

HF120 ターボファンエンジンの高空特性検証

Verification of High Altitude Performance and Characteristics for HF120 Turbofan Engine

石川 克正*

Katsumasa ISHIKAWA

池田 法史*

Norifumi IKEDA

笠井 憲男*

Norio KASAI

高松 郁夫*

Ikuo TAKAMATSU

要 旨

General Electric 社と共同で開発した HF120 ターボファンエンジンの高空特性検証試験を実施した。試験は両社の協調のもと役割を分担しておこなわれ、高空模擬試験装置での試験を General Electric 社が担当し、弊社はフライングテストベッドによる実飛行試験を担当した。

フライングテストベッドには、片側エンジンを HF120 ターボファンエンジンに換装した小型ビジネスジェット機を用いた。飛行中に得られる多量のデータに対応できる計測制御システムを機内に構築し、エンジン状態を総合的に検証可能な試験システムを確立した。

高空模擬試験装置とフライングテストベッドの二つの異なる試験環境を有効に活用し、航空機エンジンに求められる高空特性を多角的に検証した。

性能試験結果とエンジン性能モデルの組合せにより、エンジン運用領域全域での全体定常性能が要件を満足することを確認した。加減速特性についても要件を満足し、サージおよびストール試験ではサージマージンが確保されていることを検証した。さらに数多くの高空再始動試験により再始動領域を検証した。

ABSTRACT

The HF120 turbofan engine co-developed with General Electric Company was tested to verify its high altitude characteristics. Ownership of the tests was cooperatively shared between General Electric Company and Honda with General Electric Company leading the tests at the Altitude Test Facility and Honda leading the tests on the Flying Test Bed. A small business jet aircraft modified to replace an engine on one side with an HF120 turbofan engine was used for the Flying Test Bed. A data measurement system that can handle the large amounts of data acquired during flight tests was installed inside the aircraft to verify the engine conditions comprehensively.

The high altitude characteristics required for aircraft engines were verified from multiple aspects by taking advantages of the two different types of test environments of Altitude Test Facility and Flying Test Bed.

The combination of performance test data and engine model simulation verified that overall steady state performance meets the requirements throughout the engine operating envelope. Acceleration and deceleration characteristics have been verified to meet the requirements. Surge and stall characteristics have been verified to secure the required surge margin. The air start envelope has been verified through numerous air start demonstrations.

1. ま え が き

航空機エンジンが運用可能な高空領域は、オペレーティングエンベロープとして気圧高度とマッハ数によって定義される。Table 1 に HF120 ターボファンエンジン (HF120) の飛行高度、マッハ数および大気圧、大気温度の最小最大範囲を示す。このような大気条件下で正常にエンジンが作

動することを試験にて実証した。高空状態におけるエンジン試験を実施する手法として、地上設備にて高空状態を模擬する高空模擬試験設備 (Altitude Test Facility: ATF) と、実際に航空機にエンジンを搭載し高空飛行状態での試験をおこなうフライングテストベッド (Flying Test Bed: FTB) がある。本稿ではこれらの設備を用いた HF120 の高空特性検証について述べる。

*航空機エンジン R&D センター

Table 1 HF120 operating range

	Min.*	Max.*
Pressure altitude (ft)	-1000	46000
Mach number (-)	0	0.85
Atmospheric pressure (kPa)	14.1	105.0
Atmospheric temperature (°C)	-77	55

* Min. and max. actual limitations are defined by operating envelope.

2. ATF と FTB の特徴

Fig. 1 に General Electric 社 (GE) が所有する ATF に搭載された HF120 を示す⁽¹⁾。ATF は高空大気状態を精度よく安定して再現できるよう設計されており、また地上設備であるため計測機器や付帯設備の自由度も比較的高い。さらに FTB では難しい推力の直接計測が可能で、試験時間や天候の制約を受けないことから、さまざまな条件で詳細なデータを取得することが可能である。

しかしながら ATF は大流量のエンジン流入空気に対する冷却、減圧装置を含む大掛かりな設備を必要とする。このため ATF を自社で所有しているのは一部のエンジンメーカーに限られている。

Fig. 2 に FTB と搭載された HF120 を示す。FTB は既存の航空機に供試エンジンを搭載するものであり、実際の飛行状態での試験が可能である。機体挙動を伴う試験に加



Fig. 1 ATF test setup and HF120



Fig. 2 FTB and HF120

え、着陸時の振動挙動計測などが FTB 試験特有の評価項目として挙げられる。

ただし FTB 試験の実施にあたっては、供試エンジンを搭載するため機体の一部変更が必要である。また実際の試験時に高空大気状態が変化する場合も存在し、ある程度の試験条件の変動を許容しなくてはならない。

このような二つの異なる試験設備の特性を有効活用し、相互補完する形で HF120 高空特性の検証をおこなった。

ATF 試験は GE が主担当となり、GE 所有の ATF を使用して実施された。試験には弊社のエンジニアが立会いサポートした。

これに対し FTB 試験は弊社が主担当となり、機体の運用を担当した米国 Atlantic Aero 社 (AA) の協力のもと実施した。使用した機体は小型ビジネスジェット機の片側エンジンを HF120 に換装したものである。機体の変更計画は弊社が立案し、AA が変更を実施し飛行試験機としての耐空性認定を取得した。GE はエンジン組立および一部計測等のサポートを担当した。

企画段階からこれら企業間の協調のもと ATF 試験、FTB 試験を実施した。また取得したデータを GE と弊社間で共有し日米での協力のもとに解析をおこなった。

3. 試験項目

Table 2 に高空特性検証での評価項目一覧を示す。エンジン全体の高空特性と、燃料系、潤滑系、振動系といった各サブシステムを評価した。このため多岐に渡る試験項目を実施した。

本章ではエンジン全体の高空特性に着目し、各項目の概要と技術的評価ポイントについて述べる。

3.1. 全体定常性能および加減速

全体定常性能 (Performance) は定常飛行状態でのエンジン性能を推力や燃費といったパラメータで評価するものである。この時全体定常性能のみではなく圧縮機やタービン、燃焼器等の単体特性も含めて評価をおこなった。

加減速に対しては加減速時間や制御性、サージおよびストールマージン、希薄吹消えマージン等を評価した。本稿でのサージおよびストールとは圧縮機を流れる空気流の不安定現象を示す。

ここで全体定常性能試験と、サージおよびストール試験の例を用いて試験ポイントの選定手法について述べる。

試験ポイントの選定にあたっては ATF と FTB の特性を考慮した上で、各評価項目に対して技術的検討をおこなった。基本的にはまず ATF 試験で広範囲かつ詳細なデータを取得し、その後 FTB 試験にて主要ポイントの実飛行状態の検証や FTB 試験特有の項目を評価する方法をとった。

Table 2 Evaluation items

Category	Evaluation item
Overall engine characteristics	Performance
	Acceleration and deceleration time
	Controllability
	Surge and stall margin
	Lean blowout margin
	Windmill
	Air start
	Maneuver (FTB only)
Sub systems	Fuel system
	Control system
	Start system
	Lubrication system
	Secondary air system
	Thermal system
	Vibration and dynamics

Fig. 3 に HF120 のオペレーティングエンベロープと全体定常性能試験、サージおよびストール試験の試験ポイントを例として示す。

3.2. ウィンドミルおよび高空再始動

ウィンドミルは、エンジンが動作していない状態で流入空気力により軸が回転する状態のことを指す。この状態では通常運転時よりも軸の回転速度が低い状態が維持されるため、そのような状況での潤滑、軸振動等を評価した。高空再始動 (Air start) は高空状態で再始動可能な領域を検証するための試験項目であり、この領域は高度と機速によって制限される。Fig. 4 に高空再始動試験での試験ポイントと再始動領域を示す。この図に示されているように、HF120 の高空再始動を以下の三つのタイプに定

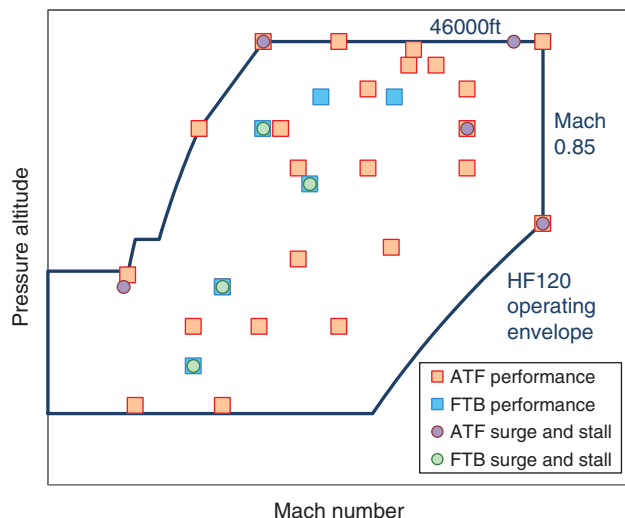


Fig. 3 HF120 operating envelope and test points

義した。スタータを用いた始動が可能である領域 (Starter assisted air start: SAAS), 定常ウィンドミル状態からの再始動可能領域 (Steady state windmill: SSWM), エンジン停止操作後短時間で再始動ができる領域 (Quick windmill relight: QWRL) である。

3.3. マニューバ

マニューバは機体挙動に関する試験項目であり、姿勢変化、加速度変化、ピッチやヨー方向に対する繰り返し変動等の条件下において飛行試験をおこなった。評価項目は潤滑機能、振動特性などである。また機体進行方向に対して迎角や横滑り角を変化させた状態で飛行し、エンジン流入空気の乱れ状態とそれが全体定常性能、加減速特性等に与える影響についても試験した。

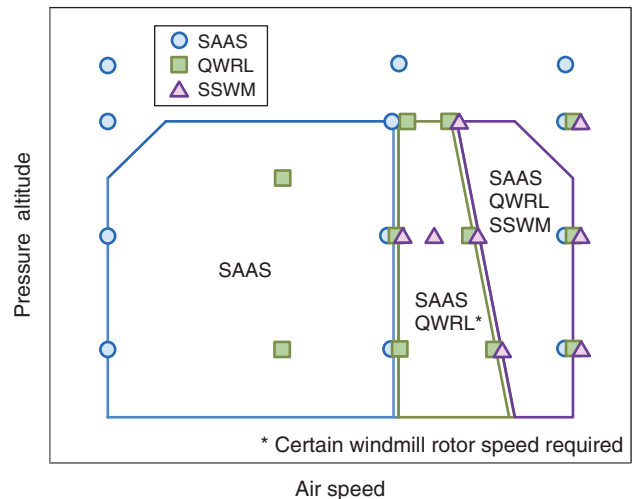


Fig. 4 HF120 air start test points and envelope

4. 試験設備とオペレーション

ここでは弊社主導で実施したFTB試験について設備と試験時のオペレーションについて述べる。

4.1. データ計測システム

FTB試験を実施するにあたり、飛行試験においてエンジンおよび機体の多様なデータを高精度で計測できるシステムを構築した。

エンジンデータ計測としては代表温度と圧力、回転数等のセンサ信号に加え、振動や圧縮機の微小なストールを判断するための高速データサンプリング装置、回転系とケーシングとのクリアランス計測、ベアリングスラスト荷重の測定等が可能なシステムを搭載した。

機体側の計測としては機体先端に取り付けたブームにより飛行状態を計測し、機内に設置したジャイロスコープに

より機体角度と角速度の計測をおこなった。

このシステムで計測した項目は合計で 400 チャンネル以上におよび、必要な計測器等の機材は小型ビジネスジェット機内にすべて搭載した。そのためキャビン内の計測器レイアウトやセンサからの信号配線のために大規模な機体変更をおこなった。このとき機体のキャビン容積、電力やペイロードの制限を考慮した。Fig. 5 に計測システムの概要図を示す。また飛行試験中の異物吸い込みに対して、エンジン入口の外観をモニタリングし録画できるビデオカメラを搭載した (Fig. 6)。

4.2. 制御システム

FTB における制御システムの構成を Fig. 7 に示す。貨物室に設置された HF120 のエンジン制御ユニット (ECU) はエンジンセンサからの入力値、機体側からの各種データ、スラストレバー角度 (Thrust lever angle: TLA) 信号を受けてエンジンの燃料制御をおこなう装置であり、冗長系で構成されている。ECU はエンジンやセンサの故障検知も可能であり、これらを含めたエンジン状態を示すデー

タを機体側に送信する。この通信には航空業界標準規格の Aeronautical Radio, Incorporated 429 (ARINC429) が用いられる。さらに ARINC 通信系のバックアップとして、ECU のアナログ回路からエンジン回転数、温度、油圧をコクピットに出力させる機能を有している。

TLA 信号は ARINC429 とは別系統であり、回転差動変圧器 (Rotary Variable Differential Transformer: RVDT) を介して ECU が認識するシステムである。

加えて ECU は CAN (Controller Area Network) 通信機能も搭載しており、ECU 内部変数を入出力することが可能である。開発用コンピュータである Data Acquisition Panel (DAP) を CAN 通信により ECU に接続することで、400 チャンネル以上のデータを高サンプリングレートで記録できる。また ECU 内部の制御設定をエンジン運転中にリアルタイムに書き換えることも可能である。この設定変更処理はアジャストメントと呼ばれ、エンジンのシャットダウンや ECU のリセットをおこなうことなくさまざまな制御設定での試験を効率よく実施することが可能である。

FTB においては、既存の機体システムに HF120 の ECU を接続するため Interface PC と呼ばれるコンピュータをキャビンに設置した。Interface PC は機体側データと ECU データを相互に変換、送受信するよう構築した。

あわせてエンジンの抽気量情報やランディングギアの接点スイッチ情報 (Weight-on-wheels: WOW) など Interface PC が ARINC429 に変換して ECU に送信するシステムとした。

4.3. エンジンマウントと外部負荷模擬システム

4.3.1. エンジンマウント

既存のエンジンを HF120 に換装するため、新規エンジンマウントの製作および評価をおこなった。

エンジンマウントで求められる一つの重要な要件は、エンジンで想定し得るいかなる荷重に対してもエンジン脱落

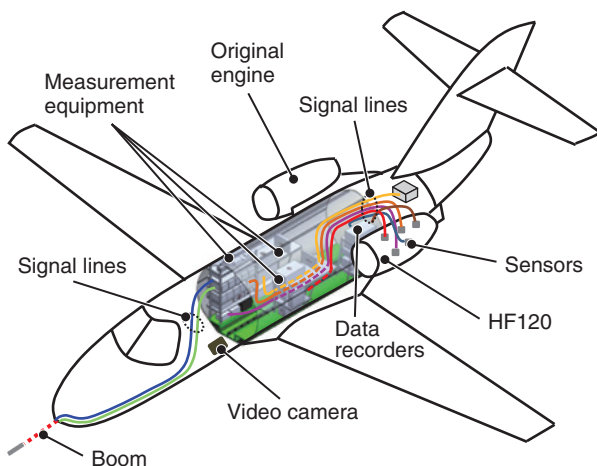


Fig. 5 FTB measurement system



Fig. 6 Engine monitoring camera view

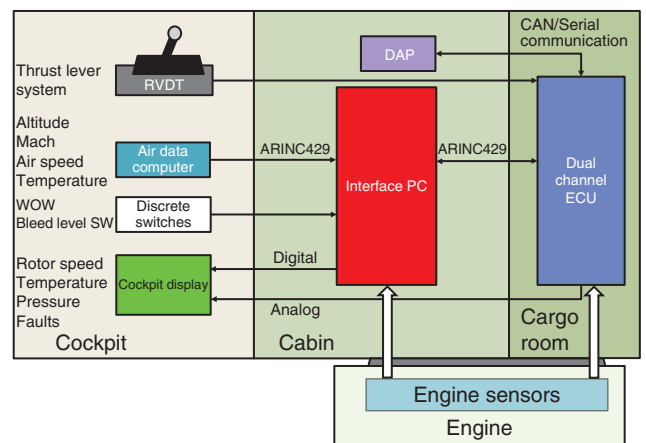


Fig. 7 HF120 FTB control system schematic

が無いことである。検討すべき荷重として、ファンブレード破断時に発生する最大衝撃荷重と破断後のウィンドミルで発生する疲労荷重、さらにマニューバ試験時に発生する加速度による荷重が挙げられる。エンジンダイナミクスモデルを用いてこれらの荷重条件に対するエンジンマウントの強度評価をおこなうことにより、予測される荷重条件でエンジンの脱落が発生しないことを示した。

4.3.2. 燃料システム

既存の燃料供給システムはHF120の要件を満足しなかったため、一部の燃料配管と燃料ポンプをHF120に適合するシステムに変更した。この変更によって燃料供給システムを左右で独立させ、燃料供給要件が異なる二つのエンジンを一つの機体に搭載することができた。

4.3.3. 外部負荷模擬システム

ビジネスジェット機を運用するには高空飛行中のキャビン圧や防水システムのために圧縮機を通過した高圧エアを抽気して利用している。この状態を模擬するために構築した抽気システムをFig. 8に示す。

また計器類やエアコン、電灯類のための電力をエンジンに搭載されている発電機から抽出する。FTB試験ではこの抽出電力量を可変負荷抵抗装置(ロードバンク)にてコントロールした。ロードバンクは機体後方の貨物室に設置されており、機体側面に設けた冷却用ダクトによって作動中の過温度を防止できる仕組みとなっている。Fig. 9に可変負荷抵抗装置の写真を示す。

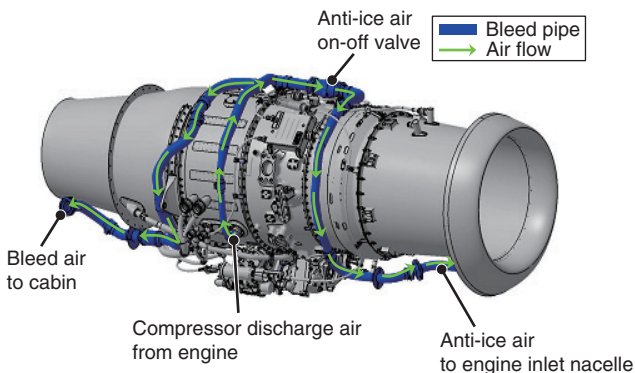


Fig. 8 Bleed air system

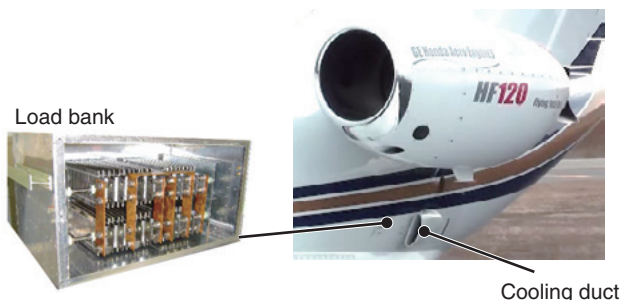


Fig. 9 Load bank and cooling duct

抽気、抽出電力はエンジンに対しての外部負荷となりエンジン特性に影響を与えるため、試験条件として設定した。

4.1. 節から 4.3. 節までに示した内容を実施することで、さまざまな飛行条件におけるエンジン特性を多角的かつ効率的に評価できる飛行試験システムを構築した。

4.4. 飛行試験中のオペレーション

FTBには2名のパイロットと2名のフライトテストエンジニアが搭乗した。エンジニアは常にエンジンデータ、機体データ、制御データをモニタリングした。エンジニアはインタコムを通じてパイロットとコミュニケーションを取りながら、一つ一つの試験開始を指示し、試験結果を判断することで正確かつ効率的に飛行試験を実施した。

5. 高空特性検証結果

HF120の高空特性検証例として以下の4項目を示す。

5.1. 全体定常性能検証

全体定常性能は、離着陸、上昇降下、巡航といったオペレーティングエンベロープ内全域での航空機の性能に対して大きく寄与する。

幅広い条件の評価を効率的におこなうため、圧縮機やタービンといったエンジン要素の単体特性を用いて、全体定常性能を算出できる数値計算モデル(モデル)を構築した。センサや投入部品の影響を考慮し、代表的な飛行条件でおこなった試験結果とモデルの算出値を比較することで、モデルの妥当性を示した。

Fig. 10にモデルの検証プロセスを示す。試験結果をモデルの算出値と比較し、両者に差異が認められる場合には許容誤差に収束するまでモデルの調整をおこなう。ここで用いる主要パラメータは低圧軸回転数(N1)、高圧軸回転数(N2)、燃料流量、高圧タービン出口温度(Interstage turbine temperature: ITT)である。

モデルを検証するために、試験を実施したエンジンに加えた変更の影響を考慮した。これらは主に試験エンジンを構成する部品のばらつきとエンジン内に設置されたセンサによるものである。これらの影響を単体試験結果や数値流体解析結果から算出した。

モデルの算出値と試験結果の比較をおこない、モデルから試験エンジン固有の影響を取り除くことで量産エンジンモデルを得た。

Fig. 11にATF試験エンジンに対応するモデルの算出値(実線)と、ATF試験結果(プロット)を示す。このグラフは試験状態が異なるデータを複数含んでおり、それぞれの予測値と試験結果が一致していることがわかる。

このように高空試験結果にて検証されたモデルを用い

て、全体定常性能がオペレーティングエンベロープ内全域で要件を満足することを確認した。

5.2. 加減速応答試験

高度、機速、エンジンの外部負荷条件を変化させ加減速応答試験を実施した。例えば急加速は、航空機のゴーアラウンド等の状況においてパイロットが要求する推力を発生させるために必要となる。

Fig. 12 に急加速時のエンジン挙動の一例を示す。加速応答試験では加速時間と ITT が要件内であることを主に評価し、減速応答試験では減速時間を主に評価した。他の評

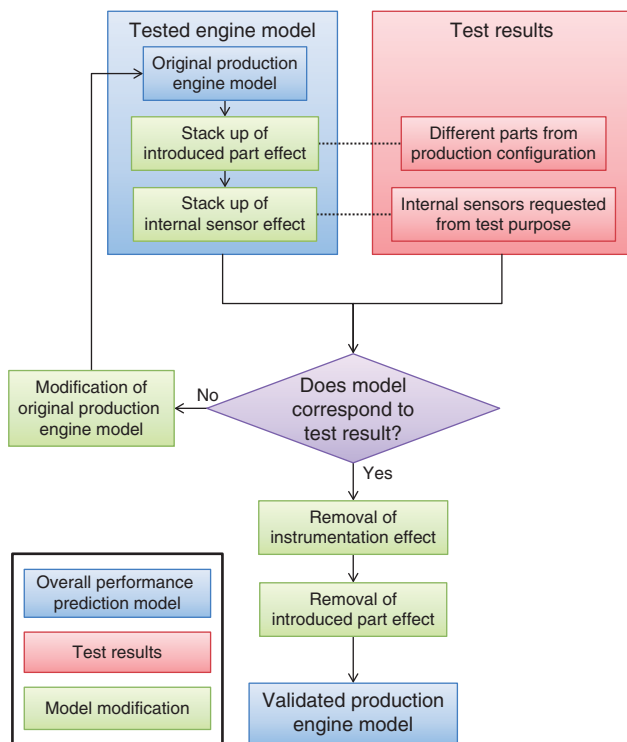


Fig. 10 Validation process of performance prediction model

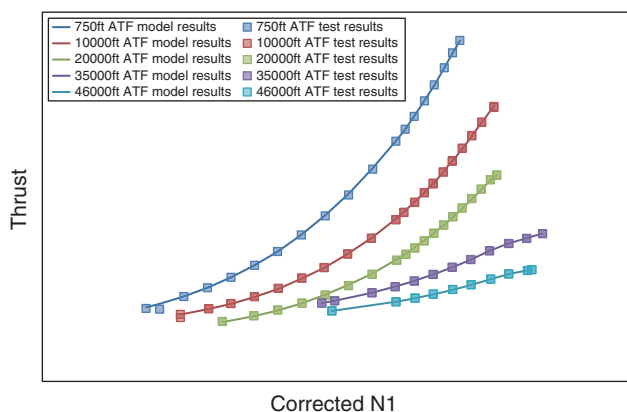


Fig. 11 Comparison between ATF model results and ATF test results

価と合わせて Fig. 3 に示したオペレーティングエンベロープ内において加速、減速共に要件を満足していることを実証した。

5.3. サージおよびストール試験

圧縮機のサージマージンを確認する試験をおこなった。本節では高圧圧縮機のサージ試験について述べる。通常加速時のサージマージンを確認するために、加速時の燃料流量を通常より増量することで意図的に圧縮機のサージを発生させた。このときエンジンの過温度を回避するため、ねらいの回転数付近で特に燃料流量を増量させた。

実際にサージが発生した例を Fig. 13 に示す。高圧圧縮機出口圧力 (P3) の急激な低下がサージの発生を示している。

Fig. 14 に高圧圧縮機のサージラインと作動ラインの概念図を示す。加速時における作動ラインは、図中 (A) と (B) に示すようにサージ領域に寄りながら最終的にテイクオフの作動ポイントに到達する。また、加速率が大きければ大きいほど、作動ラインはサージラインに対して接近する方向に移動する。図中の (A) は Fig. 12 に相当する通常の急加速操作を示しており、単体試験でのサージラインに対してマージンを持っている。これに対して (B) は意図的に燃料流量を増量してサージを発生させた際の作動ラインで

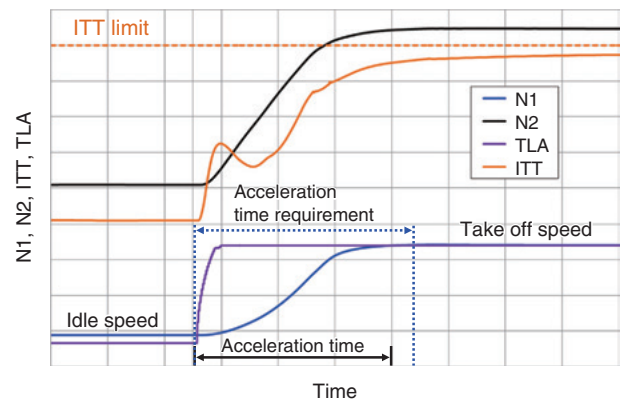


Fig. 12 Quick acceleration from idle

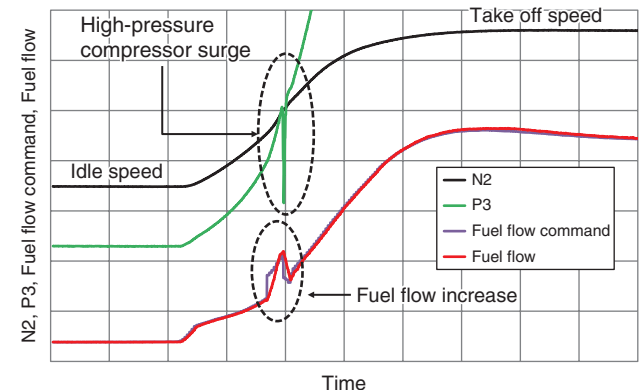


Fig. 13 High-pressure compressor surge test

あり、単体試験のサージラインを超えた後にサージが発生している。

エンジンの入口大気条件、回転数領域等を変化させることで実エンジンのサージラインを特定した。これを通常加速時の作動ラインと比較し、さらに飛行条件や外部負荷条件などによる作動ラインの変化を考慮することで十分なサージマージンが確保されていることを検証した。

5.4. 高空再始動試験

高度と機速を変化させ高空再始動試験を実施した。第3章で述べたように、高空再始動の種類として3種類の始動シーケンスを定義した。

まずSAASについてFig. 15に示す。図中のN2しきい値は、燃料流量を制御できる下限回転数である。この図の場合、始動前のN2がしきい値以下なので再始動にはスタータが必要である。その後スタータアシストによりN2が上昇し、ある回転数に到達した時点で着火によりITTが上昇している。続いてN2がさらに上昇し、最終的に定常アイドル状態に到達した。この間ITTはリミットを超過しておらず、正常に始動が完了した。

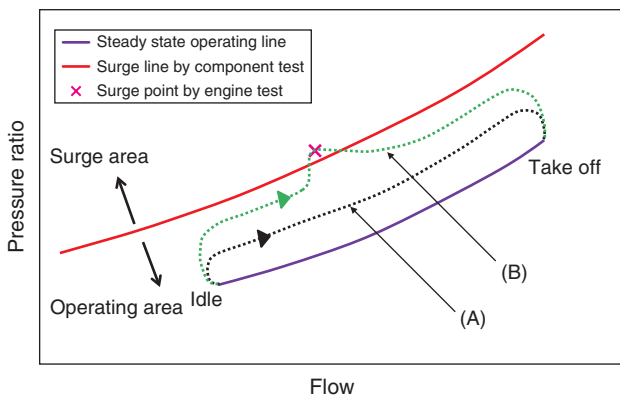


Fig. 14 Simple schematic of high-pressure compressor surge and operating line

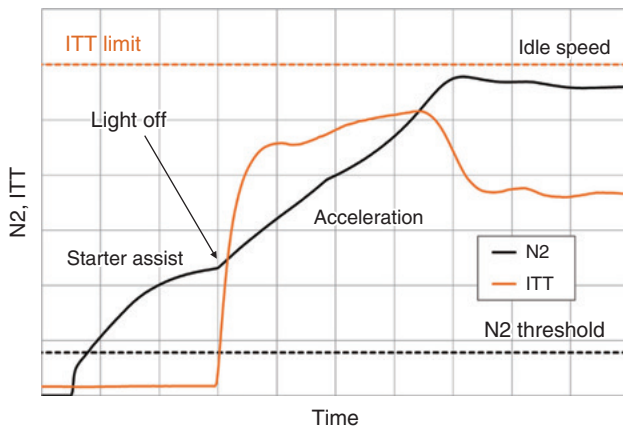


Fig. 15 SAAS

次にSSWMをFig. 16に示す。始動前は定常ウィンドミル状態であり、ITTとN2が静定している。N2がしきい値よりも高いため、その後スタータを使用せず着火に成功している。最終的にITTの過温度も無く始動が完了している。

最後にQWRLをFig. 17に示す。図に示すようにエンジン停止操作後短時間で再始動を開始した。このためSSWM同様始動前のN2がしきい値を超えており、スタータアシストは必要ない。このケースもITTの過温度無く始動が完了している。

ATF試験、FTB試験合わせて300回以上の高空再始動試験を実施し、Fig. 4の実線で示す再始動領域を検証した。

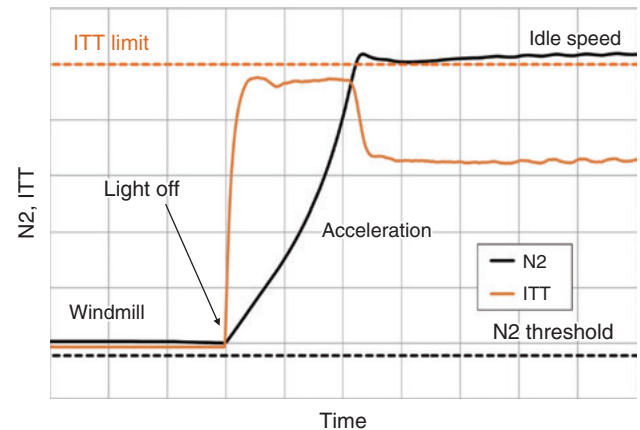


Fig. 16 SSWM

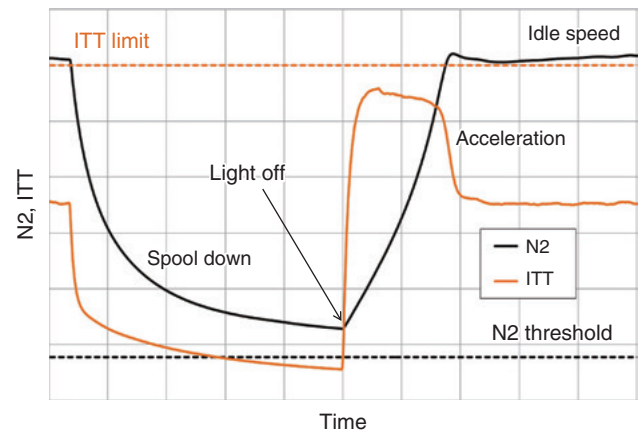


Fig. 17 QWRL

6. まとめ

地上設備にて高空状態を模擬するATFと、実飛行試験が可能なFTBを用いてHF120の高空特性試験を実施した。FTB試験にあたっては小型ビジネスジェット機の片側エンジンをHF120に換装し、多様な試験項目を評価す

るため合計 800 チャンネル以上の情報を計測できる飛行試験システムを構築した。ATF 試験と FTB 試験の結果を用いてオペレーティングエンベロープ内の高空特性を検証した。

参考文献

- (1) <http://world.honda.com/news/2009/c091019GE-Honda-HF120-engine/>, 2010/3/25

■ 著 者 ■



石川 克正



笠井 憲男



池田 法史



高松 郁夫