新技術によるヘリコプタの経済性の飛躍*

マルコム・ハーネット**

価格の問題

ヘリコプタの垂直上昇可能という特技が世界中における輸送問題の解決に当たって、最大の貢献をし得るのであるが、しかし大変な運航費のためにわれわれは単にこの特技の実現のみをなしてきて来たに過ぎない。例えばベルリナ (Berliner) が初めて浮遊飛行をなしてしてから 45 年たったが、今日僅かに 3,200 機の民間ヘリコプタがあるのみで、これに対して飛行機の方はライト兄弟の最初の飛行から同じ年数をへた後には 70,000 機が運航していたのである。民間用ヘリコプタに乗る費用と、バスや飛行機のそれとが第 1 図

	\$/座席数・マイル	\$/トン・マイル
船	—	0.001
列車	0.03	0.070
バスまたはトラック	0.02	0.070
自動車	0.06	—
飛行機	.03~.09	0.110
ヘリコプタ*	.16~.32	1.60~3.20

* ヘリコプタの費用は補助金を受けている状態での値である

第 1 図 1966 年度輸送費

に比較されている。ヘリコプタの輸送費は補助金の支給なしでは文句なく高いものである。特に奨励されている場所の特殊な状況でだけヘリコプタ輸送が成り立っていることは明らかである。本論文は合理的な技術改良でヘリコプタが経済的に実用段階に入り、つぎの 10 年間にその使用機数が著しく増大することを示すのをその目的とする。

運航費の比較の基礎を確定するために第 2 図にそれが基本的要素に分解されて示されている。この図で特にヘリコプタの整備、減価償却および保険の費用が非常に高いことを注意する必要がある。ここでわれわれは技術的な進歩を考えるために視点を運航費パラメタから技術者の設計パラメタに変えねばならない。まず第一段階として、第 3 図は初回価格と空虚重量との間に、ある非常に揃った比例性のあることを示してい

第 2 図 1966 年度の直接運航費の分解

第 3 図 民間用飛行機購入価格

る。第 4 図は、同程度に機械的複雑さを持った飛行機について、経験上単位飛行時間当たりの整備費が同じく空虚重量に比例することを示している。タービン・エンジンによりヘリコプタの単位空虚重量、単位時間当たりの整備費が変えられるに至らなかった点は興味あることである。さて第 5 図で技術者の設計パラメタに最後の断定を下すものとする輸送率 (specific productivity) (有償荷重×速度÷空虚重量)こそ燃料を除いて全ての価格を決定するものであることが理解されよう。燃料の場合でも有償荷重/空虚重量比が、有償荷重/全備重量比を決定するのでやはり意義のあるものとなる。したがって、著しい運航費削減を得るには技術者は有償荷重/空虚重量比および飛行速度を十分増

* 原題名 Breakthroughs in Helicopter Economics from Advanced Technology, 1967 年 4 月 6 日, 日本航空学会ヘリコプタ・シンポジウムで講演, 昭和 42 年 7 月 11 日原稿受理

** Malcolm HARNED Senior, Vice President, Hughes Tool Co.-Aircraft Division. 東京大学宇宙航空研究所, 東昭訳

第4図 1966年度民間用飛行機の整備費用

範 疇	比例する量	現在の割合%
減価償却および保険	初回価格 $\propto \frac{EW}{P.L. \times V}$	23%
	座席数×区間速度	
整 備	人×時間/飛行時間 $\propto \frac{EW}{P.L. \times V} \times \text{複雑性}$	55%
	座席数×区間速度	
乗 員	速度および $P.L./EW$ 比の増加とともに減少	11%
燃 料 と 油	全機重量 $\frac{D}{L} \times \text{燃費}$	8%
	有償荷重	
輸送率 $\frac{P.L. \times V}{EW}$ が主に価格を定める		

第5図 設計パラメタに変換される
座席数・マイル費用

第7図 軽ヘリコプタの重量比

さねばならない。整備の複雑性を減らすために単純化もまた著しくその価格を減少することが出来る。

揚力/抗力比 (L/D) も明らかに重要であるが、この解析では速度増加は主として L/D の増加で行なわれたが、より簡単な表示をするために一パラメタとしてそれを考えることにする。

軽ヘリコプタの進歩

まず初めに軽ヘリコプタの範疇を考えて、最近の技術的進歩とその価格に及ぼす効果とを示すためにヒューズ OH-6A (第6図) を例示しよう。第7図は軽ヘ

第6図

リコプタの年代に対する有用荷重/空重重量比の進歩を示している。有用荷重は有償荷重に代わって距離を考えるのをなくすために用いられる*。図に見られるようにこの比は年々徐々に進歩がなされて来たが、OH-6A に至って傑出した成果が得られ、その他の新しい機種もこの成果を追っている。この OH-6A における完璧な進歩は、多くの部品の重要な開発と組み合わせで、全体の設計を巧妙にまとめた賜である。

これらの新しい部品開発の最も優れた例が第8図に示されている翼翅保持装置である。4枚の翼翅はハブのところでお互に直交する2組のステンレス鋼の帯板で支持されていて、その帯板の可撓性でフラッピング

第8図 OH-6A 帯板保持

* 訳者註。有用荷重は燃料、油および乗員の分を含む

第9図 翼翅保持の簡単化間

とフェザリングの両運動が行なえるようになってい
る。しかし水平面内には翼翅に遠心力がかかって帯板
が剛いトラスをなしハブから翼翅にトルクを伝え、第
9図の従来の関節式装置に比べて重量軽減は明らかで
ある。帯板で1枚の翼翅を横切って他の翼翅にほとん
ど直線の連続荷重が与えられるので、多くの荷重の伝
達や曲げ部品を含む複雑な普通の装置より大きい重量
軽減となり、それが第10図に示される。多くの経験

第10図 転翼ハブと保持装置の重量

から重量の直線的傾向が見られ OH-6A はそれより
40 lb も下にある。各種部品で重量が軽減されると、ヘ
リコプタ全体としてもまた一般に十分その寸法が縮小
されてさらに重量軽減が追加されることを考えると、
これは結局約 80 lb の重量節約を来す。さらにこの
装置では翼翅保持装置に何らの潤滑も必要ないので非
常に機械的な簡単化が行なわれる。

この独特な帯板装置の設計と開発が主な仕事であ
ったがこの設計完了後われわれはまず適当な材料を捜し
出さなければならなかった。したがって大規模な疲労
試験計画をまずエルジロイ (Elgiloy) および JLS 300
モータばね材といったばね材料や高強度ステンレス鋼
に対して実施した結果われわれは優れた切り欠き疲労
強度を与える大きい柔軟性のゆえにステンレス鋼を選
んだ。

つぎの段階では第11図に示されるような静荷重試
験を行ない、次いで2個の疲労試験が第12図に示さ
れるように備えつけられて、遠心力をかけながらフラ
ッピングとフェザリングのいっしょになった運動を近

第11図

第12図

第13図

似的に実現した。これらの予備実験で解決された問題
としては、加工技術、端部仕上げ技術、腐食、幅対す
る帯板の厚みと層の数の最適化といったものがある。
一方、第13図のような疲労試験機が設計製作されて
あらゆる全備重量と速度の組み合わせに対するコニン
グ、フラッピング、フェザリング、トルクおよび遠心
力を包含した飛行中の正確な運動やそのとき生ずる荷
重の全てに対して利用された。初めは近似的に寸法が

決められたが、その応力模様や疲労荷重は解析するには余りに複雑なので開発に当たって長い間の試行錯誤を行なうという具合にして、帯板装置の設計はこの機械で決着がつけられた。

疲労特性のあるものが第14図に示されている。振動応力係数1.0というのは設計応力より50%大きい破断応力を表わしている*。実際の限界最大荷重は係数0.66で生ずる。7本の帯板が破損しても残りの8本の帯板で翼翅に働く遠心力を支持することが出来、完全な破損は8本の帯板が破損したときに生ずる。図に示されているように第3の帯板が破損した後でもその束は完全な破損には最大荷重状態で 1.6×10^7 サイクルまで良好である。これは全飛行時間中僅かに2ないし3%といった最も苛酷な操舵でのみ生ずるような最大疲労応力で500時間を越える運航を意味するので、第3の帯板が破損したときに帯板束がだめになるものと

Cycles from straps failed to complete failure = n 本の帯板破損から完全な破損までのサイクル数, Cycles from 1 strap failed to 3 straps failed = 1本の帯板破損から3本の帯板破損までのサイクル, 1 strap failed = 1本の帯板破損

第14図 疲労試験資料

Gear box heat exchanger eliminated = 歯車軸, 熱交換器がなくなった, fan mounting eliminated separate shaft, bearings and drive = このファン取り付けで分離された駆動軸受および駆動装置をなくした, no bearings, universals or angle gear box = 軸受, ユニバーサルまたは傘型歯車箱なし

第15図 簡単そのもの

* 訳者註: ここでいう振動応力係数とは、振動応力の最大値/破断応力比を意味する。また設計応力は破断応力の2/3をとっている。

見做して運航計画を立てると、それは非常に安全側にあることになる。正常の飛行状態での疲労荷重はその係数が約0.4である。この程度では帯板は本質的には無限の寿命を有し、FAAの認めた寿命は2,400時間でこれまた非常に安全側である。

重量軽減と簡単化の例がさらに第15図の駆動装置の概略図で示されている。簡単な1本の管が尾部回転翼を駆動しその重量は僅かに6lbで、これはこの型の最も軽量なヘリコプタでの1/3と1/2との間の重量である。エンジン油冷却のためにファンは主駆動軸に直接取り付けられたので、何らの分離された駆動装置も、駆動軸もまたは軸受も必要なくなった。主歯車箱の油は、冷却空気をハウジング表面の周りに流すことでそれを熱交換器として用いて冷却される。これで普通別にある熱交換器とそれを満たす油や配管の重量が無くなる。こういったおおよそその他の多くの関連する技術的な新考案で第7図のような空虚重量に対する有用荷重の素晴らしい進歩がなされた。

輸送率を最大可能に増大させるためにはヘリコプタに最高可能の巡航速度が必要となり、これは第16図に示されるような最小抵抗を与える最良の流線形で達成された。基本的な胴体はゆったりした2人乗り軍用操縦席を与えるのに必要な寸法のもので、しかも最良の細長比の水滴型に作られ、その細長比を選ぶに当たっては第17図(文献1)が用いられた。この基本的

細長比約2.5が
最小可能の抵抗
を与える

Figure 16

第16図 形状決定の第1段階

Outboard nacelle = 外側ナセル, inboard nacelle = 内側ナセル, Max. cross-sectional area = 最大断面積

第17図 細長比の効果

な流線形と多くの細かい改良とで第 18 図に示されているように抵抗で傑出した成果を上げた。年とともに抵抗の改良が行なわれたが、大型ヘリコプタのそれは尺度を変えて記入した*。OH-6 は正に現在の技術で予想された値の半分となった。

低い抵抗により得られる高速度性能と有用荷重/空重量比の増大とをいっしょにしてその輸送率は第 19 図に見られるように飛躍的に増大した。もちろん運航費の減少も本質的にこの輸送率の増大に比例する。

重量に対する効果に加えて設計の簡単化により整備も第 20 図のように楽になった。定期検査間の FAA が承認した 300 時間は現在の多くのヘリコプタの 25 から 50 時間に対して非常に意義のあるもので、これは固定翼機も含めて全ての飛行機に対して 3 倍もある**最も長い時間である。オーバーホール間の 1,200 時間は既に駆動装置の試験で証明され、しかもグリース塗りの必要が完全になくなったことはまた偉大な進歩

Gear retracted = 引込車輪。

第 18 図 軽ヘリコプタの抵抗

第 19 図 軽ヘリコプタの輸送率の趨勢

定期検査 ————— 300 時間
 オーバーホール ————— 1,200 時間
 グリース塗りなし
 組織化された直接の整備保証
 機 体 ————— 0.55 人・時間/飛行時間
 エ ン ジ ン ————— 0.18 人・時間/飛行時間

第 20 図 整備

* 訳者註: 抵抗面積の 2 乗が重量に比例していることになっているが 2/3 乗よりは実際問題として良く一致することである。
 ** 訳者註: 固定翼機でも 100 時間かそれ以下であることから得られたことである。

価格の規定: 操縦者を有償荷重に入れた (価格なし), 保険 8%/年, 減価償却 (5年で 30%), 800 時間/年

第 21 図 軽ヘリエプタの直接運航費

である。

価格減少に対するオーバーホールの効果は著しく第 21 図にそれが示されている。最近の低価格固定翼商用機の 1 つと比べても OH-6A の 5 座席用民間機ヒューズ 500 は、その空港依存性がない点を考えるとき直接競争の対象となる。

輸送用ヘリコプタの進歩

輸送用ヘリコプタの領域を考えると、価格低下の観点から最も意義のある技術的成果は第 22 図に概略で示される“ホット・サイクル (hot cycle)”回転翼駆動装置である。ターボジェット・エンジンの排気が翼翅内の導管を通してその先端に導かれ、そこでジェットとして放出されて火輪花火のように回転翼を駆動する。したがって全ての歯車箱、駆動軸が不要となり、

Tip thrust = 先端推力

第 22 図 ホット・サイクル装置

第 23 図

さらにトルクの反動がないので尾部回転翼も要らなくなる。この概念は第23図に示される XV-9A 研究ヘリコプタで実現された。

基本的な設計要素は下表のとおりで、機体と試験についての詳細な記述は文献 (2) を参照されたい。

XV-9A ホット・サイクル研究機

基礎特性

寸法

回転翼直径	55 ft
長さ	45 ft
高さ	12 ft

重量

空虚	8,600 lb
設計全備	15,300 lb

動力

2 個の G. E. T 64 ガス発生機

性能

全備重量(地面効果なし, 海面上標準) 25,500 lb

最大速度(10,000 lb 重量で) 150 kt

駆動装置は第24図に示されている。さらに小さい導管が尾部にゆき方向ペダルで制御される偏揺ジェット弁により浮遊中のヘリコプタの回転を可能にする。この研究機の回転翼は75時間の回転塔試験, 50時間の地上試験および35時間の飛行試験を完了し, 全て優秀な結果を得た。このため合衆国陸軍はスポンサとなってこのホット・サイクル駆動を使った大型重量物運搬用ヘリコプタの設計研究をさらにヒューズにやらせることになった。その概要は第25図に示されている。

第24図 ホット・サイクル研究機の駆動装置

第25図

て, 2種の最良設計が第26図に与えられている。これらは双方とも各5,500 lbの推力を出す2個のJ-97ターボジェットで駆動される。非常に高い3を越える有用荷重/空虚重量比が得られたが, これは機械的駆動装置を軽量の気体駆動装置に代えた直接の結果である。第27図には他の興味ある研究結果が示されていて, ホット・サイクルのヘリコプタではその寸法が増すにつれて, その有用荷重/空虚重量比が増大し, 軸駆動ヘリコプタの経験ではこれに反対の傾向を示している。このことはまず第1に, 寸法が増すとよりよい高圧縮比のターボジェットが使えるので良いホット・サイクル性能を与えるし, 第2に流れの表面面積に対する断面積の比が寸法の増しとともに増大するように導管のパラメタが改善されて圧力損失を防ぐといったことに由来する。しかしながら軸駆動の場合にはその駆動装置の重量は主としてトルクで決定され, トルクは馬力と回転翼の寸法とに直接比例して増すので(先端速度は一定), 駆動装置の全備重量に対する割合の増加が全備重量の増加分のそれより早い。民間輸送機の有用荷重/空虚重量比の過去の傾向とホット・サイクルで得られる将来の成果とが第28図に画かれている。ホット・サイクル輸送機の図表は民間輸送機とし

パラメタ	形状	
	最良クレーン	最良輸送
翼端半径 (フィート)	40	45
翼端距離 (ノータカール, マイル)	2,060	2,030
有償荷重 (トン) (20 NMI 半径に対して)	25.4	25.55
空虚重量 (ポンド)	17,850	20,890
全備重量 (ポンド)	74,000	77,350
有用荷重/空虚重量	3.15	2.70

第26図 ホット・サイクル大型重量物運搬機の研究

No suitable engine available=適当なエンジンがない, Detailed design studies of hot cycle heavy lift helicopters=ホット・サイクル大型重量運搬用ヘリコプタの詳細な設計研究, Capability current production T 64=目上生産中の T 64 を使用可能, Best current turboshaft helicopters=現用の最良ターボ軸駆動ヘリコプタ, Possible state of the art improvement=現在の技術で可能な改良, Current army turboshaft helicopters=現用の陸軍ターボ軸駆動ヘリコプタ

第27図 有用荷重の比較

Hot cycle=ホット・サイクル, Research=研究機, Advanced shaft drive=新軸駆動によるもの, Optimum transport commercially equipped 2 J97 engines=2個のJ97エンジンを備えた最良の民間輸送機

第28図 輸送ヘリコプタ重量比

て第26図の設計を内部機装したものである。

XV9A による経験で整備の必要性が著しく減少することも判ったが、第29図には軸駆動ヘリコプタおよび固定翼機の過去と将来の整備費の傾向も示されている。われわれはホット・サイクルのヘリコプタが機体単位重量 (lb) 当たりの人・時間/飛行時間比が軸駆動ヘリコプタとジェット機の間になることを予想している。

空虚重量と整備費の大きい減少のためにホット・サイクル・ヘリコプタは民間機として多くの適用例に対して経済的に成立ってゆくであろう。

ホット・サイクルの第1の可能な適用例としては XV-90A から容易に発展される 170 mph のヘリバス (helibus) である (第30図)。この図でいくつかのヘリバスが1,000人も乗せる将来の輸送機から客を乗せてその目的地に直接向かおうとしているのが見られるが、われわれはそのようなヘリバスがこれらの将来の航空運航を価値あるものにすることを信じている。いまの空港のリムジン・サービスと同じ値段で利益のとれる運航が可能となろう。

第31図では同じ機体が定期輸送に使われているの

Shaft drive=軸駆動, From commercial operating results maintenance burden included=民間用に運航した結果から得られた値, Anticipated maintenance costs for hot cycle=ホットサイクルで期待される整備費

第29図 航空機の全整備費用の変遷

第30図

第31図

が見られ、15 から 20 マイル、あるいはそれより多い距離ではヘリバスは、都市軌道交通と比べて、高価な用地権利もなくしかもホット・サイクル駆動より低い運航費で済むことからよりよい交通となり得る。ヘリバスはまた航路が自由に変更出来、たとえば週末にはレクリエーションのための地区に、さらに夜には市内に旅客輸送が出来る。地上交通と組み合わせられてそのようなヘリコプタは大部分の都市交通問題を解決することが出来る。

回転翼/翼

ホット・サイクルの最も最適な応用例は第32図の全く新しい回転翼/翼の組み合わせという概念である。右側の図は回転翼/翼が先端ジェット駆動によりちょうどホット・サイクル研究機のように廻り、ヘリコプタとしての離陸を可能にする。飛行速度が 150 mph でターボジェットの排気は弁により回転翼から前方ジェット推力を与えるように変えられる。翼はデ

第32図 最良の VTOL 機

ルタ翼と同様な空力特性を与える位置で左側に図示されたように止められる。中央の翼部分は完全に回転翼ハブを流線形化し、回転翼を停止している間は回転翼の翼翅を支持するために必要な構造を与える。通常の十分長い回転翼翼翅では 150 mph でそれを止めるためには十分強く極端に重いものでなければならない。われわれはここに高い浮遊効率を持ったヘリコプタと 500 mph のデルタ翼機とを組み合わせ、しかもホット・サイクルの気体駆動によりこの飛行機を機械的に単純でしかも軽量にすることが出来た。

これはほんとの剛体回転翼で、支持に対しては遠心力に関係せずフラッピングもしない。多くのいわゆる剛体回転翼では実際には曲げによるフラッピングがある。本構造の主な利点の 1 つは深い曲げ断面と大きいトルク・ボックス部分が備えられるので軽量でありながら必要な剛性が得られることである。回転翼/翼はまたハブをきれいにし固定翼として必要な揚力面を与える。

回転翼/翼の概念の可能性は海軍の研究所 (Office of Naval Research) で支持されたプログラムで証明され、われわれは圧縮空気の供給された先端ジェットで駆動される 7 ft 直径の回転翼で試験した。この回転翼の浮遊効率は小型の普通の回転翼と比較され、大きい中央部分と変形された翼翅とで僅かな揚力損失が生ずることが示された。平面形の差に加えてこの回転翼翼翅は丸い後縁を持った前後が対称の翼型である。これら 2 つの効果の組み合わせが動力で約 20 % 消費されることが判った。その試験結果が第 33 図に示されていて、第 34 図の左側にはその試験の配置が示されている。同じ回転翼がダビッド・テラー・モデル・ベイスン (David Taylor Model Basin) の風洞で第 34 図の右側に見られるように大きい風洞用模型に組み込まれて試験されたが固定翼とヘリコプタの両飛行モードで非常に良い空力効率を示した。さらに 150 mph で回転翼を固定翼にする変換も比較的簡単に実現された。

この回転翼を停止する変換の問題は厳しい困難が予想されていたが、この機体は何らの安定装置とか自動

第 34 図 回転翼/翼 研究用模型

プログラム装置とかいった補助装置なしに変換中を通じて、普通のヘリコプタ制御応答で飛行出来ることが判った。回転がおそくなり止まりかけると、予想困難な翼の風圧中心移動がある。風洞試験ではこの風圧中心の移動は、機体の慣性モーメントが大きいので縦揺れには無視し得るほどの効果しか与えないし、また横揺れ効果は操縦者の頭の位置で約 $1/6g$ を生ずる。ただしこれは数秒間で生ずるので何ら問題はない。

圧縮性による抵抗増加がダビッド・テラー・モデル・ベイスンの超音速風洞 (第 35 図) で試験され、その結果が第 36 図に示されている。

全体としての性能は例えば近接支援 VTOL 戦闘機あるいは第 38 図に示されているような戦場内輸送機といった多くの軍用に対する可能性を提供する。他の

第 35 図

第 36 図 飛行マッハ数に基づく抵抗増加

Evolution=進歩, subsonic jet airplanes=亜音速ジェット機, rotor/wing=回転翼/翼, transport pure helicopter=輸送用純ヘリコプタ, compound helicopter=複合ヘリコプタ

第 37 図 ヘリコプタの揚低比の進歩

第 38 図

第 39 図

重要な適用例は ASW(対潜攻撃)と監視であるが、この性能が民間用輸送機にとって必要な輸送率したがって経済性のすばらしい増加を約束する。第 39 図は 100 から 600 マイルの距離の都市の理想的な中心間輸送をなす 100 人乗り 500 mph のヘリプレンの想像図である。第 40 図の輸送率の図表はこのヘリプレンと固定翼機および VTOL 輸送機とを速度の函数として比較している。この資料は全てのエンジンを使う XV-5 と XC-142 を除いては全て FAA の 1 エンジン故障の離陸要求を基礎にして点がとられている。ホット・サイクルの回転翼/翼機は固定翼機と VTOL 機の両仲間の中間にあって、その輸送率。したがってその運航費はエレクトラに等しい。

200 マイルの距離に基礎を置いた輸送率を注目して、第 41 図では回転翼機の進歩を示している。性能

Commercial transport helicopters=民間輸送ヘリコプタ, Commercial transport airplanes=民間用輸送機, Hot cycle rotor/wing commercial transport=ホット・サイクル回転翼/翼民間輸送機, Fan in wing jet lift fan=ジェット揚力揚力ファン, Tilt wing=傾翼機, Stowed rotor=収納回転翼, Commercial VTOL aircraft=民間用 VTOL 機, NASA comm'l transport studies =NASA 民間用 VTOL 輸送研究機

離陸は海面上 100°F (38°C) で、XC-142 A と XV-5 A を除いては民間機としての形態と運航規則にしたがうものとする。

第 40 図 輸送性

Optimum transport commercially equipped 2 J97 engines=2 個の J97 エンジンに民間用に備えた最良輸送機, Advanced shaft drive=新軸駆動

第 41 図 輸送機の輸送率の傾向

第 42 図 輸送機の直接運航費の傾向

の改良がまずホット・サイクル駆動という重量軽減で得られ、次いで回転翼/翼の速度増加で非常に目ざましく達成される。輸送率に対するこの効果のゆえにこれらヒューズの新技术は著しい価格の低減を約束するとともに、他の会社でもまた新しい開発を続けており、ヘリコプタを経済的に実用化するために安く製作

する努力が払われている。

第42図の結論としての図表は過去、現在そして将来を予想した回転翼輸送機の直接運航費を示している。これから判るように、これらの新技術開発でつぎの数年間にヘリコプタは経済的に固定翼機と競争し得るものとなることが約束されている。経済的に固定翼機に対抗出来ることからつぎの10年間におけるヘリコプタの使用量はその垂直上昇性の利点も加えて大変

な増加を来たすであろう。

参考文献

- 1) PERKINS and HAGE, Airplane performance, Stability and Control, JohnWiley & Sons, Inc., New York
- 2) HARNED and NAY, The Hot Cycle System-Development Status, XV-9A Flight Test Results and Technical Potential American Helicopter Society, Inc., Twenty-First Annual National Forum, May 12-14, 1965

表紙写真説明

Mロケットで人工衛星を実現する場合の姿勢制御システムとしてL4Sロケットで飛しょう試験を行なっている装置の総合試験装置である。実機状態に組み上げた姿勢制御装置を向う側に取り付け、手前の部分で支持点に常に重心があるように使用燃料に対する補正も行なって平衡させている。すなわちロール軸、ピッチ軸まわりについて重心の移動による不平衡トルクを減少させている。各軸の摩擦は最大で制御トルクの1/5程度であり、自由度はロール： $\pm 360^\circ$ 、ピッチ： $\pm 30^\circ$ 、ヨー： $\pm 180^\circ$ である。写真では半径方向の制御エンジンと、円周接線方向のロール制御エンジン(2個)が作動している。軸が水平の位置で姿勢基準用 gyroscope の設定を行ない、電源を内部動作にした後に、適当な初期位置から制御を開始する。各軸の変位角を磁気格子を用いたピック・アップで読み取り、ペン・レコーダ上に画かせて制御特性の確認をする。

(東京大学宇宙航空研究所 東口 実)