

GENx エンジンの開発

Development of GENx Turbofan Engine

藤村 哲 司	航空宇宙事業本部民間エンジン事業部技術部	主幹
西川 秀 次	航空宇宙事業本部民間エンジン事業部技術部	主幹 工学博士
守屋 信 彦	航空宇宙事業本部民間エンジン事業部技術部	主査
今村 満 勇	航空宇宙事業本部民間エンジン事業部技術部	部長

GENx エンジンは、推力 236 ~ 333 kN の中大型長距離民間航空機用のターボファンエンジンである。現在、ボーイング社が開発中で 2009 年から就航開始予定の B787 および B747 の派生型である B747-8 の搭載エンジンに選定された。当社は、本エンジンの開発プログラムに低圧タービンの回転系部分および高圧圧縮機後段部分を中心に、約 15% のワークシェアで参入している。本稿では、GENx エンジンの技術的特長、高い市場価値および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。

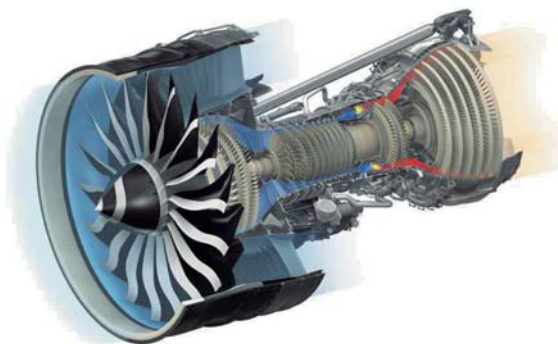
The GENx is the next generation turbofan engine and will be the leading engine of the 21st century for medium-capacity long-range aircraft. The GENx has been selected to power the B787 Dreamliner™ and B747-8, both of which will enter the service in mid 2009. IHI is now participating in the GENx program as a risk and revenue sharing partner. IHI has the responsibility for design, manufacturing and assembly of about 15% of the engine, which mainly include the rotating members of the low pressure turbine, the aft part of the high pressure compressor airfoils, and fan mid-shaft. This paper describes an overview of the GENx engine.

1. 緒 言

GENx エンジン（第 1 図）は、現在ボーイング社（アメリカ）が開発中の中型双発広胴機 B787（第 2 図）の搭載エンジンに、また、B747 型機の最新型となる B747-8 の唯一の搭載エンジンに選定され、開発が進められている。B787 用の GENx-1B エンジンには、2005 年に開発を開始し、2006 年 3 月には初号機の運転試験を開始した。その後も順調に開発が進み、2008 年 3 月に FAA（アメリカ連邦航空局）の型式承認を取得した。現在は、2009 年半ばの市場投入に向けて、さらなる性能改善、耐久性向上を図っている。また、B747-8 用の GENx-2B エンジンには、2008 年 2 月に初号機の運転試験を開始し、2009 年中の型式承認取得および市場投入を目指して開発が続けられている。

当社は、GENx エンジンの開発プログラムに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、低圧タービンの回転部分および圧縮機後段の設計・製造、低圧タービンモジュール組立を中心に約 15% の比率で参入している。

本稿では GENx エンジンの開発について、技術的特長、高い市場価値および当社が担当した先進技術の概要について述べる。



第 1 図 GENx エンジン カットビュー
Fig. 1 GENx engine cutaway view



第 2 図 中型双発広胴機 B787
Fig. 2 Boeing 787 aircraft

2. GEnx エンジン開発概要

2.1 開発経緯

アメリカの General Electric Aviation 社（以下、GE 社と呼ぶ）は、2005 年 5 月に革新的な対環境性能を顧客と社会に提供するプログラムとして、Ecomagination を提唱した。GEnx エンジンは同プログラムの一翼を担う最新の中大型長距離民間航空機用エンジンであり、対環境性能の優位性と運航コスト低減という二つのゴールを定め、顧客価値を最大化する。その対環境効果によって、同クラスの既存エンジンが使用され続けた場合に排出される温室効果ガスをこの先 20 年で 7 700 万 t 削減できると試算されている。

同クラスの既存エンジンに対する GEnx エンジンの優位性は以下のとおりである。

- (1) SFC（Specific Fuel Consumption：燃料消費率）を 15% 低減
- (2) 部品点数を 30% 削減
- (3) 機体からエンジンを取卸しせずに運行できる時間を 30% 延長
- (4) 排ガスレベルを現行規制値に対して 50% 以下に削減
- (5) 空港の騒音範囲（Noise footprint）を 50% 縮小

2.2 エンジン諸元および信頼性目標

GEnx エンジンの主要諸元を第 1 表に示す。GEnx-1B エンジンはファン径 2 822 mm { 111.1 in } の超高バイパス比の 2 軸ターボファンであり、4 段低圧 + 10 段高圧軸流圧縮機、アニュラー燃焼器、2 段高圧 + 7 段低圧タービンの構成で全体圧力比を 43 以上としている。特に高圧

第 1 表 GEnx エンジンの主要諸元
Table 1 GEnx engine specification

項目	機種	GEnx-1B	GEnx-2B
搭載機体		B787	B747-8
推 力	(kN)	236 ~ 333	296
	{ lbs }	53 000 ~ 75 000	66 500
バイパス比（離陸時）（—）		9.6	8.0
全体圧力比（離陸時）（—）		43.5	44.7
ファン径	(mm)	2 822	2 647
	{ in }	111.1	104.2
段 数 (FAN/LPC/HPC/HPT/LPT)	(段)	1/4/10/2/7	1/3/10/2/6

(注) LPC：低圧圧縮機
HPC：高圧圧縮機
HPT：高圧タービン
LPT：低圧タービン

軸流圧縮機の圧力比 23 は史上最高である。GEnx-2B エンジンは搭載機体の仕様に合わせてファン径、推力、低圧圧縮機および低圧タービンの段数が GEnx-1B エンジンと異なるが、高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービンからなるコア・エンジン部分は共通である。

GEnx エンジンは、これまでに蓄積した豊富なエンジン運用実績に基づいた設計手法を適用することによって、定時出発率（Dispatch Reliability）99.98% 以上、IFSDR（In Flight Shut Down Rate：1 000 飛行時間当たりのエンジン停止率）0.003 未満という高信頼性を目標にしている。

2.3 開発日程

GEnx エンジンの開発日程表を第 3 図に示す。GEnx-1B エンジンは、2008 年 3 月 31 日に型式承認を取得した。現時点での総運転時間は 4 000 時間 / 5 000 サイクル以上、エンジン始動回数は地上 3 700 回、高空 720 回を超えている。GEnx-1B エンジンの各種試験状況を第 4 図に示す。2009 年第 3 四半期に予定されている B787 の市場投入に向けて、今後さらに運転試験実績を積み、運用開始と同時に 330 分の ETOPS（Extended Twin Operations：双発エンジンによる長時間の洋上飛行）を可能とする計画になっている。

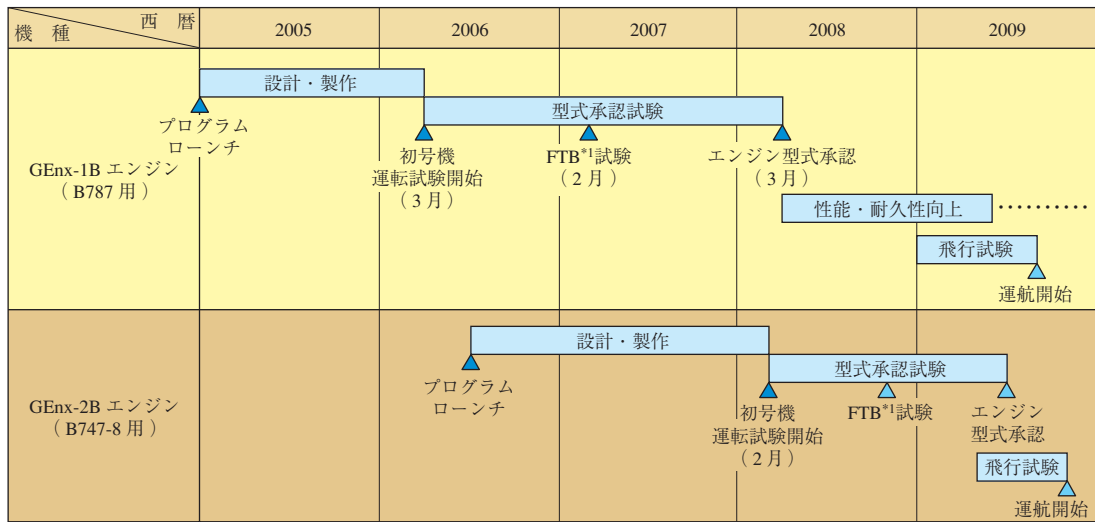
一方、B747-8 用の GEnx-2B エンジンは 2006 年から開発が開始され、2008 年 2 月にエンジン初号機の運転試験が開始された。こちらも 2009 年半ばの型式承認取得と 2009 年第 4 四半期の市場投入を目指して開発継続中である。

3. GEnx エンジンの特長

GEnx エンジンは、これまでの運用実績からその高信頼性が立証されている GE90 エンジンをベースとし、これに加えて、複合材ファンケース、TiAl（チタンアルミニド）低圧タービン翼を採用するなど、多くの先進技術を導入した。第 5 図に GEnx エンジンの断面と採用した先進要素技術を、また第 6 図に GEnx エンジン外観を示す。以下、要素ごとにその特長を述べる。

3.1 ファン

より高い推進効率を獲得するため、高バイパス比化が進むに従ってファンは大径化され、ファン部重量は増大する傾向にある。この対策として、GEnx エンジンでは複合材および最新の空力設計技術を駆使し、軽量化を図った。ファン動翼には GE90 エンジンで導入された耐衝撃損傷

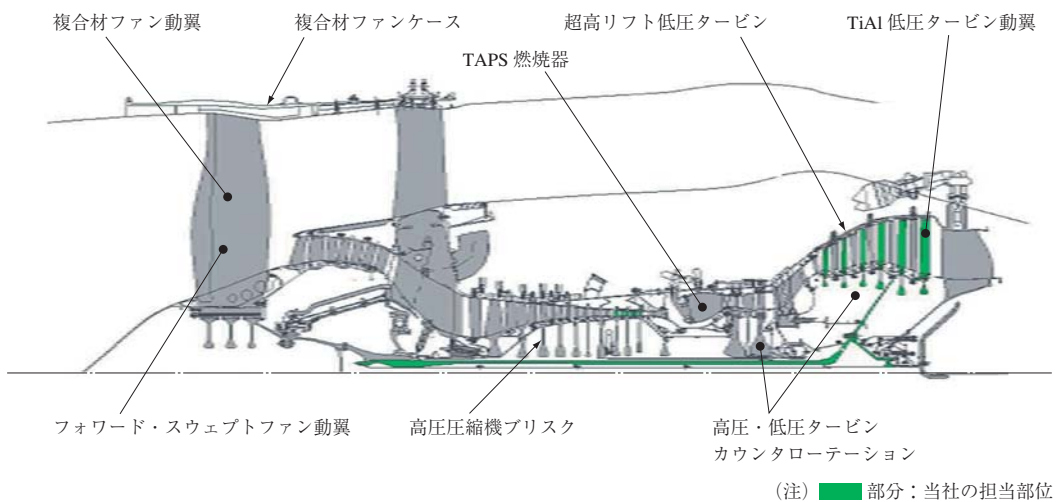


(注) *1 : Flying Test Bed
▲ : 完了
△ : 予定

第 3 図 GEnx エンジンの開発日程表
Fig. 3 GEnx engine development milestone



第 4 図 GEnx エンジンの各種試験状況
Fig. 4 GEnx engine tests



第 5 図 GEnx エンジンで採用した先進要素技術
Fig. 5 GEnx engine technology



FRP ファン動翼

FRP ファンケース

(注) FRP : Fiber Reinforced Plastics

第 6 図 GENx エンジン外観
Fig. 6 GENx engine overview

性を向上するための翼前縁チタンカバー付きの第三代複合材マトリックスによる複合材翼を採用した。また、最新の三次元空力設計技術を用いたフォワード・スウェプト翼型を採用した。この結果、空力性能を向上させると同時にファン動翼枚数を GE90 エンジンの 22 枚に対し 18 枚とさらに削減し、軽量化、部品点数削減を実現した。

ファンケースには史上初の複合材ケーシングを採用した。本複合材ケーシングは、金属ケースの約半分の比重のファイバー織物を積層した複合材によって構成され、軽量化と同時に従来の複合材では困難であったファン動翼飛散時のコンテインメント(貫通防止)要求を満足する。また、損傷、疲労、腐食に対しても優れた耐久性をもつ。

一方、高バイパス比エンジンでは、ジェット騒音に比べ、ファン騒音が支配的になる。GENx エンジンでは低ファンスピードとファン動翼枚数削減の効果によって、FAR36 Stage3 と Stage4 (アメリカ連邦航空局の騒音規制値) を十分な余裕をもってクリアした。

3.2 高圧圧縮機

最大の特長は 23 : 1 という史上最も高い圧力比であるが、さらに次世代三次元空力設計技術を駆使した翼によって耐ストール(失速)性の向上を図った。構造的には、① 1, 2, 5 段の計 3 段にブリスク(翼(Blade)とディスク(Disk)の一体構造)を採用したこと ② 粉末冶金合金ディスクを採用して制限寿命の向上を図ったこと ③ 動翼のチップ・ラビング(先端の摩耗)による性能劣化の少ないアブレダブル・シュラウド(被削性の良いシュラウ

ド)を採用したこと、などの特長がある。

3.3 燃焼器

低環境負荷 TAPS (Twin Annular Pre-Swirl) 燃焼器を導入した。TAPS の採用によって、ICAO CAEP6 (国際民間航空機関による 2008 年から適用の航空エンジン排ガス規制値) を、50%以上の余裕をもってクリアした。TAPS では、燃料ノズル内に隣接して配置された二つのスワラで生成された渦によって燃料と空気の混合をより均質化、希薄化する。この結果、通常より大幅に低い温度での希薄燃焼を実現し、NO_x だけでなく、CO, HC (未燃炭化水素)、スモークなどの排出量を低減した。

3.4 高圧・低圧タービン

高圧タービン翼には新材料と新コーティングを採用し、耐熱温度を 50°F (28°C) 向上させた。また、高圧タービンシュラウドへの新材料の適用によって、耐ホットコロージョン(高温腐食)性を 50%向上させた。

低圧タービンは高圧タービンと反転させることによって、高圧タービン出口のスワール(旋回成分)を有効活用しながら、高圧タービン・低圧タービンのインタラクションロス(干渉損失)を低減し、燃費低減を図った。低圧タービン翼には超高リフト三次元空力設計(後述)を採用し、部品点数を削減するとともに、全 7 段のうち最終 2 段に TiAl の低圧タービン翼を採用し、重量を軽減した。当該 TiAl 翼による軽量化は 1 エンジン当たり約 180 lb であり、エンジンを機体に装着するためのマウントなどの軽量化を加味すれば、機体全体では 400 lb を超え

る軽量化効果がある。

4. 当社 (IHI) 担当部分における先進技術

当社は、極めて短い開発期間のなかで、設計・製造・試験に対応するとともに、超高リフト低圧タービンの空力設計、民間エンジンとしては史上初めてとなる TiAl 低圧タービン翼の設計・製造など、先進技術の適用に挑戦した。

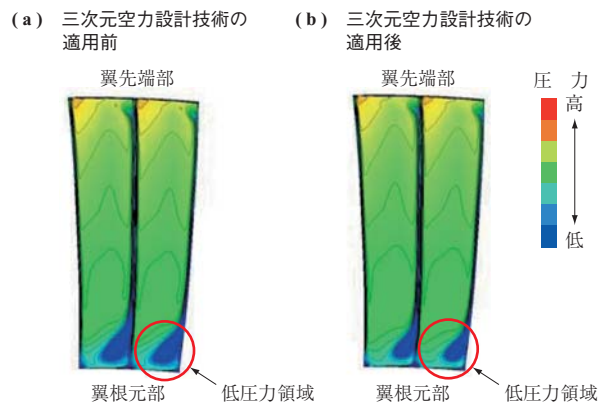
初品から量産品と同等の高い品質要求を満足させるため、PDM (Production Data Management) で統合された三次元設計システムを駆使し、詳細設計と並行して精密鍛造素材、加工技術開発などをコンカレントに実施し、短納期を実現した。

4.1 超高リフト先進空力・構造設計技術の導入

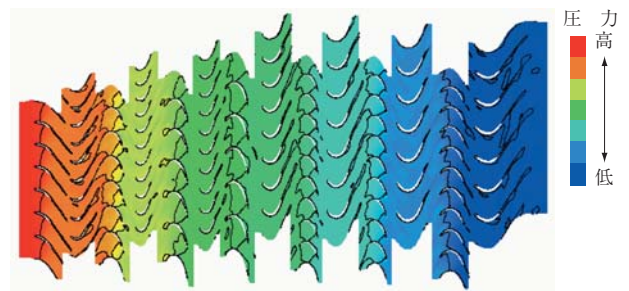
低圧タービンには、通常、高比重量の耐熱合金翼が数百枚の単位で使用され、エンジン全体重量に占める割合も大きい。また、近年、高バイパス比化に伴い大径化したファンを駆動するため、低圧タービンの段数は増加する傾向にある。したがって、低圧タービン翼に対する軽量化の要求はますます高まっている。この対策として、空力面では、タービン翼 1 枚当たりの空力負荷を上げ、翼枚数を削減する高リフト技術が開発されている。しかし、高リフト化を進めると、翼間静圧力差が大きくなり、これに伴う壁面付近での 2 次流れ増加によって、逆に性能低下を引き起こす。

当社では、高リフト技術をさらに推し進めた超高リフト技術に加えて、三次元空力設計技術を適用することによって、2 次流れを抑制し、翼枚数削減と性能向上を両立させる空力設計技術を開発した。GE 社の低速回転リグ試験設備で本技術を実証し、詳細設計段階では、数値流体解析を駆使し、低圧タービン全体の最適空力設計を進めた。第 7 図に翼後縁直後における全圧分布 (2 翼間分) の数値解析結果を示す。三次元空力設計技術の適用前 (第 7 図 - (a)) に比べて、適用後 (- (b)) は翼根元部の負圧面付近で発生している低圧力領域が減少し、2 次流れが抑制されていることが分かる。また、多段翼列では翼列間干渉および流れの非定常性の性能への影響が無視できないため、非定常全段翼列解析を実施した。解析結果を第 8 図に示す。このような高度数値解析技術も実用レベルに達し性能向上に寄与した。

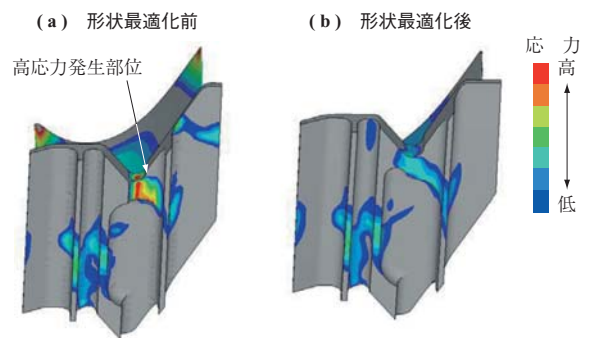
一方、構造設計面でも超高リフト化による翼枚数削減に伴い動翼チップシュラウドの 1 枚当たり重量が増加し、翼各部の応力が増大した。第 9 図に低圧タービン動翼チップシュラウド部の応力分布を示す。翼ダブテール



第 7 図 低圧タービン翼全圧分布の数値解析結果
Fig. 7 Numerical simulation results of LPT blade total pressure distributions



第 8 図 低圧タービン非定常全段翼列解析結果 (全圧分布)
Fig. 8 Results of full-stage unsteady analysis (total pressure distributions)



第 9 図 低圧タービン動翼チップシュラウド部の応力分布
Fig. 9 LPT blade tip shroud stress contour

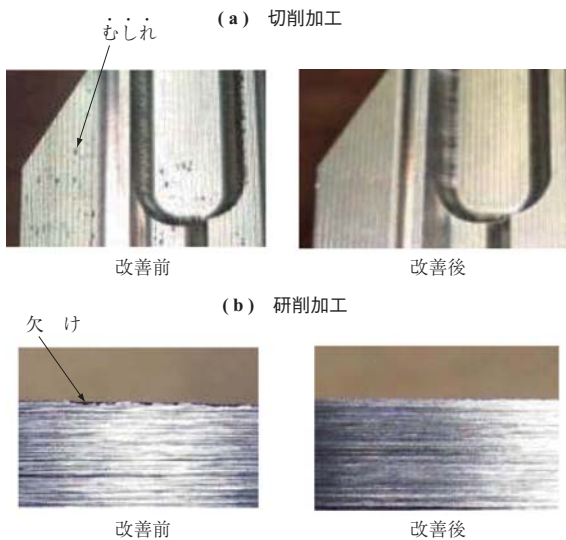
(植込み) 部や翼面応力に影響を与えずに応力低減するため、非常に多くの形状パラメータを最適化して設計要求を満足させた。また、翼部軽量化に伴い、翼を支持するディスク部も極限まで軽量化したが、この過程で、従来問題とならなかった部位の剛性、寿命などが問題となり、設計技術および加工技術の高度化を図り解決した。

4.2 先進材料・加工技術の適用

GENx エンジンで低圧タービン翼材料として採用され



第 10 図 TiAl 製低圧タービン翼
Fig. 10 TiAl LPT blade



第 11 図 TiAl の機械加工改善
Fig. 11 Improvement of TiAl machining process

た TiAl は、通常の耐熱合金の半分以下の比重で大幅な軽量化が実現できる。一方で、耐力が小さく切削加工時に、① むしれが生じやすい ② 通常の研削では角部が欠ける ③ 加工表面に引張りの残留応力が発生すると時間経過後に時効効果によって割れが生じる、など加工が極めて困難な素材である。当社では、工具と加工条件の改良を繰り返し、開発期間内に TiAl 翼を完成させることができた。第 10 図に TiAl 製低圧タービン翼の完成形状を示す。

第 11 図に TiAl の機械加工改善の比較を示す。切削加工（第 11 図 - (a)）には独創的な方法を採用し、加工時間を半減すると同時に要求される仕上げ精度を確保して、研磨による手仕上げ作業を不要にした。また、研削加工（第 11 図 - (b)）では、従来の加工方法では必ず角

部に欠けが発生したが、新型砥石を採用し加工条件を改善することによって、加工時の表面の温度上昇、引張りによる残留応力を抑え、最終的に欠けを防止することができた。加工後の表面性状評価では引張りによる残留応力はほとんどなく、また、疲労試験によって疲労強度が低下しないことを確認した。

5. 結 言

GENx 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について紹介した。GENx エンジンは、社会的要求である対環境性の改善およびエアラインの運航コストの低減という顧客ニーズを同時に満足し、次世代を代表するエンジンの一つとなると期待される。当社も低圧タービン部を中心に、独自技術によって性能向上および軽量化に大きく貢献した。

— 謝 辞 —

GENx エンジンの開発は順調に進んでいる。これは関係する各設計部門、生産部門、調達部門、技術開発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、本稿にも情報提供をいただいた General Electric Aviation 社、本 GENx エンジンの開発に当たって、多大なご支援をいただいている経済産業省、財団法人日本航空機エンジン協会および多くの関係各位のご厚誼に対し、あらためて深く感謝の意を表します。

参 考 文 献

- (1) 財団法人航空機国際共同開発促進基金：航空機等の動向調査事業の調査概要－ GENx エンジン開発動向（オンライン）入手先 <http://www.iadf.or.jp/8361/h/IADF-HP/iadf-hp_duokouchyosa2.htm>（参照 2008-07-10）
- (2) The GENx promises clean, lean operation : Engine Yearbook 2007 pp. 9 - 12
- (3) GENx : Next-generation Technology, a legacy of excellence Engine Yearbook 2006 pp. 2 - 7