

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-317

ファンエンジンの性能に関する考察

鳥崎忠雄・森田光男・関根静雄

1973 年 5 月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- |         |  |           |  |
|---------|--|-----------|--|
| TR-296  | 航空用ガスタービン燃焼器のライナ壁面の冷却<br>Liner Cooling of the Aeronautical Gas Turbine Combustor   | 1972年 8 月 | 相 波 哲 朗  |
| TR-297  | Green 関数を二次元ラプラス方程式に適用した解法による冷却タービン翼の温度分布の計算 (境界条件として温度勾配を与える場合)<br>A Calculation of Temperature Distribution by Applying Green's Function to a Two-Dimensional Laplace's Equations. (The Case in which the Temperature Gradients on the Boundary are given) | 1972年 8 月 | 西 村 英 明, 白 井 弘   |
| TR-255T | The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field  | Aug. 1972 | Sumio Takeuchi<br>Koichi Matsushima  |
| TR-298  | 航空機用対気速度計の位置誤差について<br>Experiment on Airspeed Calibration Procedures  | 1973年 1 月 | 幸 尾 治 朗, 岡 遠 一<br>塚 野 雄 吉, 矢 沢 健 司<br>小 野 孝 次  |
| TR-299  | 遷音速における二次元翼の抵抗発散<br>On the Drag Divergence of Two-Dimensional Airfoils at Transonic Speeds   | 1973年 1 月 | 神 谷 信 彦  |
| TR-300  | そり角の小さい遷音速二重円弧二次元翼列実験<br>Experimental Investigation of Two-Dimensional Cascade Performance with Thin and Low-Cambered Double-Circular-Arc Blade Sections at Transonic Inlet Mach Number Range  | 1972年10月  | 坂 口 一, 近 藤 博<br>高 森 晋, 岩 下 敬 吾   |
| TR-301  | 観測系の評価に関するひとつの数学的理論<br>A Mathematical Theory on Evaluation of Observation Systems  | 1972年 9 月 | 木 村 武 雄  |
| TR-302  | Kalman-Bucy フィルターによる誘導誤差の推定<br>Estimation of Guidance Errors by Kalman-Bucy Filtering Technique  | 1972年10月  | 村 田 正 秋  |
| TR-303  | ジンバルエンジン駆動用油圧制御系に適したIDPF サーボバルブの研究<br>Studies of IDPF Servovalve Appropriate for Gimballed Engine Positioning Hydraulic Control Systems  | 1972年11月  | 畑 山 茂 樹  |
| TR-304  | ドラッグカップ型ジャイロモータの同期化制御の研究<br>Study on a Synchronizing Control of a Drag-Cup Gyro Motor  | 1972年11月  | 山 田 博  |
| TR-305  | オイラー角表示による座標変換のアルゴリズム<br>Coordinate Transformation Algorithm by the Eulerian Angles Representation   | 1972年11月  | 狼 嘉 彰  |
| TR-306  | フライングテストベッド用付帯設備の計画<br>System Design of Facilities for VTOL Flying Test Bed at National Aerospace Laboratory   | 1972年11月  | 滝 沢 直 人, 渋谷 昭 義<br>小 川 敏 雄, 渡 藤 枝 俊<br>甲 斐 忠 夫, 藤 宮 本 義<br>田 辺 義 一, 小 野 幸 一<br>竹 内 和 之 |
| TR-307  | プラズマ風洞アーク加熱器, ノズル流およびノズル噴流に対する諸考察<br>Some Characteristics of the Arc-Heater, Nozzle Flow, and the Underexpanded Jet in the NAL 60kW Plasma Wind Tunnel   | 1972年12月  | 松 崎 利 一, 平 林 則 明   |

# ファンエンジンの性能に関する考察\*

鳥崎 忠雄\*\*・森田 光男\*\*・関根 静雄\*\*

## Some Considerations on the Performance of the Fan Jet Engine

By Tadao TORISAKI, Mitsuo MORITA  
and Shizuo SEKINE

Thermodynamic cycle calculations of the fan jet engine were made under several conditions of by-pass ratios ( $\mu$ ), cycle pressure ratios ( $\pi=8\sim 48$ ), turbine inlet temperatures ( $T_5=850\sim 1800^\circ\text{C}$ ) at sea level and flight Mach numbers ( $0.0\sim 1.0$ ).

The present method of calculation namely, that for a given core engine, the optimum condition for the fan engine was decided such that the thrust ratio (the thrust of the fan engine divided by the equivalent thrust of the core engine) reached a maximum, enabled us to evaluate the engine performance, and many data useful for achieving optimum design of fan engines were obtained.

Summarizing the results of the analysis, the following are pointed out:

- 1) The optimum condition is obtained when the ratio of the exit velocity of by-passed airflow to that of gas flow is equal to the product of the fan adiabatic efficiency and the low pressure turbine adiabatic efficiency.
- 2) The optimum by-passed ratio can be decided from the ratio of the flight velocity to the equivalent velocity of the gas generator, and
- 3) Practically, the optimum fan pressure ratio can be considered as the function only of the flight Mach number.

### 1. ま え が き

近年、高亜音速機用エンジンには高バイパス比のファンエンジンが採用され、高バイパス化の傾向は空港周辺の騒音問題に対する社会的ニーズ、経済性等とあいまって益々進められつつある。しかしながらエンジンの性能上の見地から、バイパス比は、エンジン全体サイクル、ファン圧力比、飛行速度等との関連がありむやみに大きくすることはできず、これらのバランスが大切である。本研究はバイパス比、エンジン全体サイクル、ファン圧力比、飛行速度等の関係を調べたものである。

設計点における性能については Kuhring<sup>1)</sup>らが相当精度の高い計算プログラムを発表しているが、一度に1つの作動点しか計算出来ないため、あらゆる組合せの作動点について計算することは非常にめんどりで、また各々の作動点に対する性能の評価がむずかしい。

相当広い範囲にわたってサイクル計算した例<sup>2)</sup>もあるが、サイクルの限界は把握できるものの、各計算点に対する性能評価は前者同様むずかしい。最適性能の計算についてもラグランジュ乗法によって解いた例<sup>3), 4)</sup>があるがバイパス比の小さな場合だけである。

本研究は、同じサイクルのファンエンジンとターボジェットエンジンの推力を比較する方法<sup>5), 6)</sup>によって最大推力を与える条件を見出し性能評価の基準にした。エンジン全体サイクルおよび飛行マッハ数の広い範囲にわたって計算を行ないファンエンジンの熱力学的な性能の限界を知ると共に最適なサイクル、ファン圧力比、バイパス比の決定に必要な資料を得た。

### 2. 計 算 法

図1の上半部にターボジェットエンジンを示したが、このエンジンを基にファンエンジン化する。即ち図1の下半部のようにターボジェットエンジンの噴出ガスエネルギーの一部を利用してファンを駆動する場合について考える。

\* 昭和48年1月27日受付

\*\* 原動機部

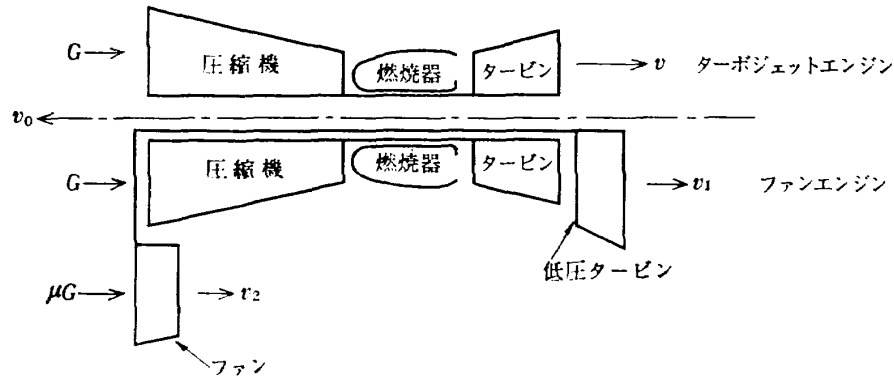


図1 ファンエンジン説明

飛行速度  $v_0$ 、サイクル圧力比  $\pi$ 、サイクル温度比  $T_8/T_1$  および主燃焼器を通過する空気流量  $G$  が全く同一のファンエンジンとターボジェットエンジンの推力を比較する。ファンエンジンの正味推力  $F_f$  は式 (1) で、ターボジェットエンジンの正味推力  $F$  は式 (2) でそれぞれ表わすことができる。

$$F_f = \frac{G}{g} \{v_1 \eta_N - v_0 + \mu(v_2 \eta_N - v_0)\}$$

$$= \frac{G}{g} v \left\{ \frac{v_1}{v} - \frac{\sigma}{\eta_N} + \mu \left( \frac{v_2}{v} - \frac{\sigma}{\eta_N} \right) \right\} \eta_N \quad (1)$$

$$F = \frac{G}{g} (v \eta_N - v_0)$$

$$= \frac{G}{g} v \left( 1 - \frac{\sigma}{\eta_N} \right) \eta_N \quad (2)$$

ここで

$v$ : ターボジェットエンジンの噴出ガス速度

$v_1$ : ファンエンジンのジェットノズルからの噴出ガス速度

$v_2$ : ファンエンジンのバイパスノズルからの噴出空気速度

$\eta_N$ : 推力効率

$\mu$ : バイパス比

$g$ : 重力の加速度

$\sigma$ : 速度比  $v_0/v$

ターボジェットエンジンの噴出ガスエネルギーのうち、ファン化に伴いファン駆動のために利用されるエネルギーの分配率を  $\lambda$  とすると、図2の T-S 線図より理解される通り、ファンエンジンの噴出エネルギーは式 (3), (4) で表わされる。

$$\frac{G}{2g} v_1^2 = \frac{G}{2g} v^2 (1-\lambda) \frac{T_8}{T_{81}} \quad (3)$$

$$\frac{G}{2g} \mu v_2^2 = \frac{G}{2g} (\mu v_0^2 + v^2 \lambda \eta_F \eta_T) \frac{T_2}{T_{21}} \quad (4)$$

ここで

$\eta_F$ : ファン断熱効率

$\eta_T$ : ファン駆動用低圧タービンの断熱効率

$T_2$ : ファン出口における空気全温度

$T_{21}$ : ファンで断熱圧縮されたと仮定した時のファン出口における空気全温度

$T_8$ : 低圧タービン出口におけるガス全温度

$T_{81}$ : 低圧タービンで断熱膨脹されたと仮定した時のタービン出口におけるガス全温度

式 (3), (4) に速度比  $\sigma$  を導入して整理すると、

$$\frac{v_1}{v} = \sqrt{(1-\lambda) T_8/T_{81}} \quad (3)'$$

$$\frac{v_2}{v} = \sqrt{(\sigma^2 + \eta_F \eta_T \lambda / \mu) T_2/T_{21}} \quad (4)'$$

式 (1), (2), (3)', (4)' の関係からファンエンジンとターボジェットエンジンの推力比  $\tau$  の式 (5) を得る。

$$\tau = \frac{\sqrt{(1-\lambda) T_8/T_{81}} + \mu \sqrt{(\sigma^2 + \eta_F \eta_T \lambda / \mu) T_2/T_{21}} - (1+\mu)\sigma/\eta_N}{1-\sigma/\eta_N} \quad (5)$$

この推力比  $\tau$  が大きい程、ファンエンジン化によるメリットが大きく、また  $\tau$  の逆数が燃料消費率の低下を示す。

### 1) 近似計算

式 (5) における温度比  $T_2/T_{21}$  および  $T_8/T_{81}$  の

もつ意味について考えよう。これらはファンおよび低圧タービンで断熱変化が実現できないために要素でエントロピーの増加が起り温度が上昇する。それに伴う音速の違いを補正する項である。

図2(a) から理解される通り、推力に影響する量と

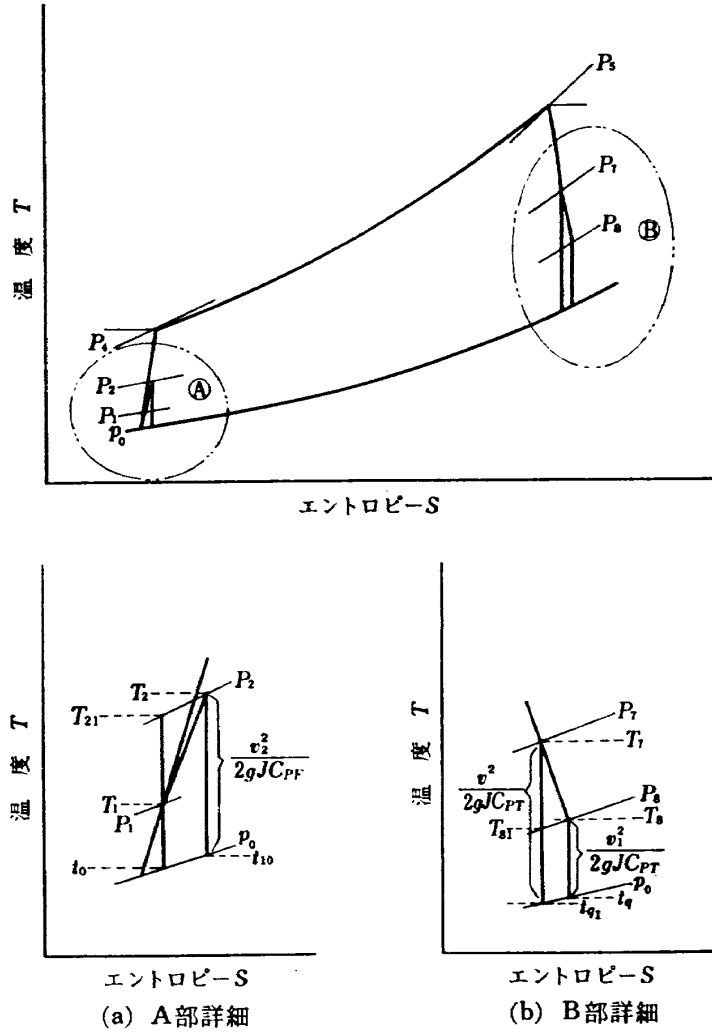


図2 T-S線図

しては,

$$\sqrt{T_2 - t_{10}} = \sqrt{\frac{\kappa_F R T_2}{J C_{PF} (\kappa_F - 1)}} \left\{ \left( \frac{P_2}{P_0} \right)^{(\kappa_F - 1)/\kappa_F} - 1 \right\}$$

$$\sqrt{T_{21} - t_0} = \sqrt{\frac{\kappa_F R T_{21}}{J C_{PF} (\kappa_F - 1)}} \left\{ \left( \frac{P_2}{P_0} \right)^{(\kappa_F - 1)/\kappa_F} - 1 \right\}$$

で与えられ、エントロピー増加が微小な場合には、この2式の違いは極く小さなものであるから

$\sqrt{\frac{T_2 - t_{10}}{T_{21} - t_0}} \simeq 1$  で、したがって  $\sqrt{\frac{T_2}{T_{21}}} \simeq 1$  である。

同様に  $\sqrt{\frac{T_3}{T_{31}}} \simeq 1$  である。

推力比  $\tau$  は式 (5) より、

$$\tau = \frac{\sqrt{1-\lambda} + \mu \sqrt{\sigma^2 + \eta_F \eta_T \lambda / \mu - (1+\mu)\sigma / \eta_N}}{1 - \sigma / \eta_N}$$

(6)

飛行速度  $v_0$  およびエンジン全体サイクルは速度比  $\sigma$  だけによって表わされ、 $\sigma$  を独立したパラメータと

して扱うことができる。

速度比  $\sigma=0$  即ち地上静止状態および  $\sigma=0.25$  の場合の推力比  $\tau$  とエネルギー分配率  $\lambda$  の関係を図3(a), (b)に示す。

最大推力比  $\tau_{\max}$  を与えるエネルギー分配率を最適エネルギー分配率  $\lambda_{op}$  で表わすと

$$\frac{\partial \tau}{\partial \lambda} = 0$$

より

$$\eta_F \eta_T \sqrt{1 - \lambda_{op}} - \sqrt{\sigma^2 + \eta_F \eta_T \frac{\lambda_{op}}{\mu}} = 0 \quad (7)$$

式 (3)', (4)' の関係を用いて整理すると、

$$\frac{v_2}{v_1} = \eta_F \eta_T \quad (8)$$

即ち、最大推力比を与える条件は、バイパスノズルから噴出する空気速度  $v_2$  とジェットノズルから噴出するガス速度  $v_1$  の比がファン断熱効率  $\eta_F$  と低圧タ

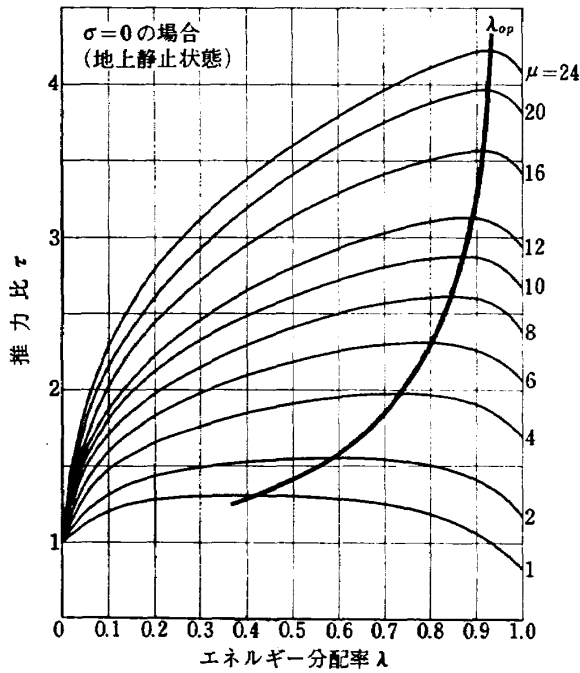


図 3(a) 推力比

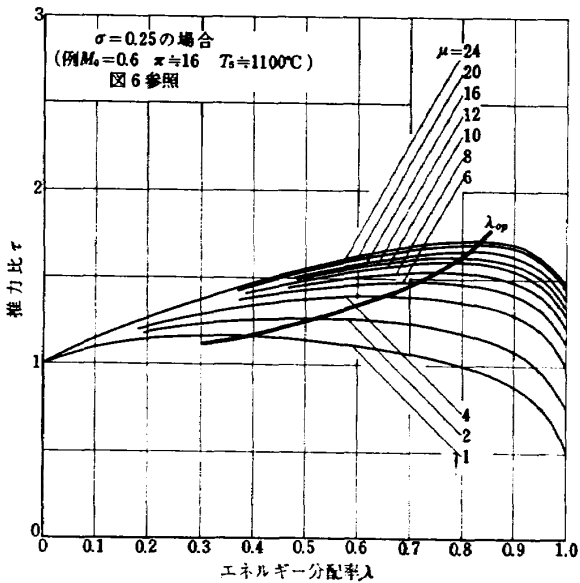


図 3(b) 推力比

ービンの断熱効率  $\eta_T$  の積に等しいことを示している。

最適エネルギー分配率  $\lambda_{op}$  は式 (7) より、

$$\lambda_{op} = \frac{\mu \{ (\eta_F \eta_T)^2 + \sigma^2 \}}{\eta_F \eta_T (1 + \mu \eta_F \eta_T)} \quad (9)$$

最大推力比  $\tau_{max}$  は、

$$\tau_{max} = \frac{\sqrt{1 - \mu \eta_F \eta_T} \sqrt{1 + \mu \sigma^2 / (\eta_F \eta_T)} - \sigma(1 + \mu) / \eta_N}{1 - \sigma / \eta_N}$$

で与えられる。

図 4 にバイパス比  $\mu$  をパラメータにして速度比  $\sigma$  に対する最大推力比  $\tau_{max}$  および最適エネルギー分配

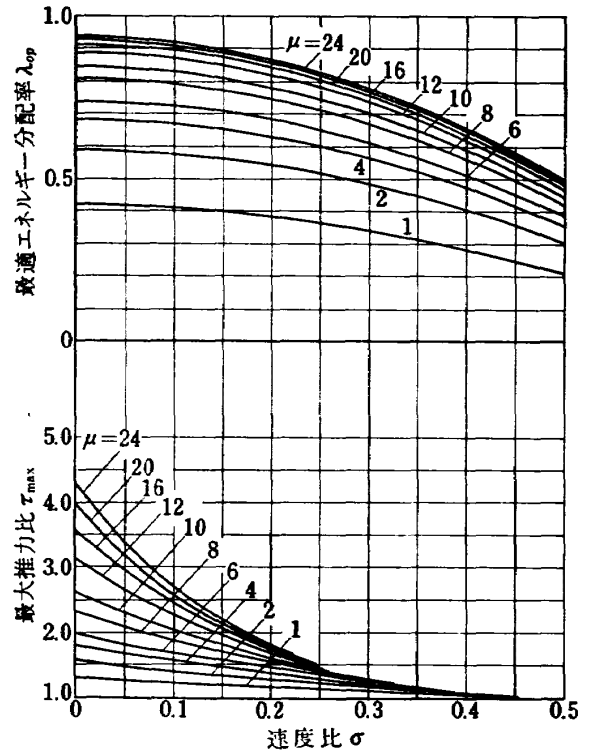


図 4 最大推力比と最適エネルギー分配率

率  $\lambda_{op}$  の関係を示す。

バイパス比  $\mu$  についても最適エネルギー分配率  $\lambda_{op}$  と同様、最適バイパス比  $\mu_{op}$  が存在し、その条件は、

$$\frac{\partial \tau_{max}}{\partial \mu} = 0$$

より

$$\frac{\eta_F \eta_T + 2\mu_{op} \sigma^2 + \sigma^2 / (\eta_F \eta_T)}{\sqrt{1 + \mu_{op} \eta_F \eta_T} \sqrt{1 + \mu_{op} \sigma^2 / (\eta_F \eta_T)}} - 2\sigma / \eta_N = 0 \quad (11)$$

## 2) 厳密計算

式 (5) の分子の温度比  $T_8/T_{81}$  および  $T_2/T_{21}$  を考慮した場合、サイクル温度およびサイクル圧力比に  
 応ずる速度比  $\sigma$ 、温度比  $T_8/T_{81}$  および  $T_2/T_{21}$  を  
 計算する必要がある。

温度比  $T_8/T_{81}$  は低压タービンの断熱効率  $\eta_T$  およびエネルギー分配率  $\lambda$  の定義より

$$\frac{T_8}{T_{81}} = \frac{1 - (1 - t_{91}/T_7) \lambda \eta_T}{1 - (1 - t_{91}/T_7) \lambda}$$

または

$$\frac{T_8}{T_{81}} = \frac{1 + \{ (p_0/P_7)^{(\epsilon_T - 1)/\epsilon_T} - 1 \} \lambda \eta_T}{1 + \{ (p_0/P_7)^{(\epsilon_T - 1)/\epsilon_T} - 1 \} \lambda} \quad (12)$$

ここで

$t_{91}$ : ターボジェットエンジンのジェットノズルで断熱膨張したと仮定した場合のノズル出口における静温度

$T_7$ : ターボジェットエンジンのノズル入口全温度

$p_0$ : 大気圧

$P_7$ : ターボジェットエンジンのノズル入口全圧力

$\kappa_T$ : 低圧タービンにおける作動ガスの平均比熱比

温度比  $T_2/T_{21}$  はファンの断熱効率  $\eta_F$  の定義およびファンと低圧タービンのパワバランスの条件より

$$\frac{T_2}{T_{21}} = \frac{C_{PT}(1-t_{91}/T_7)\lambda\eta_T + C_{PF}\mu T_1/T_7}{C_{PT}(1-t_{91}/T_7)\lambda\eta_T\eta_F + C_{PF}\mu T_1/T_7} \quad (13)$$

ここで

$C_{PT}$ : 低圧タービンにおける作動ガスの平均定圧比熱

$C_{PF}$ : ファンにおける作動空気の平均定圧比熱

$T_1$ : ファン入口の空気全温度

近似計算の場合と同様に、最大推力比  $\tau_{\max}$ 、最適エネルギー分配率  $\lambda_{op}$ 、最適バイパス比  $\mu_{op}$  を求める。

最適エネルギー分配率は次式で表わすことができる。

$$\left\{ (1-\lambda_{op}) \frac{\partial T_8/T_{81}}{\partial \lambda} - \frac{T_8}{T_{81}} \right\} \times \sqrt{(\sigma^2 + \eta_F\eta_T\lambda_{op}/\mu) T_2/T_{21}} + \left\{ \sigma^2\mu \frac{\partial T_2/T_{21}}{\partial \lambda} + \eta_F\eta_T \frac{T_2}{T_{21}} + \eta_F\eta_T\lambda_{op} \frac{\partial T_2/T_{21}}{\partial \lambda} \right\} \times \sqrt{(1-\lambda_{op}) T_8/T_{81}} = 0 \quad (14)$$

ここで

$$\frac{\partial T_8/T_{81}}{\partial \lambda} = \frac{C_{PT}(1-t_{91}/T_7)\eta_T C_{PF}\mu T_1/T_7(1-\eta_F)}{\{C_{PT}(1-t_{91}/T_7)\lambda_{op}\eta_F\eta_T + C_{PF}\mu T_1/T_7\}^2}$$

$$\frac{\partial T_2/T_{21}}{\partial \lambda} = \frac{(1-t_{91}/T_7)(1-\eta_T)}{\{1-(1-t_{91}/T_7)\lambda_{op}\}^2}$$

最大推力比  $\tau_{\max}$  は式 (15) で表わすことができる。

$$\tau_{\max} = \frac{\sqrt{(1-\lambda_{op}) T_8/T_{81}} + \mu \sqrt{(\sigma^2 + \eta_F\eta_T\lambda_{op}/\mu) T_2/T_{21}} - (1+\mu)\sigma/\eta_N}{1-\sigma/\eta_N} \quad (15)$$

計算結果からみると最適エネルギー分配率  $\lambda_{op}$  は、バイパス比  $\mu$  が 10~20 の範囲では近似解とはほぼ同じで、20 より大きいところでやや小さく、10 より小さなところではやや大きな値を示す。また最大推力比  $\tau_{\max}$  はバイパス比  $\mu$  の如何にかかわらず近似計算よりやや大きな値を示している。

最適バイパス比  $\mu_{op}$  は式 (16) で表すことができる。

$$2\sqrt{(\sigma^2 + \eta_F\eta_T\lambda_{op}/\mu_{op}) T_2/T_{21}} + \mu_{op} \frac{(\sigma^2 + \eta_F\eta_T\lambda_{op}/\mu_{op}) \frac{\partial T_2/T_{21}}{\partial \mu} - \frac{\eta_F\eta_T}{\mu_{op}^2} \lambda_{op} T_2/T_{21}}{\sqrt{(\sigma^2 + \eta_F\eta_T\lambda_{op}/\mu_{op}) T_2/T_{21}}} - 2\frac{\sigma}{\eta_N} = 0 \quad (16)$$

ここで

$$\frac{\partial T_2/T_{21}}{\partial \mu} = \frac{C_{PT}(1-t_{91}/T_7)\lambda_{op}\eta_T(\eta_F-1)}{\{C_{PT}(1-t_{91}/T_7)\lambda_{op}\eta_F\eta_T + C_{PF}\mu_{op} T_1/T_7\}}$$

### 3) エンジンナセルの空気抵抗

エンジンナセルの抵抗  $Fd$  は

$$Fd = \frac{1}{2} \rho_0 v_0^3 C_D A \quad (17)$$

で与えられる。

ここで

$\rho_0$ : 大気密度

$C_D$ : エンジンナセル抵抗係数

$A$ : エンジン前面面積

エンジンナセルの空気抵抗を考慮に入れた場合の推力比  $\tau$  は、式 (5) より

$$\tau = \frac{\sqrt{(1-\lambda) T_8/T_{81}} + \mu \sqrt{(\sigma^2 + \eta_F\eta_T\lambda/\mu) T_2/T_{21}} - (1+\mu)\sigma/\eta_N - Fd_F/(\sigma G/g\eta_N)}{1-\sigma/\eta_N - Fd_F/(\sigma G/g\eta_N)} \quad (18)$$

ここで

$Fd_F$ : ファンエンジンのナセル抵抗

$Fd_P$ : ターボジェットエンジンのナセル抵抗

式 (18) のナセル抵抗部分だけをとり出して考える。

$$\frac{Fd_F}{vG/g\eta_N} = \frac{1}{2} \rho_0 v_0 \sigma C_{DF} A_F / (G/g\eta_N) \quad (19)$$

$$\frac{Fd_P}{vG/g\eta_N} = \frac{1}{2} \sigma_0 v_0 \sigma C_{DP} A_P / (G/g\eta_N) \quad (20)$$

ここで

$C_{DF}$ : ファンエンジンのナセル抵抗係数

$C_{DP}$ : ターボジェットエンジンのナセル抵抗係数

$A_F$ : ファンエンジンの前面面積

$A_P$ : ターボジェットエンジンの前面面積

図5にバイパス比  $\mu$  とエンジンナセル抵抗係数  $C_D$  の関係<sup>7)</sup>を示す。

図5においてバイパス比の増加にしたがってエンジンナセル抵抗係数が減少するのは、バイパス比の増加に対するエンジン全体の表面積の増加の割合が少ないためである。

ターボジェットエンジンとファンエンジンの流入軸流速度およびエンジン入口ボス径が同であると仮定すれば、空気流量は連続の条件より、式(21)、(22)で、ボス比の関係は式(23)で表わすことができる。

$$\rho_1 C_a A_P (1 - k^2) = \frac{G}{g} \quad (21)$$

$$\rho_1 C_a A_F (1 - k_F^2) = \frac{G}{g} (1 + \mu) \quad (22)$$

$$k_F = \sqrt{\frac{k^2}{\mu + 1 - \mu k^2}} \quad (23)$$

ここで

$\rho_1$ : エンジン流入空気密度

$C_a$ : エンジン流入軸流速度

$k$ : ターボジェットエンジンのボス比

$k_F$ : ファンエンジンのボス比

表1に  $k$  と  $k_F$  関係を示す。

式(21)、(22)、(23)の関係より式(19)、(20)は

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \rho_0 \sigma v_0 C_{DF} A_F / \left( \frac{G}{g} \eta_N \right) \\ &= \frac{1}{2} \frac{\rho_0}{\rho_1} \frac{v_0}{C_a} \sigma C_{DF} \frac{\mu k^2 - \mu - 1}{(k^2 - 1) \eta_N} \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \rho_0 \sigma v_0 C_{DP} A_P / \left( \frac{G}{g} \eta_N \right) \\ &= \frac{1}{2} \frac{\rho_0}{\rho_1} \frac{v_0}{C_a} \sigma C_{DP} \frac{1}{(1 - k^2) \eta_N} \end{aligned} \quad (25)$$

また、マッハ数の形で表わすと

$$\frac{\rho_0}{\rho_1} = \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2 M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2 M_0^2} \right\}^{1/(\kappa_I - 1)}$$

$$\frac{v_0}{C_a} = \sqrt{\frac{1 + (\kappa_I - 1)/2 M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2 M_0^2}} \cdot \frac{M_0}{M_a}$$

ここで

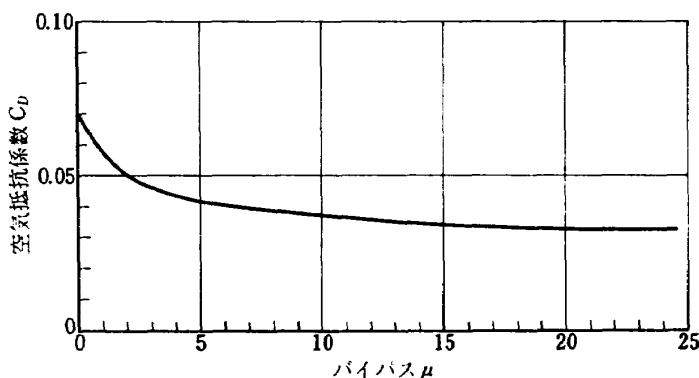


図5 エンジンナセル空気抵抗係数

表1 バイパス比とボス比の関係

| $k \backslash \mu$ | 1      | 2      | 3      | 4      | 6      | 8      | 12     | 16     | 20     | 24     |
|--------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 0.95               | 0.9086 | 0.8690 | 0.8355 | 0.8057 | 0.7545 | 0.7120 | 0.6448 | 0.5937 | 0.5530 | 0.5198 |
| 0.90               | 0.8249 | 0.7660 | 0.7182 | 0.6783 | 0.6152 | 0.5669 | 0.4968 | 0.4476 | 0.4107 | 0.3815 |
| 0.85               | 0.7519 | 0.6816 | 0.6278 | 0.5851 | 0.5206 | 0.4736 | 0.4084 | 0.3644 | 0.3321 | 0.3070 |
| 0.80               | 0.6859 | 0.6099 | 0.5546 | 0.5120 | 0.4500 | 0.4060 | 0.3468 | 0.3075 | 0.2792 | 0.2574 |
| 0.75               | 0.6255 | 0.5477 | 0.4931 | 0.4522 | 0.3938 | 0.3535 | 0.3000 | 0.2651 | 0.2400 | 0.2211 |
| 0.70               | 0.5696 | 0.4924 | 0.4400 | 0.4013 | 0.3472 | 0.3104 | 0.2622 | 0.2310 | 0.2090 | 0.1923 |
| 0.65               | 0.5174 | 0.4427 | 0.3931 | 0.3572 | 0.3075 | 0.2740 | 0.2306 | 0.2029 | 0.1833 | 0.1685 |
| 0.50               | 0.3778 | 0.3162 | 0.2773 | 0.2500 | 0.2130 | 0.1889 | 0.1581 | 0.1385 | 0.1248 | 0.1144 |



$M_0$ : 飛行マッハ数

$M_a$ : エンジン流入マッハ数

$\kappa_I$ : 空気取入口における平均比熱比

となる。

それ故式 (24), (25) は

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \rho_0 \sigma v_0 C_{DF} A_F \left/ \left( \frac{G}{g} \eta_N \right) \right. \\ &= \frac{1}{2} \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2M_0^2} \right\}^{(\kappa_I + 1)/(2(\kappa_I - 1))} \\ & \times \frac{M_0}{M_a} \sigma C_{DF} \frac{\mu k^2 - \mu - 1}{(k^2 - 1) \eta_N} \end{aligned} \quad (26)$$

$$\frac{1}{2} \rho_0 \sigma v_0 C_{DP} A_P \left/ \left( \frac{G}{g} \eta_N \right) \right.$$

$$\begin{aligned} &= \frac{1}{2} \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2M_0^2} \right\}^{(\kappa_I + 1)/(2(\kappa_I - 1))} \\ & \times \frac{M_0}{M_a} \sigma C_{DP} \frac{1}{(k^2 - 1) \eta_N} \end{aligned} \quad (27)$$

#### 4) エンジンナセルの空気抵抗を考慮した場合の近似計算

1) 項と同様に最適エネルギー分配率  $\lambda_{op}$ , 最大推力比  $\tau_{max}$ , 最適バイパス比  $\mu_{op}$  を求める。

最適エネルギー分配率  $\lambda_{op}$  は, 1) 項のエンジンナセルの空気抵抗を無視した場合に帰着する。

$$\lambda_{op} = \frac{\mu \{ (\eta_F \eta_T)^2 - \sigma^2 \}}{\eta_F \eta_T (1 + \mu \eta_F \eta_T)} \quad (28)$$

最大推力比  $\tau_{max}$  は

$$\begin{aligned} \tau_{max} = & \frac{\sqrt{1 + \mu \eta_F \eta_T} \sqrt{1 + \mu \sigma^2 / (\eta_F \eta_T)} - \sigma (1 + \mu) / \eta_N - \frac{1}{2} \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2M_0^2} \right\}^{(\kappa_I + 1)/(2(\kappa_I - 1))} \frac{M_0}{M_a} \sigma C_{DF} \frac{\mu k^2 - \mu - 1}{(k^2 - 1) \eta_N}}{1 - \sigma / \eta_N - \frac{1}{2} \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2M_0^2} \right\}^{(\kappa_I + 1)/(2(\kappa_I - 1))} \frac{M_0}{M_a} \sigma C_{DP} \frac{1}{(1 - k^2) \eta_N}} \end{aligned} \quad (29)$$

最適バイパス比  $\mu_{op}$  は

$$\frac{\eta_F \eta_T + 2\mu_{op} \sigma^2 + \sigma / (\eta_F \eta_T)}{\sqrt{1 + \mu_{op} \eta_F \eta_T} \sqrt{1 + \mu_{op} \sigma^2 / (\eta_F \eta_T)}} - 2 \frac{\sigma}{\eta_N} - (k^2 - 1) \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2M_0^2} \right\}^{(\kappa_I + 1)/(2(\kappa_I - 1))} \frac{M_0}{M_a} \sigma C_{DF} = 0 \quad (30)$$

#### 5) エンジンナセルの空気抵抗を考慮した場合の厳密計算

最適エネルギー分配率  $\lambda_{op}$  は近似計算の場合と同様にエンジンナセルの空気抵抗を無視した場合に帰着する。

$$\begin{aligned} & \left\{ (1 - \lambda_{op}) \frac{\partial T_8 / T_{81}}{\partial \lambda} - \frac{T_8}{T_{81}} \right\} \sqrt{(\sigma^2 + \eta_F \eta_T \lambda_{op} / \mu) \frac{T_2}{T_{21}}} \\ & + \left\{ \sigma^2 \mu \frac{\partial T_2 / T_{21}}{\partial \lambda} + \eta_F \eta_T \frac{T_2}{T_{21}} + \eta_F \eta_T \lambda_{op} \frac{\partial T_2 / T_{21}}{\partial \lambda} \right\} \sqrt{(1 - \lambda_{op}) \frac{T_8}{T_{81}}} = 0 \end{aligned} \quad (31)$$

最大推力比  $\tau_{max}$  は

$$\begin{aligned} \tau_{max} = & \frac{\sqrt{(1 - \lambda_{op}) T_8 / T_{81}} + \mu \sqrt{(\sigma^2 + \eta_F \eta_T \lambda_{op} / \mu) \frac{T_2}{T_{21}}} - (1 + \mu) \sigma / \eta_N - \frac{1}{2} \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2M_0^2} \right\}^{(\kappa_I + 1)/(2(\kappa_I - 1))} \frac{M_0}{M_a} \sigma C_{DF} \frac{\mu k^2 - \mu - 1}{(k^2 - 1) \eta_N}}{1 - \sigma / \eta_N - \frac{1}{2} \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2M_0^2} \right\}^{(\kappa_I + 1)/(2(\kappa_I - 1))} \frac{M_0}{M_a} \sigma C_{DP} \frac{1}{(1 - k^2) \eta_N}} \end{aligned} \quad (32)$$

最適バイパス比  $\mu_{op}$  は

$$\begin{aligned} & 2 \sqrt{(\sigma^2 + \eta_F \eta_T \lambda_{op} / \mu) \frac{T_2}{T_{21}}} + \mu_{op} \frac{(\sigma^2 + \eta_F \eta_T \lambda_{op} / \mu) \frac{\partial T_2 / T_{21}}{\partial \mu} - \eta_F \eta_T / \mu_{op} \lambda \frac{T_2}{T_{21}}}{\sqrt{(\sigma^2 + \eta_F \eta_T \lambda_{op} / \mu) \frac{T_2}{T_{21}}}} \\ & - 2 \frac{\sigma}{\eta_N} - (k^2 - 1) \frac{1}{2} \left\{ \frac{1 + (\kappa_I - 1)/2M_a^2}{1 + (\kappa_I - 1)/2M_0^2} \right\}^{(\kappa_I + 1)/(2(\kappa_I - 1))} \frac{M_0}{M_a} \sigma C_{DF} = 0 \end{aligned} \quad (33)$$

#### 6) ファン圧力比の決定

ファン圧力比  $\pi_F$  は, 低圧タービンの出力がファンで吸収されることより, バイパス比  $\mu$  とエネルギー分配率  $\lambda$  によって決定される。

$$\pi_F = \left\{ \frac{C_{PT}(T_7 - T_{91}) \lambda \eta_F \eta_T}{C_{PF} T_{1\mu}} + 1 \right\}^{\kappa_F / (\kappa_F - 1)} \quad (34)$$

ここで

$\kappa_F$ : ファンにおける平均比熱比

### 3. 計算結果

エンジンナセルの空気抵抗を考慮した場合の厳密計算の結果について示す。

#### 1) 計算範囲および計算条件

海面上標準大気状態において、表 2 に示す各パラメータを組合せた全ての点について計算を行なった。

エンジンを構成する各要素の性能は次の通り一定で与えた。

|                             |      |
|-----------------------------|------|
| 空気取入口圧力回復係数 $\eta_R$        | 1.0  |
| ファン入口軸流マッハ数 $M_a$           | 0.5  |
| ターボジェットエンジンのボス比 $k$         | 0.8  |
| ファン断熱効率 $\eta_F$            | 0.85 |
| 圧縮機ポリトリピック効率 $\eta_c$       | 0.89 |
| 燃焼器 燃 焼 効 率 $\eta_b$        | 0.98 |
| 燃焼器 全圧損失率 $\epsilon_0$      | 0.04 |
| 高圧タービンポリトロピック効率 $\eta_{HT}$ | 0.88 |
| 低圧タービン断熱効率 $\eta_T$         | 0.88 |
| 推力効率 $\eta_N$               | 0.97 |

#### 2) エンジン最適性能

前項に示した全ての計算範囲について式 (32) と式 (31), (33) の条件の基に計算した結果をまとめた。

図 6 (a)～図 6 (c) に飛行マッハ数 0.6, 0.8, 1.0 の場合の、サイクル圧力比  $\pi$ , タービン入口温度  $T_5$  に対する最小燃料消費率 TSFC, 最大推力比  $\tau_{\max}$ , 速度比  $\sigma$  の関係を示す。この図は与えられたサイクルにおいて、バイパス比およびファン圧力比を最も理想的に選んだ場合に到達できる最小の燃料消費率および最大推力比を示している。

図 7 に飛行マッハ数  $M_0$  に対する最適ファン圧力比  $\pi_F$  の関係を、また図 8 に速度比  $\sigma$  に対する最適バイパス比  $\mu_{op}$  の関係を示す。

#### 3) エンジン全体性能

図 9 (a)～図 9 (i) に、バイパス比  $\mu$  をパラメータ

にして式 (32) を式 (31) の条件の基に計算した結果を示す。

図の横軸は比推力  $F_N/G_F$ , 即ち単位流量当りの正味推力で縦軸は燃料消費率 TSFC である。図に示したファン圧力比は与えられた条件のもとで最小の燃料消費率を与える数値である。

以上 2), 3) 項に示した結果を通じて飛行高度による性能の変化は次の換算式によって温度修正して用いる必要がある。高度と温度、圧力の関係を図 10 (a), 10 (b) に示す。

$$T_5 \text{ 高空時} = (T_5 \text{ 海面上} + 273.16) \times \frac{t_0 \text{ 高空時} + 273.16}{t_0 \text{ 海面上} + 273.16} - 273.16$$

$$\text{TSFC 高空時} = \text{TSFC 海面上} \times \sqrt{\frac{t_0 \text{ 高空時} + 273.16}{t_0 \text{ 海面上} + 273.16}}$$

$$F_N/G_F \text{ 高空時} = F_N/G_F \text{ 海面上} \times \sqrt{\frac{t_0 \text{ 高空時} + 273.16}{t_0 \text{ 海面上} + 273.16}}$$

ここで  $t_0$  は大気温度  $^{\circ}\text{C}$

上式を図表化した高空性能換算図を 11 (a), 11 (b) 図に示す。

ただし、温度変化に伴う作動流体の物性値 (定圧比熱, 比熱比) の変化が考慮されないために約 3% 程度の誤差が生じる。

#### 4) 結果の考察

図 7, 図 8 に示す通りエンジンナセルの抵抗係数およびエンジン要素の性能を与えた場合には、最適ファン圧力比  $\pi_F$  は飛行マッハ数  $M_0$  だけの関数となり、飛行マッハ数の増加につれてファン圧力比も増加している。最適バイパス比  $\mu_{op}$  は速度比  $\sigma$  だけによって一義的に決定される。図 6 (a), 6 (b), 6 (c) に示す通り速度比  $\sigma$  は飛行マッハ数  $M_0$  とサイクルによって決定されるので、飛行マッハ数が与えられた場合、バイパス比は単にサイクルのみによって定まることになる。

図 6 (a), 6 (b), 6 (c) から理解される通り、サイクル圧力比  $\pi$  が比較的小さなところでは、タービン

表 2 計算に用いたパラメータ

|                                |       |       |       |       |       |       |       |       |       |       |
|--------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 飛行マッハ数 $M_0$                   | 0.0   | 0.2   | 0.4   | 0.6   | 0.8   | 1.0   |       |       |       |       |
| バイパス比 $\mu$                    | 0     | 2     | 4     | 6     | 8     | 12    | 16    | 20    | 24    |       |
| サイクル圧力比 $\pi$                  | 8     | 12    | 16    | 24    | 32    | 40    | 48    |       |       |       |
| タービン入口温度 $T_5^{\circ}\text{C}$ | 850   | 900   | 950   | 1,000 | 1,050 | 1,100 | 1,150 | 1,200 | 1,250 | 1,300 |
|                                | 1,400 | 1,500 | 1,600 | 1,700 | 1,800 |       |       |       |       |       |

入口温度の上昇は速度比  $\sigma$  を小さくし、最適バイパス比を大きくするが、必ずしも燃料消費率は下らず極値をもつことがわかる。サイクル圧力比  $\pi$  の増加は、タービン入口温度の大きなところでは、燃料消費率の低下に関与するが、速度比  $\sigma$  は低下せず、むしろ増加の傾向にあり、したがって最適バイパス比は小さくなる。比較的タービン入口温度の低いところでは、サイクル圧力比の増加は速度比  $\sigma$  の増加、燃料消費率の増加となって表われる。

以上の結果より、ファンエンジンの性能を良くするためには、サイクル、バイパス比、ファン圧力比等の適切な選定が大切である。

#### 4. む す び

以上述べてきた結果を要約すると、

- 1) バイパスノズルからの噴出速度とジェットノズルからの噴出速度の比がファンの断熱効率と低圧タービンの断熱効率の積に等しい時、最も燃料消費率が低くなる。しかし、図3に示す通り  $\lambda_{op}$  の近傍においては推力比のカーブがゆるやかなため、 $\lambda_{op}$  より  $\lambda$  を小さく選ぶ、即ちジェットノズルからの噴出速度をやや大き目に選ぶ方がエンジンのマッチング上好都合である。
- 2) バイパス比  $\mu$  はノズル推力効率およびエンジンナセル抵抗係数が与えられた場合は速度比  $\sigma$  によって定まるが、バイパス比の変化に伴う最大推力比の変化は、最適バイパス比  $\mu_{op}$  近傍で非常に少ないので、図8に示す値を限界値とみるべきである。
- 3) ファン圧力比  $\pi_F$  は飛行マッハ数  $M_0$  によって決定される。

4) サイクル圧力比  $\pi$  を大きくすることは、タービン入口温度の比較的大きなところでは燃料消費率の低下に役立つ。また、タービン入口温度を高めることは、速度比  $\sigma$  を下げ、バイパス比の大きなエンジンを可能にする。

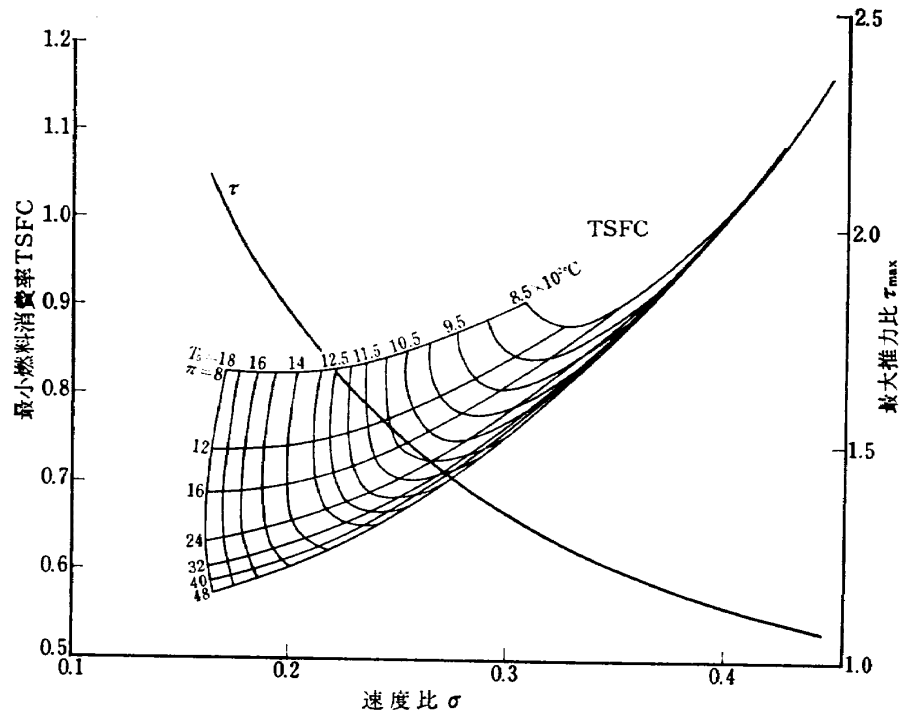
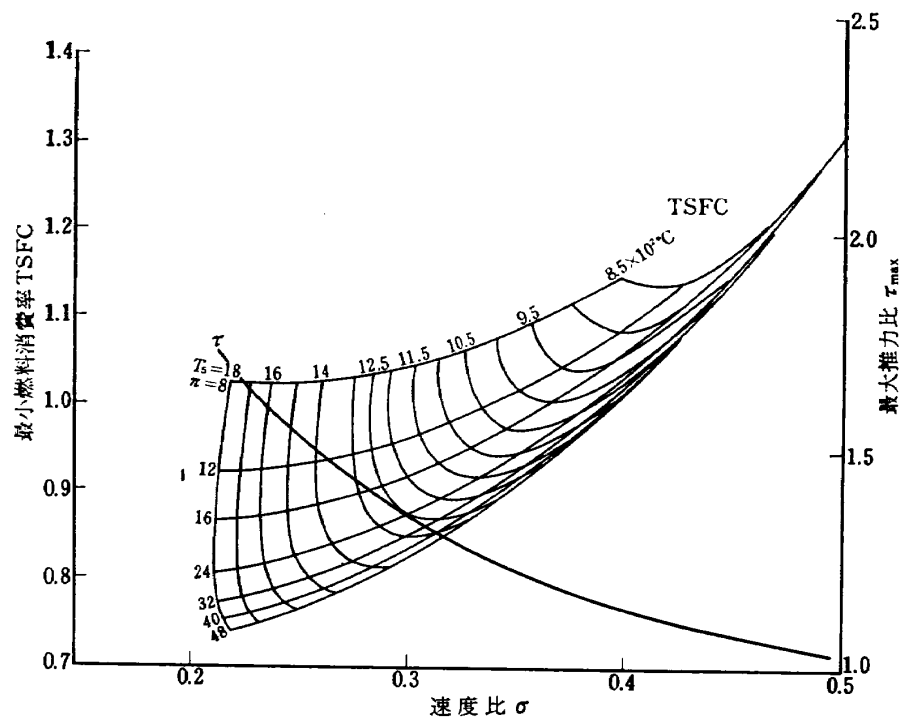
5) 速度比  $\sigma$  が 0.5 以上のジェットエンジンではファン化してもその効果がない。

以上の結果は、単にエンジン性能上から見たもので実際にはエンジン騒音、信頼性、整備上の問題なども考慮の上、エンジン仕様が決定されるべきであろう。

本研究にあたり、松木原動機部長に有益な御助言を戴いた。

#### 文 献

- 1) M.S. Kuhring 他 Gasturbine Cycle Calculations: Design Point Performance of Turbo Jet and Turbo Fan Engines, NRC LR-407 1964
- 2) 船木 他: ターボファンエンジンの特性 (その1), 第10回航空原動機に関する講演会, 1970
- 3) 佐藤 : バイパスジェットの最適条件の計算, 航空原動機に関する講演会, 1960
- 4) 佐藤 : バイパスジェットの最適条件の計算, 航空原動機講演会, 1962
- 5) 岡崎 : ダクトッド・ファン, 日本航空学会会誌第9巻84号, 1962
- 6) 松木, 鳥崎: ファンエンジンの動向, 日本機械学会誌第73巻617号, 1970
- 7) L.R. l'Anson: The Application of the High Bypass Turbofan for Business and Executive Aircraft, SAE 660221, 1966

図 6 (a) ファンエンジン最適性能 ( $M_0=0.6$ )図 6 (b) ファンエンジン最適性能 ( $M_0=0.8$ )

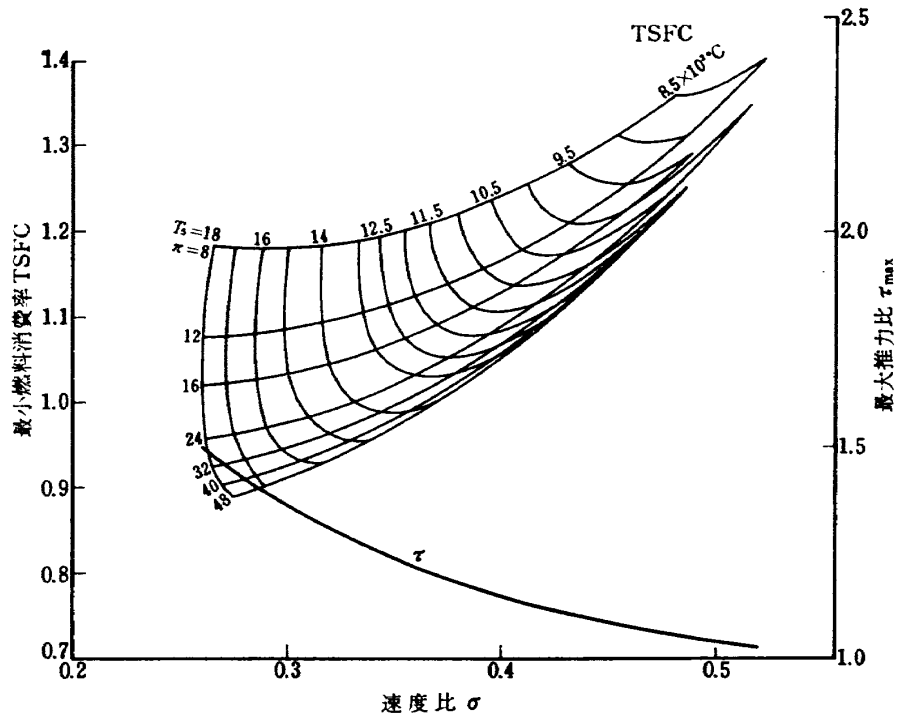


図 6 (c) ファンエンジン最適性能 ( $M_0=1.0$ )

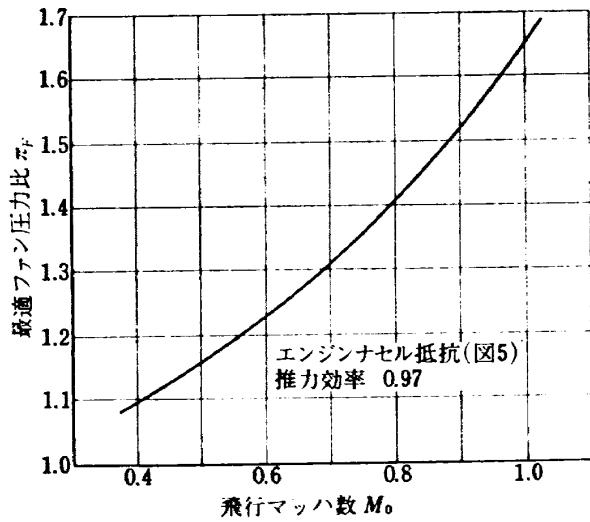


図 7 最適ファン圧力比

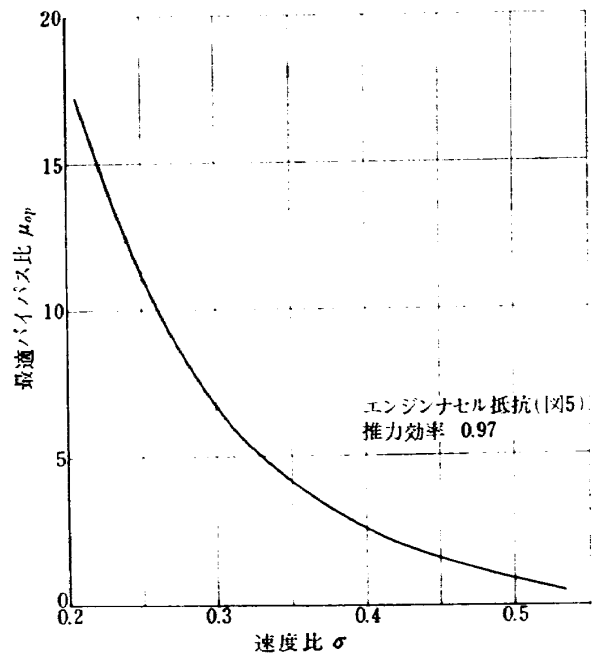
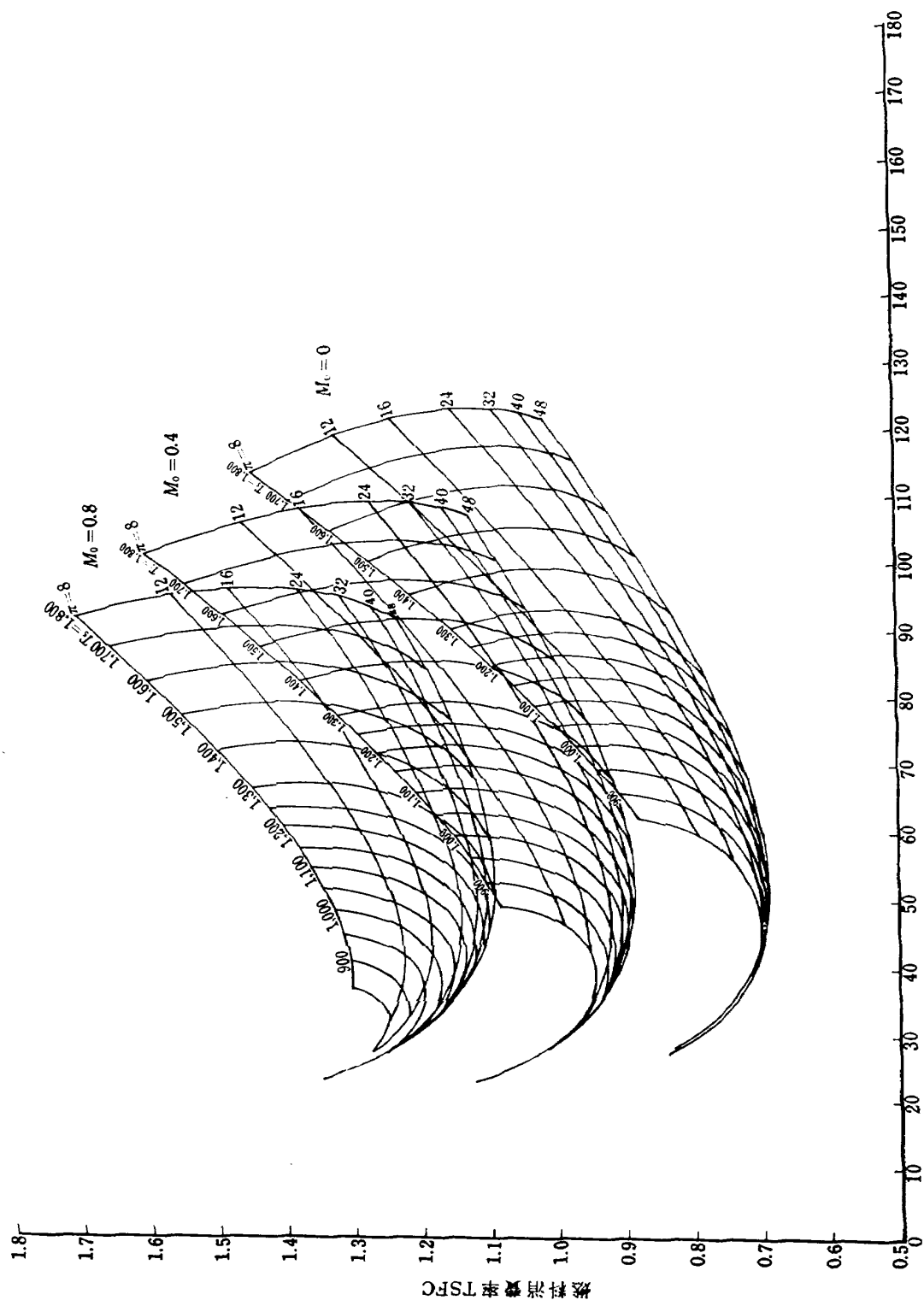


図 8 最適バイパス比

$\mu=0$  (ターボジェットエンジン)

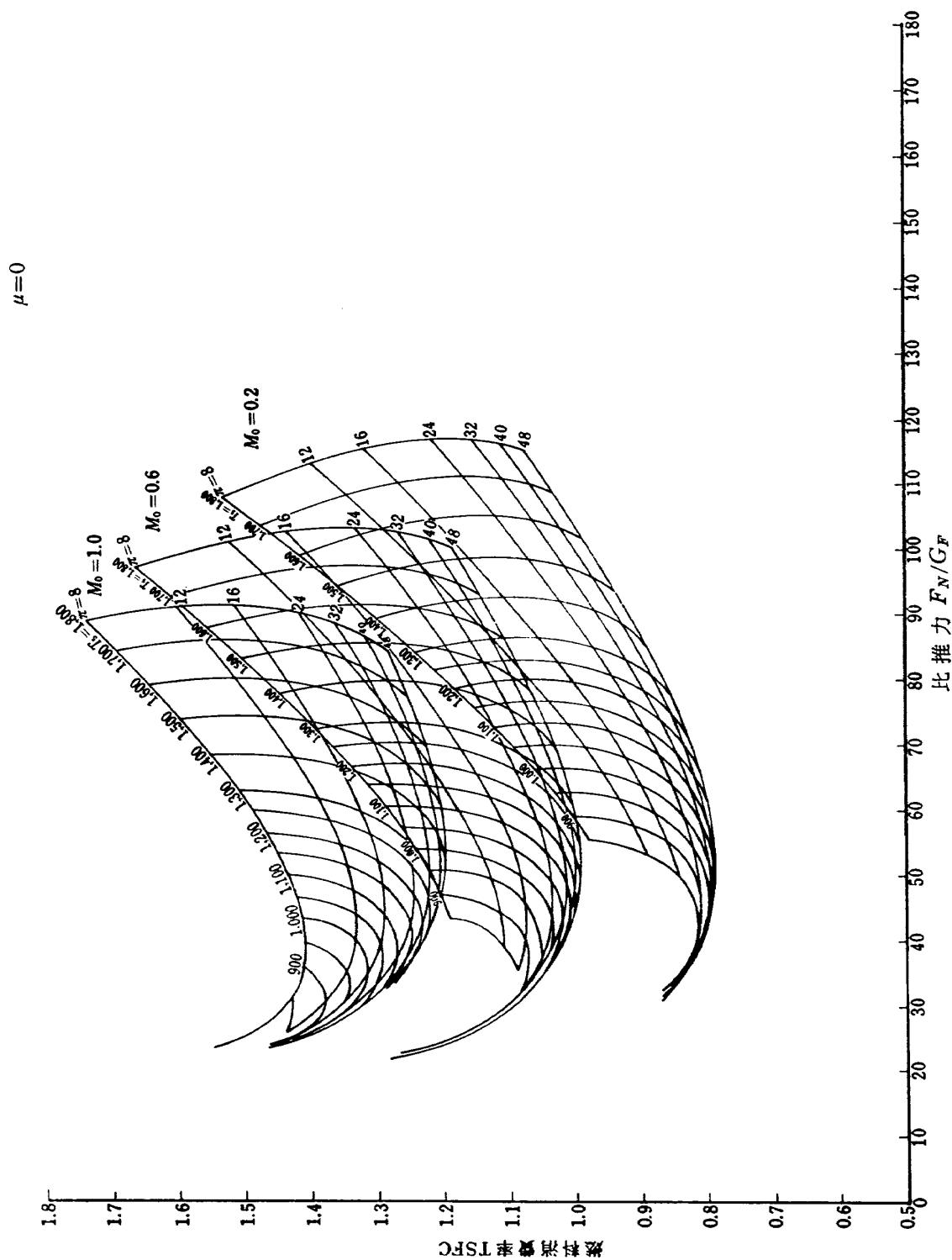
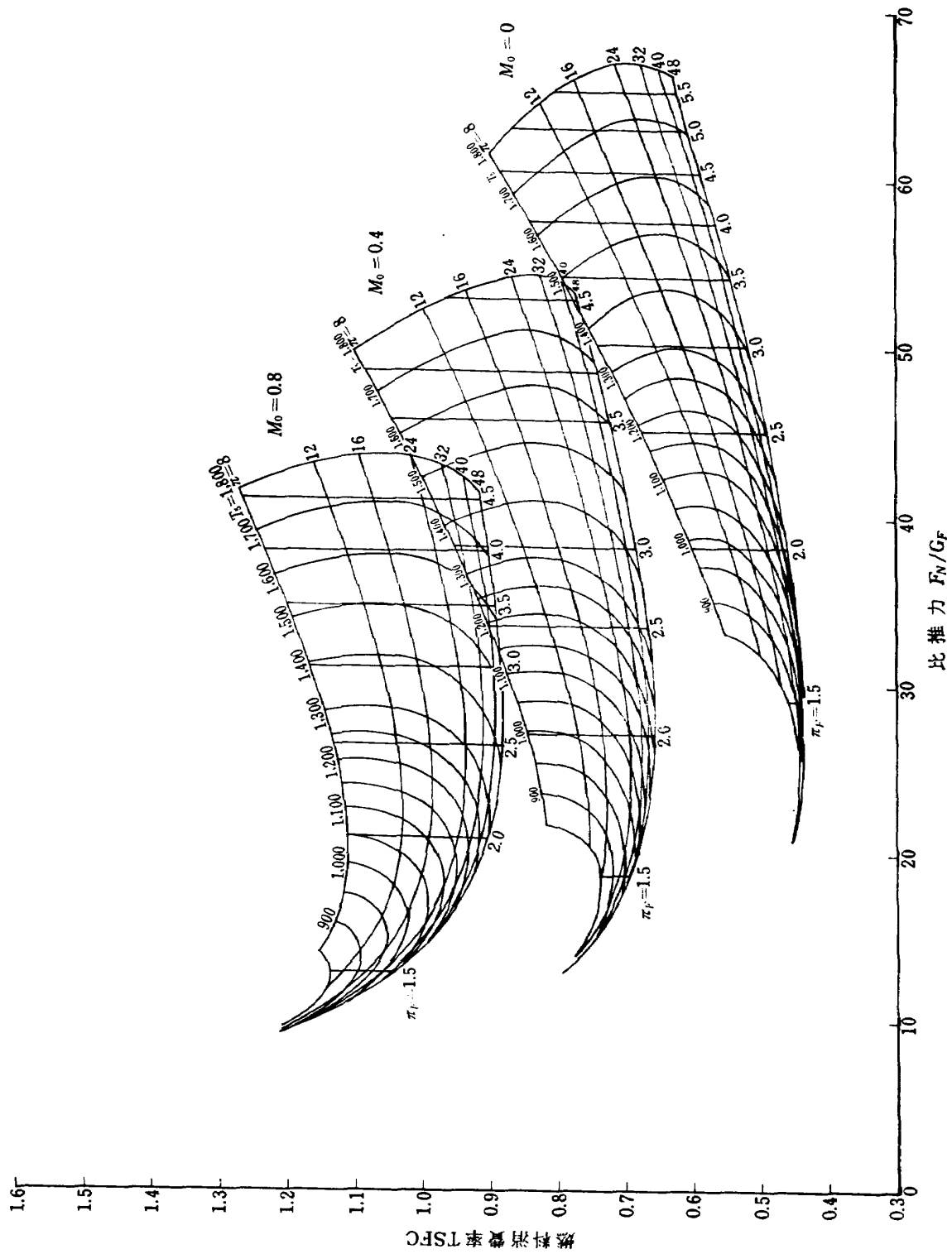


図 9 (a-2) ファンエンジン全体性能

$\mu=2$





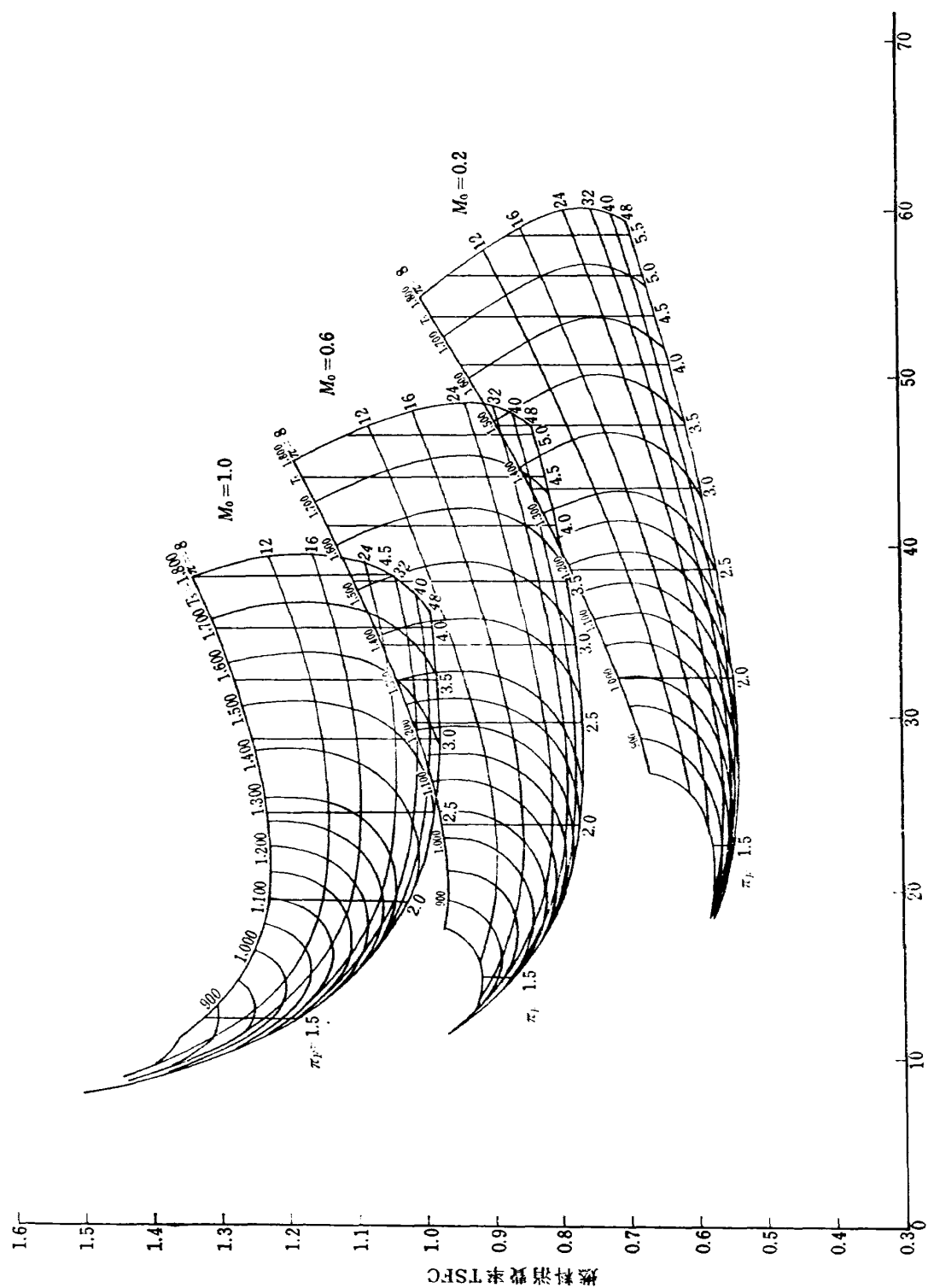
$$\mu=2$$


図 9 (b-2) ファンエンジン全体性能

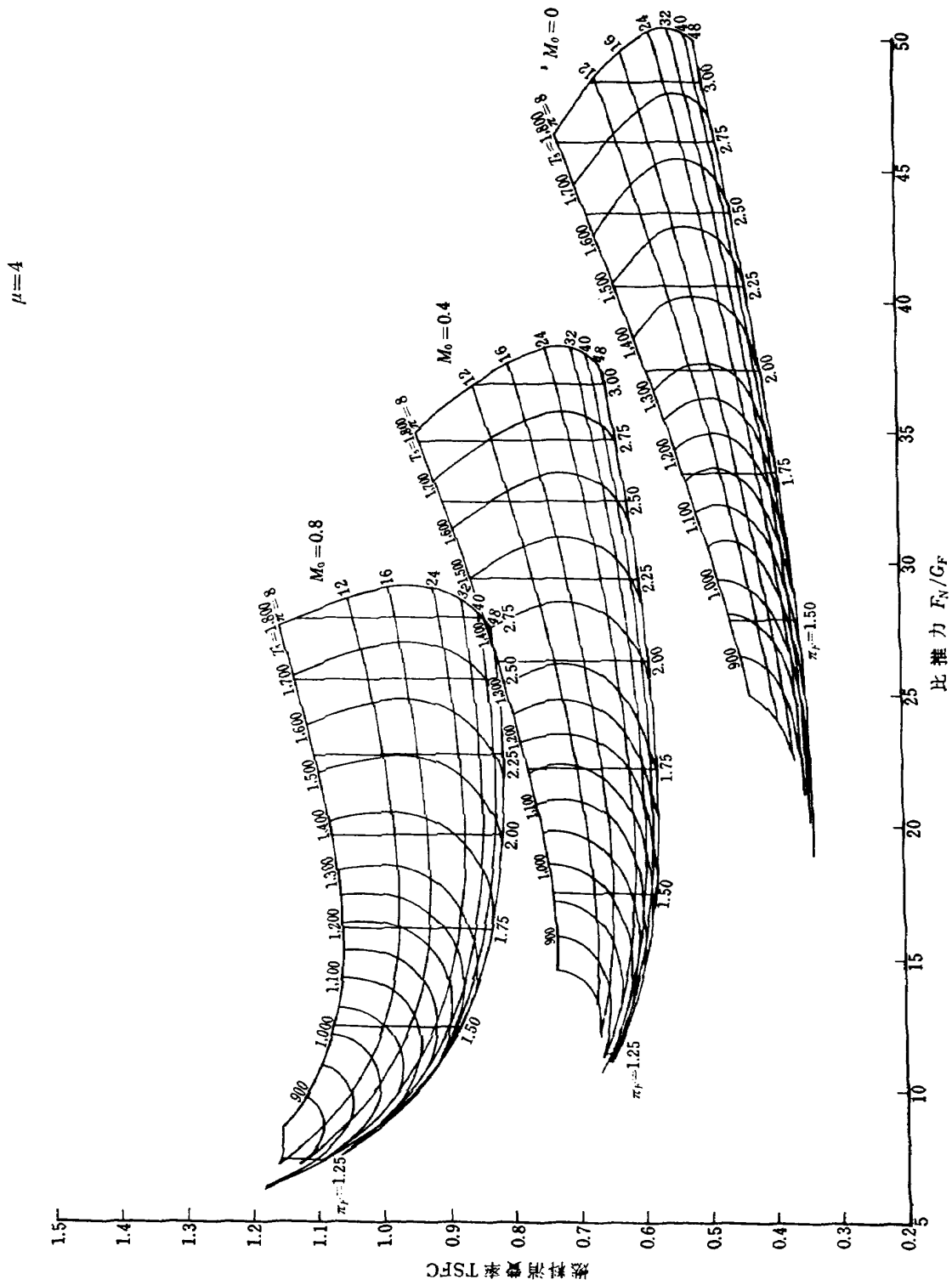


図 9 (c-1) ファンエンジン全体性能

$\mu=4$

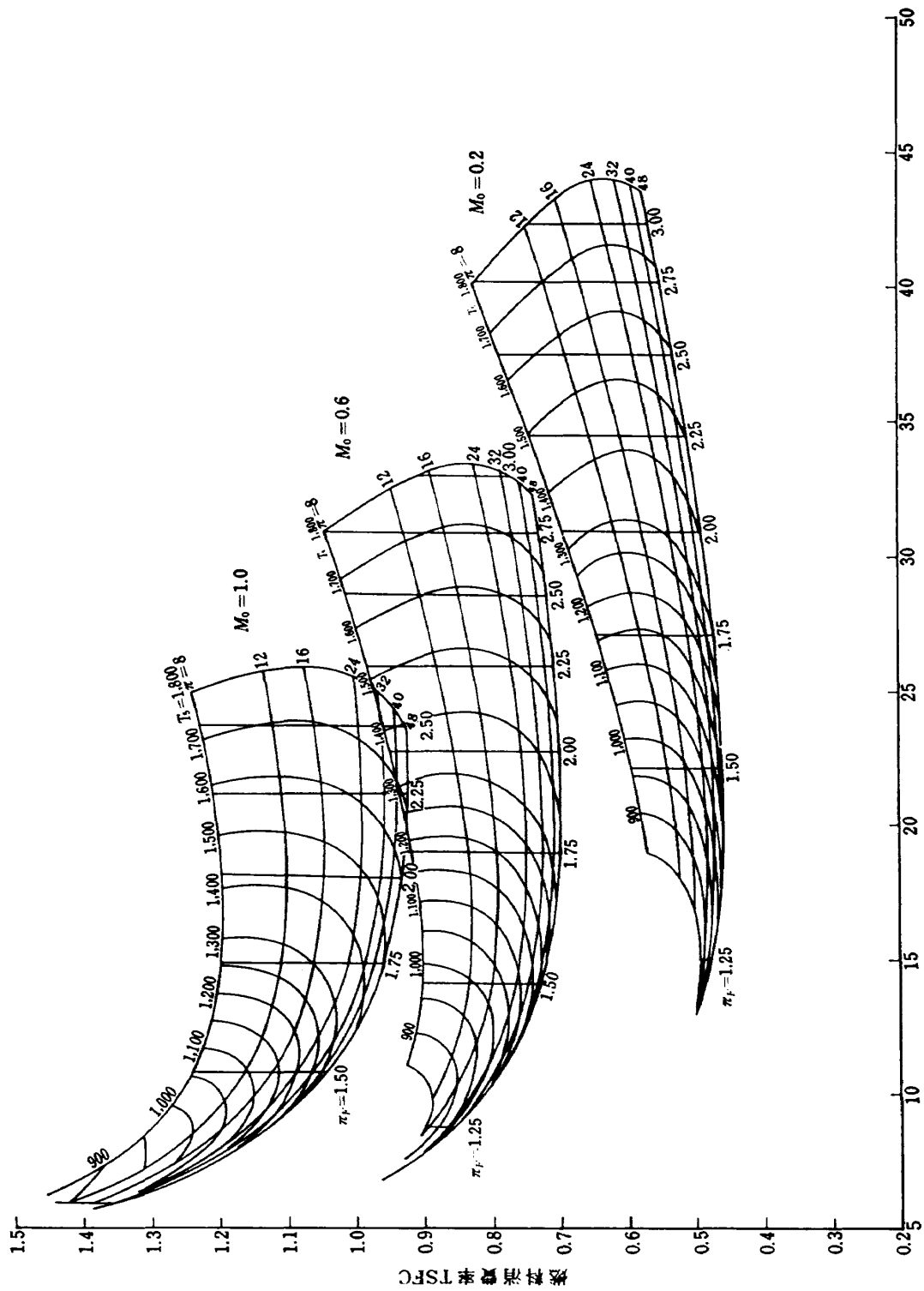
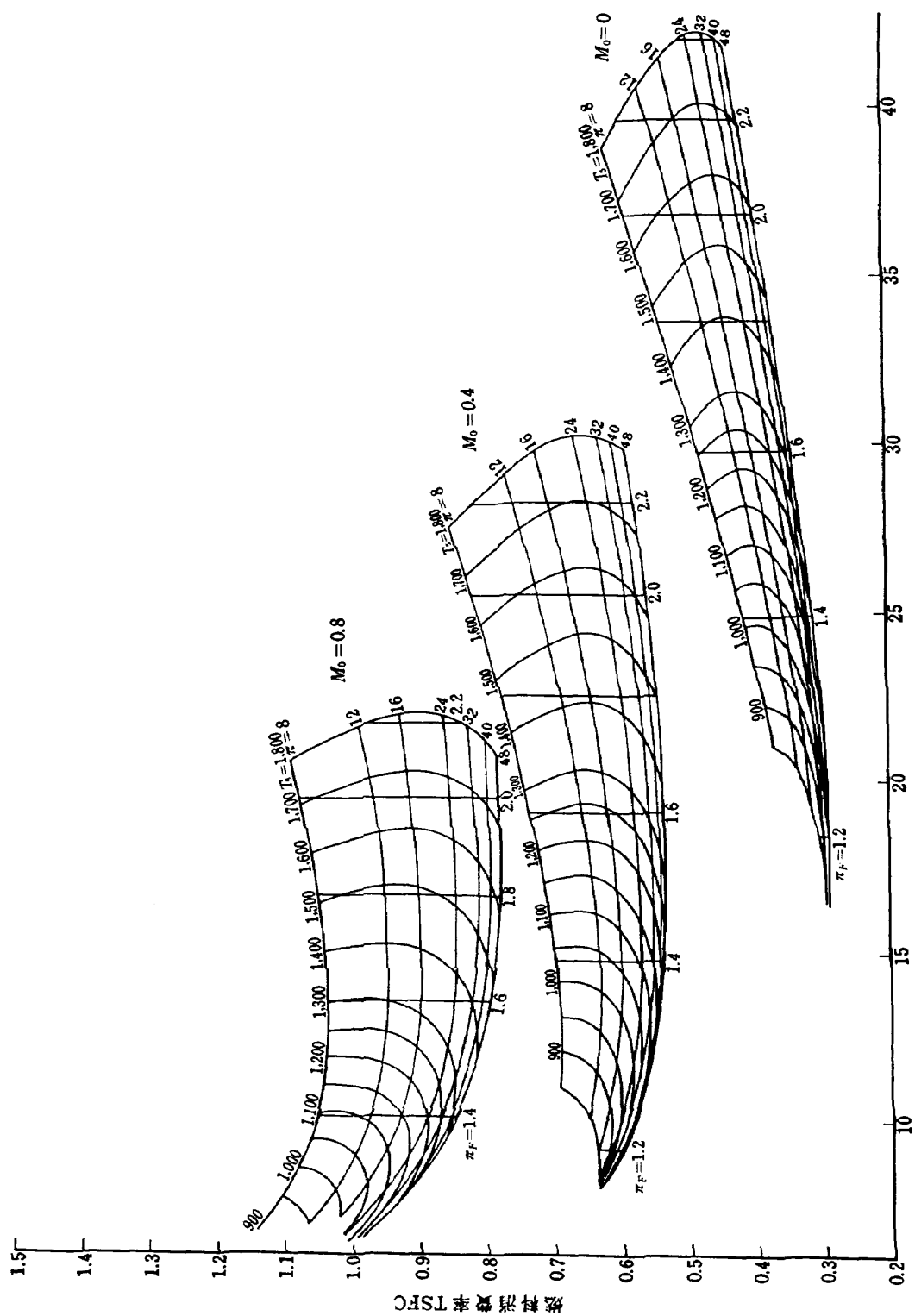


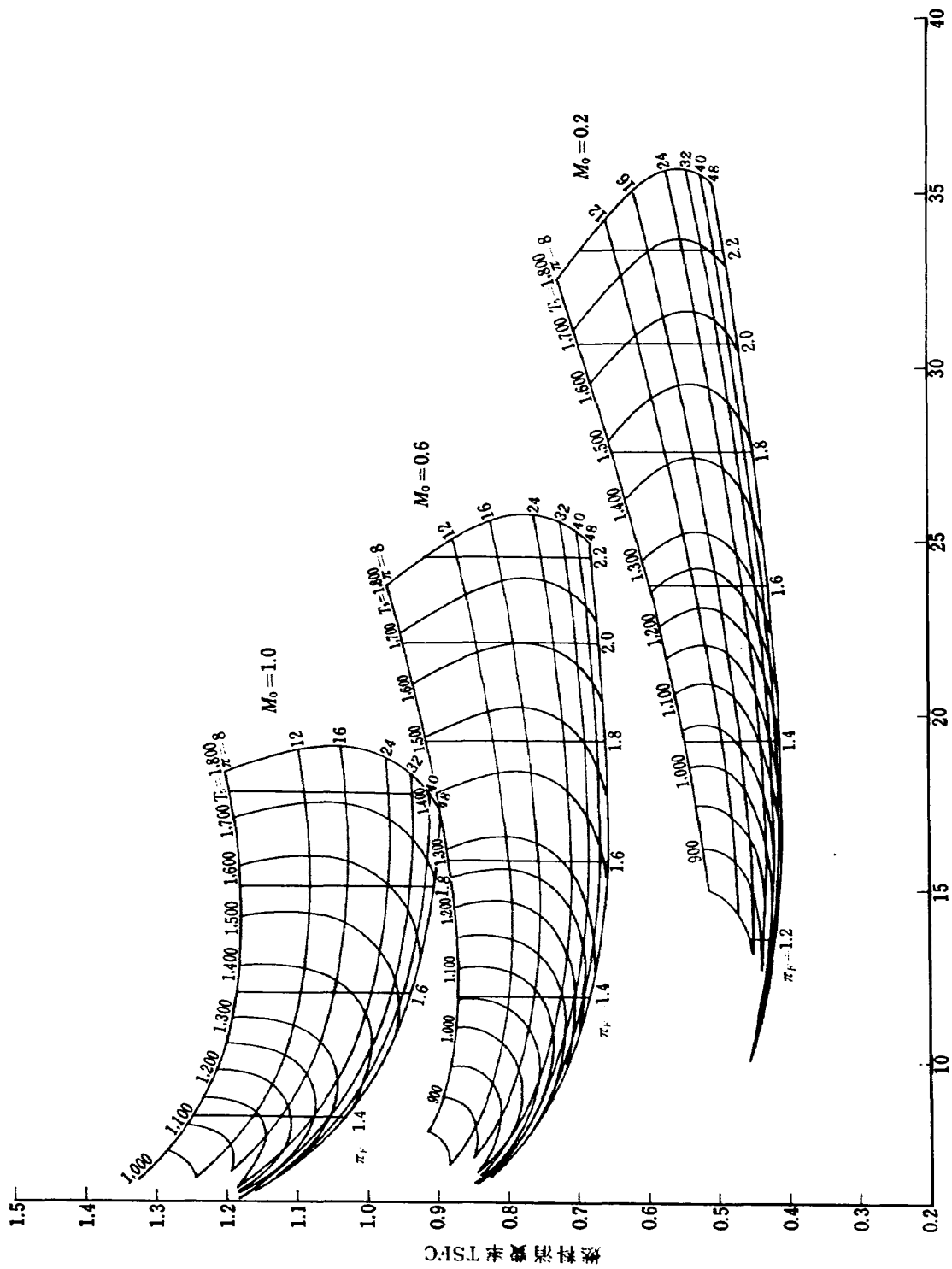
図 9 (c-2) ファンエンジン全体性能

$\mu=6$ 

比推力  $F_N/G_F$

図 9 (d-1) ファンエンジン全体性能

$\mu=6$



比推力  $F_N/G_F$

図 9 (d-2) ファンエンジン全体性能

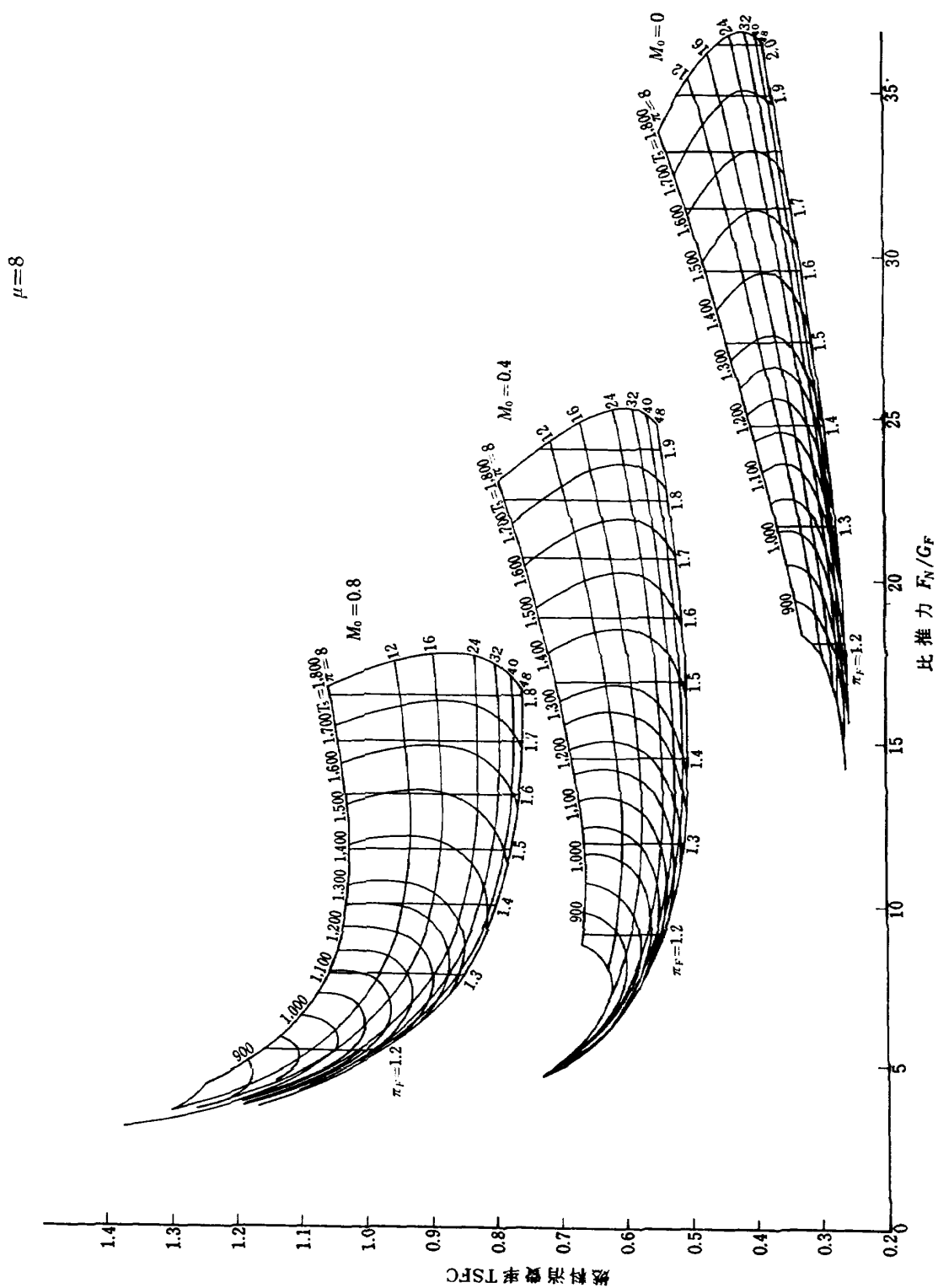


図 9 (e-1) フォンエンジン全体性能

$\mu=8$

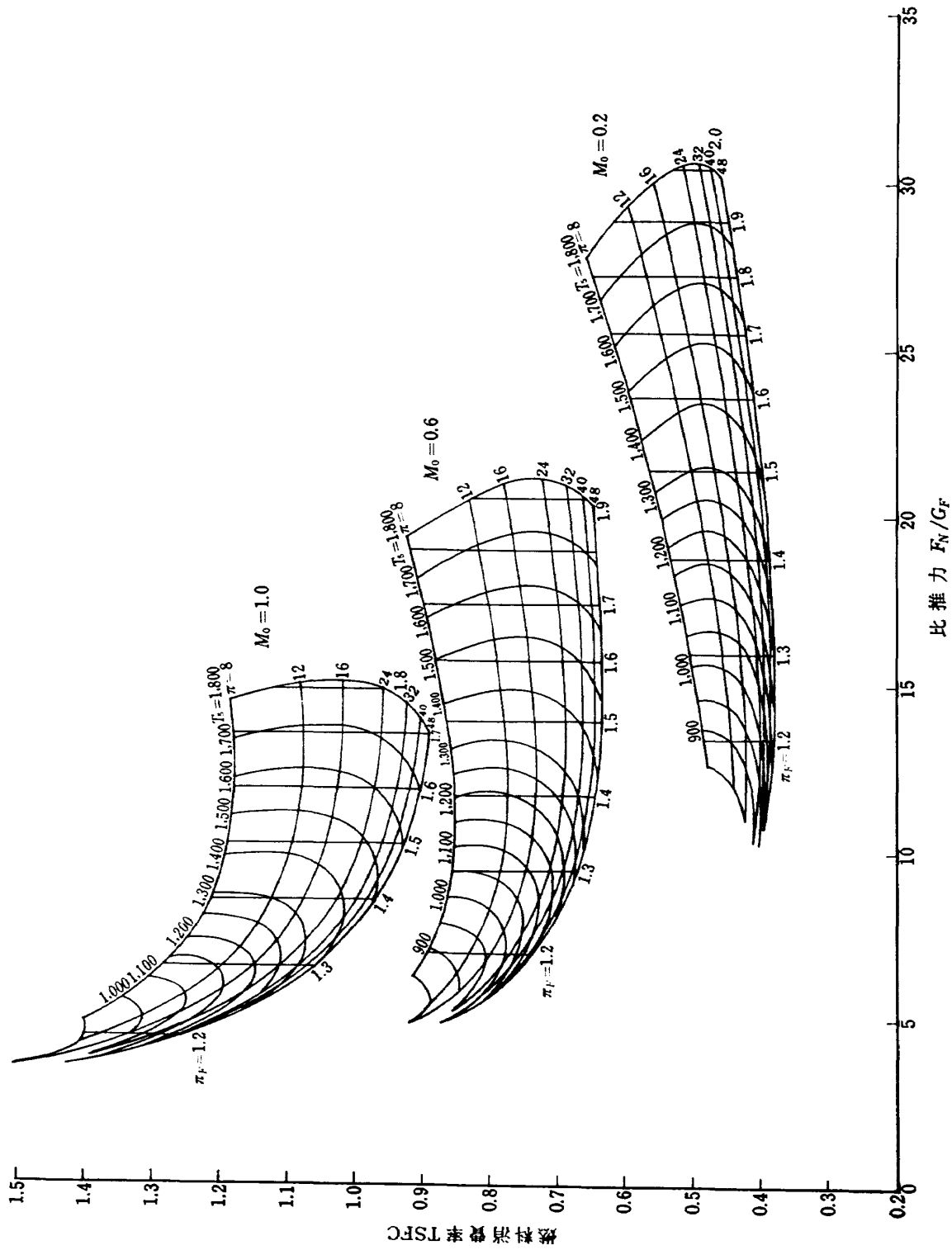


図 9 (e-2) ファンエンジン全体性能

$\mu=12$

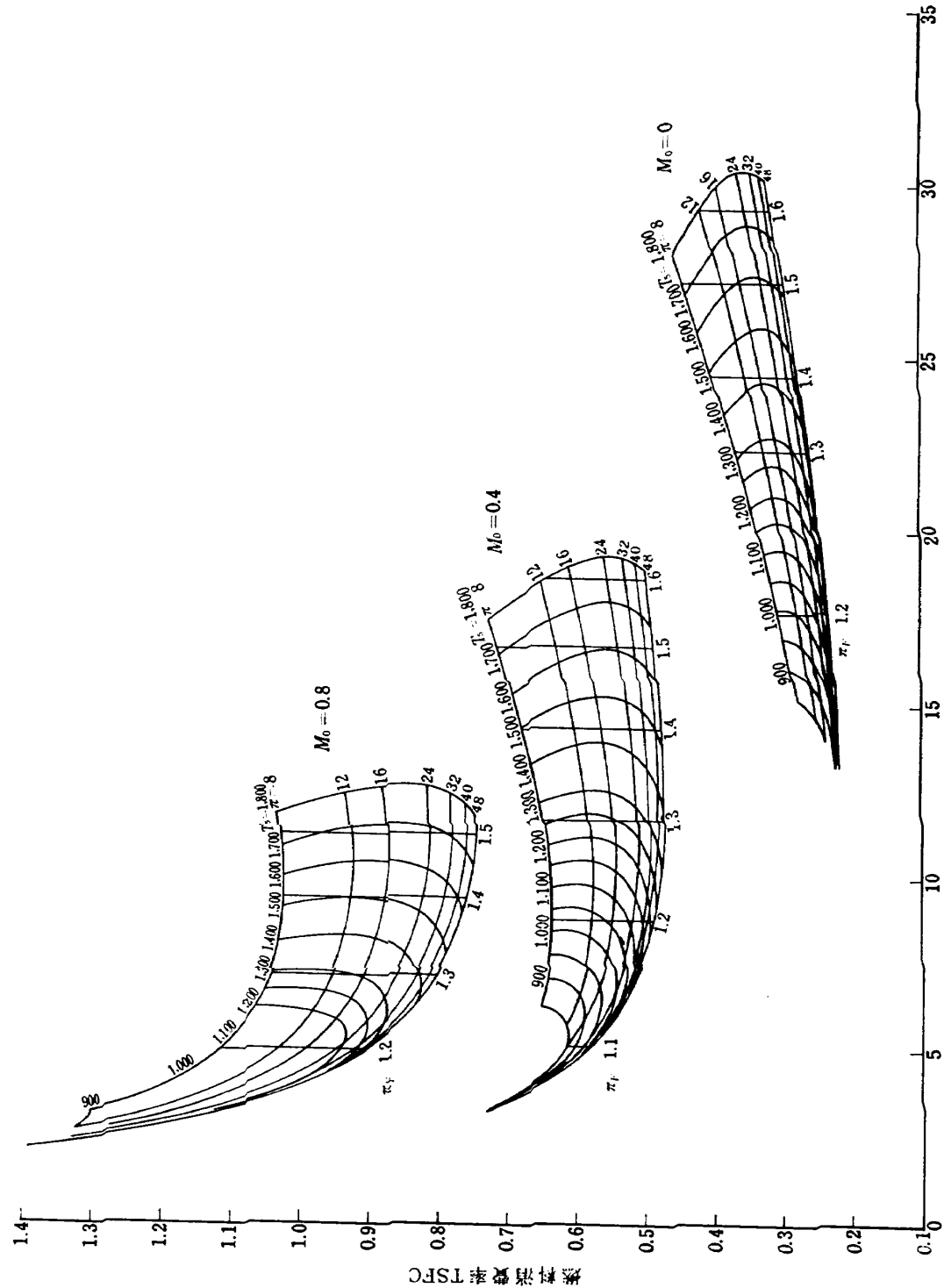


図 9 (f-1) ファンエンジン全体性能  
比推力  $F_N/G_F$



$\mu=12$

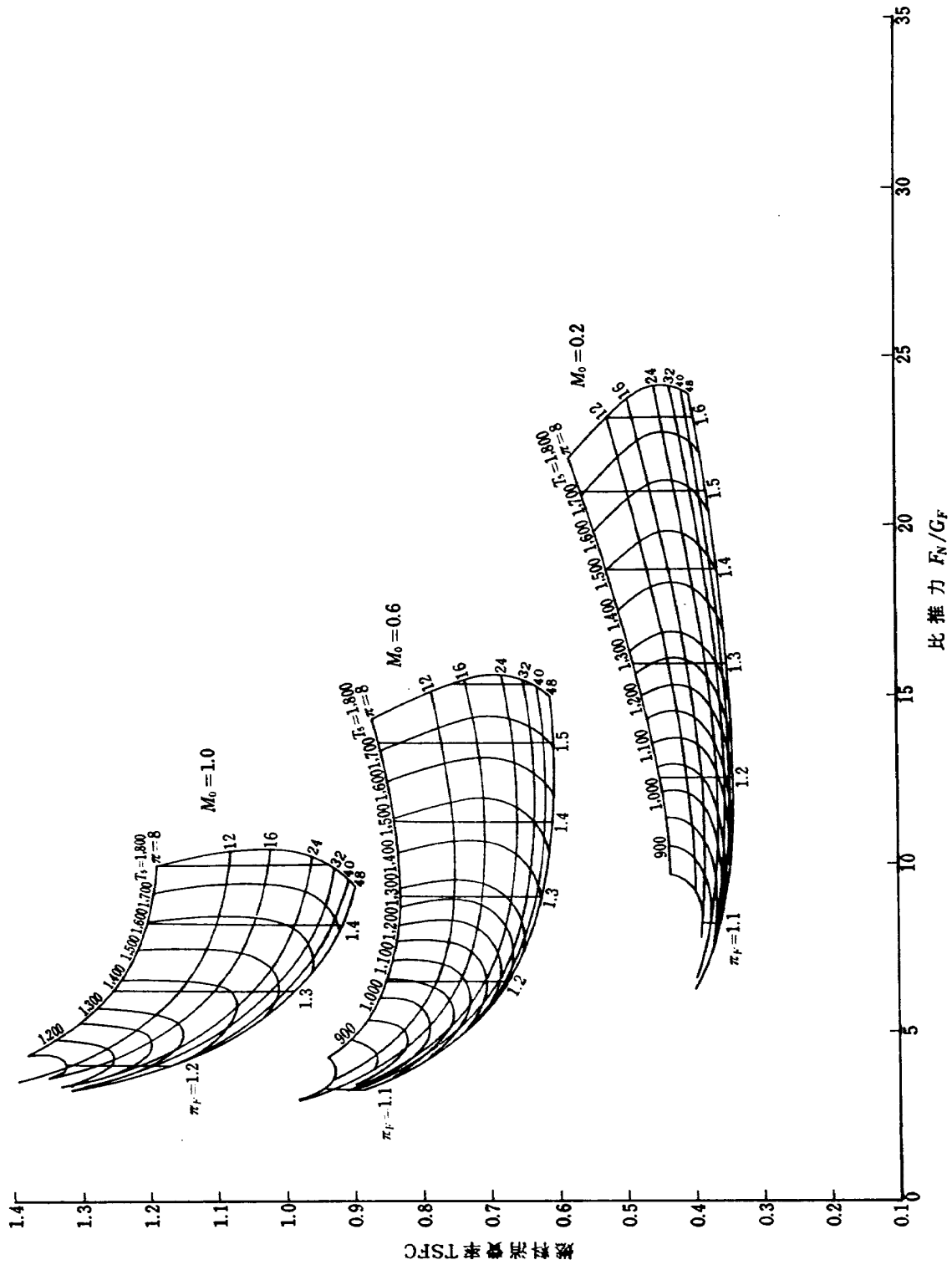


図 9 (f-2) ファンエンジン全体性能

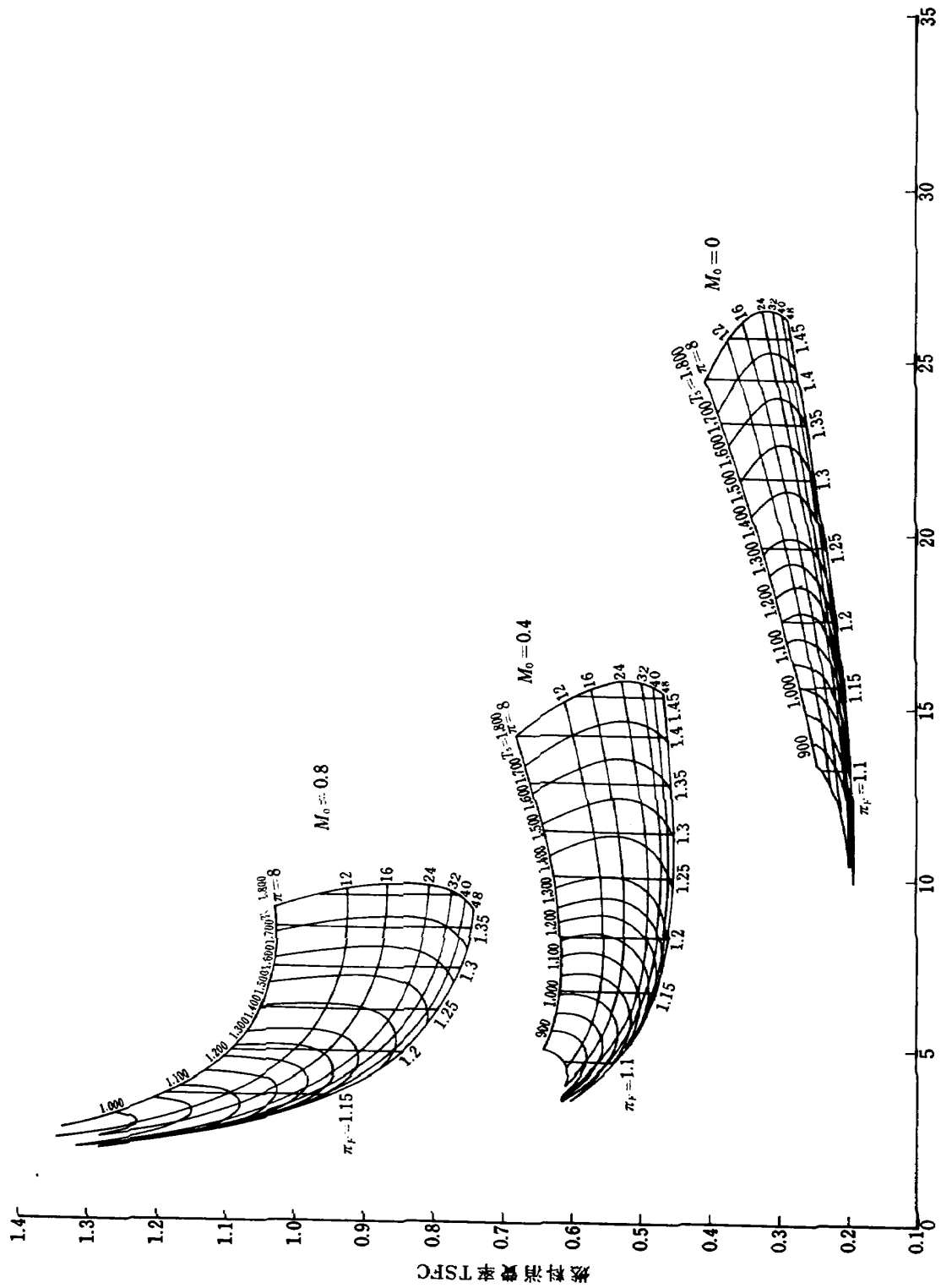
$\mu=16$ 

図 9 (g-1) ファンエンジン全体性能

$\mu=16$

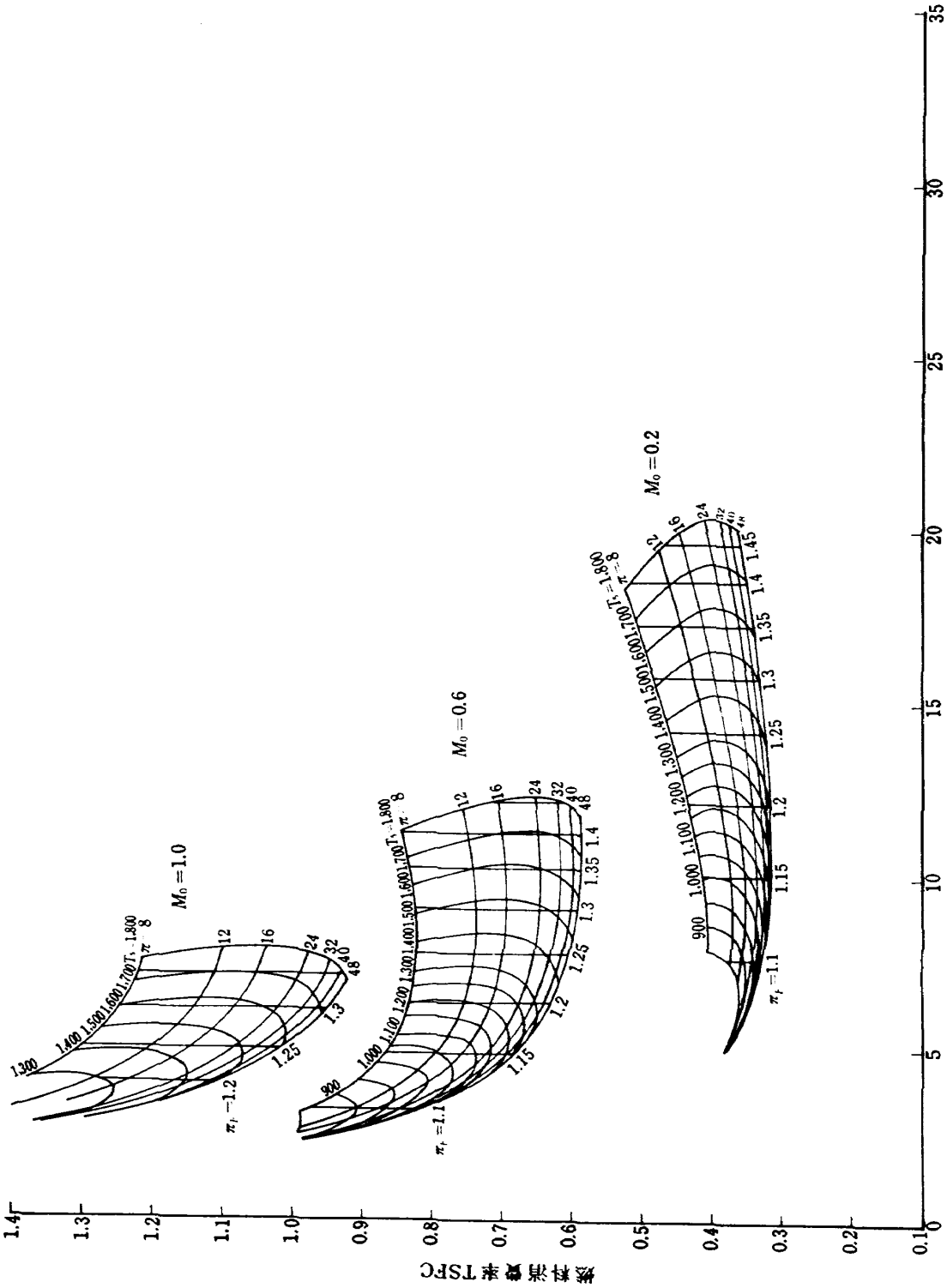


図 9 (g-2) ファンエンジン全体性能

$\mu=20$

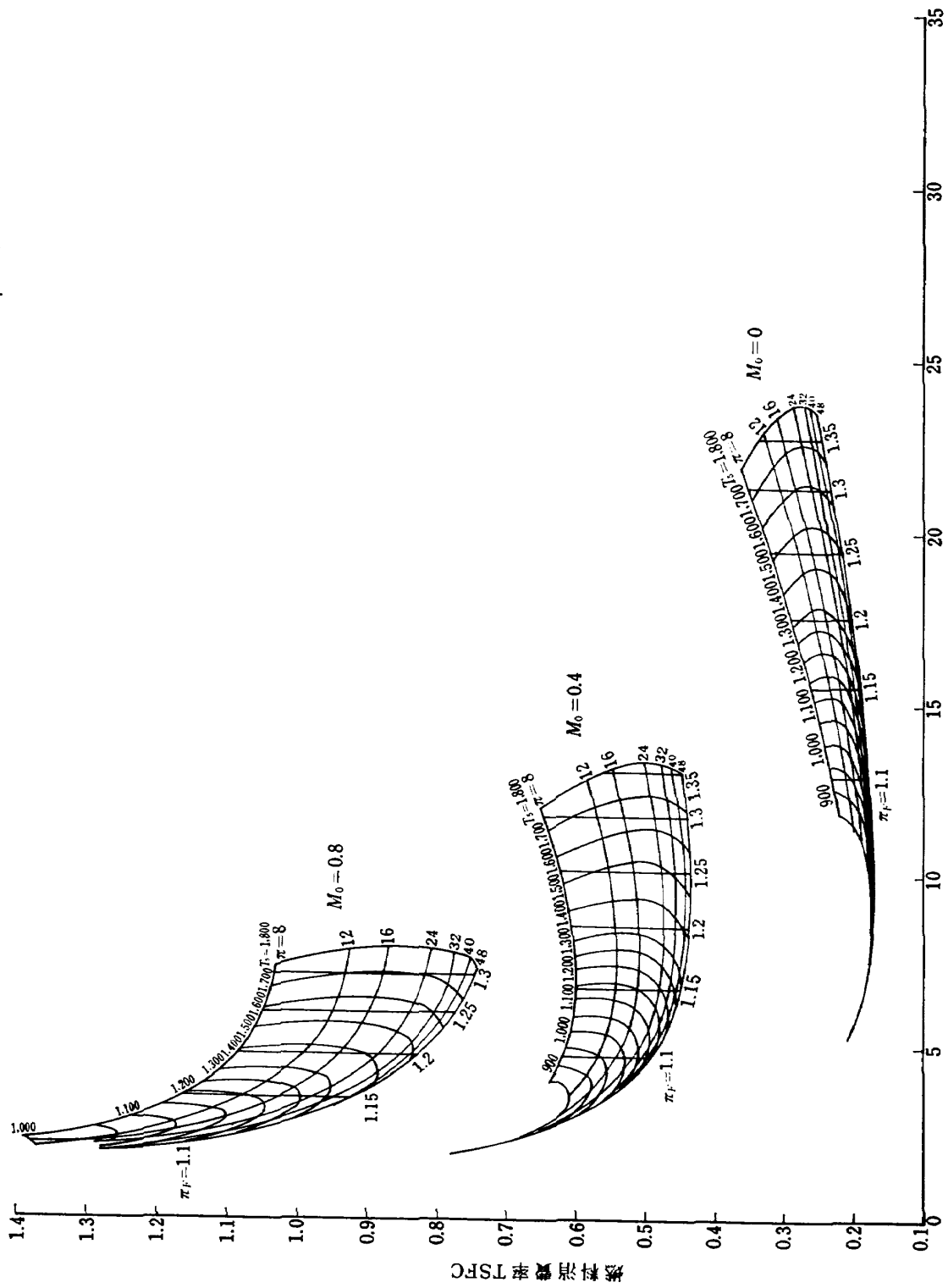
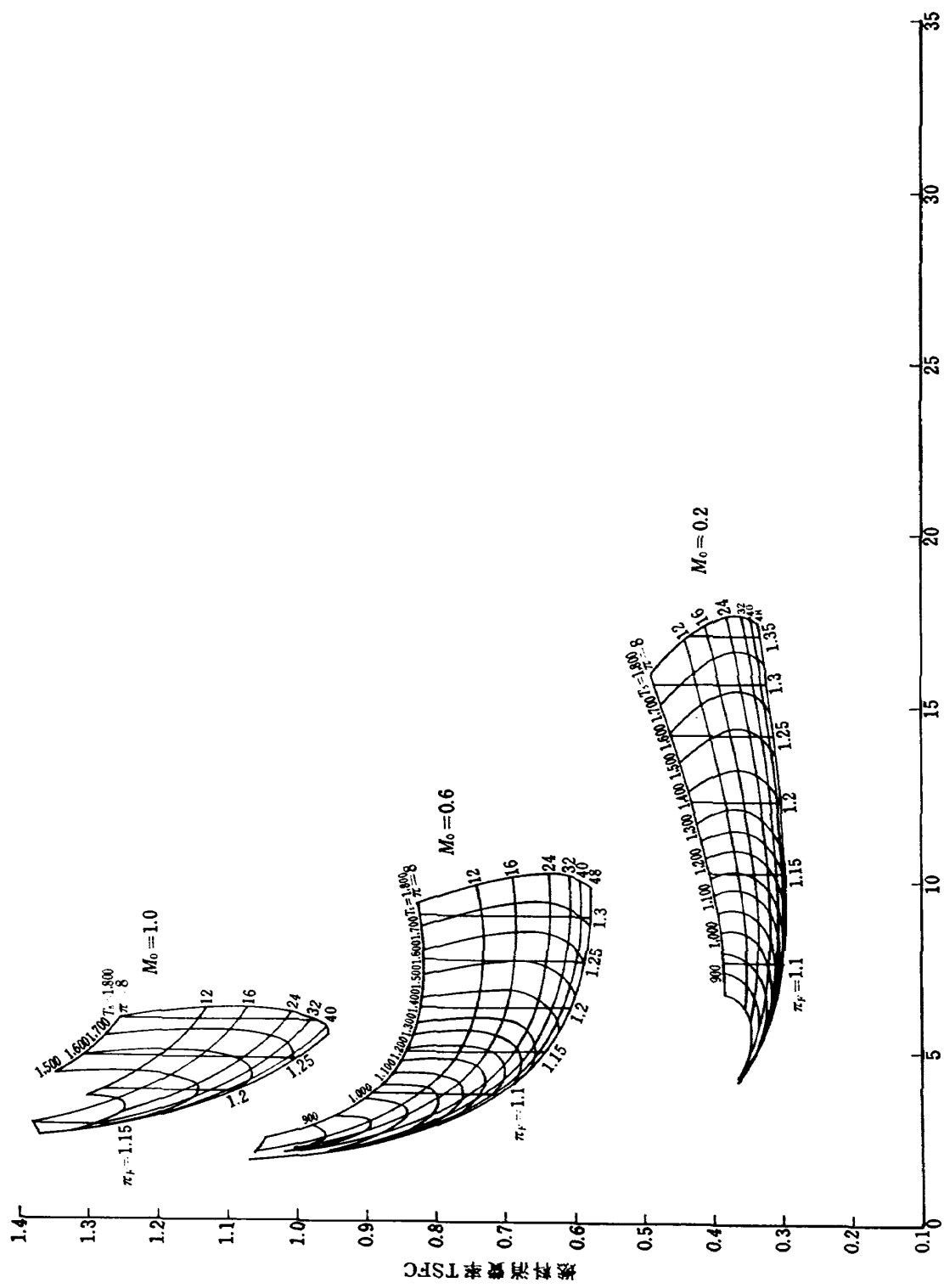


図 9 (h-1) ファンエンジン全体性能

$\mu=20$



比推力  $F_N/G_f$   
図 9 (h-2) ファンエンジン全体性能

$\mu=24$

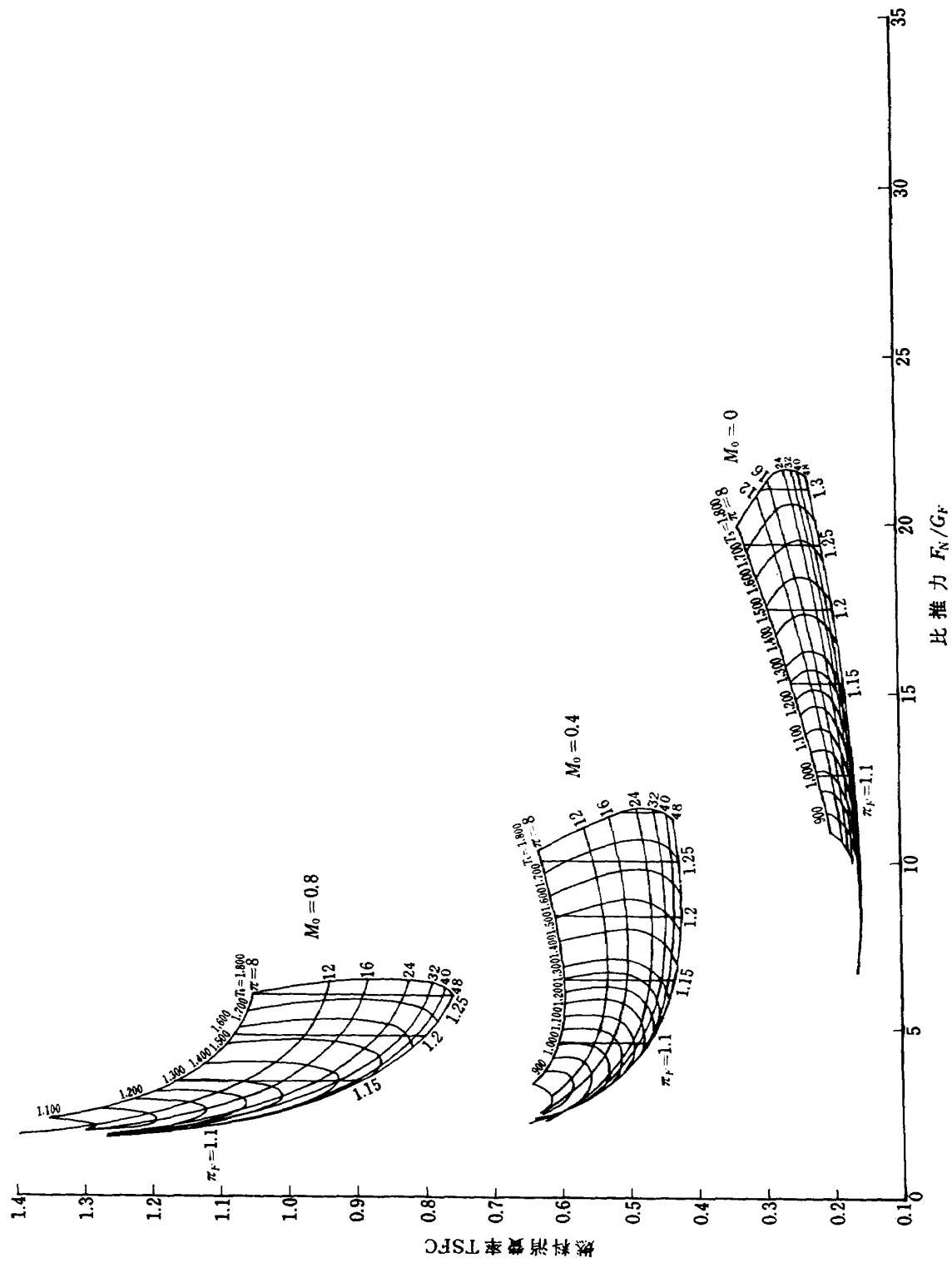


図 9 (i-1) ファンエンジン全体性能

$\mu=24$

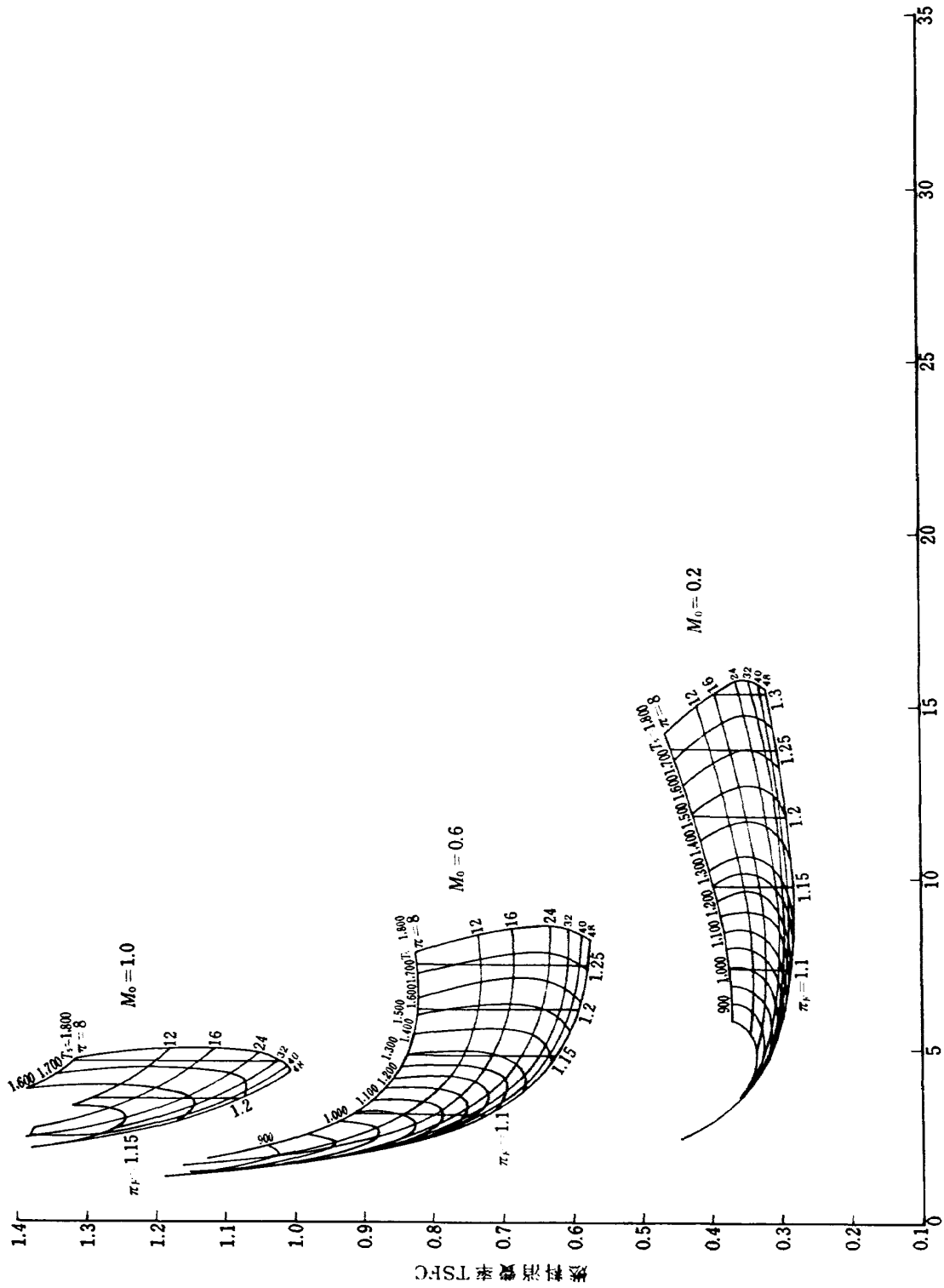


図 9 (i-2) ファンエンジン全体性能

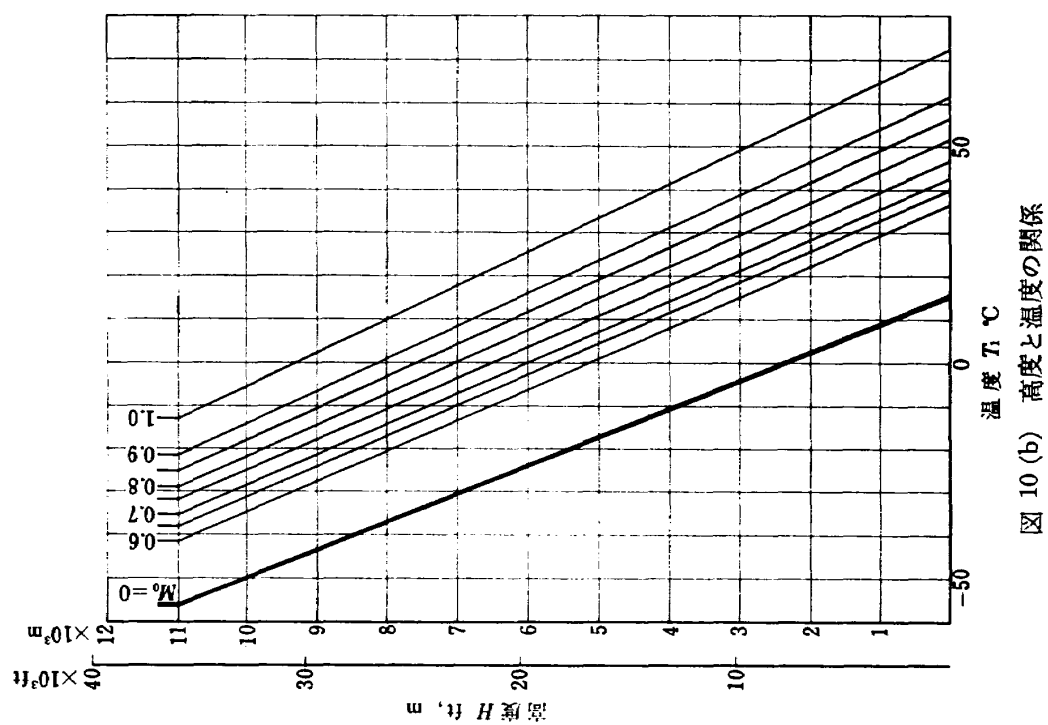


図 10 (b) 高度と温度の関係

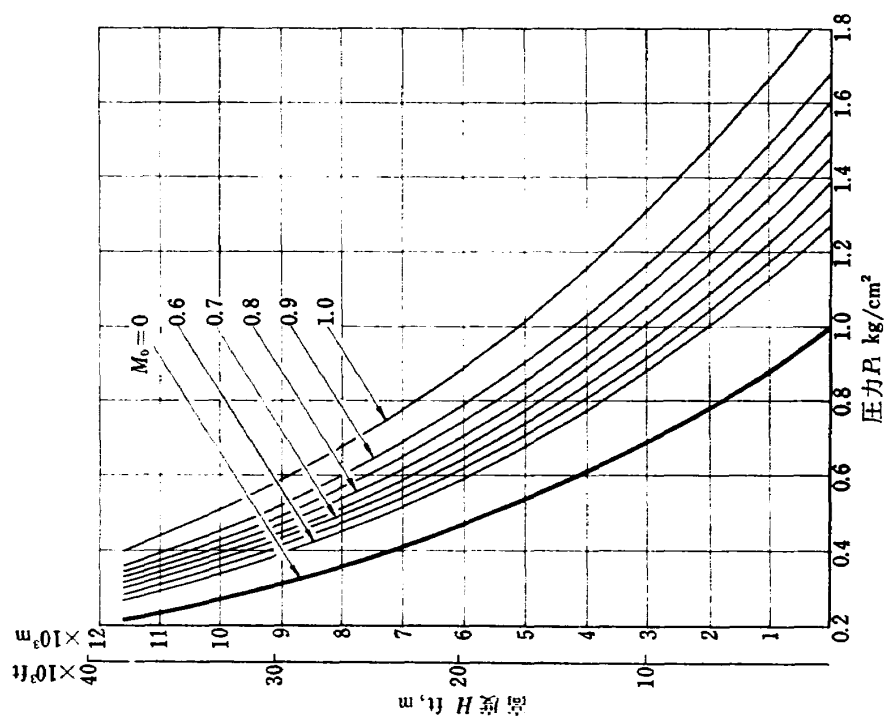


図 10 (a) 高度と圧力の関係



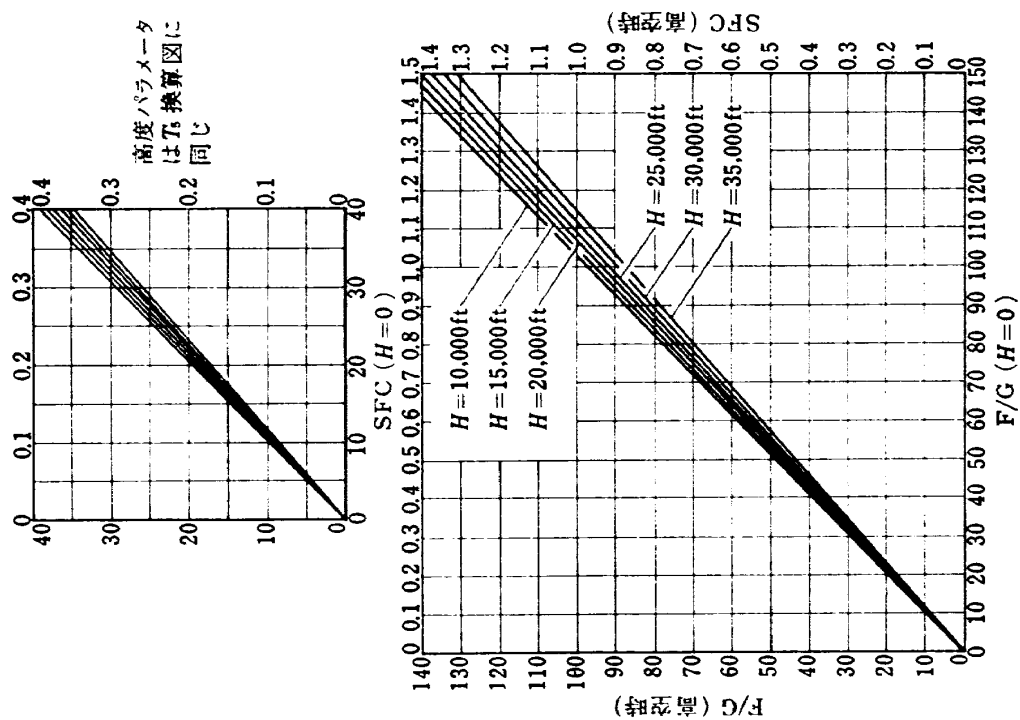


図 11 (b) 高空性能換算図 (燃料消費率および比推力)

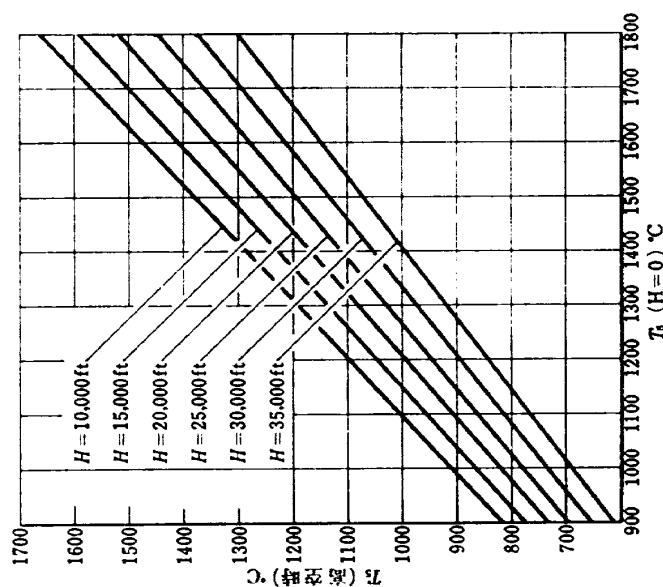


図 11 (a) 高空性能換算図 (タービン入口温度)

|         |   |           |  |
|---------|---|-----------|--|
| TR-308  | 固体ロケット推進薬の超音波探傷<br>On the Ultrasonic Inspection of Separation in Solid Propellant Rocket Motors   | 1972年12月  | 清水盛生, 野口義男<br>種村利春                     |
| TR-309  | 複数翼をすぎる二次元, 非圧縮, ポテンシャル流れの緩和法による計算<br>A Numerical Calculation of a Two-Dimensional Incompressible Potential flow Around a Set of Airfoils by Applying the Relaxation Method                         | 1973年1月   | 中村正義                                   |
| TR-310  | 圧縮流体の Navier-Stokes 方程式に対する数種の差分法とその評価<br>An Evaluation of Several Difference Methods for Compressible Navier-Stokes Equations  | 1973年3月   | 石黒登美子                                  |
| TR-311  | 界面最大引張り応力基準での固体推進薬での降伏曲面(三次元)について<br>On a Failure Criterion of a Solid Propellant under Tri-axial Stress Fields   | 1973年3月   | 遠藤修司, 河田幸三                             |
| TR-312  | 最適制御理論を応用したフレア制御系について<br>Simulation Study on Flare Control System by Optimization Theory  | 1973年3月   | 渡辺 顯, 堀川勇壮                             |
| TR-313  | BTE 翼型の遷音速二次元翼列についての一実験<br>Experimental Investigation of Two-Dimensional Cascade Performances with Blunt Trailing Edge Blade Sections at Transonic Inlet Mach Number Range                          | 1973年3月   | 坂口 一, 近藤 博<br>高森 晋, 岩下敬吾               |
| TR-314  | 低アスペクト比後退角平板翼の遷音速フラッタ特性におよぼす翼端付加質量の重心位置の影響<br>Some Effects of Center of Gravity Locations of Added Mass on Transonic Flutter Characteristics of Low Aspect Ratio and Sweptback Thin Cantilever Wing | 1973年3月   | 中井 暎一, 森田甫之<br>菊池孝男, 東久保正年<br>高橋 実     |
| TR-315T | Natural Vibration and Flutter of Cylindrically Curved Panels  | Apr. 1973 | Yuji Matsuzaki                         |
| TR-316  | 推力中断型固体ロケット用プロペラントの組成と圧力指数の関係<br>Relation between the Compositional Variables and the Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellant   | 1973年4月   | 五代富文, 清水盛生<br>伊藤克弥, 西村久男<br>種村利春, 藤原 勉 |

## 航空宇宙技術研究所報告 317 号

昭和 48 年 5 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 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

