BK 117 型ヘリコプタの開発について*

増 江 達 哉**

Key words: Helicopter; development; type certification; airworthiness

1. ま え が き

川崎重工業(川重)は1953年以来今日まで30年間にわたり、米国のベル、ヒューズ、ボーイング・バートル社との技術提携により、小型3~5座席の47G, KH 4, H 500型および大型31座席のKV 107型ヘリコプタを総計約800機生産してきた。一方、1971年に実施したヘリコプタ市場調査結果によれば、1980年代の市場は8~10座席の双発ガスタービン機が有望であることが判明したため、1966年以来続けてきたKHR-1型無関節型ロータ実験機や新型トランスミッション(XMSN)の開発研究等をもとに、1973年10月KH 7型ヘリコプタの開発を開始した。

ちょうどこのころ、西独MBB社もBO 105型ヘリコプタのファミリー機として8座席のBO 107型ヘリコプタの開発を計画中であったため、川重に対し共同開発の申し入れがあり、1年半にわたる両社合同チームによる基本計画に基づいて、1977年2月両社50%ずつの平等分担によるBK 117型ヘリコプタの国際共同開発が契約調印された。しかし、その開発途上でDC 10の事故等も契機として輸送(T類)カテゴリ機に対する耐空性要求の厳格化が適用され始めた時機に遭遇したため、従来機で承認されていた設計手法、耐空性適合手法に対し全分野で見直しが必要となり、幾多の困難に直面した。反面、これらの苛酷な最新基準を

満足させることにより、従来機に比し飛躍的に安全性の高い機体となり、1979年の初飛行以来、3年半の全飛行試験期間を通じ、事故、不時着はもとより、エマージェンシィ・コールさえも皆無という輝かしい実績のもとに、西独、日本、米国航空局の型式証明を取得することができた。ここに本機の概要ならびに開発途上における問題点、処置等につき紹介する。

2. BK 117 の特徴とおもな仕様

本機の耐空類別は輸送TAおよびTB級であるが、競合機種のスエデン型ヘリコプタ思想に対し、ステーションワゴン型の作業用多用途機として使い勝手のよい安全なヘリコプタであることを最大の特徴とするため、次のような設計方針を採用した。

- (1) 山岳地、狭隘地での作業運航に対しては優れた運動性が安全のため必須である。このため、KHR-1, BO 105で実証済みの操縦性に卓越した無関節型ロータ・システムを採用する。また、従来機に比し圧倒的に大きな余剰パワーをもたせるため、ケブラ複合材(KFRP)の多用等により8~11座席級としては最軽量の空虚重量とするとともに、全備重量の割に大出力のエンジン2基を搭載し優れた上昇運動性を与える。
- (2) 救難作業等の空中操作および地上での積載作業に便利ように、胴体両側のドアは大きなスライド式ドアとする。また、胴体後面に大きな両開きのクラムシェル・ドアを設けるとともに、操縦者席から後部クラムシェル・ドアまで一体空間の同一平面床とし、担架等長尺物の積載を容易ならしめる。
- (3) 地上の人員、障害物に対する安全性のため、メイン・ロータ、テイル・ロータは地上から十分間隙をとった高い位置に設ける。
- (4) 作業機としての苛酷な運航が安全便利に行えるように、降着装置は不整地に強い軽量簡潔なクロスチューブ・スキッド式とし、エンジン空気取入口は雪、異物による不具合防止に有効なブリナム・チャンバ式を、ロータには無限疲労寿命でフ

著 者 紹 介

増江 達哉 (正会員)

昭和6年生。福岡県出身。昭和29年九州大学工学部応用力学科卒業。昭和34年同大学院博士課程修了。同年川崎航空機工業株式会社(現川崎重工業株式会社)入社。航空機運動、ヘリコプタの開発研究に従事。工学博士。昭和53年航空機事業本部BK117開発室部長。現職、回転翼機設計部主幹(開発担当)。

* 昭和58年11月9日、第21回飛行機シンポジウム特別講演で発表。昭和58年9月3日原稿受理 Development of the BK 117 Helicopter

** 川崎重工業(株)航空機技術本部 Tatsuya Masue

第1図 BK 117 三 面 図

第1表 BK 117 仕 様

耐 空 類 別	回転翼航空機 輸送 TA および TB 級	
重 量	最大全備重量	2,850 kg
	最小飛行重量	1,700 kg
エ ン ジ ン	アプロ・ライカミング LTS 101-650 B-1	600 ps×2 基
ロ ー タ 型 式	メイン: 無関節型 FRP ブレード テイル: シーソー型 FRP ブレード	
座 席 数	標準 8, 最大 11	
性 能 (最大全備重量 標準大気時)	超過禁止速度 (海面上)	278 km/h
	最大巡航速度 (海面上)	253 km/h
	最大上昇率 (海面上)	9.3 m/s
	OGE ホバリング高度	2,560m
	最大運用高度	4,500m
	片発上昇限度	2,900m
	航続距離 (海面上/2,400m高度)	
	標準タンク	480/610 km
	増槽最大	920/1,180 km
運 用 様 式	計器航法による飛行 上記以外の有視界飛行 陸上, 水上飛行 (昼, 夜間) 高高度飛行	

ェイル・セイフの FRP ブレードを採用する。

このようにしてまとめた本機の主たる仕様を第1表に、三面図を第1図に示す。

3. 日・独の開発分担

BK 117 は川重, MBB 両社でそれぞれ 50% ずつの平等分担による開発として合意され, 川重は主 XMSN, 動力装備, 主胴体構造, 降着装置および主

胴体内の操縦, 電気系統を開発し, MBB はロータ, 油圧系統, 尾部構造および尾部内の操縦, 電気系統を開発して互いに相手側に供給し, 両社はそれぞれの組立ラインで最終組立をすることとなった³⁾。

開発に際しては川重, MBB 両社合同チームによって作成された基本計画に基づく設計要求および目標を両社が共通の理解, 解釈で具体化するために, 機体全体の一般仕様書と各構造組立および装備系統に対する個別仕様書を設定した。また, 機体は二分割されて両社で詳細設計, 製造が行われるが, 機体全体として統一されたものとするため, 設計手法, 使用材料, 製造工程, 品質保証に関する調整を行い, 両社共通の BK 117 Design Instruction および BK 117 Program Management Handbook を発行した。両社での開発作業の調整, 統合は, ミュンヘンの MBB 本社工場内に設けた両社代表より成る General Program Office がこれに当たった。開発途上での両社間の質問, 回答は, 毎日のテレックスにより日本と西独間の時差を有効に活用して行われ, あたかも昼夜二交替の勤務体制をとったのと同様な効果があった。しかしテレックスや電話による打合せにも限界があるため, 開発開始から型式証明取得までに合計 25 回の両社技術会議を日・独において交互に開催した。

この日・独にまたがる国際共同開発機の型式証明審査を円滑に進めるため, 両国の航空局間では 1977 年 8 月に審査協力に関する協定が合意され, 型式証明発行までに 9 回にわたり日・独間で型式証明審査のため

第2表 川重・MBB の試験分担

区分	試験機, 設備	分 担	主要試験項目	運転, 飛行時間
地上試験	P1	川 重	全機振動試験 地上耐久運転試験	1,776
	P4/P4A*	川 重	全機落下試験 静強度試験	
	風 洞	川 重	1/5 模型風洞試験	328
	ワール・タワー	MBB	ロータ特性試験	
飛行試験	P2	MBB	飛行範囲拡大試験 任意装備品試験	296
	P3/P5*	川 重	飛行範囲拡大試験 動力・機体装備系統 性能・振動・飛行荷重	242/277
	S01	MBB	地上・空中共振 性能・飛行性・飛行荷重 機外騒音	281
	1001	川 重	電気・電子系統 コクピット評価 実用飛行試験	286
	7001	MBB	電子系統 コクピット評価	145

* P4A, P5 はそれぞれ P4, P3 の量産型への改修機

の合同会議が行われた⁷⁾。

型式証明試験の分担に関しては, 川重, MBB はそれぞれの開発分担の部品, システムの強度, 確性試験を実施するとともに, 試作機4機 (P1~P4), 量産先行型2機 (S01, P5) および量産型2機 (1001, 7001) を用いて第2表のような分担で地上試験, 飛行試験を実施した。型式証明取得までに実施した P1 号機の地上タイダウン耐久運転時間は1,776時間, 全飛行試験機の総飛行時間は1,527時間であった。

4. 開 発 経 過

ヘリコプタ開発のための市場調査から航空局型式証明取得までの開発経過の概要は次のとおりである。

- 1971 年 ヘリコプタ販売市場調査
- 1973 年 10 月 KH 7 型ヘリコプタ開発開始
- 1975 年 1 月 川重・MBB 国際共同開発検討開始
- 1977 年 1 月 西独航空局 (LBA) 型式証明申請
- 2 月 BK 117 型ヘリコプタ共同開発契約調印
- 4 月 日本航空局 (JCAB) 型式証明申請
- 1978 年 12 月 試作4号機 (P4) 全機強度試験開始
- 1979 年 2 月 米国航空局 (FAA) 型式証明申請
- 3 月 試作1号機 (P1) 地上運転試験開始
- 6 月 試作2号機 (P2) 初飛行 (MBB)
- 8 月 試作3号機 (P3) 初飛行 (川重)
- 1981 年 3 月 量産先行型 (S01) 初飛行 (MBB)

7 月 量産先行型 (P5) 初飛行 (川重)

12 月 量産機 (1001) 初飛行 (川重)

1982 年 4 月 量産機 (7001) 初飛行 (MBB)

12 月 LBA, JCAB 型式証明取得

1983 年 3 月 FAA 型式証明取得

5. 機体各部の開発概要

5.1 ロータ メイン・ロータは BO 105 で実績のある, 操縦性に優れ部品点数が少なく整備性等にも有利なチタン合金の無関節型ロータ・ハブと, 疲労クラックに強く無限寿命の FRP ブレードの組合せを採用することとした。開発費節減のため BO 105 のロータ・ハブ, 操縦油圧系統, テイル・ブーム, テイル・ロータを小改修で使用するという条件のもとに, ロータの基本諸元の各種組合せ 10 種類のロータについて基本設計と解析を行い, 製造コスト・リスク, 重量, リフト能力, 必要パワ, 騒音, 振動加振力, 地上・空中共振, 操縦性, 静・動安定, ブレード操舵力, オートローテーション能力, ブレード静撓みに対し, それぞれ倍率 10~1 の重みづけをした評価を行って, 結局, 直径 11m, 翼弦長 310mm, 先端速度 220m/s, 傾り下げ 10° のロータ・ブレードを選定した。その後, 設計全備重量が 2,675 kg から 2,850 kg へ増加したのに伴い, ブレード後縁のフィン を 10 mm 延長して翼弦長を 320 mm と変更した。

翼型については, 内側の 0.8R (R: ロータ半径) までは BO 105 で実績のある NACA 23012 改を採用し, 先端部翼厚は 6~10% 弦長のものを比較して, 高速時の迎角不安定による動安定の観点から 10% 翼厚とした。

ブレードのスパン方向質量分布, フラップ曲げ剛性分布は, 無関節型ロータ特有の操縦・安定性に対する規準¹⁾を満足するように選定し²⁾, BO 105 に比し機体の縦・横連成運動を改善することができた。ブレード翼弦方向曲げ剛性は, 小さすぎると地上・空中共振をおこし, 大きすぎるとブレード面内応力が増加するので, 1 次固有振動数を 0.64~0.67/rev (コレクティブ・ピッチ角で変化) となるように選定した⁶⁾。

試作機の飛行試験結果は, 水平尾翼取付角が固定式であるため, 高速での降下飛行時に生じる機首下げモーメントによりコレクティブ・ピッチ一定での縦の操縦桿位置の対気速度曲線が不安定勾配となった。このため 0.75 R のブレード後縁に固定式安定タブを追加して, ブレードが前進側方位にきたとき速度とともに機首上げモーメントが増加するように弾性撓りを生じさせるとともに, 0.64 R から翼端までのブレード・スキンを GFRP から CFRP に変更して先端部の振

り剛性を増加し、ブレードのハブへの取付けに対し 1° の後退角を与えて δ_1 効果により迎角不安定を減じた。また、降下飛行時ロータ・ハブの後流が尾部に干渉してテイル・シェイクを生じたが、ハブ上面にハブ・キャップをつけて整流およびチャンネル・フロー効果による偏向流で解決した。

ロータ・マストは、巡航時の前傾姿勢による乗客の不快感および胴体誘導抵抗減少のため 5° の前傾角をもって機体にとりつけ、経済巡航時に機体姿勢が水平となるようにした。

ロータの振動加振力に対しては、2, 3 次のフラップ固有振動数の最適化のために、それらのモード形の腹の $0.48 R$ および $0.34 R$ 位置にそれぞれ 3, 2 kg のチューニング錘を埋めこむとともに、 $0.15 R$ 位置に振子型吸振器をつけて 3/rev のブレード加振力を減少させた。

ヘリコプタに対するこれまでの耐空性基準には落雷に対する保護規定はないが、本機は特別要件として落雷保護が要求され耐雷設計を行った。とくにブレードへの落雷に対しては、ブレード先端の鋼製キャップ、前縁のステンレス・エロージョン・プロテクタ、付根部の銅導電体により防護し、英国の Culham Lab. において雷撃試験を実施し、被雷ブレードの繰返し荷重試験によりその安全性を証明した。

テイル・ロータについては、騒音解析の結果、回転周波数が高いためメイン・ロータより騒音の主要部分を占めることがわかった。このためテイル・ロータはブレード先端速度をメイン・ロータより低くおさえ、翼型は 8.3% 翼厚のキャンパ翼を採用するとともに水平尾翼翼端板により前進飛行時のロータ推力を減じて

第3表 メイン・ロータ主要諸元

直 径	11.0m
ブレード数	4
翼 弦 長	320mm
ソリディティ	0.074
翼 型	NACA 23012 改 (0.2~0.8R) V23010-1.58 改 (1.0R)
振り下げ角	10°
後 退 角	1°
ブレードCG	22.8% 弦長
先端速度	220.8 m/s
固有振動数 (per rev.)	フラップ 1次 1.10
	フラップ 2次 2.55
	フラップ 3次 4.7
	コード 1次 0.67
	コード 2次 3.9
	振 り 1次 3.5

第4表 テイル・ロータ主要諸元

直 径	1.916m
ブレード数	2
翼 弦 長	180mm
翼 型	S102E
振り下げ角	0°
δ_1 角	45°
先端速度	217 m/s

低騒音化を図り、飛行試験により ICAO の新開発ヘリコプタに対する騒音基準に十分適合することを証明した。

また、テイル・ロータはサイクリック・コントロール機構がないため、巡航時ロータ面がティルト・バックしたとき、ほぼ機軸と平行になるようにロータ駆動軸を 3.9° 後向き、 3.2° 下向きにとりつけている。

第3, 4表にメイン・ロータ、テイル・ロータの主要諸元を示す。

5.2 トランスミッション (XMSN) 主 XMSN はキャビン内スペースを大きく利用できるように天井の上に配置することとし、全高を低くし部品数を減らすため、従来よく使用されてきた遊星ギヤ方式の代りに、第2図に示すようにスパイラル・ベベル・ギヤおよびヘリカル・ギヤで2基のエンジンからの 6,000 rpm の入力を集合、減速して 383 rpm でメイン・ロータへ伝達し、あわせてテイル・ロータ駆動系統、滑油冷却ファン (2個)、滑油ポンプ (2個) および油圧ポンプ (2個) を駆動している。各部品には重量軽減のためチタン合金をできる限り使用するとともに、XMSN ケースは日本で初めてのマグネシウム合金 QE 22 A で製造した。潤滑系統は、信頼性向上のため独立した2個のポンプと XMSN ケース直結の2個のオイル・クーラを装備し外部配管をなくした。XMSN の胴体への取付けはストラット式構造で剛結合されているが、これらのストラットの代りに任意装備品としての振動吸収装置も取り付けられるよう配慮した。

テイル・ロータ用の XMSN は BO 105 のものをそのまま使用している。

主 XMSN 系統の台上運転試験としては最高油温、最低油圧での運転試験、オイルを抜いた状態でのドライラン試験、140% トルクでの疲労試験、エンジン暴走時のオーバートルク試験を含め総計 900 時間実施した。全機試験としては、試作1号機 (P1) による累計 1,776 時間にわたる各種負荷条件下でのタイダウン耐久運転試験、122% rpm の過回転試験、ロータ・ブレーキ試験等を実施したが、これらの試験結果はきわめて順調で、量産型に対しては整備性向上のための

第2図 BK 117 動力伝達系統概略

第5表 動力系統定格 (単位: ps)

定 格	両エンジン作動時		片エンジン不作動時	
	エンジン	XMSN	エンジン	XMSN
2.5 分定格	—	—	600	600
30 分定格	—	—	600	550
連続最大	558×2	860	558	500

小設計変更を実施したにとどまった。第5表に主XMSNの定格を示す。

5.3 機体構造 機体構造は、コクピット、キャビン、荷物室、テイル・ブーム、尾翼、スキッド式降着装置から成る。機体の外形形状はBMW自動車会社デザイナーの案に基づいており、傾斜した大きな風防は視界等には好評であったが、長尺ワイパ作動や夜間飛行時の計器照明反射等解決に苦労した問題も誘発した。胴体主構造はアルミ合金のセミモノコック構造で、強度パネルにはアルミ合金のハニカム・サンドイッチを、ドア、カウリング等の二次構造部材、尾翼にはKFRP, CFRPのハニカム・サンドイッチを使用することで重量軽減に努めたが、初めて採用したKFRPの切削加工については、けばだちのため地道な研究を必要とした。

コクピットは右席がパイロット、左席が乗客またはコパイロット席で、キャビンは通常6座席、荷物室との脱着可能な仕切り板を外すと9座席のスペースがある。乗員・乗客用出入口ドアは、コクピット両側にヒンジ式ドア、キャビン両側にスライド式ドアを設け、非常時は簡単に外部へ放出して片側ドアのみから30秒で全員脱出可能なことを老幼男女をまじえた夜間の非常脱出試験で証明した。また、胴体後部には大

型のクラムシェル・ドアを設け、コクピットから荷物室まで同一平面床として16個のタイダウン・リングを配し、クラムシェル・ドアから長尺の器材、担架等の積載を容易ならしめた。反面、胴体構造には全然固定隔壁がないため、全機静強度試験機(P4)の結果では強度上は問題なかったが、飛行試験の結果、天井のワーピング横振動が生じ、パイロット席後部のフレーム剛性を増加して解決した。しかしこの剛性増加による各部分担荷重変化の影響を実証するため、全機静強度試験はこの改修をしたP4A号機でやり直しを余儀なくされた。

テイル・ブームは製造コストをおさえるためBO105と同じものを使用することとし、補強のため4本の縦通材を追加した。

水平尾翼はBO105では対称翼であったが、縦の静・動安定改善のため負の揚力が小さく揚力傾斜の大きなキャンバ翼NASA GA(W)-1を採用して裏返しに取付け、あわせて翼幅を25%増加させた。機体への取付け角は固定式としたため、縦の操縦桿静安定と、縦の操舵ストローク余裕という互いに相反する問題を満足させるため、最終的には飛行試験により取付け角を決定した。

垂直尾翼は、テイル・ロータを支持する中央垂直尾翼(0.78 m²)と水平尾翼両端の翼端板(1.1 m²×2)より成る。このような構成は、垂直尾翼によるテイル・ロータのブロック効果の減少、翼端板を胴体後流外に配置することによる動圧損失の影響回避、翼端板効果による水平尾翼の利きの増加を狙って採用した。試作機の主胴体後部下面には、胴体の下向き空気力と尾部の動圧損失改善のためフラップ型偏流板をつけていた

が^{4),5)}、偏流板両端から出る曳航渦によるテイル・シェイクが解決できず量産型ではこれを除去した。このためダッチ・ロール・モードの減衰が不満足となったので、動圧損失で利きの小さい下側の中央垂直尾翼を除去し、その分だけ翼端板の面積を増加するとともに縦横比も大きくして利きを改善し解決した⁶⁾。翼端板は試作型ではキャンパ翼であったが、量産型では製造コストを下げるため平板翼とし、巡航時のテイル・ロータ推力負担を軽減するため 8° の取付け角を与えている。この従来機に比し大きな尾部容積 (BO 105 の 2.4 倍) は、テイル・ロータ損失時に不時着することなく動力飛行で基地まで帰投するという新軍用思想も満足できることを、テイル・ロータ推力零の模擬飛行で証明した。

降着装置はアルミ合金のクロスチューブで支持されたスキッド式で、単体の静強度試験、落下試験のほかに P 4 号機による全機落下試験を行い、制限落下試験に対しては接地降下率 2.5 m/s (500 ft/min)、エネルギー吸収能力余裕落下試験に対しては接地降下率 3.1 m/s (614 ft/min) と耐空性基準要求の約 1.6 倍の落下高度条件でそれぞれ安全に対する適合性を証明した。

5.4 動力・機体装備 2 基の LTS 101-650 B-1 ターボシャフト・エンジンは荷物室天井部の左右に配置し、各エンジンおよび機体構造部材はチタンの防火壁で互いに隔離して火災時における運転の独立性を与えた。このエンジンはギャボックス、ガスゼネレータ、パワービンの三主要部分が、整備・交換を容易ならしめるためモジュール化されている。エンジン火災に対しては火災探知装置と両エンジンに共通の 2 個の消火ボトルにより防護し、地上での実大模型による火災試験および飛行試験による消火剤濃度分布試験で証明した。

エンジン空気取入れ口に関しては、BK 117 は従来機に比して余剰パワが十分大きいので、性能よりも安全性を重視して、鳥衝突、異物吸入によるエンジン損傷 (FOD)、氷結、雪中の飛行に対して卓越したブリナム・チャンバ方式とした。FOD に関しては、ライカミング社での適合証明のほかに、小石に対しては離着陸試験でまったく問題ないことを証明した。氷結に対してはライカミング社のアイシング風洞でエンジン防水機能 off の状態でも十分安全であることを証明し、降雪、吹雪中の飛行能力に関しては富山、松本での飛行試験により制限がないことを実証し、ブリナム・チャンバ方式の優位性を確認した。空気取入れ口面積の大きさは低速、高速時のエンジン効率に対し互いに相反する影響を与えるが、試作機の飛行試験の結果、ホバリング性能は他機に比し優位性に十分ゆとり

があったので、数種の空気取入れ口面積で飛行試験を行い、量産型では面積を 30% 減少し巡航速度を 6.5 km/h (3.5 kts) 向上させた。

燃料はキャビン床下にあるブラダセル型の 1 個の主タンクと 2 個のサプライ・タンクに合計 600 l 搭載し、2 基のエンジンにそれぞれのサプライ・タンクから独立した燃料供給ができる。長距離飛行を要する顧客には、さらにキャビン床下に 100 l、荷物室に 200 l × 2 個の燃料増槽が任意装備品として提供される。火災防止に対しては、燃料供給系統、ベント系統配管は二重ダクトのシールが当局より要求され設計変更を行った。

装備系統については、北海道で極低温時のエンジン・バッテリー始動、燃料氷結、低温潤滑機能、暖房・防曇系統等の飛行試験を実施し、岐阜で高温時のエンジン室および滑油系統の冷却能力、高温燃料ベーパーロック等の飛行試験を実施し、 -40°C から $+50^\circ\text{C}$ までの外気温度範囲について装備系統の耐空性を証明した。この中エンジン潤滑系統に関しては、型式証明試験終了段階で FAA、ライカミング社が滑油の常用運用温度要求範囲を $10^\circ\sim 110^\circ\text{C}$ から $66^\circ\sim 110^\circ\text{C}$ に変更したため、滑油冷却系統の設計変更、改修、ベンチ試験、寒冷地飛行試験のやり直しが必要となり、型式証明取得日程に大きな打撃をうけた。

操縦系統は、テイル・ロータは機械的的人力操舵方式であるが、メイン・ロータはコクピット天井の上に配置した二重の油圧ブースト系統で操舵され、第 1 油圧系統が故障すると自動的に第 2 油圧系統に切り替わるようにしている。操縦系統のリンク結合部等のファスナはエンジン操縦系統を含め安全対策からすべてデュアル・ロックが要求され、強度・剛性に関しては量産 1 号機による系統静荷重試験、負荷作動試験および単体部品の静・疲労試験により耐空性への適合性を示した。

空調は電動ファンによる強制換気とエンジン・ブリード・エア方式による暖房・防曇を採用した。ブリード・エアの使用に対しては、エンジン潤滑系統に不具合が発生しても機内空気に重大な汚染を生じないことが特別要件として要求され、これに合格した。冷房は任意装備品として現在開発が進められている。

ピトー、静圧系統は電熱ヒータで防水しており、コクピット左右下側にある静圧孔はラム・プレートで位置誤差を修正し、異物等による目づまりに対しては切替えバルブによる機内開放の代替静圧孔を装備した。系統の性能試験は、風洞試験および滑走路上のマイル・ポスト試験で較正された機首の計測用ピトー・ブームと曳航ピトーを用いて、上昇・水平・降下飛行に対して実施した。

5.5 電気・電子系統 電源装置は、各エンジンに

装着された 150A, 30 V DC のスタータ発電機 2 系統と 24 V, 25 AH の Ni-Cd バッテリ 1 台より成る。一方の発電系統が故障したときには、他方の発電機が通常の飛行に必要なすべての負荷に自動的に電力を供給する。さらに双方の発電系統がともに故障した場合には、飛行の安全確保に必須な負荷に対してバッテリーが最低 20 分間は電力を供給する。

警報装置としては、主警報灯と 50 ch のアナランシエータ・パネルの外に、ロータ回転数、エンジン故障、エンジン火災、ロータ・マスト・モーメントの独立警報装置を備えた。

電子機器は、VHF 通信機、機内交話装置の外に計器航法による飛行に必要な ADF, VOR, ATC トランスポンダ、DME の型式証明が取得済であり、引き続いて IFR 飛行に対する型式証明審査が行われている。

5.6 飛行試験 型式証明試験において電子計測を必要とするものは計測装備された P3/P5 号機(川重)、P2/S01 号機(MBB)により実施し、電子計測を必要としないコックピット評価、実用飛行試験等は量産機 1001 (川重)、7001 (MBB) により第 2 表の分担で実施した。

型式証明に必要な日本での飛行試験計測箇所は 560 点であり、各飛行試験計測準備時間を短縮するため、これらの全センサ出力はパッチボードから各飛行目的ごとに任意に選択を可能とした。計測データは各飛行ごとに 56 カ所のデータが PCM 多重化装置により 2 ch にまとめられて機上の 14 ch データレコーダに記録され、残りの 12 ch には高周波データ (FM) 10ch, タイムコード 1ch, 音声 1ch を記録し、着陸後電算処理を行った。飛行安全の確保および試験データの可否は機上で 8 カ所のデータをモニタしながら飛行を行うとともに、必要な場合は前記の PCM 多重化された 1 ch の信号 (28 カ所のデータ) をテレメータにより地上に送信し on-line 処理して飛行安全のモニタ、支援に供した。なお、温度計測については、PCM とは別にデータ・ロガーを搭載し 60 カ所までの同時選択記録を可能とした。MBB 社の計測システムも川重のものとはほぼ同様のものではあった。

飛行試験はおもに岐阜 (川重)、ミュンヘン (MBB) で実施したが、とくに寒冷地試験は北海道で、高温地試験は岐阜、スーダンで、高地試験は御岳 (9,800'), コロラド (10,000') で実施した。型式証明試験の仕上げとなる実用飛行試験は、量産 1 号機 (第 3 図) を用いて航空局パイロット、検査官により日本国内の 12 カ所の空港、ヘリポートを使用して実施され、等価飛行時間 167 時間を無事完了して実用性が確認され合格

第 3 図 BK 117 量産 1 号機

した。

6. あとがき

BK 117 は、ほぼ開発期間 8 年、初飛行後 3 年半で西独、日本、米国航空局の型式証明を取得し、引き続き英国、カナダ、オーストラリア当局の耐空性要求に対する審査を受けつつある。幸運にも多用途作業機という設計の狙いが功を奏して現在 130 機の受注を受け、生産ラインでは 1983 年 9 月現在 105 号機目を組立中である。

量産ヘリコプタの開発は日本では初めてであったが、航空局、通産省等関係諸官庁ならびに航空界各位の熱心なご指導、ご支援と、日、米、欧各国の各種関連部品メーカーの密接な協力のお陰でユニークなヘリコプタが完成し世界各地で順調に飛行している。ここに、これまでご指導、ご協力をいただいた関係各位に心から感謝の意を表すとともに、今後の玉成に対しいっそうのご支援をお願いする次第である。

参考文献

- 1) 増江達哉: 無関節型回転翼の安定性・操縦性に関する研究, 日本航空宇宙学会誌, 第 22 巻, 第 240 号 (1974), pp. 8-16.
- 2) 増江達哉: BK 117 型ヘリコプタの開発, 第 5 回航空学シンポジウム (1979), pp. 9-20.
- 3) 増江達哉ほか: BK 117 双発多用途ヘリコプタの国際共同開発 (その 1), 川崎重工技報, No. 71 (1979), pp. 28-34.
- 4) 金子礼三ほか: BK 117 双発多用途ヘリコプタの国際共同開発 (その 2), 川崎重工技報, No. 73 (1980), pp. 55-61.
- 5) 中野満紘: BK 117 ヘリコプタ風洞試験結果の紹介, 第 24 回風洞研究会議 (1980), pp. 1-15.
- 6) HUBER, H. and MASUZ, T.: Flight Characteristics Design and Development of the MBB/KHI BK 117 Helicopter, 7th European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum (1981), pp. 35.1-35.20.
- 7) 検査制度研究会: BK 117 の型式証明と検査制度, 航空技術, No. 338 (1983), pp. 21-25.