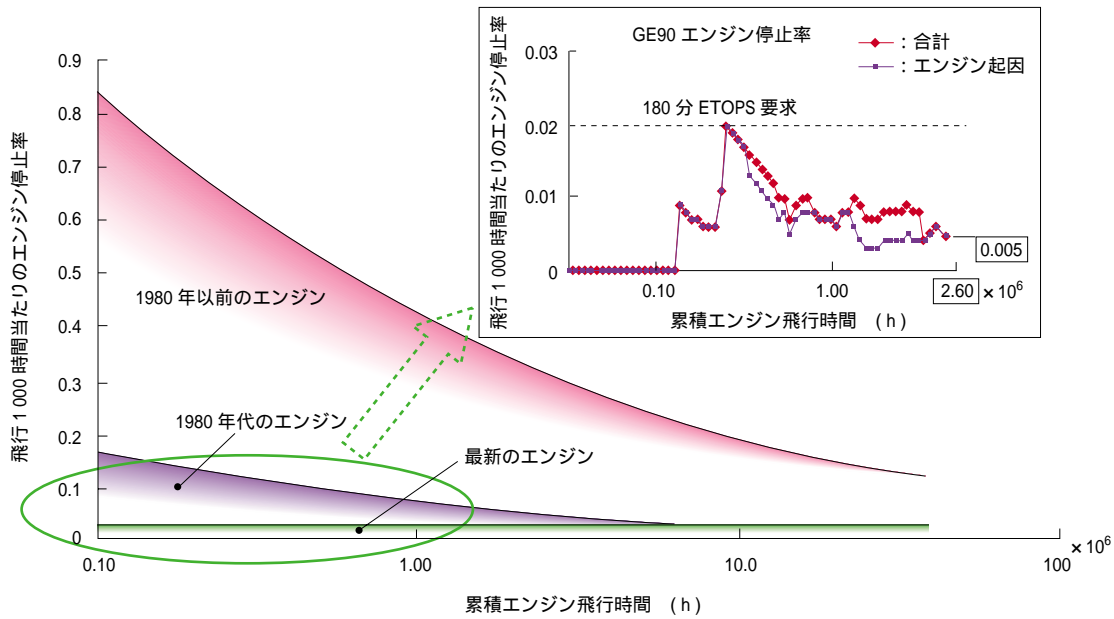
B777-300ER および B777-200LR は双発機であるため、ほかの 3 発ないし 4 発の大型広胴機体に比べ、GE90 という新しいエンジンによる低い燃料消費率の効果と相まって、航空機トータルのメンテナンスコストを大幅に低く抑えること（約 10～15%）が可能になっている。前述した ETOPS によって飛行ルートでの制限もなくなるため、コストパフォーマンスが高く、優れた市場性をもつことになる。

6. 今後の展望と課題

GE90-115B エンジンには、2003 年 7 月に型式承認を取得した。GE90-115B エンジンを搭載しての B777-300ER による飛行試験は予定どおりボーイング社で始まり、順調に計画どおりの試験をこなしている。2004 年の初頭には FAA から機体の型式証明を取得してエアフランス航空



第 12 図 ETOPS 180 分での飛行領域
Fig. 12 ETOPS 180 min flight route



第 13 図 飛行中でのエンジン停止事象発生率
Fig. 13 IFSD (In Flight Shut Down Rate) data trend

で就航が開始される予定である。

現在、66 機の受注を得ており、すでに量産エンジン用部品
品の製造は始まっている。2001 年 9 月 11 日のアメリカで
の同時多発テロや、最近の SARS 問題による航空需要の落
ち込みで現在のマーケットは冷え込んでいるが、今後とも
エアライン・乗客の需要に対応して高信頼・低コストを
目指す努力を続けていき、早期に需要が回復して多くのエア
ラインに採用されることを期待している。

また、現在においてはさらなる推力増強の具体的な計画
はないが、基本的にはその潜在能力をもっている。市場の
要求で必要と判断されるならば、さらなる推力増強計画を
進めることになる。

7. 結 言

GE90-115B エンジンに関する開発の概要、その技術的
特長、当社担当部分での先進技術の取組み、大型双発広胴
機に搭載される際の優位性と市場価値、などについて紹介
した。

GE90-115B エンジンは、従来型のベースエンジンと比較
してさらに先進技術を取入れて性能向上が図られた。その

際、信頼性を損なわないように注意が払われ、高度化した客
先の要求にも、製品として十分にこたえることができた。

謝 辞

GE90-115B 開発は、おおむね順調に終了した。これは
関係する各設計部門、生産部門、調達部門が目標を共有し
一体となった活動が展開できた成果と感謝している。また、
エンジン全体をとりまとめ、強いリーダーシップを発揮し、
本稿にも情報提供をいただいた General Electric
Aircraft Engines (GE) 社に対し、深く感謝いたします。

参 考 文 献

- (1) 青野比良夫：GE90 エンジンの開発状況 石川
島播磨技報 第 34 巻 第 3 号 1994 年 5 月
pp.161 - 166
- (2) 館野 昭：GE90 エンジン 日本ガスタービン学
会誌 Vol.28 No.5 2000 年 9 月 pp.18 - 22
- (3) 米谷豪恭：ETOPS の歴史とエアラインの取組み
航空技術 2002 年 12 月 pp.23 - 29