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	美部長

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) となるとき,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.

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 炎するためのフレーム・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.

Table I Specifications for the XF5-1 engine								
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	°C	約 1 600						
直 径	mm	620						
全 長	mm	3 070						

第1表 XF5-1 エンジンの主要諸元⁽¹⁰⁾

(注)*1:海面高度静止状態・国際標準大気での値



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



(b) ブリスク



第5図 FIGV とブリスク Fig.5 FIGV and blisk



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ベ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を精密鋳造によって成型後,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







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







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 スプレーバ形態を採用し, 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,



第 10 図 アフタ・バーナ部 Fig. 10 Afterburner

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ナイ ド合金(TiAl)(-(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.



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,耐環境性など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回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回-(a))

<table-container>系 煎 瓦 空 減 一 二納 換 名 亦三 要 機 前1福子制御部(ECU)ニンジンの制2NF センサ医圧軸画気の計測3T2 センサエンジン口温度の計測4T25 センサ高圧 品換入口温度の計測5バイロックアクタ・バートの訪求感の計測6LOD センサフクタ・バートの訪求感の計測6ID センサアクタ・バートの訪求感の計測7調清油タンク調清油の海軍7調清油タンク調清油の市助7調清油タンク調清油の防助7ジロ・ブ加正バルブ調清油の市助8デロ・ブ加正バルブビンジの加正7ジロ・ブ加正バルブジンジの加正7ジェ燃約の耳正、前見7ジェ燃約の耳正、「シン7ビンジン・バルブ燃約の耳正、「シン7ビンジン・バルブビンジンの動7FGV アクチュエータバンの駆動の7ビンジン専用発電機ビンジンの動7ビンジン専用発電機ビンジンの動7シンジン専用発電機ビンジンの動7シンジン専用発電機ビンジンの振び7シンジン専用発電機ビンジンの方の広7ジンジーボークレンジンの加工7シンジン専用発電機ビンジンの振び7シンジン専用発電機ビンジンの加工7シンジン専用発電機ビンジンのしたい7シンジン専用発電機ビンジンのしたい7シンジン専用発電機ビンジンのしたい7シンジン専用発電機ビンジンのしたい7シンジン専用発電機ビンジンのしたい7シンジン専用発電機ビンジンのしたい7シンジン専用ビンジンのしたい7シンジン専用ビンジンのしたい7シンジン専用ビンジンのしたい7シンジン専用ビンジンのしたい7シンジン専用ビンジン7シンジン専用ビンジ</table-container>	Table 2 List of controls and external components						
1電子制御銘(ECU)エンジンの制御2NF センサ低圧軸回転数の計測3T2 センサエンジン入口温度の計測4T25 センサ高圧圧縮機入口温度の計測5バイロメータ高圧 知機入口温度の計測6LOD センサアフタ・バーナ作動状態の計測6ID センサアフタ・バーナ作動状態の計測7調清油タンク調清油の暗環1潤清油タンク調清油の暗環3調清油クーラ燃料による潤清油の冷却6ブリーザ加圧バルブサンブ室の加圧7グリーボ加圧バルブサンブ室の加圧4ブリーボ加圧バルブ燃料の昇圧、循環7生燃料ボンブ燃料の昇圧、循環6医燃料ボンブ燃料の昇圧、循環7チェ燃料ボンブ燃料の昇圧、循環7アンゴ変の加圧ビン7ビジアクチュエータフィン可変静翼の駆動7FGV アクチュエータ高圧転機可変静翼の駆動7メジン専用発電機ボジン制御用電力の発電6ム火エットムムパロの駆動た火系統1ドンジン専用発電機広ジン制御用電力の発電7シジン専用発電機広ホンジン朝和電力の発電7レブラグム防氷パレブ7レブラグレブク・バーナの点火7原水パンブ用圧力スイッチ防水空気の環点8パーブ防水空気の振くご動たマンジン防水シンボ動引7レブレブ7レブレブ7レブレブ7シジンホンジン7シジンホンジン7ホンジンホンジン7ホンジンホンジン7レブホンジン7レブホンジン7ホンジンホンジン7ホンジンホンジン7ホンジンホンジン<	系統区分	No.	補機名称	主 要 機 能			
2NF センサ低圧軸回転数の計測312 センサエンジン入口温度の計測4125 センサ高圧圧縮機入口温度の計測5パイロメータ高圧クービン動翼翼面温度の計測6LOD センサアフタ・バーナ作動状態の計測6プロシナアフタ・バーナ作動状態の計測7潤滑油が近潤滑油の俗環7潤滑油クラ燃料による潤滑油の冷却7ブリーザ加圧バルブサンプ室の加圧6グリーザ加圧バルブサンプ室の加圧72主燃料ポンブ8蒸料制御部(MMU)燃料の昇圧、循環72主燃料ポンブ75燃料和圧ドレン・バルブ77ッン可変静翼の駆動71FIGV アクチュエータ77ッン可変静翼の駆動71第気ノズル・アクチュエータ71第気ノズル・アクチュエータ71第気ノズル・アクチュエータ71第気ノズルの駆動71シジン専用発電機72シジン専用発電機72シジン制御用電力の発電71防火ブルブアクチュエータ71シジン制御用電力の発電71シジン専用発電機72シジン制御用電力の発電71防火ブルブク75<		1	電子制御部 (ECU)	エンジンの制御			
電子制御系統312 センサエンジン入口温度の計測4125 センサ高圧圧縮機入口温度の計測5バイロメータ高圧クービン動翼翼面温度の計測6LOD センサアフタ・バーナ作動状態の計測6プロモンアフタ・バーナ作動状態の計測周滑油介方潤滑油の暗環2潤滑油クラ燃料による潤滑油の冷却6ブリーザ加圧バルブガンブ空の加圧7ブリーボ加圧バルブ燃料の昇圧、循環6ブリーボ加圧バルブ燃料の昇圧、循環7三燃料ボンブ燃料の昇圧、循環6ベ動燃料ボンブ燃料の昇圧、循環7三燃料ボンブ燃料の昇圧、循環71ゲロンクチェンク7アンマ変動翼の駆動71FIGV アクチュエータ71デビンククチュエーク71デビンクアクチュエーク71デビンククチュエーク71ボンジン専用発電機72シジン朝御町電力の発電72シジン朝御町電力の発電71ボンジン専用発電機72シジン朝御町電力の発電72シジン朝御町電力の発電71レンジン専用発電機72シジン朝御町電力の発電71レンジン専用発電機71レンジン専用発電機71レンジン専用71レンジン専用71レンジン7パルブ71レンジ71レンジ71レンジ71717171717171717171 <t< td=""><td></td><th>2</th><td>NF センサ</td><td>低圧軸回転数の計測</td></t<>		2	NF センサ	低圧軸回転数の計測			
电子明神外秋和 4 T25 センサ 高圧圧縮機入口温度の計測 5 バイロメータ 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 週滑油ボンブ 週滑油の循環 2 潤滑油ゲンブ 週滑油の筋環 週滑油の登載 週滑油の登載 週滑油の登載 3 潤滑油ケララ 燃料による潤滑油の冷却 4 ブリーザ加圧バルブ サンブ室の加圧 4 ブリーザ加圧バルブ サンブ室の加圧 4 ブリーザ加圧バルブ 燃料の昇圧、循環 2 主燃料ボンブ 燃料の昇圧、循環 2 主燃料ボンブ 燃料の昇圧、循環 2 主燃料ボンブ 燃料の昇圧、循環 3 燃料加圧ドレン・バルブ 燃料の加圧、ドレン 4 燃料加圧ドレン・バルブ 燃料の加圧、ドレン 5 VSV アクチュエータ ファン可変静翼の駆動 5 排気ノズル・アクチュエータ オンジン制御用電力の発電 点火系統 1 FIGV アクチュエータ オンジン制御用電力の発電 点火系統 1 エンジン専用発電機 高圧軸転数の計測 点火系統 1 レンジン専用発電機 広火アラグ 方数 広火ブラグ 広火用電気の代載 読水パル 防水パルマラク<	電子則御蚕姑	3	T2 センサ	エンジン入口温度の計測			
5パイロメータ高圧タービン動翼翼面温度の計測6LOD センサアフタ・バーナ作動状態の計測7潤滑油の循環潤滑油の循環渦滑油シング潤滑油の防蔵調滑油の防蔵1週滑油クラク燃料による潤滑油の冷却3潤滑油クーラ燃料による潤滑油の冷却4ブリーザ加圧バルブサンプ室の加圧水1始動燃料ボンブ燃料の身圧、循環水1始動燃料ボンブ燃料の身圧、循環2主燃料ボンブ燃料の身圧、循環1始動燃料ボンブ燃料の力圧、ドレン2主燃料ボンブ燃料の加圧、ドレン4燃料加圧ドレン・バルブ燃料の加圧、ドレン777ン可変静翼の駆動14FIGV アクチュエータフィン可変静翼の駆動2VSV アクチュエーク高圧転機可変静翼の駆動3排気ノズル・アクチュエータパムの駆動点火系統1FIGV アクチュエータうホンジン専用発電機ニンジン副御間電力の発電 高圧軸回転数の計測点火系統1防水パルブ防氷系統1防水パルブうパムブラグ防水空気の低給/進断次5防水パルブ用圧力スイッチ換体表示用系統2潤滑油温度センサ3潤滑油温度センサ潤滑油供給温度の計測	电丁削仰术剂	4	T25 センサ	高圧圧縮機入口温度の計測			
 <t< td=""><td></td><th>5</th><td>パイロメータ</td><td colspan="2">高圧タービン動翼翼面温度の計測</td></t<>		5	パイロメータ	高圧タービン動翼翼面温度の計測			
1潤滑油ボンブ潤滑油の循環2潤滑油クシク潤滑油の貯蔵3潤滑油クーラ燃料による潤滑油の冷却4ブリーザ加圧バルブサンブ室の加圧水ゲンブ室の加圧シンブ室の加圧4グリーザ加圧バルブゲンブ室の加圧水2主燃料ボンブ水燃料の昇圧、循環2主燃料ボンブ燃料の昇圧、循環3燃料制御部(MMU)燃料の引量、遮断4燃料加圧ドレン・バルブ燃料の加圧、ドレン4パタクチュエータファン可変静翼の駆動5オ気ノズル・アクチュエータ高圧圧縮機可変静翼の駆動6メジン専用発電機高圧知線型の影動6点火ブラグ法公グ制御用電力の発電6点火ブラグ広火用電圧の供給5点火ブラグ気力方水1防氷バルブ用圧力スイッチた防水空気の供給/遮断た1FGT センサ株1FGT センサ機体表示用系統2潤滑油温度センサ3潤滑油屋やンサ潤滑油供給温度の計測		6	LOD センサ	アフタ・バーナ作動状態の計測			
潤滑油系統2潤滑油タシク潤滑油の貯蔵3潤滑油クラ燃料による潤滑油の冷却4ブリーザ加圧バルブサンプ室の加圧水ゲリーザ加圧バルブサンプ室の加圧4が助燃料ボンブ燃料の昇圧,循環2主燃料ボンブ燃料の昇圧,循環3燃料制御部(MMU)燃料の引量,遮断4燃料和圧ドレン・バルブ燃料の加圧,ドレン4パペアクチュエータファン可変静翼の駆動51FIGV アクチュエータ7マアン可変静翼の駆動33排気ノズル・アクチュエータ高圧圧縮機可変静翼の駆動3非気ノズル・アクチュエータ高圧丘縮機可変静翼の駆動3北気ノズル・アクチュエータ高圧丘縮機可変静翼の駆動3北気ノズル・アクチュエータ北気ノズルの駆動6ホンジン専用発電機ニ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5点火ブラグ炊動時/アフタ・バーナの点火防氷系統1防氷パルブ防氷空気の供給/遮断2防氷パルブ用圧力スイッチ防氷空気の計測機体表示用系統2潤滑油温度センサ潤滑油供給温度の計測3潤滑油温度センサ潤滑油供給上のの計測		1	潤滑油ポンプ	潤滑油の循環			
間痛油ケーラ 燃料による潤滑油の冷却 4 ブリーザ加圧バルブ サンブ室の加圧 水 始勤燃料ポンプ 燃料の昇圧,循環 2 主燃料ボンプ 燃料の昇圧,循環 2 主燃料ボンプ 燃料の昇圧,循環 3 燃料制御部(MMU) 燃料の引上,循環 4 燃料加圧ドレン・バルブ 燃料の加圧,ドレン 7 7ァン可変静翼の駆動 1 7 FIGV アクチュエータ 7ァン可変静翼の駆動 3 排気ノズル・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 調気ノズルの駆動 3 排気ノズル・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 調圧縮機可変静翼の駆動 3 排気ノズル・アクチュエータ 調用電力の発電 6 拡大ジン専用発電機 ニンジン制御用電力の発電 6 点火コニット 点火用電圧の供給 3 点火ブラグ 始動時/アフタ・バーナの点火 防氷パルブ 防氷空気の供給/進断 防氷パルブ 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 防氷空気の供給/遮断 防氷パルブラグ 防氷空気の供給/遮断 調 機体表示がい 「防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 1 防水パルブ用圧力スイッチ 防氷空気の状態の計画	调遍油玄姑	2	潤滑油タンク	潤滑油の貯蔵			
4 ブリーザ加圧バルブ サンプ室の加圧 機制 が勤燃料ポンプ 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) 燃料の引量,遮断 4 燃料加圧ドレン・バルブ 燃料の加圧,ドレン 4 燃料加圧ドレン・バルブ 燃料の加圧,ドレン 7 7・2可変静翼の駆動 1 1 ドGV アクチュエータ 月に 1 ポ気ノズル・アクチュエータ 非気ノズルの駆動 1 ポンジン専用発電機 ニンジン制御用電力の発電 1 ホンジン専用発電機 ム火用電圧の供給 1 防氷パルブ 防氷空気の供給 1 防氷パルブ 防氷空気の供給 2 防氷パルブ用圧力スイッチ 防氷空気状態の計測 機体表示の計画 調滑油油産 調滑油価 <	相相加尔机	3	潤滑油クーラ	燃料による潤滑油の冷却			
 燃料系統1始勤燃料ボンブ燃料の昇圧、循環2主燃料ボンブ燃料の昇圧、循環3燃料制御部(MMU)燃料の計量、遮断4燃料加圧ドレン・バルブ燃料の加圧、ドレン4燃料加圧ドレン・バルブパ料の加圧、ドレン7クチュエータ1FIGV アクチュエータ7クチュエータ系統2VSV アクチュエータ3排気ノズル・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・アクチュエータボ気ノズルの駆動3ホンジン専用発電機ポ気ノズルの駆動2点火ユニット点火用電圧の供給3点火ブラグ始動時/アフタ・バーナの点火防氷系統1防氷バルブ2防氷バルブ用圧力スイッチ防氷空気の供給/遮断2調汁加上ウスイッチ低圧タービン出口ガス温度の計測機体表示用系統2調汁油温度センサ調滑油供給温度の計測		4	ブリーザ加圧バルブ	サンプ室の加圧			
燃料系統 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 燃料加圧ドレン・バルブ 燃料の加圧,ドレン 7クチュエータ 7ァン可変静翼の駆動 2 VSV アクチュエータ 7ァン可変静翼の駆動 3 排気ノズル・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 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 第気ノズルの駆動 6 北気ノズル・アクチュエータ 北気ノズルの駆動 6 ホンジン専用発電機 こンジン制御用電力の発電 6 点火コニット 点火用電圧の供給 7 点火ブラグ 炊動時/アフタ・バーナの点火 防氷ボルブ 防氷空気の供給/遮断 1 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 1 検検表示用系統 1 EGT センサ 防米空気の状部の 機体表示の計算 1 調査 加速度の 機体表示の計算 1 調査 加速度の 2		1	始動燃料ポンプ	燃料の昇圧,循環			
窓科和税額 3 燃料制御額(MMU) 燃料の計量,遮断 4 燃料加圧ドレン・バルブ 燃料の加圧,ドレン 7 77ン可変静翼の駆動 7 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 高圧丘縮機可変静翼の駆動 3 排気ノズル・アクチュエータ 諸気ノズルの駆動 4 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 点火ブラグ 始動時/アフタ・バーナの点火 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 2 防氷パルブ 防氷空気状態の計測 2 防氷パルブ 防氷空気状態の計測 2 防氷パ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 3 潤滑油温度センサ 潤滑油供給温度の計測 3 潤滑油温度センサ 潤滑油供給温度の計測	脚制五姑	2	主燃料ポンプ	燃料の昇圧,循環			
4 燃料加圧ドレン・バルブ 燃料の加圧,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 諸気ノズルの駆動 4 エンジン専用発電機 北気ノズルの駆動 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 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 2 防氷パ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 機体表示用系統 2 潤滑油温度センサ 潤滑油供給温度の計測 3 潤滑油低力センサ 潤滑油供給用の計測	KATTAN	3	燃料制御部 (MMU)	燃料の計量,遮断			
1FIGV アクチュエータファン可変静翼の駆動アクチュエータ系統2VSV 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よホンジン専用発電機北気ンズの駆動2点火ユニット点火用電圧の供給2点火ユニット点火用電圧の供給3点火ブラグ始動時/アフタ・バーナの点火防氷系統1防氷パルブ用圧力スイッチ2防氷パ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1EGT センサ低圧タービン出口ガス温度の計測3潤滑油温度センサ調滑油供給正のの計測		4	燃料加圧ドレン・バルブ	燃料の加圧, ドレン			
アクチュエータ系統 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 点火ブラグ 始動時/アフタ・バーナの点火 防氷系統 1 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 2 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 2 防氷パ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 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 潤滑油供給正力の計測		1	FIGV アクチュエータ	ファン可変静翼の駆動			
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 防氷パルブ 2 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 2 防氷パ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 2 潤滑油温度センサ 週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	アクチュエータ系統	2	VSV アクチュエータ	高圧圧縮機可変静翼の駆動			
山 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 3 点火プラグ 防氷空気の供給/遮断 防氷系統 1 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 2 防氷パ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 3 潤滑油温度センサ 潤滑油供給温度の計測		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 2 点火ユニット 点火用電圧の供給 3 点火ブラグ 始動時/アフタ・バーナの点火 防氷系統 1 防氷パルブ 防氷空気の供給/遮断 2 防氷パ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 3 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		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			
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 3 潤滑油温度センサ 潤滑油供給温度の計測	点火 杀統	2	点火ユニット	点火用電圧の供給			
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 1 EGT センサ 低圧タービン出口ガス温度の計測 機体表示用系統 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		3	点火プラグ	始動時/アフタ・バーナの点火			
2 防氷バルブ用圧力スイッチ 防氷空気状態の計測 2 防氷バルブ用圧力スイッチ 防氷空気状態の計測 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	防水玄統	1	防氷バルブ	防氷空気の供給/遮断			
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	PJ /J>75/9L	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 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		1	EGT センサ	低圧タービン出口ガス温度の計測			
3 潤滑油圧力センサ 潤滑油供給圧力の計測	機体表示用系統	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			

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

(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



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ー・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 サリー・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 艤 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.



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、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 聰: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