V/STOL 機の解析と推奨する技術的手段*

W. H. STATLER**

航空の歴史を通じて人間は常に、ほとんどまたは全く前進速度なしに垂直に離着陸を行なう望みを抱いてきた。この望みは多分自然の飛行家である鳥の多くがこの能力を備えているという事実による。鳥がその能力を有し人間もまたこれを望むのは VTOL (垂直離着陸) が疑もなく有用でかつ実際的であるからである。

近年、われわれは V/STOL (垂直または短距離着陸) 飛行に対する努力のなみなみならぬ強化を見てきた。多くの異なった概念に基づく多くの新機軸の飛行機が現われ試験された。その多くは失敗し、幾つかは成功したが、実際に生産に入るか実用機に用いられたものは全くない。重要なことは、これまで成された努力にもかかわらず、真に成功裡に今日活躍している V/STOL 機はヘリコプタだということである。

われわれは回転翼機の性能が固定翼機のそれと比肩し得るものとなり、しかもなおすばらしい垂直離陸、着陸および空中浮遊能力を備えている点にまで実際に到達したのである。したがってほとんどすべての V/STOL 機設計の研究に当たって、回転翼機を候補に押すことが真剣に考えられねばならない。したがってまたわれわれが V/STOL 機の近い将来を考えると、われわれの思考はつぎの2つの路に分けられねばならない。

1. 進んだ回転翼の概念
2. 他の直接揚力 V/STOL の概念

上の立場を述べる別の方法がある。それは設計者がヘリコプタから出発し、それを固定翼機と比較し得る巡航速度に持ってゆくか、または基本的には飛行機の設計から出発して、それに揚力エンジンやその他の垂直推進の特別な方法を付加して垂直離着陸性を与えるかである。

この論文では両方からの到達を考えることにする。使用速度範囲の重なり合っている様子は第1図に示される。非常に高性能の飛行機、例えば超音速戦闘機のようなものを除いては、ある種の進んだ回転翼機が合理的な競争者たり得る。

第1図 VTOL 性能比較

高速ヘリコプタ

ヘリコプタはその全く独自の特徴のゆえに航空界においてそれ自身永久地位を確立し、かつその最適の仕事は他の如何なる概念に基づく機種によっても置き換えられそうにない。最近の研究は至るところでヘリコプタの速度能力の増加に向けられてきた。私は速度が第2図のように多くの重要な報酬を約束するので、へ

高速で改良される事項……

直接運航費
生存可能性
応答時間
定時到着性

第2図 高速化の利点

リコプタ利用の拡大を計る最良の方法はその速度能力の伸展にあることを信ずる。より高速の前進飛行はそれ自体他の型の飛行機同様に民間用と軍用輸送機にとってより安い直接運航費に変わる。

直協機では高速ほど生き残る率も高くなるようである。対ゲリラ戦用飛行機では、ASW (対潜攻撃) 機同様、高速機ほど応答時間も目標までの時間も少なくなることを意味し、役目遂行上の改良をきたすものである。ASW パトロール機や他の役割の機体では、主たる飛行距離と滞空時間は乗員の滞空時間で定まってしまう生理的な限界で、高速は目的地までの経過時間を減少し、したがって目的地における滞空時間は多くなる。

いろいろな試みの設計により高速ヘリコプタの完成

* 1966 年度日本航空学会年会 (4月8日) で講演。昭和41年6月3日原稿受理

** Deputy Director of Engineering, Lockheed-California Company. 要訳 東京大学宇宙航空研究所 東昭

を目指しているが、そのすべてがヘリコプタにとってさらに複雑さとそれに伴う重量の増加をもたらすようである。幾つかの実現されそうな例が第3図に示されているが、その多くはそれらが運航計画に実用される以前に技術的な可能性を達成し、十分な信頼度を確立するため多量のなお一層の研究が必要である。

第3図 VTOL 速度スペクトル

ところで安定性や操縦性あるいは振動の水準を犠牲にして速度を上げるのでは有用な速度を与えたことにはならない。実際ヘリコプタの応用し得る広いスペクトルを通じて、すべての潜在的な成果がそれ自身の面でそれぞれ有効で応用可能であるが、重要なことはわれわれが性能要求を注意深く確認し、決して無茶な計画で実際の必要性を越えてまで複雑さを生ずることのないようにすることである。

純ヘリコプタの単純性を保持したままで幾つか進んだ概念のものが考えられ、速度において15%の性能改良を得る。このことは最も重要な現用ヘリコプタの多くに適用した場合優れた効果を発揮する。コンパウンド・ヘリコプタは、われわれが翼を付け加えることで高速時に揚力を出し、また前方推力エンジンを取り付けることで高速時の推力を生ずるので、回転翼の荷重をなくしその無負荷になった回転翼が低回転にされるかされないかに応じて、40%から70%の速度向上の可能性を提供する。

前進飛行時に回転翼を完全に停止することでももちろん最大前進飛行速度を制限している要素のすべてが消され、実用性と普通の飛行機抵抗の範囲内で望まれるような高速の前進飛行速度が可能になる。しかし前進飛行速度の増加と重量、価格および複雑さの増大といったものとの間の取り引きが、特定の使用目的に対して注意深く検討されねばならない。考えるべき重要な点は、われわれが目前に飛行可能速度についての新しい広いスペクトルを持っていることで、ヘリコプタの比較的低い前進飛行速度の限界はなくなるであろう。

背景

剛性回転翼 (rigid rotor) の高速性のこの議論の段階で、私はまず今日までの背景の総括を述べてみたい。多くの飛行と風洞試験計画が遂行され、剛性回転ヘリコプタの技術的な実現可能性と高速を実現する際の剛性回転翼の適用性ととの決定が追求されてきた。

ロッキードの初期の飛行研究計画はロッキード CL-475 (第4図) で約半年前に始められた。この計画は

第4図 CL-475 研究ヘリコプタ

剛性回転翼の技術的な実現可能性と設計概念の開発に向けられた。われわれは羽根の数、斜板に対する羽根の取り付けおよび羽根装置の最良空弾性特性を達成する方法といった幾つかの要因をしらべた。

XH-51 A (第5図) は合衆国陸軍、海軍およびロ

第5図 XH-51 A 研究ヘリコプタ
(3枚羽根回転翼)

キードの合同計画であった。それはわれわれが振動、羽根の荷重、機体性能およびその他の多くの要因を探索することの出来る非常にうまい飛行実験機を与えてくれた。コンパウンド・ヘリコプタ分野に対するわれわれの飛行実験の実施は2つの面で進められた。第1は初めの3枚羽根の XH-51 の代わりに4枚羽根の回転翼の飛行実験であった。われわれの抱くコンパウンド・ヘリコプタの仕様はこれより重い重量で、したが

ってより大きい円板荷重の機体を考えているので、これは重要な予備的段階であると思われる。このことはまた高いソリディティ (solidity) の回転翼を必要とした。第2は4枚羽根の回転翼が前進飛行のための短翼 (stub wing) と、ジェット・エンジンのある機体に取り付けられ、コンパウンド・ヘリコプタに剛性回転翼を適用した場合の技術的な実現可能性について決定的な飛行試験による評価を与えることであった。第6

第6図 4枚羽根剛性回転翼 XH 51 A

図は XH-51 型および目下連邦航空局 (FAA) の証明を取りつつある民間用ロッキード 286 型機に用いられている既に開発された4枚羽根剛性回転翼を示している。XH-51 型純ヘリコプタの飛行実施計画は実際に作動しているヘリコプタの技術的要素のすべてを調査するために企てられた (第7図)。

XH-51 型純ヘリコプタで示された飛行範囲は第8図に示されている。この飛行実験を集約して、剛性回

操 縦 特 性
性 能
照 準 精 度
射 撃
地上近接飛行

第7図 XH-51 飛行実験計画

第8図 XH-51 飛行実験 V-n 包絡線

転翼は技術的に実現可能であり、剛性回転翼を採用したヘリコプタは優秀な飛行特性を示すといつてよい。

主回転翼が全揚力と全推力を作り出すような純ヘリコプタでは、いずれも回転翼の抵抗または振動が十分高くなって機体の前進速度を制限するような点がある。われわれがそれよりさらに高い速度を得ようとする、例えば翼のような揚力面と追加された前方推進装置とを備えることが必要で、これにより主回転翼は抵抗と振動を減少するためにピッチを零にすることができる。ロッキードの XH-51 A の“コンパウンド”型は第9図に示されている。

第9図 飛行中の XH-51 コンパウンド

コンパウンド・ヘリコプタに剛性回転翼の適用を考えた場合、われわれは XH-51 に関する飛行実験からヘリコプタおよび飛行機の両飛行状態に対する2系統操縦の必要性をなくすことが第1の要素であることを発見した。操縦が主として推力を傾けることで得られる普通のすなわち関節式回転翼装置では、操縦可能範囲は回転翼が無負荷にされると減少する。通常昇降舵や補助翼を含む飛行機式の補助翼操縦装置が前進飛行時に要求される。剛性回転翼はその操縦を主として回転翼頭部で直接伝達されるモーメントを通じて得るという回転翼型式である。この操縦型式は回転翼が荷重下にあると無負荷であろうと同じであるので、前進飛行中飛行機式の補助の操縦は何ら必要がない。

高進行率での飛行では過渡的な羽根の荷重や振動が主として問題となり、しばしば過酷な使用状態下での剛性回転系に生ずる羽根の荷重と応力とがどんなものかという質問を受ける。剛性回転翼の概念は初めはフラップ方向の如何なる過渡的な荷重をも自ら解放するために開発されたもので、高い荷重すなわち高い応力を異常に受けることはない。XH-51 コンパウンド計画の成果は第10図に示されている。

最近のコンパウンド飛行実験でわれわれは XH-51 コンパウンド機の飛行範囲をさらに拡張した (第11図)。飛行実験計画は剛性回転翼のコンパウンド・ヘ

コンパウンド研究機飛行状況

最大速度 - 238 kts

230 kg ≤ 回転翼荷重 ≤ 2,000 kg

すべての飛行速度および回転翼荷重において
回転翼を通じて全飛行機制御性

全飛行速度においてオートロテーションに入れられる可能性

第10図 コンパウンド機飛行状況

第11図 コンパウンド XH-51 飛行実験 V-G 包絡線

リコプタへの応用に対して十分その適用性を示し、われわれは非常に元気づけられている。

進んだ回転翼の概念

つぎに私はわれわれのもっと進んだ剛性回転翼の概念のあるものについてお話ししたいと思います。これらのものの中最も興味のある一つは、いわゆる同一剛性回転翼と呼ばれるものである。その理念は割合簡単である。羽根の面内方向における構造剛性とフラップ方向におけるそれとを一致させることで、羽根装置の合成されたフラップ方向および面内方向の変形に基づく羽根のフェザリング軸まわりのいかなるモーメントもなくせるようになっていく (第12図)。

同一剛性回転翼の概念は多くの魅力ある特徴を示すので、進んだ純ヘリコプタ特に非常に高い揚力を出すヘリコプタやコンパウンド・ヘリコプタに応用した場合に興味を持たれる。まず第1に面内とフラッピング方向の変形がいっしょにされると最早フェザリング軸のまわりに変形によるモーメントが生じなくなるので、羽根のフェザリングの慣性、したがって安定化ジャイロの慣性が著しく減少され得る。このことはヘリコプタに良い応答性を与えるために低い操縦力でよいことになる。小型ヘリコプタ例えば XH-51 程度の機体で

同一剛性回転翼

概念

$k_e = k_\beta$ により

$$M_\theta = \text{const} (k_e - k_\beta) \beta \epsilon = 0$$

利点

振動の減少

フェザリング慣性/制御ジャイロ慣性の減少

操縦力の減少

ハブと羽根の重量の著しい軽減

可撓ハブ設計への応用

低価格/複雑でないこと

低いハブ抵抗

第12図 同一剛性の概念

は良い操縦特性が油圧装置なしでも与えられる。つぎに回転翼の羽根は面内方向にも柔かいので、羽根の重量とハブの重量の両方が著しく減らせる。可撓ハブの典型的な同一剛性回転翼系の一例が第13図に示されている。

現在のところ同一剛性の羽根を持った剛性回転翼の重量評価は普通の剛性回転翼のその 3/4 である。この羽根はフラッピングと面内との両方向に柔かいので、振り軸に関してもまた柔かく、したがって可撓ハブ設計にうまく合致している。これはフェザリング軸受の値段と複雑さを軽減している。

最後にハブの抵抗減少による高速化の実現で著しい改良がなされた。この結果装置からヒンジがなくなり外部の制御ジャイロがなくなり、またフェザリング軸受もなくなった。

同一剛性回転翼の風洞試験結果の幾つかが第14図に示されている。この計画には遷音速風洞に入れた 1/3 縮尺の動的に相似な風洞模型が用いられた。風洞試験の結果を外挿して、適当に釣合をとった回転翼では 300 kt の飛行が可能であることを示している。

第13図 同一剛性回転翼

速 度		風洞試験	予 測
負 荷	速 度	165 kt	200 kt
	μ	.46	.56
無負荷	速 度	230 kt	300 kt
	μ	.91	1.19

★面内荷重は普通の実機の場合の 1/3 から 1/10

★空中/地上の (コルマン) 共振が容易に避けられる

第 14 図 同一剛性回転翼風洞試験結果

同一可撓羽根ハブの剛性回転翼という概念は将来の純ヘリコプタおよびコンパウンド・ヘリコプタへの応用に当たって素晴らしい利点を提供することは明らかであって、われわれは実長寸度での飛行研究のために 10.7 m の直径の同一剛性回転翼の回転試験を遂行中である (第 15 図)。

第 15 図 回転塔における同一剛性回転翼

コンパウンドの場合、揚力を与える翼が付加された前進推力を与える前方推力エンジンがあるために、主回転翼が本質的に無負荷でも回転している回転翼はなお飛行機を速度を制限する。これはある飛行速度で回転翼の先端の進行速度が音速に達してしまうからで、つぎの段階としては回転翼を止めることである。

停止回転翼は剛性回転翼が特にうまく適用される高速化への別の例である。考えられる 2 種の停止回転翼機が第 16 図に示されている。まず初めは主翼一回転翼という概念のもので、荷重は回転翼の停止のために小さい高揚力の翼に移される。いったん回転翼が停止すると、翼のフラップが引き込まれて揚力負担が回転翼の羽根に戻される。約 120 kt で回転翼が止められてから、機体は 250 kt の近辺の最高速度で飛行出来る。この種の停止回転翼機の最大前進飛行速度の可能性は同一剛性羽根のコンパウンド・ヘリコプタで期待されるものと同様である。この型式の欠点はヘリコ

第 16 図 停止回転翼概念

プタとして飛行状態の制御の他に固定翼機としての制御が必要なことである。

第 2 の型の停止回転翼機は第 16 図の右側に示されている。この場合には、羽根は約 120 kt で同様に無負荷にされ揚力は翼に移される。回転翼がいったん停止すると、羽根はそれから折り畳まれて縦に引きずられ、出来れば胴体内に収納され飛行は普通の固定翼機の状態で遂行される。この場合回転翼の羽根は機体の最大飛行速度に対して何らの空力弾性的限界を与えないで、単に普通の飛行機同様推力と抵抗曲線の一致点でのみ制限される。

1,800 kg 程度の小型機では高温相当高度の浮游 (ホバ) 状態に要求される動力で最大速度は約 245 kt が達成される。9,000 kg の機体だと同じように必要な動力で 300 kt を、また 27,000 kg 程度の機体では浮游で定まる動力で最大速度は 400 kt を越える。

風洞試験では最大 160 kt で 10 m/s の相似突風下における停止と始動に成功した。停止と始動中の振動は $\pm 0.10 G$ 内に改まった (第 17 図)。回転翼は停

- ★ 160 kts の速度まで、10 m/s の突風下での回転の停止と始動に成功
- ★ 振動 $\leq \pm 0.10 G$
- ★ 操縦性
 - 10 m/s 突風で 1/3 の補助翼操舵
 - 零突風下で操縦不要

第 17 図 停止回転翼風洞試験結果

止と始動中無負荷なので、零突風状態ではパイロットの操縦要求は何もない。われわれは目下 10.7 m 直径の停止折り畳み回転翼に関する実長寸度の回転と風洞試験とを行なっている。(第 18 図)。

まとめるとあらゆる型的高速回転翼機に対する応用において、剛性回転翼は非常に望ましい固有の特徴を持っていることが示されたといえよう。(第 19 図)。

実尺度模型による研究
10.7 m 直径回転翼

回転塔における停止回転翼

部分的な羽根の折り畳み

完全な羽根の折り畳み

第 18 図 回転塔上の停止回転翼

純ヘリコプタ	★非定常羽根荷重の減少
コンパウンド ヘリコプタ	★振動の減少
	★突風感応度の減少
コンパウンド ヘリコプタ	★余分の操縦系統の消去
停止回転翼	★剛性回転翼の適用性

第 19 図 高速飛行における剛性回転翼の利点

私がここに述べてきたようなまたはその他の速度の進歩とともに、ヘリコプタはこの状態にとどまらず全く新しいスペクトルに向かって進歩し、回転翼機は多くの目的に対して固定翼機と競合し始めているのである。

直接揚力 V/STOL

われわれの成し得る 2 つの手段の中、通常固定翼機の領域であるところに侵入する回転翼機のことにつきこれまで多く述べてきたが、ここでは他の手段のもののすなわちスペクトルの他の端のものについて考えよう。

非常に高性能機例えば超音速戦闘機では、目下のところ停止および収納回転翼理念はあまり实际的ではない。高性能戦闘機は非常にまとまっているので、回転翼装置を収納する場所を見付けることが容易でない。したがって VTOL 戦闘機への接近は一般に小型で高効率の揚力エンジンと、ときには垂直飛行に当たって推力偏向をはかる前進用推力エンジンとの組み合わせを用いる方向にある。

この可能性は、推力対重量の比が 20:1 以上の直接揚力エンジンの実現可能性や推力偏向の原理が実証されているので十分期待出来る。ターボジェット揚力、ターボファン揚力およびターボファン推力エンジンの推力対重量比の傾向が第 20 図に示されている。

VTOL 飛行で一番問題になるのは操縦と安定のための装置である。操縦性基準の確立と制御に対し修正されたエンジン推力の使用の実現性を評価するために

第 20 図 ターボジェット揚力、ターボファン揚力および現在のターボファン・エンジンの推力対重量の比

第 21 図 ホバ中の VTOL シミュレータ

ロッキードは VTOL 試験体を製作した (第 21 図)。この機体は 6 個の G.E. J-85 エンジンを垂直揚力のために用い、いろいろな横方向位置にそれらが配置出来るように作られた。試験は今日まで推力変化が実際に縦揺れや横揺れの制御に用いられることが出来ることを示したが、自信を持って VTOL 操縦性基準を確立するにはなお多くの試験が必要である。この試験体は F-104 とほぼ同じ質量と慣性を持っている。

第 22 図は過去 10 年から 55 年にかけての軍用飛行機の達成した新分野における進歩

型 式	重量増加
STOL	15%
超音速	16%
STOL と超音速	21%
VTOL と超音速	32%
STOL と M=1.2 の突進	41%

第 22 図 装備空虚重量

の多くが VTOL と関連した重量と費用の増加と匹敵するものを含んでいることを示している。これらの重量増加は特定の亜音速艦載戦闘機に対してなされた詳細な研究の結果得られたものであるが VTOL の値段は進歩した性能を有する他の型のものに対して払われる費用と比較し得るものである。

短距離輸送

さて V/STOL 領域の研究で最も興味あるものの一つは、明白に回転翼の場合と直接揚力の場合とのちょうど中間の“灰色”の部分の調査である。典型的な一例が短距離輸送で、これは 800 km ほど離れた主要都市の都心間のための飛行バスと呼ばれる商用輸送である。

各種の垂直揚力機構を持った多くの形状の機体が短距離輸送のために考えられたが、そのような飛行機が VTOL と浮游の可能性を持ち、単なる STOL 可能性ではないものとするつぎのように考えられる。

1. 揚力ファンと進行ファン
2. 傾倒翼 (tilt wing) とプロペラ
3. 傾倒回転翼

総重量 80,100 lb 揚力ファン直径 91.5 in
進行ファン直径 85.8 in エンジン 15,000 lb
翼面積 667 ft² AR 4

第 23 図 揚力ファン—進行ファン VTOL

総重量 73,000 lb プロペラ直径 24 ft エンジン 5,690 shp
翼面積 1,077 ft² AR 7

第 24 図 4 プロペラ傾倒翼

総重量 60,900 lb 回転翼直径 50 ft エンジン 3,240 shp ea
翼面積 692 ft² AR 6

第 25 図 傾倒回転翼 VTOL

総重量 67,350 lb 回転翼直径 92.5 ft エンジン 3,350 shp 翼面積 561 ft² R 8

第 26 図 停止回転翼（プロペラ）VTOL

4. 停止と収納回転翼

60 人乗りの飛行機を考えてみよう。第 23 図には揚力ファンと進行ファンの概念のものが、第 24 図には傾倒翼と傾倒プロペラのものが、第 25 図には傾倒回転翼のものが、そして第 26 図には停止、折り畳みおよび収納回転翼のものがそれぞれ示されている。

今日までの研究によれば、このような短距離機は経済的に魅力のあることがわかった。直接運航費の計算に用いられた仮定は第 27 図に示されている。

安全性、吹き下ろし速度、経済的な浮游特性および騒音を考えたとき、われわれはこのような機体としては直接揚力ファンまたはプロペラよりはむしろ回転翼を使用すべきであ

飛行機の大きさ.....	60 席	予備品率.....機体.....	1.10
生産量.....	300 A/C	エンジン.....	1.65
区間距離.....	500哩	プロペラまたは回転翼.....	1.5
年間使用度.....	2,000時間	伝達機構.....	1.5
オーバーホール間の時間間隔.....	2,000時間	乗務員費.....	1960 ATA X 1.22
償却期間.....機体.....	10年	補修費除外	
推進機.....	7年	燃料費.....	11セント/ガロン
電装品.....	5年	油 費.....	\$ 6.00/ガロン
工 費.....	\$ 3.50/h	燃料密度.....	6.7 lb/ガロン
		油密度.....	8.1 lb/ガロン

第 27 図 直接運航費仮定

VTOL 短距離輸送機 (60 席)

種 類	D.O.C. セント/ 席× マイル	総重量	巡航速度 kts
揚力/進行ファン	2.50	80,100	496
傾倒翼	1.65	73,000	449
傾倒回転翼	1.41	60,900	418
停止回転翼	1.49	65,400	377

第 28 図 直接運行費総額

るとの結論に達した。この飛行機は人口稠密の都心の内外で、しかも悪天候にもかかわらず規則正しく運航されねばならない。騒音のことを考えると低円板荷重の回転翼のみが考えられてくる。したがってわれわれは短距離輸送機としては停止と収納の回転翼の概念が望ましいものと思う。