

UDC 621.452.32.015:
629.7.035.27

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-347

多軸ターボファンエンジンの設計点外性能

森田光男・関根静雄

1973 年 11 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|----------|--|-----------|---|
| TR-322 | IC 演算増幅器を利用した乱流頻度計
Application of Integrated Circuit Operational Amplifiers on Turbulence Intermittency Meters | 1973年 6 月 | 綿貫忠晴, 佐藤淳造 |
| TR-323 | 月と太陽の引力の作用下にある地球の人工衛星の運動に関する研究
The Study on the Motion of an Artificial Earth Satellite under the Gravitational Attractions of the Sun and Moon | 1973年 7 月 | 武内澄夫, 松島弘一 |
| TR-324 | 偏揺れ振動するT型尾翼の水平尾翼に働く, 非定常ローリングモーメントの測定
Measurement of Rolling Moments Acting on the Stabilizer of T-tails Oscillating in Yaw | 1973年 6 月 | 市川輝雄, 磯貝紘二
安藤泰勝, 江尻 宏 |
| TR-188TA | Inaysis of the Anisoelastic Errors of a Floated Single Degree of Freedom Intergrating Gyro | June 1973 | Masao OHTSUKI,
Hirokimi SHINGU,
Jyoji TABATA,
Takao SUZUKI,
Shigeharu ENKYO |
| TR-325 | ロケットの分離特性に関する研究
Some Investigation on the Separation Characteristics of a Two-Stage Vehicle Model | 1973年 7 月 | 宇宙研究グループ |
| TR-326 | 電子衝撃型水銀イオンエンジンの研究
Experimental Investigation on 5 cm Mercury Electron Bombardment Ion Engine | 1973年 7 月 | 中村嘉宏, 東 久雄
宮崎勝弘 |
| TR-327 | ガスタービン燃焼器のライナにおける伝熱
On the Liner Heat Transfer of Gas Turbine Combustor | 1973年 7 月 | 相波哲朗 |
| TR-328 | 連続板の振動
Natural Frequencies of Continuous Plate | 1973年 7 月 | 林 洋一, 川井忠彦 |
| TR-329 | ジェットエンジン用薄肉組立ロータの曲げ剛性 (静荷重試験と振動試験による測定と有限要素法による計算)
Flexural Rigidity of the Thin Walled Build-up Rotor for the Jet Engine (Measurement by Static Load Test and Vibrations Test and Calculation by Finite Element Method) | 1973年 7 月 | 宮地敏雄, 小河昭紀
星谷昌二, 祖父江 靖 |
| TR-330T | On the Linear Theoy of Thin Elastic Shells | July 1973 | Tatsuzo KOGA
Susumu TODA |
| TR-331 | 非線型層流安定理論と数値計算 一第一報
べき級数展開による Orr-Sommerfeld 方程式の数値解法—
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical calculations —Part 1
A Power Series Method for the Numerical Treatment of the Orr-Sommerfeld Equation— | 1973年 7 月 | 伊藤信毅 |
| TR-332 | 非線型層流安定理論と数値計算 一第二報
平行流における有限擾乱理論と二次元 Poiseuille 流れへの適用—
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calculations—Part 2
Theoretical Analysis and the Numerical Results for Plane Poiseuille Flow— | 1973年 7 月 | 伊藤信毅 |
| TR-333 | 非線型層流安定理論と数値計算 一第三報
平板境界層における有限擾乱の計算—
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calcnlations—Part 3
Numerical Results for the Flat Plate Boundary Layer— | 1973年 7 月 | 伊藤信毅 |

多軸ターボファンエンジンの設計点外性能*

森 田 光 男**・関 根 静 雄**

Off-Design-Point Performances of Multi-Spool Turbo Fan Engines

By Mitsuo MORITA and Shizuo SEKINE

This report describes a systematic method and the calculated results for the estimation of off-design-point performances of the aeroengines.

The method is applicable for the performance calculation of various forms of aero-engines including single and twin-spool turbojets and multi-spool turbo fan engines.

The procedure essentially consists of following two steps;

- 1) Tabulation of full operating range characteristics of three major groups of engine components (e. g., fan, gas-generator and turbine), after performing the matching calculation among the components in each group.
- 2) Matching calculation of the engine as a whole by the use of the tables previously prepared.

The computer programme was modularized in many features so that large electronic computer is not needed for the calculation.

Detailed and precise off-design flight performances of several types of turbo fan engines were calculated by the present method and the results were successfully applied to our engine designs.

1. ま え が き

著者ら¹⁾は先に、ファンエンジンの設計点におけるエンジンの性能について、エンジン全体圧力比、ファン圧力比、バイパス比、タービン入口温度などを変えた計算を行ない、それらがエンジンの全体性能、すなわち推力や燃料消費率などにどのような影響を与えるかについて調べ、ファンエンジンの最適性能を与える条件を示し、エンジン設計のための資料を提供した。

エンジンを実際の航空機に搭載して飛行する場合には、エンジンはその飛行状態に応じてあらゆる条件のもとで安定に作動することが要求される。しかしながら、通常の純ジェットエンジンに比べて、軸系が多いファンエンジンでは、エンジンを構成しているファン、圧縮機、タービンなどの要素の数も多くなり、設計点もしくは、ある限られた範囲で運転可能であっても、設計点を大きくはずれた作動時、たとえば起動直

後、上昇、下降時に圧縮機がサージ現象を起こし運転不可能な場合がある。またエンジンを構成する要素の作動状況も飛行条件によって複雑に変化し、エンジンの全体性能も大きく変わってくる。したがって設計点のみならず各種の飛行状態に応じた構成要素の作動状況やエンジン全体性能を把握することが必要である。

設計点外作動時のエンジン性能や構成要素の作動状況の解析については、古くから多くの試みがなされ Dugan²⁾ によって要約されているが、いずれも1軸または2軸のターボジェットかターボプロップエンジンの場合であって2軸、3軸のファンエンジンについては行なわれていない。また計算法も図表を用いる手計算であるために非常にめんどろな手続きと多大の時間を費し、したがって構成要素の効率の変化、圧縮機で行なわれる抽気特性、各要素の間に生ずる圧力損失など個々の要素の特性を十分に考慮した計算を行なうことは不可能に近く、実際のエンジンの設計に役立たせることは困難である。1軸ターボジェットエンジンの場合については大山³⁾ が動特性をも含めた精度のよ

* 昭和48年9月14日受付

** 原動機部

い計算を行なっている。

本研究は、以上にもとづき、2軸、3軸のフロントファンエンジンについて、その飛行時や部分負荷時などの設計点外作動時におけるエンジンの全体性能や構成要素の作動状況などを短時間に、かつ個々の要素の非線形な特性を十分に考慮した高い精度で計算して、エンジンの特性を解析するものである。

計算方法はエンジンをファン部、ガス発生器部およびタービン部の3つのグループに大別して、各グループごとの作動範囲全域にわたる結合特性をそれぞれのグループに属する構成要素間のマッチングから計算して予め一旦表にまとめておき、しかるのちそれらの表を合成してエンジン全体のマッチングをとるというもので、この方法は計算のプログラムのモジュール化を容易にし、プログラムのメンテナビリティを高めるとともに、この種の計算につきものの繰返し計算の回数を減し計算時間の短縮が計かれる。

計算例としては、代表的な3型式のフロントファンエンジンを選び、それぞれのタイプのエンジンの飛行性能を求め、飛行マッハ数およびファン回転数の変化に伴う各構成要素の作動状況を解析し、これらのエンジンの特徴および問題点を明らかにする。

2. 記 号

ここに含まれていない記号については使用のつど説明を加える。

C_p : 定圧比熱 (kcal/kg \cdot °C)
 F : 推力 (kg)
 f : 燃料空気混合比
 G : 作動流体流量 (kg/sec)
 GB : 抽気空気流量 (kg/sec)
 g : 重力の加速度 (m/sec 2)
 H : 飛行高度 (m)
 H_u : 燃料低位発熱量 (kcal/kg)
 K_1 : 燃焼器の形状抵抗係数
 K_2 : 燃焼器の燃焼抵抗係数
 M : マッハ数
 N : 回転数 (rpm)
 P : 全圧力
 p : 静圧力
 P_s : 標準圧力 (1.0332 kg/cm 2)
 Q : 抽気率
 R : 作動流体のガス定数 (kg \cdot m/kg \cdot °K)
 RD : ラムドラッグ (kg)
 T : 全温度 (°K)

t : 静温度 (°K)
 T_s : 標準温度 (288.16°K)
 $TSFC$: 燃料消費率
 W_f : 燃料流量 (kg/hr)
 δ : P/P_s
 ζ : 要素間抵抗係数
 η : 効率
 θ : T/T_s
 κ : 比熱比
 λ : 圧縮機のパワ・ファクタ
 μ : バイパス比
 添 字
 数字: エンジンの各断面位置を示す (図1参照)
 B : ブースト段
 b : 燃焼器
 BN : バイパスノズル
 C : 圧縮機またはガス発生器
 F : ファン
 HC : 高圧圧縮機
 HT : 高圧タービン
 I : 空気取入口
 i : 要素の入口
 IC : 中圧圧縮機
 IT : 中圧タービン
 j : 添字
 JN : ジェットノズル
 LT : 低圧タービン
 n : 添字
 \bar{o} : 要素の出口
 T : タービン
 () $_{all}$: 全体
 () $_{ass}$: 仮定値
 () $_{choke}$: チョーク値
 () $_{des}$: 設計値 (規準値)
 () $_{max}$: 最大値
 () $_{net}$: 正味

3. 計 算 方 法

計算の対象にするエンジンの基本形は図1に示すようにブースト段付きファン、2軸ガス発生器、ファン駆動用低圧タービン、バイパスおよびジェットノズルで構成された3軸のフロントファンエンジンであり、この基本構成以下のあらゆる組合わせのエンジンに適用できるようにする。基本構成エンジンのサイクルを図2に示す。

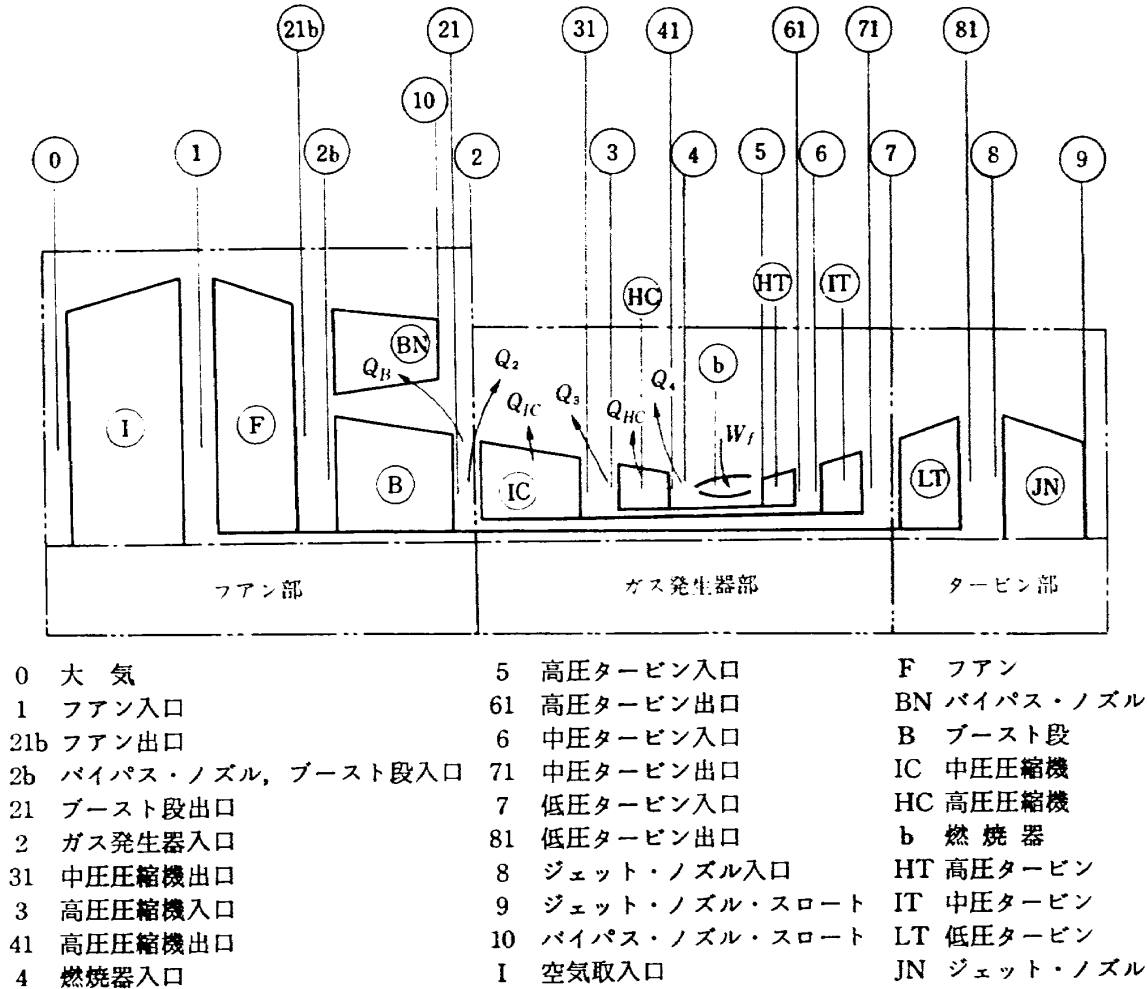


図1 基本エンジン

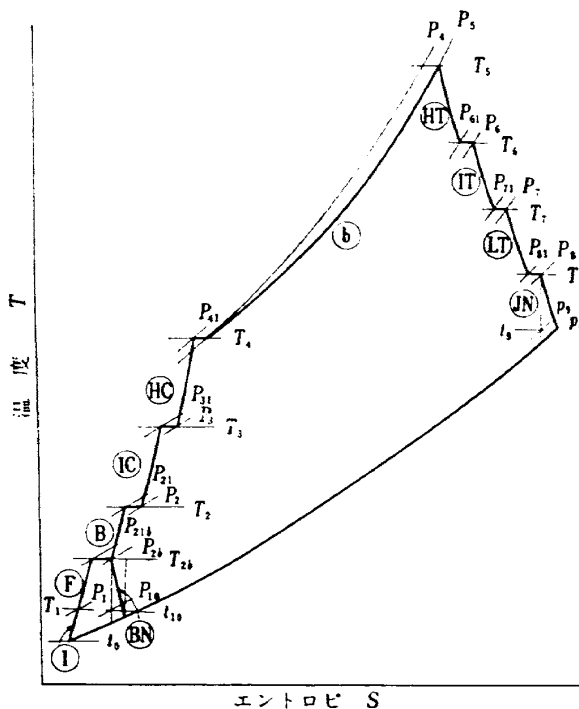


図2 基本エンジンのサイクル

図1に示すとおりエンジンをファン部, ガス発生器部, タービン部の3つのグループに大別して, まずそれぞれのグループの作動範囲全域を適当に選んだ2つの無次元数によって網目に分割し, その格子点上において, それぞれのグループ内に属する各構成要素間のマッチングのために必要な条件を満足するようにグループ全体の結合特性を計算して, 一旦表にしてまとめておき, しかるのちそれらの表を合成してエンジン全体のマッチングを行なうものである。大山の方法のようにエンジンの回転数, 流量および圧力バランスをとって, 圧縮機とタービンのパワーバランスだけを残しておき, 余剰トルクをタービン入口温度で表にすることが加減速の計算も行なえて理想的であると思われるが, ここで対象にするような多軸エンジンの場合はエンジン構成が複雑であるから無理に大山の方法にするのは得策でなく, 図1のように要素を主にしたグループに大別したわけである。なお以下に示す計算を通じて作動流体の比熱比 κ , 定圧比熱 C_p などの物性値はそれぞれの要素における平均値でもって代表する。

3.1 エンジン構成要素の特性表示

ファン、圧縮機、タービンなどの要素の特性表示についてここでまとめて述べておく。

計算機を使用する上に好都合な特性の表示法としては、各要素の作動域を網目に分割して、その格子点上において特性値を与える方法と数式化して与える方法が考えられるが、前者は精度を高めるために非常に多くのデータを必要とするのでここでは後者を採用する。

1) 空気取入口

空気取入口の特性は飛行によって生ずるエンジン流入空気速度を圧力に回復する圧力回復係数 η_R で表わされる。この圧力回復係数を式 (1) で定義し、式 (2) のように飛行マッハ数 M_0 に関する多項式で与えることにする。

$$\frac{P_1}{P_0} = \eta_R \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2 \right)^{\kappa / (\kappa - 1)} \quad (1)$$

$$\eta_R = \sum_{j=0}^4 A_j \cdot M_0^j (\eta_R)_{des} \quad (2)$$

ここで A_j ($j=0, 1, 2, 3, 4$) は空気取入口の特性を表わす係数である。

空気取入口における温度比は式 (3) で与えられる。

$$\frac{T_1}{t_0} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_0^2 \quad (3)$$

2) 圧縮機およびファン

圧縮機、ファンおよびブースト段の特性曲線は一般に図 3 の上半部に示すような形で与えられていることが多い。ここでもこの形のまま数式化することにし、圧力比および断熱効率を修正回転数と修正空気流量に関する多項式 (4) および (5) で近似する。

$$\left. \begin{aligned} \frac{P_0}{P_i} &= \left[B_2 \left\{ \frac{G \sqrt{\theta_i / \delta_i}}{(G \sqrt{\theta_i / \delta_i})_{des}} - B_1 \right\}^2 + B_0 \right] \left(\frac{P_0}{P_i} \right)_{des} \\ B_n &= \sum_{j=0}^4 B_{n,j} \left\{ \frac{N / \sqrt{\theta_i}}{(N / \sqrt{\theta_i})_{des}} \right\}^j \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

$$\left. \begin{aligned} \eta &= \left[C_2 \left\{ \frac{G \sqrt{\theta_i / \delta_i}}{(G \sqrt{\theta_i / \delta_i})_{des}} - C_1 \right\}^2 + C_0 \right] (\eta)_{des} \\ C_n &= \sum_{j=0}^4 C_{n,j} \left\{ \frac{N / \sqrt{\theta_i}}{(N / \sqrt{\theta_i})_{des}} \right\}^j \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

ここで $B_{n,j}$, $C_{n,j}$ ($n=0, 1, 2$, $j=0, 1, 2, 3, 4$) は圧縮機の特性を表わす係数である。圧縮過程における入口と出口の温度比は式 (6) で与えられる。

$$\frac{T_0}{T_i} = 1 + \frac{(P_0/P_i)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1}{\eta} \quad (6)$$

圧縮機からはしばしば抽気が行なわれる。抽気に伴

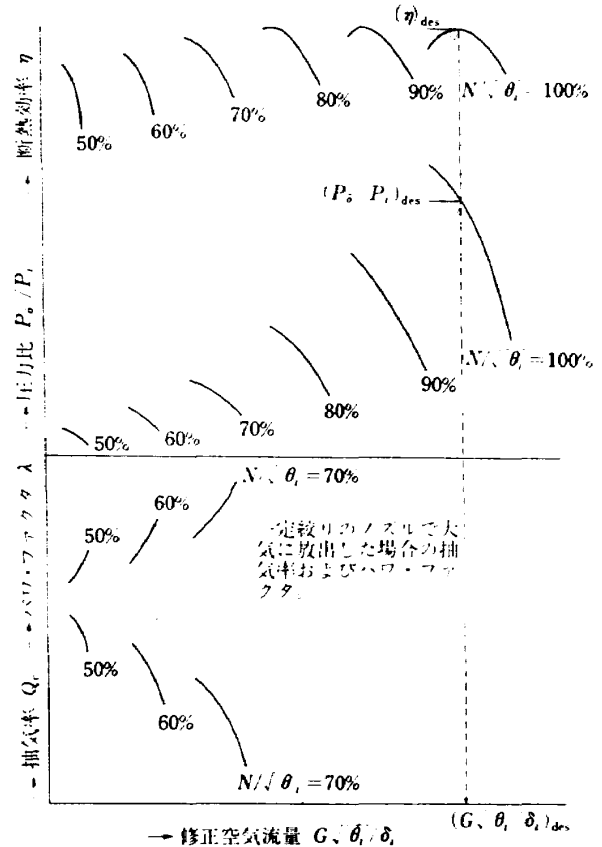


図 3 圧縮機特性曲線

起動時や低回転時の段間マッチングのために圧縮機からの要求で圧縮機中間段から行なわれる場合と、タービンとのマッチングの都合上、もしくはキャビンエアーとして機体内に供給されるために圧縮機出口で行なわれる場合との二通りが考えられる。前者は、その圧縮機特有のものであるため抽気特性を与える必要があり、特性としては図 3 の下半部に示すように抽気率 Q_c と抽気によって生ずる仕事の減少を表わすパワ・ファクタ λ を用いて表わすことにする。これらを圧力比、断熱効率と同様の形で式 (7), (8) で表わす。

$$\left. \begin{aligned} Q_c &= D_2 \left\{ \frac{G \sqrt{\theta_i / \delta_i}}{(G \sqrt{\theta_i / \delta_i})_{des}} - D_1 \right\}^2 + D_0 \\ D_n &= \sum_{j=0}^4 D_{n,j} \left\{ \frac{N / \sqrt{\theta_i}}{(N / \sqrt{\theta_i})_{des}} \right\}^j \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

$$\left. \begin{aligned} \lambda &= E_2 \left\{ \frac{G \sqrt{\theta_i / \delta_i}}{(G \sqrt{\theta_i / \delta_i})_{des}} - E_1 \right\}^2 + E_0 \\ E_n &= \sum_{j=0}^4 E_{n,j} \left\{ \frac{N / \sqrt{\theta_i}}{(N / \sqrt{\theta_i})_{des}} \right\}^j \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

ここで $D_{n,j}$, $E_{n,j}$ ($n=0, 1, 2$, $j=0, 1, 2, 3, 4$) は抽気特性を表わす係数である。なお、抽気率 Q_c およびパワ・ファクタ λ は

$$Q_c = GB_c / G_c \quad \text{および}$$

$$\lambda = \{ T_q - T_i + (T_0 - T_q)(1 - Q_c) \} / (T_0 - T_i)$$

で定義する。ここで T_q は抽気空気の温度である。

3) 燃焼器

燃焼器の特性は燃焼器内で生ずる圧力損失と燃焼効率で表わされる。このうち圧力損失は燃焼器の形状によって決まるものと燃焼によって決まるものがありこれらを考慮して式 (9) で与えることにする。

$$\frac{P_i - P_o}{P_i} = \left\{ \frac{G_b \sqrt{\theta_i / \delta_i}}{(G_b \sqrt{\theta_i / \delta_i})_{des}} \right\}^2 \left\{ K_1 + K_2 \left(\frac{T_o}{T_i} - 1 \right) \right\} \quad (9)$$

燃焼効率は式 (10) で定義する。

$$\eta_b = \frac{G_b \cdot C_{pb} (T_o - T_i)}{H_u \cdot W_f} \cdot 3600 \quad (10)$$

燃焼効率の変化は、マッチング計算上は、燃料によるタービンガス流量の増減としてその影響が現われるが、全運転範囲にわたって燃焼効率の変動は少なく、その影響も無視してさしつかえないので定数で与える*。燃料消費率に与える影響としては燃料消費率と燃焼効率が逆比例関係にあるのでマッチング計算終了後簡単に見積ることができる。

4) タービン

タービンの特性としてはタービン断熱効率とタービン流量特性が必要である。図4の上半部に示すようにタービン断熱効率は一般にタービンの周速度 U と熱落差を速度に換算したタービン理論速度 C_0 との比、すなわち速度比 U/C_0 の関数で表わされる。ここでは式 (11) で近似する。

$$\eta = \left[X_2 \left\{ \frac{N/\sqrt{\theta_i}}{\sqrt{1 - T_o/T_i}} - X_1 \right\} + X_0 \right] (\eta)_{des} \quad (11)$$

ここで X_0, X_1, X_2 はタービン断熱効率を表わす係数である。タービンガス流量は修正回転数と膨張比の関数で表わされるが、図4の下半部に示す通り回転数の影響は低膨張比の領域でわずかに現われるだけであるから膨張比のみの関数として式 (12) のように楕円で近似する。

$$\frac{G \sqrt{\theta_i}}{\delta_i} = \left(\frac{G \sqrt{\theta_i}}{\delta_i} \right)_{choke} \times \sqrt{1 + \left\{ \frac{P_i}{P_o} - \left(\frac{P_i}{P_o} \right)_{choke} \right\}^2 / \left\{ \left(\frac{P_i}{P_o} \right)_{choke} - 1 \right\}^2} \quad (12)$$

* 燃焼効率の増減の割合を ϵ_1 、それに伴うタービンガス流量の増減の割合を ϵ_2 とすると、 $\epsilon_2 = f \epsilon_1 / (1 + f)$ で通常のエンジン作動域においては $|\epsilon_1| \leq 0.03$ 、 $f \leq 0.025$ の範囲を越えることはない。したがって $|\epsilon_2| < 0.00075$ で、燃焼効率を一定とした場合のタービンガス流量におよぼす影響は高々 0.075% 以内である。

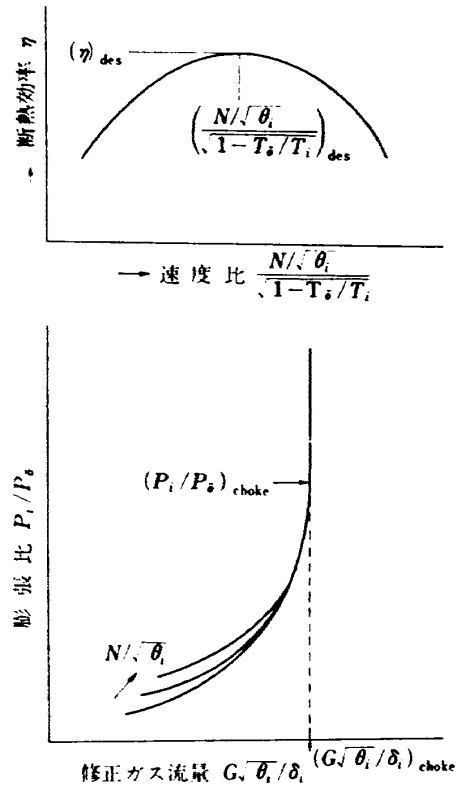


図4 タービン特性曲線

ただし $P_i/P_o \geq (P_i/P_o)_{choke}$ の場合は

$$G \sqrt{\theta_i} / \delta_i = (G \sqrt{\theta_i} / \delta_i)_{choke} \text{ である。}$$

また、膨張過程における入口、出口の圧力比および温度比は式 (13) および (14) で与えられる。

$$\frac{P_o}{P_i} = \left(1 - \frac{1 - T_o/T_i}{\eta} \right)^{\kappa/(\kappa-1)} \quad (13)$$

$$\frac{T_o}{T_i} = 1 - \eta \left\{ 1 - \left(\frac{P_o}{P_i} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} \right\} \quad (14)$$

5) バイパスおよびジェットノズル

ノズルの特性はノズル流量特性と推力効率である。流量特性は等エントロピ膨張するノズルの式 (15) を用いて表わす。

$$\frac{G \sqrt{\theta_i}}{\delta_i} = \left(\frac{G \sqrt{\theta_i}}{\delta_i} \right)_{choke} \times \sqrt{\frac{(p_o/P_i)^{2/\kappa} - (p_o/P_i)^{(\kappa+1)/\kappa}}{\{2/(\kappa-1)\}^{2/(\kappa-1)} - \{2/(\kappa+1)\}^{(\kappa+1)/(\kappa-1)}}} \quad (15)$$

ただし、 $p_o/P_i \leq \{2/(\kappa+1)\}^{\kappa/(\kappa-1)}$ の場合は

$$G \sqrt{\theta_i} / \delta_i = (G \sqrt{\theta_i} / \delta_i)_{choke} \text{ である。}$$

推力効率はマッチング計算には不用であるが、エンジン全体性能を計算する場合に、推力の算出のところで必要になってくるので、ノズル膨張比の関数として式 (16) で与えることにする。

$$\eta = \sum_{j=0}^4 Y_j \left(\frac{P_i}{p_o} \right)^j (\eta)_{des} \quad (16)$$

ここで Y_j ($j=0, 1, 2, 3, 4$) は推力効率を表わす係数である。

6) 各構成要素間の圧力損失

各構成要素間のストラットなどによって誘起される圧力損失は前方の要素の出口において起こるものとして、圧力損失率 $\Delta P/P_0$ を式 (17) で定義する。

$$\frac{\Delta P}{P_0} = \left\{ \frac{G\sqrt{\theta_i}/\delta_i}{G\sqrt{\theta_i}/\delta_i}_{des} (1-Q) \frac{P_i/P_0}{(P_i/P_0)_{des}} \right\}^2 \times \frac{T_0/T_i}{(T_0/T_i)_{des}} \quad (17)$$

ここで ΔP は要素の出口圧力と次につづく要素の入口圧力の差である。ただし損失流の場合でも熱の出入がないため等エンタルピー流とみなせるので $\Delta T=0$ である。

以下に各部の結合特性値の計算手続きを示す。

3.2 ファン部結合特性の計算

図5に示す通りファン部は空気取入口、ファン、ブースト段およびバイパスノズルで構成されている。ファンの作動域全体を修正回転数および修正空気流量の2変数を用いて網目に分割して、その格子点上においてこのグループ内のマッチングのために必要な条件を満足するように表1に示す結合特性値を計算して表を作成する。

図5より理解される通りマッチング条件は要素間の空気流量、空気取入口からバイパスノズルまでの圧力バランスおよびファンとブースト段の回転数バランスである。空気流量および圧力バランスは式 (18) およ

表 1 ファン部結合特性値表

結 合 特 性	名 称
$(N_F/\sqrt{\theta_1})_i$	ファン修正回転数
$(G_F\sqrt{\theta_1}/\delta_1)_{i,j}$	ファン入口修正空気流量
$(T_2/T_1)_{i,j}$	ファン部全体温温度比
$(T_{2b}/T_1)_{i,j}$	ファン温度比
$(P_2/p_0)_{i,j}$	ファン部全体圧力比
$(P_{2b}/p_0)_{i,j}$	バイパスノズル膨張比
$(G_C\sqrt{\theta_2}/\delta_2)_{i,j}$	ファン部出口修正空気流量
$(G_B\sqrt{\theta_{2b}}/\delta_{2b})_{i,j}$	バイパスノズル入口修正空気流量
$(\mu)_{i,j}$	バイパス比

i, j は格子点位置

び (19) で表わすことができる。

$$\frac{G_F\sqrt{\theta_1}}{\delta_1} = \left\{ \frac{(G_{BN} - G_B)\sqrt{\theta_{2b}}}{\delta_{2b}} + \frac{G_B\sqrt{\theta_{2b}}}{\delta_{2b}} \right\} \times \sqrt{\frac{T_1}{T_{2b}}} \frac{P_{2b}}{P_1} \quad (18)$$

$$\frac{P_{21b}}{P_1} = \frac{P_{2b}}{p_0} \cdot \frac{1}{1 - (P_{21b} - P_{2b})/P_{21b}} \cdot \frac{p_0}{P_1} \quad (19)$$

前項で示した要素特性の式 (1), (2), (4), (5), (6), (15) および (17) を用いて式 (18), (19) を計算する。ここで G_B はブースト段のサージング防止上、ブースト段出口よりバイパスノズル内へ向けて行なわれる抽気の抽気量で、この抽気率を式 (20) で定義する。

$$Q_B = G_B/G_B \quad (20)$$

実際問題として、ブースト段出口でバイパスノズル

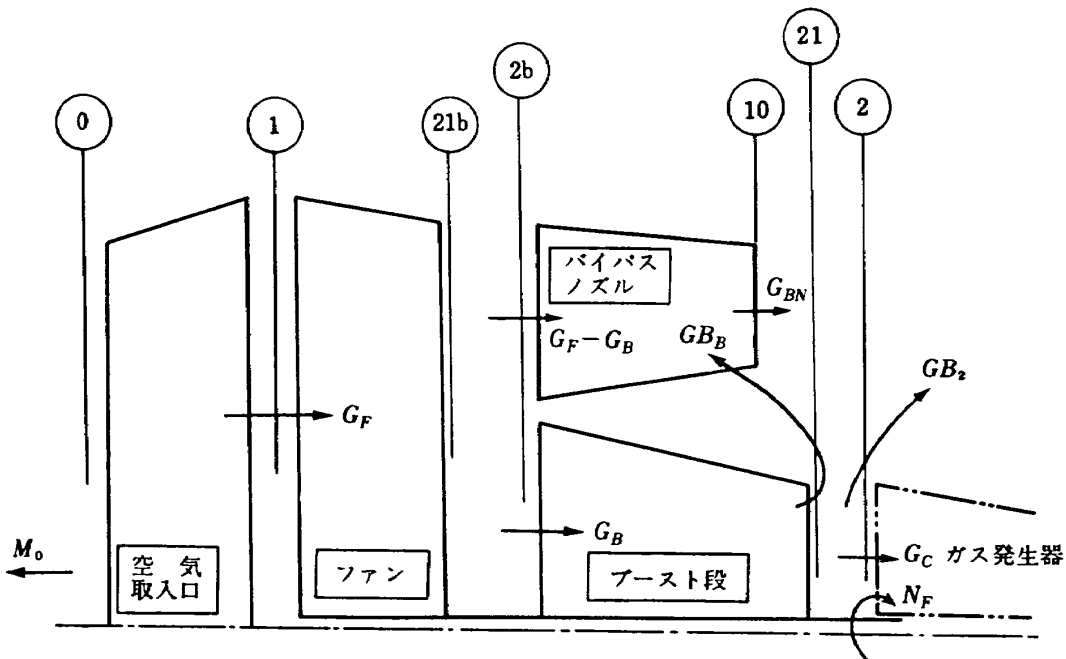


図 5 ファン部構成図

内に抽気空気を噴出した場合、噴出のしかたによってはバイパス流をブロックしてノズル流量特性を変えてしまうこともありうる。また抽気空気を混合した後のバイパス流は、わずかではあるが温度、圧力共に上昇するが、これらの影響は無視する*。

バイパス比 μ を式 (21) で定義する。

$$\mu = G_{BN} / (G_B - G_{BB}) \quad (21)$$

ファンとブースト段の回転数バランスは同軸の条件より式 (22) で与えられる。

$$\frac{N_B}{\sqrt{\theta_{2b}}} = \frac{N_F}{\sqrt{\theta_1}} \sqrt{\frac{T_1}{T_{2b}}} \quad (22)$$

ブースト段の特性式 (4), (5) および (6) より圧力および温度比を計算し式 (23), (24) および (25) でこの部の全温度比、全圧力比およびガス発生器入口の空気流量を計算して表の作成を完了する。

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{T_{2b}}{T_1} \cdot \frac{T_2}{T_{2b}} \quad (23)$$

$$\frac{P_2}{p_0} = \frac{P_{21}}{P_{2b}} \cdot \frac{P_{2b}}{p_0} \left(1 - \frac{P_{21} - P_2}{P_{21}} \right) \quad (24)$$

$$\frac{G_C \sqrt{\theta_2}}{\delta_2} = \frac{G_B \sqrt{\theta_{21}}}{\delta_{21}} \cdot \frac{1 - Q_B - Q_2}{1 - (P_{21} - P_2) / P_{21}} \quad (25)$$

ここで Q_2 はガス発生器とのマッチングの都合上行なわれる抽気の抽気率で式 (16) で定義する。

$$Q_2 = G_{B2} / G_B \quad (26)$$

ブースト段なしファンの場合は断面 (2b) と (2) が同一で式 (23), (24), (25) はそれぞれ $T_2/T_1 = T_{2b}/T_1$, $P_2/p_0 = P_{2b}/p_0$, $G_C \sqrt{\theta_2}/\delta_2 = G_B \sqrt{\theta_{2b}}/\delta_{2b} (1 - B_2)$ に書き換えられる。

3.3 ガス発生器部結合特性の計算

図6に示す通りガス発生器部は圧縮機、燃焼器およびタービンで構成されており、通常の1軸または2軸のターボジェットエンジンから空気取入口とジェット

* 抽気空気の混合によって上昇したバイパス空気の温度上昇分 ΔT は次の式で表わされるものとする
 $(T_{2b} + \Delta T) G_{BN} / G_B$

$$= T_{2b} (G_{BN} - G_{BB}) / G_B + T_{21} G_{BB} / G_B$$

定義より $G_{BB}/G_B = Q_B$, $G_{BN}/(G_B - G_{BB}) = \mu$ であるから

$$\Delta T / T_{2b} = (T_{21} / T_{2b} - 1) Q_B \{ 1 / \mu + Q_B (G_B / G_{BN}) \}$$

で $Q_B < 1$ であるから

$$\Delta T / T_{2b} = 1 / \mu (T_{21} / T_{2b} - 1) \sum_{j=1}^{\infty} Q_B^j$$

$$= 1 / \mu (T_{21} / T_{2b} - 1) \{ 1 / (1 - Q_B) - 1 \}$$

実際に問題する範囲は

$$Q_B < 0.3, \mu > 2, T_{21} / T_{2b} < 1.4$$

であるから $\Delta T / T_{2b} < 0.01$ となる。

圧力についても同様で、ミキシングによる圧力の損失も加味すれば殆んど問題がない。

表 2 1 軸ガス発生器結合特性値表

結合特性	名 称
$(N_C/\sqrt{\theta_2})_i$	圧縮機修正回転数
$(G_C\sqrt{\theta_2}/\delta_2)_{i,j}$	圧縮機入口修正空気流量
$(G_T\sqrt{\theta_1}/\delta_1)_{i,j}$	ガス発生器出口修正ガス流量
$(T_2/T_1)_{i,j}$	ガス発生器最高温度比
$(T_1/T_2)_{i,j}$	ガス発生器全体温度比
$(P_1/P_2)_{i,j}$	ガス発生器全体圧力比
$(P_4/P_2)_{i,j}$	圧縮機圧力比
$(P_5/P_4)_{i,j}$	燃焼器圧力比
$(f/\theta_2)_{i,j}$	修正燃料空気混合比

i, j は格子点位置

ノズルを取り除いたものに相当する。

1) 1 軸ガス発生器の場合

ファン部の場合と同様、圧縮機の作動域全体を修正回転数と修正空気流量の2変数を用いて分割し、その格子点上で表2に示す結合特性を計算する。

このグループのマッチング条件は、要素間の作動流体流量、圧縮機とタービンの回転数およびパワのバランスで、それらはそれぞれ式 (27), (28) および (29) で表わすことができる。

$$\frac{G_C \sqrt{\theta_2}}{\delta_2} = \frac{G_B \sqrt{\theta_4}}{\delta_4} \cdot \frac{P_4}{P_2} \sqrt{\frac{T_4}{T_2}} \cdot \frac{1}{1 - Q_C - Q_4}$$

$$= \frac{G_T \sqrt{\theta_5}}{\delta_5} \cdot \frac{P_5}{P_4} \cdot \frac{P_4}{P_2} \sqrt{\frac{T_2}{T_4} \cdot \frac{T_4}{T_5}} \cdot \frac{1}{1 - Q_C - Q_4} \quad (27)$$

$$\frac{N_T/\sqrt{\theta_5}}{\sqrt{1 - T_1/T_5}} = \frac{N_C/\sqrt{\theta_2}}{\sqrt{1 - T_1/T_5}} \sqrt{\frac{T_2}{T_4} \cdot \frac{T_4}{T_5}} \quad (28)$$

$$\frac{T_1}{T_5} = 1 - \frac{C_{PC}(T_4/T_2 - 1)\lambda}{\eta_m C_{PT}(1 - Q_C - Q_4)(1 + f)} \cdot \frac{T_2}{T_4} \quad (29)$$

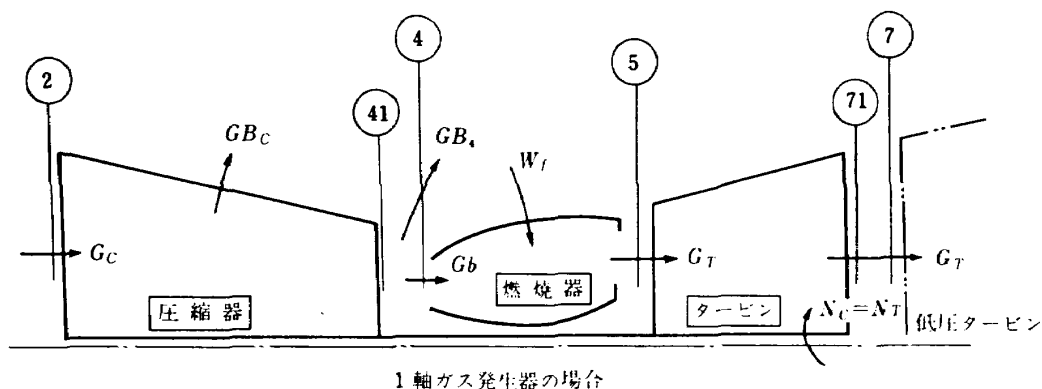
ここで η_m は回転系の機械効率である。抽気率 Q_4 は式 (30) で定義する。

$$Q_4 = G_{B4} / G_C \quad (30)$$

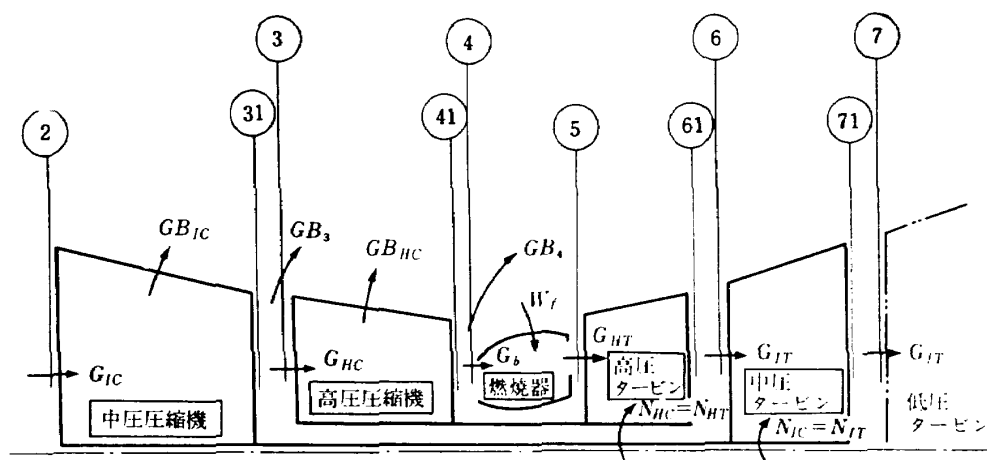
要素特性の式 (4), (5), (6), (7), (8), (9), (10), (11), (12), (13), (14) および (17) を用いて式 (27), (28), (29) を連立して解けば P_5/P_4 , P_5/P_1 , T_1/T_5 , T_4/T_5 の各パラメータが決定できる。なお式 (29) の f は通常の運転範囲では $0.01 < f < 0.03$ 程度であるから設計点の値で代表し、本グループのマッチング完了後あらためて計算する。

式 (31), (32), (33) および (34) でガス発生器部出口ガス流量、ガス発生器部の全圧力比、全温度比および燃空比を計算して表の作成を完了する。

$$\frac{G_T \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} = \frac{G_T \sqrt{\theta_5}}{\delta_5} \cdot \frac{P_5}{P_1} \sqrt{\frac{T_1}{T_5}} \quad (31)$$



1 軸ガス発生器の場合



2 軸ガス発生器の場合

図 6 ガス発生器部構成図

$$\frac{P_7}{P_2} = \frac{P_7}{P_5} \cdot \frac{P_5}{P_4} \cdot \frac{P_4}{P_2} \quad (32)$$

$$\frac{T_7}{T_2} = \frac{T_7}{T_5} \cdot \frac{T_5}{T_2} \quad (33)$$

$$\frac{f}{\theta_2} = \frac{C_{p0}(T_5/T_2 - T_4/T_2)}{H_u \cdot \eta_b} T_2 \quad (34)$$

2) 2 軸ガス発生器の場合

2 軸ガス発生器の高圧側の結合特性は 1 軸ガス発生

表 3 2 軸ガス発生器高圧側結合特性値表

結合特性	名 称
$(N_{HC}/\sqrt{\theta_2})_i$	圧縮機修正回転数
$(G_{HC}\sqrt{\theta_3/\delta_3})_{i,j}$	圧縮機入口修正空気流量
$(G_{HT}\sqrt{\theta_6/\delta_6})_{i,j}$	高圧側出口修正ガス流量
$(T_5/T_2)_{i,j}$	高圧側最高温度比
$(T_6/T_3)_{i,j}$	高圧側全体温度比
$(P_6/P_3)_{i,j}$	高圧側全体圧力比
$(P_4/P_3)_{i,j}$	圧縮機圧力比
$(P_5/P_4)_{i,j}$	燃焼器圧力比
$(f/\theta_2)_{i,j}$	修正燃料空気混合比

 i, j は格子点位置

器の場合とまったく同様の手続きで計算することができる。その結果、高圧側特性値は表 3 に示したものになる。

高圧側特性値表を用いて高圧側と中圧側と中圧側のマッチングを行なう方法について述べる。

1 軸の場合と同様、中圧圧縮機の作動域全体を修正回転数と修正空気流量の 2 変数を用いて網目に分割しその格子点上で、表 4 に示す結合特性を計算する。

表 4 2 軸ガス発生器結合特性値表

結合特性	名 称
$(N_{IC}/\sqrt{\theta_2})_i$	中圧圧縮機修正回転数
$(G_{IC}\sqrt{\theta_2/\delta_2})_{i,j}$	中圧圧縮機入口修正空気流量
$(G_{IT}\sqrt{\theta_7/\delta_7})_{i,j}$	ガス発生器出口修正ガス流量
$(T_5/T_2)_{i,j}$	ガス発生器最高温度比
$(T_7/T_2)_{i,j}$	ガス発生器全体温度比
$(P_7/P_2)_{i,j}$	ガス発生器全体圧力比
$(f/\theta_2)_{i,j}$	修正燃料空気混合比
$(N_{HC}/\sqrt{\theta_2})_{i,j}$	高圧圧縮機修正回転数

 i, j は格子点位置

このグループのマッチング条件は、中圧圧縮機、高圧側、中圧タービンの3者間の作動流体流量のバランス、中圧圧縮機と中圧タービンの回転数およびパワのバランスであり、それらはそれぞれ式(35)、(36)、(37)および(38)で表わすことができる。

$$\frac{G_{HC}\sqrt{\theta_3}}{\delta_3} = \frac{G_{IC}\sqrt{\theta_2}}{\delta_2} \cdot \frac{P_2}{P_3} \sqrt{\frac{T_3}{T_2}} (1 - Q_{IC} - Q_3) \quad (35)$$

$$\frac{G_{HT}\sqrt{\theta_6}}{\delta_6} = \frac{G_{IT}\sqrt{\theta_5}}{\delta_5} \quad (36)$$

$$\frac{N_{IT}/\sqrt{\theta_6}}{\sqrt{1-T_7/T_6}} = \frac{N_{IC}/\sqrt{\theta_2}}{\sqrt{1-T_7/T_6}} \sqrt{\frac{T_3}{T_6} \cdot \frac{T_2}{T_5}} \quad (37)$$

$$\frac{T_7}{T_6} = 1 - \frac{C_{PIC}(T_3/T_2 - 1)\lambda_{IC}}{\eta_{mI}(1 - Q_{IC} - Q_3)(1 - Q_{HC} - Q_4)(1 + f)} \quad (38)$$

ここで η_{mI} は中圧回転系の機械効率である。

条件式(35)、(36)、(37)、(38)を連立して解くわけであるが、そのためには要素特性式だけでは不足で、式中の T_3/T_6 などは高圧側の結合特性値を読みとることになる。結合特性値表は2次元の表であるため式(35)で与えられる $G_{HC}\sqrt{\theta_3}/\delta_3$ だけでは索引することはできず、もう一つのパラメータとして $(G_{HT}\sqrt{\theta_6}/\delta_6)_{ass}$ を仮定して、この2つのパラメータに対応する表の位置決めをし、その点の特性値を読むことになる。(附録参照)

式(38)を満足するまでこの仮定を変えて繰返し計算を行ない、マッチング点に対応する高圧側の結合特性値を全て読みとり、ガス発生器部の全圧力比、全温度比、最高温度比、燃空比および高圧系修正回転数をそれぞれ式(39)、(40)、(41)、(42)および(43)で計算して表の作成を完了する。

$$\frac{P_7}{P_2} = \frac{P_7}{P_6} \cdot \frac{P_6}{P_3} \cdot \frac{P_3}{P_2} \quad (39)$$

$$\frac{T_7}{T_2} = \frac{T_7}{T_6} \cdot \frac{T_6}{T_3} \cdot \frac{T_3}{T_2} \quad (40)$$

$$\frac{T_5}{T_2} = \frac{T_3}{T_2} \cdot \frac{T_5}{T_3} \quad (41)$$

$$\frac{f}{\theta_2} = \frac{f}{\theta_3} \cdot \frac{T_3}{T_2} \quad (42)$$

$$\frac{N_{HC}}{\sqrt{\theta_2}} = \frac{N_{HC}}{\sqrt{\theta_3}} \sqrt{\frac{T_3}{T_2}} \quad (43)$$

結合特性値表2または表4に空気取入口とジェットノズルの特性を組合わせ、作動流体の流量およびエンジン全体の圧力バランスをとれば1軸または2軸のターボジェットエンジンのマッチング計算が行なえる。

3.4 タービン部結合特性の計算

図7に示す通りタービン部はファン駆動用タービン

とジェットノズルで構成されている。

タービン作動域全体を修正回転数と膨張比の2変数で分割しその格子点上で、表5に示す結合特性を計算する。

本グループを流路としてみた場合、タービンとジェットノズルによる2段絞りで構成されている。したが

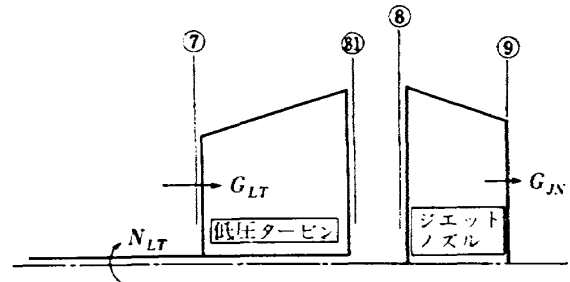


図7 タービン部構成図

表5 タービン部結合特性値表

結合特性	名称
$(N_{LT}/\sqrt{\theta_7})_{i,j}$	低圧タービン修正回転数
$(P_7/P_8)_{i,j}$	低圧タービン膨張比
$(G_{LT}/\sqrt{\theta_7}/\delta_7)_{i,j}$	低圧タービン入口修正ガス流量
$(G_{JN}/\sqrt{\theta_9}/\delta_9)_{i,j}$	ジェットノズル入口修正ガス流量
$(P_7/p_9)_{i,j}$	タービン部全体圧力比
$(T_7/T_9)_{i,j}$	低圧タービン温度比

i, j は格子点位置

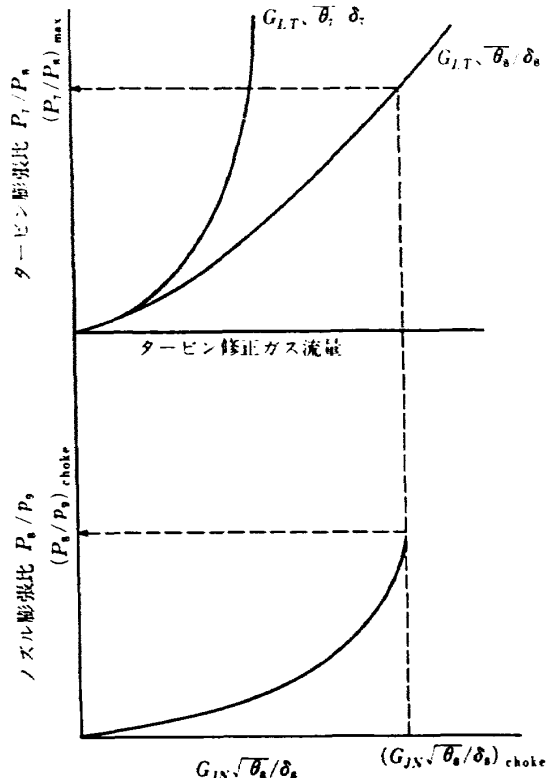


図8 タービン部流量関係図

って図 8 で理解される通りタービンで膨張できる最大膨張比 $(P_7/P_{s1})_{\max}$ はガス流量がジェットノズルで choking した状態に対応する膨張比になり、タービンの特性式 (11), (12), (13), (14) を用いて連続の式 (44) を解いて求めることができる。エンジン全体のマッチングをとるのに都合のよいように、このタービン最大膨張比を基準にして膨張比の分割を行なうことにする。

$$1 - \left\{ \frac{(G_{LT}\sqrt{\theta_7/\delta_7})_{\max}(P_7/P_{s1})_{\max}}{(G_{LT}\sqrt{\theta_7/\delta_7})_{\text{des}}(P_7/P_{s1})_{\text{des}}} \right\}^2 \frac{(T_{s1}/T_7)_{\max}}{(T_{s1}/T_7)_{\text{des}}} \zeta_{LT} - \frac{(G_{LT}\sqrt{\theta_7/\delta_7})_{\max}(P_7/P_{s1})_{\max}(\sqrt{T_{s1}/T_7})_{\max}}{(G_{JN}\sqrt{\theta_8/\delta_8})_{\text{choke}}} = 0 \quad (44)$$

本グループのマッチング条件はガス流量バランスだけで、式 (44) と同様の式 (45) で表わすことができる。

$$1 - \left\{ \frac{G_{LT}\sqrt{\theta_7/\delta_7} \cdot P_7/P_{s1}}{(G_{LT}\sqrt{\theta_7/\delta_7})_{\text{des}}(P_7/P_{s1})_{\text{des}}} \right\}^2 \frac{T_{s1}/T_7}{(T_{s1}/T_7)_{\text{des}}} \zeta_{LT} - \frac{G_{LT}\sqrt{\theta_7/\delta_7} \cdot P_7/P_{s1} \sqrt{T_{s1}/T_7}}{G_{JN}\sqrt{\theta_8/\delta_8}} = 0 \quad (45)$$

式 (45) を解いて $G_{JN}\sqrt{\theta_8/\delta_8}$ を求め、その値に対応するジェットノズルの膨張比 P_8/p_9 を式 (15) より計算する。 $G_{JN}\sqrt{\theta_8/\delta_8} = (G_{JN}\sqrt{\theta_8/\delta_8})_{\text{choke}}$ の時は $P_8/p_9 \geq (P_8/p_9)_{\text{choke}}$ になって一義的には定まてこないが、ここでは $P_8/p_9 = (P_8/p_9)_{\text{choke}}$ としておく、即ち第 1 番目の格子点は $(P_8/p_9)_{\text{choke}}$ より大きいすべての値を含んでいることを意味する。

タービン部全体の圧力比は式 (46) で与えられる。

$$\frac{P_7}{p_9} = \frac{P_7}{P_8} \cdot \frac{P_8}{p_9} \quad (46)$$

3.5 エンジン全体のマッチング

これまで計算してきた各グループの結合特性値表を合成してエンジン全体のマッチングを行なう方法について考える。

エンジン全体のマッチングに必要な条件のうち残されているものは、各グループ間の作動流体流量、低圧系回転数およびパワのバランス、エンジン全体の圧力バランスの諸条件で、これらを満足するように各グループの作動点を見出し、エンジン全体の作動点を求めることになる。2 軸 3 軸にかかわらず計算法は同じであるから 3 軸の場合について述べる。

1) マッチング計算

ファン部とガス発生器部およびタービン部の作動流体流量バランスの式は式 (47), (48) で、ファン部とタービン部の回転数およびパワのバランスは式 (49), (50) で、またエンジン全体の圧力バランスは式 (51) でそれぞれ与えられる。

$$\frac{G_C\sqrt{\theta_2}}{\delta_2} = \frac{G_{IC}\sqrt{\theta_2}}{\delta_2} \quad (47)$$

$$\frac{G_{IT}\sqrt{\theta_7}}{\delta_7} = \frac{G_{LT}\sqrt{\theta_7}}{\delta_7} \quad (48)$$

$$\frac{N_F}{\sqrt{\theta_1}} = \frac{N_{LT}}{\sqrt{\theta_7}} \sqrt{\frac{T_2}{T_1} \cdot \frac{T_7}{T_2}} \quad (49)$$

$$\begin{aligned} & \frac{G_F\sqrt{\theta_1}}{\delta_1} C_{pF} \left(\frac{T_{2b}}{T_1} - 1 \right) + \frac{G_{B}\sqrt{\theta_{2b}}}{\delta_{2b}} C_{pB} \\ & \times \left(\frac{T_2}{T_1} \cdot \frac{T_1}{T_{2b}} - 1 \right) \sqrt{\frac{T_{2b}}{T_1} \cdot \frac{P_{2b}}{p_0} \cdot \frac{p_0}{P_1}} \\ & = \frac{G_{LT}\sqrt{\theta_7}}{\delta_7} C_{pLT} \left(1 - \frac{T_8}{T_7} \right) \sqrt{\frac{T_2}{T_1} \cdot \frac{T_7}{T_2}} \\ & \times \frac{P_2}{p_0} \cdot \frac{p_0}{P_1} \cdot \frac{P_7}{P_2} \eta_{Lm} \end{aligned} \quad (50)$$

$$\frac{P_2}{p_0} \cdot \frac{P_1}{P_2} - \frac{P_7}{p_9} \cdot \frac{p_9}{p_0} = 0 \quad (51)$$

ここで η_{Lm} は低圧回転系の機械効率である。

式 (47), (48), (49), (50), (51) を同時に満足するように各グループの結合特性をみつけることになる。

高度 H を飛行マッハ数 M_0 、ファン回転数 N_F で飛行中のファン修正回転数は式 (52) で与えられる。

$$\frac{N_F}{\sqrt{\theta_1}} = N_F \sqrt{\frac{t_0}{T_1} \cdot \frac{T_1}{t_0}} \quad (52)$$

高度 H における大気状態は式 (53), (54), (53'), (54') で与えられる。

$H \leq 11,000$ m の時

$$p_0 = P_s (1 - 2.257 \times 10^{-5} H)^{5.256} \quad (53)$$

$$t_0 = T_s - 6.5 \times 10^{-8} H \quad (54)$$

$H \geq 11,000$ m の時

$$p_0 = 1.266 P_s \exp(-1.578 \times 10^{-4} H) \quad (53')$$

$$t_0 = 216.68 \quad (54')$$

式 (52) の $N_F/\sqrt{\theta_1}$ と、ガス発生器入口および出口の修正流量 $(G_{IC}\sqrt{\theta_2/\delta_2})_{\text{ass}}$ および $(G_{IT}\sqrt{\theta_7/\delta_7})_{\text{ass}}$ を仮定すると、式 (47) より $G_C\sqrt{\theta_2/\delta_2} = (G_{IT}\sqrt{\theta_7/\delta_7})_{\text{ass}}$ であるからファン部およびガス発生器のそれぞれ 2 つの特性値が定まり、表の格子点位置が決定できて、ファン部とガス発生器部の各結合特性値を読みとることができる。

式 (49), (51) でタービン修正回転数および膨張比を計算し、タービン部の格子点位置を決定して、タービン部の結合特性値を読みとり式 (48) を満足するまで $(G_{IT}\sqrt{\theta_7/\delta_7})_{\text{ass}}$ の仮定を変えて以上の手続きを繰返すことによって各グループ間の作動流体流量バランス、回転数バランスおよび圧力バランスが満足される。ただし式 (51) で求めた $P_7/p_9 \cdot p_9/p_0$ が表 5 の $(P_7/p_9)_{\max}$ より大きい場合にはジェットノズルがスーパクリティカルな状態であるから

$$P_7/p_9 = (P_7/p_9)_{\text{choke}}$$

として計算すればよいことになる。

式 (50) を満足するまで $(G_{IC}\sqrt{\theta_2/\delta_2})_{ass}$ の仮定を変えて以上の手続きを繰返すとエンジン全体のマッチングは完了する。

2) 全体性能

エンジン全体性能としては、ラムドラッグ、バイパス推力、主推力、燃料流量、正味推力、燃料消費率などをそれぞれ式 (55), (56), (57), (58), (59), (60), (61), (62) で計算する。

$$\frac{RD}{\delta_0} = \frac{M_0}{\sqrt{g}} \cdot \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T_s} \cdot \frac{G_F \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} \cdot \frac{P_1}{p_0} \sqrt{\frac{t_0}{T_1}} \quad (55)$$

$$\frac{F_{BN}}{\delta_0} = \left\{ \frac{M_{BN}^2 \cdot \kappa + (1 - p_0/p_{10})}{M_{BN}} \right\} \frac{G_F \sqrt{\theta_1}}{\delta_1} \times \frac{\mu}{\mu+1} \cdot \frac{P_1}{p_0} \sqrt{\frac{t_{10} \cdot T_s \cdot R}{T_1 \cdot g \cdot \kappa}} \eta_{BN} \quad (56)$$

$$\frac{F_{JN}}{\delta_0} = \left\{ \frac{M_{JN}^2 \cdot \kappa + (1 - p_0/p_9)}{M_{JN}} \right\} \frac{G_{JN} \sqrt{\theta_8}}{\delta_8} \times \frac{P_8}{p_0} \sqrt{\frac{t_9 \cdot T_s \cdot R}{T_8 \cdot g \cdot \kappa}} \eta_{JN} \quad (57)$$

ただし p_0/p は大気圧とノズルスロートの圧力比で

$$P/p_0 > \{(\kappa+1)/2\}^{\kappa/(\kappa-1)}$$

の時は $M=1$ で

$$p_0/p = p_0/P \{(\kappa+1)/2\}^{\kappa/(\kappa-1)}$$

である。

$$P/p_0 \leq \{(\kappa+1)/2\}^{\kappa/(\kappa-1)}$$

の時は $p_0/p=1$ である。

ここで P/p_0 はノズル膨張比である。ノズルスロート部の温度 t は

$$t/T = \{1 + (\kappa-1)/2 \cdot M^2\}^{-1}$$

である。

$$\frac{Wf}{\sqrt{\theta_0}\delta_0} = 3600 \frac{f}{\theta_2} \cdot \frac{G_C \sqrt{\theta_2}}{\delta_2} (1 - Q_{IC} - Q_3) \times (1 - Q_{HC} - Q_4) \frac{P_2}{p_0} \sqrt{\frac{T_1}{t_0} \cdot \frac{T_2}{T_1}} \quad (58)$$

$$\left(\frac{F_{BN}}{\delta_0} \right)_{net} = \frac{F_{BN}}{\delta_0} - \frac{RD}{\delta_0} \cdot \frac{\mu}{\mu+1} \quad (59)$$

$$\left(\frac{F_{JN}}{\delta_0} \right)_{net} = \frac{F_{JN}}{\delta_0} - \frac{RD}{\delta_0} \cdot \frac{1}{\mu+1} \quad (60)$$

$$\left(\frac{F}{\delta_0} \right)_{all} = \left(\frac{F_{JN}}{\delta_0} \right)_{net} + \left(\frac{F_{BN}}{\delta_0} \right)_{net} \quad (61)$$

$$\frac{TSFC}{\sqrt{\theta_0}} = \frac{Wf}{\sqrt{\theta_0}\delta_0} / \left(\frac{F}{\delta_0} \right)_{all} \quad (62)$$

温度、圧力などエンジン各部の詳細は必要に応じて結合特性値表よりマッチング点に対応する値を読みとり計算することができる。

4. 計算結果および考察

計算の対象にしたのは次に示す3型式のフロントファンエンジンである。

2軸A型: 2軸ブースト段なしフロントファンエンジン。

2軸B型: 2軸ブースト段付フロントファンエンジン。

3軸A型: 3軸ブースト段なしフロントファンエンジン。

本計算の精度チェックの意味で、これら3型式のエンジンの設計点における性能を Kuhring⁴⁾の方法で計算した結果と本計算法によって要素マッチングをとって得られた結果との比較を表6に示す。

Kuhringの方法はファン、圧縮機など要素の特性がある1点だけ数値で与えて、ファンから圧縮機・燃焼器タービンというふうに順次頭から計算して行く方法であるため、設計点以外は計算できないので、設計点だけを比較したものである。本計算法は各要素のマップを使ってマッチングさせたものであるから設計点以外にも設計点における精度で計算されていることになる。

なお、この精度は要素特性の数式化および表の読みとり精度など全てを含んだ総合精度である。

本計算に用いた要素の特性を表7に示す。

4.1 計算結果

それぞれのエンジンのファン、ブースト段および圧縮機の作動線を、飛行マッハ数をパラメータにして図9～図16に示す。図中×印一点鎖線で示した作動線は、エンジン構成要素のうち低圧タービンの断熱効率だけを60%一定にして与えた場合のものである。図11～図13(2軸B型の作動線)に破線で示した作動線はブースト段出口からバイパスノズルへ向けて抽気を行なった場合のものである。

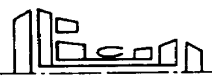

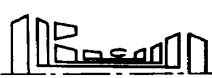
飛行マッハ数およびファン回転数の変化にともなう推力および燃料消費率の変化の関係を図17～図25に示す。図には示されていないがブースト段出口で抽気を行なった場合や低圧タービンの断熱効率が低下した場合の燃料消費率は図に示したものより若干悪くなる。

飛行マッハ数およびファン回転数の変化にともなうバイパス比の変化の関係を図26～図28に示す。

ファン回転数と圧縮機回転数の関係を図29～図31に示す。

図26～図31を通じて、一点鎖線で示したものは要素特性のうち低圧タービンの断熱効率だけを図に示した値に変えた時の関係を示すものである。

表 6 設計点における計算結果の比較

要素別	名称	2 軸 A 型		2 軸 B 型		3 軸 A 型	
	型式						
要素別	特 性	文献4)の方法	本 計 算	文献4)の方法	本 計 算	文献4)の方法	本 計 算
空気取入口	圧力回復係数	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
	入 口 圧 力	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332
	入 口 温 度	288.16	288.16	288.16	288.16	288.16	288.16
フ ェ ン	回 転 数		100		100		100
	空 気 流 量	6	5.9948	6	5.9953	6	5.9949
	圧 力 比	1.34	1.3395	1.34	1.3397	1.34	1.3394
	断 熱 効 率	0.86	0.8599	0.86	0.86	0.86	0.8599
	圧 力 損 失 率	0	0	0	0	0	0
	入 口 圧 力	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332
	入 口 温 度	288.16	288.16	288.16	288.16	288.16	288.16
プースト段	回 転 数				95.28		
	空 気 流 量			0.7832	0.7825		
	圧 力 比			1.69	1.692		
	断 熱 効 率			0.86	0.8607		
	圧 力 損 失 率			0.02	0.0199		
	入 口 圧 力			1.3845	1.3842		
	入 口 温 度			317.41	317.41		
中圧圧縮機	回 転 数						99.90
	空 気 流 量					0.7832	0.7833
	圧 力 比					4	3.98
	断 熱 効 率					0.85	0.8491
	圧 力 損 失 率					0	0
	入 口 圧 力					1.3845	1.3839
	入 口 温 度					317.41	317.39
高圧圧縮機	回 転 数		99.94		99.89		100.82
	空 気 流 量	0.7832	0.7828	0.5153	0.5143	0.2450	0.2462
	圧 力 比	8.5	8.5381	8.5	8.5084	4	4.0481
	断 熱 効 率	0.85	0.8502	0.85	0.8502	0.85	0.8505
	圧 力 損 失 率	0	0	0	0	0	0
	入 口 圧 力	1.3845	1.3839	2.2930	2.2954	5.5380	5.5050
	入 口 温 度	317.41	317.39	376.96	377.06	496.92	496.31
燃 焼 器	空 気 流 量	0.1292	0.1287	0.0846	0.0844	0.0759	0.0756
	燃 焼 効 率	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98
	圧 力 損 失 率	0.03	0.0298	0.03	0.0299	0.03	0.0299
	入 口 圧 力	11.7681	11.8152	19.4904	19.5311	22.1518	22.2849
	入 口 温 度	624.28	625.28	733.30	734.36	763.72	765.76
高 圧 タービン	回 転 数		49.65		53.12		61.51
	ガ ス 流 量	0.1937	0.1936	0.1190	0.1190	0.1046	0.1044
	圧 力 比	0.3173	0.3205	0.2634	0.2659	0.3773	0.3770

	断熱効率	0.85	0.8499	0.85	0.8498	0.85	0.8433
	機械効率	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99
	圧力損失率	0	0	0	0	0	0
	入口圧力	11.4151	11.4631	18.9057	18.9474	21.4873	21.6195
	入口温度	1273.18	1286.27	1323.18	1333.08	1323.18	1333.50
中圧タービン	回転数						53.64
	ガス流量比					0.2518	0.2517
	圧力比					0.4924	0.4960
	断熱効率					0.88	0.8800
	機械効率					1.0	1.0
	圧力損失率					0	0
	入口圧力					8.1079	8.1500
	入口温度					1090.65	1100.98
低圧タービン	回転数		52.99		53.00		55.15
	ガス流量比	0.5446	0.5397	0.3960	0.3928	0.4741	0.4707
	圧力比	0.4773	0.4821	0.3589	0.3630	0.4452	0.4496
	断熱効率	0.88	0.8791	0.88	0.8796	0.88	0.8797
	機械効率	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
	圧力損失率	0.02	0.093	0.093	0.0193	0.02	0.0194
	入口圧力	3.6220	3.6736	4.9806	5.0384	3.9926	4.0422
	入口温度	1013.73	1026.22	1016.74	1026.07	937.92	947.50
バイパスノズル	空気流量	3.9162	3.9142	3.9162	3.9153	3.9162	3.9138
	推力効率	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98	0.98
	入口圧力	1.3845	1.3839	1.3845	1.3842	1.3845	1.3839
	スロート圧力	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332
	入口温度	317.41	317.39	317.41	317.41	317.41	317.39
	スロート温度	291.91	291.95	291.91	291.94	291.91	291.95
	流出マッハ数	0.6602	0.6598	0.6602	0.6600	0.6602	0.6597
ジェットノズル	ガス流量	1.0753	1.0556	1.0084	0.9894	0.9947	0.9785
	推力効率	0.97	0.97	0.97	0.97	0.97	0.97
	入口圧力	1.6943	1.7368	1.7518	1.7934	1.7419	1.7820
	スロート圧力	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332	1.0332
	入口温度	864.69	877.45	815.43	824.85	785.73	795.61
	スロート温度	761.59	769.16	710.72	715.77	685.16	690.89
	流出マッハ数	0.8855	0.9103	0.9150	0.9382	0.9088	0.9315
エンジン全体性能	バイパス比	5	5.028	5	5.007	5	5.023
	燃料消費率	0.3985	0.4025	0.3667	0.3690	0.3508	0.3541
	比推力	26.902	27.141	26.897	27.112	26.701	26.903
	全圧力比	11.39	11.44	19.25	19.28	21.44	21.58

- (注) 1. 回転数はファン、圧縮機の設計回転数を 100 とし、タービンについては入口状態で修正した値である。
2. 流量はガス発生器入口の実流量を 1 として、入口状態で修正した値である。
3. 温度は °K、圧力は kg/cm² である。

表 7 要素特性

型 式 要 素	2 軸 A 型	2 軸 B 型	3 軸 A 型	備 考
空気取入口特性	$\eta_R=1.0$ 一定	$\eta_R=1.0$ 一定	$\eta_R=1.0$ 一定	η_R は式 (2)
ファン特性	図 9 に示す通り $\zeta_F=0$	図 11 に示す通り $\zeta_F=0$	図 14 に示す通り $\zeta_F=0$	ζ_F は式 (17)
ブースト段特性		図 12 に示す通り $Q_B=0, 0.25$ $\zeta_B=0.02$		Q_B は式 (20) ζ_B は式 (17)
中圧圧縮機特性			図 15 に示す通り $Q_{IC}=0$ $\zeta_{IC}=0$	Q_{IC} は式 (7) ζ_{IC} は式 (17)
高圧圧縮機特性	図 10 に示す通り $Q_C=0, \zeta_C=0$	図 13 に示す通り $Q_C=0, \zeta_C=0$	図 16 に示す通り $Q_{HC}=0, \zeta_{HC}=0$	"
燃 焼 器 特 性	$\eta_b=0.98$ 一定 $K_1=0.026, K_2=0.0037$	$\eta_b=0.98$ 一定 $K_1=0.027, K_2=0.0038$	$\eta_b=0.98$ 一定 $K_1=0.027, K_2=0.0038$	K_1, K_2 は式 (9)
高圧タービン特性	$(P_5/P_7)_{choke}=3.5$ $(G_{T\sqrt{\theta_5/\delta_5}})_{choke}=0.19366$ $X_{0HT}=1, X_{1HT}=1,$ $X_{2HT}=-1, \zeta_{HT}=0$	$(P_5/P_7)_{choke}=3.5$ $(G_{T\sqrt{\theta_5/\delta_5}})_{choke}=0.11903$ $X_{0HT}=1, X_{1HT}=1,$ $X_{2HT}=-1, \zeta_{HT}=0$	$(P_5/P_6)_{choke}=1.85$ $(G_{HT\sqrt{\theta_5/\delta_5}})_{choke}=0.10464$ $X_{0HT}=1, X_{1HT}=1,$ $X_{2HT}=-1, \zeta_{HT}=0$	X_0, X_1, X_2 は式 (11) ζ_{HT} は式 (17)
中圧タービン特性			$(P_6/P_7)_{choke}=1.85$ $(G_{IT\sqrt{\theta_5/\delta_5}})_{choke}=0.25178$ $X_{0IT}=1, X_{1IT}=1,$ $X_{2IT}=-1, \zeta_{IT}=0$	"
低圧タービン特性	$(P_7/P_8)_{choke}=8$ $(G_{LT\sqrt{\theta_7/\delta_7}})_{choke}=1.0141$ $X_{0LT}=1, X_{1LT}=1,$ $X_{2LT}=-0.1, \zeta_{LT}=0.02$	$(P_7/P_8)_{choke}=8$ $(G_{LT\sqrt{\theta_7/\delta_7}})_{choke}=0.5935$ $X_{0LT}=1, X_{1LT}=1,$ $X_{2LT}=-0.1, \zeta_{LT}=0.02$	$(P_7/P_8)_{choke}=8$ $(G_{LT\sqrt{\theta_7/\delta_7}})_{choke}=0.8324$ $X_{0LT}=1, X_{1LT}=1,$ $X_{2LT}=-0.1, \zeta_{LT}=0.02$	"
バイパスノズル特性	$\eta_{BN}=0.98$ 一定 $(G_{BN\sqrt{\theta_{2b}/\delta_{2b}}})_{des}=3.9162$	$\eta_{BN}=0.98$ 一定 $(G_{BN\sqrt{\theta_{2b}/\delta_{2b}}})_{des}=3.9162$	$\eta_{BN}=0.98$ 一定 $(G_{BN\sqrt{\theta_{2b}/\delta_{2b}}})_{des}=3.9162$	
ジェットノズル特性	$\eta_{JN}=0.97$ 一定 $(G_{JN\sqrt{\theta_8/\delta_8}})_{des}=1.0753$	$\eta_{JN}=0.97$ 一定 $(G_{JN\sqrt{\theta_8/\delta_8}})_{des}=1.0084$	$\eta_{JN}=0.97$ 一定 $(G_{JN\sqrt{\theta_8/\delta_8}})_{des}=0.9947$	

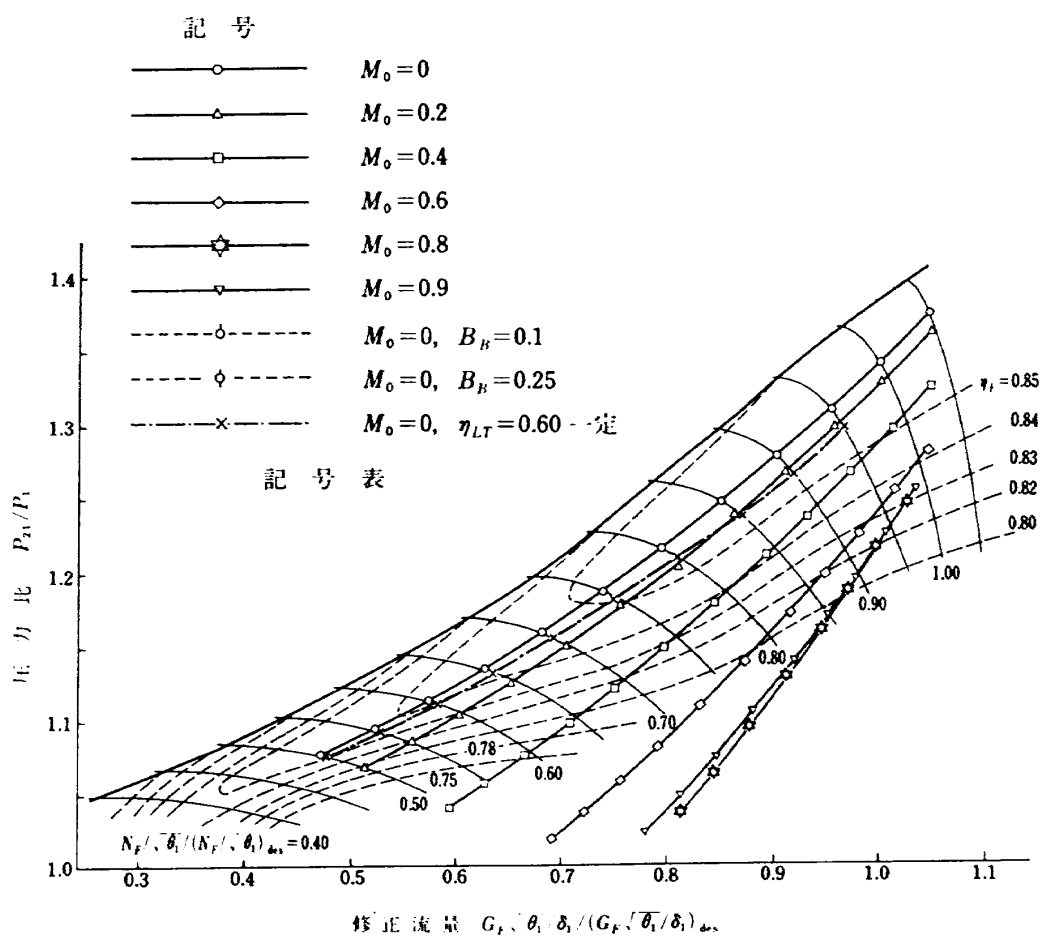


図9 ファン作動線(2軸A型)

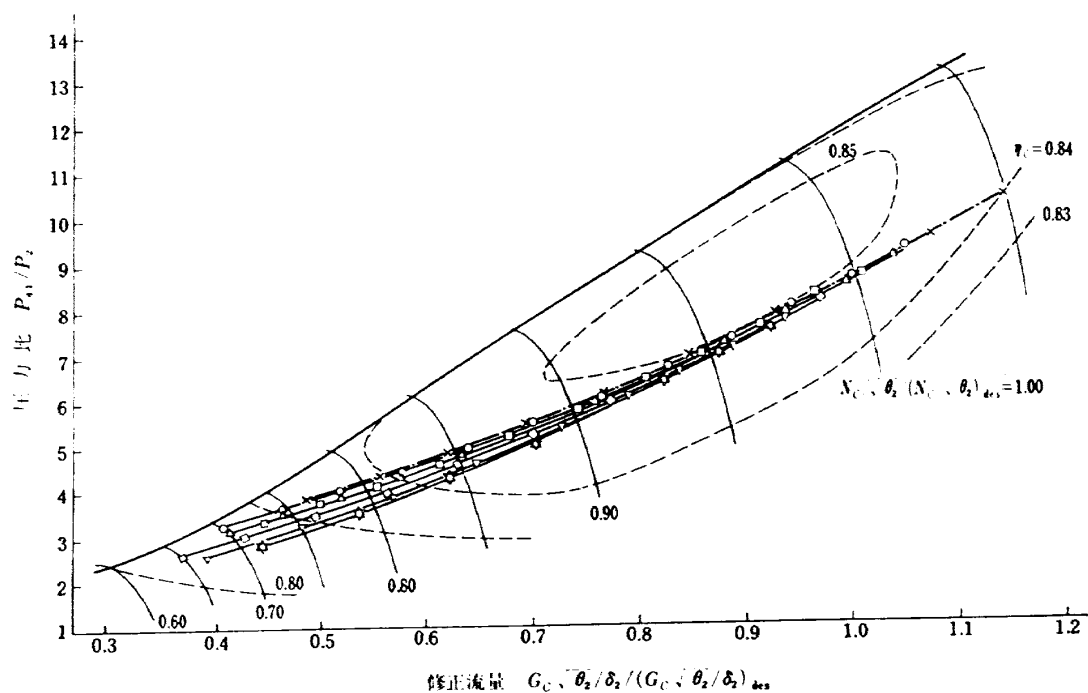


図10 圧縮機作動線(2軸A型)

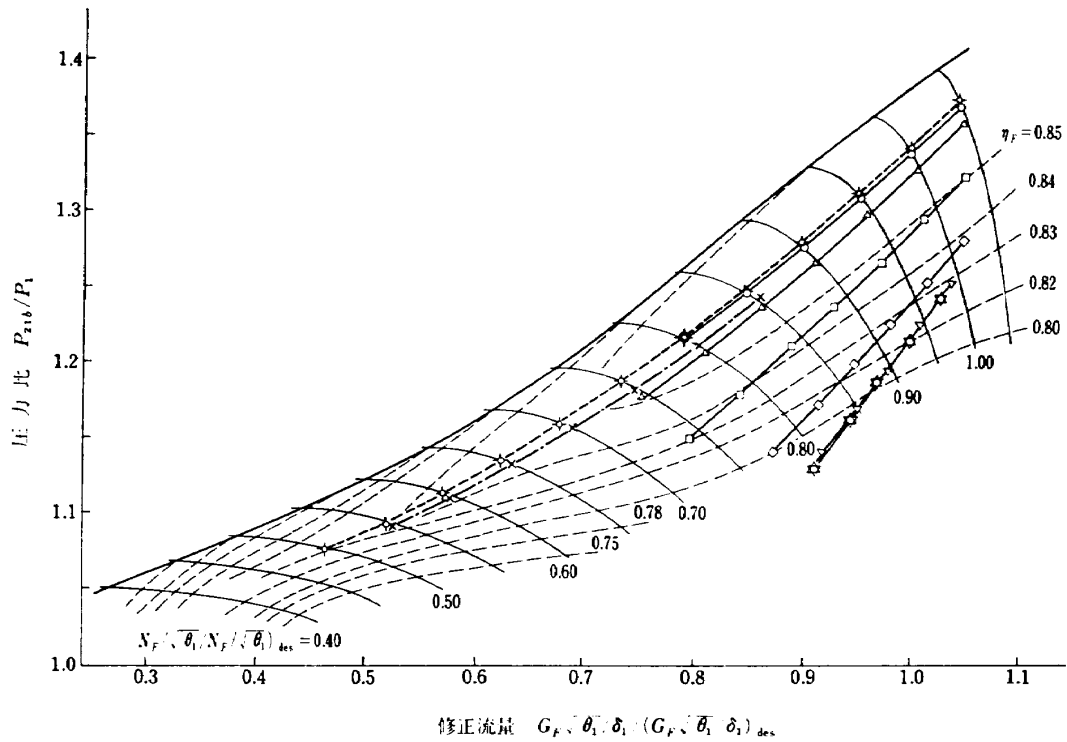


図 11 ファン作動線 (2 軸 B 型)

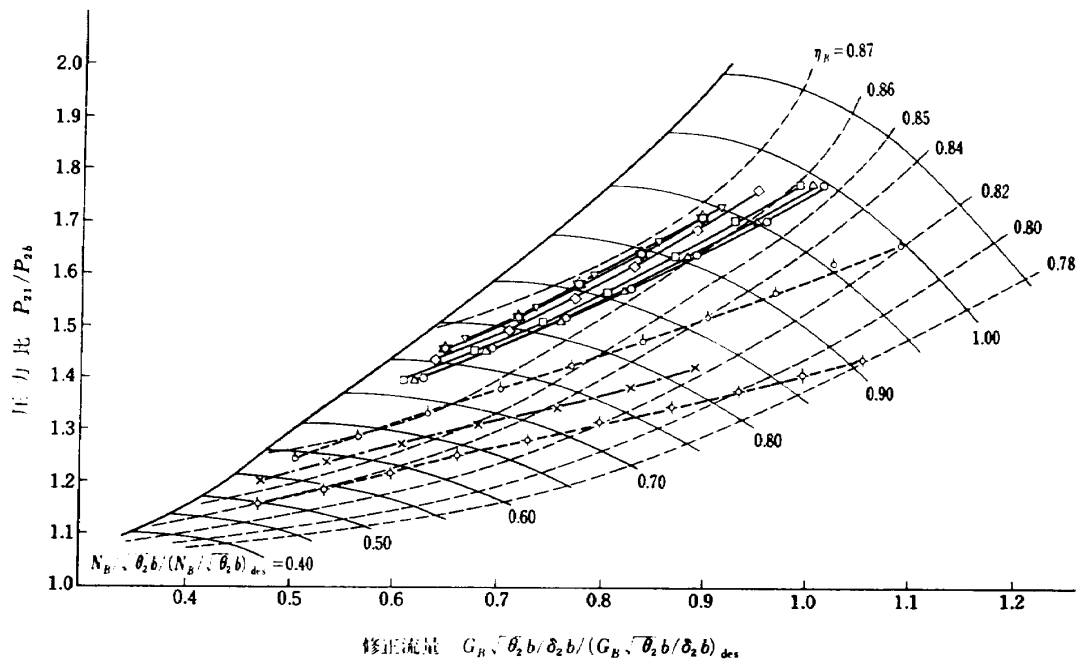


図 12 ブースト段作動線 (2 軸 B 型)

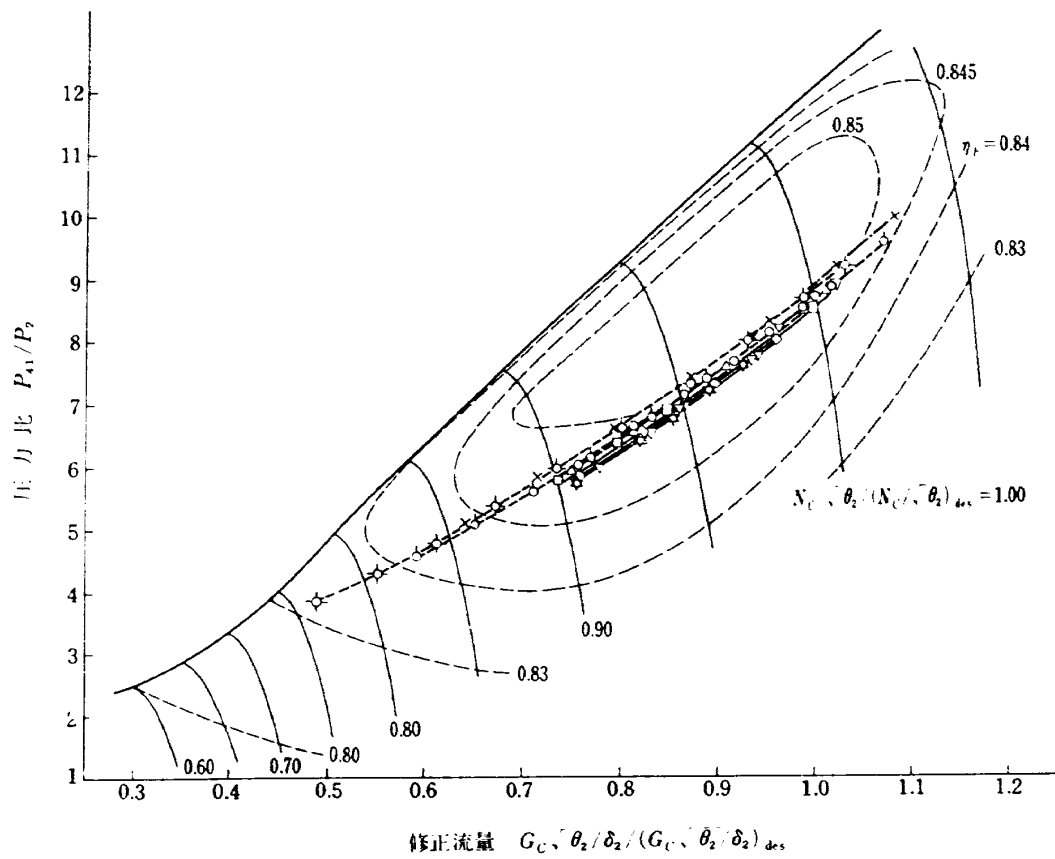


図 13 圧縮機作動線 (2 軸B型)

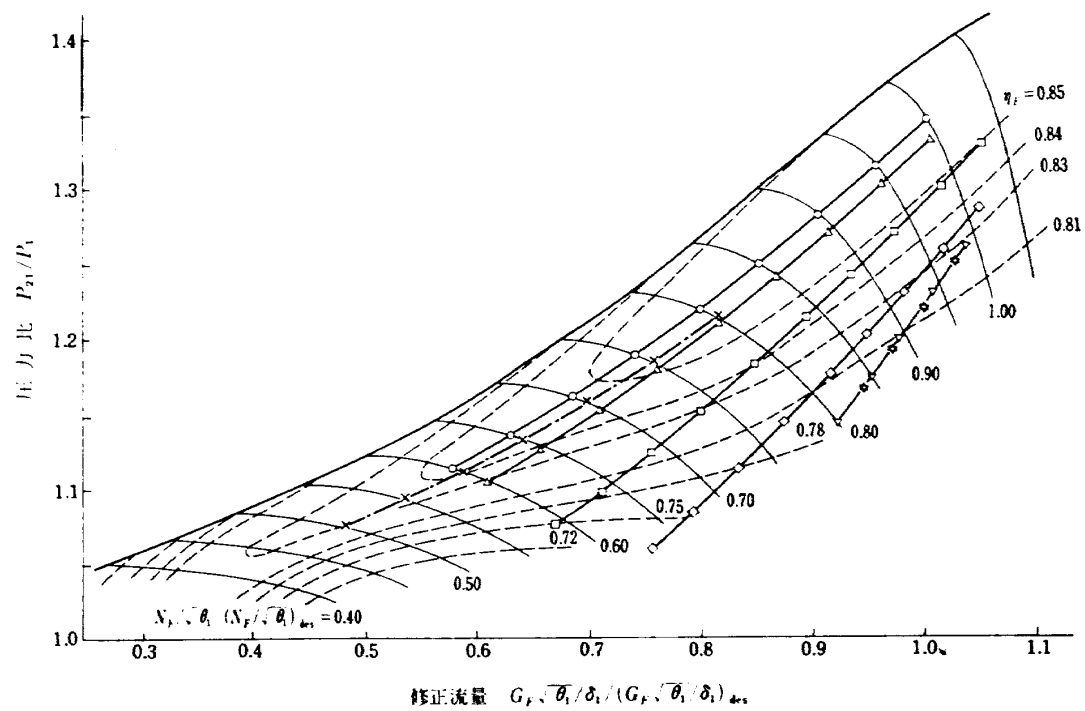


図 14 ファン作動線 (3 軸A型)

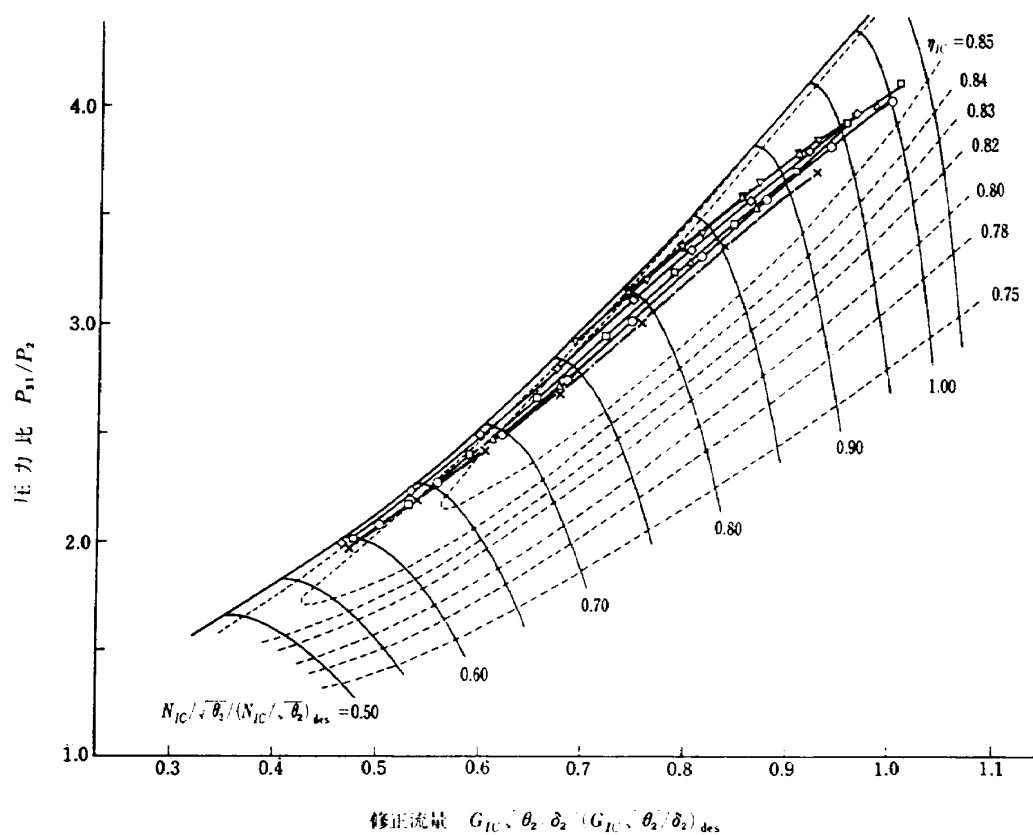


図 15 中圧圧縮機作動線 (3 軸 A 型)

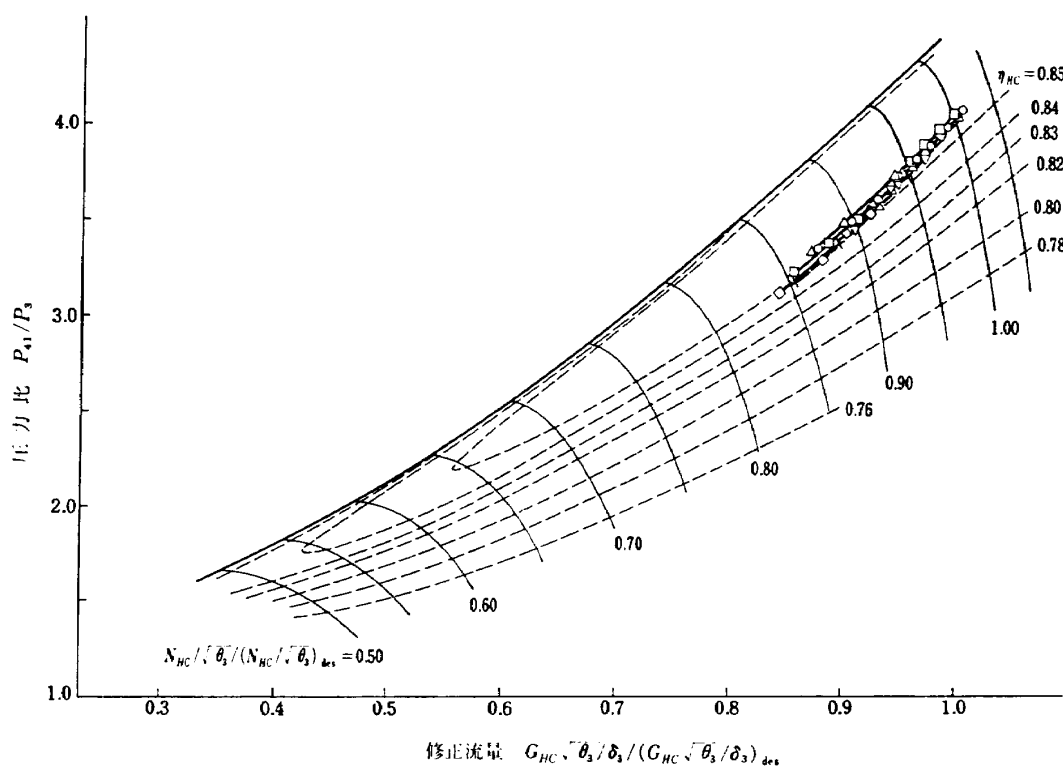


図 16 高圧圧縮機作動線 (3 軸 A 型)

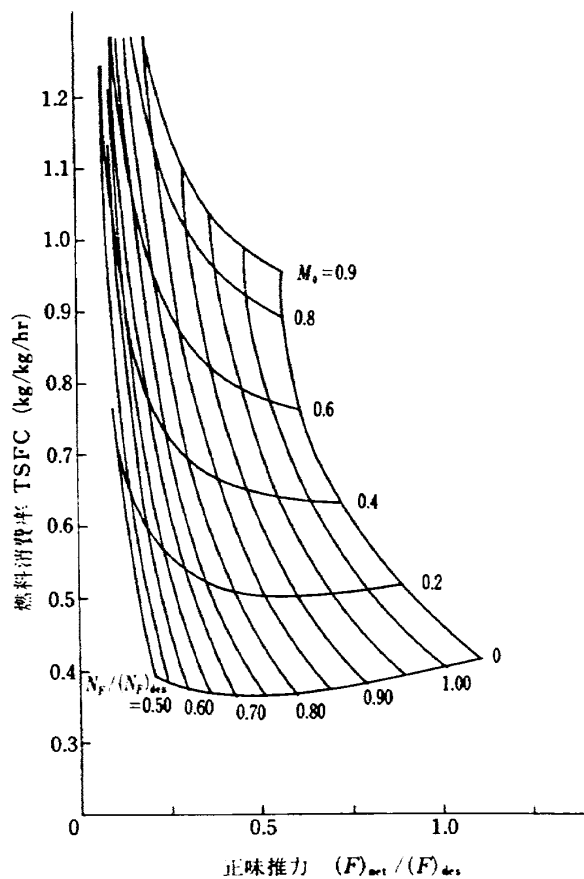


図 17 エンジン全体性能 (地上) (2 軸 A 型)

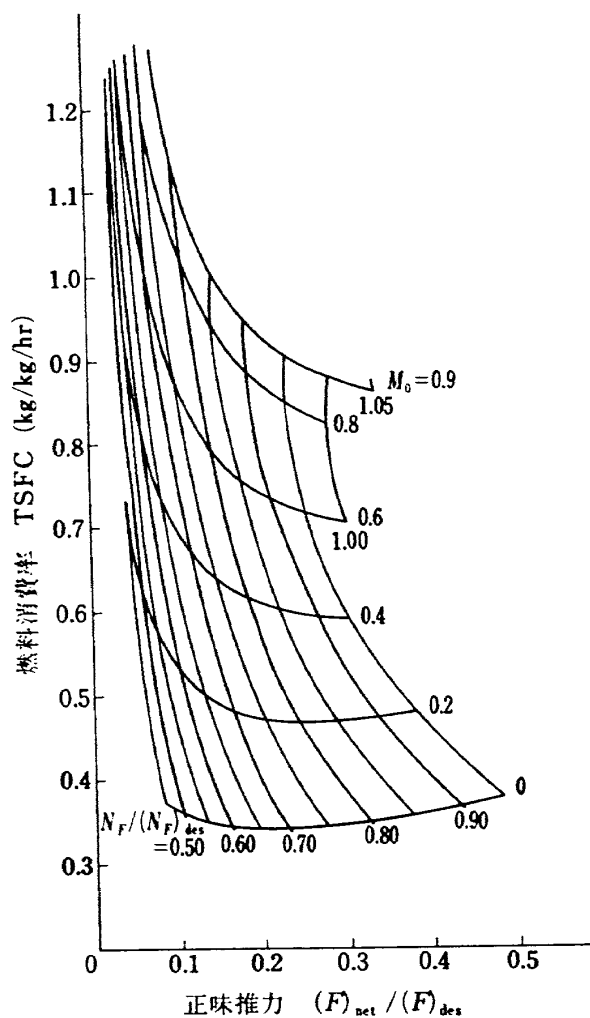


図 18 エンジン全体性能 (高度 20000 ft) (2 軸 A 型)

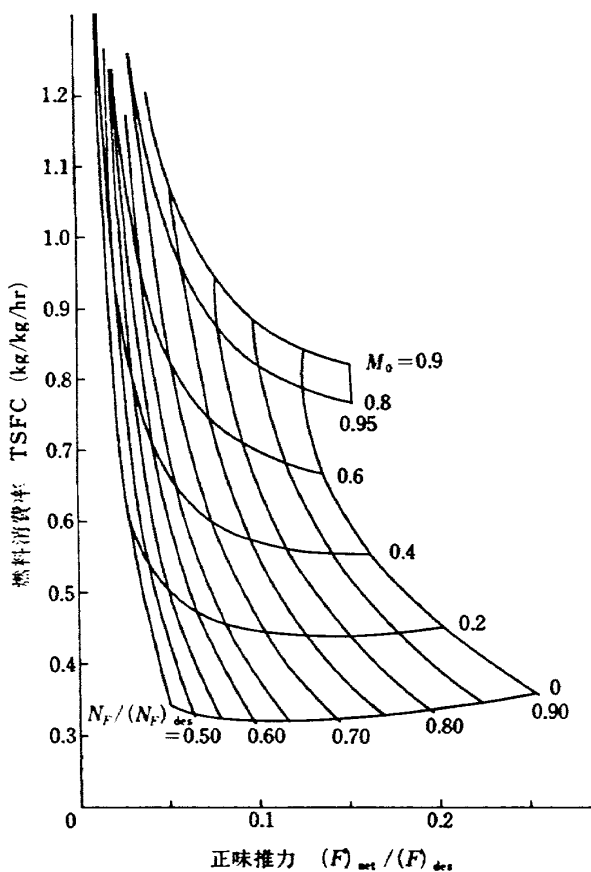


図 19 エンジン全体性能 (高度 35000 ft) (2 軸 A 型)

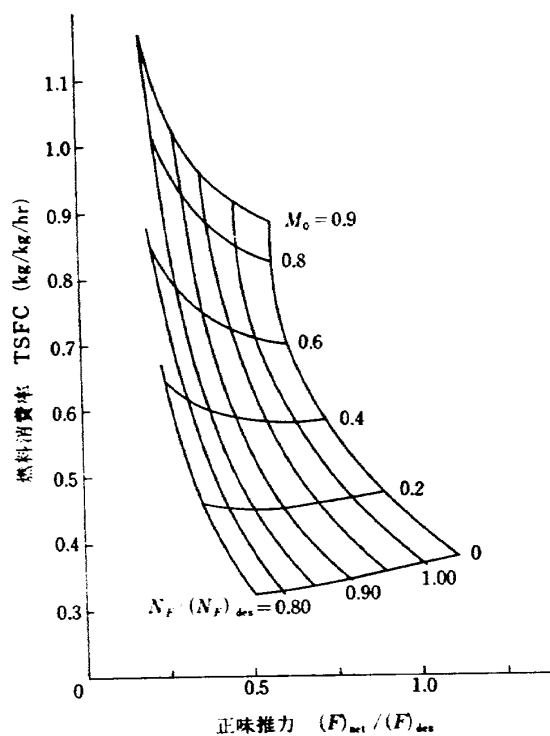


図 20 エンジン全体性能 (地上) (2 軸 B 型)

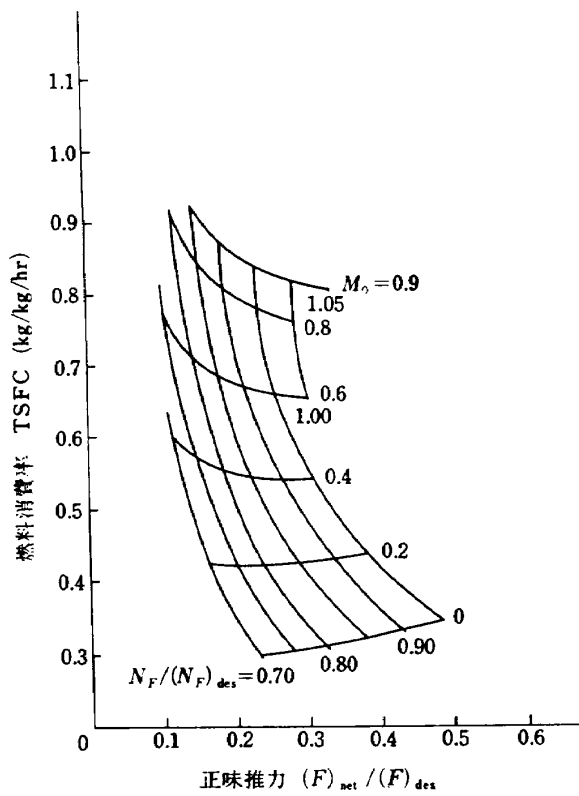


図 20 エンジン全体性能 (高度 20000 ft) (2 軸 B 型)

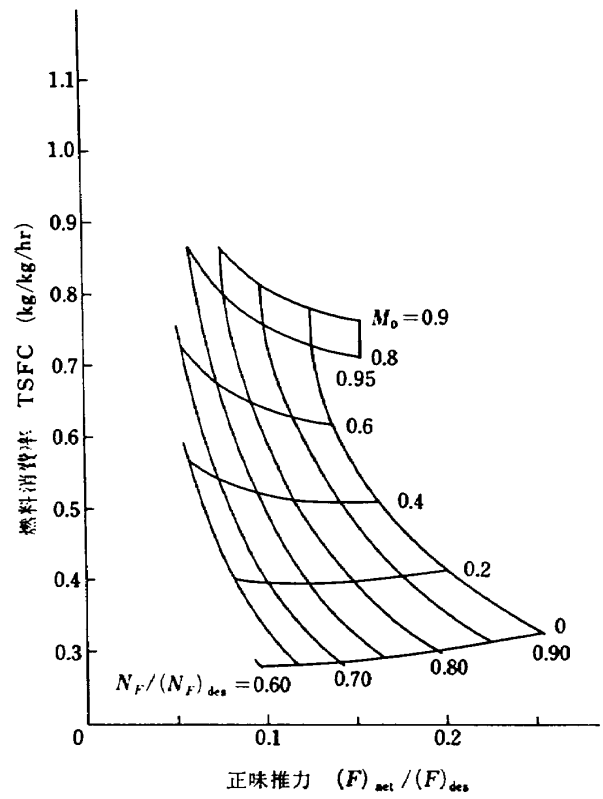


図 22 エンジン全体性能 (高度 35000 ft) (2 軸 B 型)

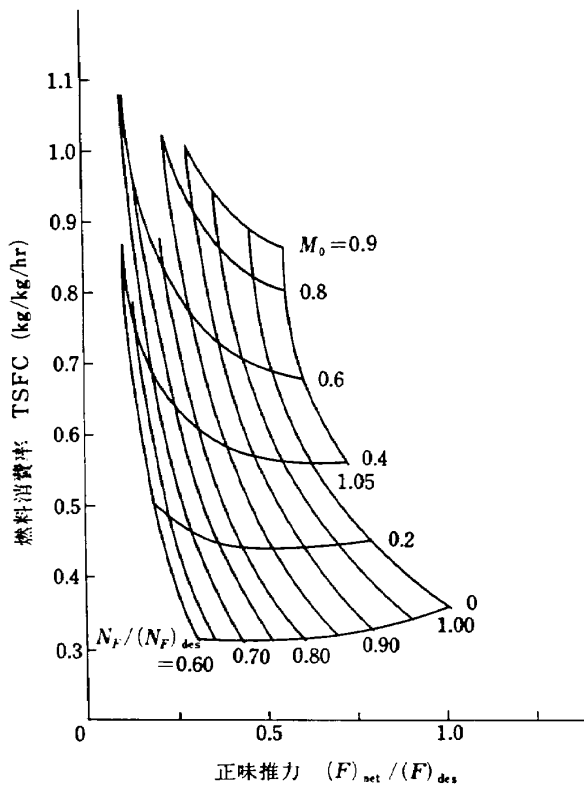


図 23 エンジン全体性能 (地上) (3 軸 A 型)

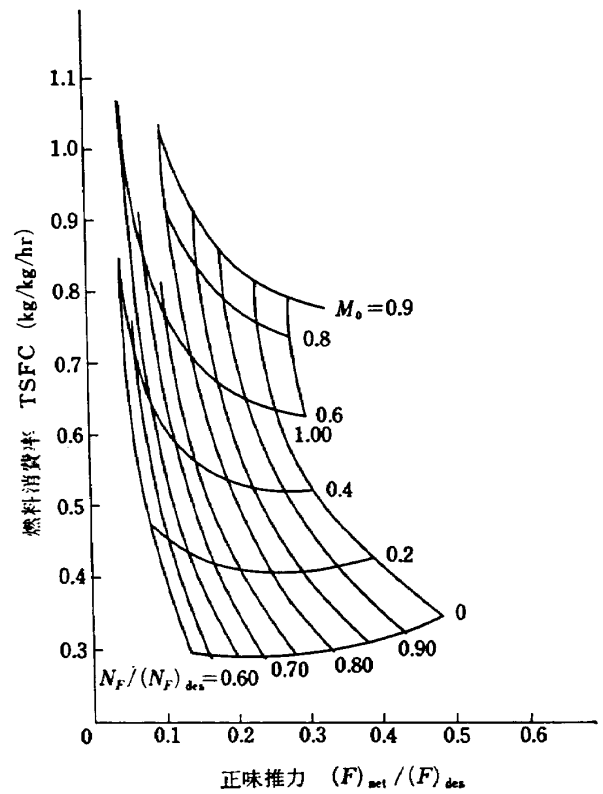


図 24 エンジン全体性能 (高度 20000 ft) (3 軸 A 型)

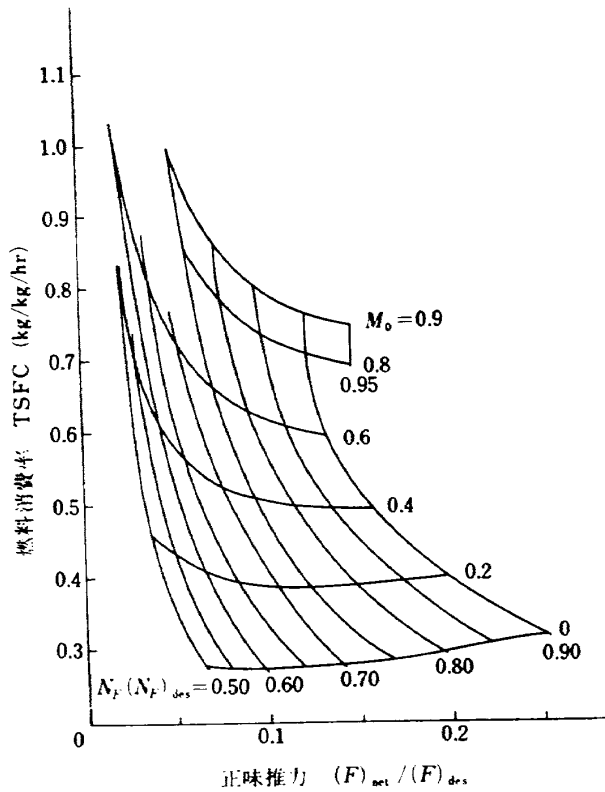


図 25 エンジン全体性能 (高度 35000 ft) (3 軸 A 型)

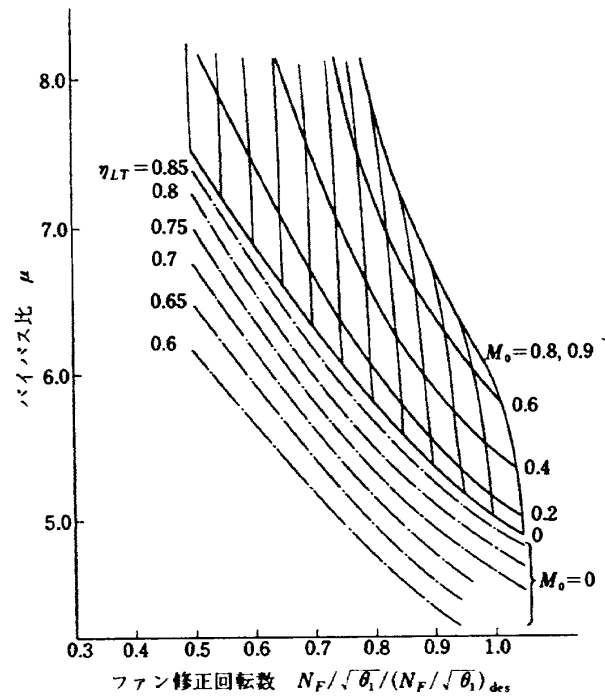


図 26 バイパス比 (2 軸 A 型)

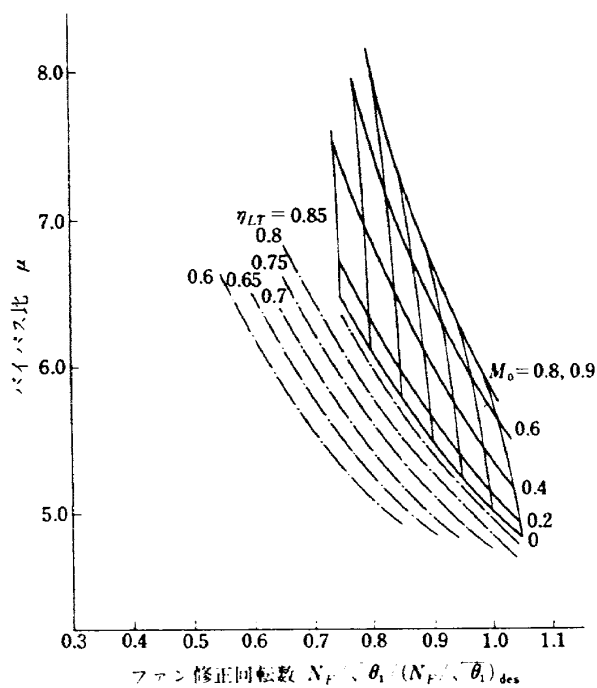


図 27 バイパス比 (2 軸 B 型)

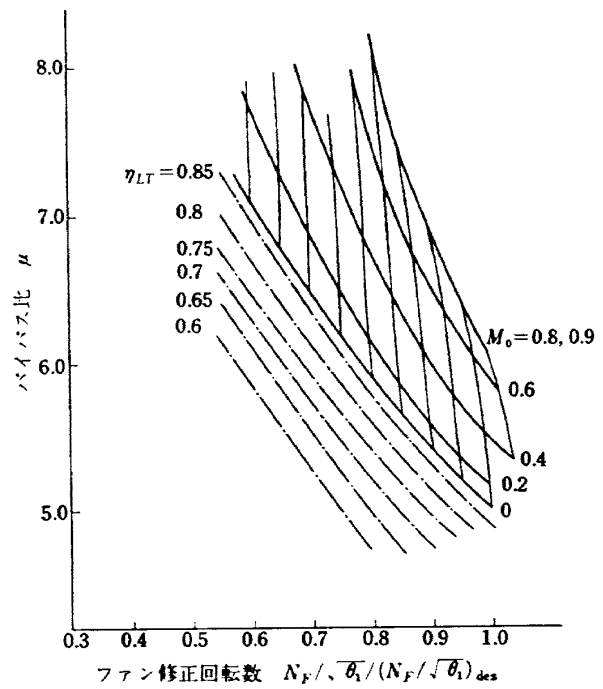


図 28 バイパス比 (3 軸 A 型)

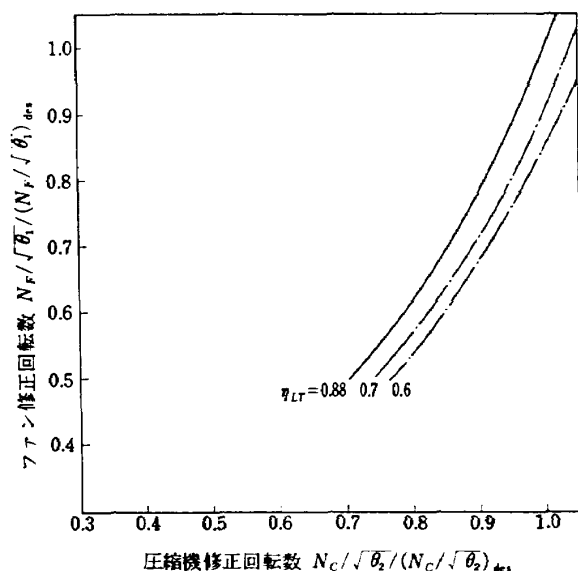


図 29 2軸の回転数の関係 (2軸A型)

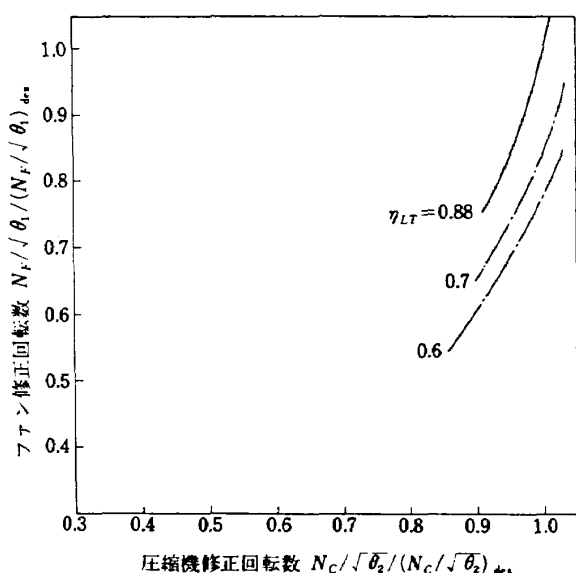


図 30 2軸の回転数の関係 (2軸B型)

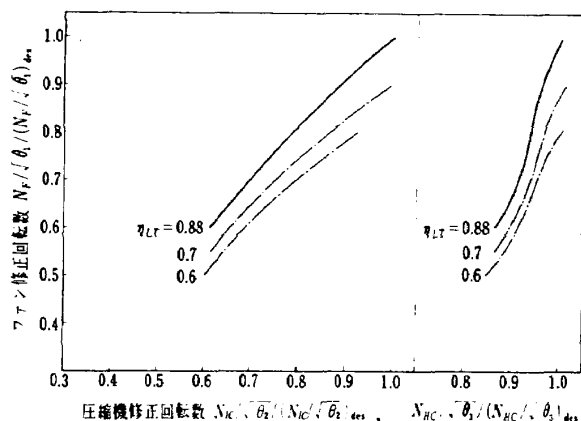


図 31 3軸の回転数の関係 (3軸A型)

4.2 考 察

ファンの作動線は図 9, 図 11, 図 14 で明らかなようにエンジンの型式に関係なく飛行マッハ数の増大とともにファン流量の大きい側に移動する。これは飛行によるラム圧力回復分だけバイパスノズルの膨張比が上昇し, バイパス空気流量が増加するためで, 図 26～図 28 に示すように飛行マッハ数の増加にともなうバイパス比の増加とよく一致する。

2軸A型, 2軸B型の圧縮機および3軸A型の高圧圧縮機の作動線は図 10, 図 13, 図 16 に見られるように飛行マッハ数によって殆んど変化せず, ただ, 低回転の領域でやや圧縮機流量の大きい側に移動する傾向がみられるが, この範囲はファンの断熱効率も低下しており, 一概に飛行マッハによるものとはいえない。

2軸B型のブースト段の作動線は飛行マッハ数の増加とともにブースト段流量の小さい側に移動し, ファンおよび圧縮機と逆の傾向を示す。これは前述した飛行マッハ数の増加にともなうバイパス比の増加と密接な関係にある。すなわち, 図 17 から理解される通りファン空気流量の増加よりファン圧力比の低下が大きく, ファン駆動力は小さくなり, ガス発生器の流量は低下する。しかしながらブースト段はファンと同軸で回転しているためにブースト段作動線は流量の小さな側へ移動するわけである。

また, ファン回転数の低下とともにブースト段作動線はブースト段流量の小さい側に移動する傾向にある。これらはエンジン起動時および航空機の下降時のエンジンを絞った時にブースト段がサージングを起こす危険性がある。これらの解決法としてはブースト段により多くの空気を流してやることで, 図 11 に破線で示した作動線のようにブースト段出口よりバイパスノズルへ向けて行なう抽気が効果的である。

3軸A型の中圧圧縮機も2軸B型のブースト段とよく似た傾向にあり, 可変静翼の圧縮機を用いるなど低速におけるサージング特性の改善を計る必要がある。

低圧タービンの断熱効率の低下はファン, ブースト段, 中・高圧圧縮機とも, その作動線を流量の大きい側に下げる傾向にあり, この傾向は特にファンおよびブースト段に顕著に現われる。この結果から推察して低圧系要素の効率(ファン断熱効率, 機械効率など)の低下は同様の傾向を示すことが予想できる。なお, これらの詳細については稿をあらためて述べることにする。

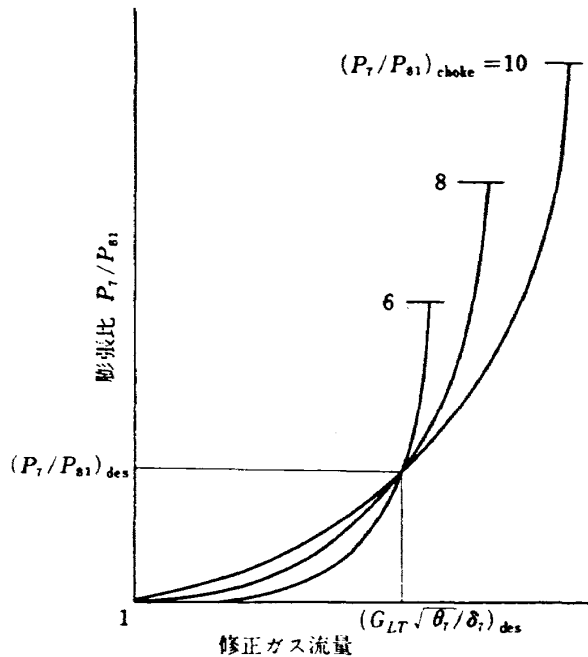


図 32 3 種類の低圧タービン流量特性

低圧タービンの流量特性は図 32 に示す種類について計算を行なったが、全般には殆んど影響を与えなかった。このことからタービン流量特性を膨張比のみの関数で与えたことによる誤差は殆んどないものと思われる。

5. む す び

ファン、圧縮機およびブースト段の特性の分割は回転数で 2.5% きざみで 20 点、流量はサージングラインとチョーキングラインを仮定してその間を 20 等分した。その他のものについても同様 20×20 の 400 点で計算した。格子間隙を小さくする方が内そう精度は上がるが、計算精度、要素特性の精度のかねあいであって全体の精度を高めることにはならない。本計算例では収れん精度 1/1000 でこの程度の分割が適当であった。高い精度で計算するためには、個々の式の計算精度を高めることはもちろん必要であるが、それにも増していかに正確に要素特性を表現するかが大切で、このためには要素の作動域を一度に広く与えないでいくつか分割して与える方が望ましい。

本計算法はマッチング計算が便利に行なえるばかりでなく、次のような特徴がある。

- 1) 1 軸のターボジェットエンジンから 3 軸ファンエンジンまで同一の手法で計算できる。
- 2) マッチング点以外の特性、たとえばエンジン加速マージンなども結合特性値表より容易に解析できる。

3) ガス発生器を独立したグループにしたため他の型式のガスタービンにもそのまま適用することができる。

計算結果に基づく 3 型式のエンジンの定性的な性能の傾向は次のように要約することができる。

1) 3 型式のエンジンをととして低負荷時にバイパス比が増加する傾向がみられる。この傾向は飛行マッハ数の増加にともない顕著にあらわれる。

2) 性能上からみると、3 型式のエンジンとも燃料消費率の低い負荷範囲が広い。

3) 2 軸 A 型はマッチング上からみる限り大きな問題はなく、3 型式中最も容易にマッチングのとれるエンジンである。

4) 2 軸 B 型、この型式のエンジンは回転数低下にともなって低圧タービンなど低圧系の効率の低下があまり著しくない場合には、低回転時の運転マージンが狭く、ブースト段のサージング防止上何んらかの処置が必要である。それにはバイパスノズルを可変にして低回転時のバイパス比の増加をおさえるか、もしくはブースト段出口よりバイパスノズルへ向けて行なう抽気が効果的である。

5) 3 軸 A 型エンジンも 2 軸 B 型とよく似た傾向にあり、低回転時における中圧圧縮機の運転マージンが狭くサージング防止上の処置が必要であろう。

以上の結論はマッチングについてだけ述べたものでエンジン全般としては一長一短で簡単に結論を出すことはできない。

なお、現在、通産省工業技術院大型工業技術研究開発で、開発中のファンエンジンの概念設計は本プログラムを使用して行なったことを付記しておく。

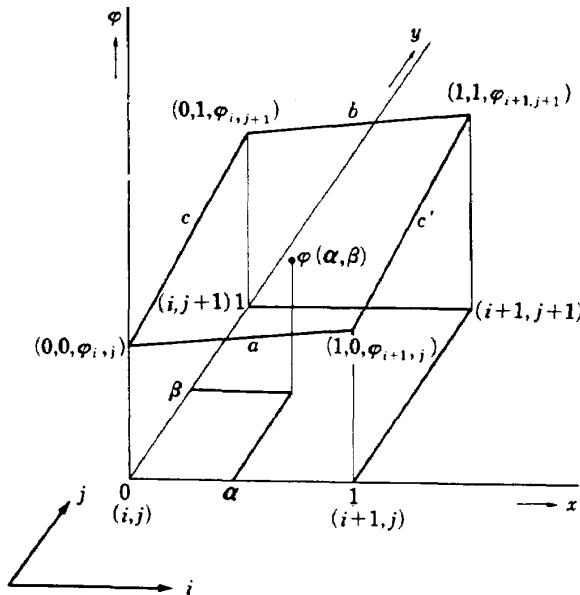
本研究にあたり終始御指導して戴いた東京大学工学部航空学科の高田教授に感謝の意を表する。また、実際の数値計算に際しては松本原動機部長並びに鳥崎原動機性能研究室長に有益な御助言を戴いた。

文 献

- 1) 鳥崎、森田、関根：ファンエンジンの性能に関する考察、航技研報告、TR-317, 1973.
- 2) Dugan: Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressor NASA, SP-36, Chap. 17, 1965.
- 3) 大山：航空用ガスタービンエンジンの動特性の計算法について、第 47 期機械学会秋期大会、1969.8.
- 4) Kuhring, M. S. etc.: Gas Turbine Cycle Calculations; Desing Point Performance of Turbojet and Turbo Fan Engine NRC L-407, 1964.

附録 結合特性の読みとり方

図Aの格子点 (i, j) , $(i+1, j)$, $(i, j+1)$, $(i+1, j+1)$ における特性値 φ の値を $\varphi_{i,j}$, $\varphi_{i+1,j}$, $\varphi_{i,j+1}$, $\varphi_{i+1,j+1}$ で表わす。



図A 格子点説明図

曲面 $\varphi = \varphi(x, y)$ において, x の区間 $[0, 1]$, y の区間 $[0, 1]$ を $(0, 0, \varphi_{i,j})$ と $(1, 0, \varphi_{i+1,j})$ を通る直線分 a と $(0, 1, \varphi_{i,j+1})$ と $(1, 1, \varphi_{i+1,j+1})$ を通る直線分 b に接しながら母線 c が x 方向に平行移動し c' に至るまでに画く曲面, いわゆる線織面

$$\varphi(x, y) = f(x) + g(x)y$$

で近似する。ここで $f(x)$ は線分 a の方程式で

$$f(x) = (\varphi_{i+1,j} - \varphi_{i,j})x + \varphi_{i,j}$$

で表わされ, $g(x)$ は母線 c の勾配で

$$g(x) = (\varphi_{i,j} - \varphi_{i+1,j} - \varphi_{i,j+1} + \varphi_{i+1,j+1})x + \varphi_{i,j+1} - \varphi_{i,j}$$

で表わすことができる。

それ故, $\varphi(\alpha, \beta)$ は x の区間 $[0, 1]$ y の区間 $[0, 1]$ において

$$\varphi(\alpha, \beta) = (1-\alpha)(1-\beta)\varphi_{i,j} + \alpha(1-\beta)\varphi_{i+1,j} + (1-\alpha)\beta\varphi_{i,j+1} + \alpha\beta\varphi_{i+1,j+1} \quad (A1)$$

で表わされる。

1) 表より特性値を読みとる場合

ピボットとなる格子点 (i, j) および格子点 (i, j) からの位置 α, β を与えて式 (A1) より $\varphi(\alpha, \beta)$ を求めることになる。

2) 2つの特性値に対応する格子点位置をさがす場合

2つの特性値が作る曲面を φ 面, ψ 面とすると φ 面と同様, ψ 面についても

$$\psi(\alpha, \beta) = (1-\alpha)(1-\beta)\psi_{i,j} + \alpha(1-\beta)\psi_{i+1,j} + (1-\alpha)\beta\psi_{i,j+1} + \alpha\beta\psi_{i+1,j+1} \quad (A2)$$

で表わされる。 $\varphi(\alpha, \beta)$ と $\psi(\alpha, \beta)$ を与えてピボットとなる格子点 (i, j) と α, β を求めることになる。

式 (A1) と (A2) を連立して解いて $0 \leq \alpha < 1$ と $0 \leq \beta < 1$ を満足する点が求める格子点である。

- | | | | |
|--------|--|-----------|--|
| TR-334 | 音波と乱流の干渉によるソニックブーム波形の変形
Distortions of Sonic Boom Pressure Signature by Sound and Turbulence Interaction | 1973年 8 月 | 河 野 長 正 |
| TR-335 | 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験
Design and Development of the Gust Wind Tunnel at the National Aerospace Laboratory | 1973年 9 月 | 廣 末 健 一, 北 村 清 美
村 上 義 隆, 進 藤 重 美 |
| TR-336 | モアレ法によるひずみ解析
Strain Analysis by the Moire Analyzer Method | 1973年 9 月 | 青 木 由 雄 |
| TR-337 | 回転駆動振動検出型ジャイロの運動方程式の解析
An Analysis of the Equations of Motion for Rotary-drive Vibratory-output Gyros | 1973年10月 | 山 田 博 |
| TR-338 | 誘導用浮動型慣性センサに用いる自己制御型八極磁気軸受方式の解析
Analysis on a Passive Magnetic Suspension System with an Eight Pole Stator for Floated Inertial Sensors | 1973年 9 月 | 滝 沢 実, 大 月 正 男
鈴 木 孝 雄 |
| TR-339 | 後退翼模型の遷音速風洞試験結果
A Test of a Swept-back Wing Model Conducted in the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel | 1973年10月 | 海老原正夫, 瀬 川 晋 策
小此木時雄 |
| TR-340 | 半径方向励磁ヒステリシス型ジャイロモータの研究
Study of a Radial-exiting Hysteresis Gyro Motor | 1973年11月 | 山 田 博 |
| TR-341 | 推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力
Low-pressure Detlagration Limit of Controllable Solid Rocket Propellants | 1973年10月 | 五 代 富 文, 清 水 盛 生
伊 藤 克 弥, 西 村 久 男
種 村 利 春, 藤 原 勉 |
| TR-343 | 一様流中に大きな角度で吹出したジェットの径路と誘導速度場
Path and Induced Field of a Jet Exhasting at a Large Angle into a Uniform Cross Flow | 1973年10月 | 遠 藤 浩, 桑 野 尚 明
中 谷 輝 臣, 戸 田 亘 洋
飛 田 和 茂 |
| TR-344 | 対称スピン衛星のガスジェットによるニュートーション能動制御
Active Nutation Control of a Spinning Axi-Symmetric Satellite Using a Gas Jet | 1973年10月 | 村 上 力, 中 島 厚 |
| TR-345 | 液体ロケットターボポンプ用平板ヘリカルインデューサの実験的研究
An Experimental Investigation of Flat-Plate Helical Inducers for Rocket Pumps | 1973年10月 | 上 條 謙 二 郎, 鈴 木 昭 夫 |
| TR-346 | 乱気流上下速度成分の翼幅方向分布の観測
An Observation on Spanwise Distribution of Vertical Atmospheric Turbulence | 1973年10月 | 小 野 幸 一, 外 崎 得 雄
竹 内 和 之, 山 根 皓 三 郎 |

航空宇宙技術研究所報告347号

昭和 48 年 11 月 発行

発 行 所 航 空 宇 宙 技 術 研 究 所
東 京 都 調 布 市 深 大 寺 町 1880
電 話 武 蔵 野 三 鷹 (0422) 47-5911 (大 代 表) ㊞ 182

印 刷 所 日 新 図 書 印 刷 株 式 会 社
東 京 都 港 区 芝 3-33-5

