ジェット機の上昇性能*

池 田 研 爾**

Climbing Performance in a Jet Aircraft

Kenji IKEDA

Abstract

As we cannot neglect the fuel consumption during climb of jet aircraft, it is necessary to know its climbing performance at the beginning of the initial design in order to estimate the fuel capacity, range, gross weight and wing area. The author proposes a simple and pretty exact method of estimating its climb performances by equations (6·b), (11·a), (12·a), and (13·a). The differences between propeller-plane and jet-plane are also explained from the viewpoint of climbing velocity, climbing angle and the effect of wing loading on climb.

1. まえがき

ジェット機ではその推力がプロペラ機の馬力に対応するような変化をするから、両者での性能は一般に全く違った傾向をとってくる。この内ジェット機の上昇性能に関しては外国でも我国でもまだ便利な方法があたえられていないようである。しかもジェット機の上昇中における燃費は無視出来なくて、小型機では 30% 前後の燃料をこの際消費してしまうから、燃料搭載量しがつて航続性能、全備重量、翼面積等の決定をする場合に上昇性能を知る必要がある。すなわち基礎設計にあたってどうしても設計室で簡単に推定する必要があるため、一つの方法を考案した。実例との比較の結果はその簡単なわりに充分使いものになるよい精度を示していることがわかった。さらにジェット機の上昇速度、上昇角および翼面荷重の上昇性能に及ぼす影響に関して一般の概念と異つた結果にあることがわかった。

2. 最大上昇率

第1図 上昇中の力の釣合

第1図のように符号を定めると

$$\left. \begin{aligned} T \cos \kappa - D &= W \sin \theta \\ T \sin \kappa + L &= W \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

κ が小さく上昇角 θ があまり大きくないとすると

$$\left. \begin{aligned} T &= W \sin \theta + \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D \\ W &= \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \end{aligned} \right\} \quad (1 \cdot a)$$

したがって上昇率は $\omega = v \sin \theta$

$$= \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \left(\frac{1}{C_L} - \frac{C_D}{C_L^2} \right)} \quad (2)$$

全機の抗力係数を $C_D = C_{Dp} + C_D^2 / \pi \lambda_e$ (3)

と仮定する。 ω を最大にする $C_L = C_{L0}$ を求めるために $d\omega/dC_L = 0$ を作る。ただし後述するように上昇速度は現在のジェット機では 500 km 前後であるからこの附近では $dT/dv = 0$ 即ち $dT/dC_L = 0$ とみなしてよい。(2), (3) よりこの点を考慮して $d\omega/dC_L = 0$ を作って整理すると

$$\begin{aligned} \frac{C_{D0}^2}{\pi \lambda_e} + \frac{T}{W} C_{D0} - 3 C_{Dp} &= 0 \\ \therefore C_{D0} &= \frac{\pi \lambda_e}{2} \left\{ -\frac{T}{W} + \sqrt{\left(\frac{T}{W} \right)^2 + \frac{12 C_{Dp}}{\pi \lambda_e}} \right\} \\ &= \frac{\pi \lambda_e}{2 W/T} \left\{ \sqrt{1 + \frac{12 C_{Dp}}{\pi \lambda_e} \left(\frac{W}{T} \right)^2} - 1 \right\} \end{aligned}$$

$\sqrt{\quad}$ の中の第2項は小さいから級数展開をして微小量を省略し

$$C_{D0} = 3 C_{Dp} \frac{W}{T} \left\{ 1 - \frac{3 C_{Dp}}{\pi \lambda_e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right\} \quad (4)$$

同様に

* 昭和 28 年 10 月 15 日、名古屋地方講演会にて講演、昭和 28 年 11 月 4 日原稿受理。

** 新三菱重工業名古屋製作所

$$\left. \begin{aligned} C_{z0}^{\frac{1}{2}} &= \sqrt{3C_{xp} \frac{W}{T}} \left\{ 1 - \frac{3}{2} \frac{C_{xp}}{\pi \lambda e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right\} \\ C_{z0}^{-\frac{1}{2}} &= \frac{1}{\sqrt{3C_{xp} \frac{W}{T}}} \left\{ 1 + \frac{3}{2} \frac{C_{xp}}{\pi \lambda e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right\} \\ C_{z0}^{-\frac{3}{2}} &= \frac{1}{\left(3C_{xp} \frac{W}{T} \right)^{\frac{3}{2}}} \left\{ 1 + \frac{9}{2} \frac{C_{xp}}{\pi \lambda e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right\} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

(2), (3) より

$$\omega_{\max} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \left(\frac{T}{W} \frac{1}{C_{z0}^{1/2}} - \frac{C_{xp}}{C_{z0}^{3/2}} - \frac{C_{z0}^{\frac{1}{2}}}{\pi \lambda e} \right)$$

(5) を代入して整理すれば

$$= \left(\frac{2}{3} \right)^{\frac{3}{2}} \sqrt{\frac{1}{\rho C_{xp}} \frac{W/S}{(W/T)^3}} \left[1 - \frac{9}{2} \frac{C_{xp}(W/T)^2}{\pi \lambda e} \right]$$

$$\therefore \omega_{\max} = 1.540 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \frac{1}{\sqrt{C_{xp}}} \frac{\sqrt{T/S}}{W/T} \times \left[1 - \frac{9}{2} \frac{C_{xp}(W/T)^2}{\pi \lambda e} \right] \text{ m/sec} \quad (6)$$

しかるに次の関係が近似的に成立する

$$T = T_0 (\rho/\rho_0)^n k_1 k_2 \quad (7)$$

$$V_{0\max} \doteq 14.4 \sqrt{k_3 T_0 / (C_{xp} S)} \quad (8)$$

ただし $V_{0\max}$ 海面高度最高速 (水噴射, アフターバーナの無い場合) km/h

$$k_1 = T_{c0}/T_0, \quad k_2 = T_{cv}/T_{c0}, \quad k_3 = T_{0v}/T_0$$

T_{c0} 最大上昇推力 ($v=0$) (水噴射, アフターバーナの無い場合) kg

T_{cv} " ($v=v$) (") kg

T_0 離昇静止推力 ($v=0$) (") kg

T_{0v} 離昇推力 ($v=v$) (") kg

(7) を (6) に代入し

$$\omega_{\max} = \frac{A'}{\sqrt{C_{xp}}} \frac{\sqrt{T_0/S}}{W/T_0} \left[1 - B' \frac{C_{xp}}{\lambda e} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2 \right] \text{ m/sec} \quad (6.a)$$

$$\text{ただし } A' = 1.540 (k_1 k_2)^{\frac{3}{2}} \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{-(3n-1)}$$

$$B' = 4.5 \frac{1}{\pi} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-2n}$$

この第2項は補正項的なものであるから λe に $\lambda e = \lambda/1.2$ (λ : 縦横比) を代入して充分であり, またこの内の各係数の大体の値は

第2図 $\frac{1}{k} \sim T_0$ 図

$$k_1 = 1.0 \sim \frac{1}{1.2} \quad (\text{第2図参照})$$

$$k_2 \doteq k_3 \doteq 0.88, \quad n=0.75 \quad (\text{上昇時})$$

であるから, これらの値および (8) を (6.a) に代入して

$$\omega_{\max} = A \frac{V_{0\max}}{W/T_0} \left[1 - B \frac{1}{\lambda} \frac{1}{V_{0\max}^2} \frac{W}{S} \frac{W}{T_0} \right] \text{ m/sec} \quad (6.b)$$

$$\left. \begin{aligned} \text{ただし } A &= 0.09407 k_1^{\frac{3}{2}} \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{-(3n-1)} \\ B &= \frac{405}{k_1^2} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-2n} \end{aligned} \right\} \quad (\text{第3図参照})$$

第3図 $A \cdot B$ の値 [(6.b) 式]

$V_{0\max}$ は勿論圧縮性の影響があまり大きくはいらない場合に限る。

3. 最小上昇時間

(6.a), (6.b) からわかるごとく

$$\omega_{\max} = C \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{\frac{3n-1}{2}} \left[1 - D \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-2n} \right] \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \text{ただし } C &= \frac{1.540}{\sqrt{C_{xp}}} (k_1 k_2)^{\frac{3}{2}} \frac{\sqrt{T_0/S}}{W/T_0} \\ &= 0.09407 k_1^{\frac{3}{2}} \frac{V_{0\max}}{W/T_0} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} D &= 4.5 \frac{C_{xp}}{\pi \lambda e} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2 \\ &= \frac{405}{k_1^2} \frac{1}{\lambda} \frac{1}{V_{0\max}^2} \frac{W}{S} \frac{W}{T_0} \end{aligned}$$

$$\left. \begin{aligned} \text{しかるに } \rho/\rho_0 &= (1-\alpha z)^m \quad z: \text{高度 (m)} \\ \alpha &= \frac{0.0065}{288} = 0.00002257 \\ m &= 4.253 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

(9) (10) を用い前と同様級数展開を利用して

$$\begin{aligned} t_{\min} &= \frac{1}{60} \int_0^z \frac{dz}{\omega_{\max}} \\ &= \frac{1}{60} \frac{1}{C} \int_0^z \left[(1-\alpha z)^{-\frac{m(3n-1)}{2}} + D(1-\alpha z)^{-\frac{m(7n-1)}{2}} \right] dz \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &= \frac{1}{60} \frac{1}{C} \left[\frac{(1-az)^{-\frac{m(3n-1)-2}{2}}}{a \cdot \frac{m(3n-1)-2}{2}} \right. \\
 &\quad \left. + D \frac{(1-az)^{-\frac{m(7n-1)-2}{2}}}{a \cdot \frac{m(7n-1)-2}{2}} \right]_0^z \\
 \therefore t_{\min} &= E' \sqrt{C_{xp}} \frac{W/T_0}{\sqrt{T_0/S}} \left[1 + F' \frac{C_{xp}}{\lambda_e} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2 \right] \text{分} \\
 &\quad (11)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \text{ただし } E' &= \frac{1}{46 \cdot 20} (k_1 k_2)^{-\frac{2}{3}} \frac{1}{a} \\
 &\quad \times \frac{1}{m(3n-1)-2} \left\{ \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{3n-1-\frac{2}{m}} - 1 \right\} \\
 F' &= \frac{4 \cdot 5}{\pi} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \frac{m(3n-1)-2}{m(7n-1)-2} \\
 &\quad \times \frac{\left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{7n-1-\frac{2}{m}} - 1}{\left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{3n-1-\frac{2}{m}} - 1}
 \end{aligned}$$

したがって $\omega_{\max}$ の場合と同様にして

$$t_{\min} = E \frac{W/T_0}{V_{0\max}} \left[1 + F \frac{1}{\lambda} \frac{1}{V_{0\max}^2} \frac{W W}{S T_0} \right] \text{分} \quad (11 \cdot a)$$

ただし

$$\begin{aligned}
 E &= 0.4734 \times 10^4 k_1^{-\frac{2}{3}} \left\{ \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{3n-1-\frac{2}{m}} - 1 \right\} \\
 F &= \frac{83.59}{k_1^2} \frac{\left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{7n-1-\frac{2}{m}} - 1}{\left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{3n-1-\frac{2}{m}} - 1} \quad \left. \begin{array}{l} \text{(第4} \\ \text{図参} \\ \text{照)} \end{array} \right\}
 \end{aligned}$$

第4図 E, F の値 [(11・a) 式]

4. 上昇中における使用燃料量および前進距離

上昇中において使用される燃料の量は

$$B_{\alpha} = \frac{b}{3600} \int_0^z \frac{T}{\omega_{\max}} dz \text{ kg} \quad \text{但し } b: \text{燃料消費率 (kg/kg 推力/h)}$$

(7), (9), (10) を用いて

$$\begin{aligned}
 &= \frac{b T_0}{3600} \frac{k_1 k_2}{C} \int_0^z \left[(1-az)^{\frac{m(1-n)}{2}} \right. \\
 &\quad \left. + D (1-az)^{-\frac{m(5n-1)}{2}} \right] dz \\
 &= \frac{b T_0}{3600} \frac{k_1 k_2}{C} \left[\frac{-(1-az)^{\frac{m(1-n)+2}{2}}}{a \cdot \frac{m(1-n)+2}{2}} \right. \\
 &\quad \left. + D \frac{(1-az)^{-\frac{m(5n-1)-2}{2}}}{a \cdot \frac{m(5n-1)-2}{2}} \right]_0^z
 \end{aligned}$$

$$\therefore B_{\alpha} = G' \sqrt{C_{xp}} \frac{b W}{\sqrt{T_0/S}} \left[1 + H' \frac{C_{xp}}{\lambda_e} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2 \right] \text{kg} \quad (12)$$

ただし

$$\begin{aligned}
 G' &= \frac{1}{2772} \frac{1}{\sqrt{k_1 k_2}} \frac{1}{a} \frac{1}{m(1-n)+2} \\
 &\quad \times \left\{ 1 - \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{-1+n-\frac{2}{m}} \right\} \\
 H' &= \frac{4.5}{\pi} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \frac{m(1-n)+2}{m(5n-1)-2} \\
 &\quad \times \frac{\left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{5n-1-\frac{2}{m}} - 1}{1 - \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{-1+n-\frac{2}{m}}}
 \end{aligned}$$

したがって $\omega_{\max}$ の場合と同様にして

$$B_{\alpha} = G \frac{b W}{V_{0\max}} \left[1 + H \frac{1}{\lambda} \frac{2}{V_{0\max}^2} \frac{W W}{S T_0} \right] \text{kg} \quad (12 \cdot a)$$

ただし

$$\begin{aligned}
 G &= \frac{75.17}{\sqrt{k_1}} \left\{ 1 - \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{-1+n-\frac{2}{m}} \right\} \\
 H &= \frac{123.0}{k_1^2} \frac{\left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{5n-1-\frac{2}{m}} - 1}{1 - \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{-1+n-\frac{2}{m}}} \quad \left. \begin{array}{l} \text{(第5図} \\ \text{参照)} \end{array} \right\}
 \end{aligned}$$

第5図 G, H の値 [(12・a) 式]

以上の計算で b が変らぬとして積分記号の外に出て
いるのは、 b は高度が上るほど下るが逆に上昇速度は
高度が増すにつれ増し、この速度増加にともなう b の
増加と丁度打消し合つて、上昇中は b は不変とみなし
て充分であるからである。すなわち地上での上昇速度
に依じての b の値 (第6図) を利用すると便利である)
を推定すればそれをそのまま使えるわけである。

タービン効率=圧縮機効率=85%

タービン温度=850°C 高度 $Z=0$

ラム効率=100% b =燃費率 ($V=V$)

b_0 = " ($V=0$)

第6図 飛行速度による b の変化 (海面高度)

次に前進距離を求めるに近似的に次式が成立する。

$$R_{ce} = \frac{1}{3600} \int_0^z \frac{V_{ce}}{\omega_{max}} dz \quad \text{km}$$

V_{ce} は上昇速度で後述の (14・a) および (9), (10) を
用いて

$$= \frac{1.500 \times 10^{-3}}{k_1 k_2} \frac{W}{T_0} \int_0^z [(1-az)^{-mn} + K(1-az)^{-3mn}] dz$$

$$\text{ただし } K = 6 \frac{C_{xp}}{\pi \lambda e} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2$$

第8図 上昇率の比較 (その1)

第7図 M, N の値 [(13・a) 式]

$$= \frac{1.500 \times 10^{-3}}{k_1 k_2} \frac{W}{T_0} \left[\frac{(1-az)^{-mn+1}}{a(mn-1)} + K \frac{(1-az)^{-3mn+1}}{a(3mn-1)} \right]_0^z$$

$$\therefore R_{ce} = M' \frac{W}{T_0} \left[1 + N' \frac{C_{xp}}{\lambda e} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2 \right] \quad \text{km} \quad (13)$$

ただし

$$M' = \frac{1.500 \times 10^{-3}}{k_1 k_2} \frac{1}{a} \frac{1}{mn-1} \left\{ \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-n+\frac{1}{m}} - 1 \right\}$$

$$N' = \frac{6}{\pi} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \frac{mn-1}{3mn-1} \frac{\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-3n+\frac{1}{m}} - 1}{\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-n+\frac{1}{m}} - 1}$$

したがって ω_{max} の場合と同様にして

$$R_{ce} = M \frac{W}{T_0} \left[1 + N \frac{1}{\lambda} \frac{1}{V_{0max}^2} \frac{W W}{S T_0} \right] \quad \text{km} \quad (13 \cdot a)$$

ただし

第9図 上昇時間の比較 (その1)

第1表 ジェット機の諸元, 上昇性能表

機名	国名	V_{0max}	W	λ	T_0	S	ω_{max} (高度 m)	t_{min} (高度mまで)	備考
1 (戦闘機) D.H. 113 夜間戦闘機	英	933	5140	5.51	1498	24.3	22.8(0)	5.6(6100) 16.3(12200)	
2 D.H. 110 Vampire(5型)	"	850	4770	"	1407	"	20.5(0) 11.2(6100) 3.8(12200) 15.2(3050) 7.9(9150)		
3 Meteor (8型, 9型)	"	956	7110	3.92	3170	32.5	35.5(0) 21.3(6100)		
4 "	"	883	7825	"	"	"	29.5(0) 16.8(6100) 3.05(12200)		
5 Attacker	"	990	5221	6.1	2270	21.0	32.3(0) 21.2(6100) 26.7(3050) 14.0(9150)	1.70(3050) 6.66(9150) 3.84(6100)	$k_1 = \frac{1}{1.10}$
6 F-80C	米	902	6963	6.36	2088	22.0		7(7620)	
7 N.A. FJ-1	"	885	5750	5.28	1820	25.54	26.0(0)		
8 Arsenal VG-90	佛	905	8090	5.16	2300	30.7	23.0(0) 6(12000)	18(12000)	
9 Nord 2200	"	913	7890	4.56	"	31.6	23.0(0)	11(10000)	
10 "	"	920	6430	"	"	"	30.0(0)	9(10000)	
11 S.O. 6020	"	1040	6870	4.15	"	27	10.0(10000)	9(10000)	
12 MIG 15	蘇	1025	5450	4.9	2405	20.9	40.6(0) 18.3(9150)	6.2(9150) 9.5(12200)	
13 LA 17	"	1020	5800	4.85	"	25.6	34.5(0)	7.0(9150)	
14 (練習機其他) Lockheed T-33A	米	902	5430	6.36	2088	22.0		6.5(7620)	
15 D.H. 115 Vampire Tr.	英	864	5000	5.51	1498	24.4	22.8(0)	5.6(6100) 16.3(12200)	
16 Gloster G43 Meteor Tr.	"	962	6410	4.01	3170	32.5	40.6(0) 26.4(7625) 10.4(12200) 34.0(3050) 18.5(9150)		
17 FIAT G89-1B	伊	880	5300	4.84	1590	25.0		3.5(3050) 15.5(9150) 8(6100) 17(10000)	$k_1 = \frac{1}{1.165}$
18 Fokker S-14	和	646	5000	4.52	1632	31.8	17.8(0)	3.3(3050) 10.9(7600) 7.8(6100) 15(9100)	
19 Ryan 59	米	664	2720	7.00	800	19.5	15.84(0)		
20 Caproni F-5	伊	360	750	6.3	160	9.84		23(5000)	$k_1 = \frac{1}{1.15}$
21 Fouga C.M. 8R	佛	330	570	7.85	"	9.8	8.0(0)		
22 Fouga C.M. 170R	"	675	2630	7.55	800	17.2	17.0(0)		
23 M.S. 755	"	690	2697	5.15	"	18.0		17~18(9000)	$k_1 = \frac{1}{1.15}$

2) 落下タンクつきから推定した。実際はこれより重いと思われる。

3) Nene 3 の combat rating で 944 km/h であるので $k_1=1/1.10$ を使って全開時の速度に直す。

4) 水噴射時 960 km/h であるので $\sqrt{2088/2360} = \sqrt{\text{推力比}}$ を乗じて水噴射なし (dry) の時に補正する。

5) 6000 m で 710 km/h から推定。

$$\left. \begin{aligned} M &= \frac{34.49}{k_1} \left\{ \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-n+\frac{1}{m}} - 1 \right\} \\ N &= \frac{138.0}{k_1^2} \frac{\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-3n+\frac{1}{m}} - 1}{\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-n+\frac{1}{m}} - 1} \end{aligned} \right\} \quad (\text{第7図参照})$$

5. 実機の例との比較

計算にあたっては V_{0max} を含む式の方が、各係数が図示してあるから便利である。機関が未知で k_1 の値が不明のときは $k_1=1/1.15$ にとっておけば安全側であろう。或高度での V_{max} または C_{xp} を知るときでも (8), (15) を利用して V_{0max} に直す方が計算が早い。

第1表にのせた発表値を利用して計算結果と発表性能とを比較したものを第8図~第11図に示す。これ

によれば大体 $k_1=1.0$ の値を発表しているようである。練習機の一部および attacker は上昇ならびに戦闘推力 (climb & combat rating) を使っているので第2図に示す k_1 の値を使用した。 k_1 のはつきりしないものは $k_1=1.0$ として算出してあるから ω_{max} は過大、 t_{min} は過少になったものも二三あるようである。

相当広範囲にわたる寸度・性能の機体での発表値との比較にもかかわらず、以上の式による計算値は発表値とかなりよい一致を示しているから充分初期設計および実機の性能推定に利用出来るものと思われる。

6. 上昇速度および上昇角

最大上昇率で上昇する際の上昇速度を求めるために

* 水噴射, アフターバーナを使用したり或は境界マッハ数の関係で V_{max} がおさえられているおそれのある時はその点を考慮してこれ等の影響のない仮想 V_{max} を使わねばならぬことは当然である。

第10図 上昇率の比較 (その2)

(1・a), (5) から

$$\begin{aligned}
 V_{ce} &= 3.6 \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{xp}}} \\
 &= 3.6 \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{1}{\sqrt{3 C_{xp} W/T}} \left\{ 1 + \frac{3}{2} \frac{C_{xp}}{\pi l_e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right\} \\
 &= \frac{8.314}{\sqrt{C_{xp}}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \sqrt{\frac{T}{S}} \left\{ 1 + \frac{3}{2} \frac{C_{xp}}{\pi l_e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right\} \quad (14)
 \end{aligned}$$

(7) を代入し

$$\begin{aligned}
 &= \frac{8.314}{\sqrt{C_{xp}}} (k_1 k_2)^{\frac{1}{2}} \sqrt{\frac{T_0}{S}} \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{1-n} \\
 &\quad \times \left\{ 1 + \frac{3}{2} \frac{C_{xp}}{\pi l_e} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2 \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-2n} \right\} \quad (14 \cdot a)
 \end{aligned}$$

しかるにその高度での最高速は

$$\begin{aligned}
 V_{\max} &= 3.6 \sqrt{\frac{2T}{\rho S C_x}} \quad \therefore V_{\max} \\
 T &= k_3 T_0 \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^n \quad = \frac{14.4}{\sqrt{C_x}} k_3^{\frac{1}{2}} \sqrt{\frac{T_0}{S}} \left(\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \right)^{1-n'} \quad (15)
 \end{aligned}$$

ただし $n' = 0.65 \sim 0.75$

(14・a), (15) からたとえば海面高度で考えると

$$\begin{aligned}
 V_{ce} &= 0.577 \sqrt{k_1} \left\{ 1 + \frac{3}{2} \frac{C_{xp}}{\pi l_e} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2 \right\} V_{0\max} \\
 &\approx 0.55 \sim 0.60 V_{0\max}
 \end{aligned}$$

すなわちジェット機の上昇速度は非常に早くレシプロ機をつけた飛行機よりも $V_{\max}$ に近いように多くの場合考えられているが、実際は $V_{\max}$ が大きいために V_{ce} が大きいのであって $V_{ce}/V_{\max}$ はプロペラ機と同程度またはやや低目であることは注意しなければならない。

上昇角は (6), (14) より

$$\begin{aligned}
 \sin \theta &= \frac{3.6 \omega_{\max}}{V_{ce}} \\
 &= \frac{5.54}{8.314} \frac{1}{W/T} \left[1 - \frac{9}{2} \frac{C_{xp}}{\pi l_e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right] / \\
 &\quad \left[1 + \frac{3}{2} \frac{C_{xp}}{\pi l_e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right] \\
 &= \frac{0.666}{W/T_0} \left\{ 1 - 6 \frac{C_{xp}}{\pi l_e} \left(\frac{W}{T} \right)^2 \right\} \quad (16)
 \end{aligned}$$

第11図 上昇時間の比較 (その2)

(7) を代入し

$$\begin{aligned}
 &= \frac{0.666}{W/T_0} k_1 k_2 \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^n \\
 &\quad \times \left\{ 1 - 6 \frac{C_{xp}}{\pi l_e} \frac{1}{(k_1 k_2)^2} \left(\frac{W}{T_0} \right)^2 \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-2n} \right\} \quad (16 \cdot a)
 \end{aligned}$$

現存のジェット機の値を代入すると全備状態で普通の戦闘機で 10° 前後、最高 14° 位である。ただ Javelin のような特殊のもので 18° 位になる程度で案外小さいことがわかる。

7. 翼面荷重の影響

プロペラ機では同じ機関の場合一般に翼面荷重が小さい方が上昇性能はよく、その目安として $(W/IF)/(W/S)^{\frac{1}{2}}$ が用いられている。(11) から明らかなようにジェット機ではこれに相当する係数は $(W/T_0)/(T_0/S)^{\frac{1}{2}}$ であつて、ジェット機では同じ機関をつけた場合翼面荷重が大きい方が上昇性能がよいという全く逆の結果になる点は大いに注意すべきであると思う。このことは第1表でもわかることで N.A. FJ-1 (F-86 の海軍機化したもの) と Focke S-14, Fouga 170 R と比較すると W/T はほとんど同じで翼面荷重の大きい前者の方が上昇率がよいことを示している。MIG-15 と F-86 との上昇性能の優劣も一般に言われているように翼面荷重の違いによるのではなく W/T の違いで MIG-15 がよい上昇性能を示しているのである。この点翼面荷重の小さいことは MIG-15 にとつて不利であるという面白い結果にあることがわかる。

またこれは戦闘機等の戦闘性能を考える場合、縦の面内と横の面内の戦闘の兼ね合いによる翼面荷重の決定等の新しい問題を提示しているようである。

文 献

- 1) 和田薫：ターボジェットの性能，新三菱重工研究試験報告 S 第49号