

UDC 621.452.32:
629.7.036.3:
621.45.02

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-337

FJR 710 エンジンの高空性能予測

杉山七契・吉田晃・中山普

1977年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

FJR710エンジンの高空性能予測*

杉山七契**・吉田 晃**・中山 普**

1. まえがき

通商産業省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による、「航空機用ジェットエンジンの研究開発」は昭和46年度より開発され、その第1期5ケ年計画は昭和50年度に完了し、第1期目標性能を達成し、¹⁾ひきつづき第2期5ケ年計画へ移行した。この第1期5ケ年計画で得られたターボファン・エンジンFJR710を用いた、高空性能試験が、昭和52年度に英国国立ガスタービン研究所(National Gas Turbine Establishment, 以下NGTEと記す)高空性能試験設備において施行される予定となっている。

本資料は、FJR710エンジンの高空飛行時における動特性、静特性について述べたもので、NGTEにおける試験の高空環境条件スケジュールにそって、エンジン性能の吟味を行った。計算方法は、「エンジン特性の実時間シミュレーション(II)シミュレーション・プログラム」²⁾によっている。ただし、シミュレーション計算に用いたエンジン要素特性、等のデータは、高空性能試験の対象となっているエンジンのものとは多少異なっているため、本資料の結果は、高空性能試験時には、およその目安として参照すべきである。エンジンの開発段階において、エンジン要素特性の改良、要素間マッチングの改善は、逐次ほどこされるわけであるが、計算対象としたエンジンは、開発の初期段階のものであるといえる。

2. 高空性能試験スケジュール

試験の予定されているNGTEの高空性能試験設備、Cell 3 WestはRB211エンジンの開発に合わせて建設された大型ターボファン・エンジン用のConnected Jet Type*の設備で、亜音速機用ターボファン・エンジンについて試験する必要があるすべての高度、機速の範囲の環境条件を作り出すことができる。

FJR710エンジンの高空性能試験は図1に示す条件下で行われる。高度、飛行マッハ数、エンジン入口全圧力および全温度の組合せで14種類(Ref. No.=11, 12は

同条件)の環境条件のもとに、エンジン起動、ウィンドミル起動、加減速性能、定常性能、等の試験を行う。

本資料のエンジン性能予測は、これらの環境条件スケジュールにそって計算した。

3. 計算方法

計算方法の詳細は文献2)において報告した。ここではシミュレーション計算の基礎にした仮定、データ、およびシミュレーション結果と実機結果との比較について述べる。

3.1 仮定

シミュレーション計算は以下の3つの仮定のもとに行った。

- (1) エンジン各要素の静特性は、過渡状態においても維持される。また、マッハ数基準の相似則が成り立つ。
- (2) 空力的バランスは機械的バランスに比べて十分速く生ずる。
- (3) エンジン部材、作動流体の熱容量は無視しうる。

3.2 エンジン要素特性および定数

- (1) 空気取入口特性

$$\frac{P_1}{P_0} = \left[1 + \eta_{01} \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (1)$$

$$\frac{T_1}{t_0} = \left[1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2 \right] \quad (2)$$

$$\eta_{01} = 1 \quad (3)$$

高空性能試験においては、ベルマウス型の空気取入口が取付けられるため、空気取入口断熱効率 η_{01} は1とした。

(式(3))

- (2) ファン特性

$$\frac{G_{13}\sqrt{\theta_1}}{\delta_1} = f\left(\frac{P_3}{P_1}, \frac{N_1}{\sqrt{\theta_1}}\right) \quad (4)$$

* エンジンの作動のみテスト可能な設備。これに対し、エンジン入口、出口状態をも含めてテストできるFree Jet Type という設備がある。

*昭和52年8月19日 受付

**原動機部

Ref No.	Altitude (m) (ft)	Mach No.	Type day	Pit (kg/sc) (psia)	T _{it} (K) (C)	Starts	Windmill air starts	Performance		Remarks
								Transient	Steady	
01	610 (2000)	0	ISA	0.9611 (13.67)	288.15 (15)				○	Datum test
02	3048 (10000)	0	Cold	0.7108 (10.11)	248.15 (-25)	○		○		
03	3048 (10000)	0	ISA	0.7108 (10.11)	268.15 (-5)	○		○		
04	3048 (10000)	0	Hot	0.7108 (10.11)	288.15 (15)	○		○		
05	3048 (10000)	0.4	ISA	0.7931 (11.28)	277.15 (4)		○			
06	3048 (10000)	0.7	ISA	0.9857 (14.02)	288.15 (15)		○		○	Exact P1t achieved will depend on barometric pressure
07	4572 (15000)	0	Cold	0.5829 (8.29)	238.15 (-35)	○		○		
08	4572 (15000)	0	ISA	0.5829 (8.29)	258.15 (-15)	○		○		
09	4572 (15000)	0	Hot	0.5829 (8.29)	278.15 (5)	○		○		
10	6096 (20000)	0.5	ISA	0.5632 (8.01)	261.15 (-12)		○		○	
11	6096 (20000)	0.7	ISA	0.6588 (9.37)	273.15 (0)		○		○	
(12)	6096 (20000)	0.7	ISA	0.6588 (9.37)	273.15 (0)		○		○	Repeat of test 11 on different day
13	6096 (20000)	0.9	ISA	0.8029 (11.42)	288.15 (15)				○	
14	9144 (30000)	0.4	ISA	0.3424 (4.87)	236.15 (-37)	○				
15	10973 (36000)	0.7	ISA	0.3213 (4.57)	238.15 (-35)				○	

図 1 高空性能試験スケジュール

$$\eta_{13} = f\left(\frac{P_3}{P_1}, \frac{N_1}{\sqrt{\theta_1}}\right) \quad (5)$$

$$\frac{T_3}{T_1} = 1 + \frac{1}{\eta_{13}} \left[\left(\frac{P_3}{P_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (6)$$

式(4), (5)の2変数関数は, 実験データを多項式近似して構成した。この近似式による特性曲線を図5に示す。

(3) 高圧コンプレッサ特性

$$\frac{G_{34} \sqrt{\theta_3}}{\delta_3} = f\left(\frac{P_4}{P_3}, \frac{N_2}{\sqrt{\theta_3}}, S_\theta\right) \quad (7)$$

$$\eta_{34} = f\left(\frac{P_4}{P_3}, \frac{N_2}{\sqrt{\theta_3}}, S_\theta\right) \quad (8)$$

$$\frac{T_4}{T_3} = 1 + \frac{1}{\eta_{34}} \left[\left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right] \quad (9)$$

式(7), (8)の3変数関数は, 実験データを多項式近似して構成した。この近似式による特性曲線を図6に示す。ただし, 可変静翼角度 S_θ がスケジュール値(修正回転速度 $N_2/\sqrt{\theta_3}$ に対してスケジュールしてある)と一致している場合の特性曲線のみが図6に示されている。

(4) 燃焼器特性

$$\frac{P_5}{P_4} = 0.96 \quad (\text{一定}) \quad (10)$$

$$\eta_{45} = 0.96 \quad (\text{一定}) \quad (11)$$

(5) 高圧タービン特性

$$\frac{G_{56} \sqrt{\theta_5}}{\delta_5} = f\left(\frac{P_5}{P_6}, \frac{N_2}{\sqrt{\theta_5}}\right) \quad (12)$$

$$\eta_{56} = f\left(\frac{P_5}{P_6}, \frac{N_2}{\sqrt{\theta_5}}\right) \quad (13)$$

$$\frac{T_6}{T_5} = 1 - \eta_{56} \left[1 - \left(\frac{P_5}{P_6}\right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \right] \quad (14)$$

式(12), (13)の2変数関数は, 実験データを多項式近似して構成した。この近似式より, 横軸を流量パラメータ $(G_{56} \sqrt{\theta_5} / \delta_5) \cdot (N_2 / \sqrt{\theta_5})$, 縦軸を熱落差 $1 - T_6 / T_5$ とし, 圧力比, 修正回転速度をパラメータとして特性表示をしたものが図7である。

(6) ファンタービン特性

$$\frac{G_{67} \sqrt{\theta_6}}{\delta_6} = f\left(\frac{P_6}{P_7}, \frac{N_1}{\sqrt{\theta_6}}\right) \quad (15)$$

$$\eta_{67} = f\left(\frac{P_6}{P_7}, \frac{N_1}{\sqrt{\theta_6}}\right) \quad (16)$$

$$\frac{T_7}{T_6} = 1 - \eta_{67} \left[1 - \left(\frac{P_6}{P_7}\right)^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \right] \quad (17)$$

式(15), (16)の2変数関数は, 実験データを多項式近似して構成した。この近似式より, 横軸を流量パラメータ $(G_{67} \sqrt{\theta_6} / \delta_6) \cdot (N_1 / \sqrt{\theta_6})$, 縦軸を熱落差 $1 - T_7 / T_6$ とし, 圧力比, 修正回転速度をパラメータとして特性表示をしたものが図8である。

(7) バイパスノズル特性

$$\frac{G_{3b} \sqrt{\theta_3}}{\delta_3} = \begin{cases} \left(\frac{G_{3b} \sqrt{\theta_3}}{\delta_3}\right)_{\text{choke}}, & \frac{P_b}{P_3} \leq \left[\frac{2}{\kappa+1}\right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \\ \left(\frac{G_{3b} \sqrt{\theta_3}}{\delta_3}\right)_{\text{choke}} \cdot \left(\frac{P_b}{P_3}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left[\frac{\kappa+1}{2}\right]^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \left[1 - \left(\frac{P_b}{P_3}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right]}, & \frac{P_b}{P_3} > \left[\frac{2}{\kappa+1}\right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \end{cases} \quad (18)$$

$$\left(\frac{G_{3b} \sqrt{\theta_3}}{\delta_3}\right)_{\text{choke}} = 131.6 \quad (19)$$

バイパスノズル特性は, そのチョーク流量を実験データから規定した理論式を用いた。

(8) ジェットノズル特性

$$\frac{G_{7j} \sqrt{\theta_7}}{\delta_7} = \left(\frac{G_{7j} \sqrt{\theta_7}}{\delta_7}\right)_{\text{choke}}, \frac{P_j}{P_7} \leq \left[\frac{2}{\kappa+1}\right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

$$\left(\frac{G_{7j} \sqrt{\theta_7}}{\delta_7}\right)_{\text{choke}} \cdot \left(\frac{P_j}{P_7}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left[\frac{\kappa+1}{2}\right]^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \left[1 - \left(\frac{P_j}{P_7}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right]}$$

$$\frac{P_j}{P_7} > \left[\frac{2}{\kappa+1}\right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (20)$$

$$\left(\frac{G_{7j} \sqrt{\theta_7}}{\delta_7}\right)_{\text{choke}} = 47.2$$

ジェットノズル特性は, そのチョーク流量を実験データから規定した理論式を用いた。

(9) 定数

高圧ロータ慣性モーメント : 0.420 [kg·m·s²]

ファンロータ慣性モーメント : 1.504 [kg·m·s²]

燃料発熱量 : 10500 [kcal/kg]

マッチング計算時間刻み : 20 [msec]

3.3 シミュレーション結果と実機結果との比較

以上の仮定、基礎データのもとにシミュレーションを行った結果を、実機による結果と比較すると図2～4のようになる。実機データは地上静止状態における定常特性のみが得られており、シミュレーション結果もこの条件下での特性である。

以下に述べる高空飛行時の動特性、静特性の意味は、図2～4にみられる程度の実機との一致度にその基礎をおいている。

4. 静特性

飛行マッハ数をパラメータとして、ファン、高圧コンプレッサ、高圧タービン、ファンタービン特性線図上での定常作動線を図5～8に示す。飛行マッハ数は高空性能試験において設定する0.0, 0.4, 0.5, 0.7, 0.9の5種について計算を行った。また、同じ飛行マッハ数をパラメータとした各エンジン変数の修正定常特性を図9～23に示す。図5～23を通じてすべての計算点は対応しており、1本の定常作動線上の計算点(図中、記号で示した点)は回転速度の低い方から、修正燃料流量 $W_f/\delta_3\sqrt{\theta_3}$ = 300, 400, 500, …, 1800 kg/hに相当している(図9)。

飛行状態と静止状態との相異は、エンジン入口圧力とノズル出口圧力が静止時には等しいのに比して、飛行時にはエンジン入口圧力がラム圧分だけ高い(あるいはノズル出口圧力がラム圧分だけ低い)ことである。つまり、飛行状態の作動はバイパスノズルおよびジェットノズルの流量特性(式(18), (20))における圧力比にラム圧力比 P_1/P_0 (式(1))を乗じた特性を有するノズルにおきかえた時の静止状態の作動と等価であり、ノズルがチョークしていなければ、ノズル面積を広くしたことになる。従って、バイパスノズル、ジェットノズルの両ノズルともにチョーク状態にあれば、エンジンの各修正変数間の関係は飛行マッハ数の影響をうけず一定となるが、そうでなければ変化することになる。FJR710エンジンでは、ジェットノズルはほとんどチョークせず、バイパスノズルは飛行マッハ数0.7以上の高回転速度域でのみチョーク状態になる。

さて、図5においてファンの定常作動線は飛行マッハ数の増大とともにチョーキング側に移行する。これは上記のように飛行によってバイパスノズルの流量が増加するため、バイパス比も増加することになる(図20)。また、バイパスノズルがチョーク状態に近づくにつれて、ファン定常作動線の移動量は減少する。

図6において高圧コンプレッサの定常作動線は、高圧

タービン、ファンタービンともにチョーク状態にある高回転速度域(図7, 8参照)では飛行マッハ数によらず一定となるが、ファンタービンがチョーク状態にない低回転速度域では飛行マッハ数の増大とともにそれはチョーキング側に移行する。これは次のように解釈される。まず図7にみられるように高圧タービンがほとんどチョーク状態にあるため、高圧コンプレッサ特性線図上の修正燃料流量 $W_f/\delta_3\sqrt{\theta_3}$ 一定線は、高圧タービン出口圧力の影響をうけず一定となる。一方、高圧タービンがチョーク状態にあっても、その発生トルクは圧力比の増加とともに増加する(式(13), (14))。従って高圧コンプレッサ特性線図上の定常作動点は、同じ $W_f/\delta_3\sqrt{\theta_3}$ に対し、高圧タービン出口圧力が低下すれば、 $W_f/\delta_3\sqrt{\theta_3}$ 一定線上を高圧コンプレッサ吸収トルク増大の方向に移り、定常作動線としてはチョーキング側に移動する。前述のように飛行によってジェットノズル面積が見かけ上広がったと考えると、ガス流量は高圧タービンのチョークで規定されているから、高圧タービン出口圧力および低圧タービン出口圧力は飛行マッハ数の増大とともに低下する(図12, 13)。

なお、上記の高圧コンプレッサ特性線図上の $W_f/\delta_3\sqrt{\theta_3}$ 一定線は飛行マッハ数によらず一定となるという事実は、燃料制御器の加減速スケジュールに飛行マッハ数の影響を考慮しないでよい根拠となっている。

高圧タービンに関する修正変数 $N_2/\sqrt{\theta_5}$, P_5/P_6 , T_6/T_5 , $G_{56}\sqrt{\theta_5}/\delta_5$ (これはほぼ一定)、等の変化域は図7に示すように極めてせまい。この傾向は飛行マッハ数が大きくなるほど顕著である。温度比 T_6/T_5 があまり変化しないことは、計測の困難な高圧タービン入口温度 T_5 (図15)を出口温度 T_6 (図16)から推測することを可能にしている。例えば、図7から $(T_5-T_6)/T_5$ は0.19～0.245であり、高圧タービン入口温度が問題となる高回転速度域では0.245である。つまり $T_6/T_5=0.755$ となる。タービン入口温度の限界値を1150℃とすれば、

$$T_6 = 0.755 (1150 + 273) - 273 \\ = 801 \quad [^\circ\text{C}]$$

がタービン入口温度制限の目安となる。

これに対しファンタービンの作動変化域は図8のように非常に広がる。タービンの全膨脹比 P_3/P_7 が小さくなった場合、高圧側の膨脹比はあまり変化せず、低圧側の膨脹比は著しく低くなり、高圧タービンの仕事に比べて、ファンタービンの仕事が著しく減少する傾向にある。従って、部分負荷の場合にはファンロータの回転速度の減少の方が、高圧ロータの回転速度の減少より著しい(図10)。

* 特にことわらない限り修正値はエンジン入口状態による修正値である。

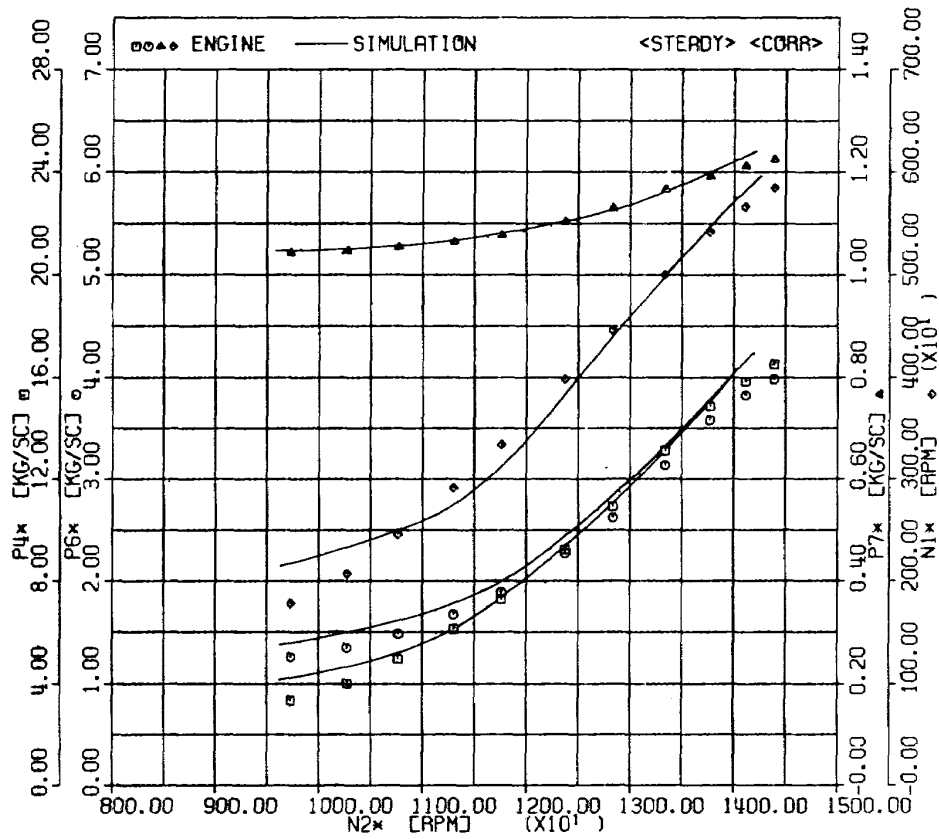


図2 実機とシミュレーション結果との比較-1

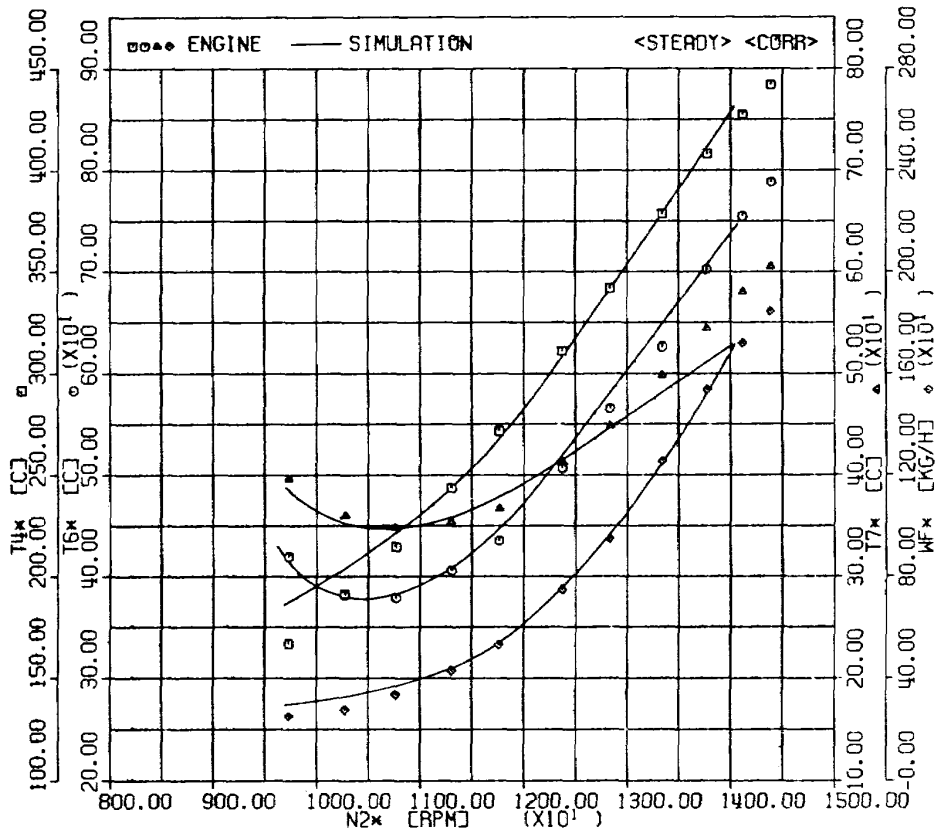


図3 実機とシミュレーション結果との比較-2

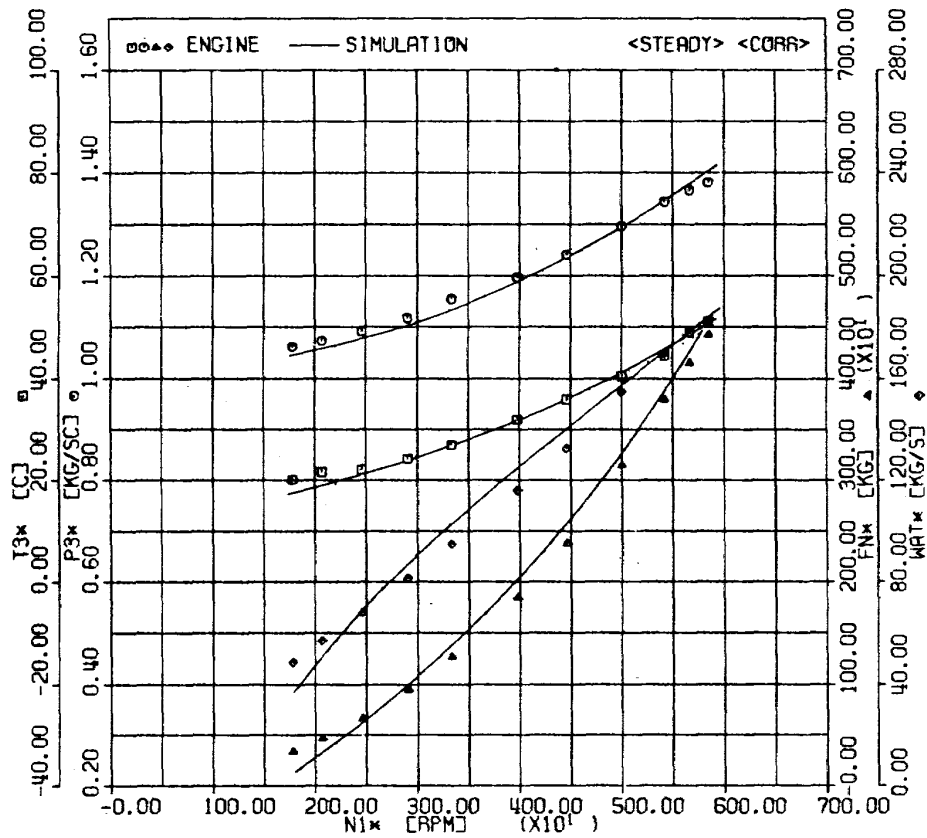


図4 実機とシミュレーション結果との比較-3

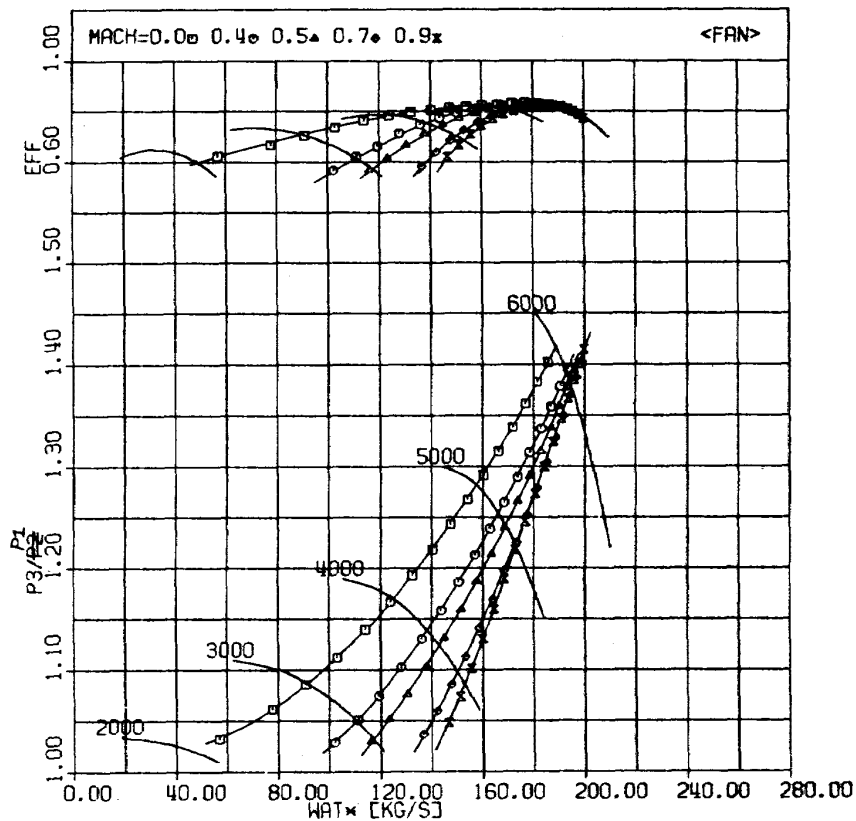


図5 ファン定常作動線

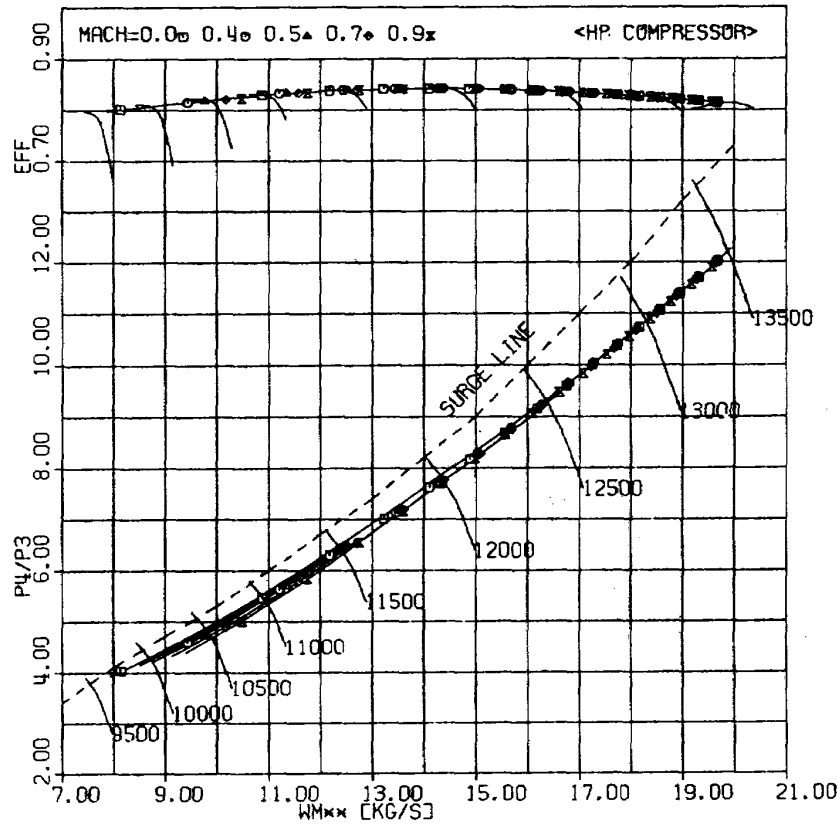


図6 高圧コンプレッサ定常作動線

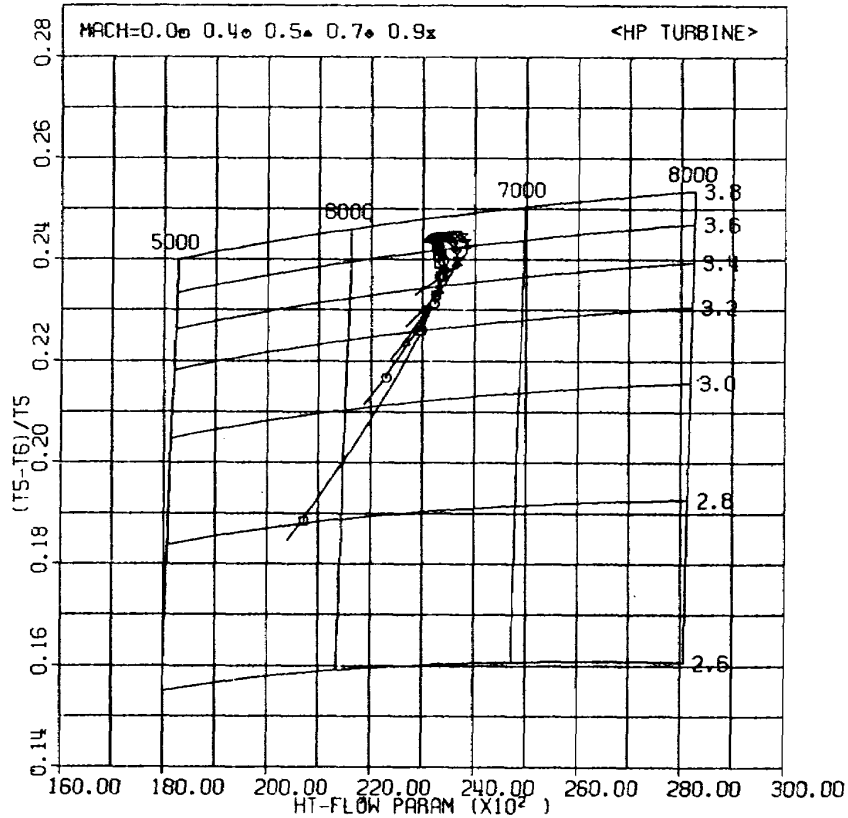


図7 高圧タービン定常作動線

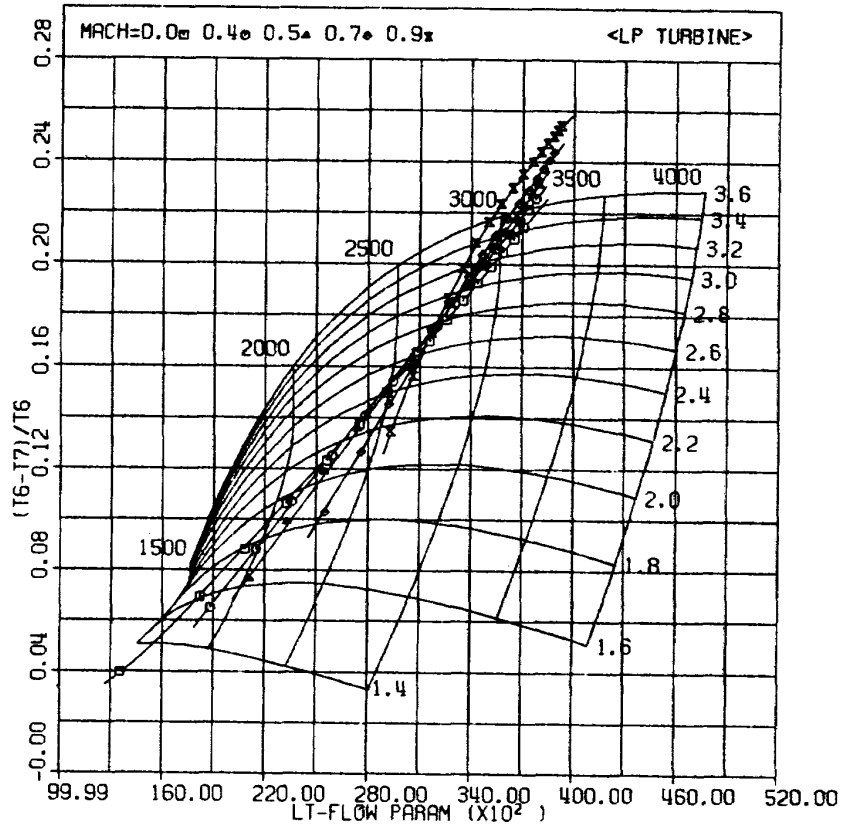


図8 ファンタービン定常作動線

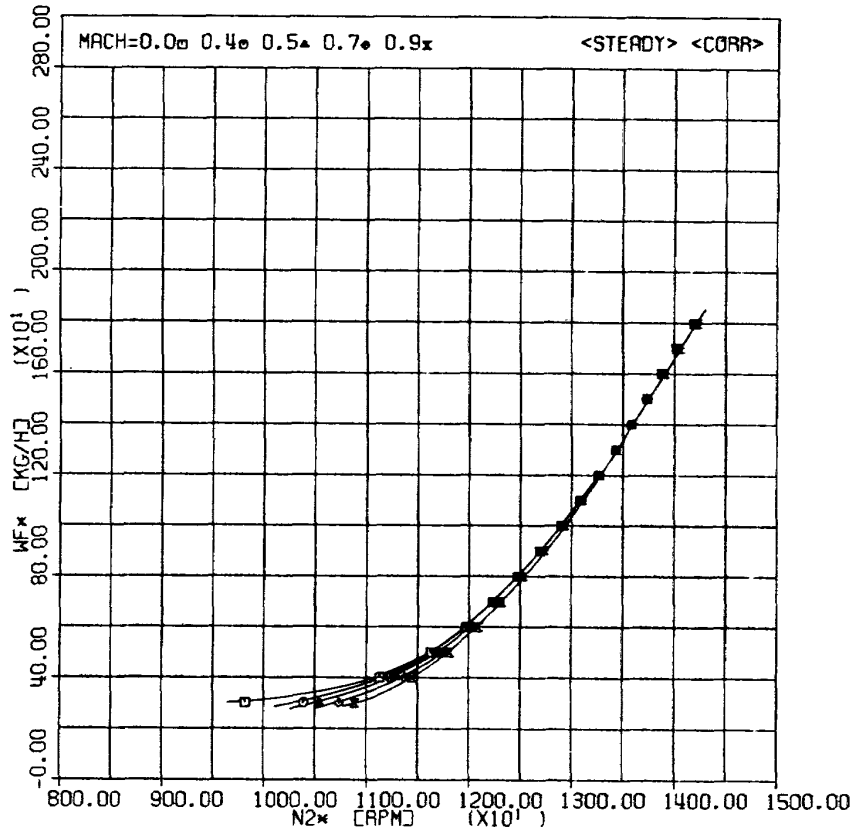


図9 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim W_f/\delta_1 \sqrt{\theta_1}$

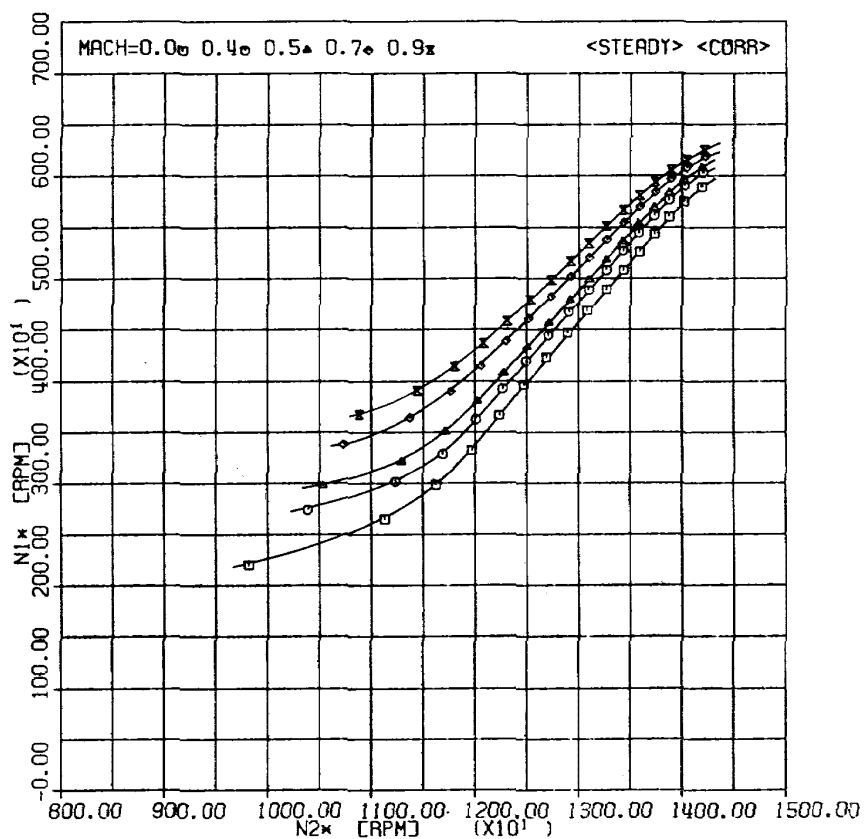


図10 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim N_1/\sqrt{\theta_1}$

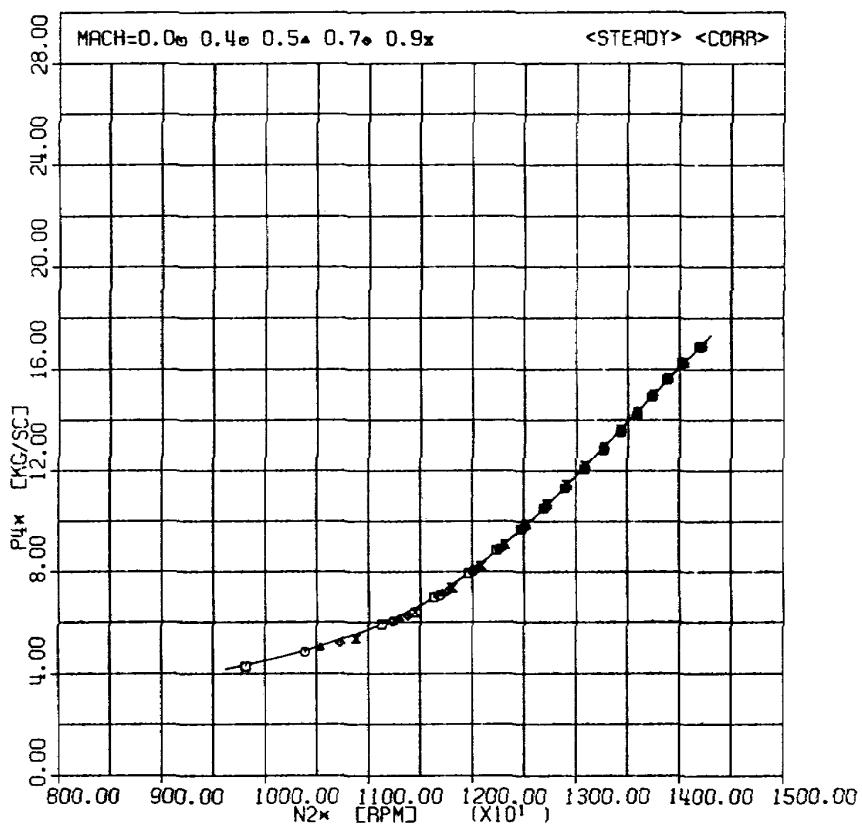


図11 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim P_4/\delta_1$

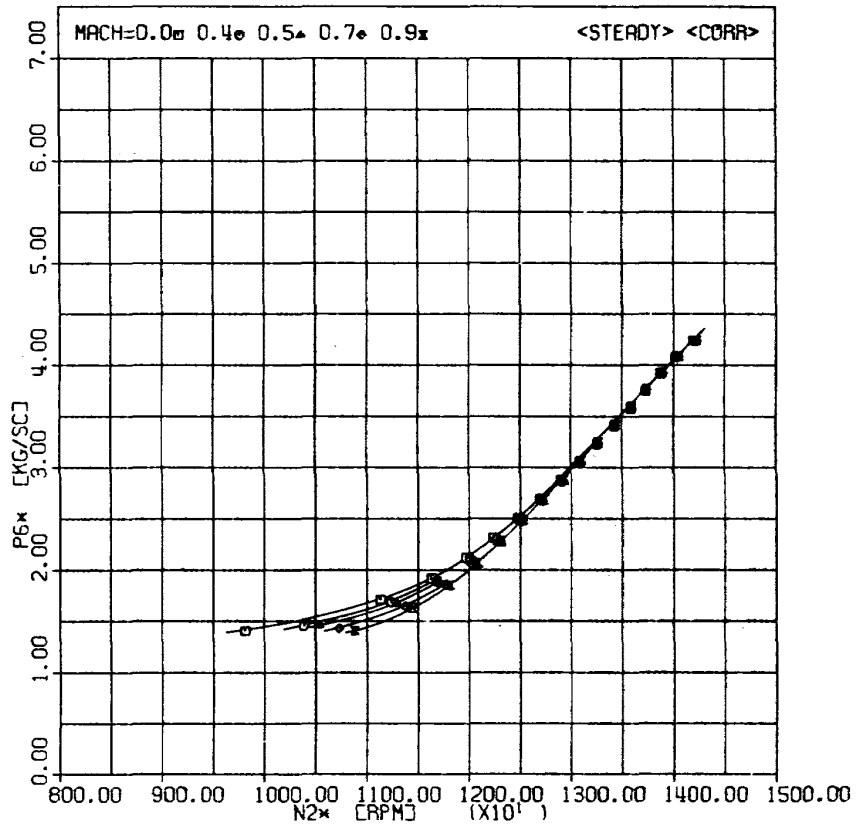


図 12 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim P_6/\delta_1$

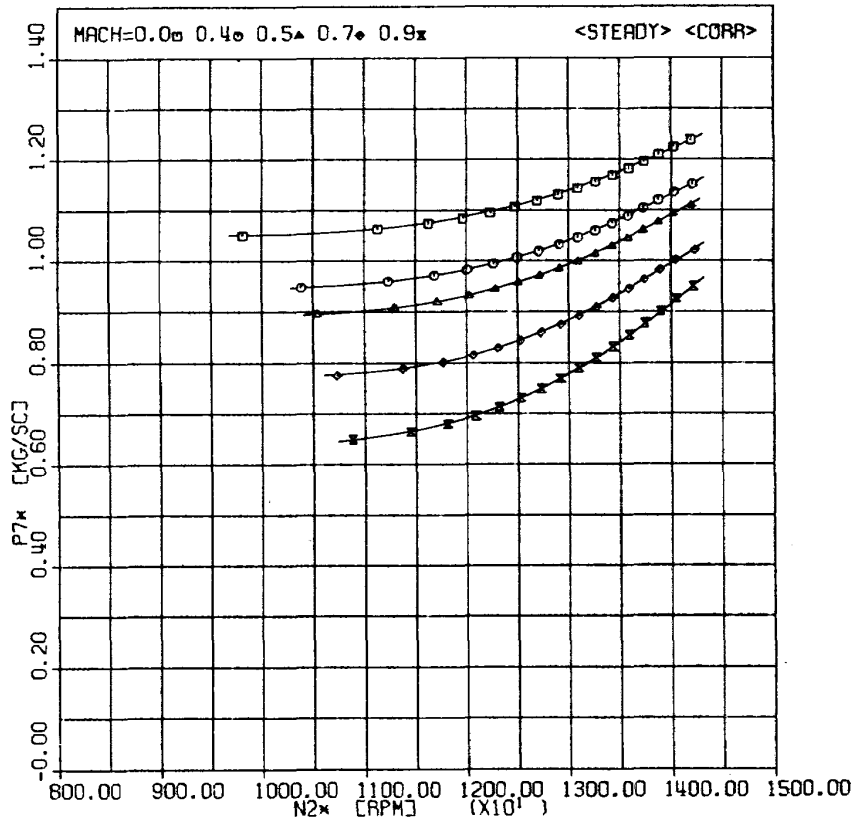


図 13 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim P_7/\delta_1$

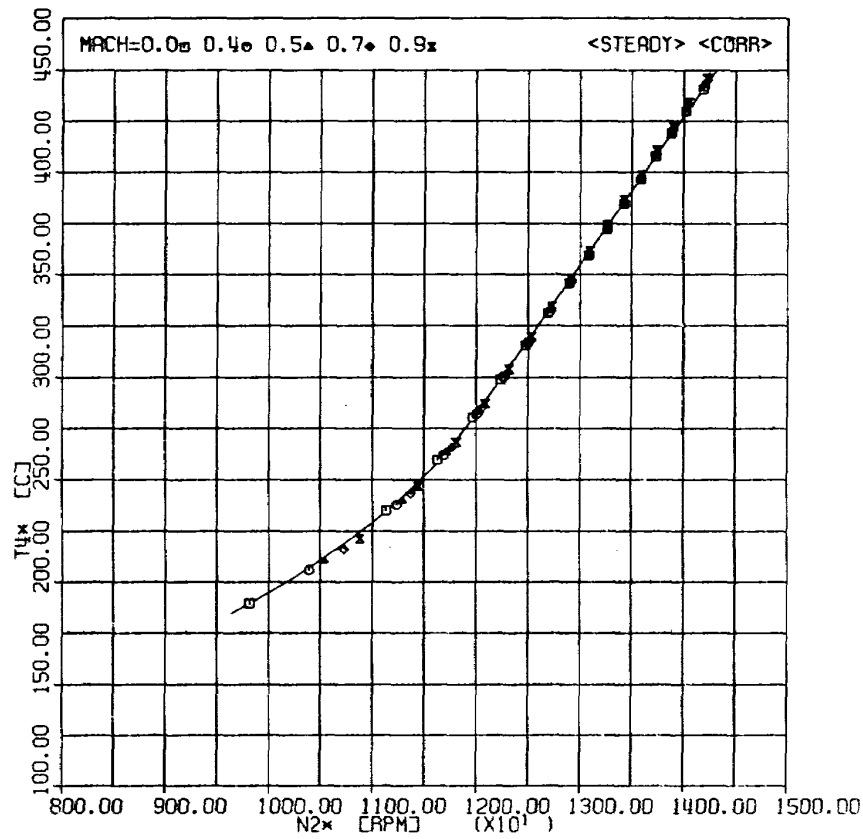


図 14 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim T_4/\theta_1$

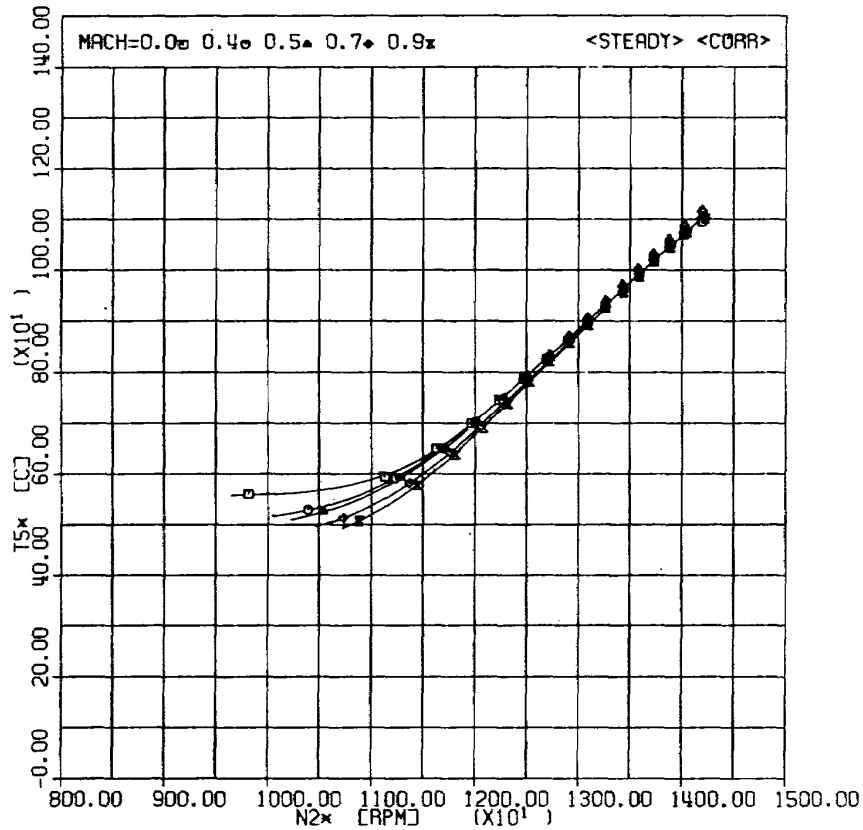


図 15 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim T_5/\theta_1$

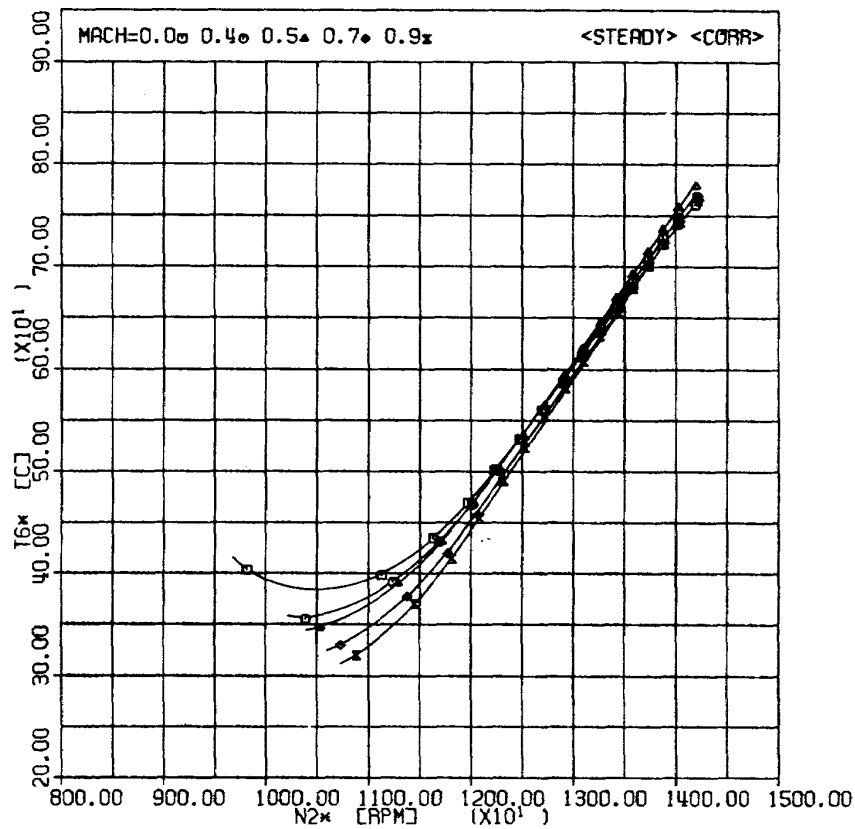


図 16 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim T_6/\theta_1$

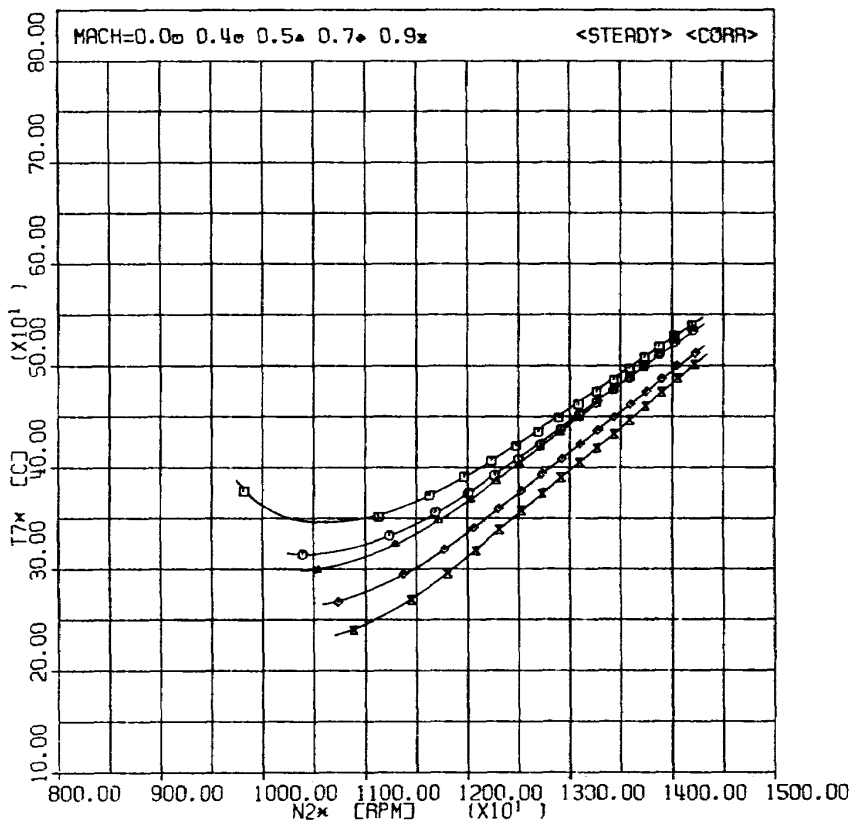


図 17 定常特性 $N_2/\sqrt{\theta_1} \sim T_7/\theta_1$

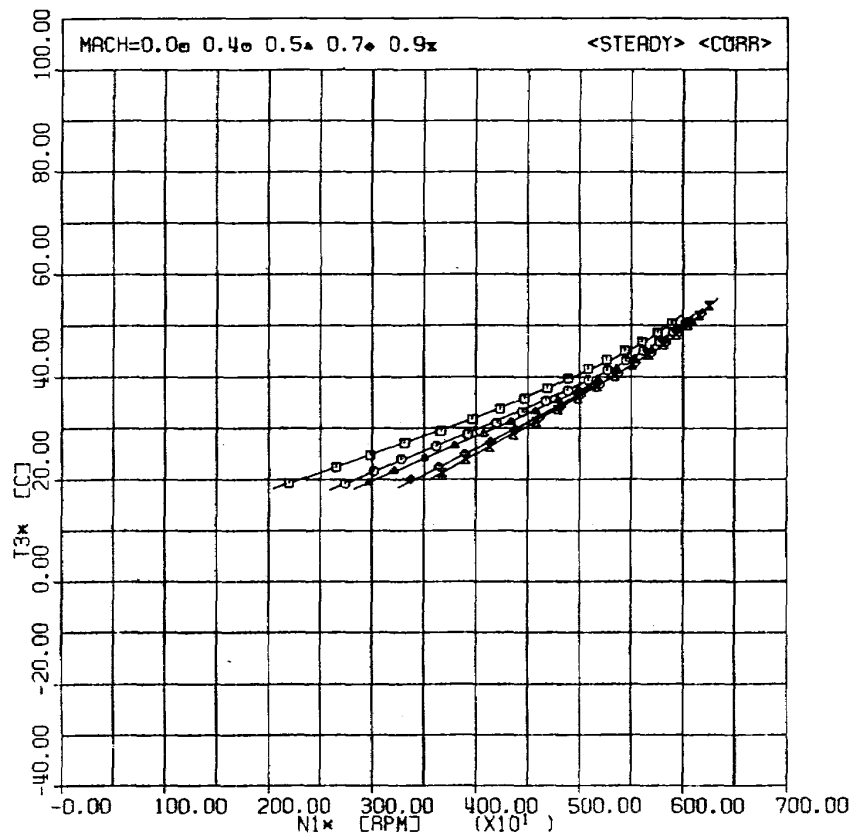


図 18 定常特性 $N_1/\sqrt{\theta_1} \sim T_3/\theta_1$

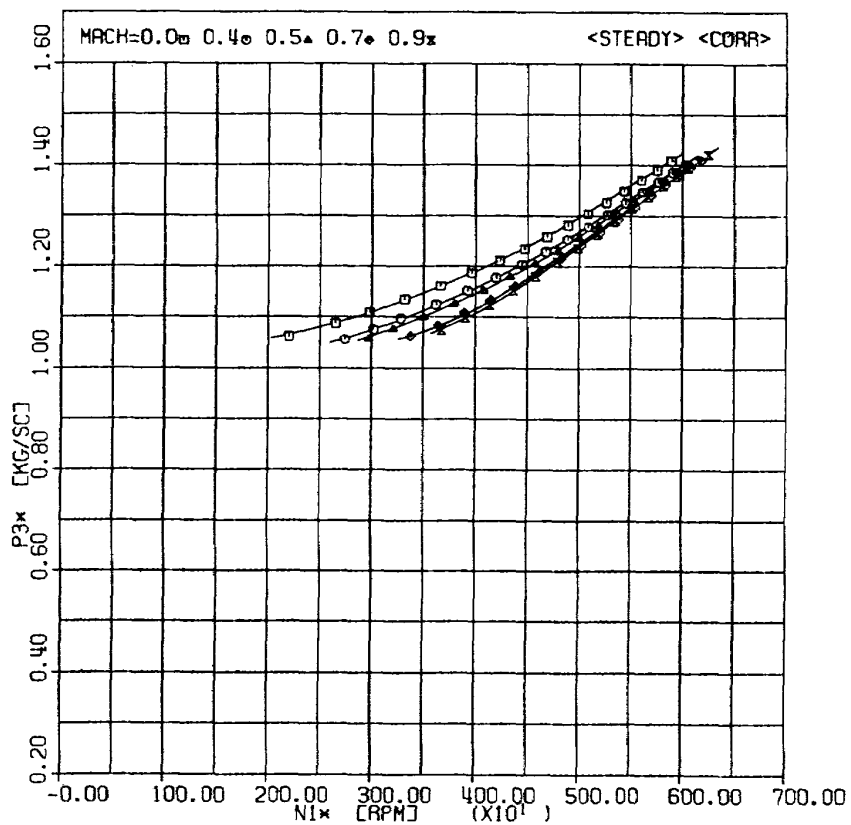


図 19 定常特性 $N_1/\sqrt{\theta_1} \sim P_3/\delta_1$

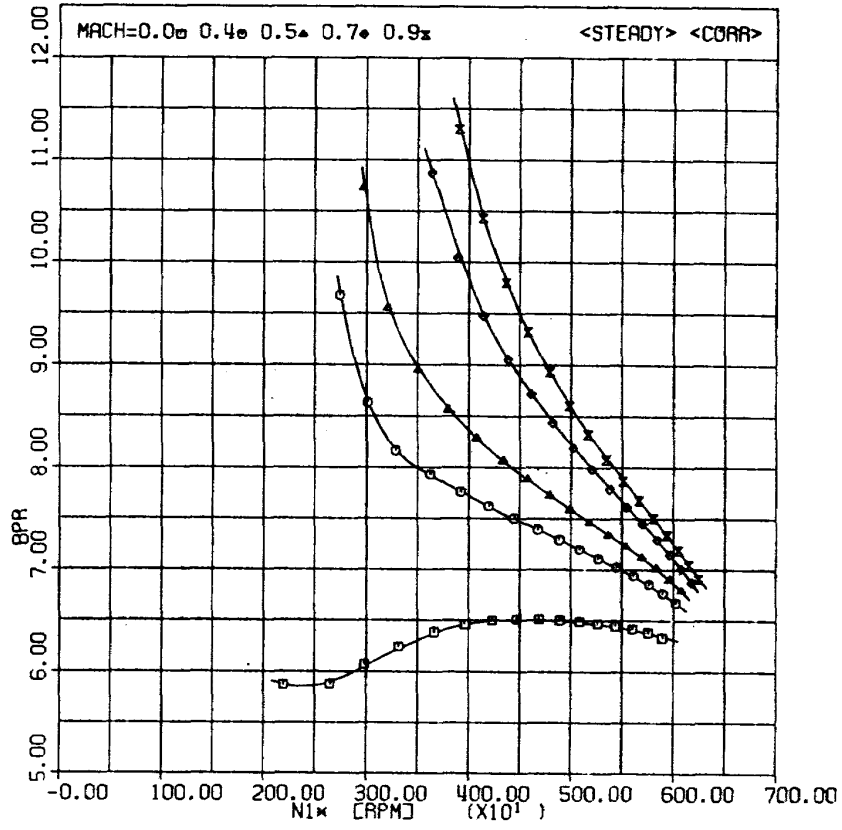


図 20 定常特性 $N_1/\sqrt{\theta_1} \sim BPR$

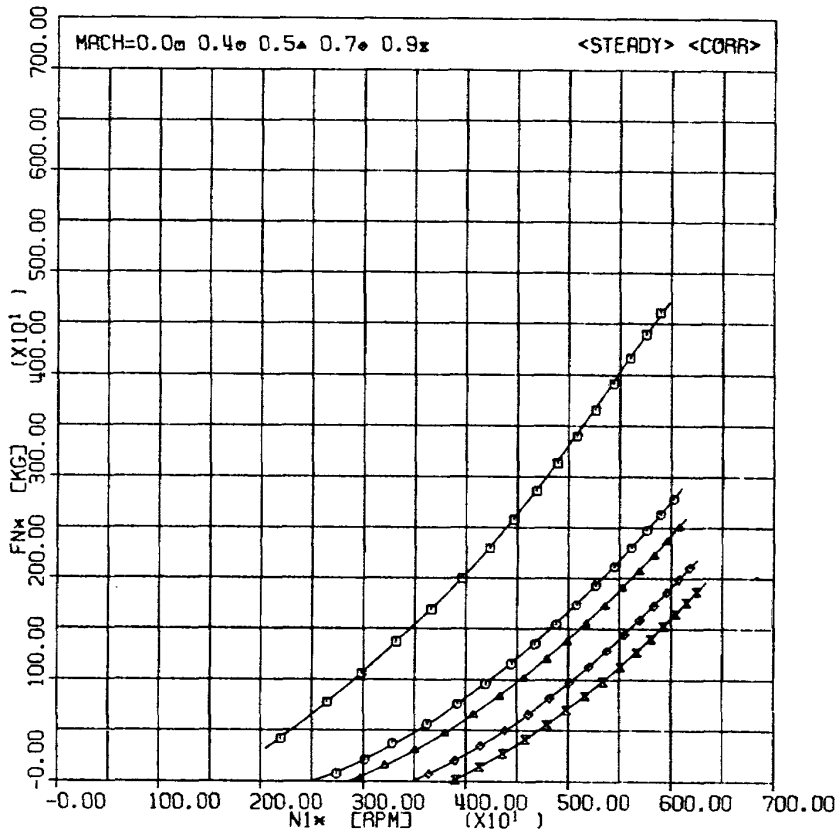


図 21 定常特性 $N_1/\sqrt{\theta_1} \sim F_n/\delta_1$

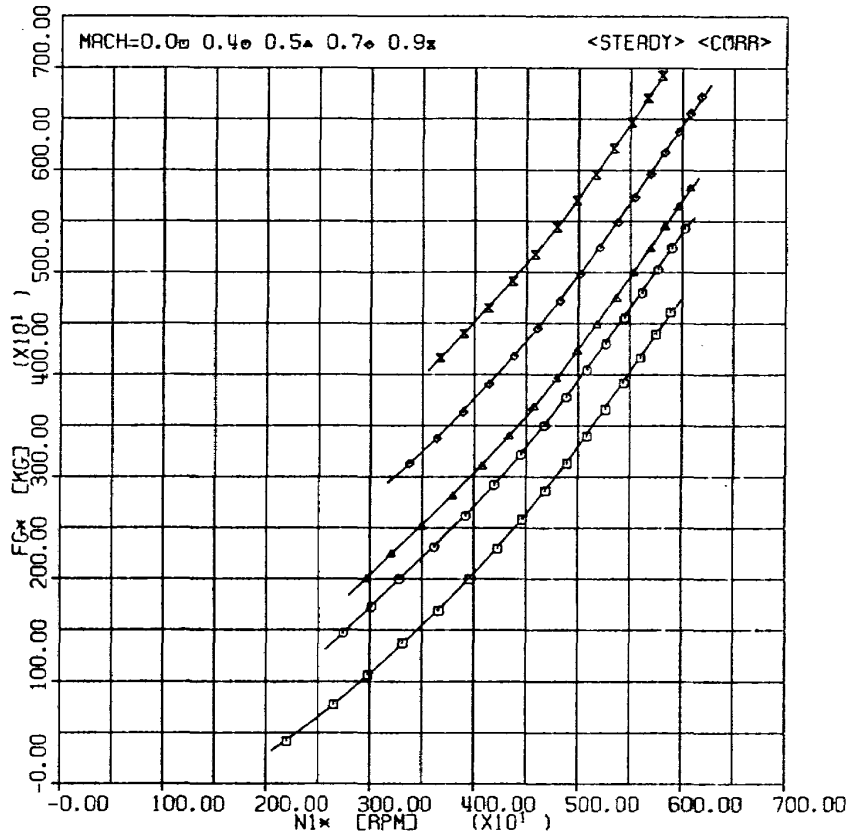


図 22 定常特性 $N_1/\sqrt{\theta_1} \sim F_g/\delta_1$

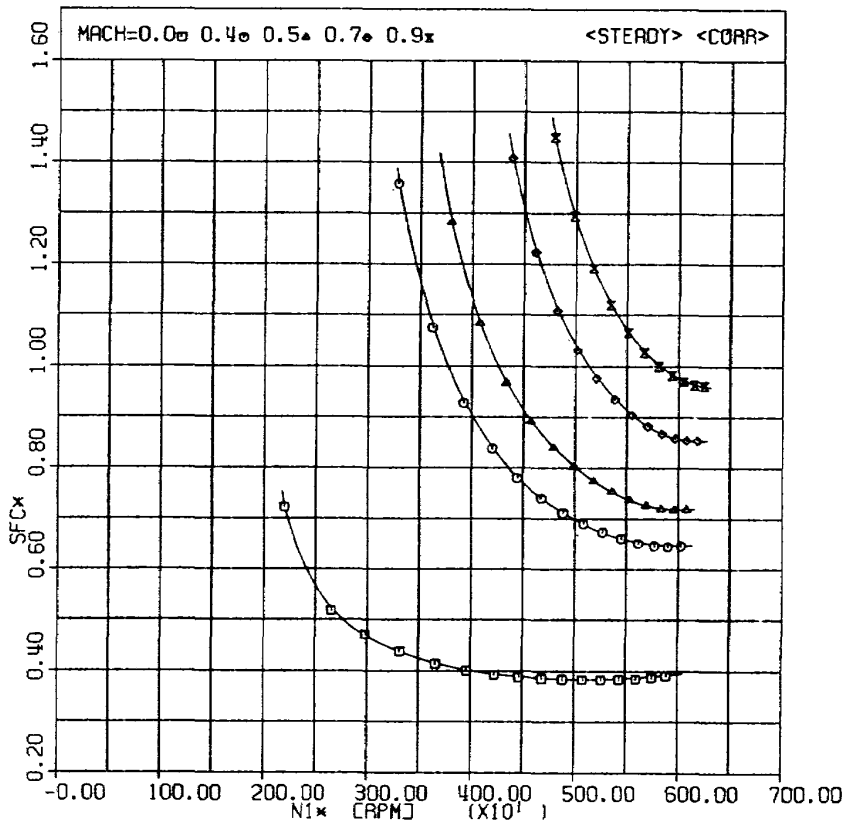


図 23 定常特性 $N_1/\sqrt{\theta_1} \sim SFC\sqrt{\theta_1}$

Ref No.	Altitude (m) (ft)	Mach No.	Type day	Plt (kg/sc) (psia)	Tilt (K) (C)	δ (1/ δ)	θ (1/ θ)	$\sqrt{\theta}$ (1/ $\sqrt{\theta}$)	$\sqrt{\theta}/\delta$ ($\delta/\sqrt{\theta}$)	$\delta\sqrt{\theta}$ (1/ $\delta\sqrt{\theta}$)
01	610 (2000)	0	ISA	0.9611 (13.67)	288.15 (15)	0.9302 (1.0750)	1.0000 (1.0000)	1.0000 (1.0000)	1.0750 (0.9302)	0.9302 (1.0750)
02	3048 (10000)	0	Cold	0.7108 (10.11)	248.15 (-25)	0.6880 (1.4536)	0.8612 (1.1612)	0.9280 (1.0776)	1.3489 (0.7413)	0.6384 (1.5664)
03	3048 (10000)	0	ISA	0.7108 (10.11)	268.15 (-5)	0.6880 (1.4536)	0.9306 (1.0746)	0.9647 (1.0366)	1.4022 (0.7132)	0.6637 (1.5068)
04	3048 (10000)	0	Hot	0.7108 (10.11)	288.15 (15)	0.6880 (1.3027)	1.0000 (1.0000)	1.0000 (1.0000)	1.4536 (0.6880)	0.6880 (1.4536)
05	3048 (10000)	0.4	ISA	0.7931 (11.28)	277.15 (4)	0.7676 (1.3027)	0.9618 (1.0397)	0.9807 (1.0197)	1.2776 (0.7827)	0.7528 (1.3283)
06	3048 (10000)	0.7	ISA	0.9857 (14.02)	288.15 (15)	0.9540 (1.0482)	1.0000 (1.0000)	1.0000 (1.0000)	1.0482 (0.9540)	0.9540 (1.0482)
07	4572 (15000)	0	Cold	0.5829 (8.29)	238.15 (-35)	0.5642 (1.7725)	0.8265 (1.2100)	0.9091 (1.1000)	1.6114 (0.6206)	0.5129 (1.9497)
08	4572 (15000)	0	ISA	0.5829 (8.29)	258.15 (-15)	0.5642 (1.7725)	0.8959 (1.1162)	0.9465 (1.0565)	1.6777 (0.5961)	0.5340 (1.8727)
09	4572 (15000)	0	Hot	0.5829 (8.29)	278.15 (5)	0.5642 (1.7725)	0.9653 (1.0360)	0.9825 (1.0178)	1.7415 (0.5742)	0.5543 (1.8041)
10	6069 (20000)	0.5	ISA	0.5632 (8.01)	261.15 (-12)	0.5451 (1.8345)	0.9063 (1.1034)	0.9520 (1.0504)	1.7465 (0.5726)	0.5189 (1.9270)
11	6069 (20000)	0.7	ISA	0.6588 (9.37)	273.15 (0)	0.6376 (1.5683)	0.9479 (1.0549)	0.9736 (1.0271)	1.5269 (0.6549)	0.6208 (1.6108)
(12)	6069 (20000)	0.7	ISA	0.6588 (9.37)	273.15 (0)	0.6376 (1.5683)	0.9479 (1.0549)	0.9736 (1.0271)	1.5269 (0.6549)	0.6208 (1.6108)
13	6069 (20000)	0.9	ISA	0.8029 (1.42)	288.15 (15)	0.7771 (1.2868)	1.0000 (1.0000)	1.0000 (1.0000)	1.2868 (0.7771)	0.7771 (1.2868)
14	9144 (30000)	0.4	ISA	0.3424 (4.87)	236.15 (-37)	0.3314 (3.0175)	0.8195 (1.2202)	0.9053 (1.1046)	2.7317 (0.3661)	0.3000 (3.3332)
15	10973 (36000)	0.7	ISA	0.3213 (4.57)	238.15 (-35)	0.3110 (3.2157)	0.8265 (1.2100)	0.9091 (1.1000)	2.9234 (0.3421)	0.2827 (3.5372)

図 24 修正パラメータ

図24に高空性能試験における各試験ケースにおけるエンジン変数の修正パラメータを一覧してある。図5~23にみられる種々のエンジン修正変数は、この修正パラメータを参照することにより、実際値に変換することができる。本資料は試験時に迅速に参照できることを企図しており、付録1に各試験ケースにおけるエンジン変数の実際値による定常特性をかかげた。

5. 応答時定数

エンジンの動特性は非線型性を有するが、その作動範囲を定常点近傍に限定すれば、線型化近似により伝達関数の形でエンジンの動特性が求められる。2軸ファンエンジンの各変数の伝達関数の求め方、その応答波形の特徴については既に報告した³⁾これによると、燃料流量 W_f に対する高圧ロータ回転速度 N_2 、低圧ロータ回転速度 N_1 およびエンジン全体推力 F_N の伝達関数は2次の進み遅れ系となるが、その応答波形は1次おくれ系に極めて近く、燃料流量の微小なステップ変化(線型化が妥当な範囲)に対して、上記の変数が最終値の63.2%に達する時刻をもって、その変数の応答時定数として動特性を表現することができる。また、エンジン全体推力はバイパスノズル推力が支配的であるため F_N の応答は N_1 の応答に極めて類似している。これらのことから、本章では高圧ロータ回転速度および低圧ロータ回転速度の応答時定数について考察する。この応答時定数は種々の飛行条件下でのエンジンの追従性あるいはスロットルのきき具合の指標となる。

さて、本シミュレーション計算において動的過程は高圧ロータ、低圧ロータの運動方程式のみであって、

$$\frac{dN_1}{dt} = \frac{G_{13}(h_1-h_3)+G_{67}(h_6-h_7)}{\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 I_1 N_1} \quad (21)$$

$$\frac{dN_2}{dt} = \frac{G_{34}(h_3-h_4)+G_{56}(h_5-h_6)}{\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 I_2 N_2} \quad (22)$$

とあらわされる。これを修正変数で表示すると、エンジン入口条件が一定ならば、

$$\frac{d(N_1/\sqrt{\theta_1})}{(\delta_1/\sqrt{\theta_1})dt} = \frac{(Q_1/\delta_1\sqrt{\theta_1})}{\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 I_1 (N_1/\sqrt{\theta_1})} \quad (23)$$

$$\frac{d(N_2/\sqrt{\theta_1})}{(\delta_1/\sqrt{\theta_1})dt} = \frac{(Q_2/\delta_1\sqrt{\theta_1})}{\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 I_2 (N_2/\sqrt{\theta_1})} \quad (24)$$

ここで Q_1 :低圧ロータ余剰動力、 Q_2 :高圧ロータ余剰動力、であり

$$Q_1 = G_{13}(h_1-h_3)+G_{67}(h_6-h_7) \quad (25)$$

$$Q_2 = G_{34}(h_3-h_4)+G_{56}(h_5-h_6) \quad (26)$$

である。式(23)、(24)により、時間は $\delta_1/\sqrt{\theta_1}$ で修正されることになる。よって応答時定数 τ の修正値は $\tau\delta_1/\sqrt{\theta_1}$ となる。これは標準状態に比して、入口圧力が高いほど、また入口温度が低いほどエンジンの応答性はよくなることを意味する。

FJR710エンジンについて、飛行マッハ数をパラメータとして、燃料流量に対する高圧ロータ回転速度の修正応答時定数 $\tau_2\delta_1/\sqrt{\theta_1}$ 、および低圧ロータ回転速度の修正応答時定数 $\tau_1\delta_1/\sqrt{\theta_1}$ をそれぞれ図25、26に示す(計算方法は文献3)による)。なお、エンジン全体推力の修正応答時定数は図26となる。

図25から高圧ロータ側の応答時定数は飛行マッハ数の影響をほとんど受けない。これは4章で示したように、高圧ロータ部の静特性が飛行マッハ数の影響をあまり受けないことと同じ理由による。図から明らかなように応答時定数は高回転速度域で1秒以下を示すが、アイドル近辺で急速に大きくなる。このことは、後に述べるこの領域での加速スケジュールのきびしさとあいまって、アイドルから最大出力までの急加速時間を増大させる原因となっている。

線型化近似による解析によると³⁾

$$\frac{\tau_2\delta_1}{\sqrt{\theta_1}} \sim I_2 / \left[-\frac{\partial(W_2/\delta_1)}{\partial(N_2/\sqrt{\theta_1})} \right] \quad (27)$$

とあらわすことができる。すなわち修正応答時定数はロータの慣性モーメントに比例し、ロータ余剰トルクの回転数による偏微分値(これは負の値となる)に反比例する。飛行マッハ数0.0の場合について、余剰トルクと回転速度の関係を図28に示す。上記の偏微分値は図中の曲線の傾きであって、この傾きがアイドル近辺で急激に小さくなるため、応答時定数が増大する(この傾きが負の時エンジンは自立することができる。アイドルとは自立の限界であり、アイドルに近づくに従って、この傾きが小さくなるのは当然のことである)。図28の関係は一にエンジン要素特性の形に依存する。この領域でのエンジンの応答性を改善するためにタービン翼を可変にするなど、エンジンの幾何学的形状を変える試みもなされているが、これについてはここでは触れない。

図26は低圧ロータ回転速度の修正応答時定数を示す。飛行マッハ数により高圧ロータ、低圧ロータの回転速度の対応は変わるから(図10)、図25との比較を容易にするために横軸を高圧ロータ回転速度に変更したものが図27である。図25、27を比較すると、その特性は類似して

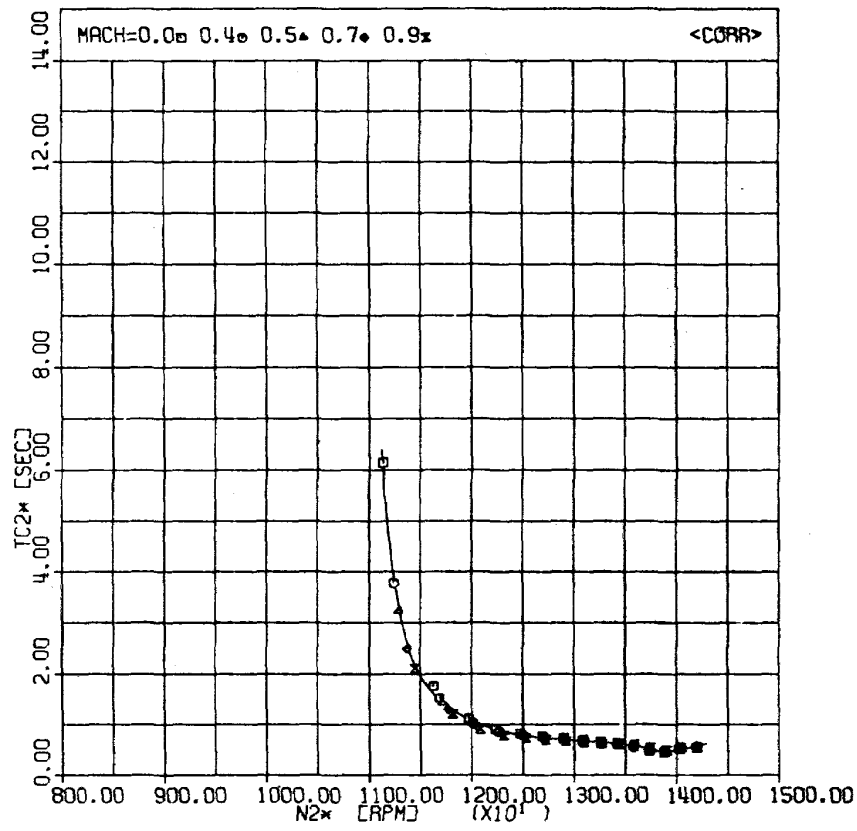


図 25 高圧ロータ回転速度修正応答時定数

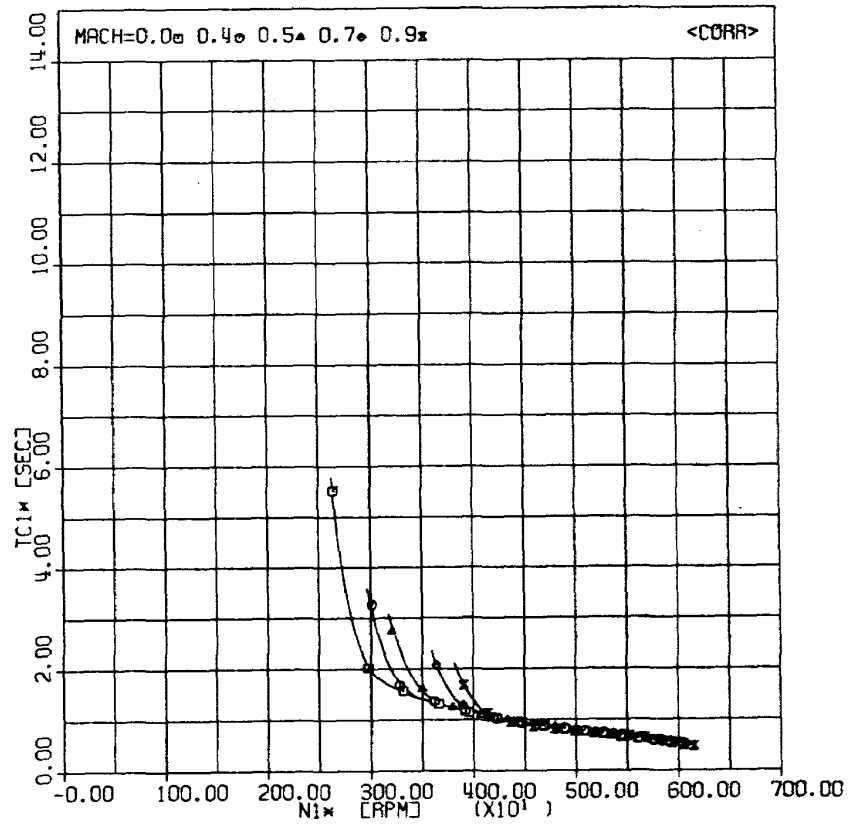


図 26 低圧ロータ回転速度修正応答時定数

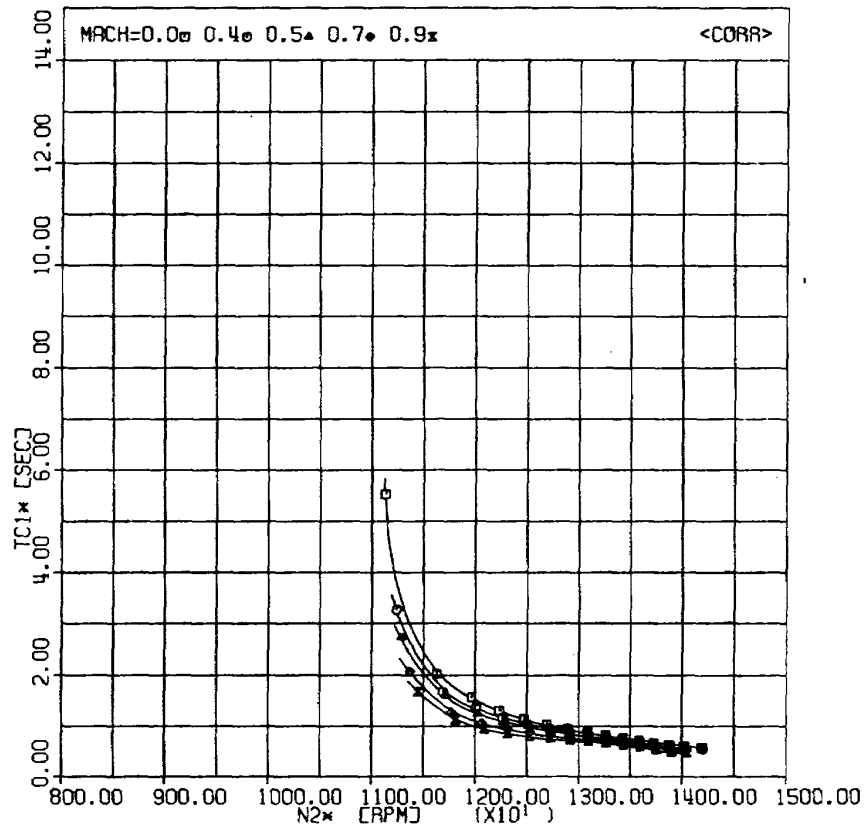


図 27 低圧ロータ回転速度修正応答時定数

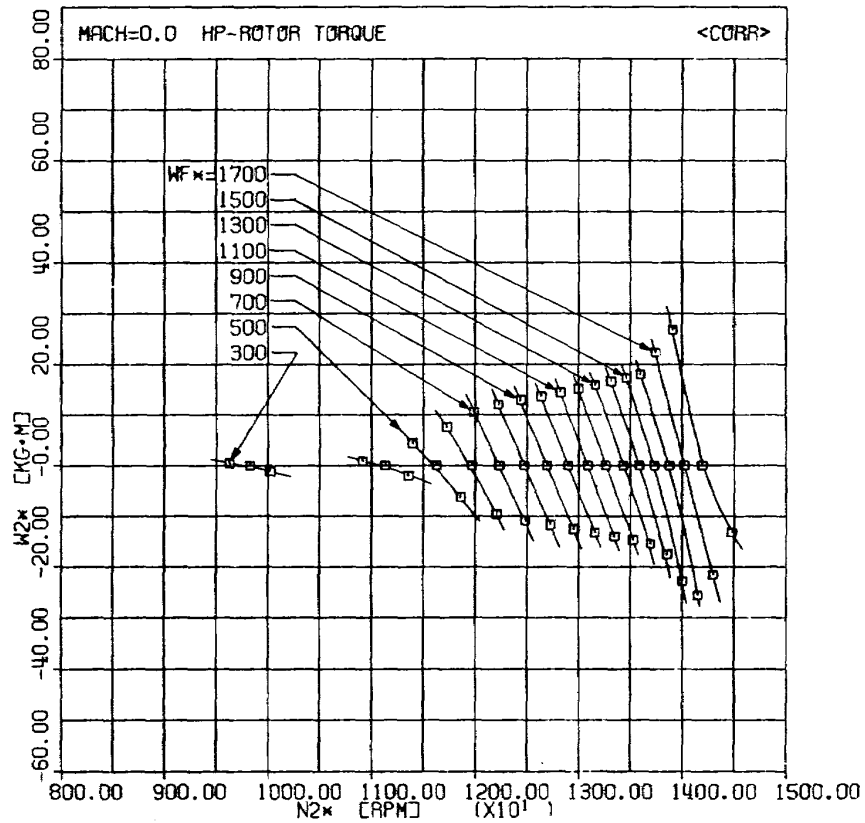


図 28 高圧ロータ余剰トルク

いるが、低圧ロータ回転速度の応答の方が若干遅く、この傾向は飛行マッハ数が小さいほど明瞭である。

高空性能試験における各試験ケースについての実際の応答時定数の値は図 25～27 に図 24 に示す修正パラメータを作用させることにより得られる。応答時定数の実際値を付録 1 にエンジン定常特性とともに示してある。

図 24 から高空性能試験の各試験ケースについての時間の修正係数の逆数 $\sqrt{\theta_1}/\delta_1$ はすべて 1 より大きく、飛行高度 36000 フィート、飛行マッハ数 0.7 (Ref No.=15) の時、その値は 2.9 に達する。これはエンジンの追従性あるいはスロットルのきき具合は、標準状態に比較して約 2.9 倍おそくなることを意味している。

6. 加減速特性

高空性能試験では飛行マッハ数 0.0 つまり静止状態についてのみ加減速試験が行なわれる (図 1, Ref No.=2, 3, 4, 7, 8, 9)。本章ではエンジン静止状態におけるアイドル、最大出力間の加減速特性について考察する。

加減速特性はエンジン制御器によって異なってくる。本章のシミュレーション計算に用いた燃料制御器、高圧コンプレッサ可変静翼制御器 (以下 VSV 制御器と記す) のブロック図を図 29, 30 に示す。まず図 29 の燃料制御器は加速時の燃料流量を $N_2/\sqrt{\theta_3} \sim W_f/P_4 \sqrt{\theta_3}$ のスケジュールで規制するだけで、減速スケジュールやエンジン回転速度閉ループ制御などは含まない単純なものを想定している。ここで N_2 , P_4 検出器およびメータリング・バルブの応答は十分速いものと考えられ無視できるが、 T_3 検出器はヘリウム (あるいはメタノール) を細管に封入した膨張温度計で⁴⁾ その応答はおそく、エンジンの加減速特性への影響もあるためシミュレーション計算には 1 次近似でその応答特性を考慮する。次に図 30 に示す VSV 制御器は $N_2/\sqrt{\theta_3}$ でスケジュールされた VSV 角度を設定するもので、 N_2 , T_3 の信号は燃料制御器と共通の検出器からとられる。従って上記と同様に N_2 検出器およびアクチュエータの応答特性は無視し、 T_3 検出器の応答性のみは考慮することにする。特に VSV 制御における T_3 検出器のおくれは、エンジンの作動の安全性に重大な影響をもっている。

計算に用いた加速スケジュールを図 31 に示す。このスケジュールによって高圧コンプレッサの加速径路はほとんどサージ限界線と一致する (図 34)。図 31 には各飛行マッハ数についての計算による定常作動線および実機の定常作動線 (地上静止状態、図 2～4 参照) も示した。図から明らかなように飛行マッハ数が 0.0 の場合、アイドル近辺で定常作動線とスケジュール線とは接近してお

り、燃料が十分に供給できず、この領域での加速は緩慢にならざるをえない。

以上の事柄を基礎にした加減速シミュレーションの結果について次に述べる。運転条件は、

- (i) アイドル点修正燃料流量: 300 kg/h
- (ii) 最大出力点修正燃料流量: 1800 kg/h
- (iii) 加速: 図 31 のスケジュールによる
- (iv) 減速: 最大出力点修正燃料流量からアイドル点修正燃料流量まで時間 5 秒で燃料をランプ状に減少させる。つまり 300 kg/h/sec
- (v) T_3 検出器修正時定数: 2 sec

とした。

図 32 は加速時、減速時の $N_2/\sqrt{\theta_3} \sim W_f/P_4 \sqrt{\theta_3}$ の関係である。図中の加減速径路上の記号は、その間隔が修正時間 1 秒に相当していることを示している (図 32～37 を通じて加減速径路上の記号はこの意味をもっている)。図から加速時には 4.6 秒間加速スケジュール上をはしり、その後燃料流量一定となって定常点に向う、また減速時には 5 秒間ランプ状に燃料流量が減少し、その後燃料流量一定となって定常点に向う。もしエンジンの閉ループ制御が行われると、このように燃料流量が一定となって定常点に向うことはなく、より加減速時間を単縮する径路をとることになるが、加減速特性はほとんど加減速スケジュールに支配されており、また閉ループ制御の方式も千差万別であるので、ここでは前述のようにオープンループ制御 (図 29) のみの加減速特性を議論する。

図 33 はファンの加減速径路を示す。これは定常作動線からあまりはずれないが、加速径路は定常作動線の下側、減速径路は上側をはしる。これは高圧ロータの応答が低圧ロータの応答より速く (図 25, 27 あるいは図 37 参照)、加速時には高圧コンプレッサが空気を吸引しファン空気流量を増大側に、減速時には逆に高圧コンプレッサが空気をブロックしファン空気流量を減少側にするためである。

図 34 は高圧コンプレッサの加減速径路を示す。加速スケジュールが明解に示されている。低回転速度域で加減速径路上の記号間隔はせまく、エンジンの応答性は緩慢になっている。なお図 34 の修正回転速度一定の曲線は VSV がスケジュール通りの場合の特性であり、この加減速中 VSV 角度は後述するようにスケジュールからはずれないから、図中の修正回転速度 $N_2/\sqrt{\theta_3}$ は参照することができない (加減速径路は圧力比と修正空気流量とから描かれている)。

図 35, 36 はそれぞれ高圧タービン、ファンタービンの加減速径路を示す。また図 37 に加減速中の高圧ロータ、

低圧ロータの回転速度の関係を示す。

図38, 39は加速時の、図40, 41は減速時のエンジン変数の時間変化を示す。これらの図で加速あるいは減速の開始時刻は時間軸(横軸)1秒の時点である。図38からエンジン推力が最大値の98%に到達するまでの修正所要時間は約5.8秒となっている。燃料流量は4.6秒間スケジュールで規正され、その後一定となる。この時刻において高圧タービン入口温度はピーク値約1200℃(高圧タービン出口温度で約850℃)をとっている。

次に T_3 検出器の応答性のVSV制御および加減速燃料制御に及ぼす影響について考察する。

まず図42は T_3 検出器の応答時定数を1, 2, 3秒と変えた場合のVSV角度のスケジュールからの偏差角を示している(図32~41はこの図の T_3 応答時定数2秒のものに対応している)。 T_3 応答時定数2.0秒の時、VSV偏差角度は加速時4.6秒時点で最大値-2.9度を示しており、もしVSV偏差角度制限を±3度とすると、 T_3 応答時定数の限界は約2秒となる。ただし、この時定数の限界はエンジン加速条件(T_3 信号の変化条件)によって変わるの当然で、加速スケジュールを移動させて、ゆっくり加速させた場合には、より遅い T_3 応答時定数でもよいことになる。図42に対応して T_3 検出器の測定値と T_3 の実際値との偏差を図43に示す。 T_3 応答時定数2.0秒の場合、VSV偏差角度が最大となる4.6秒時点で T_3 の温度偏差は-10℃となっており、この時の実際値は図38から34℃であり、図39から高圧ロータ回転速度は13200 rpmを示している。従って実際の修正回転数は、

$$\frac{N_2}{\sqrt{\theta_3}} = \frac{13200}{\sqrt{(34+273)/288}} = 12785 \text{ [rpm]}$$

また計測された修正回転数は、

$$\frac{N_2}{\sqrt{\theta_3}} = \frac{13200}{\sqrt{(34-10+273)/288}} = 12998 \text{ [rpm]}$$

となり、VSV制御器は修正回転数(あるいは $1/\sqrt{\theta_3}$)を1.6%高くみつめることになり、これは-2.9度のVSV偏差角度になる。

一方、 T_3 計測値に偏差がある場合の燃料制御器の加速スケジュールについて次のことがいえる。図44において修正回転速度の実際値がA点 $N_2/\sqrt{\theta_3}$ にあり T_3 の計測誤差によって修正回転速度がB点 $N_2/\sqrt{\theta_3'}$ とみなされたとする。この時 W_f はD点の $W_f/P_4 \sqrt{\theta_3'}$ から決定されるが、もし T_3 の計測誤差がない時、この W_f と同じ値を生ずるC点は $(W_f/P_4 \sqrt{\theta_3}) \cdot (\sqrt{\theta_3} / \sqrt{\theta_3'})$ で求められる。ここで $\overline{OD}:\overline{OC} = \overline{OB}:\overline{OA} = 1/\sqrt{\theta_3'} : 1/\sqrt{\theta_3}$ となる。また図から $\overline{OF}:\overline{OE} = 1/\sqrt{\theta_3'} : 1/\sqrt{\theta_3}$ となるから、加速スケジュール(実線)上の任意の点と原点をむすぶ直線 \overline{OF} 上

の点Eの軌跡の曲線(鎖線)を描くことができる。図44の実線の加速スケジュールで T_3 の誤差をみこむことは、鎖線のように加速スケジュールを変更したことと等価となる。

図31の加速スケジュールから、修正温度偏差(実際値-計測値)をパラメータとして、上記の操作を行った結果を図45に示す。これによると加速時の温度計測のおくれは低回転速度域で安全側(燃料減少側)、高回転速度域で危険側にはいつているが、これは加速スケジュールの形によってすべて安全側にすることができる(図44で直線 \overline{OF} がいつも加速スケジュールより下側にあるようにする)。図31は T_3 応答時定数が2.0秒の時、高圧コンプレッサの加速径路がサージ線とほぼ一致するように限界として設定したもので実際のエンジンの加速スケジュールとは異なっている。実際には温度計測のおくれがエンジン作動の安全側に作用するように加速スケジュールは設定されている。

図43より、加速スケジュールによって燃料が規制されている間(約4.6秒間)の T_3 の偏差は、 T_3 応答時定数1, 2, 3秒のものについて最大5℃程度しか変わらず、図45から加速スケジュールは大きな変化をうけないことになる。事実、 T_3 応答時定数を変えた場合の加減速応答特性はほとんど図31~41と一致している。

高空性能試験において加減速試験が行われる各試験ケース(図1, Ref No. = 2, 3, 4, 7, 8, 9)について、前述の運転条件による過渡応答の実際値を付録2に示す。

7. むすび

FJR710 エンジンの高空性能試験の試験スケジュールに沿って、エンジンの定常特性、応答性、過渡特性について考察を行い、試験時の参考データを提供した。本資料の高空性能予測は、エンジン構成要素の相似則を利用して行ったものである。しかし実際にはこの相似則の適用外の現象は多々あり、また計算上の仮定や基礎データも試験エンジンに則しているとはいえないため、計算結果にはある程度の誤差があるとみなければならぬ。

文 献

- 1) 航技研原動機部; 航空機用ジェットエンジンの研究開発(第1期成果報告), 航技研報告TR-482, 1977.
- 2) 西尾, 杉山, 越沼; エンジン特性の実時間シミュレーション, 航技研報告TR-番号未定, 1977.
- 3) 杉山, 西尾; 2軸ファンエンジンの動特性について, 第15回航空原動機に関する講演会前刷, 1975.

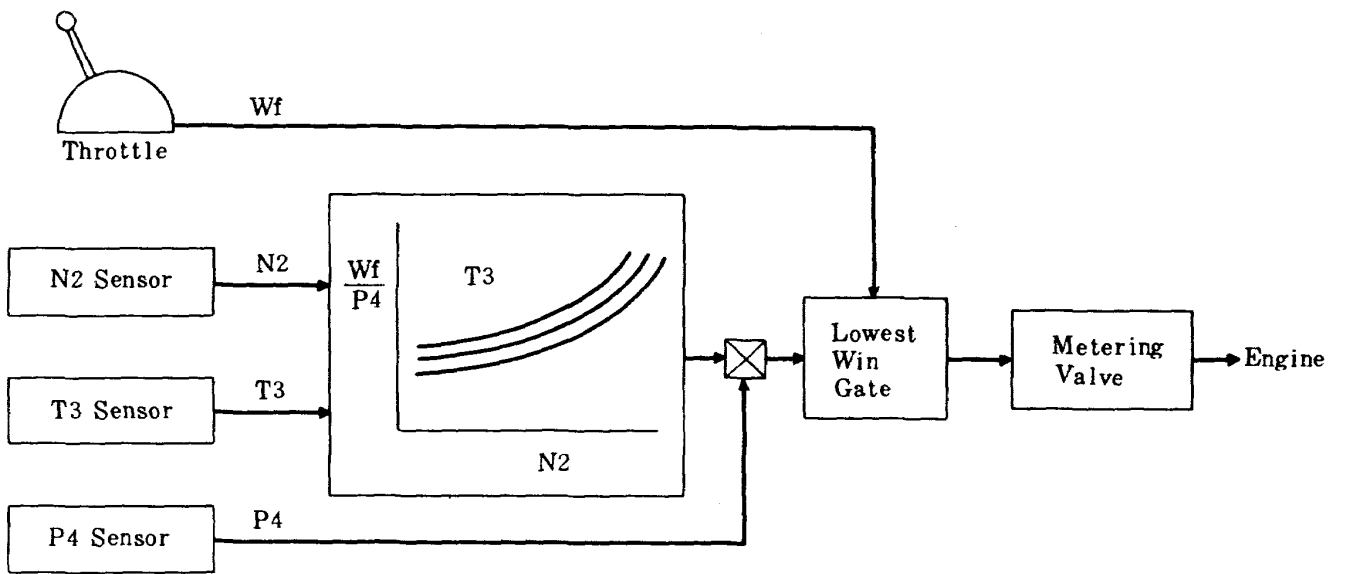


図 29 燃料制御器ブロック図

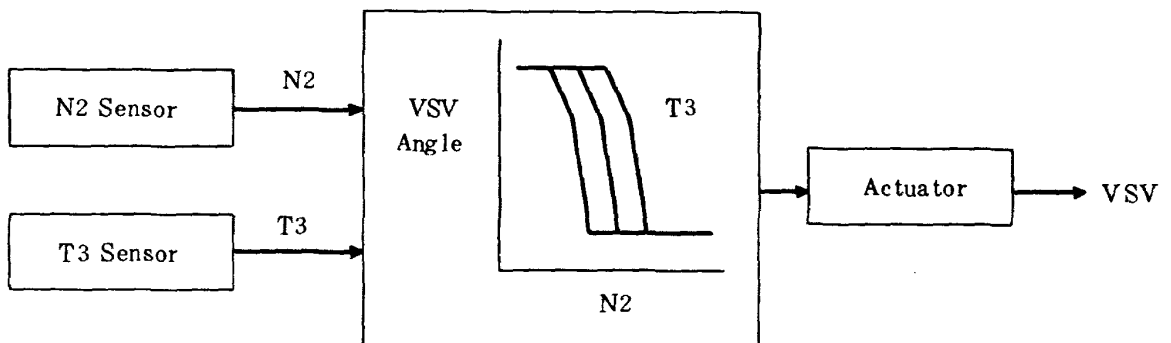


図 30 VSV 制御器ブロック図

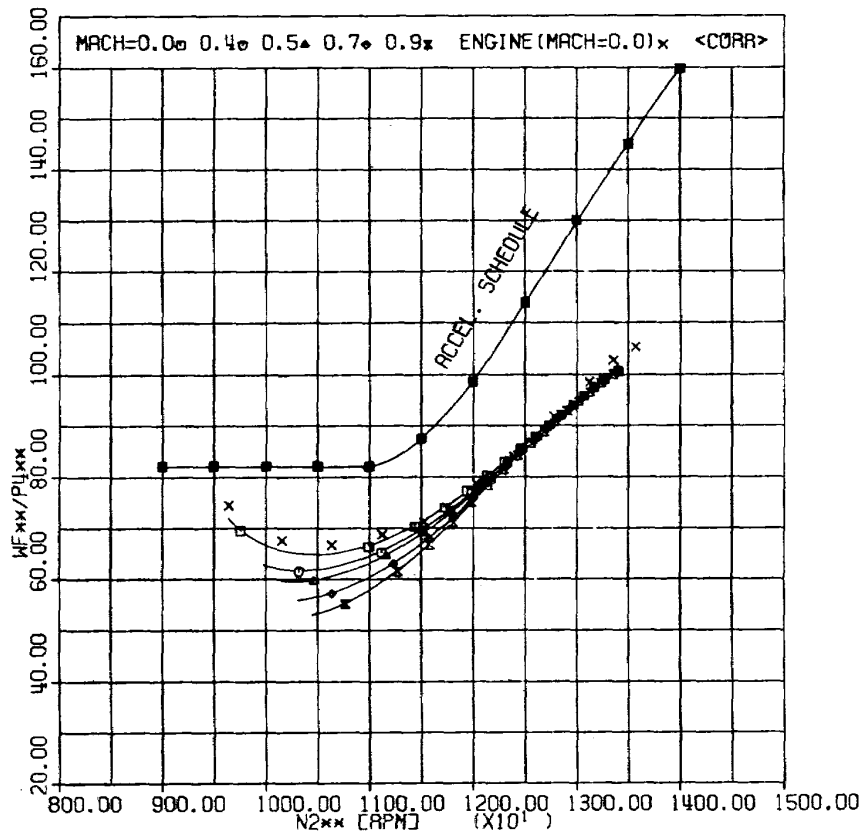


図 31 加速スケジュール

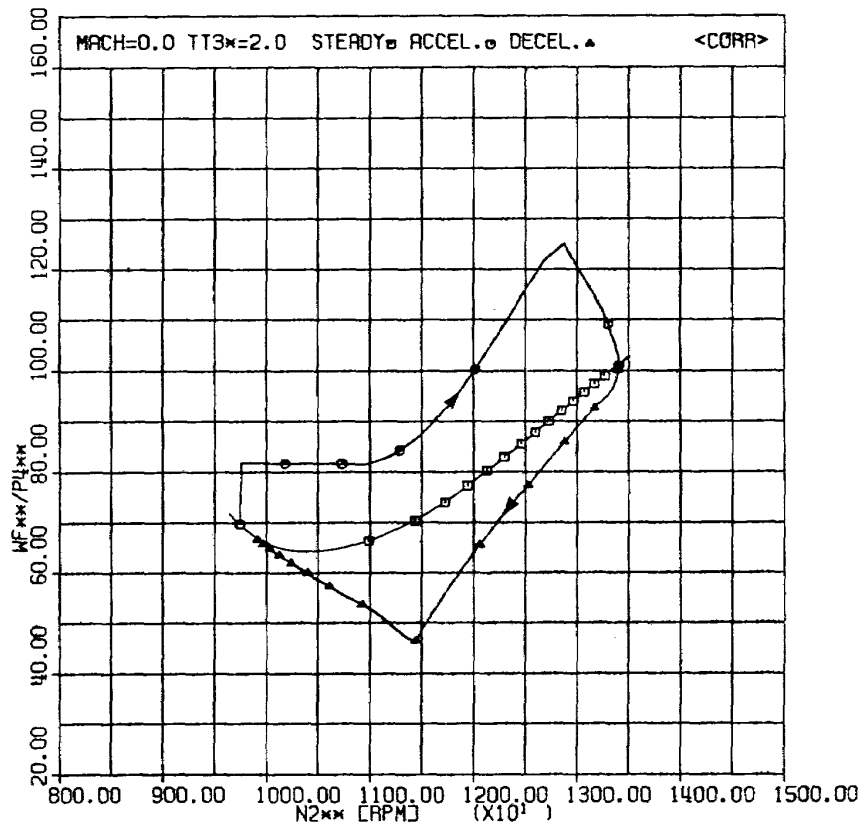


図 32 加減速径路

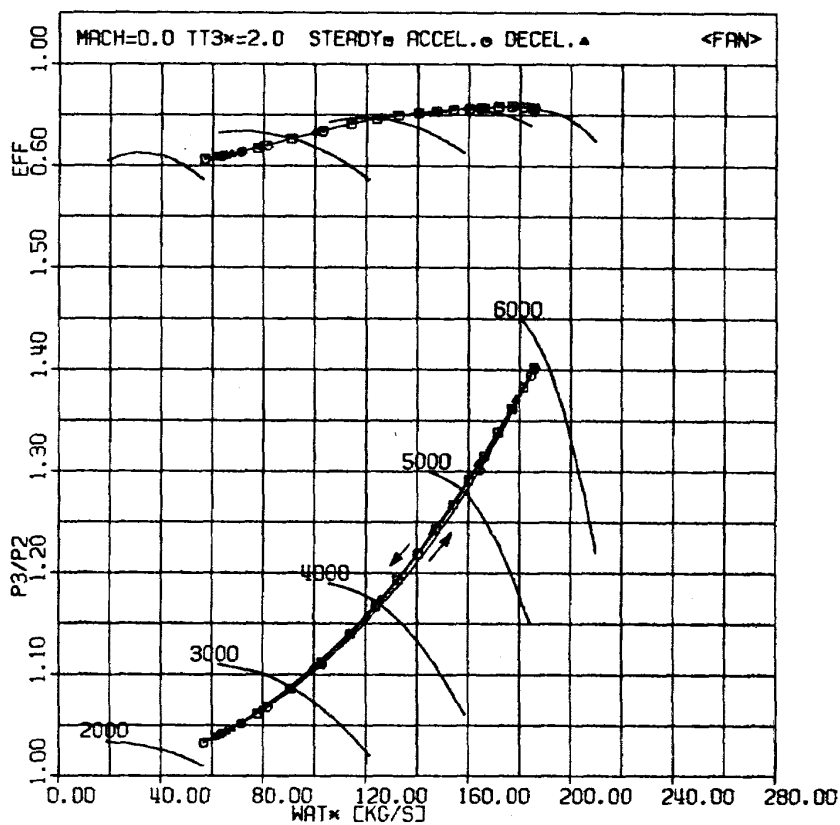


図 33 ファン加減速径路

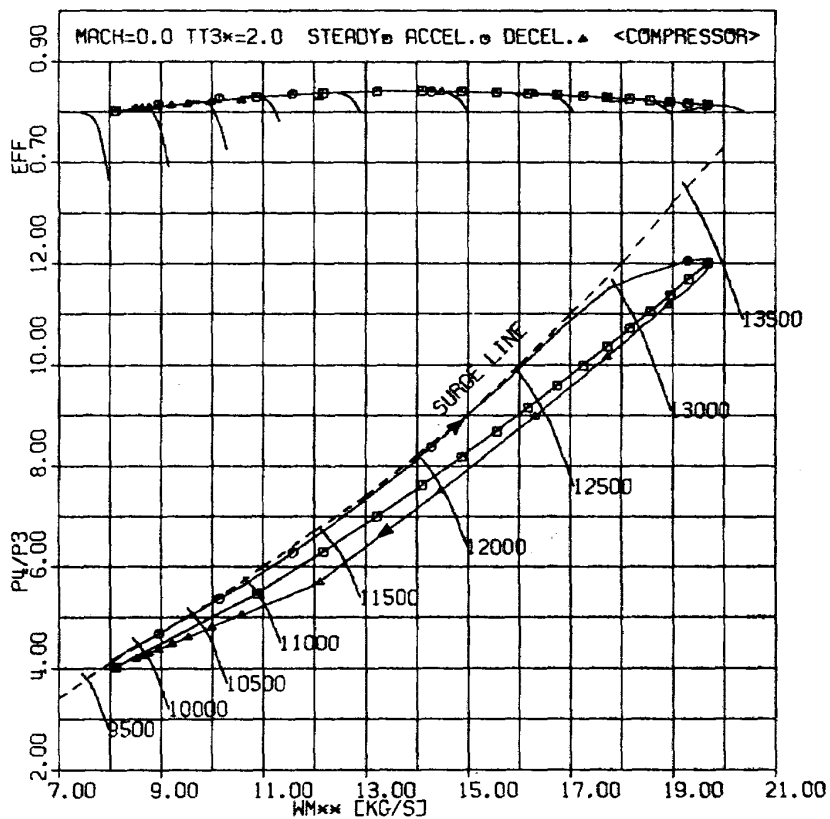


図 34 高圧コンプレッサ加減速径路

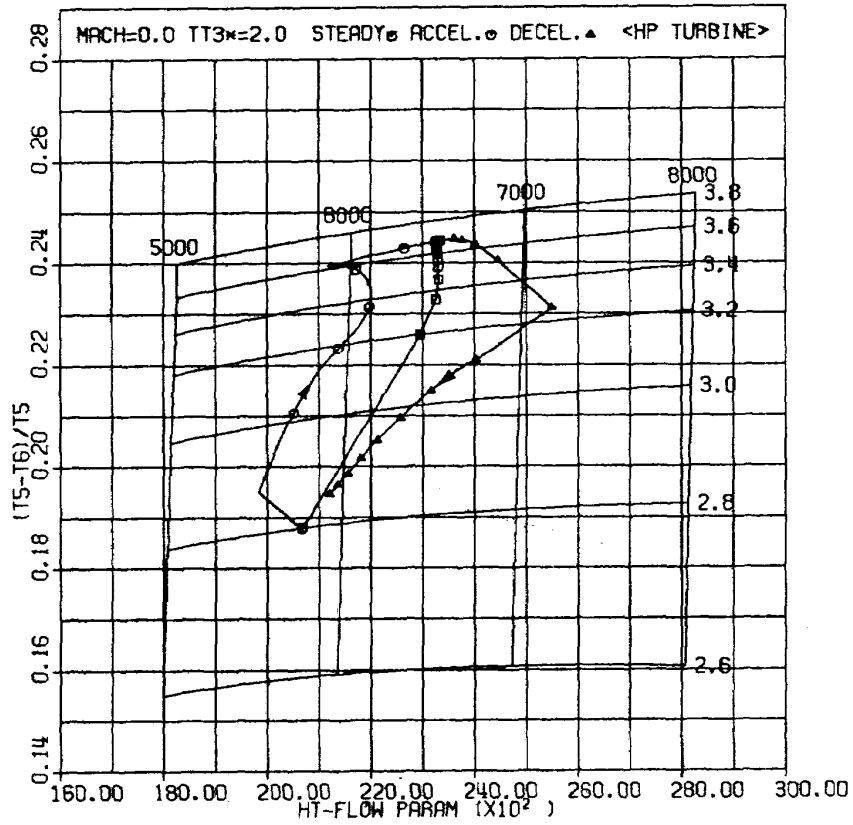


図 35 高圧タービン加減速径路

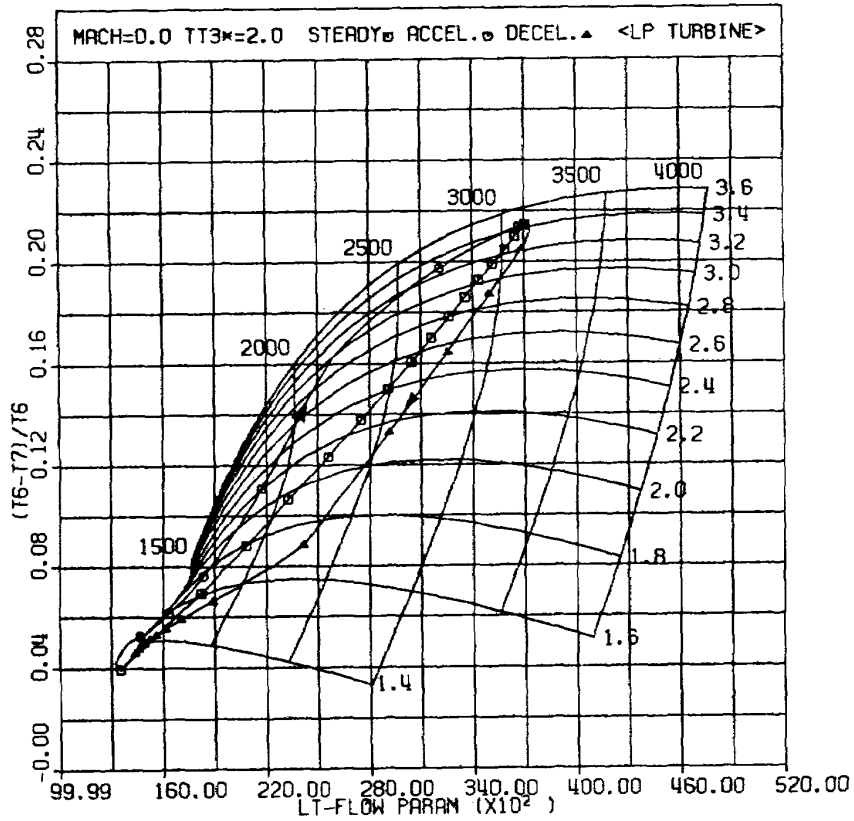


図 36 ファンタービン加減速径路

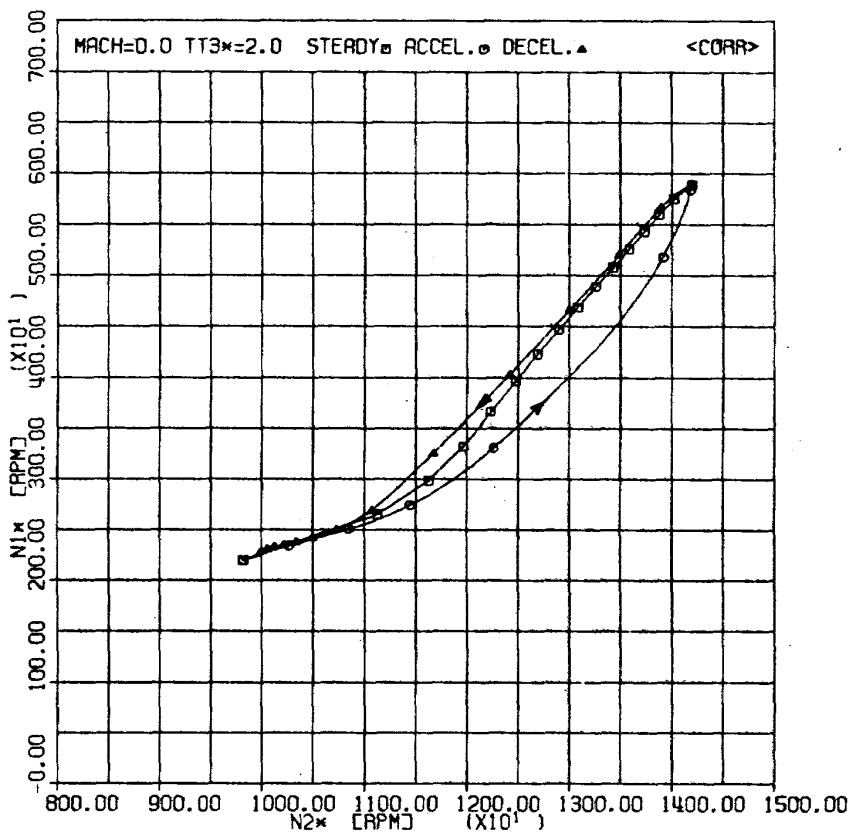


図 37 加減速径路

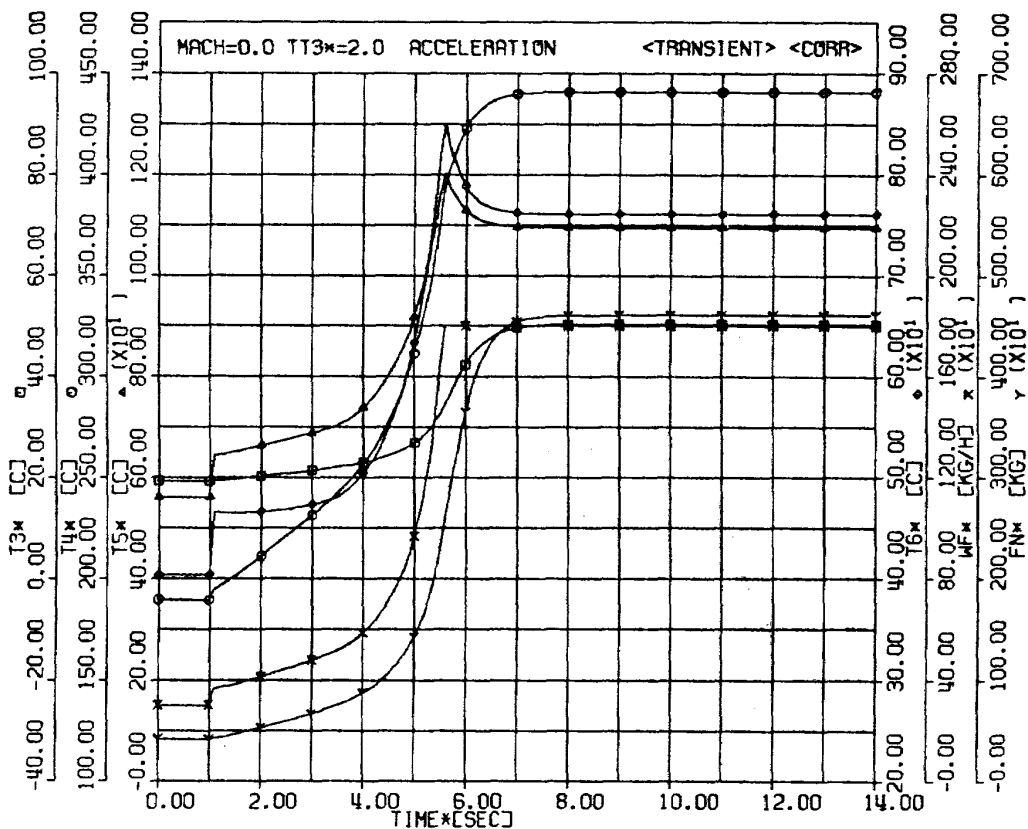


図 38 加速時のエンジン変数の時間変化-1

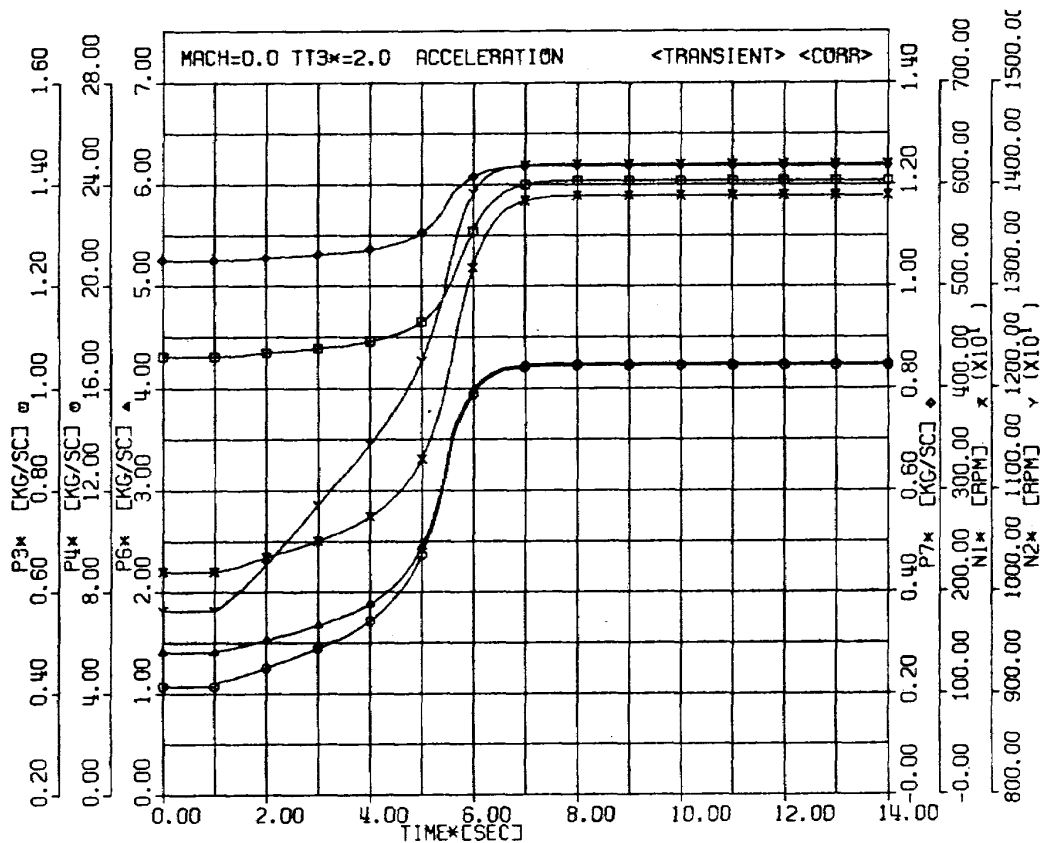


図 39 加速時のエンジン変数の時間変化-2

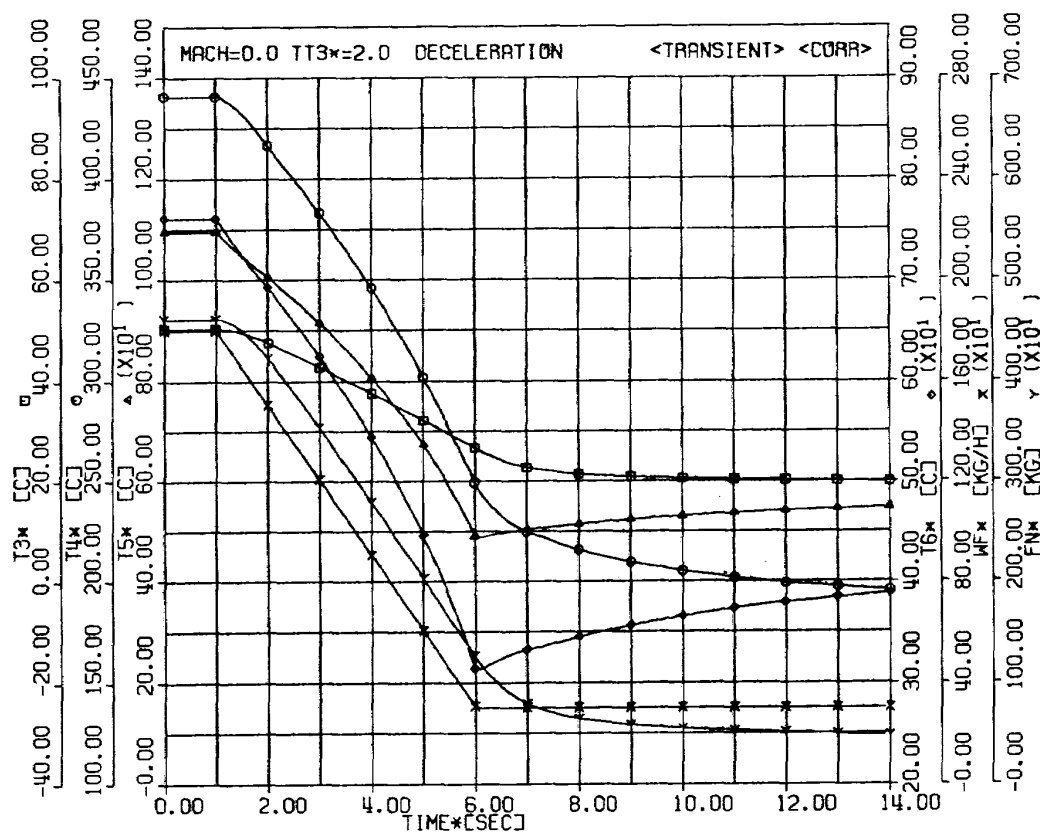


図 40 減速時のエンジン変数の時間変化-1

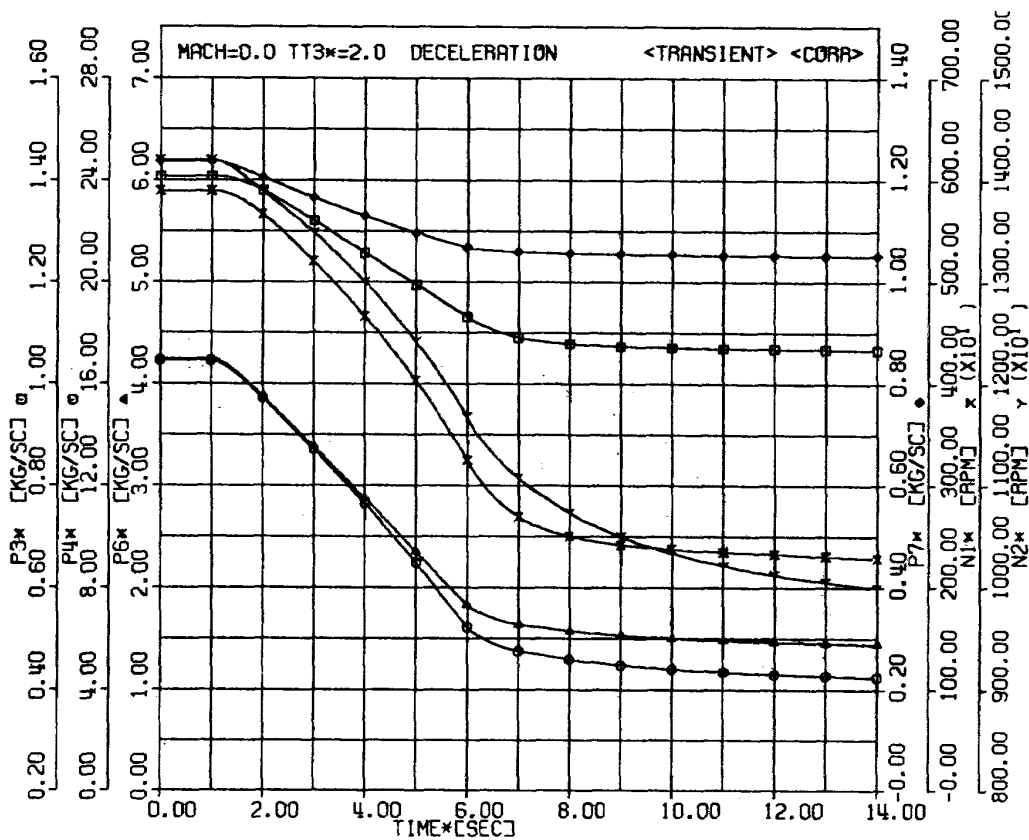


図 41 減速時のエンジン変数の時間変化-2

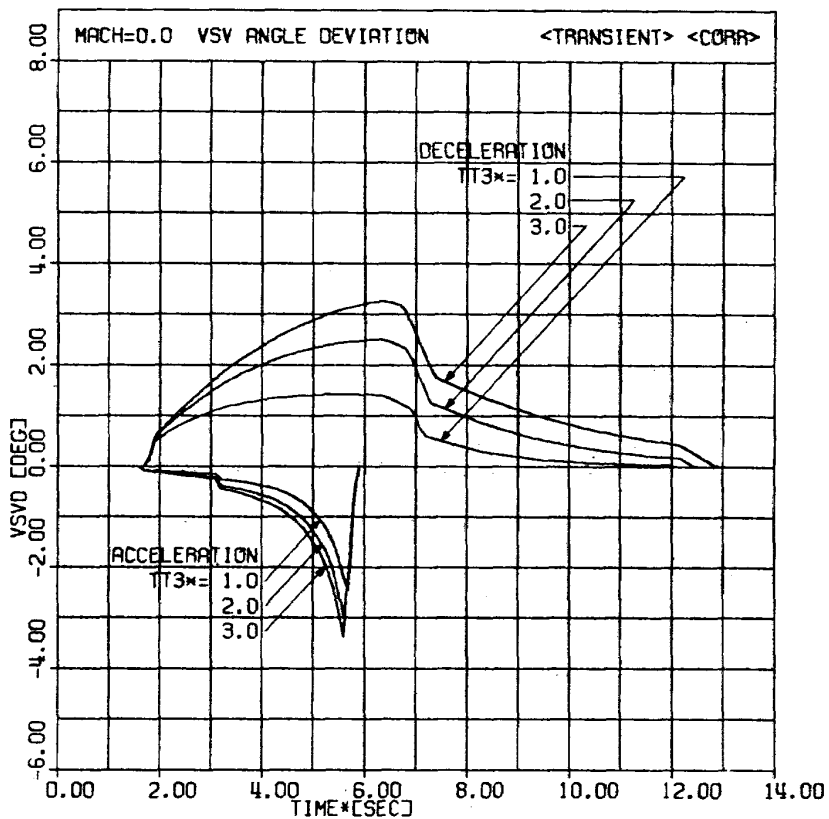


図 42 可変静翼偏差角度

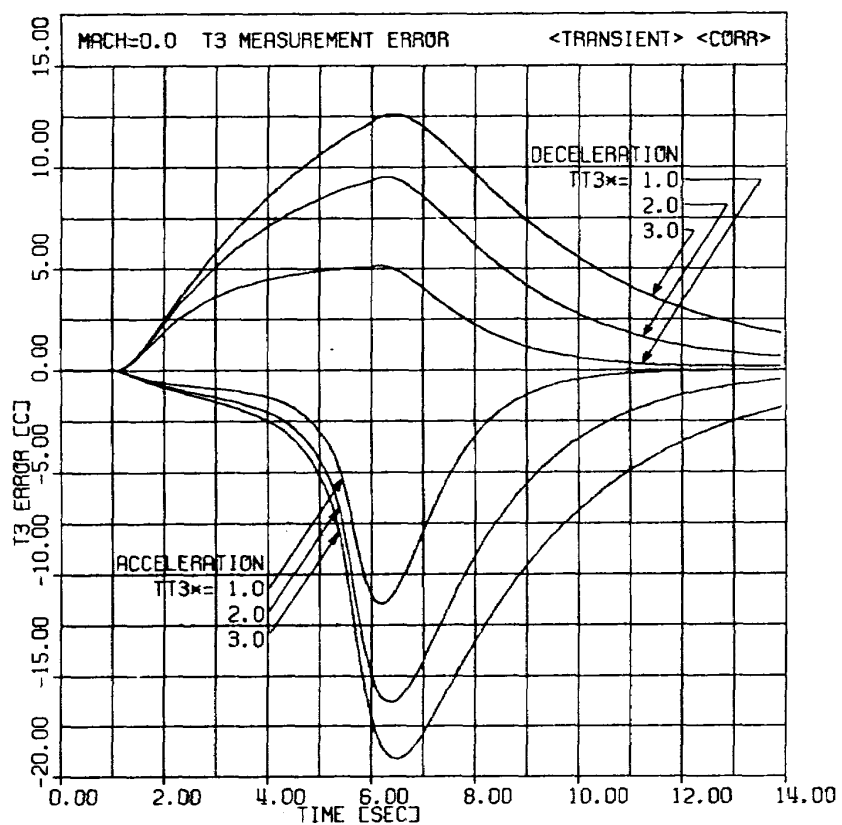


図 43 T₃ 検出器検出誤差

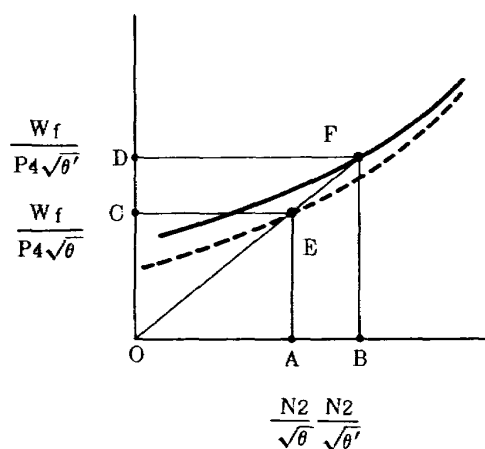


図 44 T₃ 検出器検出誤差の加速スケジュールへの影響

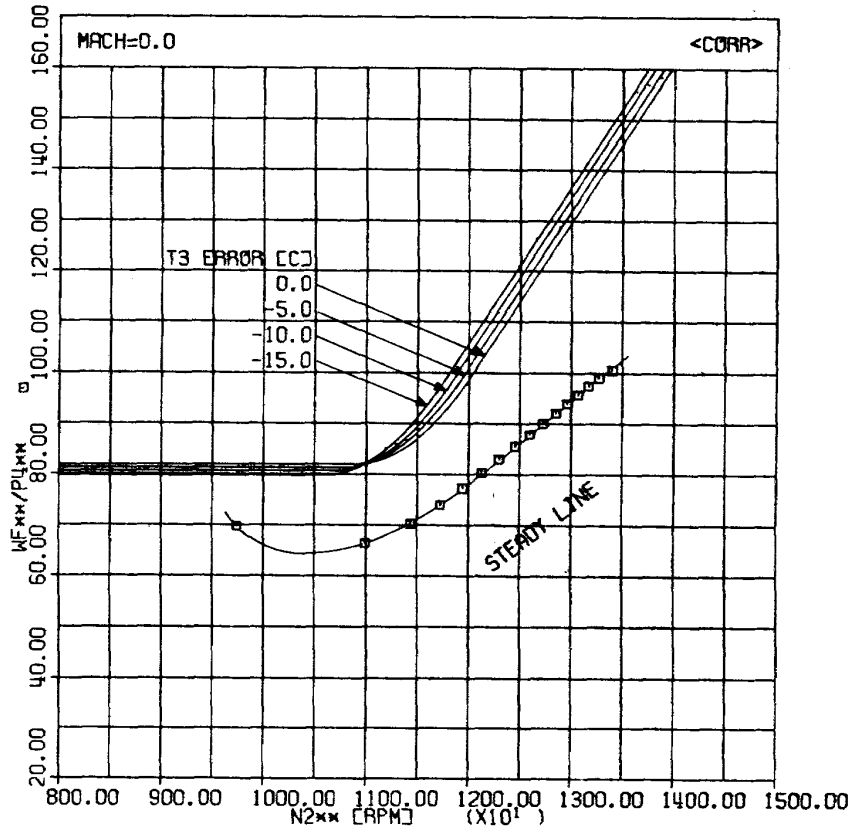


図 45 T_3 検出誤差による加速スケジュールのずれ

4) 坂田, 白井; 液体封入気流温度センサの研究, 第14回日本伝熱シンポジウム前刷, 1977.

記 号

- F_N : 正味推力
- F_G : グロス推力
- f : 任意の関数
- G : ガス流量
- h : エンタルピ
- I : ロータの慣性モーメント
- M : 飛行マッハ数
- N : ロータ回転速度
- P : 全圧力
- p : 静圧力
- Q : ロータ余剰動力
- S_θ : 可変静翼角度
- T : 全温度
- t : 静温度あるいは時間
- W : ロータ余剰トルク
- W_f : 燃料流量
- θ : 標準大気温度との温度比
- δ : 標準大気圧力との圧力比
- κ : 比熱比

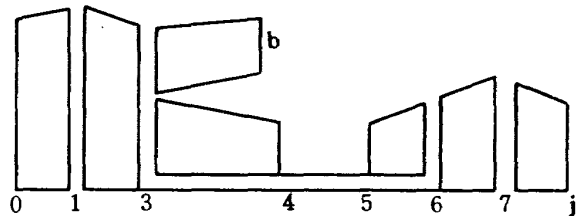


図 46 エンジン・ステーション番号

- η : 断熱効率
- τ : 時定数
- 添字 (図 46 参照)
- 0 : エンジン入口
- 01 : 空気取入口
- 1 : ファン入口あるいはファンロータ
- 13 : ファン
- 3 : 高圧コンプレッサ入口
- 34 : 高圧コンプレッサ
- 4 : 燃焼器入口
- 45 : 燃焼器
- 5 : 高圧タービン入口
- 56 : 高圧タービン
- 6 : ファンタービン入口
- 67 : ファンタービン
- 7 : ジェットノズル入口

- 7j : ジェットノズル
- j : ジェットノズル出口
- 3b : バイパスノズル
- b : バイパスノズル出口

図中の記号

- BPR : バイパス比
- FG : グロス推力
- FN : 正味推力
- HT-FLOW PARAM : 高圧タービン流量パラメータ
(修正回転速度) × (修正流量)
- LT-FLOW PARAM : ファンタービン流量パラメータ
(修正回転速度) × (修正流量)

- N1 : ファンロータ回転速度
- N2 : 高圧ロータ回転速度
- P3 : 高圧コンプレッサ入口圧力
- P4 : 高圧コンプレッサ出口圧力
- P6 : 高圧タービン出口圧力
- P7 : ファンタービン出口圧力
- SFC : 燃料消費率
- T3 : 高圧コンプレッサ入口温度
- T4 : 高圧コンプレッサ出口温度
- T5 : 高圧タービン入口温度
- T6 : 高圧タービン出口温度

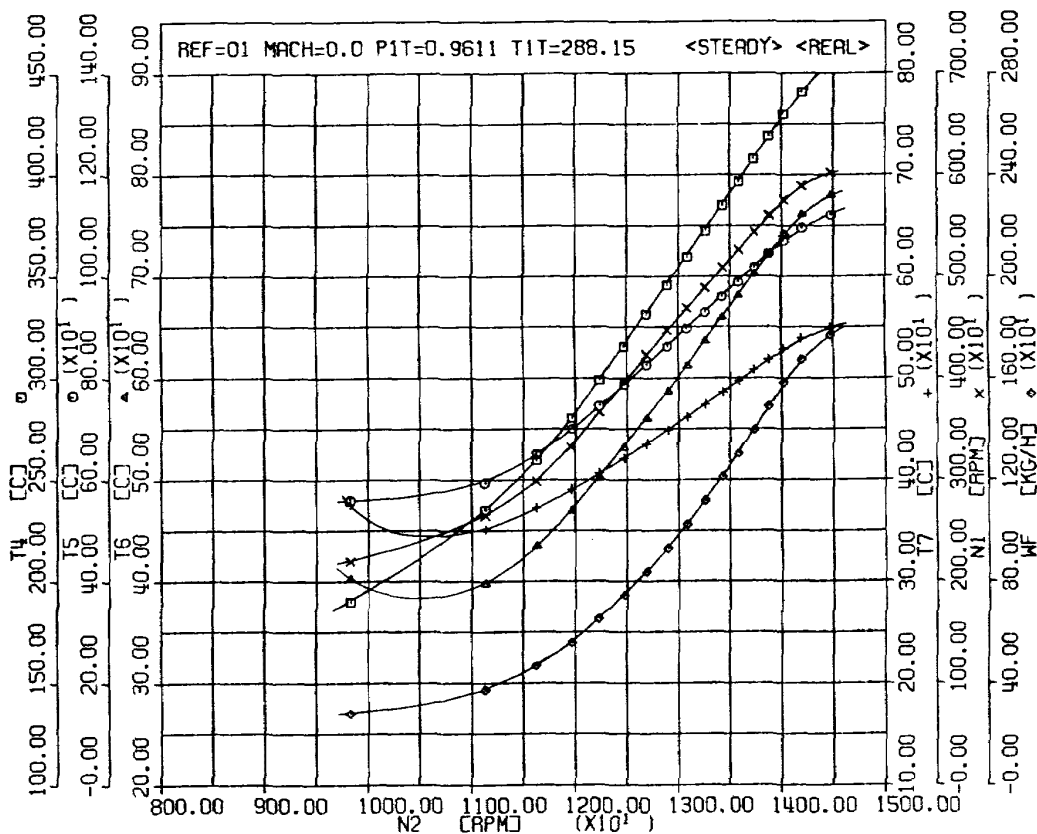
- T7 : ファンタービン出口温度
 - TC1 : ファンロータ回転速度応答時定数
 - TC2 : 高圧ロータ回転速度応答時定数
 - TIME : 時間
 - TT3 : T₃ 検出器時定数
 - WAT : ファン空気流量
 - WF : 燃料流量
 - WM : 高圧コンプレッサ空気流量
 - W2 : 高圧ロータ余剰トルク
 - VSVD : 可変静翼偏差角度
- 上記の記号の後の*はエンジン入口修正,**は高圧コンプレッサ入口修正を意味する。

付録 1. 定常特性および応答時定数の実際値

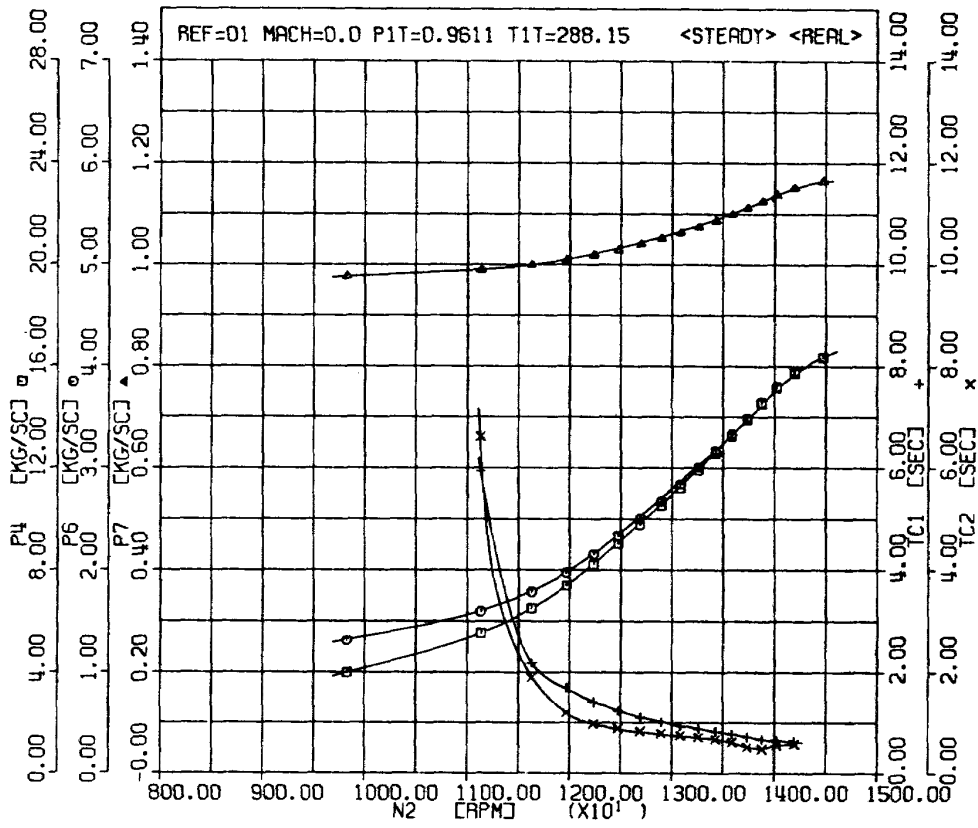
高空性能試験の各試験ケース(図1)における主要エンジン変数の実際値による定常特性および高圧ロータ速度, ファンロータ速度(正味推力)の応答時定数の実際値を付図1~42に示す。

付録 2. 加減速特性の実際値

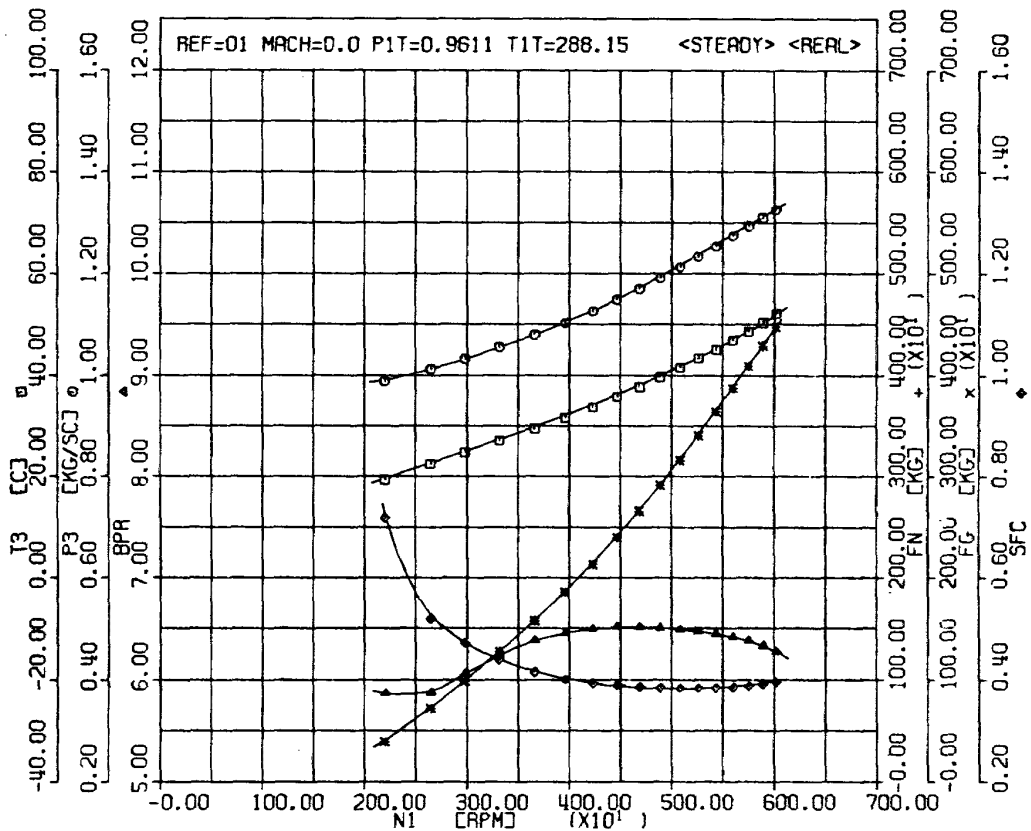
高空性能試験の試験ケース 2, 3, 4, 7, 8, 9 における主要エンジン変数の実際値による加減速特性を付図 43~66 に示す。



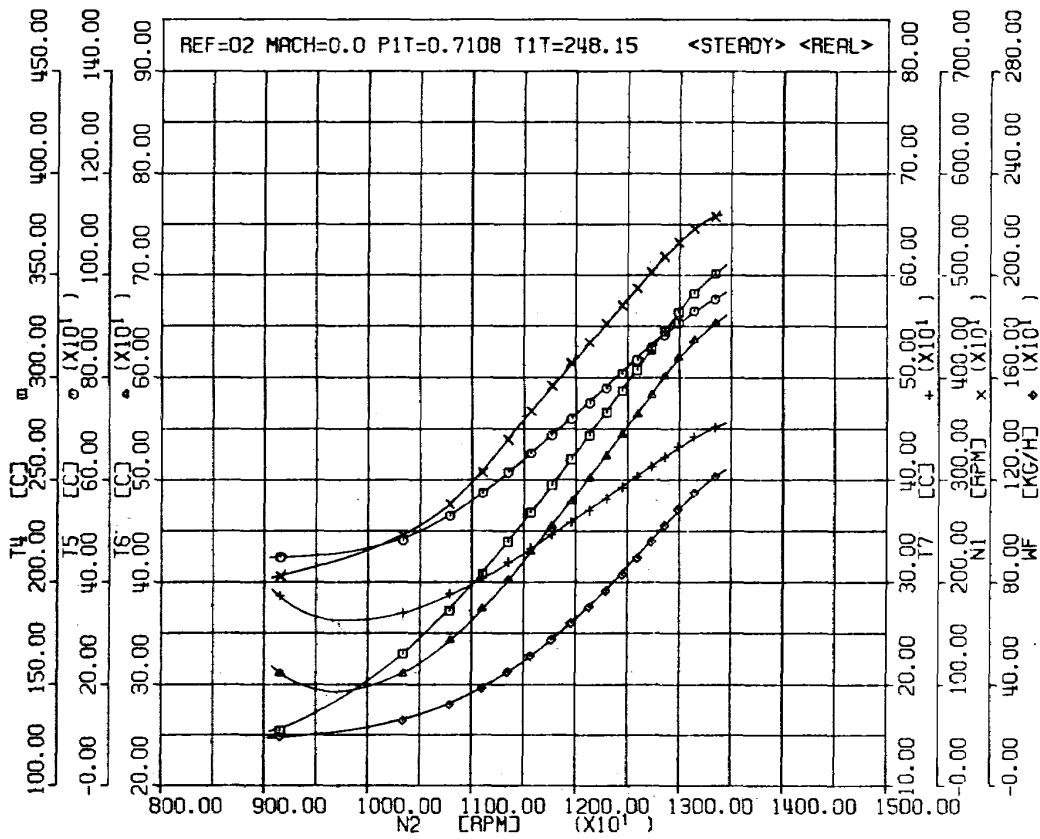
付図1 定常特性 (Ref No = 01, 2000 ft, Mach 0) - 1



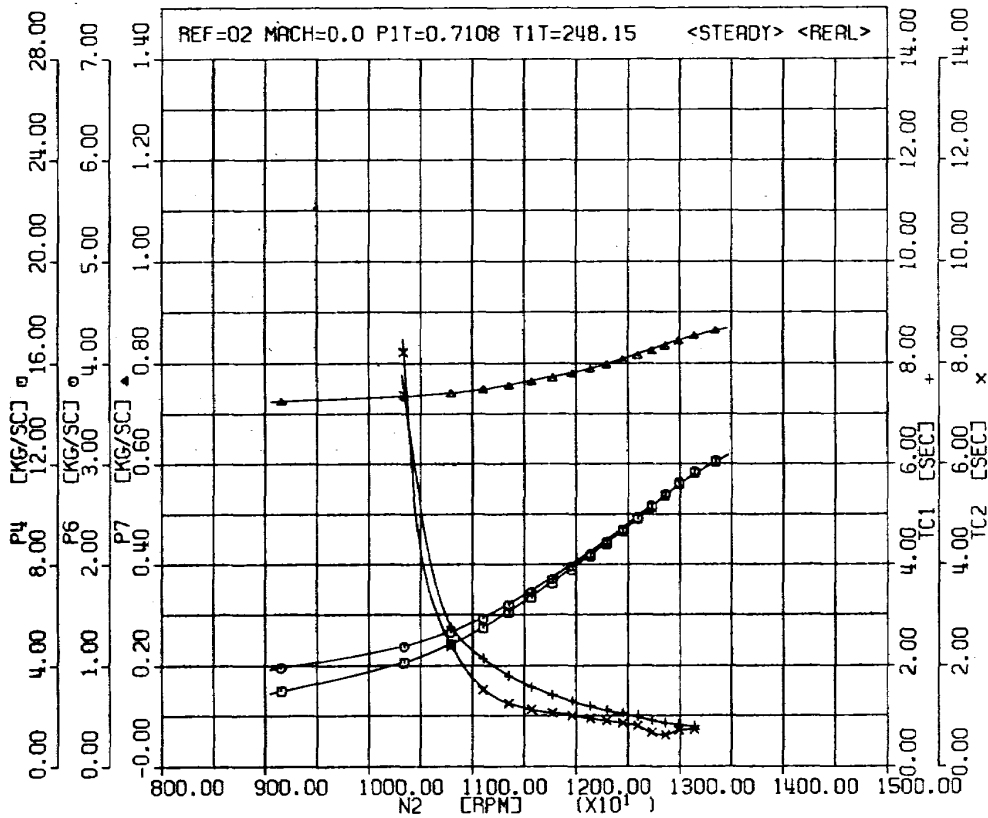
付図2 定常特性 (Ref No = 01, 2000 ft, Mach 0) - 2



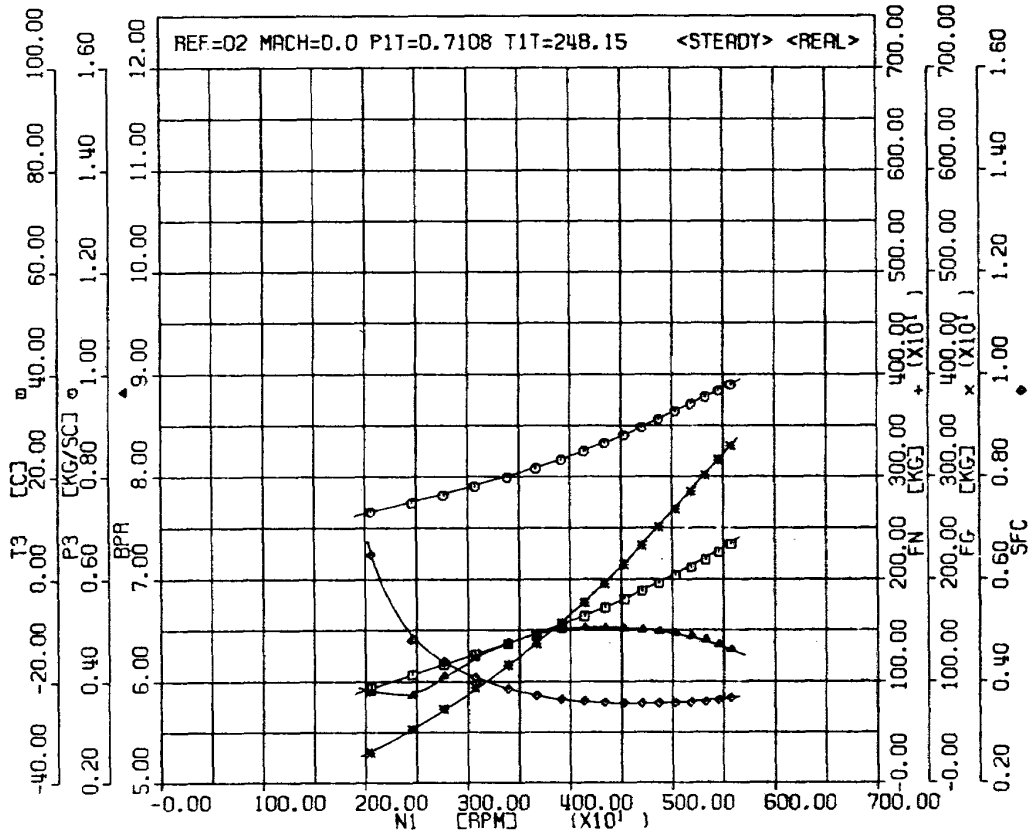
付図3 定常特性 (Ref No = 01, 2000 ft, Mach 0) - 3



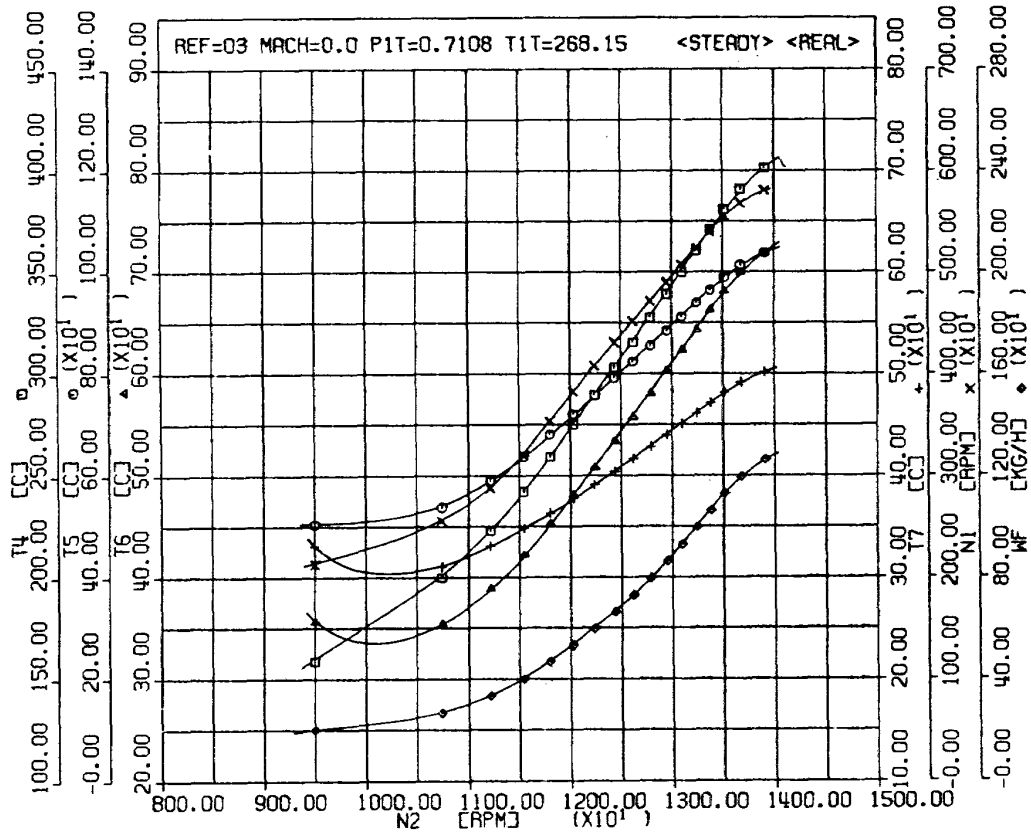
付図4 定常特性 (Ref No = 02, 10000 ft, Mach 0) - 1



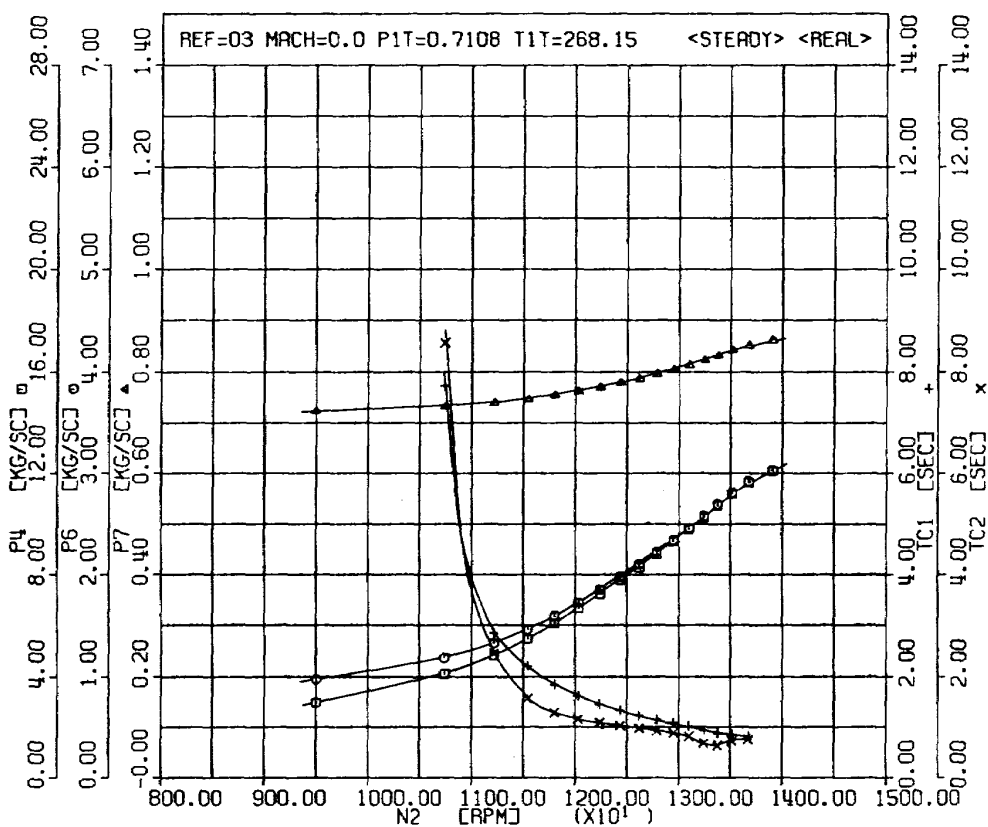
付図5 定常特性 (Ref No = 02, 10000 ft, Mach 0) - 2



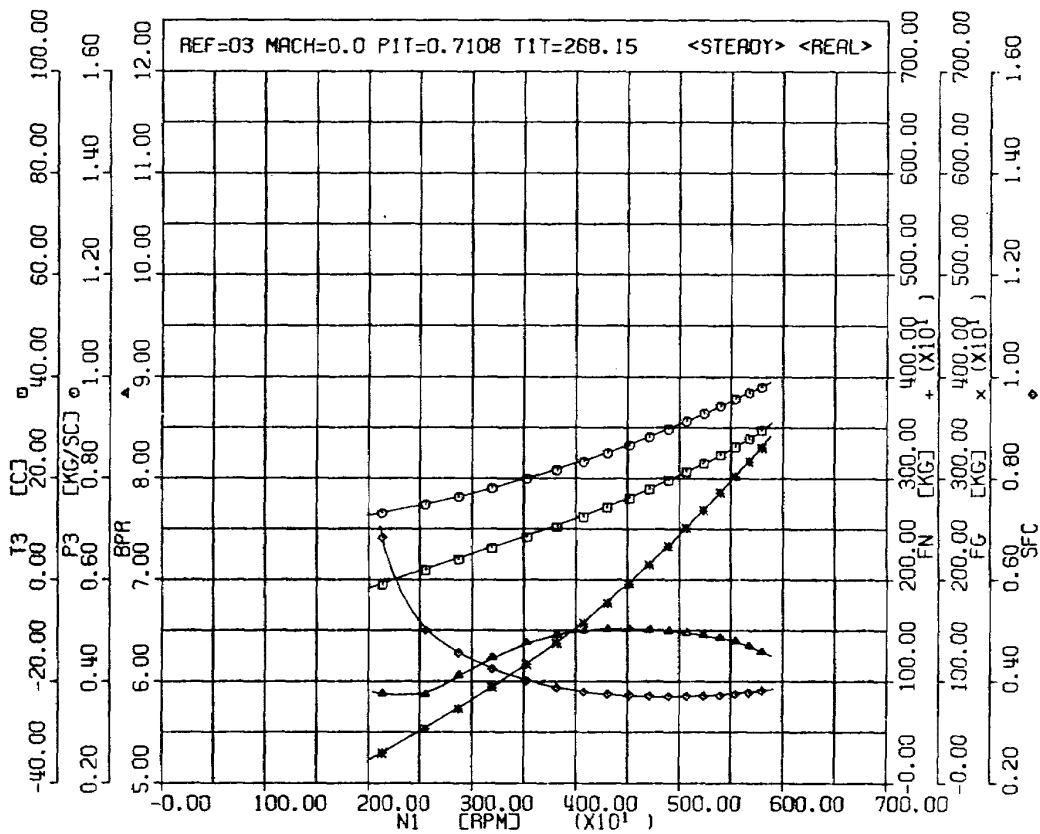
付図6 定常特性 (Ref No = 02, 10000 ft, Mach 0) - 3



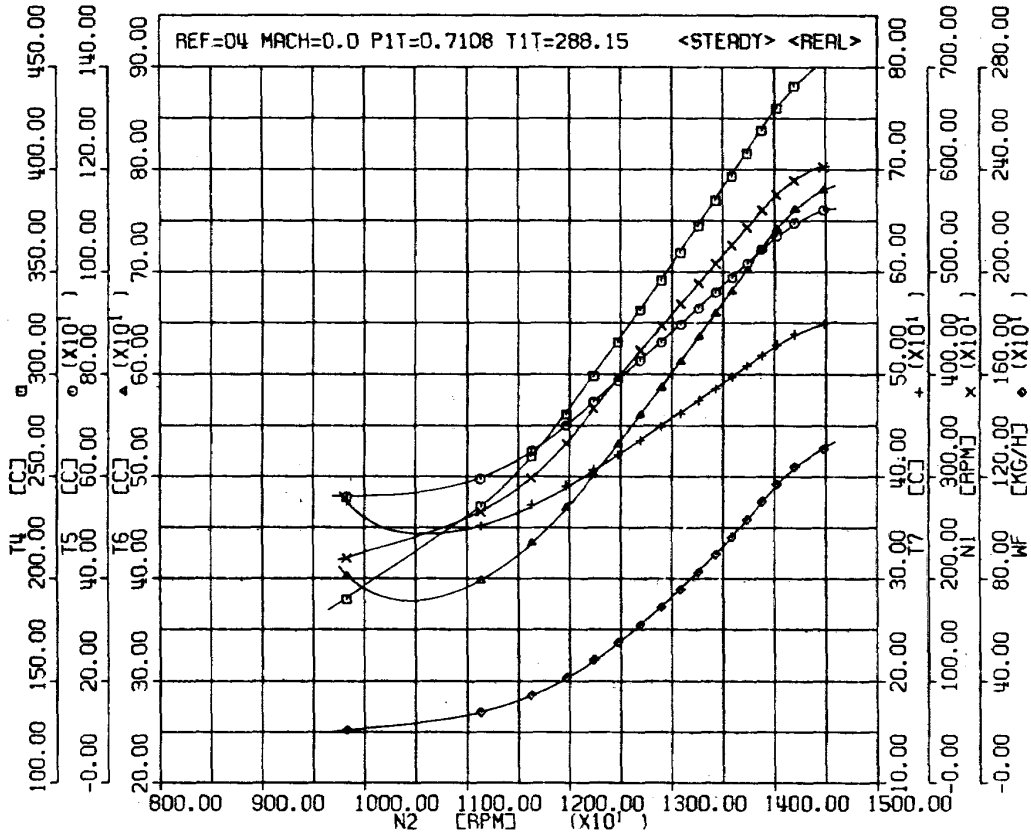
付図7 定常特性 (Ref No = 03, 10000 ft, Mach 0) - 1



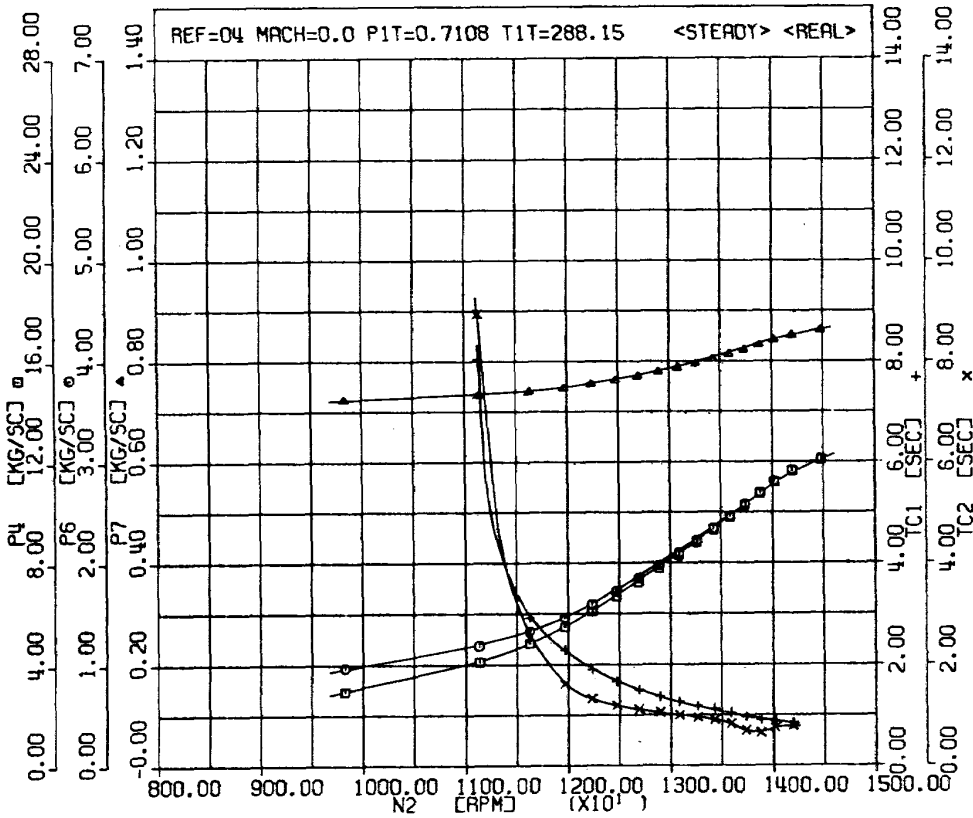
付図8 定常特性 (Ref No = 03, 10000 ft, Mach 0) - 2



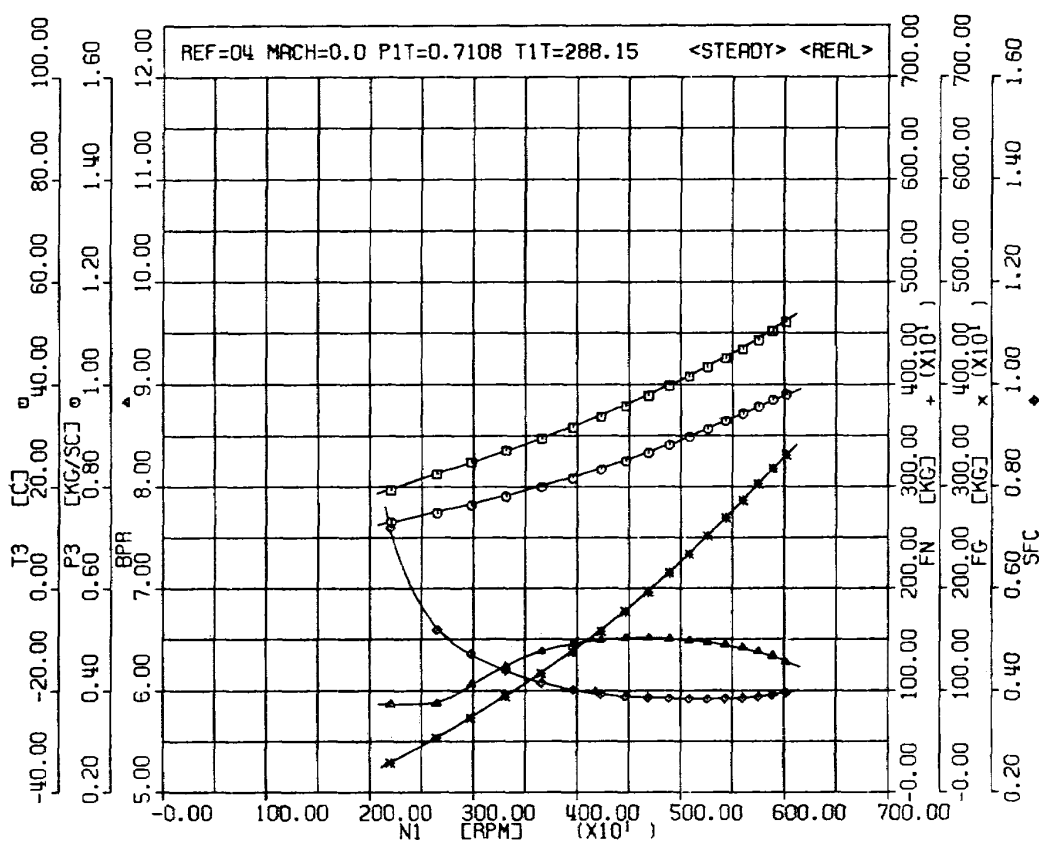
付図9 定常特性 (Ref No = 03, 10000 ft, Mach 0) - 3



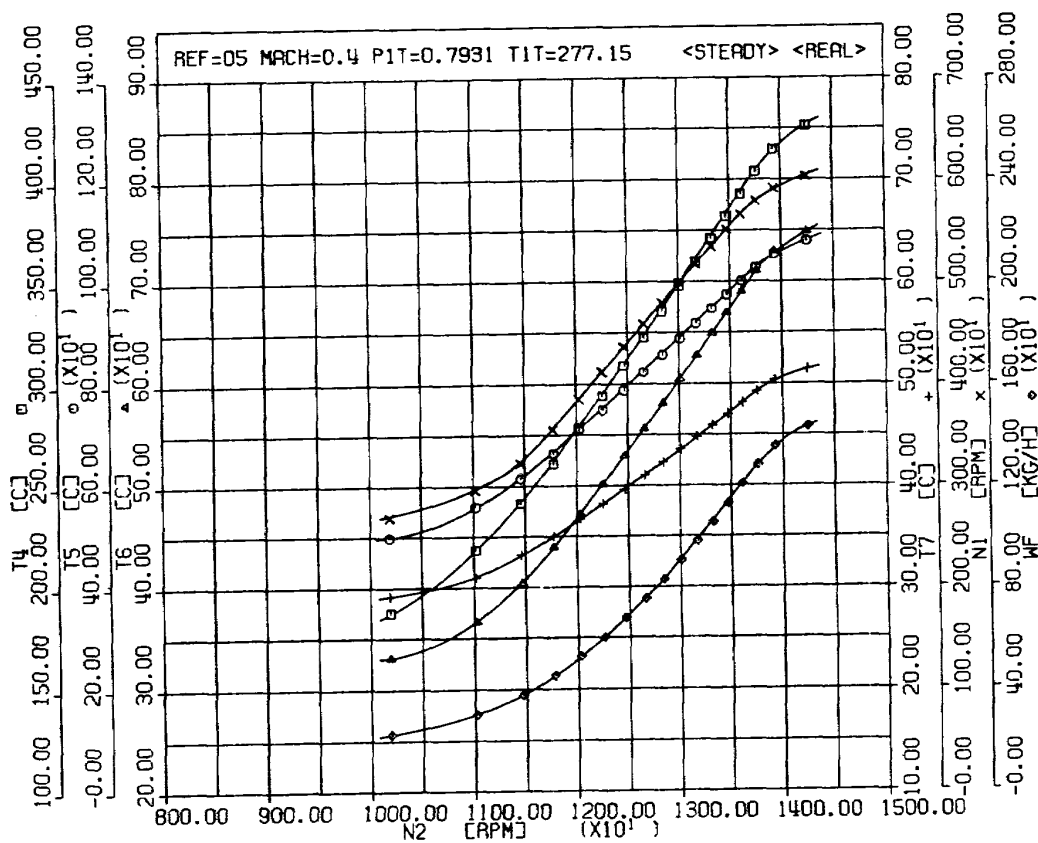
付図 10 定常特性 (Ref No = 04, 10000 ft, Mach 0) - 1



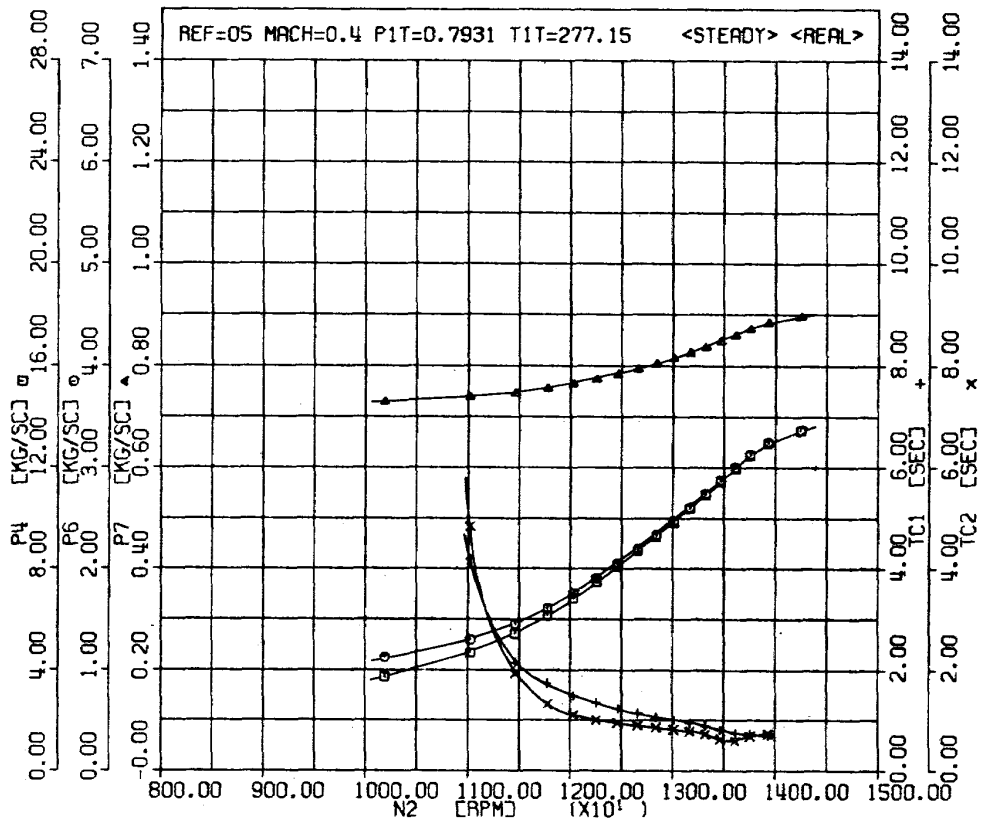
付図 11 定常特性 (Ref No = 04, 10000 ft, Mach 0) - 2



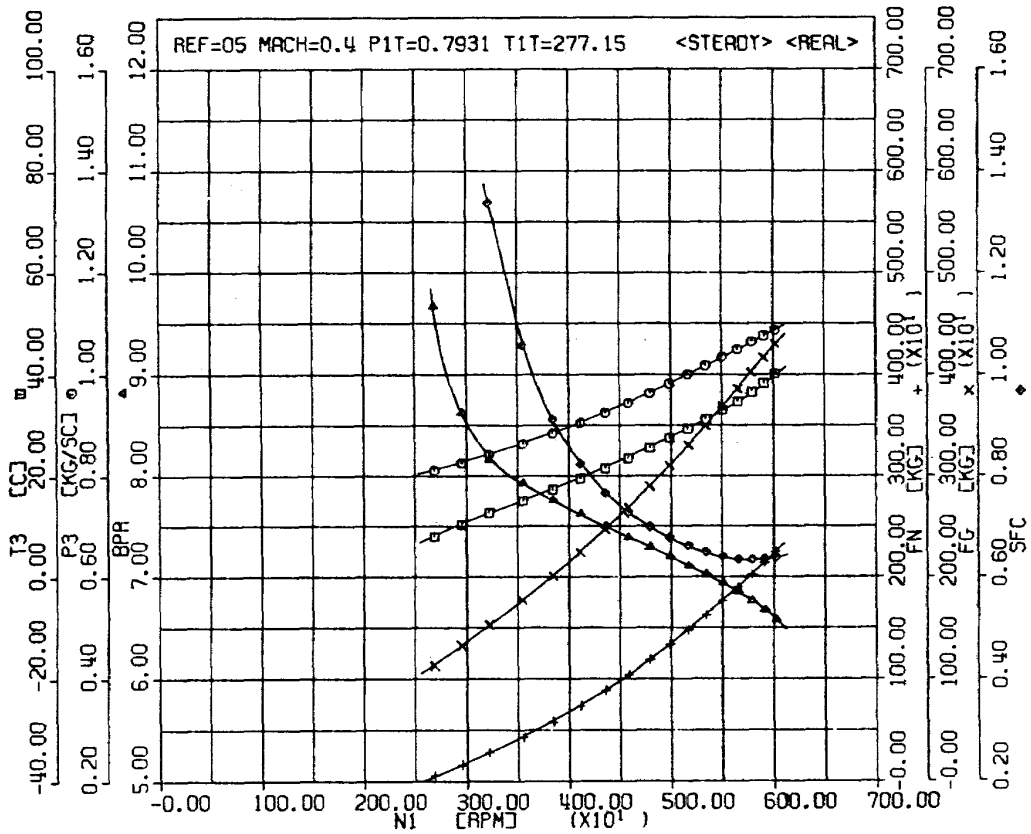
付図12 定常特性 (Ref No = 04, 10000 ft, Mach 0) - 3



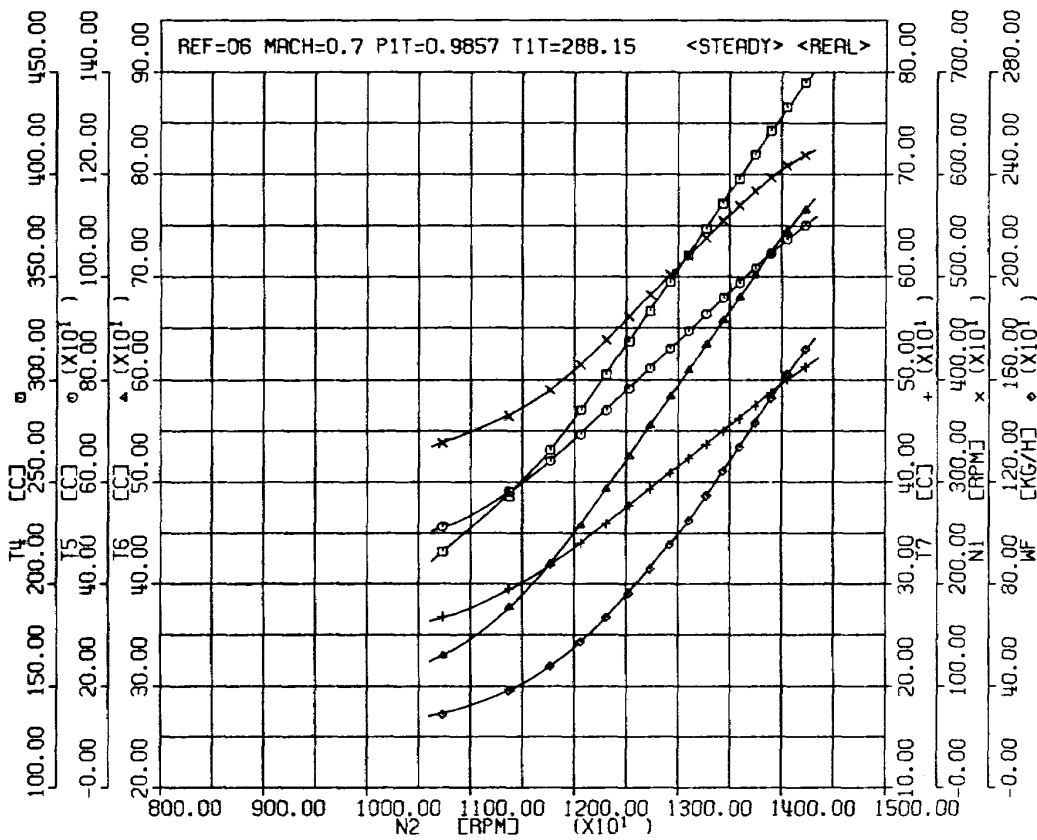
付図13 定常特性 (Ref No = 05, 10000 ft, Mach 0.4) - 1



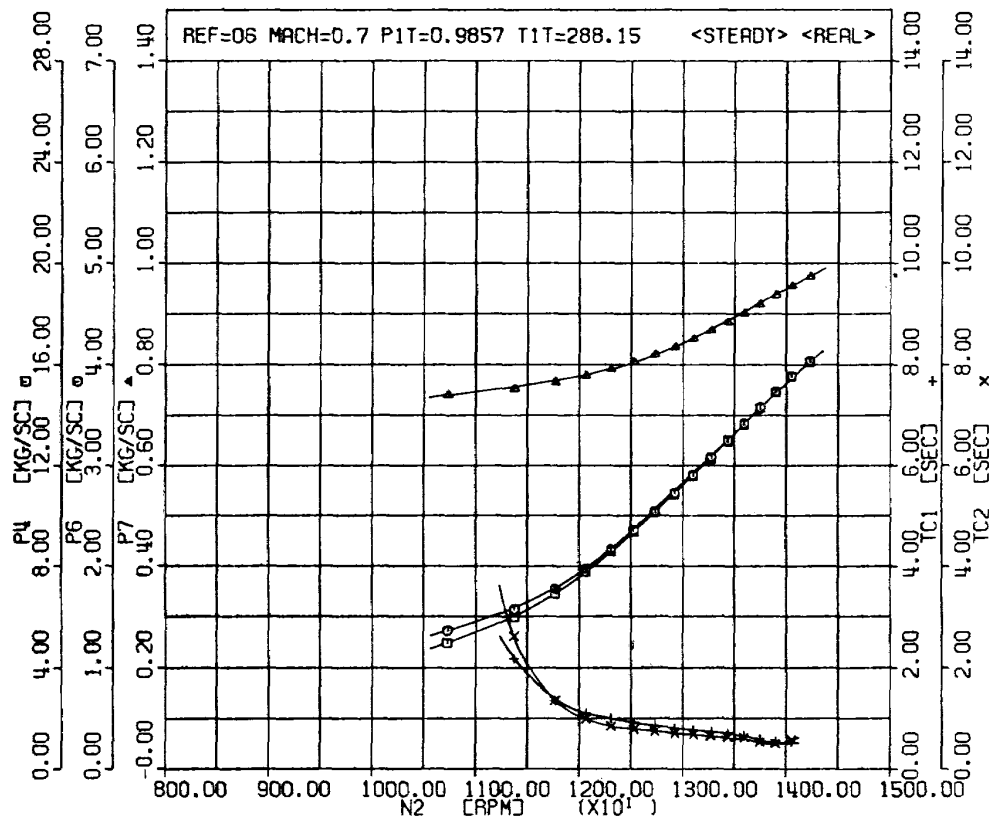
付図 14 定常特性 (Ref No = 05, 10000 ft, Mach 0.4)-2



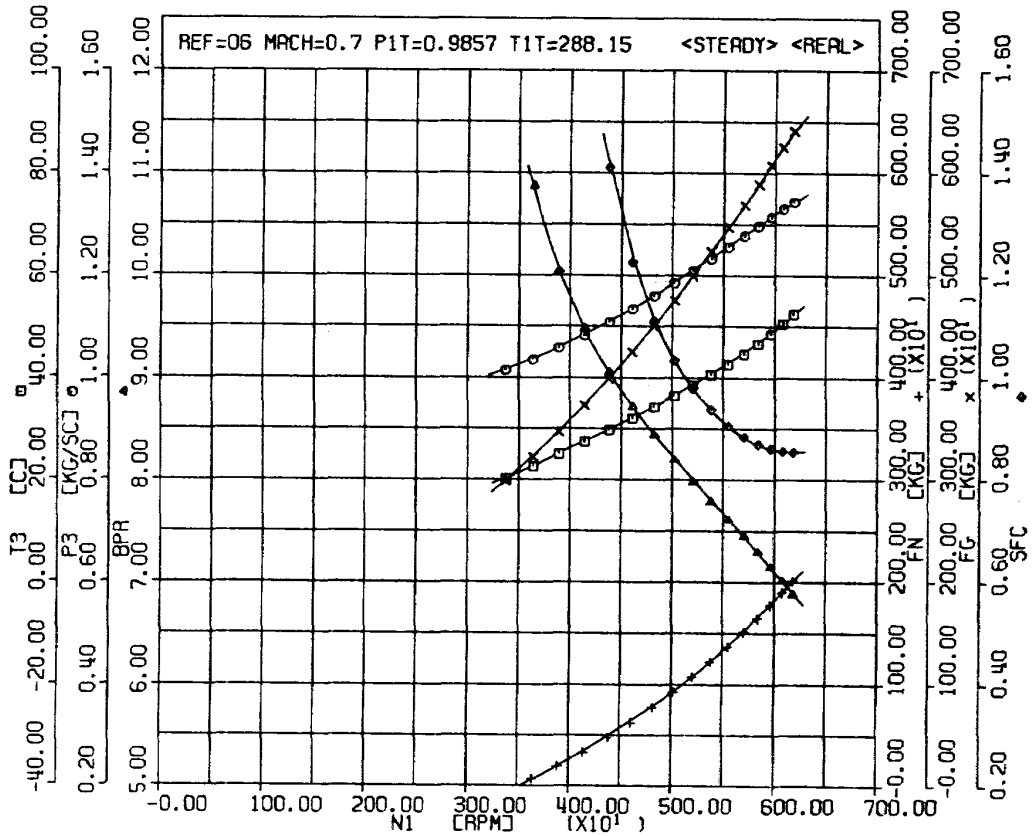
付図 15 定常特性 (Ref No = 05, 10000 ft, Mach 0.4)-3



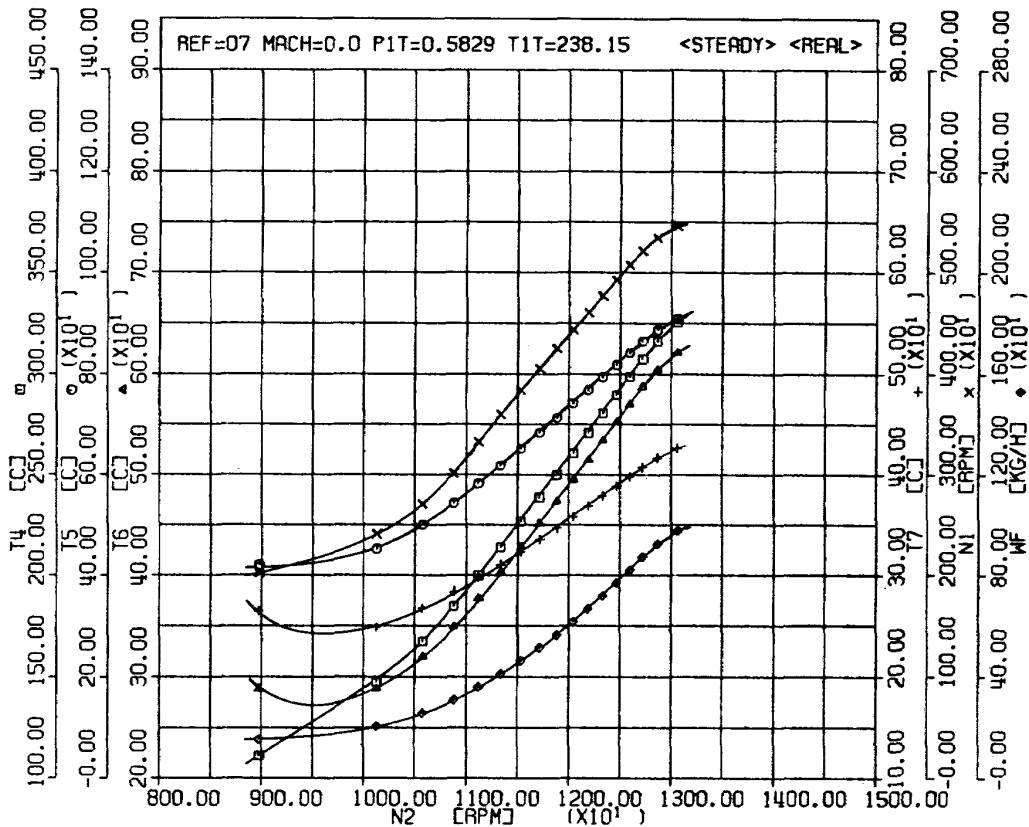
付図16 定常特性 (Ref No = 06, 10000 ft, Mach 0.7)-1



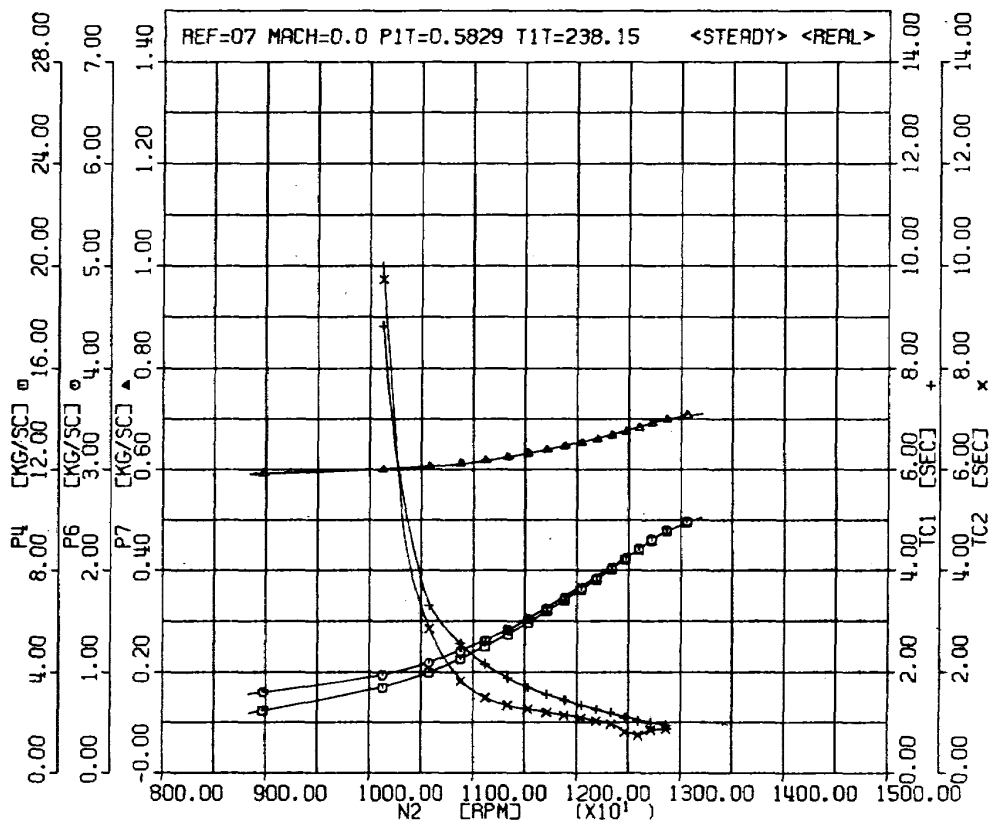
付図17 定常特性 (Ref No = 06, 10000 ft, Mach 0.7)-2



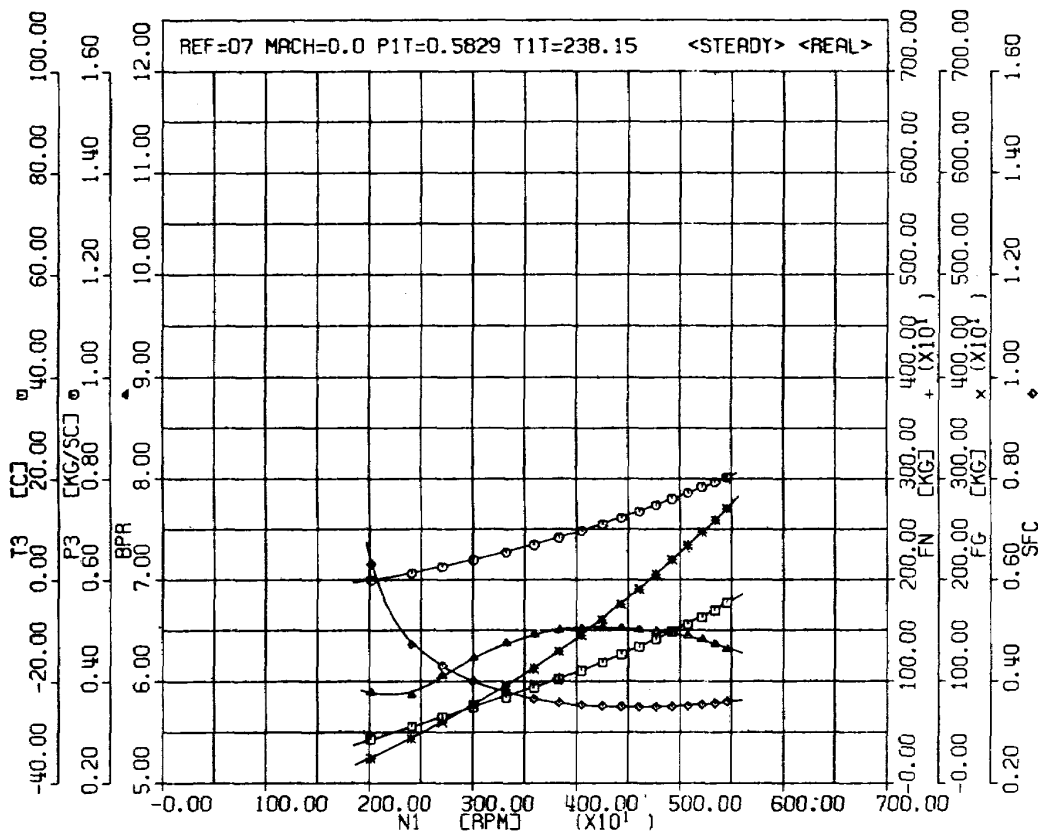
付図 18 定常特性 (Ref No = 06, 10000 ft, Mach 0.7) - 3



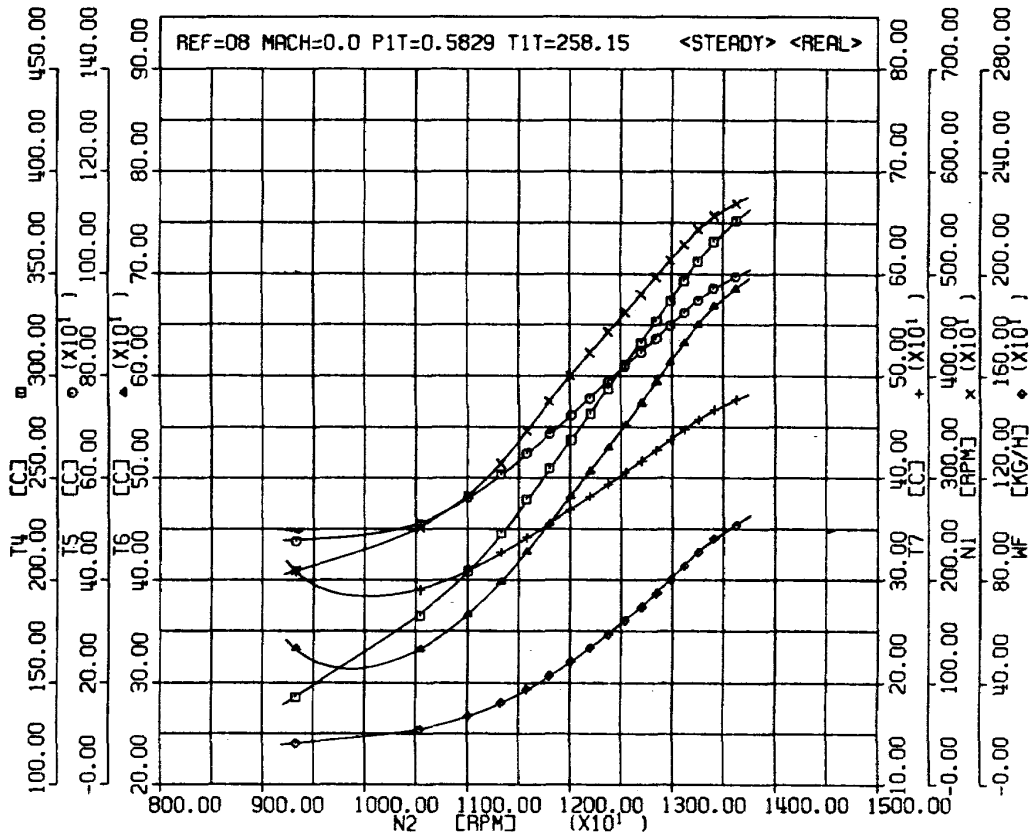
付図 19 定常特性 (Ref No = 07, 15000 ft, Mach 0) - 1



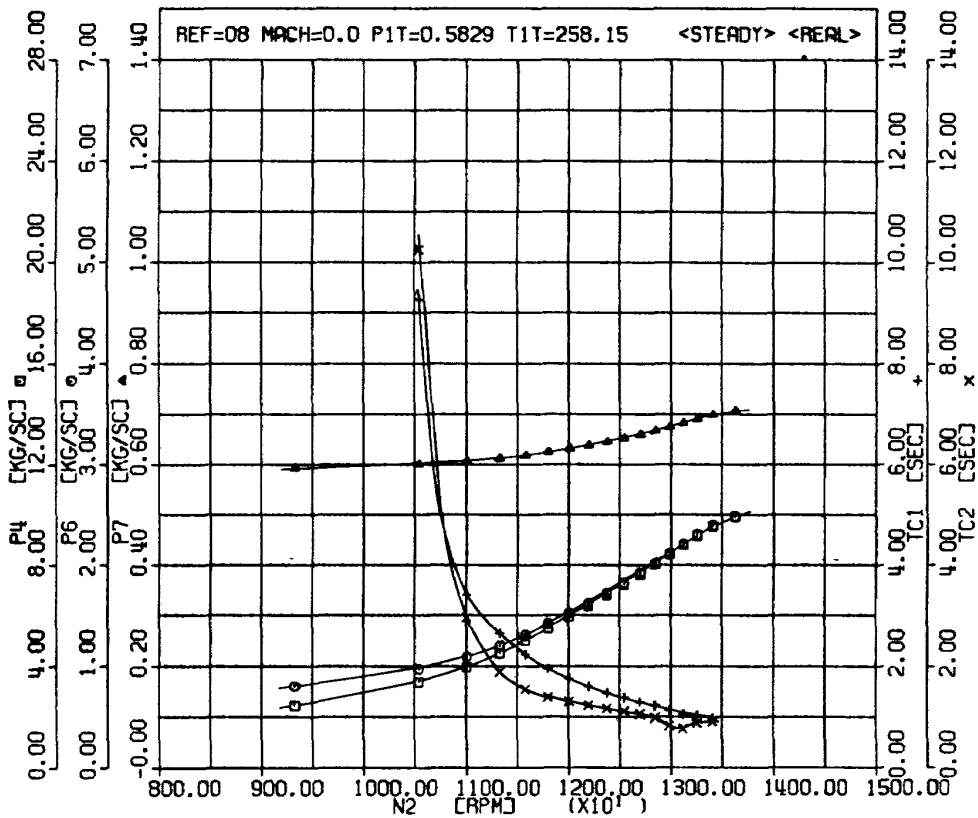
付図 20 定常特性 (Ref No = 07, 15000 ft, Mach 0) - 2



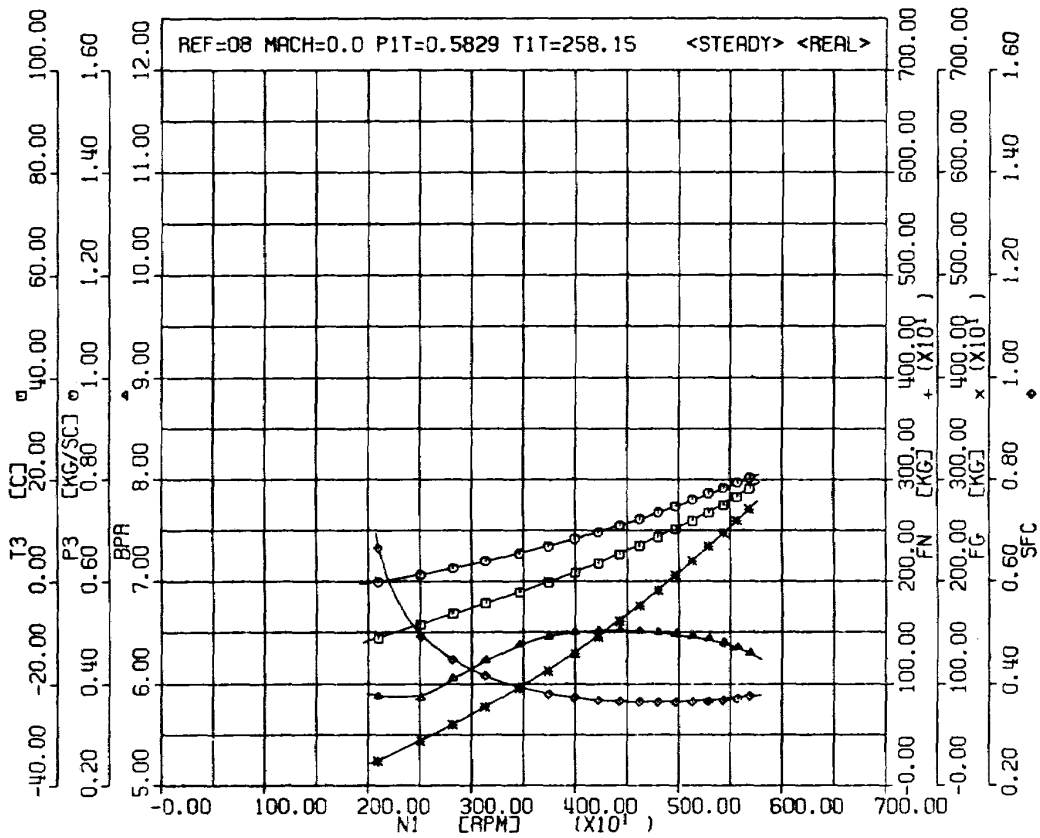
付図 21 定常特性 (Ref No = 07, 15000 ft, Mach 0) - 3



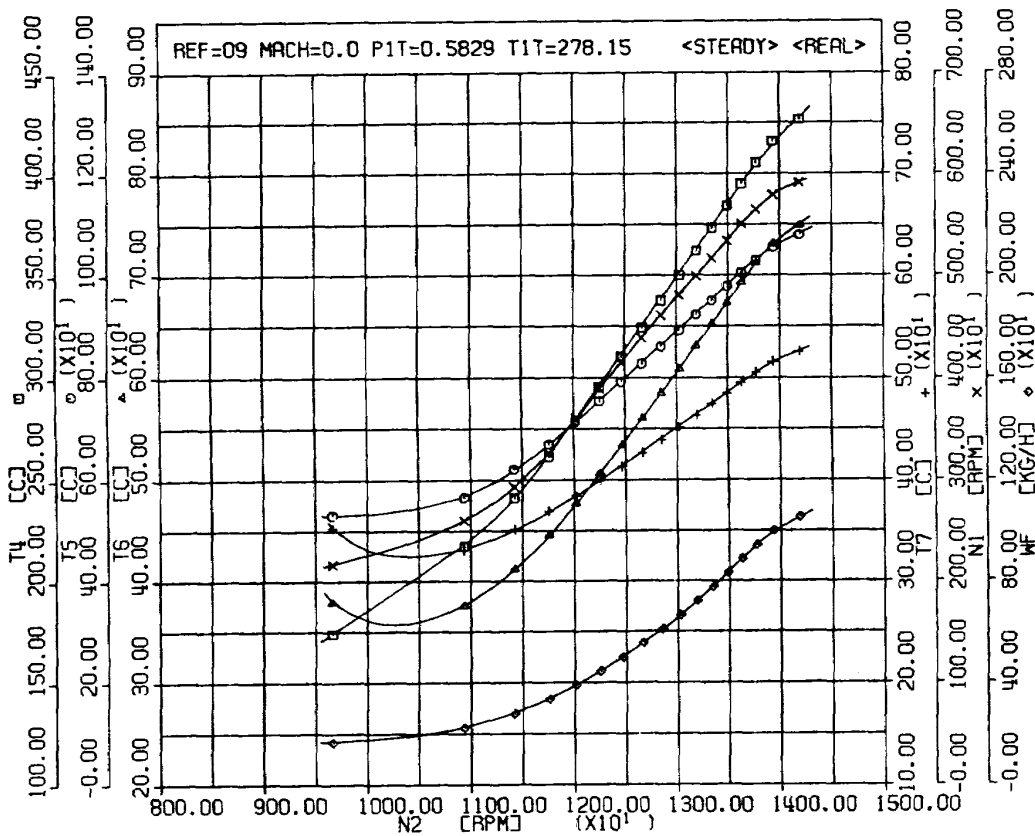
付図 22 定常特性 (Ref No = 08, 15000 ft, Mach 0) - 1



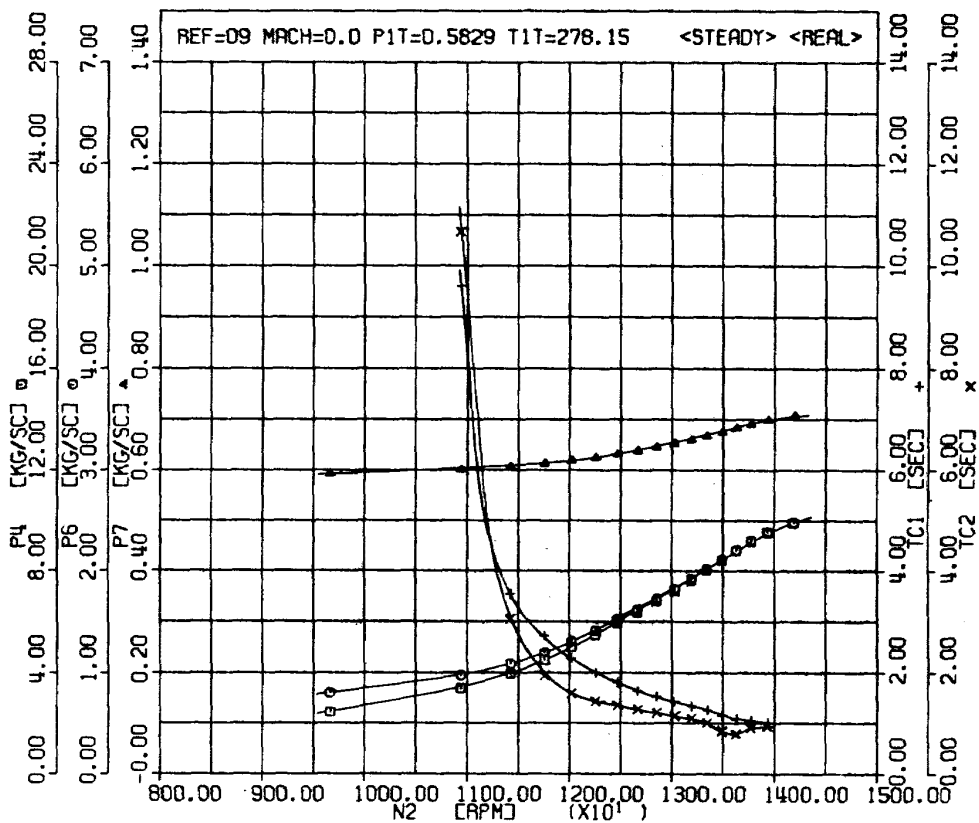
付図 23 定常特性 (Ref No = 08, 15000 ft, Mach 0) - 2



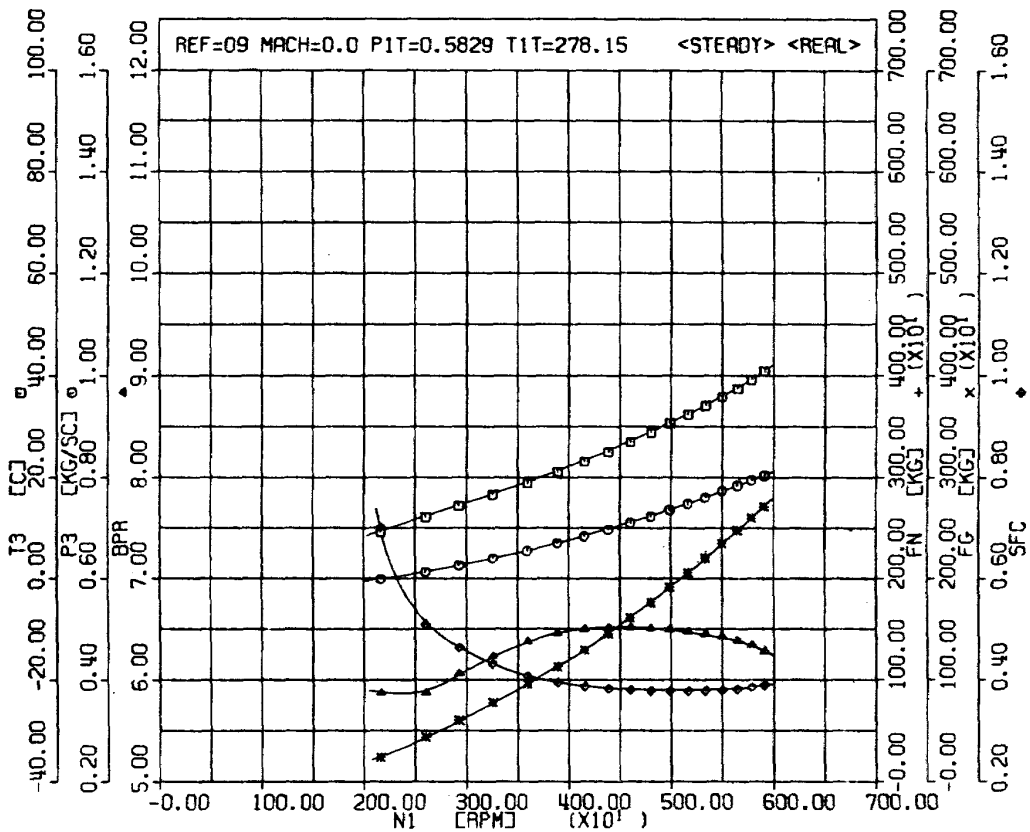
付図 24 定常特性 (Ref No = 08, 15000 ft, Mach 0) - 3



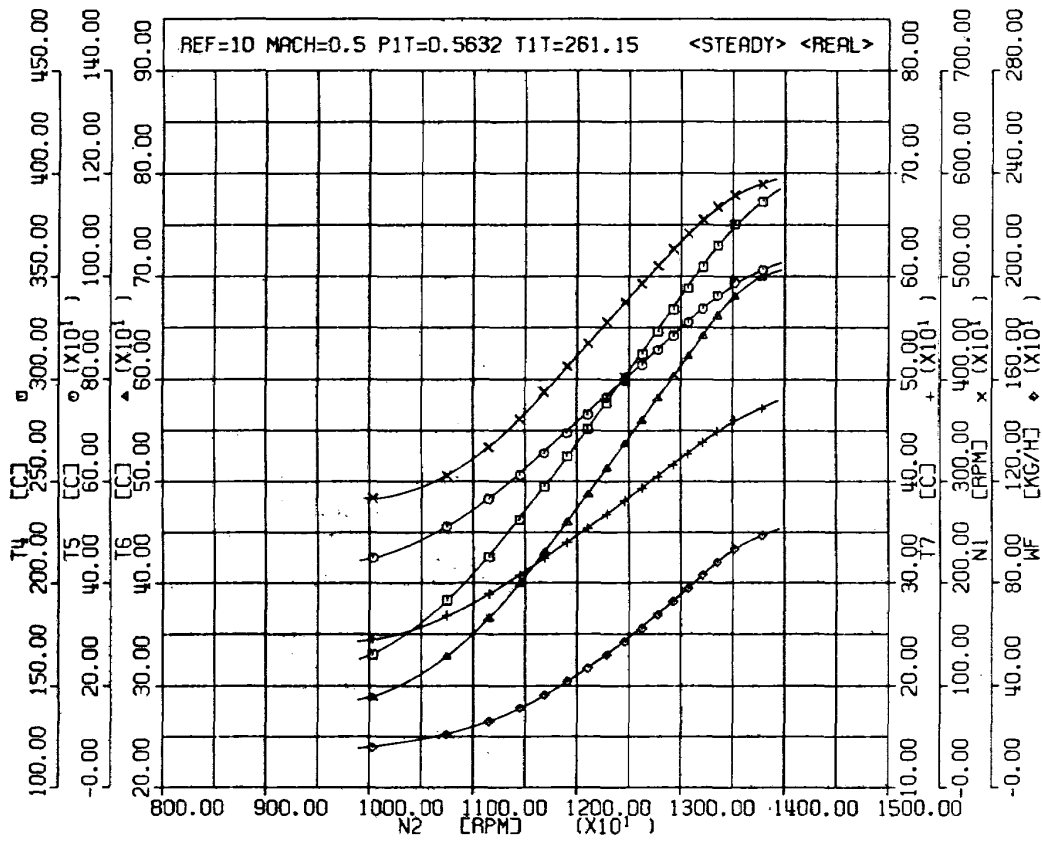
付図 25 定常特性 (Ref No = 09, 15000 ft, Mach 0) - 1



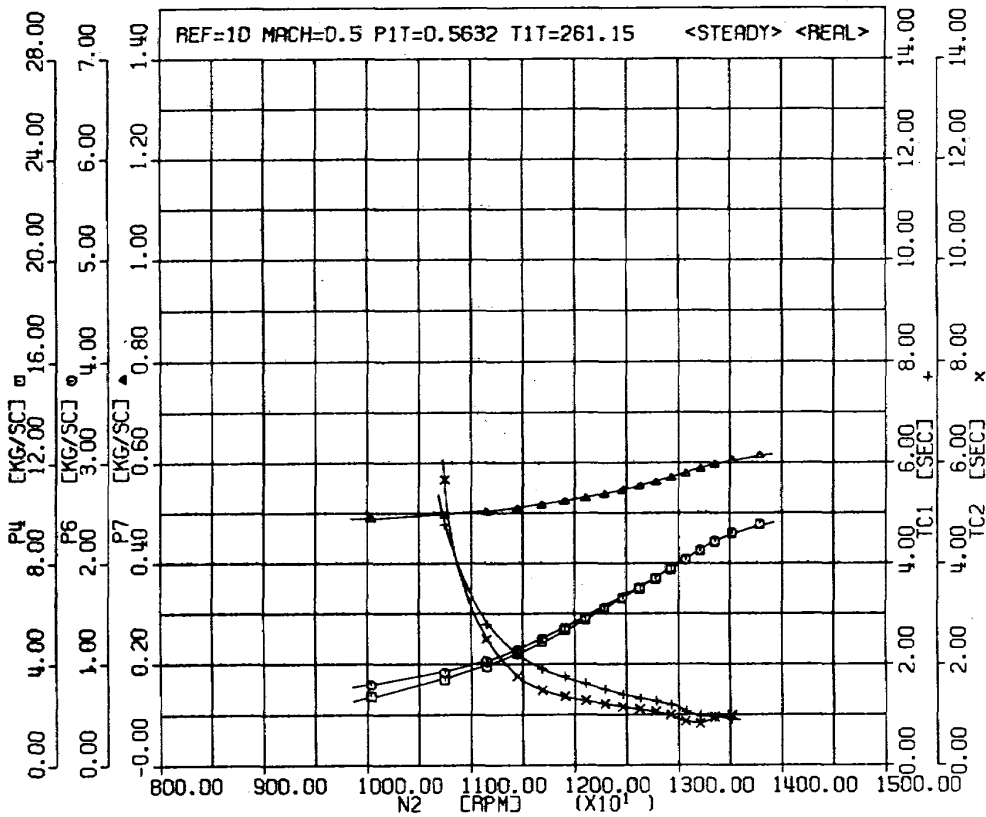
付図 26 定常特性 (Ref No = 09, 15000 ft, Mach 0) - 2



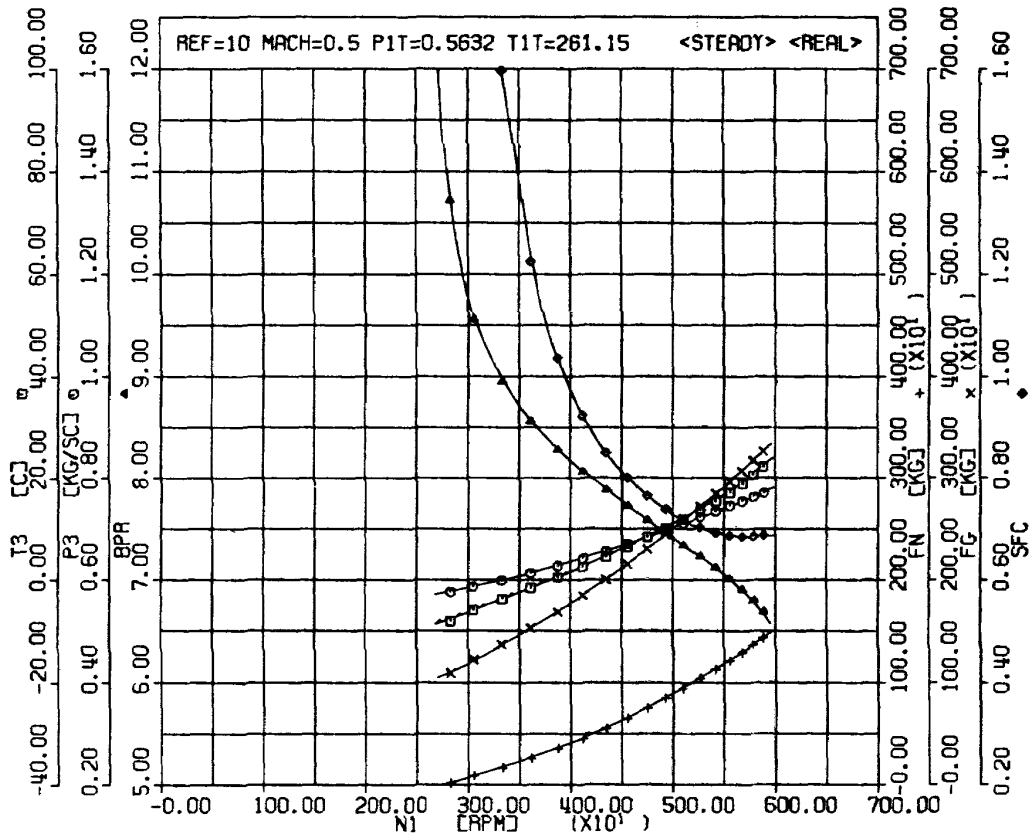
付図 27 定常特性 (Ref No = 09, 15000 ft, Mach 0) - 3



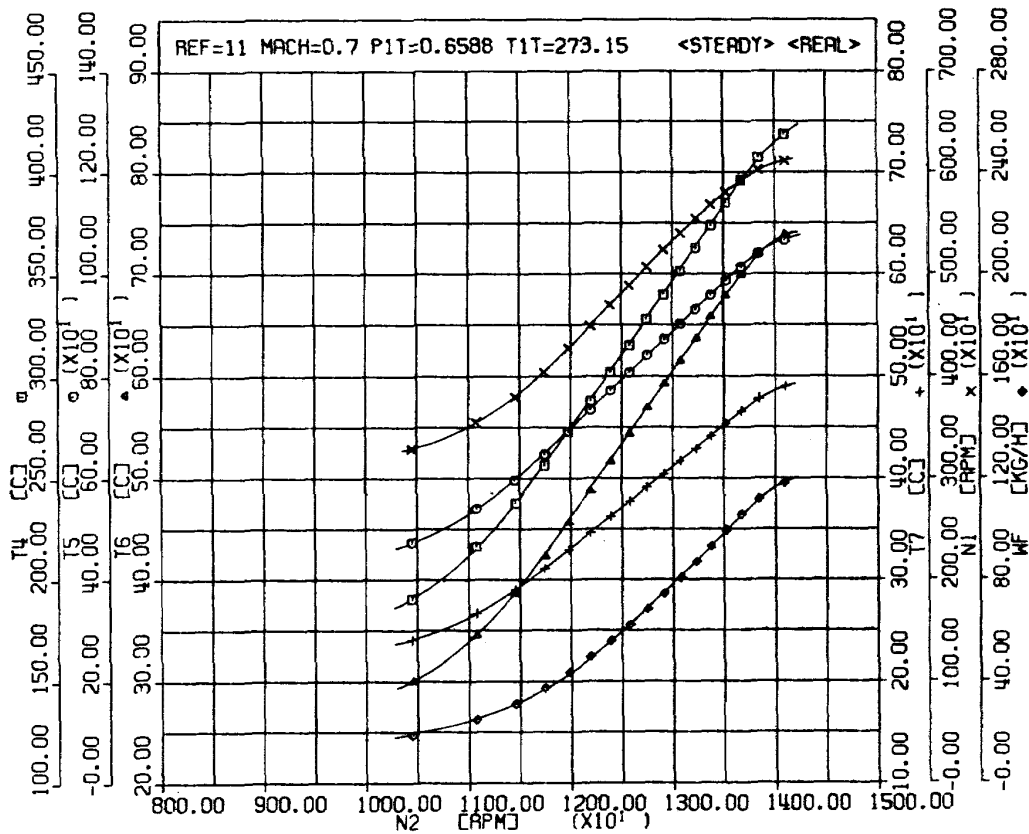
付図 28 定常特性 (Ref No = 10, 20000 ft, Mach 0.5) -1



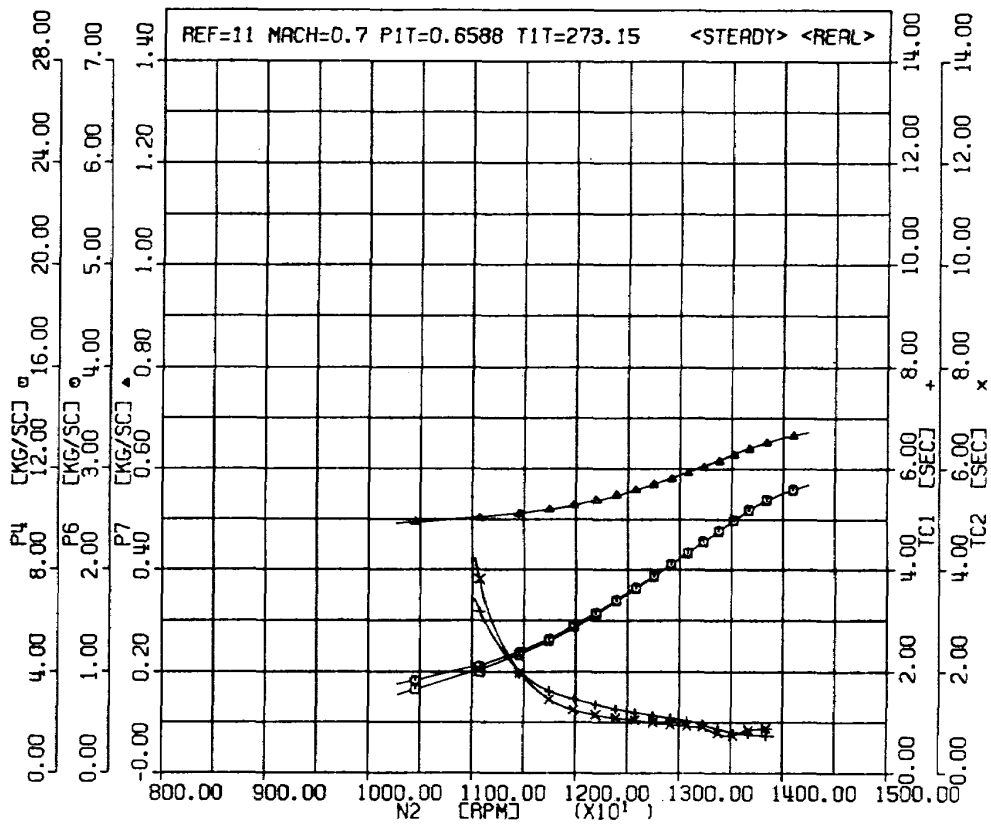
付図 29 定常特性 (Ref No = 10, 20000 ft, Mach 0.5) -2



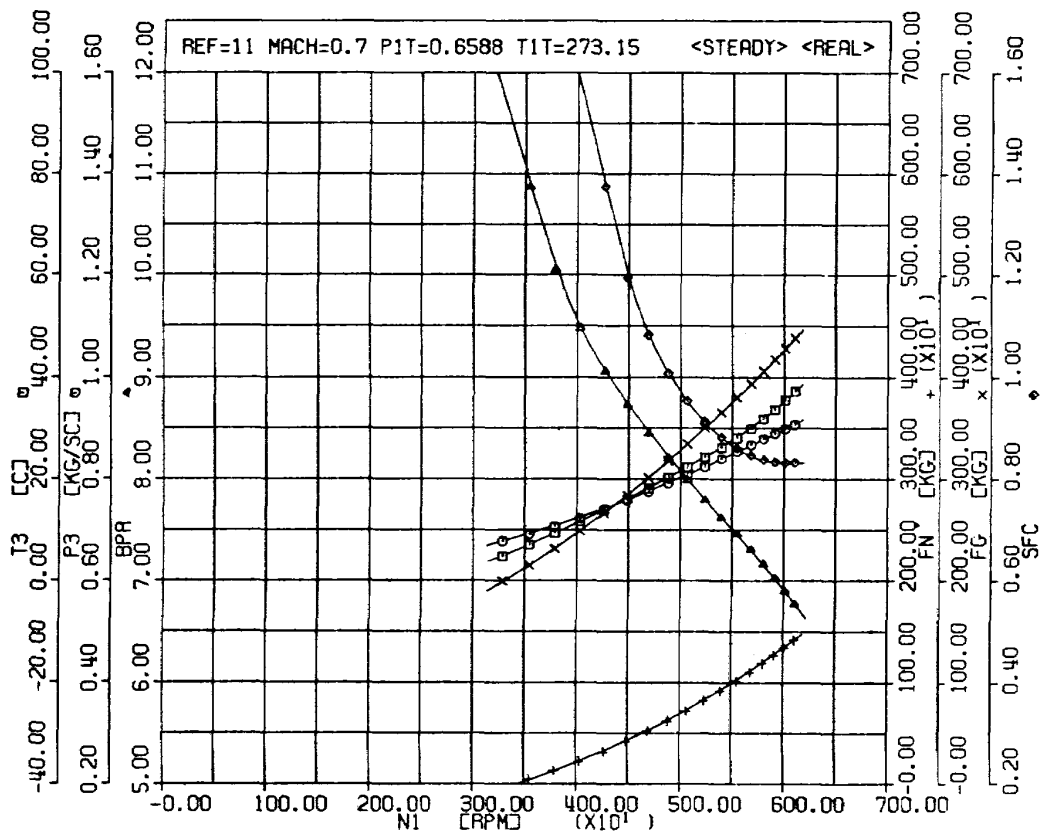
付図 30 定常特性 (Ref No = 10, 20000 ft, Mach 0.5)-3



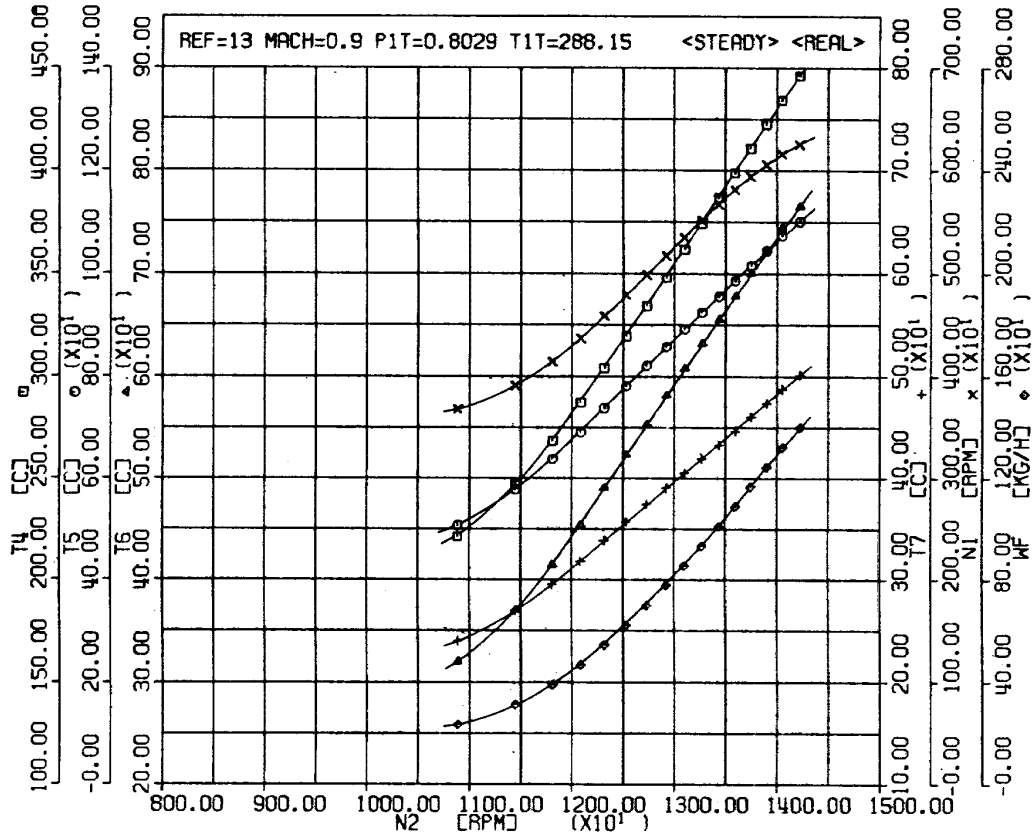
付図 31 定常特性 (Ref No = 11, 20000 ft, Mach 0.7)-1



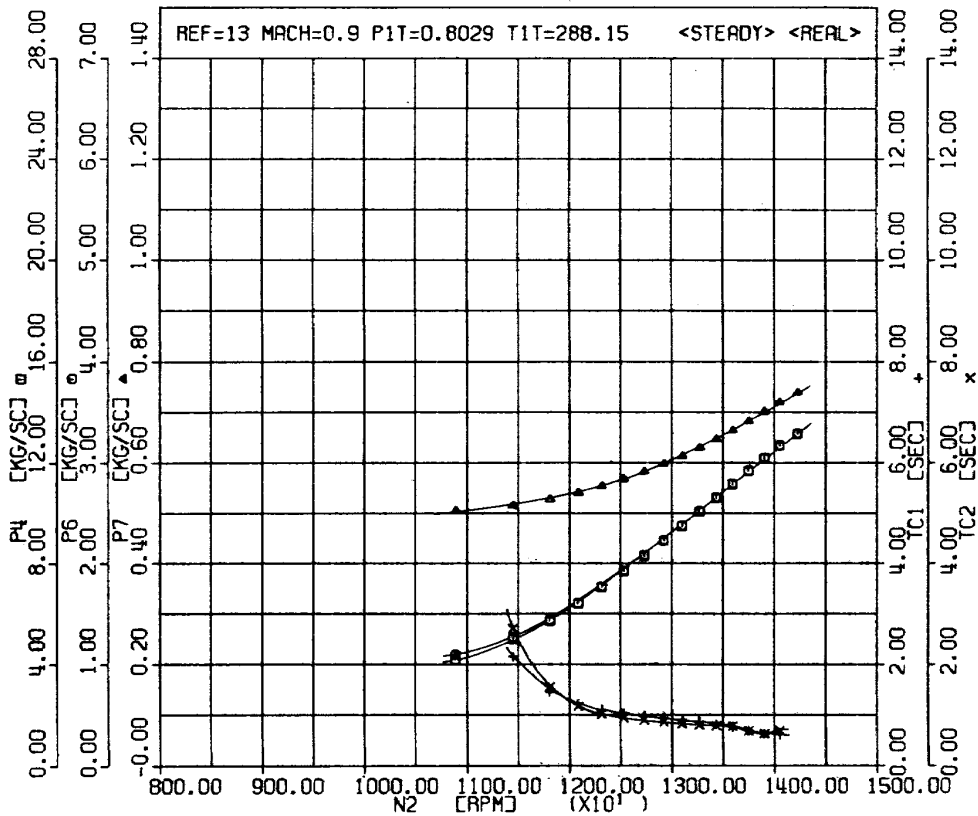
付図 32 定常特性 (Ref No = 11, 20000 ft, Mach 0.7)-2



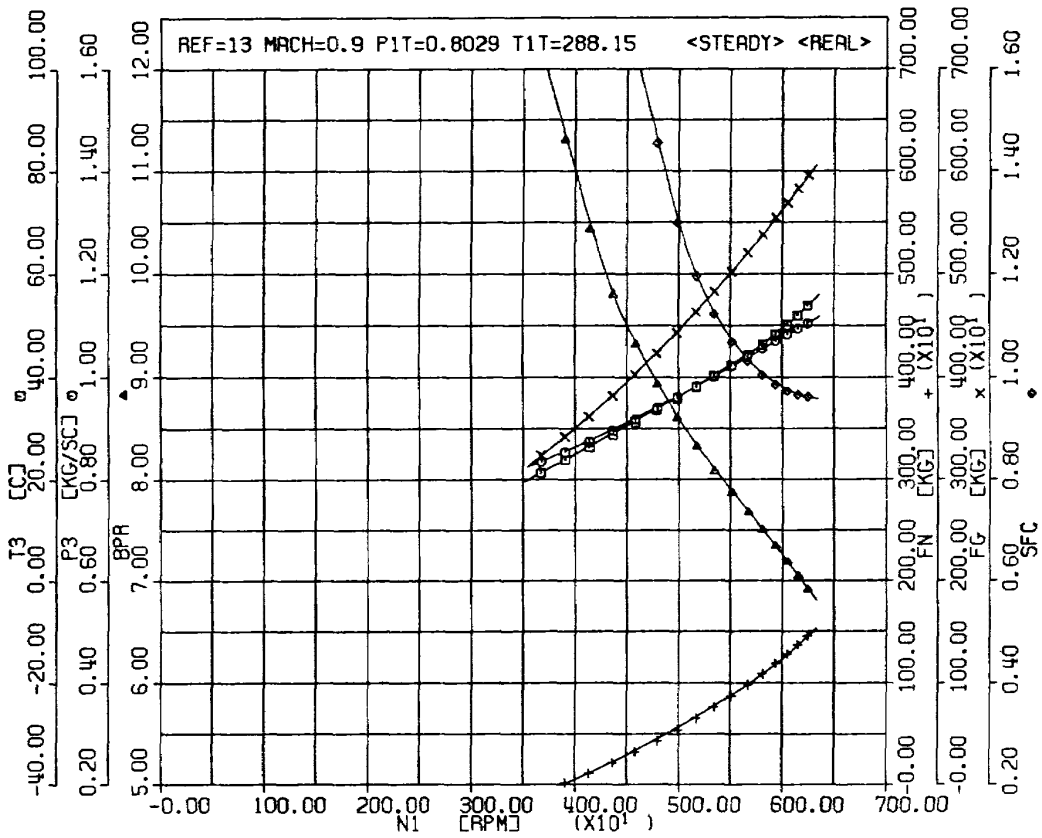
付図 33 定常特性 (Ref No = 11, 20000 ft, Mach 0.7)-3



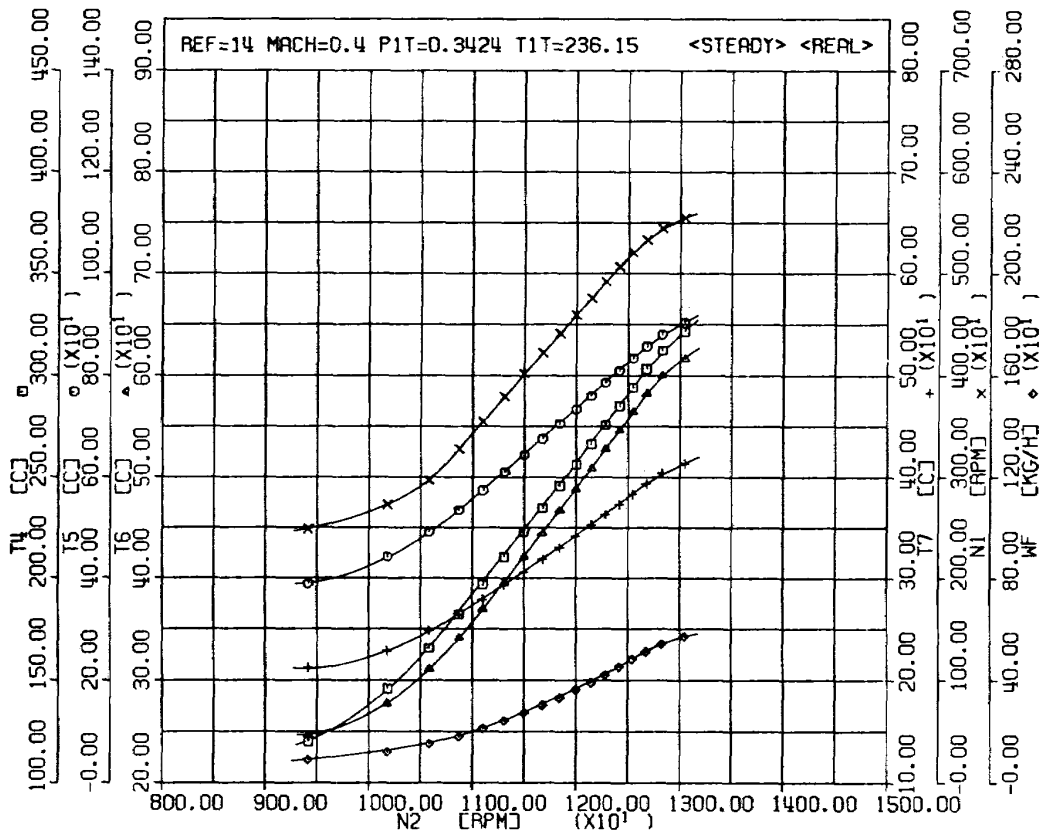
付図 34 定常特性 (Ref No = 13, 20000 ft, Mach 0.9)-1



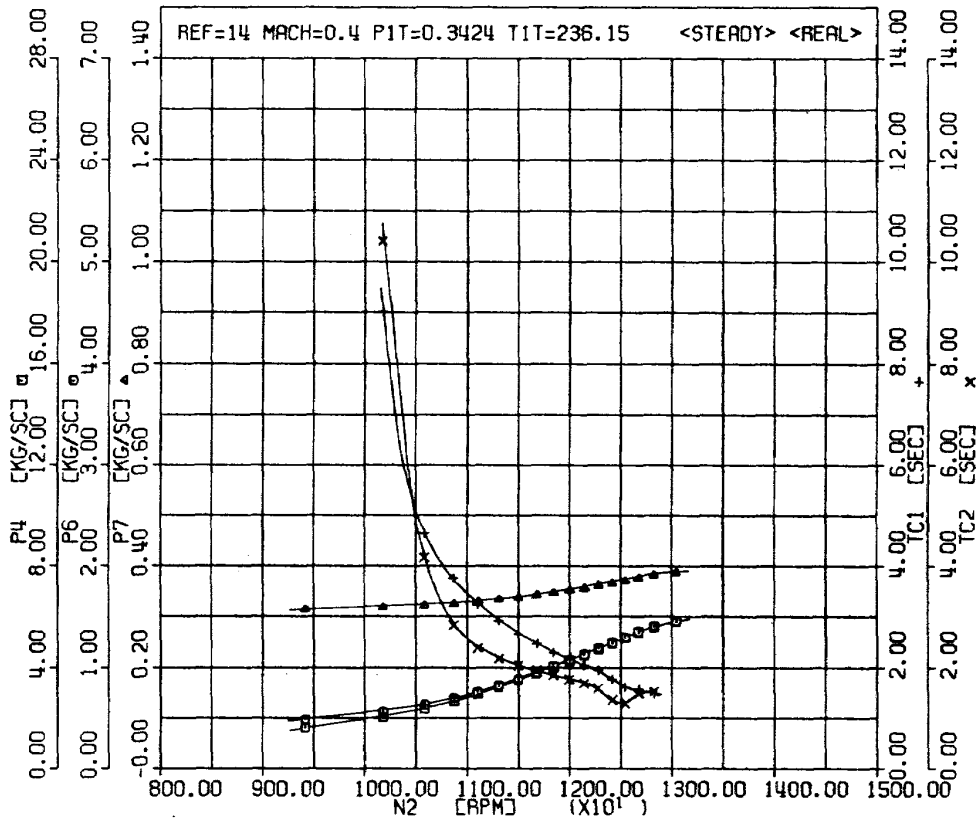
付図 35 定常特性 (Ref No = 13, 20000 ft, Mach 0.9)-2



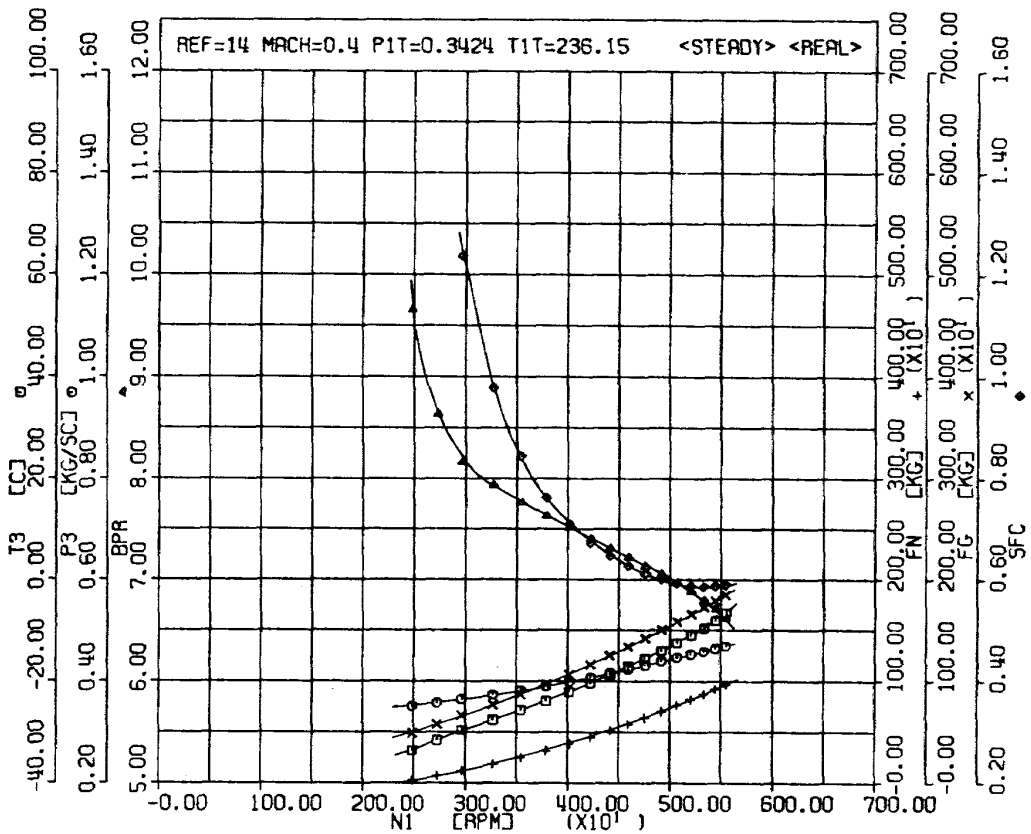
付図 36 定常特性 (Ref No = 13, 20000 ft, Mach 0.9)-3



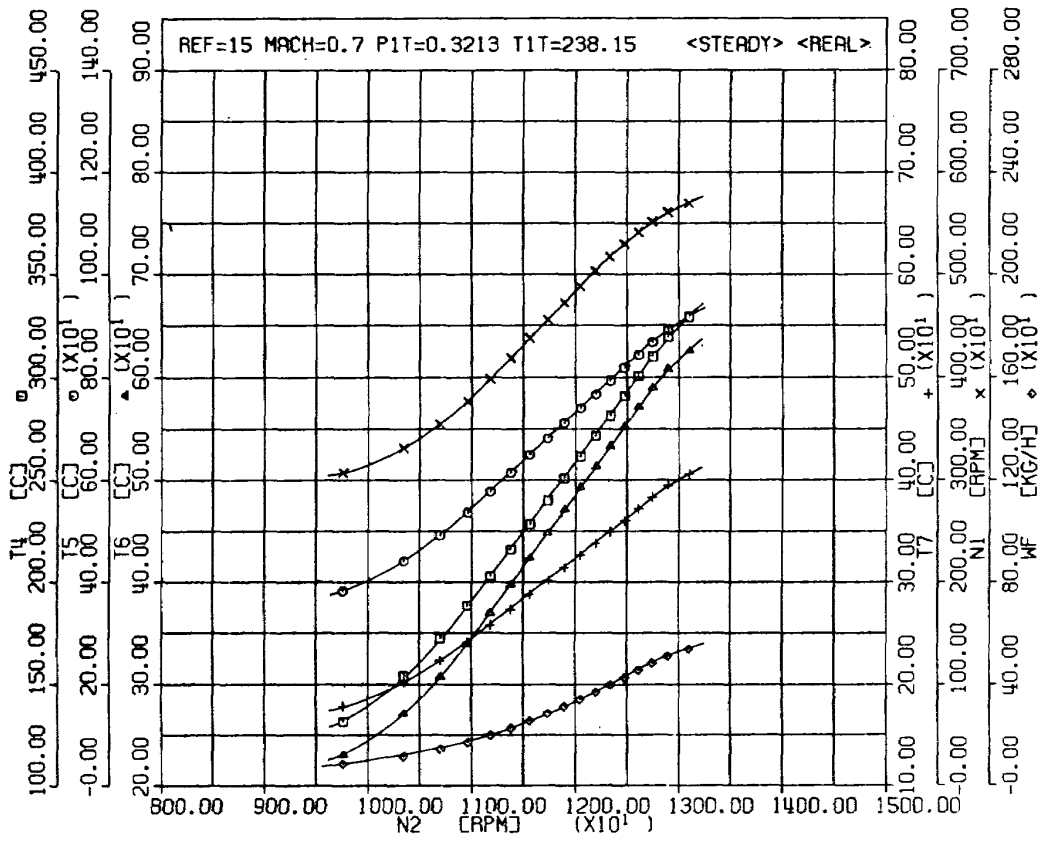
付図 37 定常特性 (Ref No = 14, 30000 ft, Mach 0.4)-1



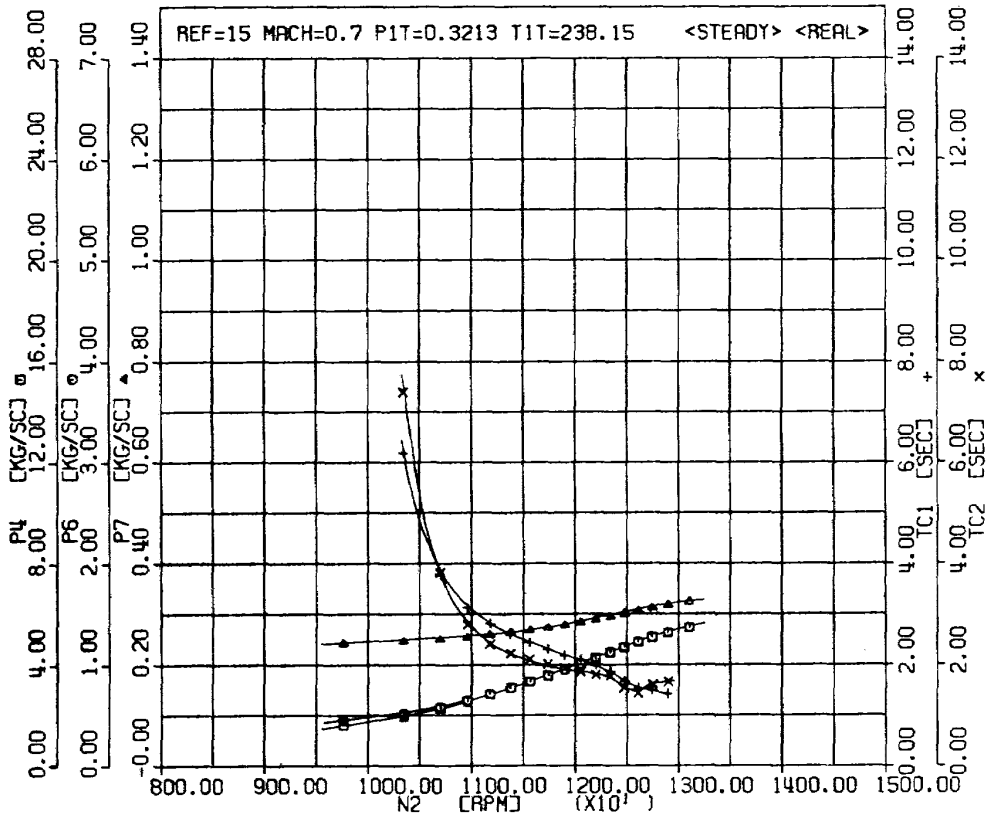
付図 38 定常特性 (Ref No = 14, 30000 ft, Mach 0.4) - 2



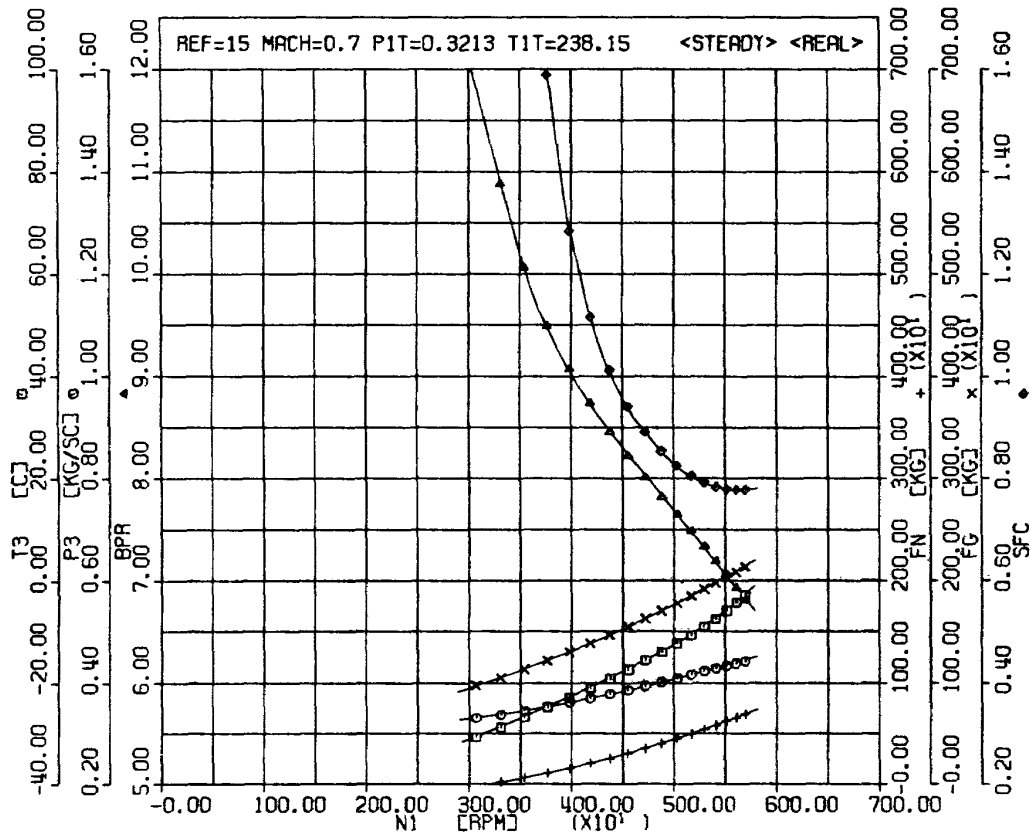
付図 39 定常特性 (Ref No = 14, 30000 ft, Mach 0.4) - 3



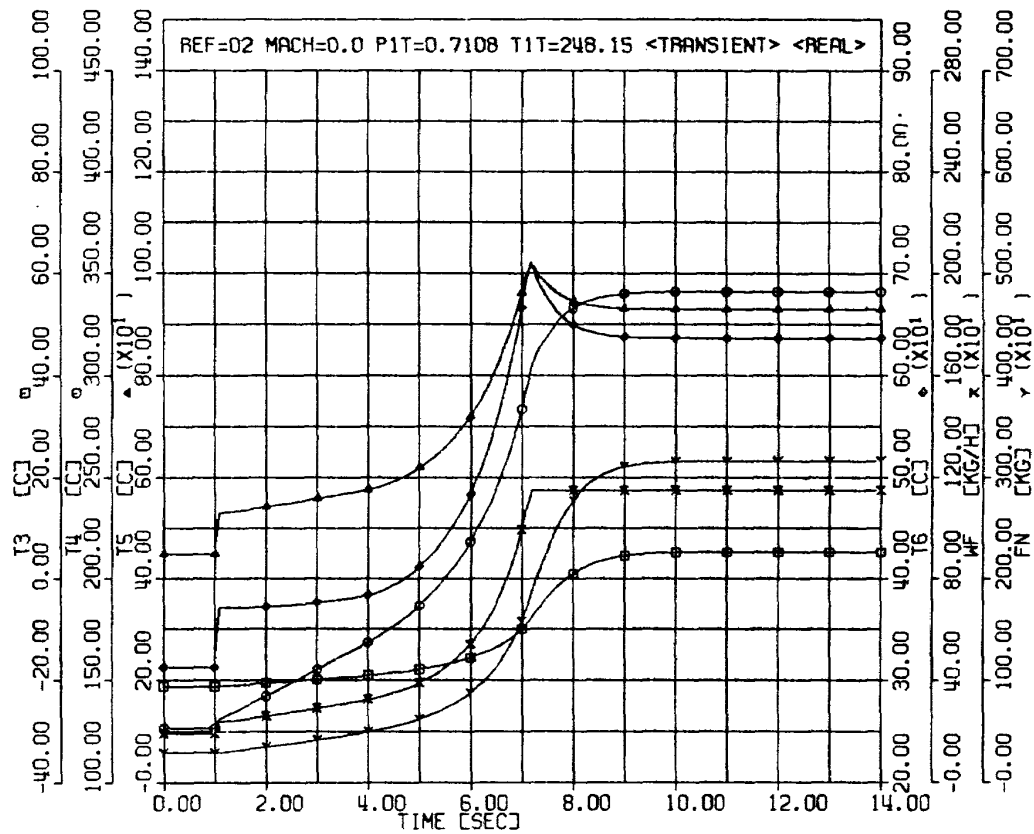
付図40 定常特性 (Ref No = 15, 36000 ft, Mach 0.7)-1



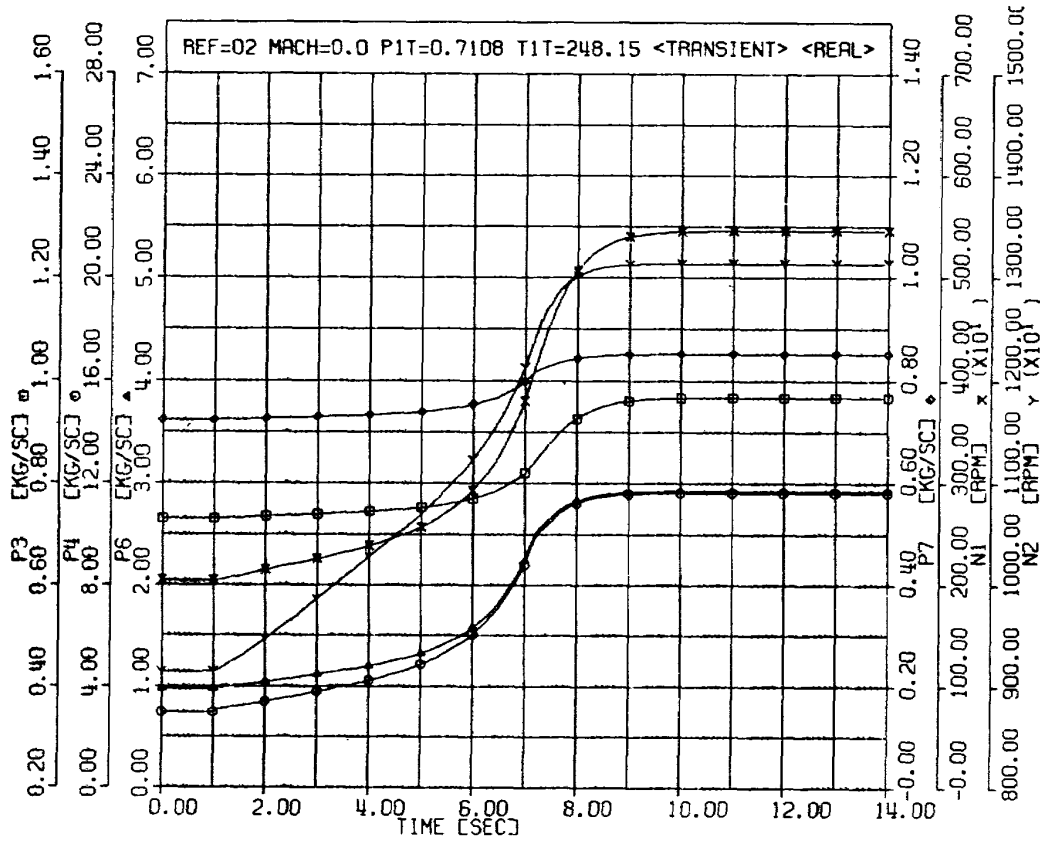
付図41 定常特性 (Ref No = 15, 36000 ft, Mach 0.7)-2



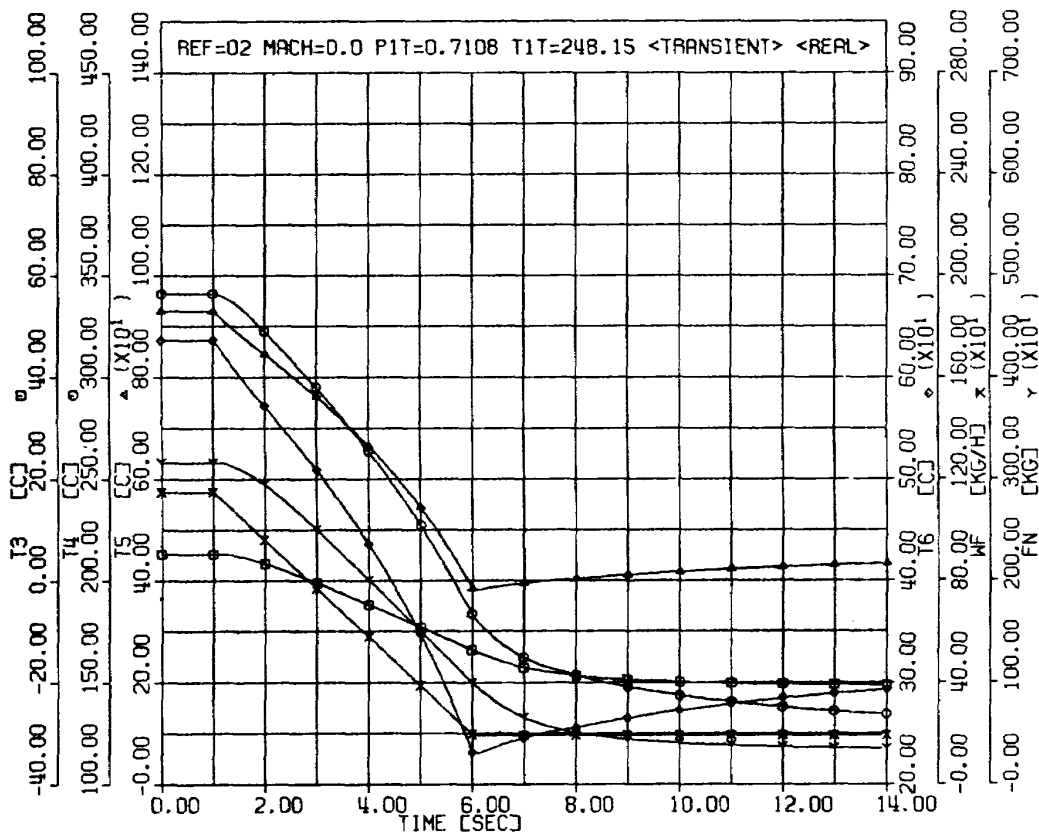
付図 42 定常特性 (Ref No = 15, 36000 ft, Mach 0.7) - 3



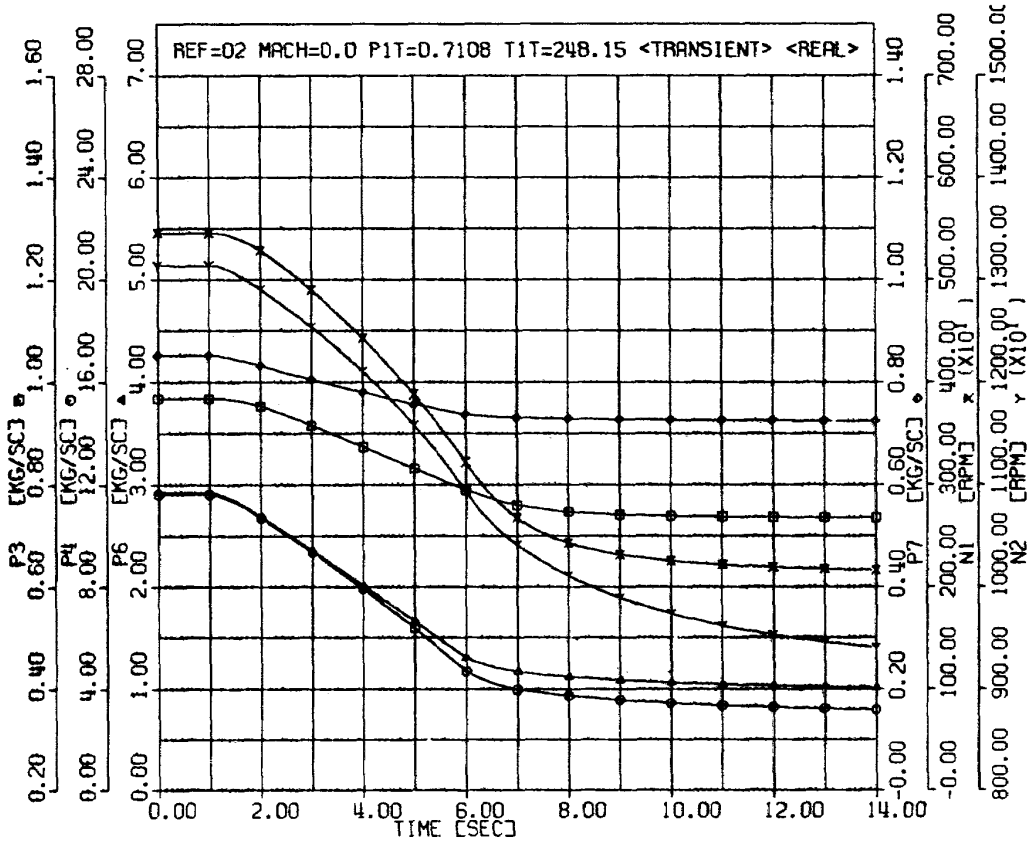
付図 43 加速特性 (Ref No = 02, 10000 ft, Mach 0) - 1



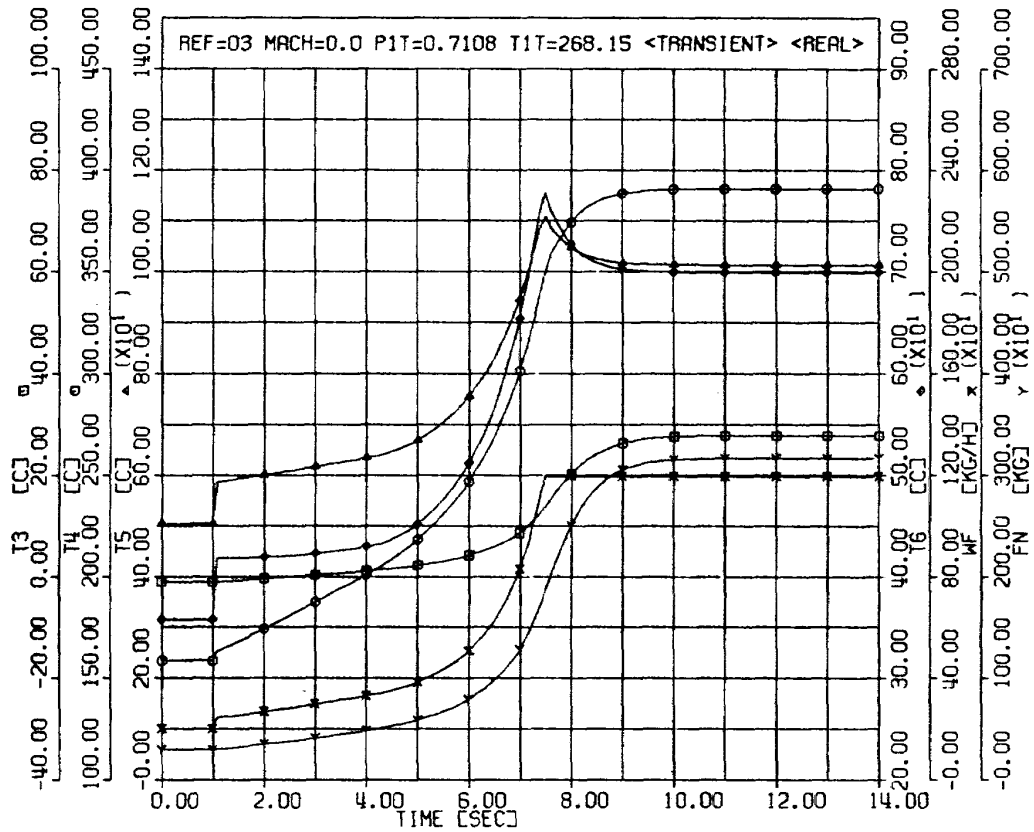
付図 44 加速特性 (Ref No = 02, 10000 ft, Mach 0) - 2



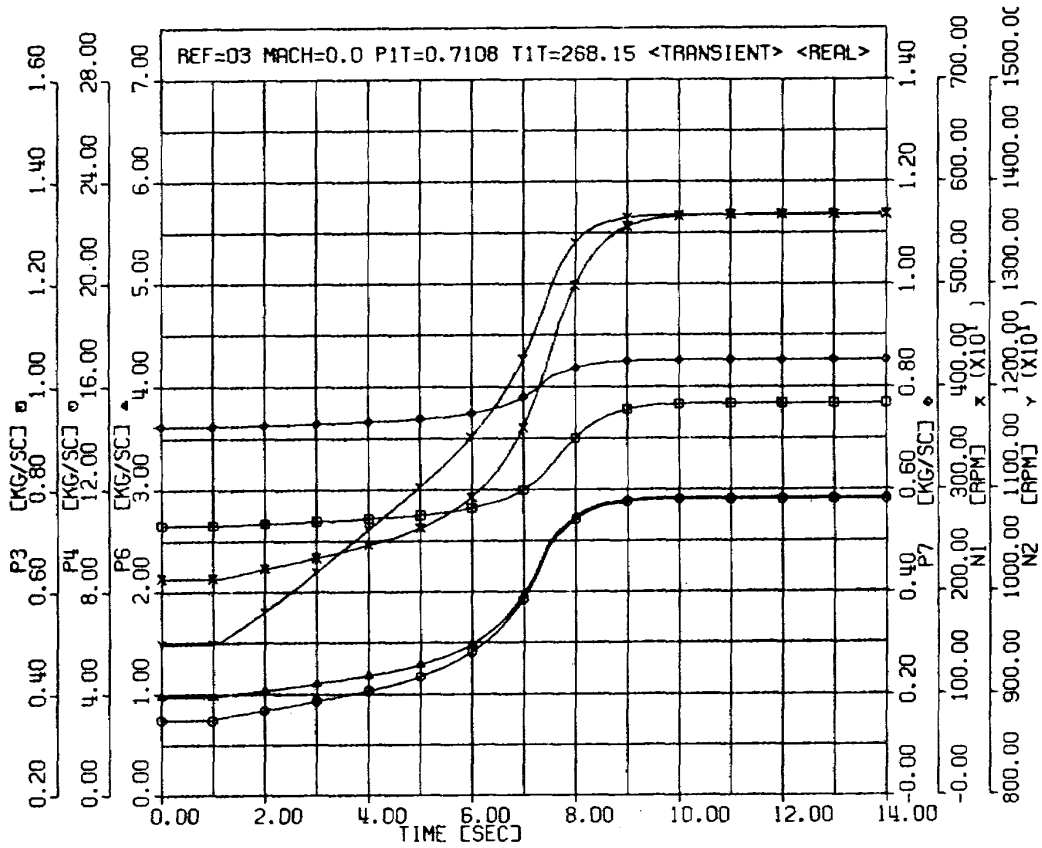
付図 45 減速特性 (Ref No = 02, 10000 ft, Mach 0) - 1



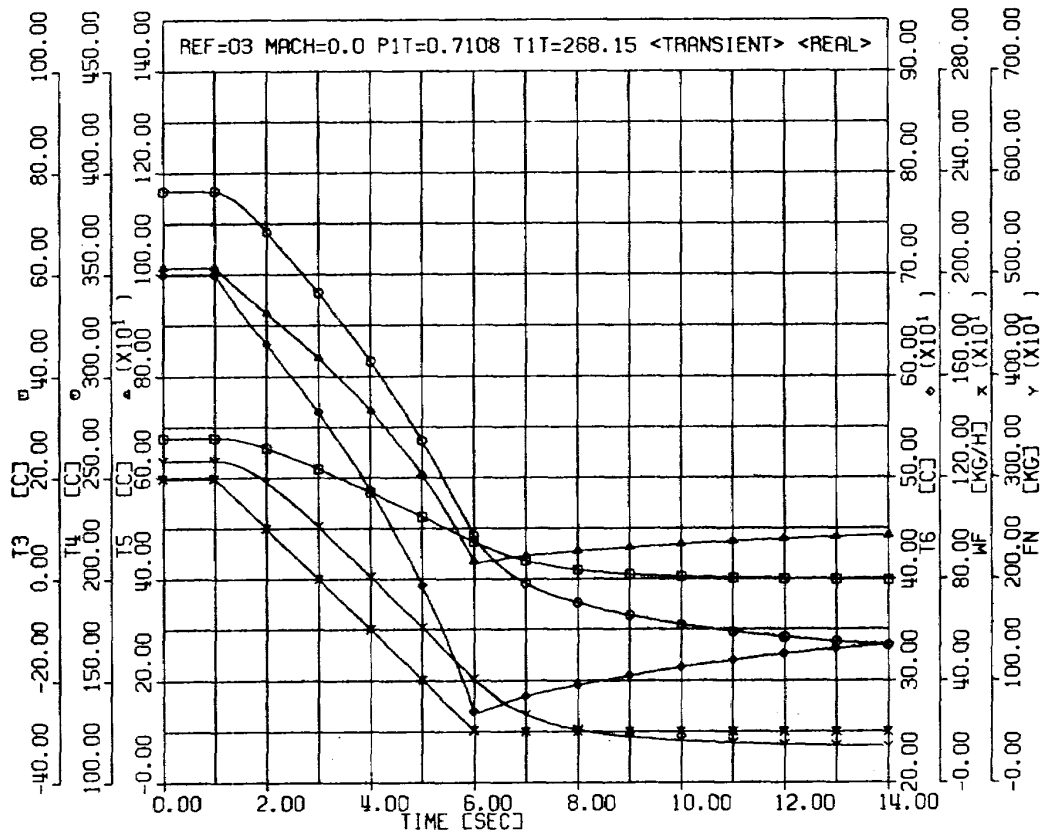
付図 46 減速特性 (Ref No = 02, 10000 ft, Mach 0) - 2



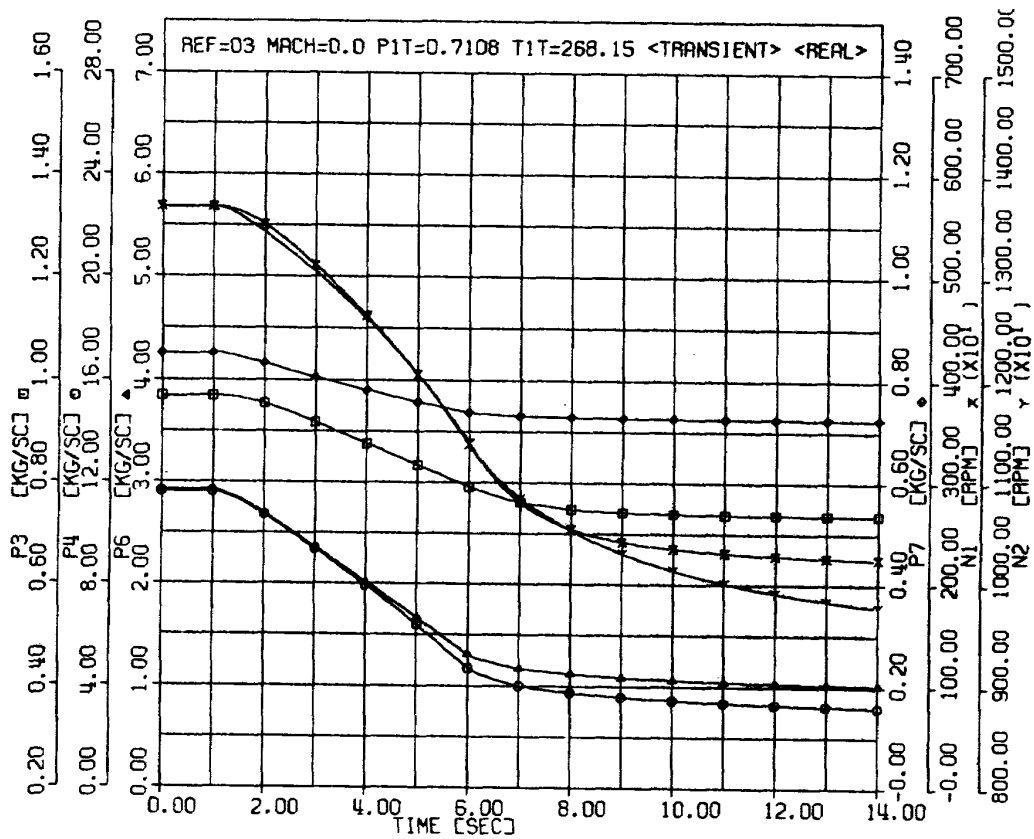
付図 47 加速特性 (Ref No = 03, 10000 ft, Mach 0) - 1



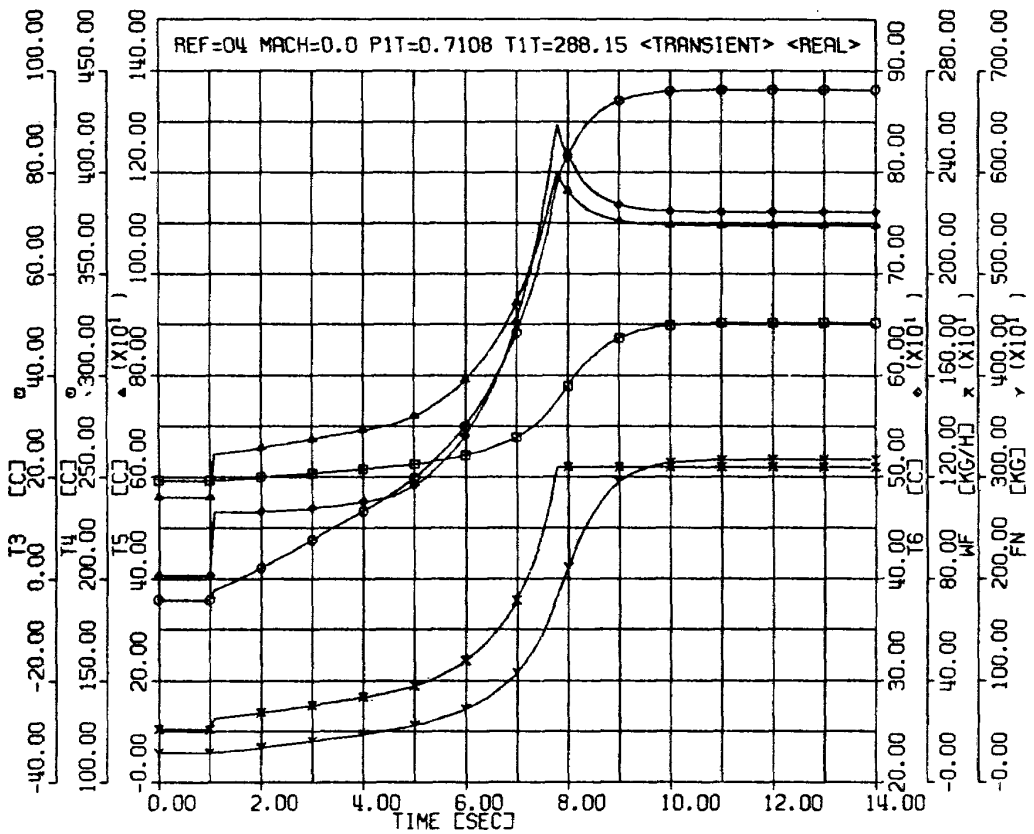
付図48 加速特性 (Ref No = 03, 10000 ft, Mach 0)-2



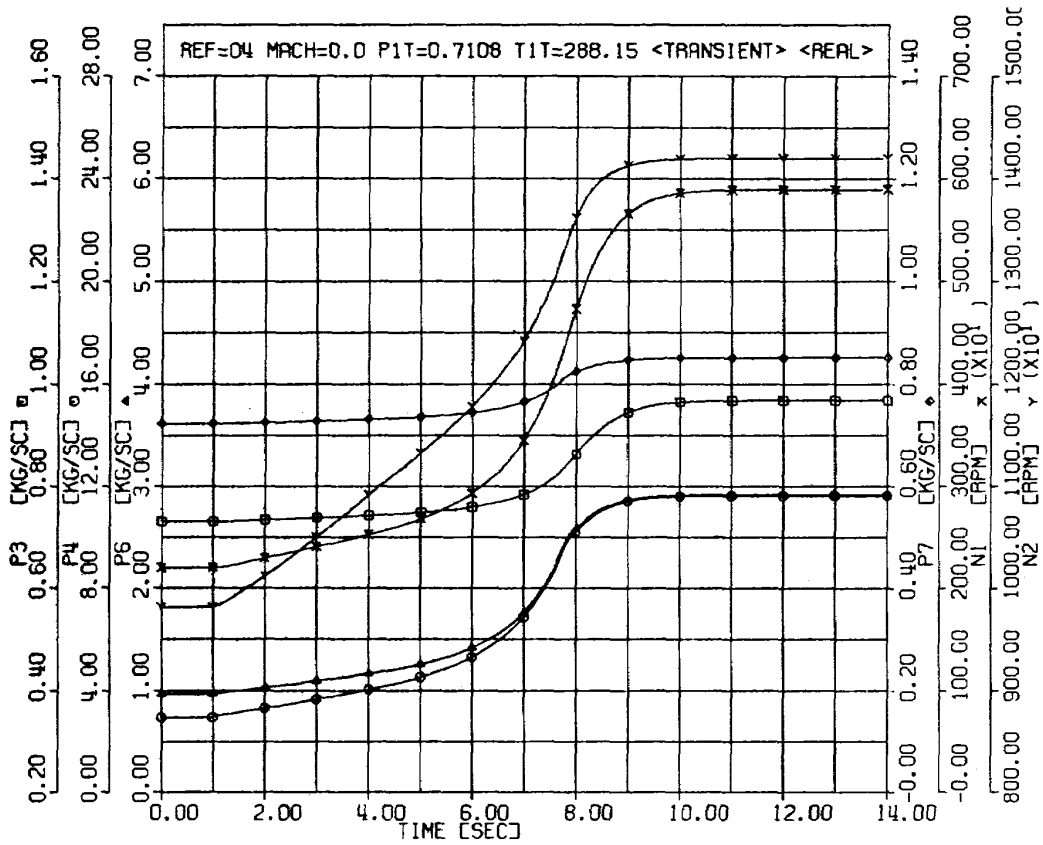
付図49 減速特性 (Ref No = 03, 10000 ft, Mach 0)-1



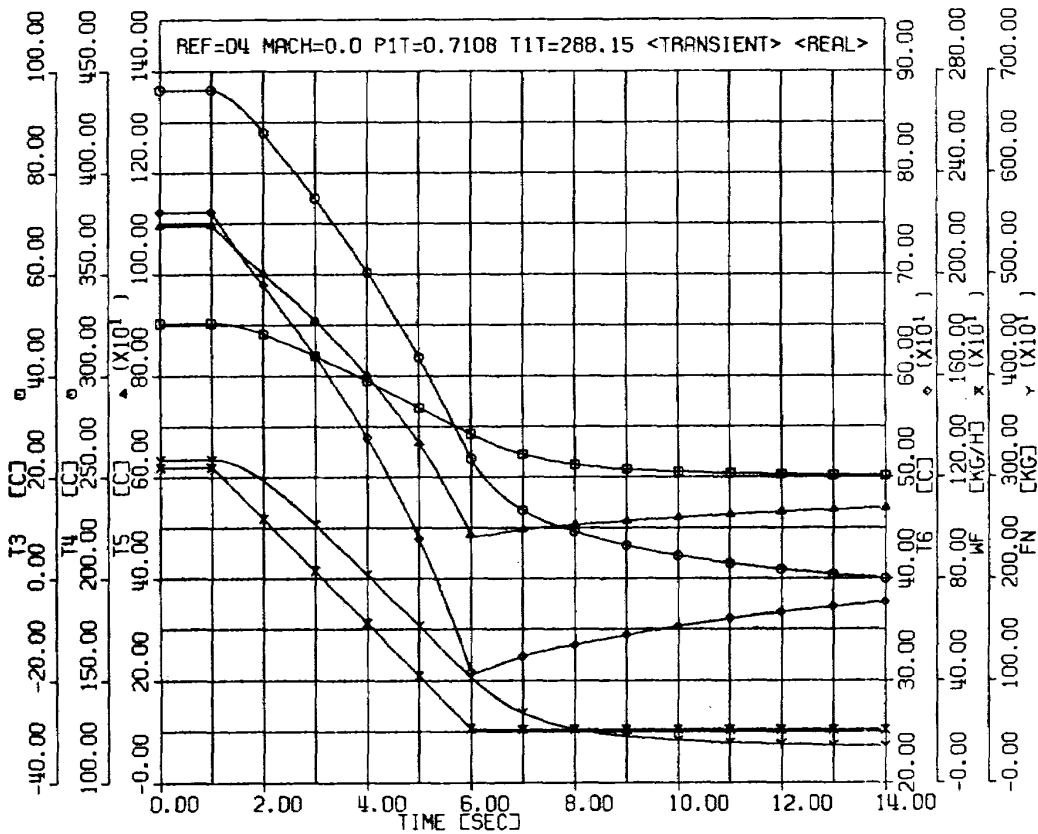
付図 50 減速特性 (Ref No = 03, 10000 ft, Mach 0)-2



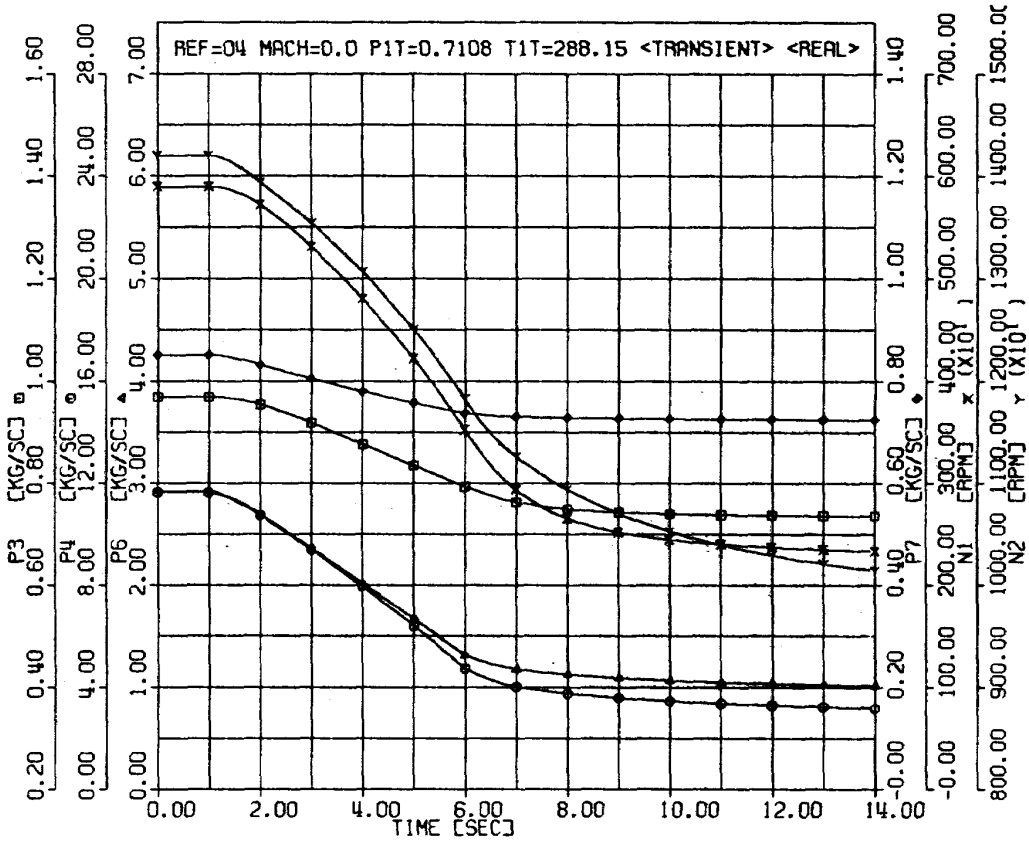
付図 51 加速特性 (Ref No = 04, 10000 ft, Mach 0)-1



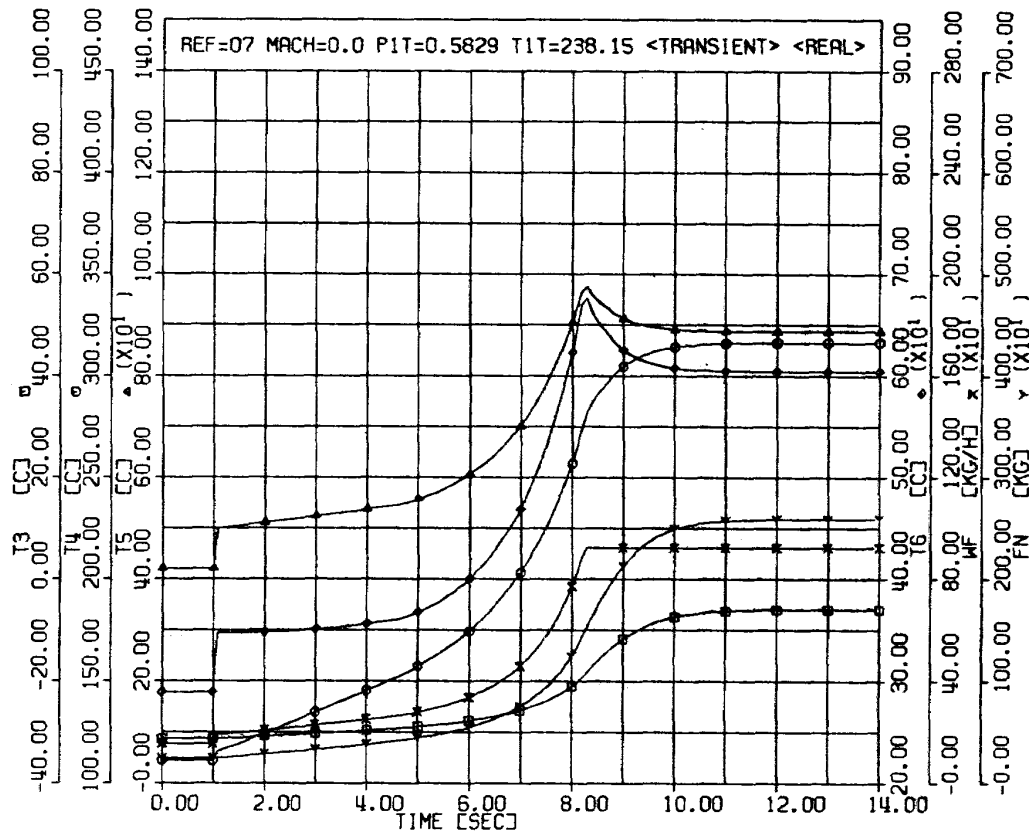
付図 52 加速特性 (Ref No = 04, 10000 ft, Mach 0)-2



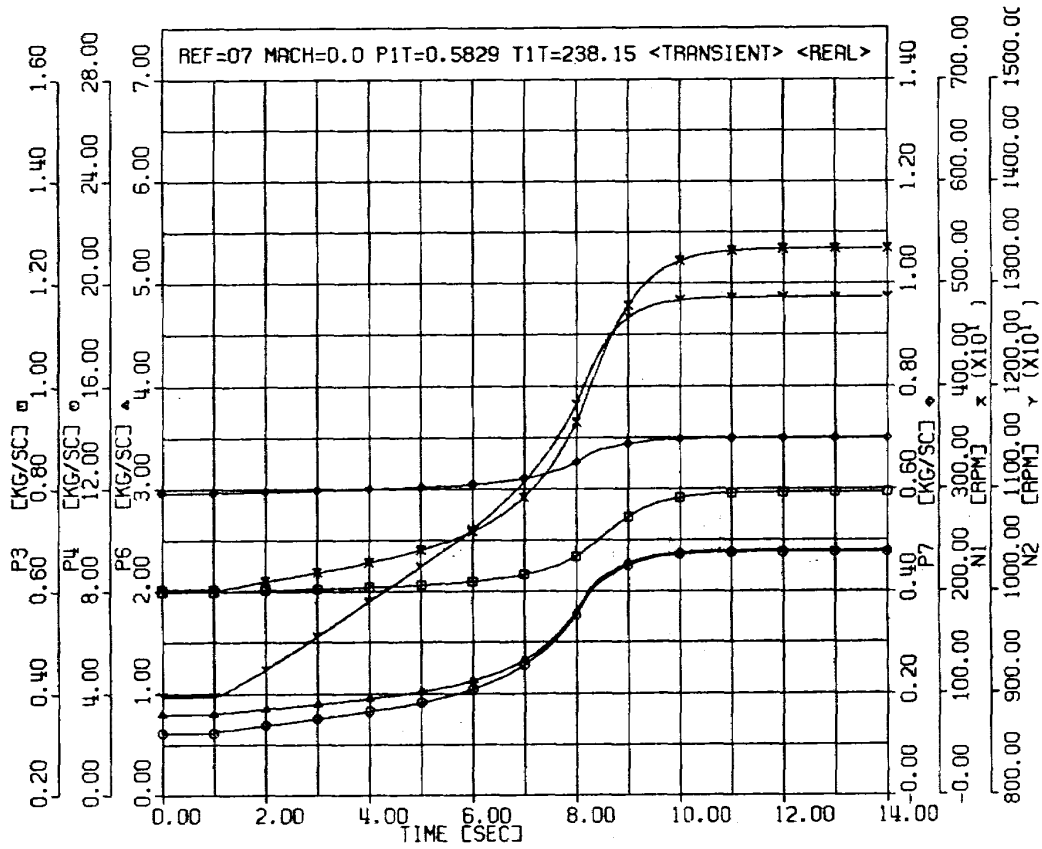
付図 53 減速特性 (Ref No = 04, 10000 ft, Mach 0)-1



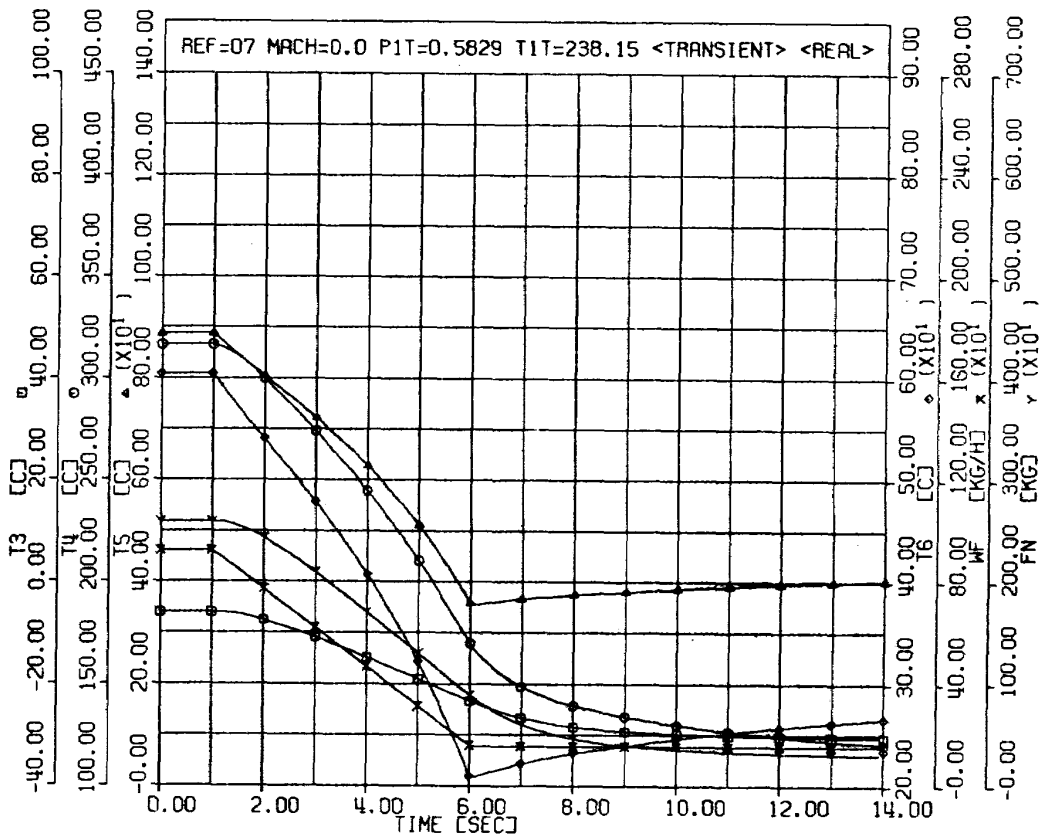
付図 54 減速特性 (Ref No = 04, 10000 ft, Mach 0)-2



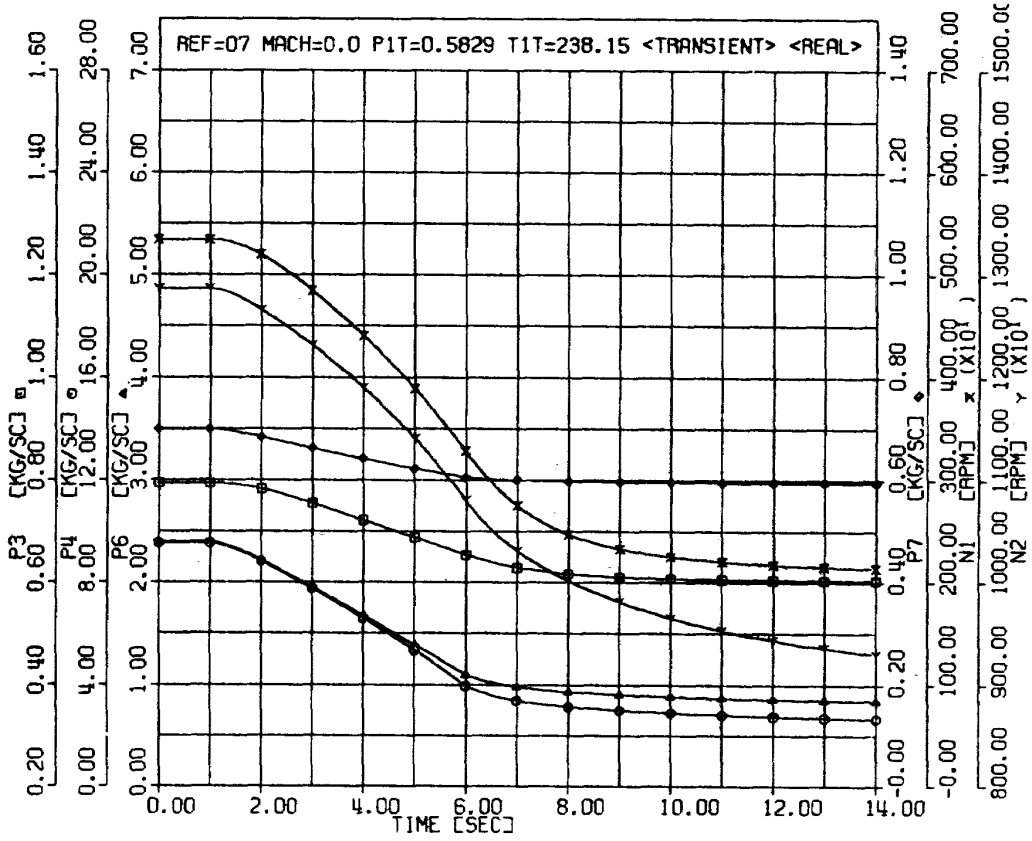
付図 55 加速特性 (Ref No = 07, 15000 ft, Mach 0)-1



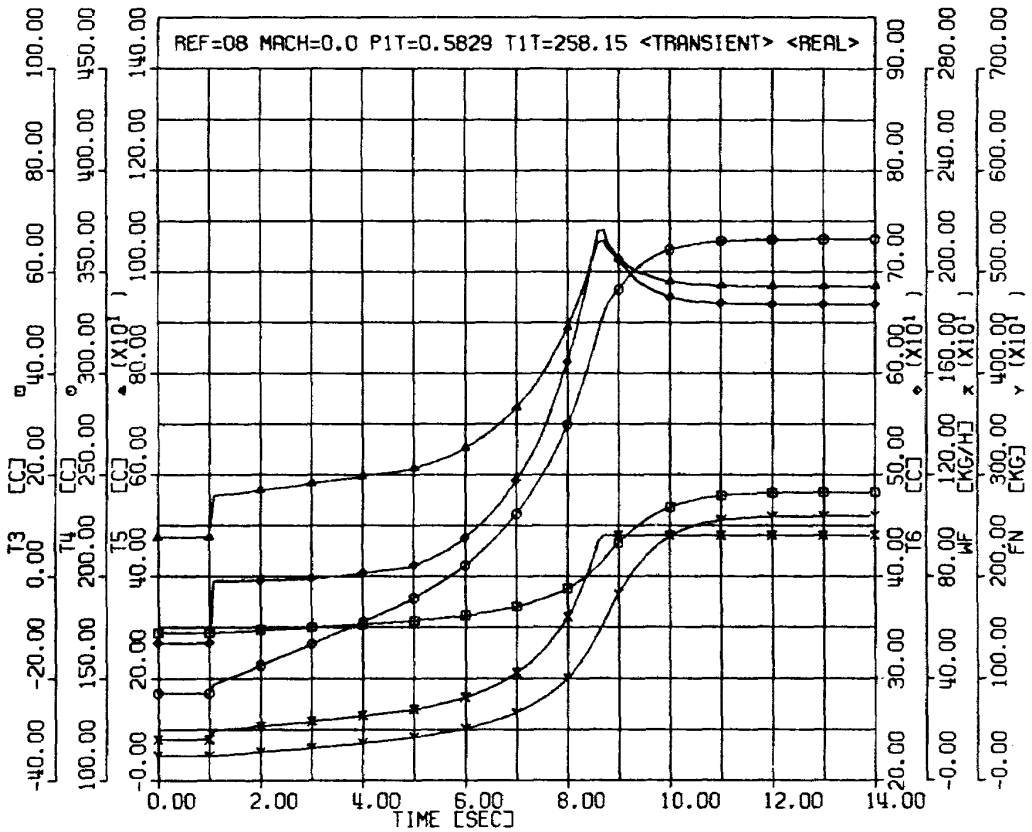
付図56 加速特性 (Ref No = 07, 15000 ft, Mach 0)-2



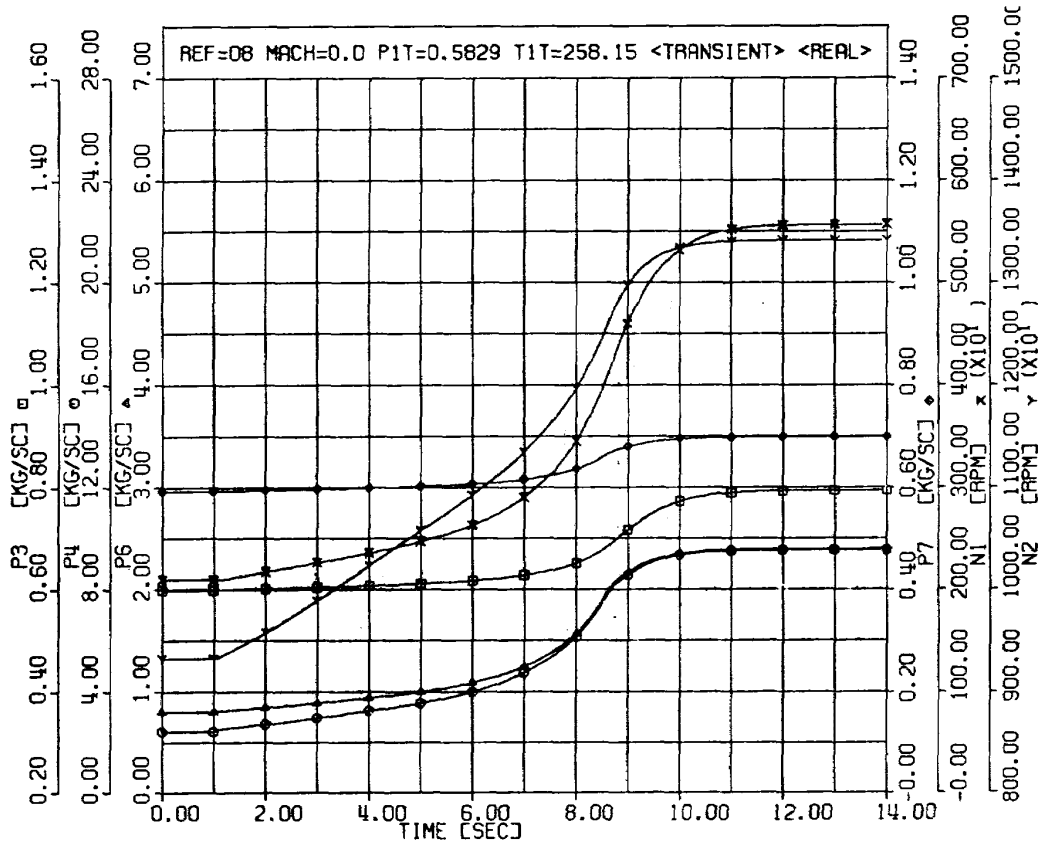
付図57 減速特性 (Ref No = 07, 15000 ft, Mach 0)-1



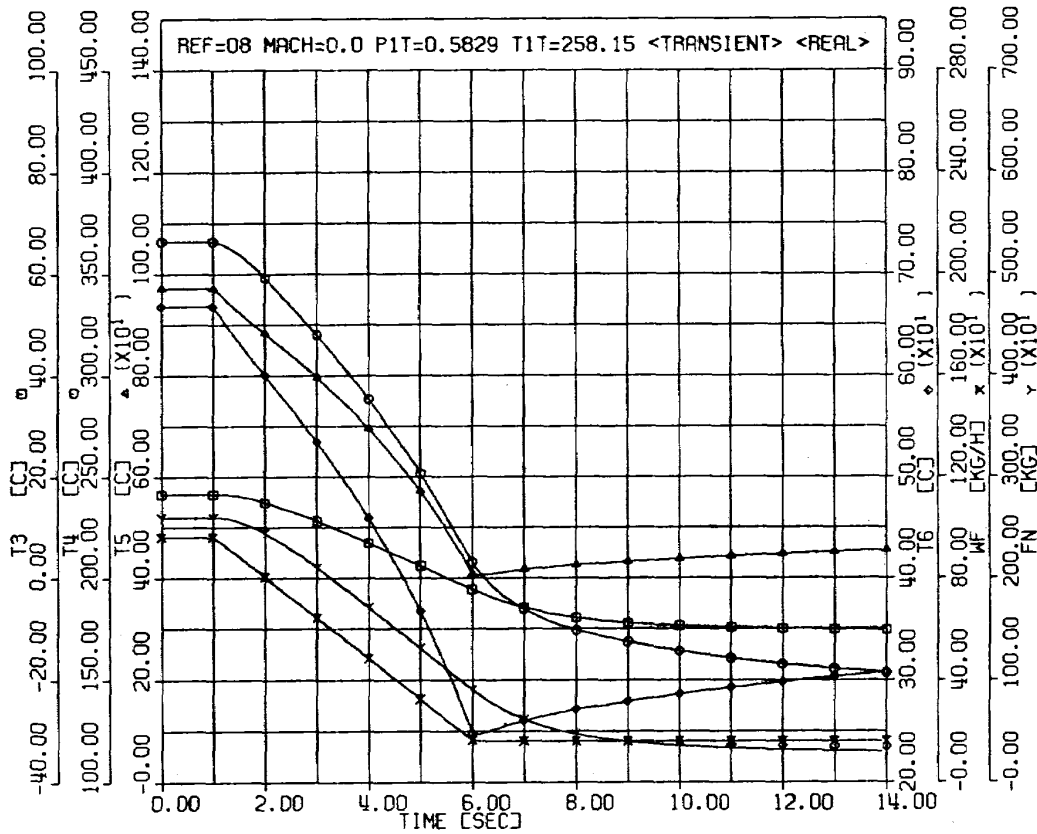
付図 58 減速特性 (Ref No = 07, 15000 ft, Mach 0)-2



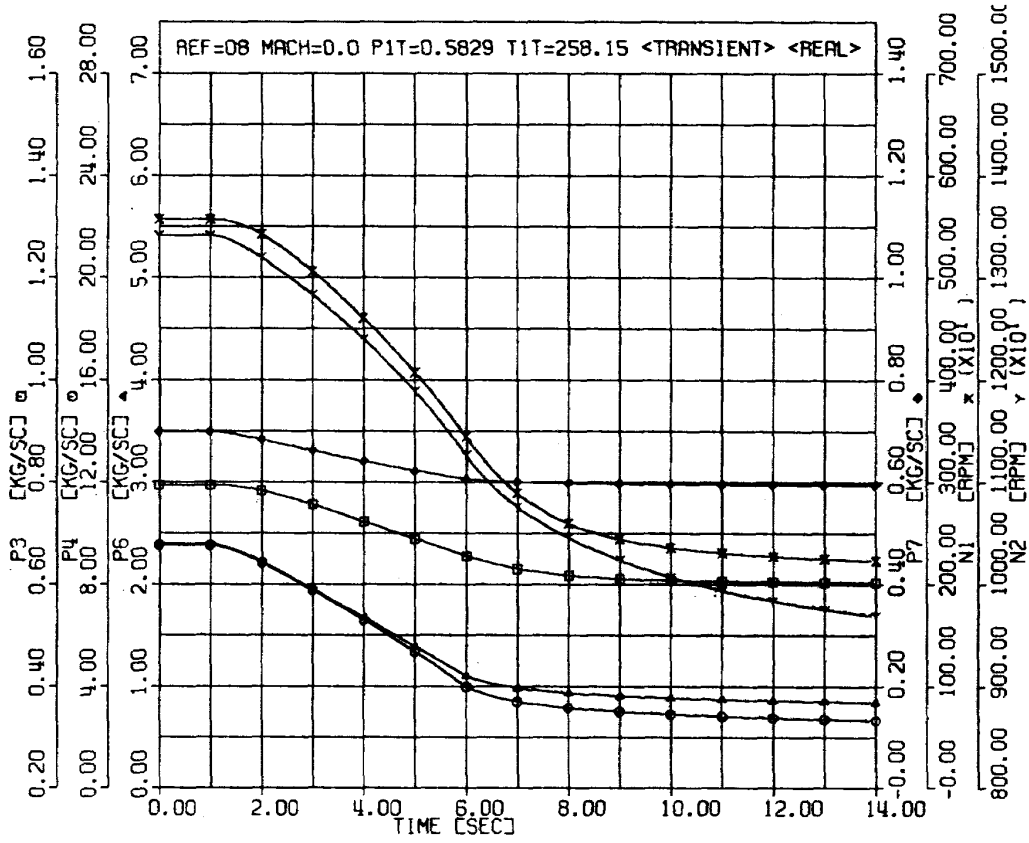
付図 59 加速特性 (Ref No = 08, 15000 ft, Mach 0)-1



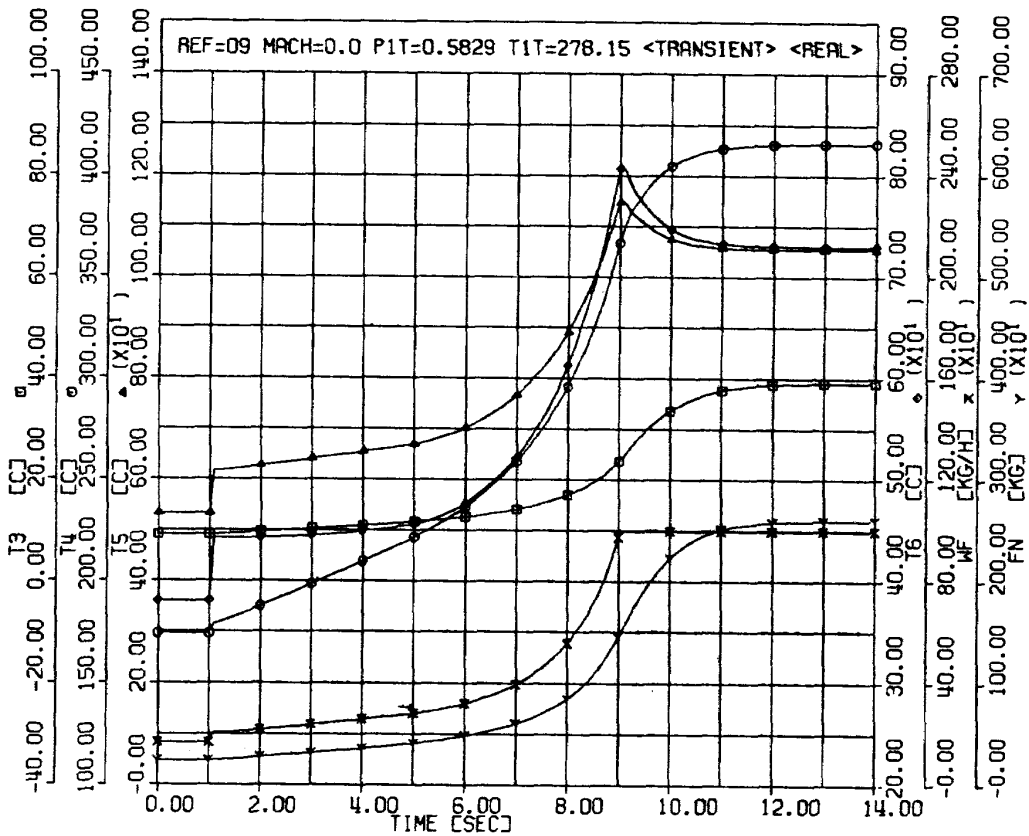
付図 60 加速特性 (Ref No = 08; 15000 ft, Mach 0)-2



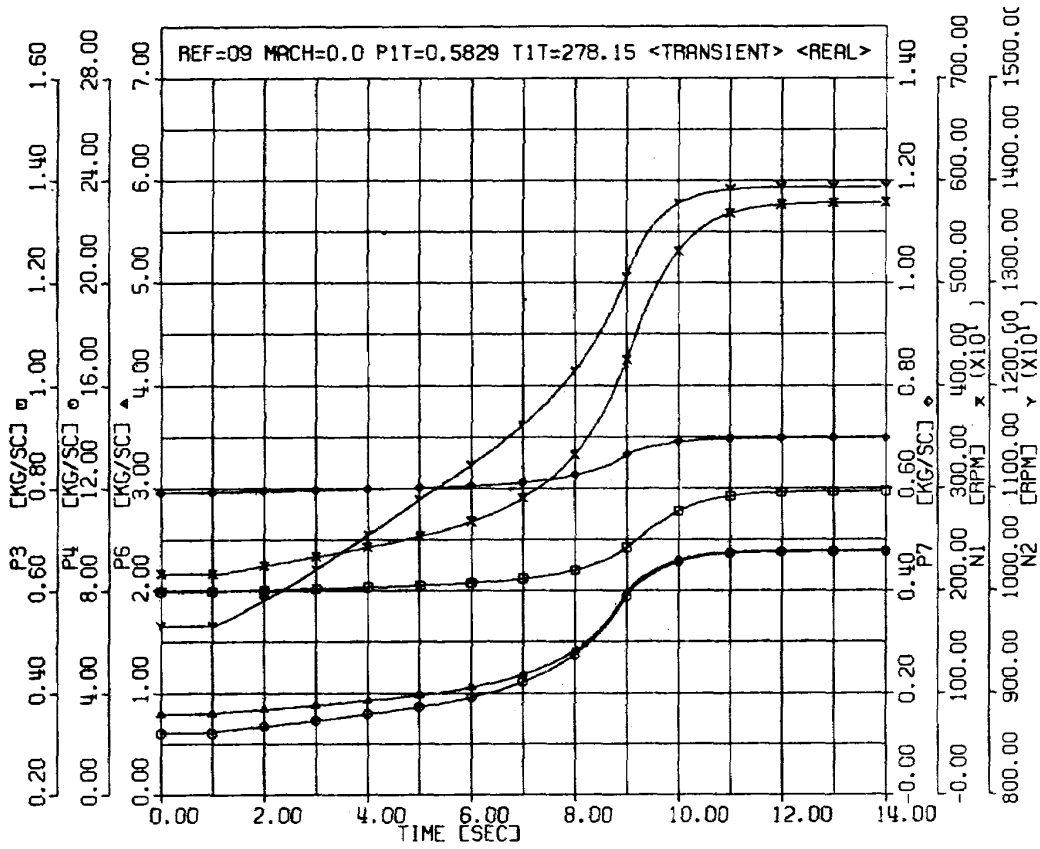
付図 61 減速特性 (Ref No = 08, 15000 ft, Mach 0)-1



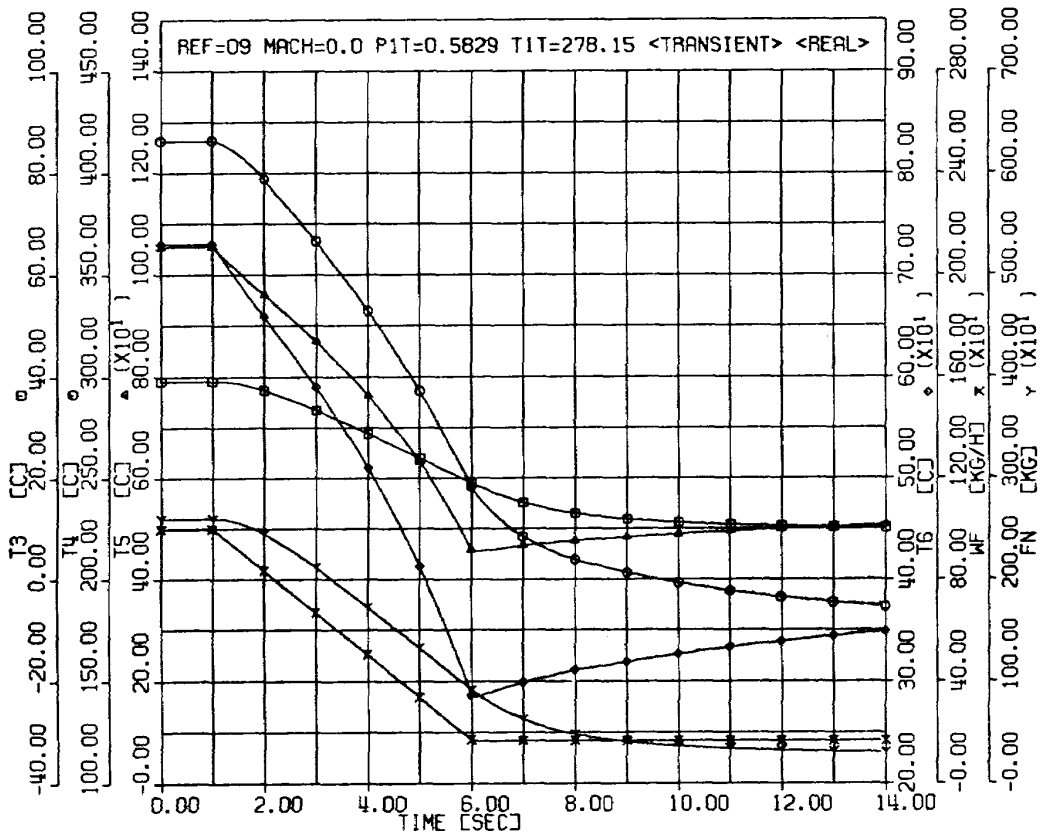
付図 62 減速特性 (Ref No = 08, 15000 ft, Mach 0)-2



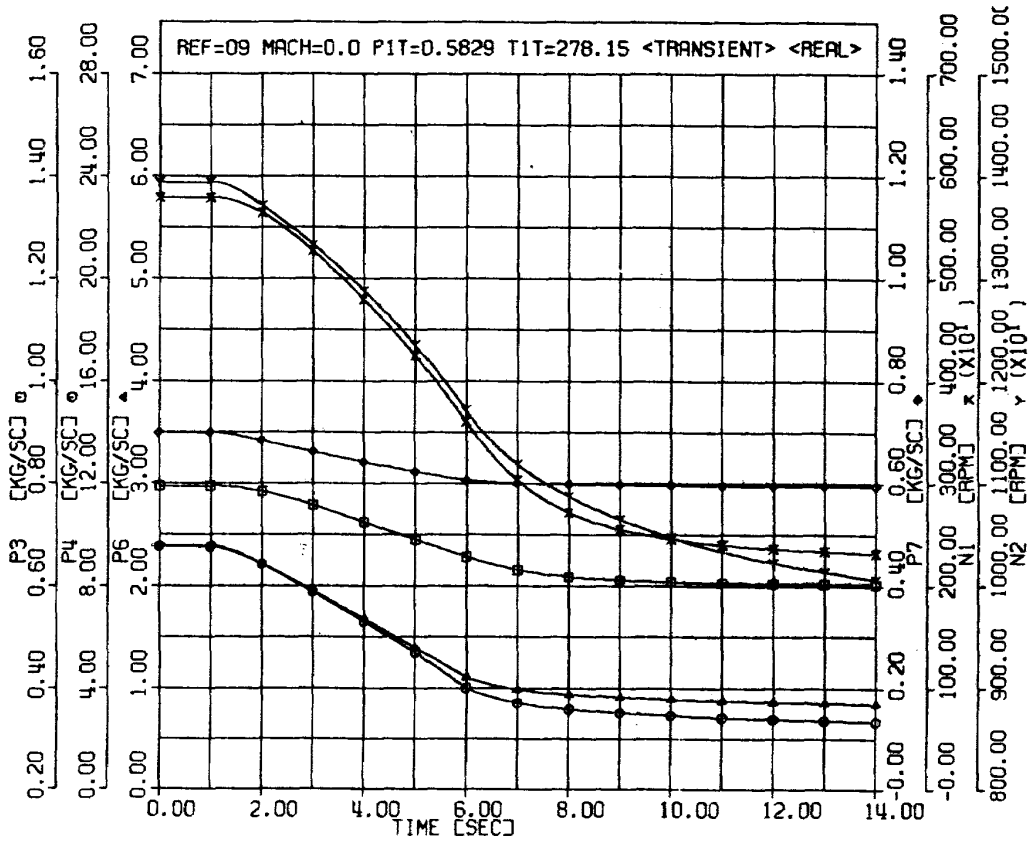
付図 63 加速特性 (Ref No = 09, 15000 ft, Mach 0)-1



付図 64 加速特性 (Ref No = 09, 15000 ft, Mach 0) - 2



付図 65 減速特性 (Ref No = 09, 15000 ft, Mach 0) - 1



付図 66 減速特性 (Ref No = 09, 15000 ft, Mach 0)-2

航空宇宙技術研究所資料337号

昭和52年10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)千182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山4-1-7(羽田ビル)
