技 術 論 文

シングルロータ・ヘリコプタの飛行試験による有害抵抗測定*

増 江 達 哉**

Flight Investigation to Determine the Equivalent Parasite Drag Area and Required Power of a Single Rotor Helicopter

Tatsuya MASUE

Abstract

Results of an investigation in the horizontal flight test of the equivalent parasite drag area and required power of a Kawasaki Bell KH-4 single rotor helicopter are given.

Measurements of the tilt angles of main rotor were made to determine the equivalent parasite drag area, which was decreased with forward speed to 15.8 ft² at maximum speed, owing to the changes of wake angle and fuselage inclination. The calculated power required based on this parasite drag area agreed fairly well with the measured power over the whole speed range.

1. ま え が き

ヘリコプタの機体有害抵抗面積は固定翼機と異なり、ロータ吹き下ろしの影響による機体の対気迎角の変化のために、胴体だけの風洞試験で定常飛行中の有害抵抗を決定することは困難である。

したがって、風洞試験では胴体のみでなくロータも回転させる必要があるが、現在の国内における風洞の大きさではロータ直径 1 m 程度の模型に限定され、ロータ回転数はブレード、ハブ周りの強度から 1,000 rpm 程度に制限される。このため、風洞風速は実機と翼端速度比を一致させる必要から 0~10 m/s の低風速が要求される。したがって、

- (1) 低風速における風速分布の不安定性
- (2) 低レイノルズ数による抵抗係数の精度不良
- (3) ロータ吹き下ろしに対する風洞壁の干渉
- (4) 川崎ベル 47 系ヘリコプタのように機体構造

の複雑性による相互干渉抵抗の相似性精度等のために、機体有害抵抗に対する十分精度のあるデータを得るには極めて高度の設備と技術を必要とする。

そこで、機体有害抵抗に対する信頼できる資料を得るため、水平飛行中の実機のヘリコプタの水平線に対するロータ前傾角を測定して機体有害抵抗面積を求めた。また、この抵抗面積を用いて、運動量理論、翼素理論により水平飛行必要馬力を計算し、上記試験飛行時の測定馬力と比較してこれらの結果が実用上十分な精度をもつことを確認した。

2. 水平飛行性能解析

2.1. 基礎方程式 水平飛行中の力の釣り合い式は、ロータ面前傾角が微小であるから第 1 図より

第 1 図 ヘリコプタに働く力

$$\begin{aligned} T &= (W + D_d) \cos i + D \sin i \\ &\approx W + D_d + D \cdot i \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} H &= (W + D_d) \sin i - D \cos i \\ &\approx (W + D_d) i - D \end{aligned} \quad (2)$$

ここに

$$T = C_T \rho S (QR)^2: \text{ロータ推力 (lb)}$$

* 昭和 39 年 11 月 16 日 日本航空学会秋季大会で発表、昭和 40 年 6 月 17 日原稿受理

** 川崎航空機工業株式会社

$H = C_H \rho S (\Omega R)^2$: ロータ H -力 (lb)

$D = \rho f V^2 / 2$: 機体有害抵抗 (lb)

$D_d = 2 \rho f_d v^2$: 機体下向抵抗 (lb)

W : 機体重量 (lb)

C_T : 推力係数

$C_H = H$ 力係数

ρ : 空気密度 (slug/ft³)

S : ロータ面積 (ft²)

Ω : ロータ回転角速度 (rad/s)

R : ロータ半径 (ft)

i : ロータ面前傾角 (rad)

v : ロータ吹き下ろし速度 (ft/s)

V : 水平飛行速度 (ft/s)

f : 機体有害抵抗平板面積 (ft²)

f_d : 機体下向抵抗平板面積 (ft²)

ロータに対する流入比は GLAUERT の仮説を用いて運動量理論^{1,2)}により

$$\lambda = \frac{V \sin i + v}{\Omega R} \doteq \mu i + \frac{C_T}{2e(\lambda^2 + \mu^2)^{1/2}} \quad (3)$$

で与えられ、ここに

$\mu = V \cos i / \Omega R \doteq V / \Omega R$: 先端速度比

$e \doteq B^2 - B_1^2$ (@ $V=0$), B^2 (@ $V \neq 0$): ロータ有効面積係数²⁾

$B \doteq 1 - C_t / 2R$: 翼端損失係数³⁾

$B_1 = R_1 / R$: 内端切欠係数

R_1 : ブレード内端半径 (ft)

C_t : ブレード翼端弦長 (ft)

前進飛行中のフラッピング・ロータは、前進側ブレードと後退側ブレードの空気力分布の相違によりロータ・シャフトに対し tilt back する。このため機体重心周りにロータ推力による縦揺れモーメントを誘発し、これがロータ以外の機体縦揺れモーメントと釣り合うようにサイクリック・ピッチ変化によりロータの tilt

第2図 ロータ速度成分

角を制御する。本試験機の場合、このロータ tilt 角の実測値は全速度範囲に対し $\pm 1^\circ$ 以下であるのでこれを見無視し、ロータはシャフトに垂直であると仮定する。また、ブレード翼幅方向の流れによって生ずる空気力は無視し、翼幅方向に垂直な面内の対気速度 U のみを考えることにし、そのロータ面内成分を U_T 、垂直成分を U_P とすれば

$$\left. \begin{aligned} U_T &= \Omega R (x + \mu \sin \phi) \\ U_P &= \Omega R \lambda \\ U &= (U_T^2 + U_P^2)^{1/2} \doteq U_T \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

翼素迎角 α 、および流入角 ϕ は

$$\alpha = \theta_0 + \theta_i x + \theta_s \sin \phi - \phi \quad (5)$$

$$\phi = \tan^{-1}(U_P / U_T) \doteq U_P / U_T \quad (6)$$

したがって翼素に働く揚・抗力は

(Normal flow region)

(Reversed flow region)

第3図 翼素に働く空気力

$$dL \doteq \rho a c R U_T \{ \theta_0 + \theta_i x + \theta_s \sin \phi \} U_T - U_P \} dx / 2 \quad (7)$$

$$dD \doteq \rho c_{d0} c R U_T^2 dx / 2 \quad (8)$$

ここに

$$x = r / R$$

r : 翼素半径 (ft)

ϕ : ブレード方位角 (rad)

c : ブレード弦長 (ft)

a : 揚力傾斜 (1/rad)

c_{d0} : 翼型抗力係数

θ_0 : ロータ中心でのコレクティブ・ピッチ角 (rad)

θ_i : ロータ中心に対する翼端での振り上げ角 (rad)

θ_s : サイクリック・ピッチ角 (rad)

これらの空気力のロータ面に垂直な成分を dT , 平行後向成分を dH とすれば

推力:

$$dT = \pm dL \quad (9)$$

H力:

$$dH = \phi \sin \phi \cdot dL \pm \sin \phi \cdot dD \quad (10)$$

トルク:

$$dQ = r(\phi \cdot dL \pm dD) \quad (11)$$

横揺れモーメント:

$$dM_R = \pm r \sin \phi \cdot dL \quad (12)$$

ここに複号は, 上符号が normal flow region ($U_T \geq 0$), 下符号が reversed flow region ($U_T \leq 0$) に対応する. したがって b 枚のブレードが 1 回転して生ずる平均の空気力およびモーメントは

$$T = \frac{b}{2\pi} \left[\int_0^{2\pi} \int_0^B dL \cdot d\psi - 2 \int_0^{2\pi} \int_0^{-\mu \sin \phi} dL \cdot d\psi \right] \quad (13)$$

$$H = \frac{b}{2\pi} \left[\int_0^{2\pi} \left\{ \int_0^B \phi \sin \phi \cdot dL + \int_0^1 \sin \phi \cdot dD \right\} d\psi - 2 \int_{\pi}^{2\pi} \int_0^{-\mu \sin \phi} \sin \phi \cdot dD \cdot d\psi \right] \quad (14)$$

$$Q = \frac{bR}{2\pi} \left[\int_0^{2\pi} \left\{ \int_0^B x \phi \cdot dL + \int_0^1 x \cdot dD \right\} d\psi - 2 \int_{\pi}^{2\pi} \int_0^{-\mu \sin \phi} x \cdot dD \cdot d\psi \right] \quad (15)$$

$$M_R = \frac{bR}{2\pi} \left[\int_0^{2\pi} \int_0^B x \sin \phi \cdot dL \cdot d\psi - 2 \int_{\pi}^{2\pi} \int_0^{-\mu \sin \phi} x \sin \phi \cdot dL \cdot d\psi \right] \quad (16)$$

で与えられ, 上式で a , C_{d0} , c をブレード翼幅方向, 方位角方向に無関係に一定と仮定してそれらの平均値を使用すれば

$$C_T = T / \rho S (\Omega R)^2$$

$$= \frac{1}{6} a \sigma \left[B \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \theta_0 + \frac{3}{4} B^2 (B^2 + \mu^2) \theta_t \right]$$

$$\theta_0 = \frac{\frac{6C_T}{a\sigma} - \frac{3}{4} B^2 \theta_t \left[B^2 + \mu^2 - 4\mu^2 \left(B^2 + \frac{1}{4} \mu^2 \right) / \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \right] + \frac{3}{2} \lambda \left[B^2 + \frac{1}{2} \mu^2 - 2\mu^2 \left(B^2 + \frac{1}{4} \mu^2 \right) / \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \right]}{B \left[B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 - 4\mu^2 \left(B^2 + \frac{1}{4} \mu^2 \right) / \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \right]} \quad (22)$$

で与えられる.

2.2. 翼型空力特性 試験機体 (KH-4) のブレード翼型 (NACA 0015) 空力特性に対しては, Langley helicopter blade test tower で行なわれた一連の試験結果⁴⁾より求めた下記の近似式を用いる.

$$\left. \begin{aligned} a &= a_{inc} / (1 - M^2)^{1/2} & : (M \leq 0.625) \\ &= a_{inc} (3.08 - 2.88M) & : (0.625 \leq M \leq 0.8) \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

$$a_{inc} = 5.73 \text{ (1/rad)} \quad (24)$$

$$+ \frac{3}{2} \left(B^2 + \frac{1}{4} \mu^2 \right) \mu \theta_s - \frac{3}{2} \left(B^2 + \frac{1}{2} \mu^2 \right) \lambda \quad (17)$$

$$C_H = H / \rho S (\Omega R)^2$$

$$= \frac{1}{4} a \sigma B \lambda \left(\mu \theta_0 + \frac{1}{2} B \mu \theta_t + \frac{1}{2} B \theta_s \right) + \frac{1}{4} C_{d0} \sigma \mu \left(1 + \frac{1}{4} \mu^2 \right) \quad (18)$$

$$C_Q = Q / \rho S \Omega^2 R^3$$

$$= \frac{1}{8} a \sigma B^2 \left(\frac{4}{3} B \lambda \theta_0 + B^2 \lambda \theta_t + \mu \lambda \theta_s - 2 \lambda^2 \right) + \frac{1}{8} C_{d0} \sigma (1 + k \mu^2) \quad (19)$$

$$C_{MR} = M_R / \rho S \Omega^2 R^3$$

$$= \frac{1}{6} a \sigma B^2 \left[B \mu \theta_0 + \frac{3}{4} B^2 \mu \theta_t + \frac{3}{8} \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \theta_s - \frac{3}{4} \mu \lambda \right] \quad (20)$$

ここに

$\sigma = bc / \pi R$: ブレード・ソリディティ

k : プロフィル・パワー補正係数

プロフィル・パワーとして, ブレード翼幅に垂直方向の抵抗成分 dD によるもののみを考えれば $k=1$ であるが, 実際には翼幅方向の摩擦抵抗成分があるので, MILLER (M.I.T.) は $k=2.6$, Payne は $k=2.5$, Vertol Div. Boeing では $k=2.0$, R.N. Liptrot は $k=2.65$ を推奨している. そこで, ここでは $k=2.5$ を使うことにする.

定常水平飛行時のサイクリック・ピッチ角は, ロータの横揺れモーメントを零ならしめる条件より

$$\theta_s = 2\mu \left(\lambda - \frac{4}{3} B \theta_0 - B^2 \theta_t \right) / \left(B^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \quad (21)$$

したがって, (17), (21) 式よりコレクティブ・ピッチ角は

$$\left. \begin{aligned} C_{d0} &= C_{dinc} + (2.55 - 9.75|\alpha|)(M - M_{cr})^{2.5} & : (M \geq M_{cr}) \\ &= C_{dinc} & : (M \leq M_{cr}) \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

$$C_{dinc} = 0.00852 + 0.002164\alpha + 0.288\alpha^2 \quad (26)$$

$$M_{cr} = 0.7266 - 2.252|\alpha| \text{ : 臨界マッハ数} \quad (27)$$

M : 翼素マッハ数

α : 翼素迎角 (rad)

(17)~(20) 式のロータ空力特性表示式における平

均翼型空力特性として、本解析では翼幅方向 80% 半径位置における前進側ブレード ($\psi=90^\circ$), 後退側ブレード ($\psi=270^\circ$) の平均値を使用することにする。すなわち

$$\left. \begin{aligned} \alpha_A &= \theta_0 + 0.8\theta_i + \theta_s - \lambda / (0.8 + \mu) \\ \alpha_R &= \theta_0 + 0.8\theta_i - \theta_s - \lambda / (0.8 - \mu) \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

$$\left. \begin{aligned} M_A &= (0.8 + \mu) \Omega R / a_s \\ M_R &= (0.8 - \mu) \Omega R / a_s \end{aligned} \right\} \quad (29)$$

$$\left. \begin{aligned} M_{cr,A} &= 0.7266 - 2.252|\alpha_A| \\ M_{cr,R} &= 0.7266 - 2.252|\alpha_R| \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

$$\left. \begin{aligned} a_A &= a_{inc} / (1 - M_A^2)^{1/2} : (M_A \leq 0.625) \\ &= a_{inc} (3.08 - 2.88M_A) : (0.625 \leq M_A \leq 0.8) \\ a_R &= a_{inc} / (1 - M_R^2)^{1/2} : (M_R \leq 0.625) \\ &= a_{inc} (3.08 - 2.88M_R) : (0.625 \leq M_R \leq 0.8) \end{aligned} \right\} \quad (31)$$

$$\left. \begin{aligned} C_{d0,A} &= C_{dinc,A} + (2.55 - 9.75|\alpha_A|)(M_A - M_{cr,A})^{2.5} : (M_A \geq M_{cr,A}) \\ &= C_{dinc,A} : (M_A \leq M_{cr,A}) \\ C_{d0,R} &= C_{dinc,R} + (2.55 - 9.75|\alpha_R|)(M_R - M_{cr,R})^{2.5} : (M_R \geq M_{cr,R}) \\ &= C_{dinc,R} : (M_R \leq M_{cr,R}) \end{aligned} \right\} \quad (32)$$

$$\left. \begin{aligned} C_{dinc,A} &= 0.00852 + 0.002164\alpha_A + 0.288\alpha_A^2 \\ C_{dinc,R} &= 0.00852 + 0.002164\alpha_R + 0.288\alpha_R^2 \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

$$a = (a_A + a_R) / 2 \quad (34)$$

$$C_{d0} = (C_{d0,A} + C_{d0,R}) / 2 \quad (35)$$

$$a_s = \text{音速 (ft/s)}$$

$$\text{subscript} \begin{cases} A : \psi = 90^\circ, r = 0.8R \text{ の値} \\ R : \psi = 270^\circ, r = 0.8R \text{ の値} \end{cases}$$

3. 有害抵抗等価平板面積の測定

機体の有害抵抗等価平板面積は抵抗約合式 (2) 式より

$$\begin{aligned} f &= 2D / \rho V^2 \\ &= 2[(W + D_d)i - H] / \rho V^2 \end{aligned} \quad (36)$$

で求められる。上式で、 H 力は有害抵抗 D の 15% 前後の大きさであり、下向抵抗 D_d は機体重量 W の 5% 以下の大きさであるから、 H, D_d に対しては理論計算値を使用し、 ρ, V, W, i を実測すれば上式より試験機体の有害抵抗面積を求めることができる。すなわち、 H, D_d は前章の関係式より上のような逐次近似解法で求められる。

Subscript $n-1, n$ はそれぞれ第 $(n-1)$ 次, 第 n 次近似値を示し, iteration 1 は λ_n の相対誤差が 0.01% に収束するまで, iteration 2 は D_{dn} の絶対誤差が 0.1 lb に収束するまで, iteration 3 は H_n の絶対誤差が 0.1 lb に収束するまで繰り返し計算を行なった。すなわち計算機 (Burroughs E101 Digital Computer を使用) の収束判定基準として

$$\begin{aligned} \mu &= V / \Omega R \\ \vec{D} &= (W + D_{dn-1})i - H_{n-1} \\ \vec{T} &= W + D_{dn-1} + D \cdot i \\ \vec{C}_T &= T / \rho S (\Omega R)^2 \\ \vec{F} &= \mu i - \lambda_{n-1} + C_T / 2e (\lambda_{n-1}^2 + \mu^2)^{1/2} \\ dF / d\lambda_{n-1} &= -1 - C_T \lambda_{n-1} / 2e (\lambda_{n-1}^2 + \mu^2)^{1.5} \\ \lambda_n &= \lambda_{n-1} - F / (dF / d\lambda_{n-1}) \\ v &= C_T \Omega R / 2e (\lambda_n^2 + \mu^2)^{1/2} \\ D_{dn} &= 2\rho f_d v^2 \\ \left. \begin{aligned} M_A, M_R & \text{ (29 式)} : a_A, a_R \text{ (31 式)} : a \\ & \text{ (34 式)} : \theta_0 \text{ (22 式)} : \theta_s \text{ (21 式)} : \alpha_A, \\ & \alpha_R \text{ (28 式)} : M_{cr,A}, M_{cr,R} \text{ (30 式)} : \\ & C_{dinc,A}, C_{dinc,R} \text{ (33 式)} : C_{d0,A}, C_{d0,R} \text{ (32 式)} : C_{d0} \text{ (35 式)} : C_H \text{ (18 式)} \end{aligned} \right\} \\ H_n &= C_H \rho S (\Omega R)^2 \\ f &= 2D / \rho V^2 \end{aligned}$$

$$\left. \begin{aligned} |(\lambda_n - \lambda_{n-1}) / \lambda_n| &< 0.0001 \\ |D_{dn} - D_{dn-1}| &< 0.1 \text{ lb} \\ |H_n - H_{n-1}| &< 0.1 \text{ lb} \end{aligned} \right\} (n=1, 2, 3, \dots) \quad (37)$$

を使用した。これらの値の第 0 次近似値の推定に対しては、ホバリングの場合には逐次近似解法の必要はなく直接解が求まり

$$\left. \begin{aligned} \lambda_{\text{hover}} &= (C_T / 2e)^{1/2} \\ D_{d\text{hover}} &= W f_d / (Se - f_d) \\ H_{\text{hover}} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (38)$$

で与えられるから、前進速度 $V=10 \text{ mph}$ の時は第 0 次近似値としてホバリングのときの値を使用し、 $V=20 \text{ mph}$ のときは $V=10 \text{ mph}$ のときの収斂結果を第 0 次近似値として使用するというような順序で、第 0 次近似値として、その 1 つ前の飛行状態の計算収斂結果を使用すれば、(37) 式の収斂精度に対して本試験機の場合 3~5 回の繰り返し計算で十分であった。

試験機体は KH-4 ヘリコプタ (JA 7340) で、数値計算に使用した本機の諸元、飛行条件を下記に示し、飛行試験測定結果を第 4 図に示す。これらの結果から本機の有害抵抗等価平板面積を求めると第 5 図のようになり、ロータ吹き下ろし角度、機体傾斜角の変化によって、抵抗面積が速度とともに減少し、最大速度付近で最小となり 15.8 ft^2 となる。

ロータ半径	$R = 18.56 \text{ ft}$
ブレード弦長	$c = 0.9167 \text{ ft}$
ブレード枚数	$b = 2$
振り下げ	$\theta_i = -9^\circ$
翼型	NACA 0015

ソリディティ	$\sigma=0.03144$
翼端損失係数	$B=0.9753$
内端切り欠き係数	$B_1=0.07127$
下向き抵抗面積	$f_d=50 \text{ ft}^2$
翼端回転速度	$\Omega R=691 \text{ ft/s}$
エンジン回転数	$n=3200 \text{ rpm}$
全備重量	$W=2650 \text{ lb}$
重心位置	中立
飛行圧力高度	$H_p=80 \text{ ft}$
飛行対地高度	$H_g=500 \text{ ft}$

第4図 水平飛行時のロータ面前傾角

第5図 KH-4 有害抵抗等価平板面積

4. 水平飛行必要馬力

有害抵抗等価平板面積が求められると、水平飛行必要馬力は前章と同様な逐次近似解法によりつぎのように求められる。

$$\begin{aligned}
 \mu &= V/\Omega R \\
 \bar{D} &= \rho f V^2/2 \\
 i &= (D + H_{n-1})/(W + D_{n-1}) \\
 T &= W + D_{n-1} + D \cdot i \\
 C_T &= T/\rho S (\Omega R)^2 \\
 F &= \mu i - \lambda_{n-1} + C_T/2e(\lambda_{n-1}^2 + \mu^2)^{1/2} \\
 dF/d\lambda_{n-1} &= -1 - C_T \lambda_{n-1}/2e(\lambda_{n-1}^2 + \mu^2)^{1.5} \\
 \lambda_n &= \lambda_{n-1} - F/(dF/d\lambda_{n-1}) \\
 v &= C_T \Omega R/2e(\lambda_n^2 + \mu^2)^{1/2} \\
 D_{n-1} &= 2\rho f_d v^2 \\
 (M_A, M_R: a_A, a_R: a: \theta_0: \theta_s: \alpha_A, \alpha_R: \\
 M_{crA}, M_{crR}: C_{d_{inc.A}}, C_{d_{inc.R}}: C_{d_{0A}}, \\
 C_{d_{0R}}: C_{d_0}: C_H) \\
 H_n &= C_H \rho S (\Omega R)^2 \\
 C_Q &= (19) \text{ 式} \\
 Q &= C_Q \rho S \Omega^2 R^3
 \end{aligned}$$

ここに iteration 1, 2, 3 に対する収斂基準は前章同様 (37) 式を適用する。かくしてメイン・ロータ必要トルク Q が求まると、エンジン必要パワ HP_E はテイル・ロータ・パワ HP_T 、アクセサリ・パワ HP_A 、トランスミッション損失パワ HP_M を付加することにより次式で求められる。

$$HP_E = HP_R + HP_T + HP_A + HP_M \quad (39)$$

ここに

$$\left. \begin{aligned}
 HP_R &= Q\Omega/550 \quad (\text{HP}) \\
 HP_T &= k_T HP_R \quad (\text{HP}) \\
 HP_A &= 21.3 \quad (\text{HP})
 \end{aligned} \right\} \quad (40)$$

第6図 テイルロータ・パワ係数

第7図 水平飛行必要馬力

$$HP_M = 0.042 HP_E \text{ (HP)}$$

テイル・ロータ・パワ係数 k_T は飛行速度の函数として第6図のように与えられる。このようにして求めたエンジン必要パワを前記試験飛行時に測定した値と比較すると第7図のようになり計算値と実測値は比較的良好一致し、かかる方法による機体の有害抵抗等価平板面積の測定結果ならびに解析法が実用上十分な精度をもつことが判かる。

5. あとがき

KH-4 ヘリコプタに対して行なわれた機体有害抵抗測定飛行試験について述べ、かかる測定法ならびに解析法が実用上十分な精度をもつことを確認した。

従来のヘリコプタ性能計算における有害抵抗等価平板面積は、全速度範囲にわたり一定であるとして計算されている。しかし、実際にはロータ吹き下ろし角度、機体傾斜角の変化によって抵抗面積は飛行速度とともに大幅に変化し、KH-4 の場合は第5図のように速度とともに減少し、最大速度付近で最小値 (15.8 ft^2) となる。

このような有害抵抗面積測定値による水平飛行必要馬力の計算結果は、全飛行速度範囲にわたり実測値とかなりよく一致し、従来の抵抗面積一定の仮定の下に行なわれた性能計算における、高速領域と低速領域での計算値と実測値の誤差の不均衡が修正される。

6. 参考文献

- 1) H. GLAUERT: A general theory of the autogyro. R & M No. 1111 (1926).
- 2) P. R. PAYNE: Helicopter dynamics and aerodynamics. (1959).
- 3) A. GESSOW: Aerodynamics of the helicopter (1952).
- 4) J. P. SHIVERS and P. J. CARPENTER: Effects of compressibility on rotor hovering performance and synthesized blade section characteristics derived from measured rotor performance of blade having NACA 0015 airfoil tip sections. NACA TN 4356 (1958).
- 5) P. J. CARPENTER: Lift and profile-drag characteristics of an NACA 0012 airfoil section as derived from measured helicopter rotor hovering performance. NACA TN 4357 (1958).

書 評

宇宙誘導法 Astronautical Guidance, R.H. BATIN (McGraw-Hill Book Co., New York, 1964 年初版), xiv+400 頁, 邦価 6,000 円。

著者は MIT の Instrumentation Laboratory の次長で、本書は MIT 流の宇宙ロケット誘導理論を述べたものである。その主旨は transition matrix (遷移マトリクス) を駆使して、基準軌道からの変位にしたがう修正スラストを操作する。遷移マトリクスはデジタル計算機に向く手法である。理論は厳正で記述は明快、誤植はほとんど無く、新しくて実用的な教科書で、宇宙誘導法に関して現在最良のものといって過言でない。

第1章天体力学入門はとくに新しいことこそ無いが、後章のためによくまとめている。第2章2体運動の位置と速度、第3章2体運動軌道の決定法、第4章2体運動軌道の移行も同様である。第5章宇宙飛行経

路と任務で、月、金星、火星への経路、第6章じょう乱法で3体運動以上の軌道を求める方法、第7章天体航法で位置確認点 (fix) の求めかたを述べているが、計器などの具体的装置には一切触れていない。第8章天体観測による位置確認点を使った遊星間誘導法と航法で、第9章の回帰的 (recursive) 航法理論とともに本書のハイライトをなす。ここで回帰的航法というのが、遷移マトリクスを使って階段的に修正スラストを決定する方法である。いろいろな誤差や雑音を考えた上で最適化した誘導を行なうのであるから、いまのところ最有力な宇宙誘導法というべきで、新技術として興味ある内容である。各章終わりごとに文献の解説があるのは極めて親切で、真似したいくらいである。活字は通常の教科書より細かいから、頁数以上に分量がある。各章ごとに問題もあって、程度は大学院修士向き。

(佐貫亦男)