技術ノート TECHNICAL NOTE

HU-1B ヘリコプタ・ロータ・ブレード疲労強度確認試験*

丸 山 茂**

Fatigue Strength Confirmation Test of FUJI BELL HU-1B Helicopter Rotor Blades

Shigeru MARUYAMA

1. ま え が き

HU-1B ヘリコプタはベル社（米国）で開発されたガス・タービン・エンジンを装備した中型高性能ヘリコプタで、当時7つの世界記録を樹立し、史上最多の各種テストを受け、その信頼性および実用性が確認された多用途機である。

1963年にわが国の陸上自衛隊に採用が決定し、富士重工業株式会社において直ちに機体構造部分の国産化が進められ、1964年に機体国産1号機が納入された。しかしヘリコプタの主要構成部分であり、安全性、信頼性のほとんどを預かる、ダイナミック・コンポーネントおよびブレード等については、国産化および改良設計に伴う技術試験、例えば振動試験、鋳鍛造品の強度試験、疲労試験、回転試験、飛行荷重測定飛行試験

および安定操縦性飛行試験等の実施を経て、安全性の十分な確認の上に量産するという確実な手順をふむ必要があり、したがって1965年にダイナミック・コンポーネントの国産機が納入され、1968年以後、国産ブレードの機体が納入されるようになった。本稿においてはその各種技術試験のうち、ブレード国産化に伴う疲労試験について述べる。

2. 供 試 体

HU-1B のブレードは全金属によるサンドイッチ接着構造で組み立てられ、軽量でかつ強度、剛性が大で疲労に強い特徴がある。すなわち第1図の断面図に示すようにアルミ合金押し出し型材のD型 box-beam が翼根から翼端まで貫通しており、後縁部はアルミ合金のハニカム・コアを0.016 in のアルミ合金外板

第1図 平面図メイン・ローター基本構造図

* 昭和44年7月14日原稿受理

** 富士重工業株式会社 航空技術本部第1技術部

で包んだサンドイッチ構造で、ブレードの曲げおよび振れに対する強度剛性を維持している。前縁部はバラス用の真鍮製 D 型ブロックがあり、それと box-beam とを耐摩耗性のステンレス鋼板で包んでいる。付け根部は第 1 図平面図に示す如く、ヒンジ点の集中荷重をブレード全体にスムーズに散らすために、上下面とも外板表面に 7 層のアルミ合金のダブラーとグリップ・プレートが多段接着されている。

メイン・ロータ・ブレードの翼弦長は 21in でスパンは回転中心より 22 ft であり、翼型は NACA 0012 の対称翼型を採用している。しかしながら疲労試験でブレード全体を供試体として、実態荷重を負荷することは、試験の装置および方法が非常に複雑になって無理な問題を起こすので、ベル社と同様に STA 100 (in, 以下同様) の所で切断し、構造が複雑で特に高度の接着技術を要する付け根部について、重点的に試験を実施することにした。したがって第 1 図に示す如く切断した STA 100 の部分が荷重点となるので、荷重負荷治具を取り付け、荷重が一様に供試体部分に伝わるように改修を施したものとなった。

供試体の数量は多いほど試験結果の信頼性は向上するが、HU-IB の場合すでにベル社で数多くの疲労試験がなされ、設計上の信頼性は確立されており、製造の手法も全てベル社の方式に準じているため、この試験は国産化による製造技術の評価を前提として、ベル社製ブレードと比較して富士重工製ブレードが同等の疲労強度を有することを確認するのを目的とした。したがって、供試体は 6 個とし、必要に応じ追加を考慮する程度で十分と考えた。

3. 飛行荷重測定飛行試験

ブレードに加わる飛行荷重の実態を調査して試験荷重を求めるために、実機に計測装置を装備して、3 軸方向の分布荷重、すなわち揚力 (P_L)、抗力 (P_D)、遠心力 (P_C) により生ずるブレード各部位の応力を計測し、そのデータを解析して、コード方向およびビーム方向の曲げモーメント分布を、平均荷重、変動荷重のおのおのについて求めた (第 2 図参照)。

3.1 機体条件 HU-IB 運用限界は、最大重量

第 2 図 ブレードに加わる荷重成分

第 3 図 重量・重心包囲線

8,500 lb で 95 kt, 全備重量 6,600 lb では 120 kt と設計上規定されており、重量および重心は第 3 図の包囲線に示す制限内である。今回は同図プロット・ポイントの示す如く、ブレード荷重の大きい CG 前進時について重点的に実施した。

3.2 飛行課目 上記運用限界内での各機体条件に対し、つぎに示す合計 60 ケースの課目について飛行荷重測定を行ない、データの確度を上げるため、各課目について原則として 3 回の飛行試験を実施した。

- i) Stabilized power-on level flight survey 13 ケース
- ii) Power-on maneuver survey 28 ケース
- iii) Transition maneuver survey 6 ケース
- iv) Power-off maneuver survey 13 ケース

3.3 計測要領 第 1 表に示す各計測項目について、計器板カメラおよび電磁オシログラフによる、第 4 図に示すような Air-Borne 計測装置を機体に装着した。

ブレード応力検出歪みゲージは繰り返し応力に対して耐久性、信頼性があり、温度特性の良好な特殊製品を使用し、配線はブレード下面に 1 mmφ のテフロン電線を EC-847 にて接着し、マスト頂上に取り付けたスリップ・リングに接続した (第 4 図-b)。スリップ・リングは 24 チャンネルのコイン・シルバー・ベースに銀カーボン接点を使用したもので、1 チャンネルに 4 組の接点をパラレル接続したものである。また全計測系統はパイロットのスイッチ操作により、校正、カメラ記録およびオシロ記録が出来るような半自動的構成となっている。

①増幅変換器 ②電磁オシロ
③振動G指示部
(a) 装置取り付け

(b) スリップ・リング取り付け

第4図 機上計測装置

第1表 計測項目

計測項目			計測方法
1	高度 H_p	ft	計器板カメラ
2	速度 V_{IAS}	kt	"
3	燃料	lb	"
4	ローター回転数	RPM	"
5	E/G トルク	in-lb	"
6	大気温度	$^{\circ}\text{C}$	"
7	排気温度	$^{\circ}\text{C}$	"
8	上下方向加速度	G	計器板カメラおよびオシログラフ
9	ブレード応力(ビーム方向) 5 Stations		オシログラフ
10	ブレード応力(コード方向) 5 Stations		"
11	振動加速度	G	"
備考

(b) ビーム方向曲げ応力検出方法

(c) コード方向曲げ応力検出方法

(a) 歪みゲージの配置

第5図 歪みゲージの配置および結線

第6図 計測系統図

第7図 計測データの1例

歪みゲージは第5図(a)の如くブレードの各ステーションに配置し、(b)および(c)図の如く組み合わせ結線を行なった。すなわちゲージAおよびBによりビーム方向の曲げモーメントを、C-D および E-F によりコード方向の曲げモーメントが求まるように、あらかじめブレードに単純荷重をかけて較正を行ない、相互間の干渉誤差等を微小に止めるよう、歪みゲージの配置方法等を吟味した。また導線抵抗誤差、温度影響誤差、およびスリップ・リングの接触抵抗誤差等を最小限に止めるため、4ゲージ法によるスリップ・リング配線を行ない、再度の予備試験を実施して総合的に2~3%の誤差に止めることが出来た。第6図に計測系統図を示す。

3.4 試験結果の解析 飛行試験は16フライト、約20飛行時間行なった。この一連の飛行試験を通じて得られた計測データはオシロ紙の量で60本(1本25m)に達した。オシロ記録の一例を第7図に示す。解析は各計測項目について、平均応力および変動応力に区分して(第8図参照)両者の歪みを求め、温度および零

第8図 荷重形態説明図

点移動等の誤差修正を行なった。また水平飛行時の値は実施飛行回数(3回)の平均を取り、maneuver の場合はパイロット技術により相当のパラツキがあるので最大値を取ることにした。

このようにして得られたデータは地上較正試験結果より求めた歪み量と曲げモーメントの関係から、飛行荷重によりブレード各 station に加わるビーム方向、コード方向の曲げモーメント分布を平均荷重および変

動荷重について求めた。

3.5 試験結果概要 ここで試験結果の全貌について報告することは紙面の関係で困難であるから、2～3の重要な点を選んで紹介することにする。第9図は水平飛行時の速度に対するブレード取り付け部付近 (STA 35) における曲げモーメントであり、(a)図は

第9図 飛行速度と平均荷重との関数 (Level Flight, C.G 前進, STA 35 in, H_p 1000 ft)

コードおよびビーム方向の平均荷重を示し、(b)図は変動荷重を示す。

第10図は水平最高速 ($V_{CAS}=113$ kt) 場合のブレード各 STA における曲げモーメントであり、(a)図はコードおよびビーム方向の定常荷重を示し、(b)図

第10図 曲げモーメント分布 (Level Flight, V_{max} , C.G 前進)

は変動荷重である。第 11 図は本試験で得られた最大荷重に対応する collective pull up のそれを示す。

また第 12 図は各 maneuver 時のブレード STA 35 における、曲げモーメントを比較したものであり、(a)図はビーム方向、(b)図はコード方向の変動荷重

第 11 図 曲げモーメント (Power on Maneuvers $9 V_{max}$, C.G 前進)

を示す。これら実測値についてはすべてベル社で実施された飛行試験結果と比較検討した。その結果として、水平飛行時においては同一飛行状態および機体条件について同等であったが、maneuver 飛行においてはパイロットの操舵要領による個人差があり、ベル社データと比較して、若干相違するケースもあった。しかしながら機体運動の比較諸元 (G , 角速度等) が同様なケースについては同等であり、信頼するに足る結果が得られた。

4. 試験荷重

4.1 荷重の選定 飛行荷重測定飛行試験により、求められた各飛行場合の荷重の内、疲労試験荷重として水平最高速 ($6,550 \text{ lb}$, 120 kt , CG 前進) 時の荷重、すなわち第 10 図 (a), (b) に示すようなコードおよびビーム各方向の平均荷重および変動荷重の曲げモーメントを基本荷重として採用した。(ベル社もこのケースを基本疲労試験荷重として採用しているので方針としては同様である)。この基本荷重をベースにして、供試体の数、試験期間および試験費等を勘案し、最も効果的な成果を上げるため、4.2 項で述べる HU-1B ブレードの $S-N$ 線図を検討した結果、代表的な $124\% V_{max}$, $137\% V_{max}$, $174\% V_{max}$ の 4 段階にレベル・アップして試験を実施し、結果をベル社の強度保証線図と比較することが妥当な方法であると考えた。

4.2 $S-N$ 線図 第 13 図は HU-1B ブレードの $S-N$ 曲線であり、ベル社が多数の実験によりこれを確立し、ブレードの疲労強度を保証している線図である。標定としてブレード取り付け部のベアリング応力 (STA 28) を取っている。上部の線は疲労試験結果の平均値であり、下部の線はバラツキ等を考慮して 25% の荷重割下げを行なった強度保証の線図である。

5. 試験装置

疲労試験には大別して定荷重試験機と定振幅試験機とがある。定荷重試験機というまでもなく疲労試験中、その見掛けの応力を一定に保つものであり、定振幅試験機は撓みを一定に保つものである。両者は初期の荷重設定時に供試体に加わる荷重が同じであっても疲労が進み応力と変形との関係が変わってくると疲労過程に及ぼす影響が異なってくるため、試験結果も大幅に相違する可能性がある。したがって供試体の疲労強度を比較する場合、試験装置も同様な方法で行われなければならない。このような理由でベル社と同様な偏心カム式の繰返し定振幅荷重装置を 2 台設計し製作した。すなわち、第 14 図に示す如く、ブレード回転数と同等に減速されたモータにより駆動される 7 個

第13図 S-N 曲線 Main Rotor Blade

の偏心機構によって、モーメントおよび剪断力の定振幅変動荷重が与えられ、一方 69,000 lb の遠心力荷重は供試体の撓みによる荷重変動を防止するため、ショック・コードを介して油圧アクチュエーターで負荷するようにした。第15図にその写真を示す。供試体に加わる荷重の検出は飛行試験時と同様に配置された歪みゲージによって行なった。装置の偏心量およびスweep量等合計10個所の調整を行ない、応力を測定してモーメント分布図を作製し、供試体のモーメント分布が第10図に示す分布に一致または近似するまで、数十回にわたり調整を繰り返した。この装置は定振幅試験装置であるから、試験中ガタの発生および供試体のクラック発生等疲労過程が進むにつれて荷重レベルの変化を生じる可能性がある。一方、試験はその性質上可及的に一定の荷重レベルを必要とするので、特に応力監視装置を設け、応力レベルの変化に対し自動的に試験を停止させるようにして試験の精度を確保し、欠陥の発見を容易にした。

第15図 試験装置

6. 疲労試験結果

6.1 結果概要 試験は2台の試験機で平行して行なわれ、最終的には合計8個の供試体について疲労強度が確認された。試験中所定の回数ごとに欠陥の発見および荷重のチェックを行ない、6か月余りを要して試験を終了した。内3個の供試体は目標回数に至るも破壊せず、さらに追加試験を続行したが破壊に至らず中止した。他5個についても、いずれもベル社がメイン・ロータ・ブレードに対し、MIL-T-8679の要求条件による疲労試験で確立した強度保証のS-N線図を上まわる成績であり、疲労寿命のパラツキ程度および破壊個所等についても同様であった。すなわち、富士重工製ブレードがベル社製ブレードと比較して同等もしくはそれ以上の疲労強度を有することが確認された。

第16図に試験結果の概要を示す。

6.2 供試体の破壊状況 破壊した供試体5個の内

MAIN ROTOR BLADE

第14図 試験装置の概要図

第16図 試験結果概要 Main Rotor Blade

第17図 Retention Hole の破断状況

3個は第17図の如く、STA 28の retention holeの応力集中部であり、bushing との間に fretting corrosion* を認めたが、これが破壊の直接原因かどうかは判定が困難であった。1個は第18図の如く grip plate にクラックが発生し、残りの1個は第19図の如く STA 80の外板で破壊した。この原因探究のため、外板の応力分布の詳細計測ならびに接着状態の調査を行なった結果特に異状は認められず**、結局試験中にひき起こした微小な打痕部の応力集中によるキレツ発生と判明した。

7. 疲労寿命の算定

HU-1Bの場合、実験結果より得られた、標定部位の S-N 線図に対してバラツキの標準偏差 (3σ) または荷重に対して 25% の割下げを行ない、得られた線図を疲労強度の保証 S-N 線図とし、この線図に基づいて miner の疲労被害累積損傷説を適用し保証寿命

* 接触面に繰り返し荷重がかかると相互に上りを生じ、こり面にココア状の錆粉を生ずる。これが発生すると材料の表面が荒らされ、切欠部が出来て応力集中がおこる。このように腐蝕作用と応力集中の両者によって、疲労強度を著しく低下させることがある。この現象を fretting corrosion と呼んでいる。HU-1Bでは、この防止対策として、例えば、グリップの接触面に耐摩耗塗料を使用し、また締め付けトルク等厳密におさえられている。

** ロータ・ブレードに使用する外板は特に一般の外板より表面の仕上りに対する検査はきびしくなっており、微細な傷に至るまで除去して応力集中を減らし、表面外板の疲労破壊のバラツキを少なくするように選ばれている。

第18図 Grip Plate の破断状況

第19図 STA 80 外板の破断状況

を算出した。

すなわち $\sum ni/Ni = 1$ より

$$L = 100/[a/x + b/y]\% \text{ となる}$$

ここに、 L = 保証寿命 (H_r)、 $x(y)$ = 応力レベル 1 (2) の寿命、 $a(b)$ = 応力レベル 1 (2) の全寿命に対する発生率 (%)

応力レベルは各 maneuver における飛行試験結果を用い、その発生率については第2表の例に示すようなプログラムを HU-1B の運用に関して確立し、承認されたものについて適用した。その結果標定部位についての保証寿命 5,068 時間が得られた。ただしブレード全体としては、今回の供試体以外の部分が標定で 1,036 時間である。

7. あとがき

本稿においては HU-1B のメイン・ロータ・ブレードの疲労強度確認試験について概要を述べたが、このほか同様な方法でテール・ロータ・ブレードの疲労試

第2表 Percent Occurrence

I. Ground conditions	
(a) Rapid increase of R.P.M. on ground to quickly engage clutch	0.5%
(b) Taxiing with full cyclic control	0.5
(c) Jump take off	0.5
II. Hovering	
(a) Steady hovering	0.5
(b) Lateral reversal	1.0
(c) Longitudinal reversal	1.5
(d) Rudder reversal	1.0
III. Forward flight power on	
(a) Level flight 20% V_{NE}	5.0
(b) Level flight 40% V_{NE}	10.8
(c) Level flight 60% V_{NE}	18.0
(d) Level flight 80% V_{NE}	18.0
(e) Maximum level flight (but not greater than V_{NE})	10.0
(f) V_{EN}	3.0
(g) 111% V_{NE}	0.5
(h) Right turns	3.0
(i) Left turns	3.0
(j) Climb (Max. continuous power)	4.0
(k) Cyclic and collective pull-ups from level flight	0.5
(l) Change to autorotation from power-on flight	0.5
(m) Partial power descent (including condition of zero flow through rotor)	2.0
(n) Landing approach	3.0
(o) Lateral reversal at V_H	0.5
(p) Longitudinal reversal at V_H	0.5
(q) Rudder reversal at V_H	0.5
(r) Climb (Take off power)	2.0
IV. Autorotation power off	
(a) Steady forward flight	2.5
(b) Right turns	1.0
(c) Left turns	1.0
(d) Lateral reversals	0.5
(e) Longitudinal reversals	0.5
(f) Rudder reversals	0.5
(g) Cyclic and collective pull-ups	2.0
(h) Landings (including flares)	2.5
100.0	

験も同時に実施され、引き続き実機に装備して100時間の回転試験を行なって実用性の確認がなされた。いずれも満足な成果を上げ、HU-1B ヘリコプタの国産化に関する関係当局の承認が得られた。この一連の試験を通じ技術面ではヘリコプタの飛行荷重の実態、ハニカム接着構造の疲労強度、fretting corrosion および shot peening 等に関する貴重な数多くの調査結果と経験を得た。また製造および整備面についても、微小な打痕、スクラッチまたは不用意なボルト類の取り付けおよび組み立てなどが疲労強度に及ぼす影響の重大性を確認し、HU-1B の量産および開発に関して多大の成果を収めることが出来た。

本試験は得能健次郎技術部長（当時）の御指導のもとに行なわれたものであり、また試験実施に当たり献身的な努力で遂行した各担当者に感謝するとともに、本稿執筆にあたり便宜と機会を与えられた渋谷巖航空機事業部長ならびに萱場嘉夫航空技術本部長に深甚の謝意を表するものである。

参考文献

- 1) F.A.A., Rotorcraft Airworthiness: Normal Category, (1959-10).
- 2) 長島正己, 山崎善次: 国産化メイン・ロータ・ブレード飛行荷重確認飛行試験報告, UHT-H0032, 富士重工業報告, (1968-8).
- 3) 頓所信男, 後藤光夫: 国産化メイン・ロータ・ブレード疲労試験報告, UHT-H 0026, 富士重工業報告, (1968-7).