

論文・報告

ジェミニSTヘリコプタのトリム解析

Trim Analysis of the Gemini ST Helicopter

川田忠裕*
Tadahiro KAWADA

譚 安 忠 **
Anzhong TAN

中嶋 良樹**
Yoshiki NAKAJIMA

平井正之**
Masayuki HIRAI

This report describes the trim analysis of the Gemini ST helicopter. The calculation of the rotor aerodynamics is based on the blade element theory and the momentum theory assuming nonuniform or trapezoidal induced velocity distribution. The blade motion is considered to be the first harmonic flapping motion and thus the rotor is represented by a tip path plane. The trimmed equations are solved for various flight speeds at four typical altitudes under two outdoor atmospheric temperature conditions. The results for Gemini ST and Bell 206 L-3 are compared and no remarkable differences are noticed. This indicates that the Gemini ST modification has little influence on the aerodynamic characteristics and the controllability of the original helicopter Bell 206 L-3.

Keywords : Gemini ST helicopter, trim analysis, blade element theory

$$\begin{aligned}
C_T &= \overline{T}/\rho S(R\Omega)^2 \\
&= \frac{1}{2} a \sigma \left[\left(\frac{1}{3} B^3 + \frac{1}{2} B \mu^2 - \frac{4}{9\pi} \mu^3 \right) \theta_0 \right. \\
&\quad - \left(\frac{1}{2} B^2 + \frac{1}{4} \mu^2 \right) \lambda + \left(\frac{1}{2} B^2 \mu + \frac{1}{8} \mu^3 \right) \theta_{1s} \\
&\quad + \left. \left(\frac{1}{4} B^2 \mu - \frac{1}{16} \mu^3 \right) (p/\Omega) - \frac{1}{3\pi} \mu^3 \beta_0 - \frac{1}{8} \mu^3 \beta_{1c} \right] \\
&\quad - \bar{v} (g/R\Omega^2) \dots \quad (1a)
\end{aligned}$$

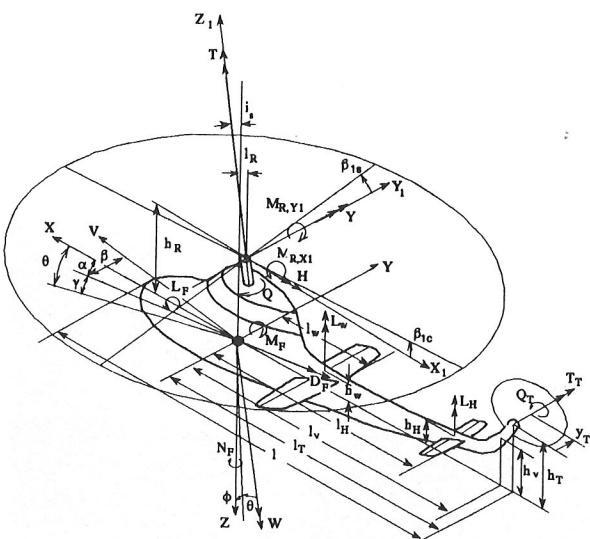


図-1 ヘリコプタに働く力とモーメント

2. 均一誘導速度分布時の定式化

図-1を参照して、シングルロータのヘリコプタに働く推力、水平方向と横方向の力、トルクとハブ周りのロールとピッチ方向のモーメントはそれぞれ以下の式により与えられる。

**川田工業(株)航空事業部へリ・テクノロジーセンター技術課課長

$$\begin{aligned}
C_H = & \bar{H}/\rho S(R\Omega)^2 \\
= & \frac{1}{4} \sigma C_{d0} \mu \left(1 + \frac{1}{4} \mu^2 \right) + \frac{1}{2} \alpha \sigma \left[\left\{ \left(\frac{1}{4} B^2 + \frac{3}{16} \mu^2 \right) \theta_{1s} \right. \right. \\
& + \left(\frac{1}{2} B \mu - \frac{2}{3\pi} \mu^2 \right) \theta_0 - \frac{1}{2} \mu \lambda \Big\} \lambda + \left\{ -\frac{1}{6} B^3 \theta_{1c} \right. \\
& + \frac{1}{4} B^2 \mu \beta_0 + \frac{1}{6} B^3 \beta_{1s} \Big\} \beta_0 + \left\{ -\frac{1}{3} B^3 \theta_0 \right. \\
& - \frac{1}{4} B^2 \mu \theta_{1s} + \left(\frac{3}{4} B^2 - \frac{3}{16} \mu^2 \right) \lambda + \frac{1}{4} B^2 \mu \beta_{1c} \Big\} \beta_{1c} \\
& + \left. \left. \left\{ -\frac{1}{6} B^3 \theta_0 - \frac{3}{16} B^2 \mu \theta_{1s} + \frac{1}{2} B^2 \lambda \right. \right. \right. \\
& + \frac{1}{16} B^3 \mu \beta_{1c} \Big\} (\rho/\Omega) + \left\{ -\frac{1}{6} B^3 \beta_0 - \frac{1}{16} B^2 \mu \theta_{1c} \right. \\
& + \frac{1}{16} B^2 \mu \beta_{1s} \Big\} (q/\Omega) \Big] + \frac{1}{2} \bar{\nu} \{ \bar{x} \beta_0 - (h/R) \} \beta_{1c} \\
& \dots \quad (1b)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_Y &= \bar{Y}/\rho S(R\Omega)^2 \\
&= \frac{1}{2} \alpha \sigma \left[\left\{ \left(-\frac{1}{4} B^2 - \frac{1}{16} \mu^2 \right) \theta_{1c} \right\} \lambda + \left\{ -\frac{3}{4} B^2 \mu \theta_0 \right. \right. \\
&\quad - \left(\frac{1}{6} B^3 + \frac{1}{2} B \mu^2 \right) \theta_{1s} + \left(\frac{3}{2} B \mu - \frac{2}{\pi} \mu^2 \right) \lambda \\
&\quad - \left. \left. \left(\frac{1}{6} B^3 - B \mu^2 \beta_{1c} \right) \beta_0 + \left\{ -\frac{1}{4} B^2 \mu \theta_{1c} \right. \right. \right. \\
&\quad + \frac{1}{4} B^2 \mu \beta_{1s} \left. \right\} \beta_{1c} + \left\{ -\left(\frac{1}{3} B^3 + \frac{1}{2} B \mu^2 \right) \theta_0 \right. \\
&\quad - \frac{1}{2} B^2 \mu \theta_{1s} + \frac{3}{4} B^2 \lambda + \frac{1}{8} \mu^2 \lambda \left. \right\} \beta_{1s} + \left\{ -\frac{1}{6} B^3 \beta_0 \right. \\
&\quad + \frac{1}{16} B^2 \mu \theta_{1c} - \frac{5}{16} B^2 \mu \beta_{1s} \left. \right\} (p/\Omega) + \left\{ \frac{1}{6} B^3 \theta_0 \right. \\
&\quad + \frac{1}{16} B^2 \mu \theta_{1s} - \frac{1}{2} B^2 \lambda - \frac{7}{16} B^2 \mu \beta_{1c} \left. \right\} (q/\Omega) \Big] \\
&\quad + \frac{1}{2} \bar{v} (\bar{x} \beta_0 - (h/R)) \beta_{1s} \dots \dots \dots \quad (1c)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_Q &= \bar{Q}/\rho SR(R\Omega)^2 \\
&= \frac{1}{8}\sigma C_{d0} \left(1 + \mu^2 - \frac{1}{8}\mu^4\right) + \frac{1}{2}\alpha\sigma \left[\left\{ \left(\frac{1}{3}B^3 \right. \right. \right. \\
&\quad \left. \left. \left. + \frac{2}{9\pi}\mu^3\right)\theta_0 + \left(\frac{1}{4}B^2\mu - \frac{1}{16}\mu^3\right)\theta_{1s} - \left(\frac{1}{2}B^2 \right. \right. \right. \\
&\quad \left. \left. \left. - \frac{1}{4}\mu^2\right)\lambda \right\} \lambda + \left\{ \left(\frac{1}{6}B^3\mu\theta_{1c} - \frac{1}{4}B^2\mu^2\beta_0 \right. \right. \\
&\quad \left. \left. - \frac{1}{3}B^3\mu\beta_{1s}\right)\beta_0 + \left\{ \left(-\frac{1}{8}B^4 + \frac{1}{16}B\mu^2\right)\theta_{1s} \right. \right. \\
&\quad \left. \left. - \left(\frac{1}{2}B^2\mu + \frac{1}{8}\mu^3\right)\lambda - \left(\frac{1}{8}B^4 + \frac{3}{16}B^2\mu^2\right)\beta_{1c}\right\} \beta_{1c} \right. \\
&\quad \left. + \left\{ \left(\frac{1}{8}B^4 + \frac{1}{16}B^2\mu^2\right)\theta_{1c} - \left(\frac{1}{8}B^4 \right. \right. \\
&\quad \left. \left. + \frac{1}{16}B^2\mu^2\right)\beta_{1s}\right\} \beta_{1s} + \left\{ -\frac{1}{6}B^3\mu\theta_0 - \frac{1}{8}B^4\theta_{1s} \right. \\
&\quad \left. - \frac{1}{4}B^4\beta_{1c} - \frac{1}{8}B^4(p/\Omega)\right\}(p/\Omega) + \left\{ -\frac{1}{8}B^4\theta_{1c} \right. \\
&\quad \left. + \frac{1}{3}B^3\mu\beta_0 + \frac{1}{4}B^4\beta_{1s} - \frac{1}{8}B^4(q/\Omega)\right\}(q/\Omega) \right] \\
&\quad \dots \quad (2a)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_{M_{R,X_1}} &= M_{R,X} / \rho SR (R\Omega)^2 \\
&= x_\beta \left[\frac{1}{2} a \sigma \left\{ \frac{1}{2} B^2 \mu \theta_0 + \left(\frac{1}{6} B^3 + \frac{3}{8} B \mu^2 \right) \theta_{1s} \right. \right. \\
&\quad - \frac{1}{2} B \mu \lambda + \left(\frac{1}{6} B^3 - \frac{1}{8} B \mu^2 \right) \beta_{1c} \\
&\quad \left. \left. + \frac{1}{6} B^3 (\rho/\Omega) \right\} + \bar{v}x \left\{ \frac{1}{2} \beta_{1s} - (q/\Omega) \right\} \right] \\
&\quad + \frac{1}{2} \bar{v} k_f \beta_{1s} \quad \dots \dots \dots \quad (2b)
\end{aligned}$$

ここに、

$$\left. \begin{aligned} \bar{\nu} &= b m_\beta / \rho S R \equiv a \sigma / \gamma x_f^2 \\ \bar{x} &= \int_{r_\beta}^R r (dm/dr) dr / R m_\beta \\ m_\beta &= \int_{r_\beta}^R (dm/dr) dr \\ I_\beta &= \int_{r_\beta}^R (dm/dr) (r - r_\beta)^2 dr = R^2 m_\beta \bar{x}_f^2 \\ \gamma &= \rho a \bar{c} R^4 / I_\beta \\ k_f &= k_\beta / m_\beta (R\Omega)^2 \end{aligned} \right\} \dots (3)$$

$$\mu = \begin{cases} -(\dot{h}_R/R)(q/\Omega)\cos(i+\alpha) & (\text{ホバリングと垂直飛行時}) \\ \{V\cos i - h_R q\cos(i+\alpha)\}/R\Omega \equiv V\cos i/R\Omega & (\text{前進飛行時}) \end{cases} \quad (4a, b)$$

$$\lambda = \begin{cases} \nu + C_T / 2\lambda & (\text{ホバリングと垂直飛行時}) \\ \mu \tan i + C_T / 2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2} & (\text{前進飛行時}) \end{cases} \quad \dots \dots \dots \quad (5a, b)$$

$$\left. \begin{aligned} \nu &= V \sin \gamma / R \Omega \\ i &= -\alpha + i_s + \beta_{1c} \\ \alpha &= \tan^{-1}(V_z / V_x) \end{aligned} \right\} \quad \dots \quad (6)$$

これらの式は均一な速度分布の仮定に基づいており、逆流領域、ヒンジオフセット、ブレード剛性、ハブの高さ、ロールとピッチ運動の角速度などの影響が考慮されている。

同じように、テールロータの空力係数は以下のように与えられる。

$$C_{Tr} = \frac{1}{2}(\alpha\sigma)_T \left[\left(\frac{1}{3}B^3 + \frac{1}{2}B\mu^2 \right)_T \theta_{0r} - \frac{1}{2}B^2\lambda_T + \frac{1}{4}B^2\mu_T(p/\Omega) \right] \quad (7a)$$

$$C_{Hr} = \frac{1}{4}(\sigma C_{d0})_T \mu_T + \frac{1}{2}(\alpha\sigma)_T \left(\frac{1}{2}B\mu\theta_0 \right)_T \lambda_T \quad (7b)$$

$$C_{Yr} = 0 \quad (7c)$$

$$C_{Qr} = \frac{1}{8}(\sigma C_{d0})_T (1+\mu_T^2) + \frac{1}{2}(\alpha\sigma)_T \left(\frac{1}{3}B^3\theta_0 - \frac{1}{2}B^2\lambda \right)_T \lambda_T \quad (8a)$$

$$C_{M_{Tx}} = C_{M_{Ty}} = 0 \quad (8b, c)$$

ここに、

$$\mu_T = V_T \cos i_T / (R\Omega)_T = \mu (V_T/V) (\cos i_T / \cos i) \times (R\Omega)/(R\Omega)_T = (\mu_T/\mu) \mu \quad (9)$$

$$\lambda_T = \{ -(l_T/R)(r/\Omega) + (h_T/R)(p/\Omega)_T \} \times (R\Omega)/(R\Omega)_T + \sqrt{C_{Tr}/2} \quad (\text{ホバリング飛行時}) \quad (10a)$$

$$\lambda_T = \mu_T \tan i_T + C_{Tr}/2\mu_T \approx \mu_T (\beta_{1cT} + \beta) + (\mu_T/\mu) \{ -(l_T/R)(r/\Omega) + (h_T/R)(p/\Omega) \} \quad (\text{前進飛行時}) \quad (10b)$$

$$i_T = \beta_{1cT} + \tan^{-1} \{ (V \sin \beta - l_T r + h_T p) / V \cos \beta \} \approx \beta_{1cT} + \beta + \{ -(l_T/R)(r/\Omega) + (h_T/R)(p/\Omega) \} / \mu \quad (11)$$

3. 非均一誘導速度分布時の定式化

ロータディスク上における誘導速度が均一であるという仮定は誘導パワー損失の計算時に誤差をもたらすとともに、ヘリの実際の迎え角などの計算にも誤差を生じ、そのため、ヘリコプタの安定性、操縦性と振動特性などの解析に必要なブレード運動の計算にも誤差が生じてしまう。

ホバリング飛行時のロータの誘導速度分布は線形関数 x で近似できる。同様に、前進飛行時のロータの実験結果(NACA TN 3492)は図-2に示すように、その線形関数を前進速度と共に傾けようとすることがわかる。そのため、誘導速度分布は以下のような関係にあると仮定できる。

$$v(r, \Psi) = \bar{v} + \Delta v(r, \Psi) \quad (12)$$

ここに \bar{v} は均一誘導速度、 Δv は誘導速度の非均一成分で、

$$\Delta v = \bar{v} \left\{ -\frac{2}{3}K_0 + x(K_0 + K_{1c} \cos \Psi + K_{1s} \sin \Psi) \right\} \quad (13)$$

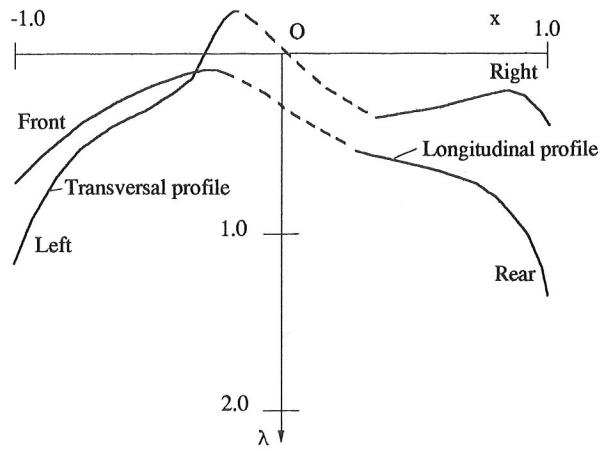


図-2 ロータの前後と左右方向における誘導流れ分布
($\mu=0.30$, $\theta_0=8^\circ$, $\alpha=-5^\circ$, 点線はブレード失速を表す。NACA TN 3492を参照)

のように与えられる。前進飛行時の圧力測定結果は2次調和関数の存在を示しているが、来流分布を考慮するときはこれは重要な要素ではない。上式の第1項は $-\frac{2}{3}K_0$ で、以下の関係により得られる。

$$\bar{v} = (1/\pi) \int_0^{2\pi} \int_0^1 vx \, dx d\Psi \quad (14)$$

第2項の xK_0 は漏斗状の分布を与え、第3と第4項は図-3に示すように線形的な傾き分布を与える。

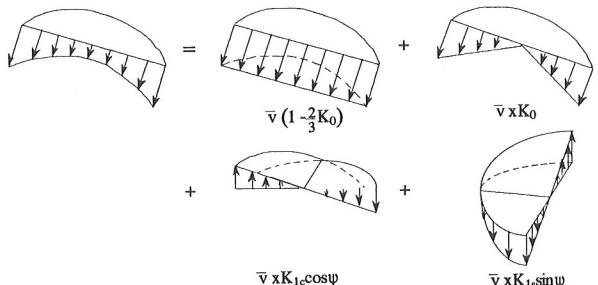


図-3 誘導速度の分解

以上の平均誘導速度は次の式により得られる。

$$\bar{v}/R\Omega = \begin{cases} \sqrt{C_T/2} & (\text{ホバリング時}) \\ C_T/2 \sqrt{\lambda^2 + \mu^2} & (\text{垂直および前進飛行時}) \end{cases} \quad (15)$$

パラメータ K_0 , K_{1c} と K_{1s} の決定はブレードの形状と進行率 μ に依存しており、後にまた触れる。

修正された垂直速度成分の式(1)を用いて、計算にフランピング運動を考慮し、推力係数、サイクリック・ピッチ、トルクと水平方向の力の係数は以下のように修正される。

$$\Delta \bar{C}_T = -\frac{1}{2} \alpha \sigma (\bar{v}/R\Omega) \cdot \frac{B^2}{4} \mu K_{1s} \quad (16)$$

$$\theta_{1s} = \left\{ 2\mu \left(\lambda - \frac{4}{3} B \theta_0 \right) + (\bar{v}/R\Omega) B^2 K_{1s} \right\} / \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \quad (17a)$$

$$\theta_{1c} = (\bar{v}/R\Omega) B^2 K_{1c} / \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \quad (17b)$$

$$\Delta \bar{C}_Q = (\bar{v}/R\Omega) \frac{1}{2} a \sigma \left\{ \frac{B^4}{8} (K_{1c} \theta_{1c} + K_{1s} \theta_{1s}) + \frac{1}{6} B^3 K_{1s} \mu \theta_0 - \frac{1}{2} B^2 \mu \beta_0 K_{1c} + \frac{1}{4} B^4 (K_{1s} \beta_{1c} - K_{1c} \beta_{1s}) \right\} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{\Delta \bar{C}_H}{-\Delta \bar{C}_Y} \right) &= (\bar{v}/R\Omega) \frac{1}{2} a \sigma \left\{ \frac{1}{6} B^3 \theta_0 \left(\frac{K_{1s}}{K_{1c}} \right) + \frac{1}{16} B^2 \mu \left(\frac{K_{1c} \theta_{1c} + 3K_{1s} \theta_{1s}}{K_{1c} \theta_{1s} + K_{1s} \theta_{1c}} \right) \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{3} B \mu K_0 \left(1 - \frac{3}{4} B \right) \left(\frac{\theta_0}{\beta_0} \right) - \frac{1}{2} B^2 \lambda \left(\frac{K_{1s}}{K_{1c}} \right) - \frac{1}{16} B^2 \mu \left(\frac{\beta_{1c} K_{1s} + \beta_{1s} K_{1c}}{7\beta_{1c} K_{1c} + 5\beta_{1s} K_{1s}} \right) + \frac{1}{6} B^3 \beta_0 \left(\frac{K_{1c}}{-K_{1s}} \right) \right\} \quad (19a, b) \end{aligned}$$

上の式においては、単純化のために以下の近似が用いられている。

$$B - 1 \approx B - \frac{8}{9} \approx x_\beta \left(1 - \frac{3}{4} B \right) \approx 0 \quad (20)$$

ホバリング中のロータに対して、漏斗状の誘導速度分布だけが考慮されたとき、均一分布の場合より、誘導パワー損失が13%大きくなる。

表-1に非均一性パラメータ K_{1c} と K_{1s} の評価の例を示す。一般に知られているように、均一誘導速度分布を持つロータにとっては横サイクリック・ピッチ θ_{1c} は不要である。しかしながら、傾いた漏斗状の誘導速度分布の場合は、ロータに働くピッキングモーメントあるいはロータのチップパス面の横の傾きを補正するため、式(17b)に示すような横のサイクリック・ピッチが必要となる(図-4を参照)。式(17b)により得られる低い μ の時の結果が点線で示してあるが、実際のサイクリック・ピッチは低い μ の時の複雑な誘導速度分布のためもっとひずんだものとなる。

誘導速度の非均一性を示す係数 K_0 、 K_{1c} と K_{1s} は図-5(a)を参照してロータディスクを分割したパイ状の成分に働く力と運動量の関係から決めることができる。ロータディスク上で回転するロータブレードにより得られるパイ状の面積に作用する力を考えると、理想的な場合ではブレードはずっとロータディスク上に留まり、ブレードの要素がパイ状の面積上を通るときだけ反作用力が作り出され、ブレードのほかの部分の影響が無視できる。そのため、ロータの1回転、 $2\pi/\Omega$ の間、パイ状の面積は b 回のパルス状の力を受ける(図-5(b)を参照)。これら

表-1 誘導速度の非均一性パラメータ

REFERENCES	K_{1c}	K_{1s}
NACA TN2656	$\frac{4}{3} \left[(1 - 1.8\mu^2) \sqrt{1 + (\lambda/\mu)^2} - \sqrt{(\lambda/\mu)^2} \right]$	-2μ for small μ $-Cr/(v/R\Omega)$ for $\mu > 0.15$
NACA TN2912	$\frac{4\mu}{3\lambda} / (1.2 + \mu/\lambda)$	—
NACA WR L-126	$\tan^{-1}(\mu/\lambda)/2 \cong \mu/2\lambda$	—
Aircraft Eng. Vol.26 No.8 and 10, 1950	$\tan^{-1}(\mu/\lambda)$	—
Aircraft Eng. Oct. 1954. Payne letter to Editor	$\tan^{-1}(\mu/\lambda)$	—
NACA WR L-126 (ARR No.L5E10)	$\tan(\chi/2)$	—
R&M 2734	1.3 ($\mu = 0.14 \sim 0.19$)	—

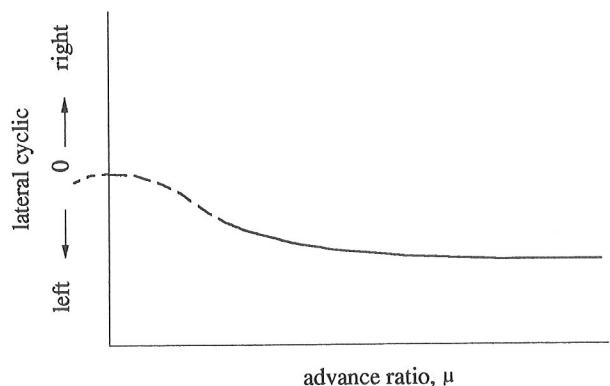


図-4 水平飛行に必要な横サイクリック・ピッチ
(上から見て反時計方向にロータが回転する場合)

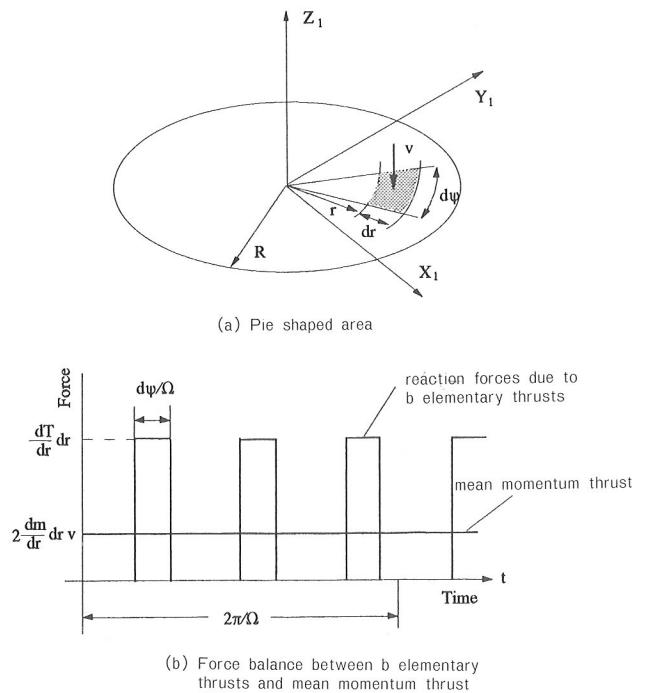


図-5 パイ状の面積に働く力と運動量推力

の力は平均運動量と次のような関係にあると考えられる。

$$b(dT/dr)dr \cdot (d\Psi/\Omega) = 2(dm/dr)vdr \cdot (2\pi/\Omega) \quad (21)$$

ここに $(dm/dr)dr$ は反作用力に誘起されたパイ状の面積を通る質量流量である。以上の関係から

$$\frac{b}{2\pi} \frac{dT}{dr} dr d\Psi = \begin{cases} 2\rho r(V+v)vdrd\Psi & (\text{垂直とホバリング飛行時}) \\ 2\rho r \sqrt{(V\cos i)^2 + (V\sin i+v)^2} vdrd\Psi & (\text{前進飛行時}) \end{cases} \quad (22a, b)$$

ブレード要素理論より、要素に働く推力は

$$\frac{dT}{dr} = \frac{1}{2}\rho ac(\theta U_r^2 + U_r U_p) \quad (23)$$

で与えられ、 U_r, U_p は以下のように表される。

$$\left. \begin{aligned} U_r &= R\Omega(x + \mu \sin \Psi) \\ U_p &= -R\Omega[\mu \tan i + (\bar{v}/R\Omega)\{1 - \frac{2}{3}K_0 \\ &\quad + x(K_0 + K_{1c}\cos \Psi + K_{1s}\sin \Psi)\} \\ &\quad + \mu(\beta_0 + \beta_{1c}\cos \Psi + \beta_{1s}\sin \Psi)\cos \Psi \\ &\quad + x\{-(\beta_{1c} + \frac{p}{\Omega})\sin \Psi + (\beta_{1s} + \frac{q}{\Omega})\cos \Psi\}] \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

ブレードのフラッピング運動と回転運動は誘導速度の非均一分布を決定するのに重要な要素であり、上の式に導入されている。式(24)を(23)に代入し、無次元化すると式(25)が得られる。

$$\left. \begin{aligned} \frac{dC_T}{dx} &= \frac{1}{2}\alpha\sigma x \left[\left(x + \frac{1}{2}\mu^2/x \right) \{ \theta_0 + \theta_t(x - \frac{3}{4}) \} \right. \\ &\quad + \mu\theta_{1s} - \lambda - (\bar{v}/R\Omega)K_0\left(x - \frac{2}{3}\right) \\ &\quad - \frac{1}{2}\mu\{(\bar{p}/\Omega) + (\bar{v}/R\Omega)K_{1s}\} \\ &\quad + \cos \Psi \left\{ \left(x + \frac{1}{4}\mu^2/x \right) \theta_{1c} - x(\bar{v}/R\Omega)K_{1c} \right. \\ &\quad - \mu\beta_0 - x\left(1 + \frac{1}{4}\mu^2/x^2\right)\beta_{1s} + x(q/\Omega) \} \\ &\quad + \sin \Psi \left\{ \left(x + \frac{3}{4}\mu^2/x \right) \theta_{1s} + 2\mu\theta_0 \right. \\ &\quad - x(\bar{v}/R\Omega)K_{1s} - \mu\lambda/x + x\left(1 - \frac{1}{4}\mu^2/x\right)\beta_{1c} \\ &\quad \left. \left. + x(p/\Omega) \right\} \right] \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

一方、式(22a)と(22b)の右手側に与えられる運動量推力は以下のような無次元の形で与えられる。

$$\left. \begin{aligned} \frac{dC_T}{dx} &= 4x \{ (V/R\Omega) + (v/R\Omega) \} (v/R\Omega) \\ &= 4x \left[(V/R\Omega)(\bar{v}/R\Omega) \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right) \right. \\ &\quad + (\bar{v}/R\Omega)^2 \left\{ 1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right\}^2 \\ &\quad + \frac{1}{2}(\bar{v}/R\Omega)^2 x^2 (K_{1c}^2 + K_{1s}^2) \\ &\quad + \cos \Psi \{ (V/R\Omega)(\bar{v}/R\Omega)xK_{1c} \\ &\quad + 2(\bar{v}/R\Omega)^2 x \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right) K_{1c} \} \\ &\quad + \sin \Psi \{ (V/R\Omega)(\bar{v}/R\Omega)xK_{1s} \\ &\quad + 2(\bar{v}/R\Omega)^2 x \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right) K_{1s} \} \] \\ &\quad \left. \text{(ホバリングと垂直飛行時)} \right\} \quad (26a) \end{aligned} \right.$$

$$\left. \begin{aligned} &= 4x(V/R\Omega) \sqrt{1 + 2(v/V)\sin i + (v/V)^2} (v/R\Omega) \\ &\approx 4x(V/R\Omega) \left[(\bar{v}/R\Omega) \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right) \right. \\ &\quad + (\bar{v}/R\Omega)^2 \sin i \left\{ \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right)^2 \right. \\ &\quad + \frac{1}{2}x^2 (K_{1c}^2 + K_{1s}^2) \} / (V/R\Omega) \\ &\quad + \cos \Psi \{ (\bar{v}/R\Omega)xK_{1c} \\ &\quad + (\bar{v}/R\Omega)^2 \sin i \cdot 2 \left(1 - \frac{2}{3}K_0 \right. \\ &\quad \left. + xK_0 \right) xK_{1c} / (V/R\Omega) \} \\ &\quad + \sin \Psi \{ (\bar{v}/R\Omega)xK_{1s} \\ &\quad + (\bar{v}/R\Omega)^2 \sin i \cdot 2 \left(1 - \frac{2}{3}K_0 \right. \\ &\quad \left. + xK_0 \right) xK_{1s} / (V/R\Omega) \} \] \\ &\quad \left. \text{(前進飛行時)} \right\} \quad (26b) \end{aligned} \right.$$

式(25)と(26)とを合わせて、ゼロ次と1次のフーリエ級数の係数について3つの方程式を解くと、

$$\left. \begin{aligned} (\bar{v}/R\Omega)K_0 &= \left\{ 1/(x - \frac{2}{3}) \right\} \left[-\{(\bar{v}/R\Omega) \right. \\ &\quad + \frac{1}{2}(V/R\Omega) + \frac{1}{16}\alpha\sigma \} + \left\{ \frac{1}{4}(V/R\Omega)^2 \right. \\ &\quad + (\alpha\sigma/16)^2 + \frac{1}{8}\alpha\sigma \{ x(\theta_0 + \theta_t(x - \frac{3}{4})) \} \\ &\quad - \frac{1}{2}(V/R\Omega) \} - \frac{1}{2}(\bar{v}/R\Omega)^2 x^2 (K_{1c}^2 + K_{1s}^2) \}^{1/2} \left. \right] \\ (\bar{v}/R\Omega)K_{1c} &= (\theta_{1c} - \beta_{1s} + q/\Omega) / \{ 1 + (8/\alpha\sigma)(V/R\Omega) \\ &\quad + (16/\alpha\sigma)(\bar{v}/R\Omega) \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right) \} \\ (\bar{v}/R\Omega)K_{1s} &= (\theta_{1s} + \beta_{1c} + p/\Omega) / \{ 1 + (8/\alpha\sigma)(V/R\Omega) \\ &\quad + (16/\alpha\sigma)(\bar{v}/R\Omega) \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right) \} \\ &\quad \text{(ホバリングと垂直飛行時)} \end{aligned} \right\} \quad (27a)$$

および、

$$\begin{aligned}
(\bar{v}/R\Omega) K_0 &= \left\{ 1/(x - \frac{2}{3}) \right\} \left[-\left\{ (\bar{v}/R\Omega) \right. \right. \\
&\quad + (V/R\Omega)/2 \sin i + (\alpha\sigma/16)/\sin i \left. \right\} \\
&\quad + \left\{ ((V/R\Omega)^2/4 + (\alpha\sigma/16)^2)/\sin^2 i \right. \\
&\quad - \frac{1}{2} (\bar{v}/R\Omega)^2 x^2 (K_{1c}^2 + K_{1s}^2) + (\alpha\sigma/8 \sin i) \\
&\quad \times \left((x + \frac{1}{2}\mu^2/x) (\theta_0 + \theta_t(x - \frac{3}{4})) + \mu\theta_{1s} \right. \\
&\quad + (V/R\Omega)(-\sin i + 1/2 \sin i) \\
&\quad \left. \left. - \frac{1}{2}\mu(p/\Omega + (\bar{v}/R\Omega)K_{1s}) \right\}^{1/2} \right] \\
(\bar{v}/R\Omega) K_{1c} &= \left\{ \theta_{1c} \left(1 + \frac{1}{4}\mu^2/x^2 \right) - \mu\beta_0/x \right. \\
&\quad - \beta_{1s} \left(1 + \frac{1}{4}\mu^2/x^2 \right) + q/\Omega \left. \right\} / \\
&\quad \left\{ 1 + (8/\alpha\sigma)(V/R\Omega) + (16\alpha\sigma)/ \right. \\
&\quad (\bar{v}/R\Omega) \sin i \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right) \left. \right\} \\
(\bar{v}/R\Omega) K_{1s} &= \left\{ \theta_{1s} \left(1 + \frac{3}{4}\mu^2/x^2 \right) + 2\mu\theta_0/x \right. \\
&\quad + \beta_{1c} \left(1 - \frac{1}{4}\mu^2/x^2 \right) + p/\Omega - \mu\lambda/x^2 \left. \right\} / \\
&\quad \left\{ 1 + (8/\alpha\sigma)(V/R\Omega) + (16\alpha\sigma)/ \right. \\
&\quad (\bar{v}/R\Omega) \sin i \left(1 - \frac{2}{3}K_0 + xK_0 \right) \left. \right\} \\
&\quad \text{(前進飛行時)} \\
\end{aligned}$$

となる。

ここでは K_0 , K_{1c} と K_{1s} は無次元半径 x に依存していることに注目する。以降の解析の簡略のため、

$$\left. \begin{aligned} 1/x &\equiv 4/3B, \quad x - \frac{2}{3} \ll 1 \\ 1/x^2 &\equiv 2/B^2 \end{aligned} \right\} \dots \quad (28)$$

と仮定する。これは誘導速度の非均一性を75%半径の点上で代表させていることと等価である。前後と左右の非均一性 K_{1c} , K_{1s} は以下のように近似される。

$$\begin{aligned}
 (\bar{v}/R\Omega) K_{1c} &= \eta_a \left\{ \theta_{1c} \left(1 + \frac{1}{4} \mu^2 (K_3/K_1) \right) \right. \\
 &\quad - \mu \beta_0 (K_2/K_1) - \beta_{1s} \left(1 + \frac{1}{4} \mu^2 (K_3/K_1) \right) \\
 &\quad \left. + (q/\Omega) \right\} \\
 (\bar{v}/R\Omega) K_{1s} &= \eta_a \left\{ \theta_{1s} \left(1 + \frac{3}{4} \mu^2 (K_3/K_1) \right) \right. \\
 &\quad + 2\mu \theta_0 (K_2/K_1) + \beta_{1c} \left(1 - \frac{1}{4} \mu^2 (K_3/K_1) \right) \\
 &\quad \left. + (p/\Omega) - \mu \lambda (K_3/K_1) \right\} \\
 \dots & \quad (29)
 \end{aligned}$$

二三

$$\left. \begin{aligned} K_1 &= \left(\frac{\gamma}{2} \right) \left(\frac{1}{4} B^4 - \frac{1}{3} B^3 x_\beta \right) \\ K_2 &= \left(\frac{\gamma}{2} \right) \left(\frac{1}{3} B^3 - \frac{1}{2} B^2 x_\beta \right) \\ K_3 &= \left(\frac{\gamma}{2} \right) \left(\frac{1}{2} B^2 - B x_\beta \right) \end{aligned} \right\} \dots \quad (30)$$

また，“非均一性パラメータ” η_a は

$$\eta_a = \begin{cases} 1/\{1 + (8/a\sigma)(V/R\Omega) + (16/a\sigma)(\bar{v}/R\Omega)\} \\ \quad (\text{ホバリングと垂直飛行時}) \cdots (31a) \\ 1/\{1 + (8/a\sigma)(V/R\Omega) + (16/a\sigma)(\bar{v}/R\Omega)\sin i\} \\ \quad (\text{前進飛行時}) \cdots (31b) \end{cases}$$

で与えられる。

図-6に C_T による η_a の変化を示す。ホバリングと垂直飛行のときは η_a が推力係数に大きく影響されるが、小さい*i*の前進飛行においてはあまり影響されず、前進速度が大きくなるとともに η_a は急激に減少する。

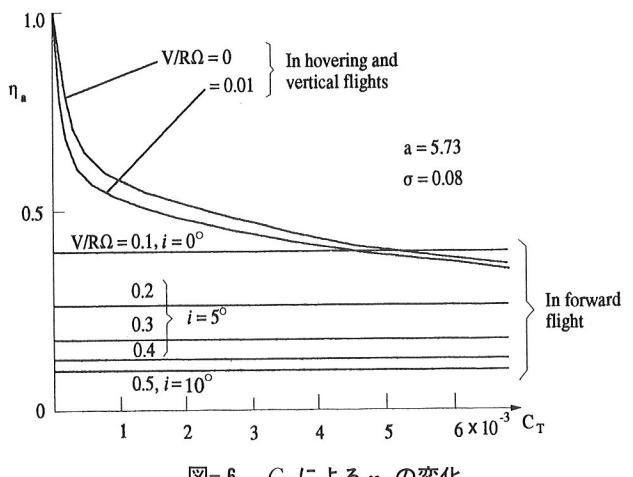


図-6 C_T による η_a の変化

4. トリム方程式

定常飛行中の(X , Y , Z)軸周りのヘリコプタの運動のトリム方程式は以下のように与えられる。

$$\left. \begin{aligned} F_x &= \rho S(R\Omega)^2 [C_T i_s - C_H - \underline{C_Y \bar{\beta}} - \eta_T C_{H_T} \\ &\quad + \{ (C_{L_W} + C_{L_F} + C_{L_H}) \bar{\alpha} \\ &\quad - (C_{D_W} + C_{D_F} + C_{D_H} + C_{D_V}) \} \mu^2 - \bar{W} \sin \Theta] \\ &\equiv \rho S(R\Omega)^2 C_X = 0 \end{aligned} \right\} \quad (32a)$$

$$\left. \begin{aligned} F_Y &= \rho S (R\Omega)^2 [C_Y - \underline{C_H \bar{\beta}} - \eta_T C_{T_r} \\ &\quad - \frac{(C_{Y_w} + C_{Y_F} + C_{L_V} + C_{D_V} \bar{\beta}) \mu^2}{W \cos \Theta \sin \Phi}] \\ &\equiv \rho S (R\Omega)^2 C_Y = 0 \end{aligned} \right\} (32b)$$

$$\left. \begin{aligned} F_Z &= \rho S (R\Omega)^2 [-C_T - (C_{L_W} + C_{L_F} + C_{L_V}) \\ &\quad + C_{L_H}) \mu^2 + \bar{W} \cos\theta \cos\phi] \\ &\equiv \rho S (R\Omega)^2 C_Z = 0 \end{aligned} \right\} \quad (32c)$$

$$\left. \begin{aligned} M_X &= \rho S (R\Omega)^2 R [-C_{M_{R,X_1}} - C_{R,Y_1} \bar{\beta} - C_Q i_s \\ &\quad + (C_Y - C_H \bar{\beta}) (h_R/R) + \eta_T C_{T_r} (h_T/R) \\ &\quad + \{C_{M_{W,X}} + C_{M_{F,X}} - C_{Y_W} (h_W/R) \\ &\quad - (C_{L_V} + C_{D_V} \bar{\beta}) (h_V/R)\} \mu^2] \\ &\equiv \rho S (R\Omega)^2 R C_{M,X} = 0 \end{aligned} \right\} \quad (33a)$$

$$\left. \begin{aligned} M_Y &= \rho S (R\Omega)^2 R [-C_{M_{R,X_1}} \bar{\beta} + C_{M_{R,Y_1}} \\ &\quad + (C_H + C_Y \bar{\beta} - C_T i_s) (h_R/R) \\ &\quad - C_T (l_R/R) + \eta_T \{C_{Q_r} + C_{H_r} (h_T/R)\} \\ &\quad + \{C_{M_{W,Y}} + C_{M_{F,Y}} - C_{L_W} (l_W/R) - C_{L_H} (l_H/R) \\ &\quad + C_{D_W} (h_W/R) + C_{D_H} (h_H/R) + C_{D_V} (h_V/R) \\ &\quad - C_{L_W} (h_W/R) \bar{\alpha} - C_{L_H} (h_H/R) \bar{\alpha}\} \mu^2] \\ &\equiv \rho S (R\Omega)^2 R C_{M,Y} = 0 \end{aligned} \right\} \quad (33b)$$

$$\left. \begin{aligned} M_Z &= \rho S (R\Omega)^2 R [C_Q - C_{M_{R,X_1}} i_s \\ &\quad - (C_Y - C_H \bar{\beta}) (l_R/R) - \eta_T C_{T_r} (l_T/R) \\ &\quad + \{C_{M_{W,Z}} + C_{M_{F,Z}} - C_{Y_W} (l_W/R) \\ &\quad + C_{L_V} + C_{D_V} \bar{\beta} (l_V/R)\} \mu^2] \\ &\equiv \rho S (R\Omega)^2 R C_{M,Z} = 0 \end{aligned} \right\} \quad (33c)$$

ここに、 $\bar{\alpha}$ と $\bar{\beta}$ はヘリコプタの迎え角と横滑り角で、

$$\bar{W} = W / \rho S (R\Omega)^2 \quad \dots \quad (34)$$

下線のある項はホバリング飛行時は省略できるものである（記号は図-1を参照）。

5. 数値計算の結果

原型となるBell 206 L-3と比較してジェミニSTのトリム方程式を各々の前進スピードについて解くため、KTRIMというコンピュータ・コードを作成した。トリム解は横滑りなしの条件で得られた。

(1) メインおよびテールローターのコレクティブ・ピッチ

図-7, 8にメインローターとテールローターの飛行速度の関数としてのコレクティブ・ピッチの変化を示す。(a)はジェミニSTの結果で、(b)はBell 206 L-3の結果である。飛行高度は海平面、5 000 ft, 10 000 ftと20 000 ftの4つの条件で、外気温度は標準の15 °Cと高温時の35 °Cの2つの条件である。

メインローターのコレクティブ・ピッチはトルクあるいはパワー曲線と同じように変化する。ホバリング時は大きな値を取り、必要最小パワー時に最小値を取り、その後前進速度とともに大きくなる。最大コレクティブ・ピッ

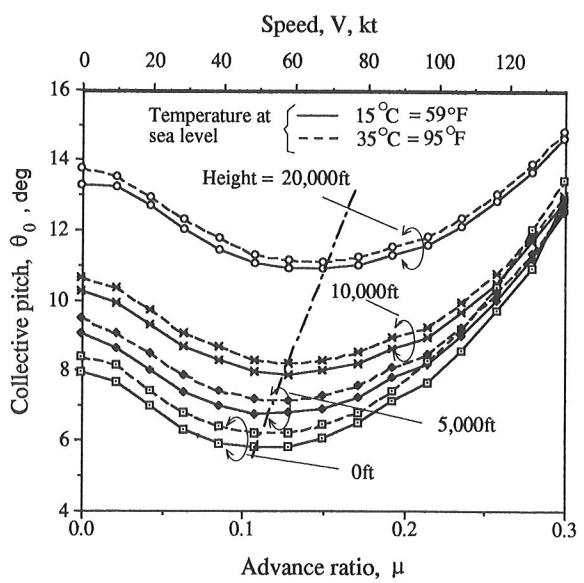


図-7 (a) ジェミニSTのコレクティブ・ピッチの変化

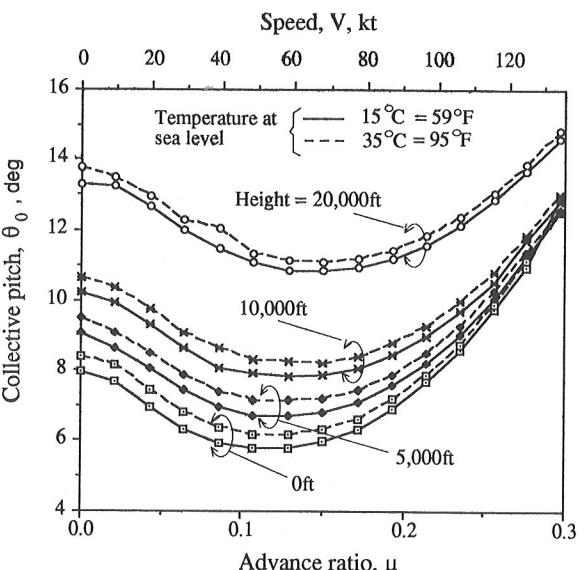


図-7 (b) Bell 206 L-3 のコレクティブ・ピッチの変化

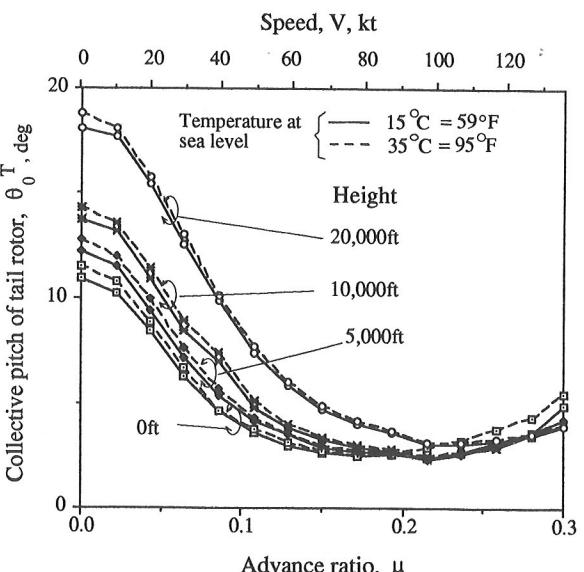


図-8 (a) ジェミニSTのテールローターのコレクティブ・ピッチ

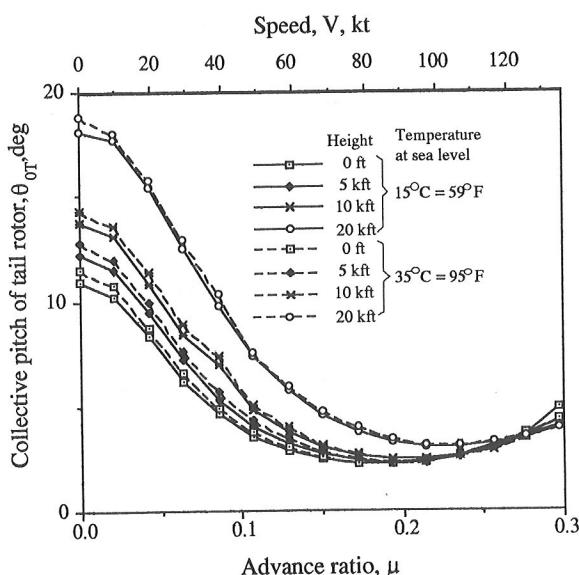


図-8 (b) Bell 206 L-3 のテールロータのコレクティブ・ピッチ

チは機構的に約13.5°と制限されており、飛行高度が高くなっていくと図中に点線で示したようにその最小値の位置が高い進行率側にシフトしていくのがわかる。

テールロータのコレクティブ・ピッチはホバリングのときは最大値を取り、速度の増加とともに減少していく。しかしながら、 μ のある高い値 ($\mu \approx 0.2$) を超えたときはまたわずかに上昇し始める。これはメインロータのトルクが急速に増加し、テールフィンの大きさに制限があるためである。テールロータのコレクティブ・ピッチの最大値は機械的なストッパーにより約19.5°と制限されている。

これらのコレクティブ・ピッチの変化においてはジェミニSTとBell 206 L-3はあまり顕著な差異が認められない。

(2) 縦と横のサイクリック・ピッチ

図-9, 10は各々の飛行速度と高度における縦のサイクリック・ピッチ θ_{1s} と横のサイクリック・ピッチ θ_{1c} を示している。

縦のサイクリック・ピッチ θ_{1s} はホバリング時は正のヘッドアップ姿勢のため小さな正の値を取り、スピードの増加とともに推力の前進成分が大きくなるため機体がヘッドダウン姿勢になるに従い一意的に減少していく。

横のサイクリック・ピッチ θ_{1c} はホバリングのときは小さい正の値を取り、速度の増加とともに少し減少し、進行率 μ が0.1を超えると、大きくなるテールロータと垂直尾翼により作り出される側力を補正するため少し上昇していく。

メインロータのトルクは飛行高度によって変化するため、それに対応して側力も大きくなり、特に高い μ においては飛行高度によって横サイクリック・ピッチのトリム位置も変化する。しかしながら、縦のスケールからもわ

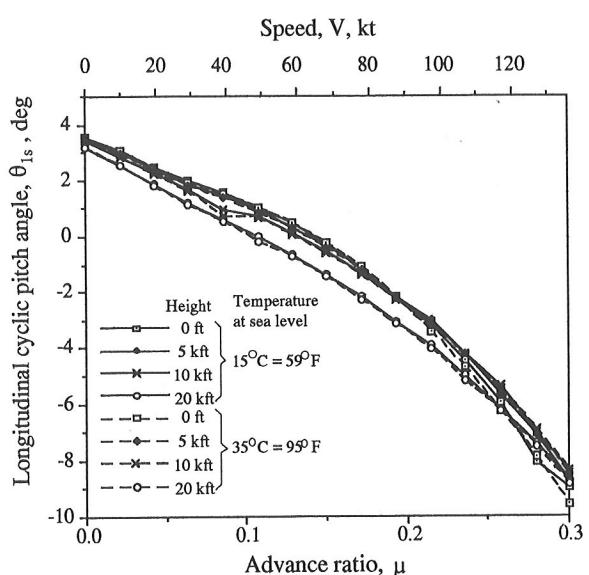


図-9 (a) ジェミニSTの縦サイクリック・ピッチ

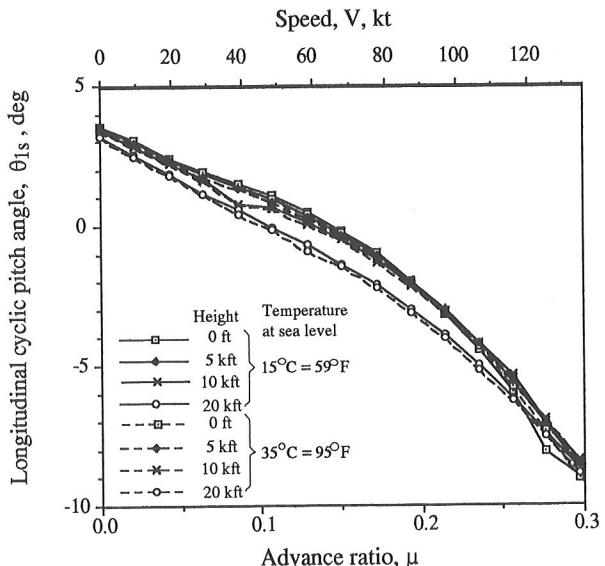


図-9 (b) Bell 206 L-3 の縦サイクリック・ピッチ

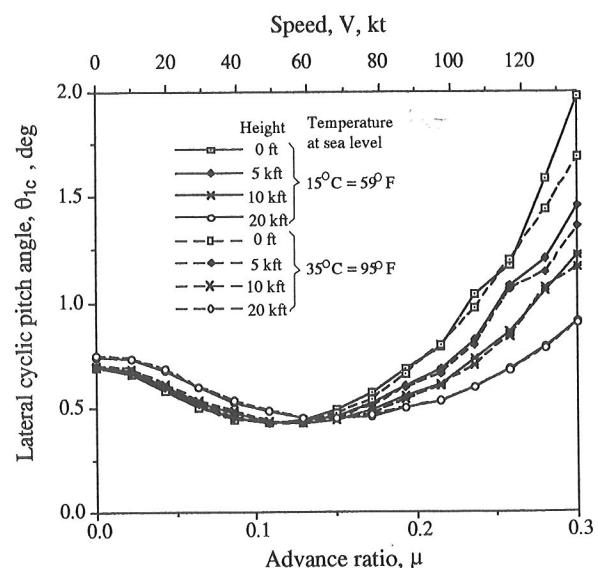


図-10(a) ジェミニSTの横サイクリック・ピッチ

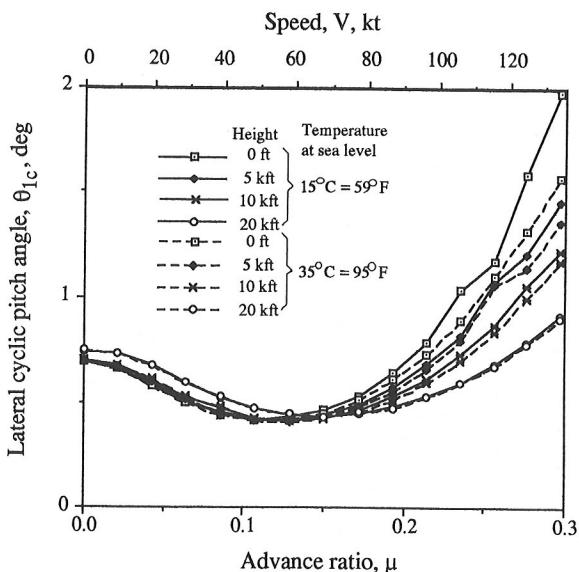


図-10(b) Bell 206 L-3 の横サイクリック・ピッチ

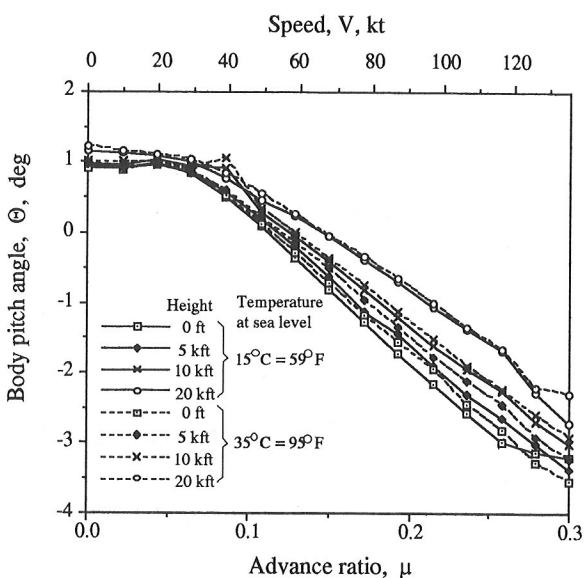


図-11 ジェミニSTの機体のピッチ角

かるように、その変化量は小さいものである。

サイクリック・ピッチの変化においてもジェミニSTとBell 206 L-3の差はあまりなかった。

(3) 機体の姿勢角

図-11, 12にジェミニSTのピッチ角 Θ とバンク角 Φ を示す。

機体のピッチ角 Θ はホバリングと低い μ の時は小さい正の値（頭上げ）を取り、前進スピードが大きくなるにつれて空力抵抗の増加に対抗して推力の前向き成分を増加させるためピッチ角が負の方向に大きくなっていく。

バンク角 Φ はホバリングの時は小さい負の値を取る。飛行速度が大きくなると、その絶対値は一度減少するが、大きい飛行速度になるとまたマイナス方向に大きくなっていく。

Θ と Φ は高い μ において飛行高度によって変化するが、すべての飛行条件においてバンク角は小さい値を保っている。

機体の姿勢においても、ジェミニSTとBell 206 L-3との間に顕著な変化は認められなかった。

6. 結論

各々の飛行条件において、トリムの取れた飛行を続けるための操縦入力と機体姿勢を計算し、図に示した。ジェミニSTとBell 206 L-3との間では、これらはほとんど一致しており、Bell 206 L-3の操縦に慣れたパイロットであれば、ジェミニSTの操縦には特別な注意を払わなくて良いことがわかった。

ジェミニSTへの改造によって、エンジンがシングルからツインになり、エンジントラブルに対して安全性が飛躍的に改良された。エンジン部のカウリングの形状が変更されたが、それによって機体自身の操縦性はあまり影

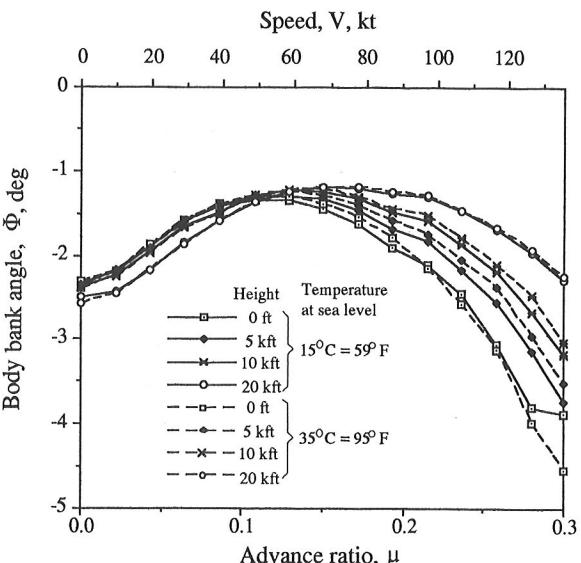


図-12 ジェミニSTの機体のバンク角

響を受けないことが解析的に証明された。

参考文献

- 1) Y. Najima, T. Kawada, Y. Nakajima and A. Tan : Introducing a New Generation Twin-Engine Helicopters, "Gemini ST", 2nd Asian Vertiflite Seminar, Singapore, 24th Feb., 1992.
- 2) R. W. Prouty : *Helicopter Performance, Stability, and Control*, PWS Publishers.
- 3) A. R. S. Bramwell : *Helicopter Dynamics*, Edward Arnold.
- 4) 東 昭 : 航空工学(I), (II), 裳華房.
- 5) A. Tan, T. Kawada, Y. Nakajima and M. Hirai : Trim Analysis of the Gemini ST Helicopter, Kawada Report 91-A-004, Aug., 1991.