

XF5-1 エンジンの設計

Design Features of XF5-1 Engine

児 玉 光 司 航空宇宙事業本部防衛システム事業部開発部 主査
中 村 則 之 航空宇宙事業本部防衛システム事業部開発部 担当部長
夏 村 匡 航空宇宙事業本部防衛システム事業部 副事業部長

XF5-1 エンジンは、先進技術実証機の搭載用エンジンであり、当社は防衛省技術研究本部（現：防衛装備庁）との契約に基づき、XF5-1 エンジンの設計および製造を担当した。XF5-1 エンジンは、国産として初の本格的アフタ・バーナ付ターボファン・エンジンであり、各要素のシステム・インテグレーション技術や先進材料などを適用している。本稿では、XF5-1 エンジンの設計の特徴について紹介する。

IHI has designed and produced the XF5-1 engine, which is intended for installation in the Advanced Technology Demonstrator aircraft, under contract to the Ministry of Defense's Technical Research & Development Institute (Current Acquisition, Technology & Logistics Agency). With system integration technologies having been applied to each of its components and advanced materials being used, the XF5-1 is the first Japanese designed turbofan engine with an afterburner to actually be flown. This paper presents an overview of the XF5-1's design features and components.

1. 緒 言

XF5-1 エンジンは、将来の超音速航空機などの推進装置として不可欠なアフタ・バーナ付ターボファン・エンジンの国産化を可能とする技術基盤を確立し、その技術レベルを実証することを目的⁽¹⁾、⁽²⁾として、1995年に防衛庁技術研究本部（現：防衛装備庁）によって研究が開始された。第1図にXF5-1エンジン外観を示す。

2008年からは先進技術実証機（将来の戦闘機に適用される機体、エンジンなどの各種先進技術のシステム・インテグレーションを図った高運動ステルス機⁽³⁾、⁽⁴⁾）の搭載用エンジンとして、機体とのシステム・インテグレーション活動を実施し、XF5-1エンジンを搭載した先進技

術実証機は2016年4月に初飛行を実施した。第2図に先進技術実証機⁽⁵⁾を示す。

当社はXF5-1エンジンの設計および製造を担当し、現在は先進技術実証機の飛行試験を支援している。

XF5-1エンジンの設計においては、F3-IHI-30エンジン⁽⁶⁾、XF3-400エンジン⁽⁷⁾および構成要素研究など⁽⁸⁾で得られた成果に対して、各構成要素の高性能化、各構成要素のシステム・インテグレーション技術や先進材料などの適用によって、推力5tfクラスのアフタ・バーナ付ターボファン・エンジンとしては、世界最高レベルの軽量化を実現している。

本稿ではXF5-1エンジンのファン、圧縮機、アフタ・



第1図 XF5-1エンジン外観
Fig. 1 External view of the XF5-1 engine



第2図 先進技術実証機⁽⁵⁾
Fig. 2 Advanced Technology Demonstrator aircraft⁽⁵⁾

バーナなどの構成要素をはじめとするエンジン設計の特徴について紹介する。

2. 超音速機用エンジンの特徴⁽⁹⁾

超音速機用エンジンでは比推力を大きくできるアフタ・バーナ付低バイパス比ターボファン・エンジンが使用されることが一般的である。第3図に超音速機用エンジン模式図を示す。

機速 V_0 (m/s) で飛行中のジェット機において、エンジンが質量流量 M (kg/s) の空気を吸込み、排気ノズルから噴出するガスが V_j (m/s) となると、燃料による流量の増分を微小として無視すると、エンジンの正味推力 F_n (N) は(1)式のように表される。

$$F_n = MV_j - MV_0 \dots\dots\dots (1)$$

MV_0 は入口流入空気による抗力(ラム抗力)であり超音速機の場合、 V_0 が大きくなることから MV_j (グロス推力) を大きくしないと正味推力が得られない。すなわち MV_j/Mg (g は重力加速度) を大きくする必要があり、この単位重量流量当たりの推力を比推力(単位: s) と称している。

比推力は一般的に燃焼器出口温度(=タービン入口温度)が高いほど、またファンのみを通過して排気される空気と燃焼器を通過して排気されるコア空気量の比率であるバイパス比が低いほど高くなる。ただし、巡航時の燃料消費率を小さくするため、さらには後述するアフタ・バーナなどの冷却のため、超音速機では1に満たない程度のバイパス比とするのが一般的である。

また、比推力はアフタ・バーナを使用することで、著しく増加させることができる。アフタ・バーナはコアエンジンの後流に配置され、ファン流やコアエンジンの排気流中に残存する酸素を利用して燃料を燃焼させることによって、排気がさらに高温になり、巡航時より大幅に高速の噴出ガスを得る装置である。XF5-1 エンジンもこのアフタ・

バーナ付の低バイパス比ターボファン・エンジンのサイクルを採用している。

3. XF5-1 エンジンの設計の特徴

3.1 エンジンの概要

XF5-1 エンジンには、高圧軸および低圧軸の2軸をもつ、ミックスド・フロー型、アフタ・バーナ付低バイパス比ターボファン・エンジンである。圧縮機部は3段のファンおよび6段の高圧圧縮機から構成されている。燃焼器はダンプ・ディフューザ付アニュラ型であり、気流微粒化式の燃料噴射器を装備している。タービン部は単段の高圧タービンおよび単段の低圧タービンから構成されている。

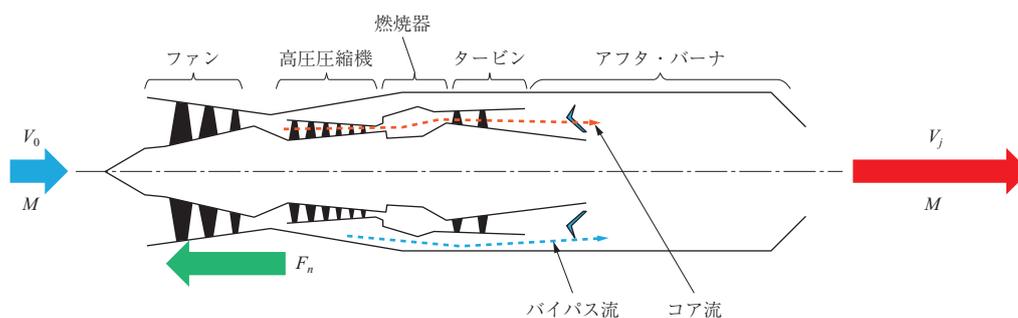
アフタ・バーナは、①ファン流とコアエンジンの排気流を混合するためのミキサ ②燃料を噴射するための燃料噴射器 ③燃料を着火するための点火器 ④燃焼火炎を保炎するためのフレイム・ホルダ ⑤燃焼によって得られた高温・高速のガスを噴出する排気ノズル、などから構成されている。

エンジン制御は、完全電子2重系のFADEC(Full Authority Digital Electronic Control)システムであり、機体の飛行制御コンピュータとの飛行・推進系統合制御(IFPC: Integrated Flight/Propulsion Control)機能を装備している。XF5-1 エンジンの主要諸元⁽¹⁰⁾を第1表に、断面を第4図に示す。

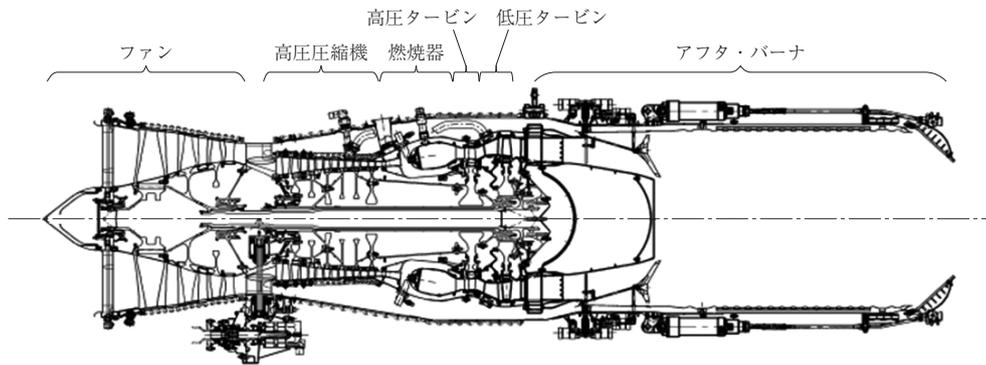
第1表 XF5-1 エンジンの主要諸元⁽¹⁰⁾
Table 1 Specifications for the XF5-1 engine⁽¹⁰⁾

項目	単位	諸元
推力*1	kN (tf)	約49 (約5)
推重比	-	約8
全体圧力比	-	約25
タービン入口温度	℃	約1600
直径	mm	620
全長	mm	3070

(注) *1: 海面高度静止状態・国際標準大気での値



第3図 超音速機用エンジン模式図
Fig. 3 Schematic of the engine for a supersonic airplane



第4図 XF5-1 エンジン断面
Fig. 4 Cross-section of the XF5-1 engine

3.2 設計のねらい

XF5-1 エンジンはアメリカ軍規格である MIL-E-5007D⁽¹¹⁾ を基準とし、以下に示す設計要点に基づき設計されている。

- (1) 全体圧力比、燃焼器出口温度およびアフタ・バーナ出口温度の向上
- (2) 新素材の積極的な導入および薄肉化、一体化などによる軽量化
- (3) 機体システムとの交信機能
- (4) ポストストールマニューバ (PSM) を考慮したエンジン安定性の確保および飛行領域の設定
- (5) 航空機搭載を考慮した十分な安全性・信頼性の確保

3.3 ファン

ファンは3段の軸流圧縮機であり、アイドルから最大出力までのすべての作動領域で安定作動させるための可変入口案内翼 (FIGV) を装備している。空気力学的な設計においては、三次元計算流体力学の適用によって高負荷化および高効率化を図っている。流入マッハ数が高い1段動翼については、衝撃波制御翼を採用している。特に1段動翼のチップ側については、異物衝突耐性を確保するため、翼厚分布を変更可能にした修正衝撃波制御翼としている。これによって、翼背側のマッハ数のピークを圧縮波によって抑制し、翼前縁からの衝撃波の角度を減少させることによって、衝撃波による圧力損失の低減を図っている。2段および3段動翼については、多重円弧翼を採用している。翼の背側において、翼前縁から衝撃波までのマッハ数上昇を最小限に抑えることによって、衝撃波による圧力損失の低減を図っている。静翼は、流入マッハ数の高い1段静翼のハブ側については多重円弧翼を、それ以外の領域、2段および3段静翼については、流入角変化に対して圧力損失特性が良好な拡散制御翼を採用している。三次元

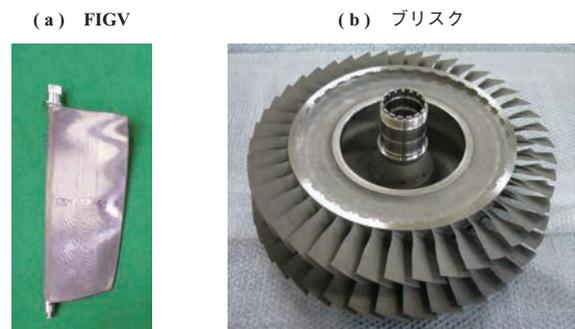
翼形状の採用や適切な段当たりの圧力比配分などによって、F3-IHI-30 エンジンよりも3倍以上の乱れた流入空気に対する耐性をもっている⁽¹⁰⁾。

FIGV は炭素繊維強化プラスチック (CFRP) の適用によって軽量化を図っている。2段および3段動翼とディスクは、従来のエンジンのようなダブルテール構造ではなく、動翼とディスクを一体にしたブリスク構造を採用することによって翼の支持構造を排除するとともに、2段ブリスクおよび3段ブリスクを一体部品とすることによって、ディスク間の締結構造を排除し軽量化を図っている。第5図に FIGV とブリスクを示す。

3.4 高圧圧縮機

高圧圧縮機は6段の軸流圧縮機であり、アイドルから最大出力までのすべての作動領域で安定作動させるための可変入口案内翼および可変1段静翼を装備している。空気力学的設計においては、三次元計算流体力学の適用によって高負荷化および高効率化を図っている。

第6図に高圧圧縮機翼 (代表) を示す。動翼 (第6図 - (a)) については、多重円弧翼を採用している。翼の背側において、翼前縁から衝撃波までのマッハ数上昇を最小限に抑えることによって、衝撃波による圧力損失の低減



第5図 FIGV とブリスク
Fig. 5 FIGV and blisk

(a) 動翼



(b) 静翼



第 6 図 高圧圧縮機翼 (代表)
Fig. 6 Compressor blade

を図っている。また、ワイドコード翼であり、境界層を考慮し、翼端部が曲がったエンドバンド翼を採用している。静翼 (第 6 図 - (b)) については、拡散制御翼を採用し、翼の背側のピークマッハ数を最小限に抑えるとともに、その後の減速を滑らかにすることによって、減速による圧力損失の低減を図っている。

中間段 (4 段部) からは外部配管によって、ファン前側の氷結を防止するための空気および低圧タービン部の冷却用空気を、最終段 (6 段部) からは外部配管によって機体客用空気を、内部空気流路によって高圧タービン部の冷却用空気を抽気している。

1 段 - 2 段ディスクおよび 4 段 - 5 段ディスクはそれぞれ一体部品とすることによって、ディスク間の締結構造を排除し軽量化を図っている。また、従来のチタン合金と比較して高温強度特性が良好な耐熱チタンを、ディスクや翼に採用し軽量化を図っている。

3.5 燃焼器

燃焼器は三次元計算流体力学の適用などによって空力形状を定めるとともに、燃焼器ライナ内の空気流量配分が燃焼器入口速度分布の変化に対してロバストであり、かつ軸長を短縮可能なダンプ・ディフューザを採用している。

第 7 図に燃焼器ライナと燃料噴射器を示す。燃焼室は周方向に仕切りのないアニュラ型とし、燃焼器ライナ (第 7 図 - (a)) は 2 枚の板の間に冷却空気を流すトラ

(a) 燃焼器ライナ



(b) 燃料噴射器



第 7 図 燃焼器ライナと燃料噴射器
Fig. 7 Combustion liner and fuel nozzle

ンスピレーション冷却方式を採用した 2 重壁構造であり、燃焼室側には遮熱コーティングが施工されている。

燃焼器は 20 本の気流微粒化式の燃料噴射器 (第 7 図 - (b))、2 本の火花点火式の点火器を装備している。点火器のうちの 1 本は離陸時、防氷作動時および高運動時などに機体操作によって連続点火が可能な方式とし、吹き消え予防を図っている。

3.6 高圧タービン

高圧タービンは、三次元計算流体力学の適用などによって高負荷化、高効率化を図ることで、単段の軸流タービンによって燃焼ガスから必要な動力を取り出し、高圧圧縮機と補機を駆動している。

第 8 図に高圧タービン翼を示す。静翼 (第 8 図 - (a)) および動翼 (- (b)) は、インピンジ冷却、ピン・フィン冷却、フィルム冷却や乱流促進体構造をもつ空冷翼であり、高圧圧縮機最終段 (6 段) からの空気によって冷却している。冷却空気量を最小限に抑えるため、冷却効果の高いディフューザ孔の採用や翼配備調整などを実施している。

静翼および動翼は高温でのクリープ強度が高く、冷却空気削減効果も期待できる第 2 世代単結晶ニッケル基合金 CMSX-4 を精密鑄造によって成型後、機械加工を実施している。ディスクは、高強度材料であるニッケル基粉末冶金合金 AF115 を採用しており、また応力が高くなるディスク本体部への貫通穴がないボルトレス構造を採用している。

3.7 低圧タービン

低圧タービンは、三次元計算流体力学の適用などによって高負荷化、高効率化を図ることで、単段の軸流タービンによって燃焼ガスから必要な動力を取り出し、ファンを駆動している。

第 9 図に低圧タービン翼を示す。静翼 (第 9 図 - (a)) および動翼 (- (b)) は、ピン・フィン冷却、フィルム冷却や乱流促進体構造をもつ空冷翼であり、高圧圧縮機中間

(a) 静翼

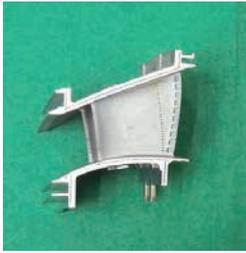


(b) 動翼



第 8 図 高圧タービン翼
Fig. 8 High-pressure turbine blade

(a) 静翼



(b) 動翼



第9図 低圧タービン翼
Fig. 9 Low-pressure turbine blade

段(4段)からの空気によって冷却している。

3.8 アフタ・バーナ

アフタ・バーナは、ミキサによって混合されたファン流とコアエンジンの排気流に燃料を噴射し着火させ、燃焼によって得られた高温ガスを排気ノズルから高速で噴出することで、より大きな推力を得る装置である。

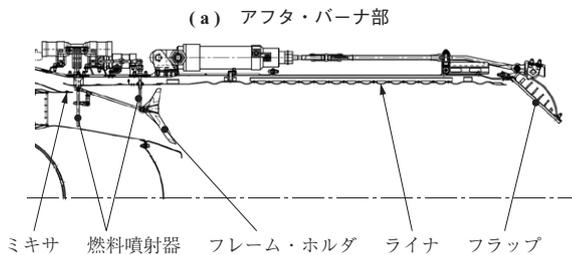
第10図にアフタ・バーナ部を示す。ミキサは、XF5-1エンジンのバイパス比に適合し、アフタ・バーナ非作動時の推力が良好かつ軽量化が図れるコアニューラ形態を採用している。燃料噴射器は、整備性が良好かつ軽量化が図れるスプレーノ形態を採用し、良好な燃料噴霧分布が得られるよう、3系統(主として着火用、コアエンジンの排気流用、

ファン流用)の燃料を噴射する噴射孔を配置している。点火器は高空条件においても良好な着火特性が得られ、かつ軽量化が図れる火花点火方式を採用している。フレーム・ホルダ(第10図-(b))は、ガッタ・レグ角度やガッタ幅を調整することによって圧力損失の低減を図りつつ、安定燃焼性と燃焼効率が良好なアニュラス・ガッタとラジアル・ガッタを併用する形態を採用している。ライナ(第10図-(c))は、XF5-1エンジンにおいて最も高温の燃焼ガスにさらされる部位のうちの一つであり、ファン流によって空気冷却するとともに、軽量かつ十分な強度を得られる波板方式を採用している。また、燃焼振動を抑制するために、ライナには冷却孔に加えて吸音用の孔を設けている。

アフタ・バーナ作動時の燃焼ガスによる体積膨張が、コアエンジン作動に影響しないよう、排気ノズル面積を調整可能な構造にしている。排気ノズルは5本の燃料圧力駆動のアクチュエータによって作動し、部品点数が少なく軽量化が図れる円形可変コンバージェント・ノズルを採用している。排気ノズルのフラップには、セラミックス基複合材料(CMC)(第10図-(d))およびチタンアルミニド合金(TiAl)(第10図-(e))を適用し、耐熱性向上と軽量化を図っている。

3.9 アクセサリー・ギヤボックス

アクセサリー・ギヤボックス(第11図)は、タワー・シャフトで高圧軸に接続され、主燃料ポンプ、始動燃料ポンプ、潤滑油ポンプおよびエンジン専用発電機を駆動するとともに、PTO(Power Take Off)シャフトを介して機体に搭載されている機体補機駆動用ギヤボックスを駆動している。なお、始動時には機体補機駆動用ギヤボックスに取り付けられたエアスタータによって、PTOシャフトなどを介してエンジンの高圧軸を駆動する。



(a) アフタ・バーナ部
ミキサ 燃料噴射器 フレーム・ホルダ ライナ フラップ

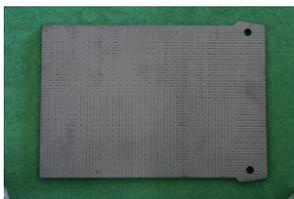
(b) フレーム・ホルダ



(c) ライナ



(d) フラップ(CMC)



(e) フラップ(TiAl)



第10図 アフタ・バーナ部
Fig. 10 Afterburner



第11図 アクセサリー・ギヤボックス
Fig. 11 Accessory gearbox

3.10 全体構造

XF5-1 エンジンには、エンジン前方から No. 1 ～ No. 5 の合計 5 か所の主軸ベアリングをもつ。No. 1, No. 2 および No. 5 ベアリングは、ファンおよび低圧タービンの低圧軸を、No. 3 および No. 4 ベアリングは、圧縮機および高圧タービンの高圧軸を支持している。なお、No. 4 ベアリングは差動ベアリングであり、低圧軸を介して高圧軸を支持する構造にしている。No. 1, No. 3 および No. 5 ベアリング部には、スクイズ・フィルム・ダンパを設け、軸振動を抑制している。

ファン流の流路を形成するとともに、制御・補機などが装着されるバイパス・ダクト（第 12 図）は、化学的に除肉を行うケミカル・ミーリング加工を適用することによって、軽量化を図っている。

3.11 制御・補機

制御・補機は、① 電子制御系統 ② 潤滑油系統 ③ 燃料系統 ④ アクチュエータ系統 ⑤ 点火系統 ⑥ 防氷系統



第 12 図 バイパス・ダクト
Fig. 12 Bypass duct

⑦ 機体表示用系統、から構成される。制御・補機はエンジンが飛行中にさらされる温度、振動などの過酷な飛行環境に十分耐えるよう、耐環境性を考慮して設計されている。第 2 表に主要な制御と補機一覧を示す。

第 13 図に電子制御部と燃料制御部を示す。電子制御系統は、回転数などを制御する電子制御部（第 13 図 - (a)）

第 2 表 主要制御と補機一覧
Table 2 List of controls and external components

系 統 区 分	No.	補 機 名 称	主 要 機 能
電子制御系統	1	電子制御部 (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	高圧圧縮機入口温度の計測
	5	パイロメータ	高圧タービン動翼翼面温度の計測
	6	LOD センサ	アフタ・バーナ作動状態の計測
潤滑油系統	1	潤滑油ポンプ	潤滑油の循環
	2	潤滑油タンク	潤滑油の貯蔵
	3	潤滑油クーラ	燃料による潤滑油の冷却
	4	プリーザ加压バルブ	サンプル室の加压
燃料系統	1	始動燃料ポンプ	燃料の昇圧, 循環
	2	主燃料ポンプ	燃料の昇圧, 循環
	3	燃料制御部 (MMU)	燃料の計量, 遮断
	4	燃料加压ドレン・バルブ	燃料の加压, ドレン
アクチュエータ系統	1	FIGV アクチュエータ	ファン可変静翼の駆動
	2	VSV アクチュエータ	高圧圧縮機可変静翼の駆動
	3	排気ノズル・アクチュエータ	排気ノズルの駆動
点火系統	1	エンジン専用発電機	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/アフタ・バーナの点火
防氷系統	1	防氷バルブ	防氷空気の供給/遮断
	2	防氷バルブ用圧力スイッチ	防氷空気状態の計測
機体表示用系統	1	EGT センサ	低圧タービン出口ガス温度の計測
	2	潤滑油温度センサ	潤滑油供給温度の計測
	3	潤滑油圧力センサ	潤滑油供給圧力の計測

(注) NF : 低圧軸回転数
LOD : 着火検出器
VSV : 可変静翼
EGT : 出口ガス温度

(a) 電子制御部



(b) 燃料制御部



第 13 図 電子制御部と燃料制御部

Fig. 13 ECU (Electronic Control Unit) and MMU (Main Management Unit)

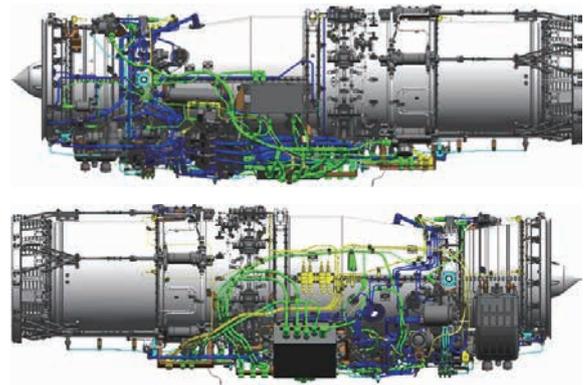
とエンジン各部の状態量を計測するセンサから構成される。電子制御部は、完全電子 2 重系の FADEC システムであり、パイロットによるスロットル指令および各センサからの入力信号などに基づき、① 全飛行領域で適切にエンジンを制御するエンジン制御機能 ② 故障箇所および故障内容を診断する故障診断機能 ③ 故障内容に応じた適切なエンジン制御レベル（7 段階）を選択する冗長系管理機能、をもつ。

電子 2 重系システムのうち、一つ目の故障では機能低下はなくミッションを続行可能であり、二つ目の故障では機能低下は生じるが安全に飛行可能な冗長性を確保している。また、機体の飛行制御コンピュータと MIL-STD-1553B バス通信によって接続することで、IFPC 機能を装備している。機体からの IFPC モードへの切替信号を受信し、パイロットによるスロットル指令から機体の飛行制御コンピュータによる信号を使用し、エンジンを制御するモードに移行する。

潤滑油系統はサンプ室およびアクセサリ・ギヤボックスに潤滑油を供給し、ベアリング、ギヤ、カーボン・シール・ランナを潤滑・冷却している。XF5-1 エンジンが高運動機に搭載されることを念頭に、サンプ室構造、アクセサリ・ギヤボックス構造および潤滑油タンク構造などは、飛行中の姿勢および g 変化に対応するよう設計している。

3.12 艙 装

3.11 節で紹介した制御・補機をバイパス・ダクトなどに装着し、燃料配管、潤滑油配管、電気ハーネスおよび空気配管で結合し、各系統を形成している。制御・補機や配管・ハーネスについては、機体とのインタフェースや整備性などに配慮した配置としている。設計に当たっては、配管・ハーネス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ている。第 14 図に三次元 CAD モデルを示す。



第 14 図 三次元 CAD モデル

Fig. 14 3D CAD model

4. 結 言

XF5-1 エンジンの構成要素をはじめとするエンジン設計の特徴について紹介した。XF5-1 エンジン、国産として初の本格的アフタ・バーナ付ターボファン・エンジンであり、技術基盤の確立および技術レベルの向上・実証への大きな貢献のみならず、エンジン・ファミリー化技術によって、XF5-1 エンジンの技術が F7-10 エンジンに適用される⁽¹²⁾ など、技術波及効果の大きな研究であった。

— 謝 辞 —

XF5-1 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）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) 防衛装備庁ホームページ：（オンライン入手先）
< http://www.mod.go.jp/atla/research/gaibuhyouka/pdf/XF5_20.pdf >（参照 2016-09-29）
- (2) 井上寛之、及部朋紀、永井正夫：将来戦闘機に向けたエンジンに係る技術基盤と今後の展望 日本ガスタービン学会誌 第 43 巻 第 3 号 2015 年 5 月 pp. 22 - 26
- (3) 防衛装備庁ホームページ：（オンライン入手先）
< http://www.mod.go.jp/atla/research/gaibuhyouka/pdf/FlightDemonstrator_24.pdf >（参照 2016-09-29）
- (4) 瀧澤義和：先進技術実証機 防衛技術シンポジウム 2012 2012 年 11 月
- (5) 防衛装備庁ホームページ：（オンライン入手先）

- < <http://www.mod.go.jp/atla/pinup/pinup280422.pdf> >
(参照 2016-09-29)
- (6) 神津正男：F3 ターボファンエンジンについて
研究開発の経過と概要 日本ガスタービン学会誌
第 14 巻第 55 号 1986 年 12 月 pp. 24 - 35
- (7) I. Kashikawa, M. Akagi, S. Yashima and M.
Ikeyama : Research on a High Thrust-to-Weight Ratio
Small Turbofan Engine 31st Joint Propulsion
Conference and Exhibit (1995. 6) AIAA 95-2749
- (8) 山根秀公：高推重比ターボファンエンジン構成要
素の試験研究（ガスタービンの最新技術動向および
エネルギー資源の展望） ガスタービンセミナー
（第 40 回）資料集 2012 年 1 月 pp. 25 - 34
- (9) 八島 聡：超音速機用ターボファンエンジンの研
究開発 石川島播磨技報 第 32 巻 第 1 号
1992 年 1 月 pp. 1 - 6
- (10) 檀原伸補：飛行実証用アフターバーナ付ターボ
ファンエンジン (XF5) の概要 ガスタービンセミ
ナー（第 36 回）資料集 2008 年 1 月 pp. 51
- 58
- (11) MIL-E-5007D : Engine, Aircraft, Turbojet and
Turbofan, General Specification For, US Military
Specification (1973. 10)
- (12) 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 第 40 巻 第 3
号 2012 年 5 月 pp. 80 - 88