

技術ノート

ヘリコプタのメインロータブレードの 静的荷重試験

Static Load Test of a Helicopter Main Rotor Blade

川 田 忠 裕*
Tadahiro KAWADA

譚 安 忠**
Anzhong TAN

中 嶋 良 樹**
Yoshiki NAKAJIMA

枝 元 勝 哉***
Katsuya EDAMOTO

寺 本 耕 一***
Koichi TERAMOTO

勝 俣 盛***
Mori KATSUMATA

The internal material structure inside the rotor blades of the helicopters are usually very complicated. Therefore, it is difficult to determine the elastic characteristics such as the bending rigidity (EI) and the torsional rigidity (GJ) directly. By applying a known static load on the blade and carefully measuring the resulted deformations, the elastic characteristics of the rotor blade can be determined. In this paper the test methods and the results are discussed.

Keywords: helicopter, elastic characteristics, rigidity

1. まえがき

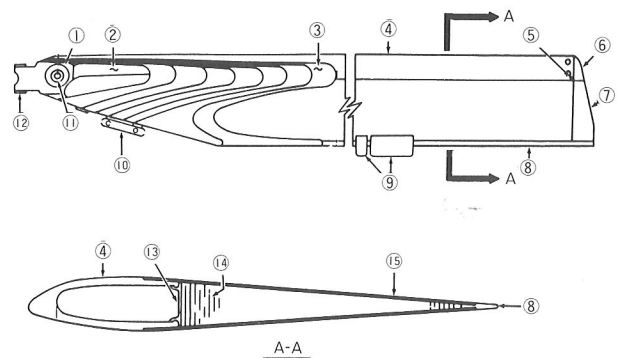
ヘリコプタのメインロータブレードは、1 分間に数百回という高速で回転しており、その翼端速度は秒速200 mにまで達している。さらにヘリコプタが前進飛行を始めると、ブレードの対気速度や迎角は、ブレード1回転につき、周期的な変化を繰り返す。このようにヘリコプタのメインロータブレードは、非常に過酷な状況下で運動しており、曲げやねじりといった繰返し応力が常時作用している。

ヘリコプタのロータブレードに作用する曲げ応力やねじり応力を把握するためには、ブレードに作用する外力(空気力)の他に、ブレード自体の曲げ剛性(EI)やねじり剛性(GJ)といった弾性特性が必要となる。しかしながら通常、ヘリコプタのロータブレードに関するデータは製造会社より公表されておらず、ブレードに作用する曲げ応力やねじり応力の数値解析を行うためには、適当なブレードの弾性特性を仮定しなければならない。

ブレードの弾性特性(EI , GJ)を求めるためには、ブレード自体を切断し、その材料特性より弾性係数(E , G)を、またその断面形状より慣性モーメント(I , J)を求めるのが、最も直接的な方法である。しかし、ヘリコプタのロータブレードは非常に高価であり、また、ブレード

の使用材料や内部構造は、図-1に示すように非常に複雑な構造をしていることから、切断して断面形状より直接弾性特性を求めるのは困難である。

そこで今回、ブレードを片持ち梁に固定し、曲げやねじりの既知の外力を作用させ、その変位量を測定することにより、ブレードの弾性特性(EI , GJ)を求める実験を行った。



- | | |
|-------------------------|---------------------------------|
| 1. Grip pad | 10. Balance weight and support |
| 2. Grip plate—Upper | 11. Retention bolt hole bushing |
| 3. Doubler | 12. Wear pad (4 reqd) |
| 4. Spar | 13. Spar spacer |
| 5. Alignment drivescrew | 14. Core |
| 6. Tip weight support | 15. Skin |
| 7. Tip fairing | 16. Spar closure |
| 8. Trailing edge strip | 17. Trailing edge closure |
| 9. Trim tabs | 18. Grip plate—lower |

図-1 ブレード構造

*川田工業㈱航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター技術課課長 **川田工業㈱航空事業部ヘリ・テクノロジーセンター技術課
***川田工業㈱技術本部中央研究室

本文は、川田工業(株)航空事業部が、ジェミニSTヘリコプタの開発支援の一部として、1991年11月に発表した報告書“Elastic Characteristics of the Main Rotor Blade of Bell 206L-3” (KAWADA REPORT 91-A-003) を取りまとめたものである。

2. 解析手法

ヘリコプタのロータブレードの弾性特性 (EI , GJ) を静的荷重試験によって求めるため、以下の仮定を導入した。

- ① ブレードは、ねじり下げ角 θ_0 のついた薄板とする。
- ② ブレードの変位量を表現するため、2つの直交座標系を導入した。1つは、ブレードのフェザリング軸を X 軸とした全体座標系 (X , Y , Z)。他の1つは、ブレードのスパン方向の任意の位置における弾性軸上の局所座標系 (x , y , z) である。
- ③ ブレードの変位は、弾性軸上の互いに直交する変位成分 ε_z , ε_y およびねじり角 θ によって表す。
- ④ 翼型はブレードのスパン方向に全断面同形状とし、断面のワーピングは考慮しない。
- ⑤ ねじり下げ角 θ_0 およびねじり角 θ は十分小さいものとする。
- ⑥ ブレードの翼弦長 c は、半径 R に比べて十分小さいものとする。
- ⑦ ブレードの z 軸周りの変形は、 x 軸方向および y 軸方向の変形に比べて、通常無視できるほど小さいものとする。これは、ブレードに作用する抗力は遠心力や揚力に比べて小さく、かつ z 軸周りの剛性は x 軸、 y 軸周りの剛性に比べて、かなり大きいためである。

曲げ剛性 EI およびねじり剛性 GJ を求めるため、図-2に示すように集中荷重 P_1 および P_2 をブレード翼端に載荷した。

したがって、外力は、次式となる。

$$t_x^* = t_y^* = n_x^* = n_y^* = n_z^* = 0 \quad \dots\dots\dots(1)$$

$$t_z^* = P_1 \delta(x-R) \quad \text{at } y_1^* \quad \dots\dots\dots(2)$$

$$t_z^* = P_2 \delta(x-R) \quad \text{at } y_2^* \quad \dots\dots\dots(3)$$

ここで $\delta(x-R)$ は、デルタ関数である。

ブレードのスパン方向の任意の位置 x における曲げモーメントは、次式となる。

$$\begin{pmatrix} M_x(x) \\ M_y(x) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} P_1(y_1^* - y_e) + P_2(y_2^* - y_e) \\ (P_1 + P_2)(x - R) \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots(4)$$

このとき、ブレードのねじり角変位および曲げ変位は、それぞれ次式となる。

$$\theta(x) = \int_0^x \left[\{P_1(y_1^* - y_e) + P_2(y_2^* - y_e)\} / GJ(x^*) dx^* + \theta_0 x / R \right] \quad \dots\dots\dots(5)$$

$$\varepsilon_z(x) = \int_0^x \left[\int_0^{x^*} \{(P_1 + P_2)(x^* - R) / EI_y(x^*)\} dx^* \right] dx^* \quad \dots\dots\dots(6)$$

ブレードをスパン方向に n 分割し、その幅を Δx_i ($i = 1 \sim n$)、 $\Delta x_i = x_i - x_{i-1}$ とすれば、(5)式を離散化して次式を得る。

$$\begin{aligned} \theta(x_i) &= \theta_i \\ &= \sum_{j=1}^i \left[\{P_1(y_1^* - y_{e,j}) + P_2(y_2^* - y_{e,j})\} / GJ_j \right] \Delta x_j \\ &\quad + \theta_0 \sum_{j=1}^i \Delta x_j / R \quad \dots\dots\dots(7) \end{aligned}$$

これよりブレードのねじり剛性 GJ は、以下となる。

$$GJ_{i+1} = \frac{\{P_1(y_1^* - y_{e,i}) + P_2(y_2^* - y_{e,i})\} \Delta x_{i+1}}{\{\theta_{i+1} - \theta_i - \theta_0 \Delta x_{i+1} / R\}} \quad \dots\dots\dots(8)$$

同様にして、ブレードの曲げ剛性 EI は、以下となる。

$$\begin{aligned} EI_i &= \frac{- (P_1 + P_2) \left(\frac{1}{2} x_i - \frac{1}{3} \Delta x_i - \frac{1}{2} R \right) \Delta x_i^2}{\varepsilon_{z,i} - \varepsilon_{z,i-1} + \left\{ \sum_{k=1}^{i-1} \frac{(P_1 + P_2)}{EI_{y,k}} \left(x_k - \frac{1}{2} \Delta x_k - R \right) \Delta x_k \right\} \Delta x_i} \\ &\quad \dots\dots\dots(9) \end{aligned}$$

スパン方向の任意の位置 x_i 上の2点 y_i^1, y_i^2 における変位 $\varepsilon_i^1, \varepsilon_i^2$ は、次式で与えられる。

$$\varepsilon_i^1 = y_i^1 \theta_i + \varepsilon_{z,i} \quad \dots\dots\dots(10)$$

$$\varepsilon_i^2 = y_i^2 \theta_i + \varepsilon_{z,i} \quad \dots\dots\dots(11)$$

これより、ブレードのスパン方向の任意の位置 x_i におけるねじり角 θ_i 、垂直変位 $\varepsilon_{z,i}$ は、それぞれ以下となる。

$$\theta_i = (\varepsilon_i^2 - \varepsilon_i^1) / (y_i^2 - y_i^1) \quad \dots\dots\dots(12)$$

$$\varepsilon_{z,i} = \frac{1}{2} \{ (\varepsilon_i^2 + \varepsilon_i^1) - (y_i^1 + y_i^2) \theta_i \} \quad \dots\dots\dots(13)$$

すなわち、 $\varepsilon_i^1, \varepsilon_i^2$ を実験で求めれば、 $\theta_i, \varepsilon_{z,i}$ が既知となる。したがって、ブレードのねじり剛性 GJ 、および曲げ剛性 EI は、式(8)、(9)により求められる。

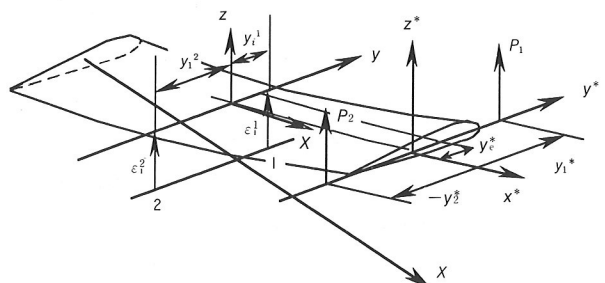


図-2 集中荷重の載荷

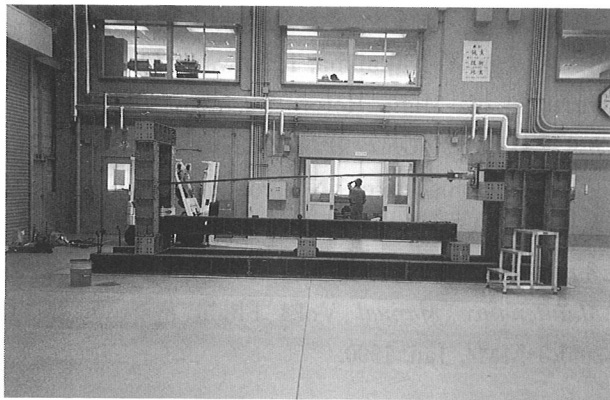


写真-1 ブレードの固定

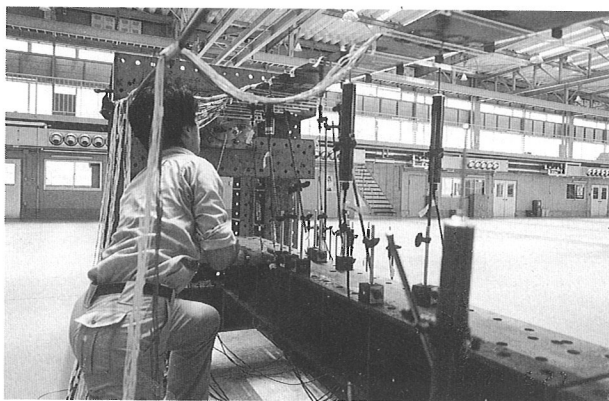


写真-2 変位計の設置

3. 実験方法

今回の実験に際して、ロータブレードは十分剛性のある鉄骨製の架台に片持ち梁として固定した(写真-1)。

ブレードに载荷する荷重は、2台のロードセルによって計測し、A/D変換後記録した。曲げ変位の計測において、ブレードの左右の荷重は、ねじり変位が入らぬよう慎重に载荷した。また、ねじり変位の測定においても、曲げ変位が入らぬよう载荷した。

ブレードの変位は、高感度型変位計により、50点を測定した。また、120個のひずみゲージをブレードの両面に貼り、既知の荷重によるひずみを計測した。さらに測定の精度を高めるため、1回の荷重载荷ごとに、数回の測定を行った。変位計の設置方法は、ブレードと変位計との接点が平面かつ水平になるよう調整した(写真-2)。

4. 実験結果

今回の実験により求められた変位曲線を図-3に示す。また、この結果の数値解析によって得られた曲げ剛性(EI)分布、ねじり剛性(GJ)分布をそれぞれ図-4、5に示す。

図-4、5によると、曲げ剛性(EI)分布およびねじり剛性(GJ)分布は、ブレードの翼端より約4mまではほぼ一定であるが、さらに翼根になると、これらは急激に

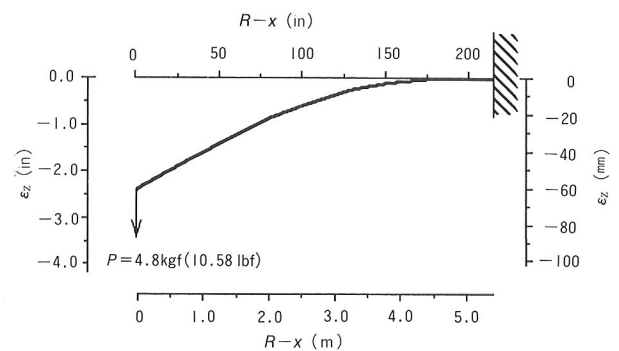
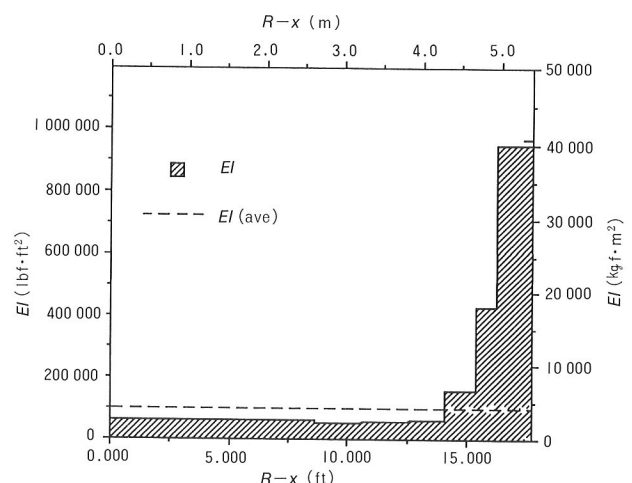
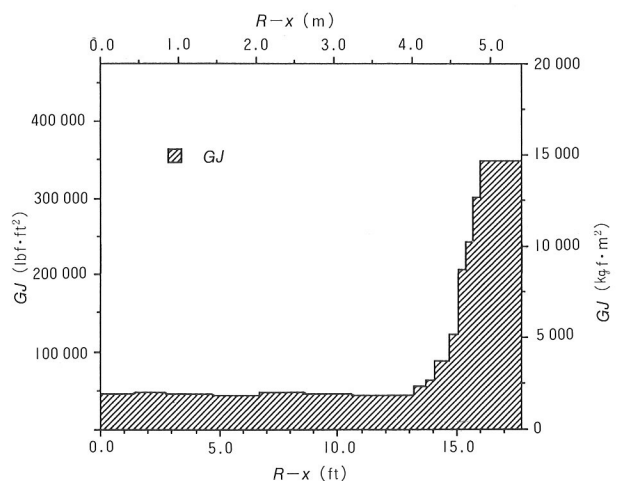


図-3 ブレードの変位曲線

図-4 曲げ剛性 (EI) 分布図-5 ねじり剛性 (GJ) 分布

増加する。これは、ブレードに作用する遠心力やねじりモーメントは翼根に近いほど増加するため、ダブルと呼ばれる補強板により、ブレード断面の剛性を意図的に高めているためである。

ブレードのスパン方向の任意の位置に、曲げモーメントを载荷したときの変位を表-1に、またねじりモーメントを载荷したときの変位を表-2に示す。これらによると、曲げモーメントを载荷したときのねじり角 θ_i はほぼ

表-1 曲げモーメントによる変位

length in mm; angle in deg

i	$R-x$	Δy	y_i^1	y_i^2	ϵ_i^1	ϵ_i^2	$\epsilon_{z,i}$	θ_i
0	0	450	162.5	-287.5	60.000	60.000	60.000	0.000
1	2 630	326	93.5	-232.5	13.407	13.689	13.488	-0.049
2	3 230	330	97.5	-232.5	6.616	6.804	6.672	-0.033
3	3 830	332	99.5	-232.5	2.289	2.327	2.301	-0.006
4	4 280	330	97.5	-232.5	0.719	0.690	0.711	0.005
5	4 680	266	81.0	-185.0	0.192	0.185	0.190	0.002
6	4 950	153	81.0	-72.0	0.065	0.067	0.066	-0.001
7	5 400	300	100.0	-200.0	0.000	0.000	0.000	0.000

Concentrated force $P=4.8$ kgf is applied at the blade tip
Blade is fixed at $R-x=5\,400$ mm

参考文献

- 1) A. Tan, Y. Nakajima, T. Kawada: Elastic Characteristics of Main Rotor Blade of Bell 206L-3, *KAWADA REPORT* 91-A003, Nov. 1991.
- 2) S.P. Timoshenko, J.N. Goodier: *Theory of Elasticity*, McGRAW-HILL.
- 3) Bell Helicopter Textron: *Bell Model 206L3 Maintenance Manual* Vol.4 Flight systems, BHT-206L3-MM4, Jan. 1990.

表-2 ねじりモーメントによる変位

length in mm; angle in deg

i	$R-x$	Δy	y_i^1	y_i^2	ϵ_i^1	ϵ_i^2	$\epsilon_{z,i}$	θ_i
0	0	450	162.5	-287.5	7.060	-6.850	2.037	1.772
1	230	317	84.5	-232.5	3.790	-4.730	1.519	1.541
2	430	319	86.5	-232.5	3.680	-4.520	1.456	1.474
3	830	359	126.5	-232.5	3.240	-5.090	0.305	1.330
4	1 430	330	97.5	-232.5	2.700	-3.720	0.803	1.115
5	2 030	324	91.5	-232.5	1.880	-3.110	0.471	0.883
6	2 630	326	93.5	-232.5	1.300	-2.560	0.193	0.679
7	3 230	330	97.5	-232.5	0.800	-1.880	0.008	0.466
8	3 830	332	99.5	-232.5	0.360	-1.050	-0.063	0.243
9	4 030	328	95.5	-232.5	0.222	-0.748	-0.060	0.170
10	4 180	328	95.5	-232.5	0.176	-0.538	-0.032	0.125
11	4 280	330	97.5	-232.5	0.144	-0.428	-0.025	0.099
12	4 380	331	98.5	-232.5	0.106	-0.316	-0.020	0.073
13	4 480	324	91.5	-232.5	0.094	-0.246	-0.002	0.060
14	4 580	297	81.0	-216.0	0.062	-0.182	-0.005	0.047
15	4 680	266	81.0	-185.0	0.050	-0.130	-0.005	0.039
16	4 780	278	81.0	-197.0	0.039	-0.116	-0.006	0.032
17	4 880	254	81.0	-173.0	0.031	-0.087	-0.007	0.027
18	4 950	153	81.0	-72.0	0.030	-0.034	-0.004	0.024
19	5 400	300	100.0	-200.0	0.000	0.000	0.000	0.000

Torsional moment of 11.94 kgf·m is applied at the blade tip
Blade is fixed at $R-x=5\,400$ mm

0 となり、またねじりモーメントを載荷したときの曲げ変位 $\epsilon_{z,i}$ も、翼端を除いてほぼ 0 となった。以上の結果により、今回の実験でブレードに載荷した荷重は、ほぼ純曲げおよび純ねじりであることが確認できた。

5. おわりに

ヘリコプタのロータブレードは、その内部構造や材質が未知であり、曲げ剛性 (EI) やねじり剛性 (GJ) などの弾性特性を直接求めることは、通常困難である。そこでブレードを切断することなくその弾性特性を求めることを試みた。その結果ブレードの静的荷重試験によってその変位量を測定し、さらにこれらを数値解析することによってブレードの弾性特性を求めることができた。