

# F7-10 エンジンの設計

## Design of F7-10 High Bypass Turbofan Engine for P-1 Maritime Patrol Aircraft

坪 本 卓 航空宇宙事業本部防衛システム事業部航空エンジン技術部 主査  
森 脇 暢 彦 航空宇宙事業本部防衛システム事業部航空エンジン技術部 主査

F7-10 エンジンは、海上自衛隊の P-1 固定翼哨戒機用のターボファン・エンジンとして、防衛省技術研究本部（現：防衛装備庁）によって開発が行われ、2010 年から量産エンジンの生産が開始された。当社は主契約者として開発エンジンの設計および製造を担当し、現在は量産エンジンの製造および維持設計を行っている。F7-10 エンジンは推力 6 tf クラスのエンジンとしては世界最高レベルの燃費性能を達成している。本稿では、F7-10 エンジンの構成要素をはじめとするエンジンの設計について紹介する。

The F7-10, a turbofan engine for the P-1 maritime patrol aircraft operated by the Japanese Maritime Self-Defense Force (JMSDF), was developed by the Ministry of Defense Technical Research & Development Institute (Current Acquisition, Technology & Logistics Agency) and service entry of the production of the F7-10 engine commenced in 2010. IHI is in charge of designing and producing the F7-10 engine (including the prototype engine). The F7-10 engine has achieved excellent fuel efficiency among the existing six-ton class engines. This paper presents the design overview of the F7-10 engine and its components.

### 1. 緒 言

F7-10 エンジン（第 1 図）は P-1 固定翼哨戒機<sup>（1）</sup>（第 2 図）用のターボファン・エンジンとして、2000 年代前半から防衛省技術研究本部（現：防衛装備庁）によって開発が行われ、2010 年から量産エンジンの生産が開始された（それぞれ、開発時の名称は XF7-10, XP-1）。当社は主契約者として開発エンジンの設計および製造を担当し、現在は量産エンジンの製造および維持設計を行っている。P-1 固定翼哨戒機は、海上自衛隊の P-3C 哨戒機の後継として、我が国周辺海域の常続的かつ広域にわたる警



第 2 図 P-1 固定翼哨戒機<sup>（1）</sup>  
Fig. 2 P-1 maritime patrol aircraft<sup>（1）</sup>

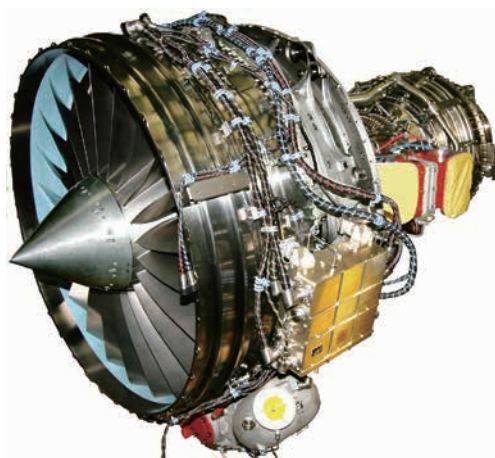
戒監視および哨戒をはじめとする多様な任務に使用される航空機である。

F7-10 エンジンの設計においては、民間機に適用される環境基準を満足しつつ、燃費性能の向上を図り、推力 6 tf クラスの高バイパス比ターボファン・エンジンとしては世界最高レベルの燃費性能を達成した。本稿では、性能達成の鍵となったファン、圧縮機などの構成要素をはじめとするエンジンの設計について紹介する。

### 2. F7-10 エンジンの設計および特徴

#### 2.1 エンジンに求められる特性

哨戒機用エンジンの設計に当たり、まず求められることは、高速で進出でき、かつ長時間の滞空を可能にするこ



第 1 図 F7-10 エンジン外観  
Fig. 1 External view of the F7-10 engine

と、すなわち、高空・亜音速域での推力を確保しつつ、燃費性能の向上およびエンジン自体の軽量化を実現することである。次に、哨戒ミッションに必要な電子機器に十分な電力を供給するための大容量発電機の装着、海上運用に耐えられる耐食性、そして民間機並みの環境への配慮である。

また、先行して研究試作されていた低バイパス比ターボファンである実証エンジン (XF5-1) のコアエンジン部分を可能な限り流用することで開発期間・経費・リスクの低減を図った。

設計に当たっては、アメリカ軍規格である MIL-E-5007D<sup>(2)</sup> を基準とし、その後継に相当するガイダンス JSSG-2007A<sup>(3)</sup>、および高バイパス比ターボファン・エンジンの規格として民間エンジンで使用されている FAR Part. 33<sup>(4)</sup> の一部を加えて設計基準を定めた。排ガスおよび騒音については ICAO (International Civil Aviation Organization: 国際民間航空機関) の規制<sup>(5)</sup>、<sup>(6)</sup> を満足することを目標とした。

## 2.2 エンジン熱サイクルおよび構成の検討

### 2.2.1 バイパス比と SFC の関係

バイパス空気とコア空気の流れを第3図に示す。バイパス比は、ファンのみを通過して排気されるバイパス空気量と、圧縮機、燃焼器およびタービンを通過して排気されるコア空気量の比率であり、これを大きくするとエンジンの平均排気速度を下げるができる。

SFC (Specific Fuel Consumption: 燃料消費率) は、燃費性能を示すパラメータであり、単位推力および単位時間当たりの燃料流量として表される。ここで、エンジンの SFC を飛行速度  $U$ 、エンジン平均排気速度  $V$ 、エンジン

の熱効率  $\eta_{th}$  で表してみる。推力  $F_n$  は、燃料流量  $\dot{W}_f$  がエンジンに流入する単位時間当たり空気流量  $\dot{m}$  に比べて十分小さいことを考慮すれば、

$$F_n = \dot{m}(V - U) \dots \dots \dots (1)$$

と表される。また、エンジンの熱効率  $\eta_{th}$  は運動エネルギーおよび燃料低位発熱量  $Q$  を用いて表すと、

$$\eta_{th} = \frac{1}{2} \dot{m}(V^2 - U^2) / (\dot{W}_f \cdot Q) \dots \dots \dots (2)$$

であるから、SFC は(1)式および(2)式から以下の(3)式で表される。

$$SFC = \frac{\dot{W}_f}{F_n} = \frac{V + U}{2\eta_{th}Q} \dots \dots \dots (3)$$

したがって、SFC を低減するためには、エンジン熱効率の改善と、エンジン排気速度の低減、すなわちバイパス比を上げることが必要であることが分かる。

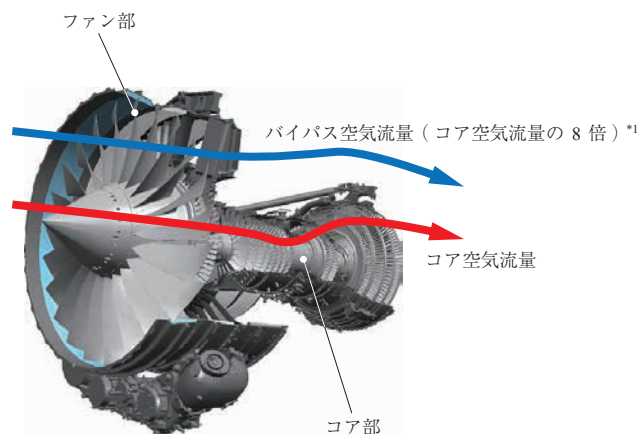
### 2.2.2 F7-10 のエンジン熱サイクルおよび構成

F7-10 エンジンでは、高い航続性能が得られることが重要であるため、エンジン質量への影響を最小限に抑えつつ、バイパス比を約 8 まで引き上げ、エンジンの平均排気速度を下げることで SFC の大幅な低減を図った。

バイパス比を上げるにはファンを大型化する必要があるが、一方でコア部へ流入するファン内径部の圧力比が低下するとともに、ファンと低圧軸でつながる低圧タービンの回転速度も制限を受けてしまう。このため、他機種ではファンと独立して回転する中圧軸および中圧圧縮機を設ける 3 軸式や、ファンの回転速度を落とすギヤを介すギヤードターボファンが採用されている。しかし、F7-10 エンジンではコアエンジンを流用した XF5-1 が 2 軸式であることから 2 軸式で低圧圧縮機 (LPC) を設けるエンジン構成とした<sup>(7)</sup>。

また、エンジン熱効率については、ファン、圧縮機およびタービンの各要素の損失を減らして断熱効率を高めることで向上を図った。一方、熱サイクルとしては燃焼温度を高くすればエンジン熱効率を向上させることができるが、F7-10 エンジンでは、高温部品の長寿命化および NO<sub>x</sub> 排出量削減によるメリットを重視した燃焼器出口温度に設定した。

F7-10 エンジンの主要諸言を第1表に示す。また、補機類を除く F7-10 エンジン断面を第4図に示す。F7-10 エンジンは、推力 6 tf クラスのエンジンとしては世界最高レベルのバイパス比を実現しており、SFC の非常に小さいエンジンとなった<sup>(8)</sup>、<sup>(9)</sup>。



(注) \*1: F7-10 エンジンの場合

第3図 バイパス空気とコア空気の流れ  
Fig.3 Bypass and core flow

第 1 表 F7-10 エンジンの主要諸元  
Table 1 Specifications for the F7-10 engine

項目	単位	諸元
エンジン形式		2 軸ターボファン・エンジン
推力 <sup>*1</sup>	kN (tf)	約 60 (約 6)
S F C <sup>*1</sup>	kg/h/daN	約 0.34
空気流量 <sup>*1</sup>	kg/s	約 240
バイパス比	-	約 8
ファン圧力比	-	約 1.6
全体圧力比	-	約 27
燃焼器出口温度	℃級	1 500

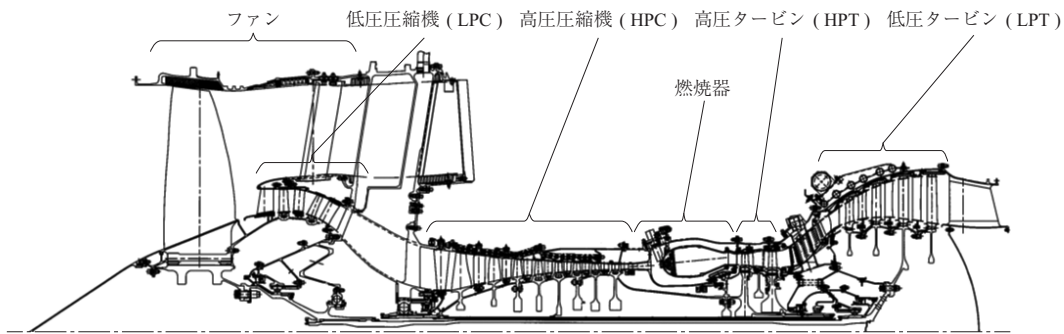
(注) \*1: 海面高度静止状態で国際標準大気での値を示す。

### 2.3 ファンの設計

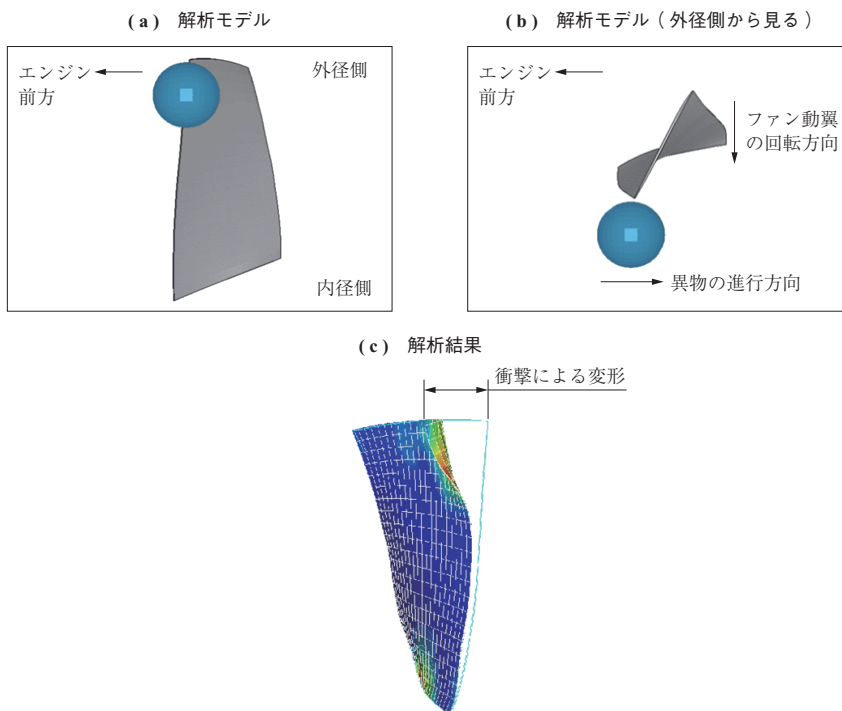
ファンは推力の大部分を生み出し、エンジンのなかで最大の質量・大きさの回転体となる要素である。また、エンジンの前面に位置し、大量の空気を吸い込むため、鳥や

ひょう雹、ナセルインテークリップ部で生成される氷板などの異物の吸込みによる衝撃に耐えること、さらに動翼が根元から破断した場合でも機体に損傷を与えないことが要求される。

F7-10 エンジンのファンでは、熱サイクル検討で設定した圧力比約 1.6 を達成するため、動翼入口相対マッハ数が音速を超える回転速度とし、動翼の設計は衝撃波の発生を考慮した遷音速翼列設計とした。空力性能の確認のため、約 2 分の 1 スケールのファン空力リグ試験を行い、この成果をエンジン設計に反映した。異物吸込みに対しては、設計基準にて定められた大きさ、数量の異物に対して飛行安全を脅かすような損傷が発生しないよう、翼列に対してシミュレーションによる耐衝撃性の評価を行い、翼の厚み分布などを定めた。第 5 図に異物吸込みに対する



第 4 図 F7-10 エンジン断面  
Fig. 4 F7-10 engine cross-section



第 5 図 異物吸込みに対するファン動翼変形の非定常解析例<sup>(10)</sup>  
Fig. 5 Transient analysis of deformation of fan blade impacted by foreign object<sup>(10)</sup>

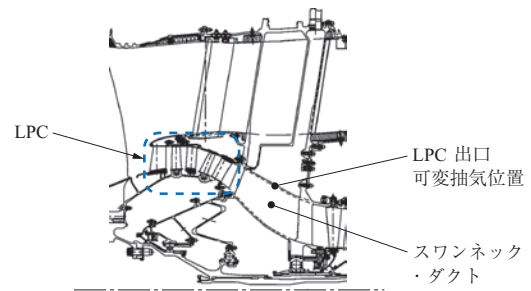
ファン動翼変形の非定常解析例<sup>(10)</sup>を示す。また、運用中の異物吸込みによって、翼単位で部品の交換整備が必要になることを想定し、動翼はエンジン前方から、ファン出口案内翼はエンジン後方から交換が可能なように整備性にも配慮した設計にした。

ファンケースの設計においては、エンジン運転中に万が一、ファン動翼が根元から破断した場合でも破片がファンケースを突き破ることのないよう、厚みやリブ形状の工夫を行い、質量を抑えつつ安全性を確保した。第6図にファン部を示す。

#### 2.4 低圧圧縮機 (LPC) の設計

高バイパス比化によるファン内径部の圧力比の低下を補うため、F7-10 エンジンでは LPC を設置した。高压圧縮機 (HPC) の負担を下げつつ、目標のエンジン全体圧力比を達成するためには、できるだけ LPC で圧力を高めておく必要がある。しかし、ファンと同じ低圧軸で駆動されているため、内径部に位置する LPC は動翼の周速が低く、段当たりの圧力上昇を高くすることが難しい。そこで、ファンの下流に動静翼を2段追加し、ファン内径部による圧力上昇と合せて圧力比約 1.7 を実現した。

また、第7図に LPC 部の断面を示す。図に示すとおり、高バイパス比エンジンの場合、周速をできるだけ高く維持するために流路を高くした LPC と、圧縮機後段の流路高さを確保するために流路を下げた HPC の間で、流路の差が大きくなる傾向がある。このため、両者をつなぐダクトは大きく湾曲した形状となるが、その形状が白鳥の首に似ていることから、スワンネック・ダクトと呼ばれ、流れが剥離し下流の HPC 入口に不要なディストーション（流れの速度、温度、圧力に分布がある状態）を生じさせないように形状とすることが求められる。LPC およびスワンネック・ダクトは、ファンの空力リグ試験のなかで併せて性能確認を行い、その結果をエンジン設計へ



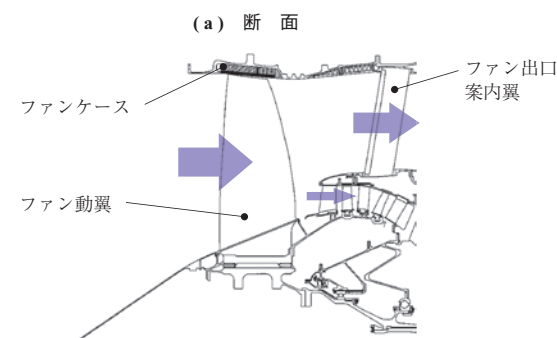
第7図 LPC 部の断面  
Fig. 7 Low Pressure Compressor cross-section

反映した。

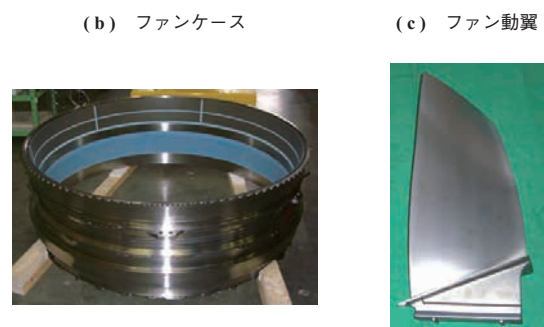
LPC を採用しているエンジンは、LPC の吐出流量と HPC の吸込み流量のマッチングに配慮が必要になる。LPC は低圧軸で駆動され、HPC は高圧軸で駆動されるが、エンジンの低圧軸と高圧軸の回転数の関係は飛行条件やスロットル位置によって変化する。したがって、LPC と HPC を1本のダクトでつないだ場合、LPC 吐出流量が HPC 吸込み流量を上回ると、LPC の作動点が絞り側（ストール側）へ動き、サージを引き起こす可能性がある。これを回避するため、F7-10 エンジンはエンジン作動条件の変化に応じて LPC 吐出流量の一部をエンジンバイパス流路へ排出する可変抽気バルブをスワンネック・ダクトの外径側に設けた。

#### 2.5 高压圧縮機 (HPC) の設計

熱サイクル検討で設定したエンジン全体圧力比約 27 を実現するためには、LPC における圧力上昇を考慮し、HPC において圧力比約 16 を達成する必要がある。一方、エンジン質量を軽減するため、できるだけ少ない段数とし圧縮機の軸長を短くすることが求められる。結果的に、前段部の動翼入口相対マッハ数が音速を超える回転数とし、8段で目標圧力比を達成した。エンジンはアイドル回転数から最大回転数まで全域にわたって安定して作動することが求められるため、入口案内翼 (IGV)、1 段静翼 (1SV)、

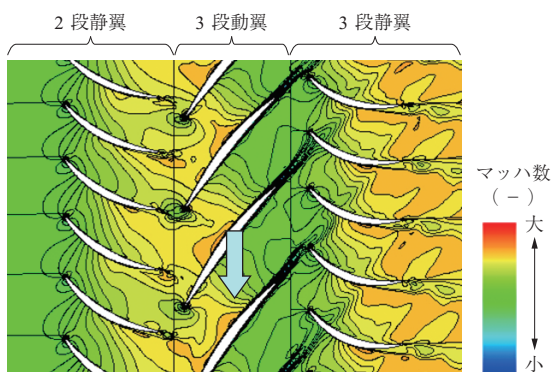


第6図 ファン部  
Fig. 6 Fan section



2 段静翼 (2SV) の取付角度を回転数に応じて変更できる可変静翼とし、低回転作動時に生じやすい圧縮機前段部の翼列のストールを回避する設計とした。さらに、エンジン始動中に通過するアイドル以下の回転数域においても始動の安定性を確保するために、回転数に応じて HPC 出口から抽気を行い、バイパスダクト出口へ放出する始動抽気システムを採用した。

F7-10 エンジンは、推力が 6 tf クラスとしては非常に大きなバイパス比 (約 8) としたことで、HPC を流れる空気量が少なく、圧縮されて流れる HPC 出口部では流路高さが非常に小さくなるため、空力設計の観点からは、動翼翼端隙間 (チップクリアランス) や流路壁近傍の境界層の影響が大きくなる。このため、流路壁を含めた CFD (Computational Fluid Dynamics) を活用した三次元翼設計を行い、実スケールの空力リグ試験にて性能を確認したうえでエンジン設計に反映した。第 8 図に HPC 翼列部の CFD 解析例 (マッハ数分布) を示す。構造的な工夫として、1 段から 3 段には、従来のようなディスクの外周に溝を掘って、動翼を 1 枚ずつ差し込んでいくダブテール構造ではなく、動翼 (ブレード) とディスクを一体化した



第 8 図 HPC 翼列部の CFD 解析例 (マッハ数分布)  
Fig. 8 HPC multistage simulation by CFD (Mach number distributions)

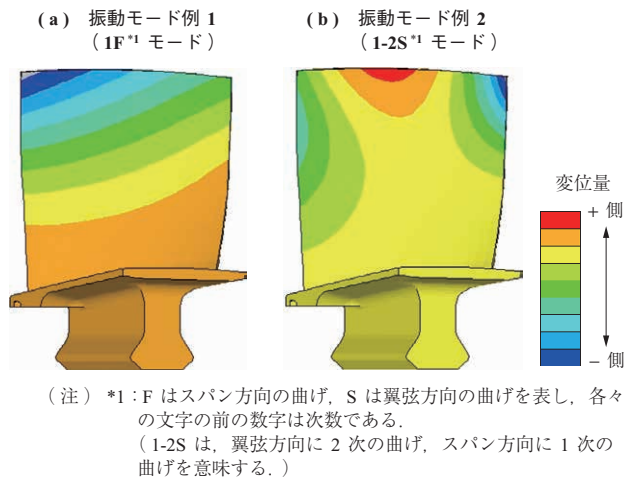
ブリス構造を採用して翼の支持構造を排除するとともに、1 段ブリスから 3 段ブリスまでを一体部品とすることでディスク間の締結構造を排除して軽量化を図った。第 9 図に HPC 部を示す。

HPC の翼は薄く振動しやすいため、設計段階で解析による固有振動数の予測を行って翼形状を最適化し、エンジン作動範囲に有害な共振点をもたないように設計した。第 10 図に HPC 動翼振動解析例 (変位分布) を示す。

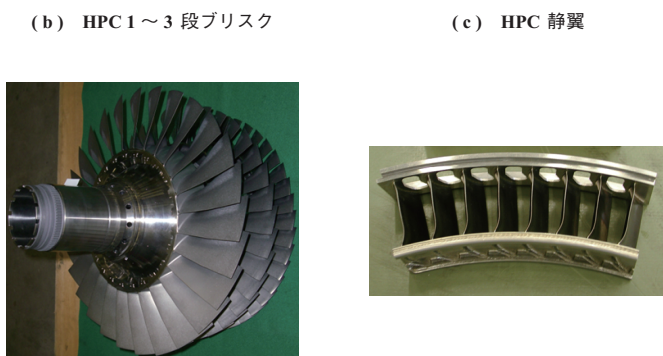
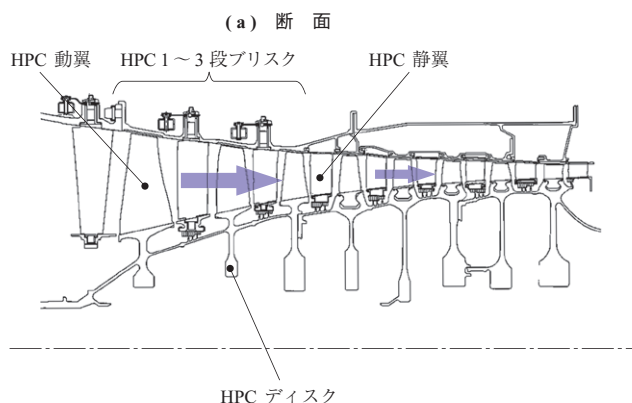
### 2.6 燃焼器の設計

燃焼器はエンジンのなかで最も高温のガスにさらされるために、構造の観点からは適切な冷却・遮熱が、性能の観点からは高燃焼効率、低圧力損失が求められる。また、環境への影響から未燃炭化水素および NO<sub>x</sub> の削減が必要になる。

F7-10 エンジンでは、2 重壁ライナ構造とし、2 枚の板の隙間に冷却空気を流すとともに、ライナの燃焼室側には遮熱コーティングを施工した。燃料噴射弁には気流微粒化



第 10 図 HPC 動翼振動解析例 (変位分布)  
Fig. 10 HPC blade vibration mode analysis by FEM (Displacement distributions)



第 9 図 HPC 部  
Fig. 9 High Pressure Compressor section

式を採用した。第 11 図に燃焼器部を示す。

未燃炭化水素の削減には燃料を微粒化することが有効であるため、燃焼器の圧力損失要求を満足する範囲であえてライナの圧力損失を高めることで、微粒化を促進している。

また、燃焼器出口温度に余裕をもたせる（1500℃級）とともに、燃焼器全長を長くして温度不均一率を低下させることで、高温部品の長寿命化を図った。この燃焼器出口温度の設定は NO<sub>x</sub> の削減にも寄与している。

結果として、ICAO のエミッション排出量の規制<sup>(5)</sup>を満足できる燃焼器となった。

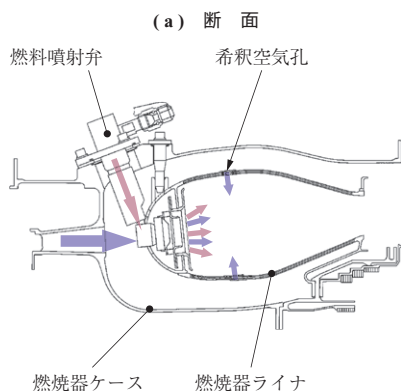
### 2.7 高圧タービン (HPT) の設計

8 段の HPC および大容量発電機をはじめとする補機類の駆動に必要なパワーを確保するため HPT は 2 段とした。HPT には高温の燃焼ガスが流入するため、動翼、静翼ともに内部に複雑な冷却構造をもたせるとともに、翼表面にはフィルム冷却のための微細な冷却空気吹き出し孔を配置し、HPC から導いた空気によって冷却する構造にした。タービン翼の製造は、耐熱性に優れたニッケル基合金の単結晶材による精密鍛造で成型後、冷却のための孔開け加工

などの機械加工を行うが、F7-10 エンジンでは HPT の動翼・静翼のサイズが小さいため、設計段階から十分な配慮を行って冷却性能と製造性を両立させた。第 12 図に HPT 部を示す。

### 2.8 低圧タービン (LPT) の設計

LPT は、HPT 出口のガスがもつエネルギーを回収し大流量のファンを駆動する役割をもつが、極力少ないタービン段数とすることで、エンジン質量の増加を最小限にとどめることが重要である。一方で、回転速度はファンによって制限され、高速で回転させることが難しいため、F7-10 エンジンでは、LPT の流路を大きくとり、タービン動翼の周速をできるだけ上げることで、段当たりの仕事を高め、タービン段数を 4 段に収めた。LPT は平均温度 1000℃以下のガスで作動させるため、動翼、静翼は無冷却翼とした。LPT 流路の大径化に伴い、HPT との流路をつなぐトランジション・ダクトが大きく湾曲するため、流れが剥離して大きな圧力損失を招かないよう、空力リグ試験によるトランジション・ダクト形状の確認を実施し、その成果を設計に反映した。第 13 図に LPT 部の断面を示す。



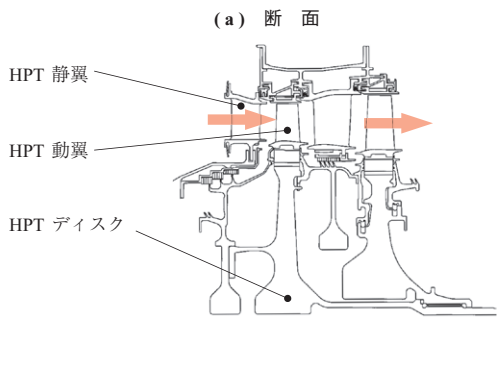
(b) 燃料噴射弁



(c) 燃焼器ライナ



第 11 図 燃焼器部  
Fig. 11 Combustion section



(b) HPT 静翼

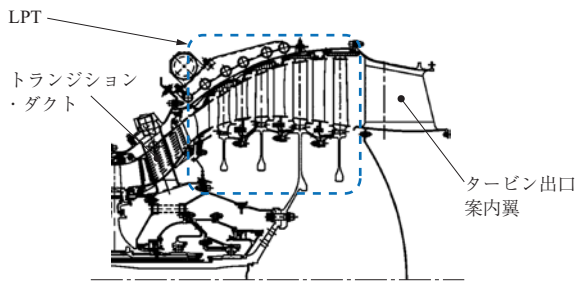


(c) HPT 動翼



(注) 赤矢印：燃焼ガスの流れ

第 12 図 HPT 部  
Fig. 12 High Pressure Turbine section



第 13 図 LPT 部の断面  
Fig. 13 Low Pressure Turbine cross-section

## 2.9 制御・補機的设计

制御・補機システムはエンジンが必要とする燃料やオイルを送り続ける循環系をつかさどるシステムであり、① 燃料供給系統 ② オイル潤滑系統 ③ アクチュエータ系統 ④ 点火系統 ⑤ 電子制御系統 ⑥ 機体表示用系統、に分けられる。第 2 表に F7-10 エンジンの主要補機一覧を、第 14 図に F7-10 エンジンの補機類を示す。補機はどの一つの機能が欠けてもシステムとして成立しなくなるため、個々に高い信頼性が求められる。このため、エンジンが運用中に遭遇する過酷な飛行環境に耐えるよう、補機は十分な耐久性や耐環境性をもつばかりでなく、落雷時に発生する過渡電流や磁界で誤動作しないこと、火災時に補機

から燃料やオイルが漏えいしないことなど、十分な飛行安全性をもつよう設計した。制御系統は完全電子 2 重系として冗長性をもたせたほか、一部の系統に故障が生じた場合においても故障状況に応じた最善の制御を継続できるように、7 段階の制御レベルを設定し、自動的に切り替えるようにした。さらには、哨戒機の運用を考慮した耐 EMI (Electromagnetic Interference: 電磁干渉) 要求への対応も行った。

## 2.10 艤装的设计

2.9 節で紹介した補機類をエンジンに装着し、必要な燃料配管、電気配線、潤滑油配管、空気配管で結合し、システムを形成した。補機や配線・配管類の配置については、環境温度、機体側ナセルとのインタフェース、整備性、組立性、軽量化を考慮して適切な位置を決定した。設計に当たっては、配管類の干渉有無やアクセス性を視覚的に確認するため、三次元 CAD を積極的に取り入れた設計を行い、機体設計会社とのインタフェースの整合性確認においても、三次元 CAD データを交換して調整を行った。第 15 図に三次元 CAD を使用した艤装設計を示す。

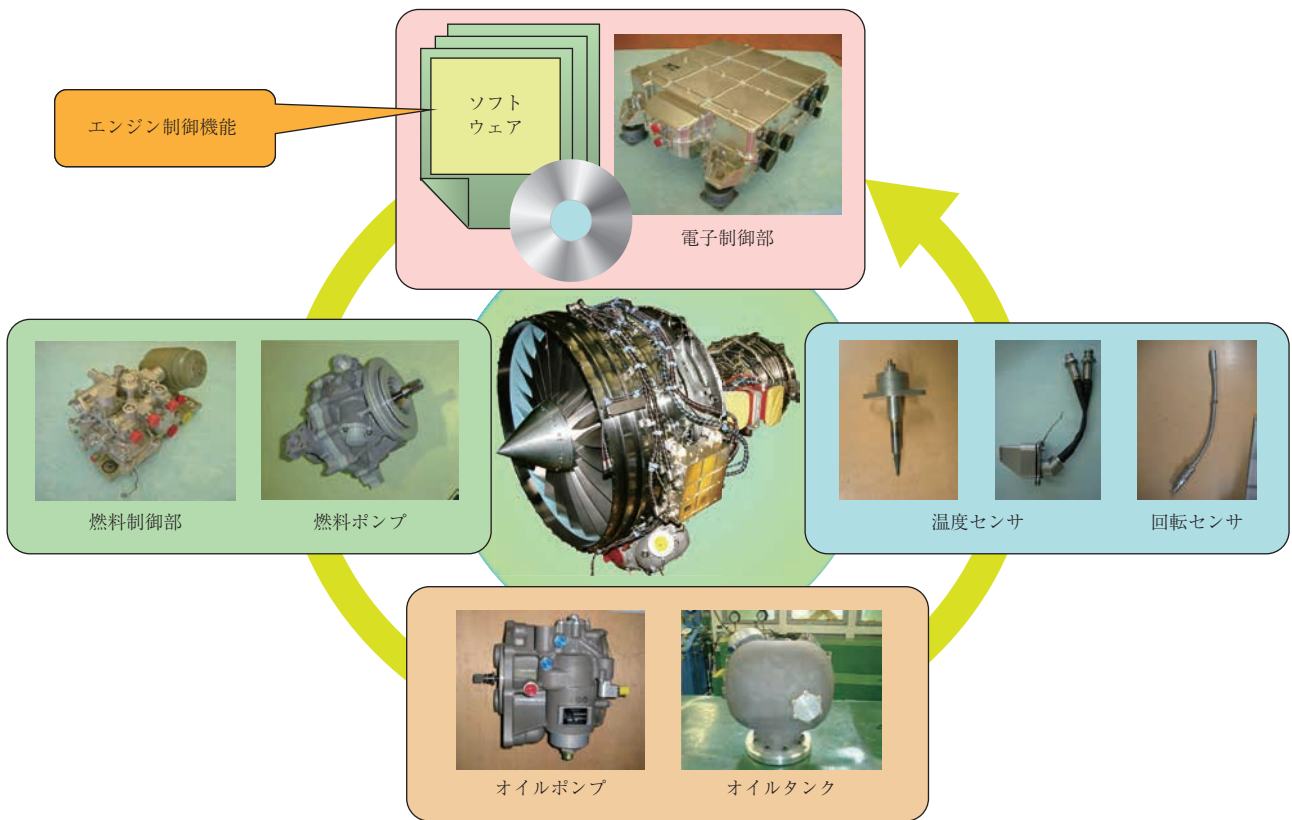
## 2.11 適用材料

適用材料については、耐熱性、耐食性、軽量化、入手性

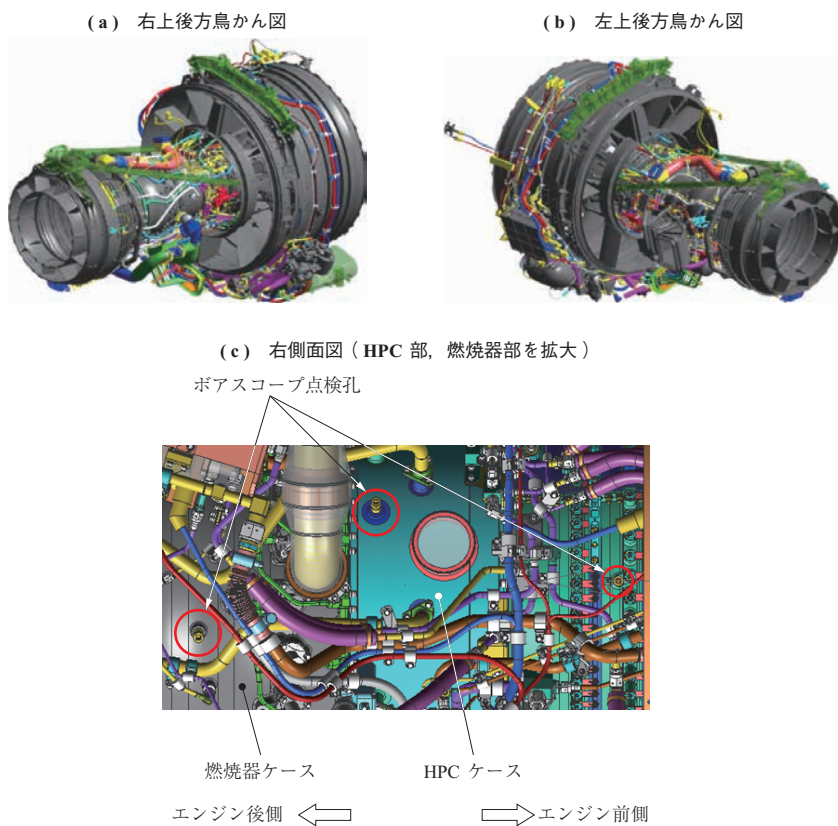
第 2 表 F7-10 エンジンの主要補機一覧  
Table 2 Controls and external components list of the F7-10 engine

系統区分	No.	補機名称	主な機能
燃料供給系統	1	燃料ポンプ	燃料の昇圧、循環
	2	燃料制御部	燃料の計量、遮断
	3	燃料加圧弁	燃料の加圧
オイル潤滑系統	1	オイルポンプ	潤滑油の循環
	2	オイルタンク	潤滑油の貯蔵
	3	燃料オイルクーラ	燃料による潤滑油の冷却
	4	空気オイルクーラ	空気による潤滑油の冷却
アクチュエータ系統	1	VSV アクチュエータ	HPC 可変静翼の駆動
	2	VBV アクチュエータ	LPC 可変抽気バルブの駆動
	3	始動抽気バルブ	始動抽気バルブの駆動
点火系統	1	エンジン用発電機	エンジン制御用電力の発電、高圧軸回転数の計測
	2	点火ユニット	点火用電圧の供給
	3	点火プラグ	始動時の点火
電子制御系統	1	ECU	エンジンの制御
	2	NF センサ	低圧軸回転数の計測
	3	T2 センサ	エンジン入口温度の計測
	4	T25 センサ	HPC 入口温度の計測
	5	T45 センサ	LPT 入口ガス温度の計測
	6	パイロメータ	LPT 1 段動翼翼面温度の計測
機体表示用系統	1	EGT センサ	LPT 入口ガス温度の計測
	2	オイル温度センサ	潤滑油供給温度の計測
	3	オイル圧力センサ	潤滑油供給圧力の計測
	4	オイルレベルセンサ	オイルタンク内油量の計測
	5	チップディテクタ	潤滑油内金属片の探知

(注) VSV : 可変静翼  
VBV : 可変抽気バルブ  
ECU : 電子制御部  
NF : 低圧軸回転数  
EGT : 出口ガス温度



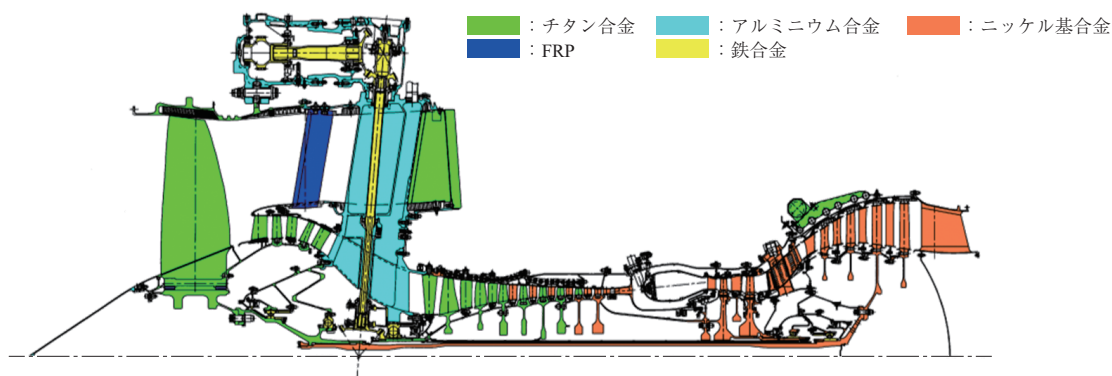
第 14 図 F7-10 エンジンの補機類  
 Fig. 14 Controls and external components of the F7-10 engine



(注) ボアスコープ：エンジン内部を検査するための工業用内視鏡

第 15 図 三次元 CAD を使用した艙装設計  
 Fig. 15 External design with 3D-CAD





第 16 図 F7-10 エンジンの適用材料  
Fig. 16 F7-10 engine materials

などについて検討を行い選定した。第 16 図に F7-10 エンジンの適用材料を示す。ファン、LPC、HPC 前段部の低温部品には、比強度の高いチタン合金やアルミニウム合金、繊維強化プラスチック (FRP) を適用し、HPC 後段部、燃焼器、タービン部などの高温部品には、耐熱特性に優れたニッケル基合金を適用した。

### 2.12 低騒音化設計

高バイパス比のエンジンにおいては、排気速度が低く抑えられているために、ジェット騒音の成分は小さく、ファン動翼で生じる衝撃波による騒音が支配的になる。そこで、ファンダクトの流路側壁面には吸音材を装着するとともに、動翼と静翼周囲の流れが干渉して音が増幅しないように動静翼の翼枚数比と動静翼の間隔の適正化を図った。さらに、低圧タービンに対しても、ファン同様、動静翼の翼枚数比を適正にすることで、ICAO の規制<sup>(6)</sup> に対し余裕をもってクリアできる低騒音化を実現した。

## 3. 結 言

F7-10 エンジンの構成要素をはじめとするエンジンの設計について紹介した。F7-10 エンジンは、民間機に適用される環境基準を満足しつつ、推力 6 tf クラスの高バイパス比ターボファン・エンジンとしては世界最高レベルの燃費性能を達成しており、海上自衛隊の P-1 固定翼哨戒機の運用および多様な任務遂行において、貢献していく。

### — 謝 辞 —

F7-10 エンジンの開発および量産エンジンの設計・製造においては、防衛省技術研究本部 (現:防衛装備庁) および防衛省海上幕僚監部のほか関係各位から多くのご指導、ご支援、ご協力をいただきました。ここに記し、深く感謝いたします。

## 参 考 文 献

- (1) JMSDF 海上自衛隊ホームページ: (オンライン) 入手先 <<http://www.mod.go.jp/msdf/index.html>> (参照 2015-12-11)
- (2) MIL-E-5007D: Engine, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification For US Military Specification (1973. 10)
- (3) JSSG-2007A: Joint Service Specification Guide-Engines, Aircraft, Turbine (2004. 1)
- (4) FAR Part 33: Airworthiness Standards: Aircraft Engines Section 33. 76 (1999)
- (5) ICAO ANNEX16: Volume II 2nd Edition Part III Chapter 2 (1993)
- (6) ICAO ANNEX16: Volume I 4th Edition Part II Chapter 4 (2001)
- (7) 秋津 満: 高バイパス比ターボファンエンジンについて 日本ガスタービン学会誌 Vol. 40 No. 3 2012 年 5 月 pp. 80 - 88
- (8) 山根喜三郎, 秋津 満, 赤城正弘: 大型機用エンジン (XF7) の研究概要 GTSJ ガスタービンセミナー (第 37 回) 資料集 2009 年 1 月 pp. 53 - 60
- (9) 坪本 卓, 島田洋介: 次期固定翼哨戒機用エンジン (XF7-10) の設計について (低燃費を目指した取り組み) GTSJ ガスタービンセミナー (第 41 回) 資料集 2013 年 1 月 pp. 37 - 44
- (10) 木村建彦, 山下高広, 及部朋紀, 中澤 裕: 次期固定翼哨戒機用エンジン (XF7-10) の設計 飛行機シンポジウム (第 51 回) 講演集 1F10 (JSASS-2013-5072) 2013 年 11 月