

# ヘリコプタの諸問題

—設計者の立場から—

## 山本峰雄

### ヘリコプタの發達とその問題

イタリアの天才レオナルド・ダ・ヴィンチの夢の一つであつたヘリコプタが近代的な航空機として眞の意味で實現したのは、1937年にドイツで作られたフォッケ・アハゲリス Fw 61 型双回轉翼式ヘリコプタが成功したときであつた。筆者がドイツに行つた1938年にこのヘリコプタはベルリンの競技場スポーツパラストの内部を自由に飛んで新しい航空の分野が拓けたことを印象づけたのであつた。これを契機としてヘリコプタは世の注目をあびるようになったが、大戰の始まつた年の1939年には米國のイゴール・シヨルスキーのヘリコプタが成功した。南露ドニエプル河畔の實驗以來29年間の研究が、ニュー・イングランドの海岸で實を結んだ譯であつた。大戰中ドイツはフレットナー EI-282 型軍用双回轉翼式ヘリコプタを作り、米國ではシヨルスキーのヘリコプタを軍用として小規模乍ら使用したし、又ベル飛行機會社はジェット機と共にヘリコプタの研究を進め、1944年にはその單回轉翼式ヘリコプタがフォッケ・ウルフ Fw 61 型と同じように競技場の中を飛べるまでに進歩した。この當時から既に多くの人は將來のヘリコプタの發展を見込み、戰後の航空界に於けるヘリコプタの重要性を信ずるようになったのである。1944年には既にカナダのバス會社の有力者達がバス路線と連絡するヘリコプタによる航空輸送を出願し、軍需大臣ホウ卿から時期尚早として却下されたことがあつたが、このような機運は戰後ヘリコプタの大きな發展をもたらした。

然し今日のヘリコプタはなお多くの解決すべき問題を殘していることは後に述べる通りである。性能の問題、搭載量及び容積の問題、安定の問題、振動の問題、操縦性の問題、回轉翼機構の問題などヘリコプタの當面している問題は多種多様である。

わが國で講和條約批准後は航空もようやく6年半振りに解放されるが、わが國の地理的條件とヘリコプタの特性とから考へて、わが國に適した航空機として各方面で注目されるようになってゐる。然しヘリコプタの特性を理解し、現在の發達の程度を見きわめなければヘリコプ

タの活用は困難であり、且つある方面には失望を與える結果となるであらう。わが國では現在餘りにもヘリコプタに多くを期待する向もあるかと思へば、一方に於て時期尚早論もあるという状態であるが、前者に對してはヘリコプタは現在發達の途上にあることを考へることを要請したいし、後者に對しては我々も近き將來に於ては列國と共にその發達に力を注ぐべきであつて、常に人の完成するのを待つという日本特有の心理を捨てるべきであるといふ所である。

世界の航空界が前世紀の終り迄に氣球や飛行船の研究に捧げた努力は非常に大きかつたが、今世紀の前半に固定翼飛行機の發達に捧げた犠牲と努力と費用はそれの恐らく何百倍以上の大きなものであつたろうし、又前世紀とちがつて研究、發展のために我々の使用し得た科學的な便宜というものも比較にならない程大きなものであつた。これによつて始めて今日の高性能の飛行機が出現したのである。これに比すればヘリコプタに捧げた努力や犠牲というものはごく僅かであつて殆ど比較にならない程である。つい最近まではヘリコプタは各國の國家的研究機關の研究對象ではなく、あらゆる發明がさうであつたように市井の發明家や科學者の研究の對象であり、それによつて發展したのである。

それであるから、ヘリコプタの實驗結果も僅かであり、その理論も充分な發展をしていないし、性能計算方法すら確立してはいない、難い現状である。ヘリコプタ特有の研究設備もヘリコプタが最も發達している米國に於てさえ漸く今年になつてデイトンのライト航空研究中心 (Wright Air Development Center) に將來の大型ヘリコプタの回轉翼の研究を行うための直徑 27.4m の試験塔が出来たという状態である。

### ヘリコプタの特性と用途

ヘリコプタが他の航空機と異なる大きな特長はこゝに今更述べる迄もないであらうが、話の順序として一應まとめてみると次のようなものであらうと考えられる。

1. 先ずヘリコプタは地面に平行な運動を全然行ふことなく、垂直に上昇、下降が出来るとは他の型式の航空



機の真似が出来ない点である。オートジャイロはプロペラで前進してその際起る相対風を利用して回転翼を回転させるので普通の場合最小 20km/h 乃至 30km/h の速度を必要とし、その速度になるまで滑走しなければ離陸出来なかつた。離陸は非常に急角度で“殆ど”垂直であつた。特に後になつて發明された“跳躍離昇”により離陸距離は非常に短くなつた。然し動力で直接回転翼を回転するヘリコプタは静止している位置から直接垂直上昇を始めるとも出来るし、又垂直に下降して着陸するように設計出来るので、狭い所から離着陸出来る。朝鮮で最近米軍の兵士が、共産軍が中腹を守つている高地の頂上に大型ヘリコプタで着陸してその高地を占領した例などはこの特性をよく物語つている。

2. 次にヘリコプタは、その停止飛行上昇限度以下の高度では全然空中に停止することが出来る重要な特性を持つている。これも他の現在迄實用された重航空機では不可能なことであつて、獨りヘリコプタだけがこのような藝當が出来るのである。この特性はヘリコプタの用途が他の航空機の能力の及ばない方面にのびて來た一つの大きな理由である。

3. ヘリコプタの第3の特性は上述の停止飛行の(Hovering)の外に前進、後退及び横方向飛行が可能である点である。又ヘリコプタは速度0からその最大速度までの間のいかなる速度でも水平方向に飛行出来るから、失速速度以下では飛行出来ない固定翼飛行機に對する大きな利點を持つている。

4. 固定翼飛行機では失速という危険な状態が存在し常にその状態に入らないよう注意して飛行しなければならないのに對し、ヘリコプタの回転翼はこのような危険で且つ制御し得ないような失速状態には陥らない。勿論大抵のヘリコプタでは後述するように回転翼の部分的失速が最大速度を制約するという現象が起るが、これは決して重大な危険に陥つてしまうようなものではない。

5. 最近のヘリコプタの發達がオートジャイロに負う所は非常に大きく、殆どオートジャイロの發達がなかつたならばヘリコプタの實用化が遙かに後れたであろうと思われる程である。例えば回転翼の翼機構に於ても、その空力學に於ても、又回転翼の構造に於てもこの點はよく理解出来るであろう。ヘリコプタがこの中でも最もオートジャイロのお蔭を蒙つているのは、ヘリコプタの發動機が停止した場合に回転翼の翼のピッチを變えてオートジャイロとして下降すればよいという發見である。それ迄はヘリコプタの設計者は發動機が停止した場合に對する對策がなかつたのである。そして發動機が停止した固定翼飛行機に滑空という手があるという事實に相匹敵するこの方法の發見がヘリコプタの安全感をいかに増大したかは容易に想像し得るであろう。

以上はヘリコプタが固定翼飛行機と異りその動力を直接揚力面に加えるなどの根本的な利點を除き、その性能的特徴をあげたものである。

ヘリコプタの用途は以上の特徴を生かす方面に當然向

けられているし、將來も益々この方向に用途が擴大されるであろうことは、いふ迄もないところである。

ヘリコプタの用途の現在の實状は主として軍用であり、米國は殆ど獨占的にこの方面への開拓者としての役割を果している。朝鮮の戦争以來、特にヘリコプタの價値は一般に認識され、關心は非常に高まつて來た。

軍用ヘリコプタの用途は空中からの戦闘指揮及び連絡砲兵の彈着観測、前線への機材及び部隊の輸送、山嶽の占領、戰場からの傷兵救出、等の陸戦用の外海軍や海兵隊用としては敵前上陸、艦船間の連絡、潜水艦警戒及び攻撃など多くの用途が既に開拓されている。米國では陸軍でも既に本年始めにヘリコプタ中隊3隊の設立を開始したが、これは所謂襲撃輸送機として前線の飛行場の得られない所にヘリコプタで兵員を輸送する部隊であつて、將來は師團まで發展させる豫定であるといわれている。この方法によると落下傘部隊で飛行場又は飛行場に使用出来る平地を占領して、大型輸送機で兵員を下ろしたり兵員輸送用グライダーで兵員をおろすというようなことが出来ない場合などには便利である。

上述のようにヘリコプタは前線用軍隊輸送機として獨特の用途を拓こうとしているし、傷兵救出にも既に確立された意義を持つようになつてゐるし、又連絡用としては通信連絡機に代らうとしている。

民間用としては既に小規模な旅客輸送、郵便輸送、タクシーとして使用されている。英國では過去4年間英國歐洲航空株式會社(British European Airways)が試験的にウエストランド・ショルスキーS-51型3臺とベル47B型2臺とで英國内の旅客輸送を行つて來たが、この旅客輸送は利益が上らないために中止された。その原因はヘリコプタの旅客搭載量が少いので、若し搭載量が大きい大型機を使用すれば充分引合ひという結論が出されている。英國ではこの實驗的旅客運輸と併行して1948年8月から民間航空省が各省協同ヘリコプタ委員會なるものを作り、ヘリコプタ製造會社、使用者、民間、空軍からの證人の意見を聞いた。この委員會の構成は民間航空補給省、中央郵便廳、英國歐洲航空會社及び英國貨切航空協會の代表者で構成されているが、この委員會の結論としては、現在のヘリコプタの發達程度に於てはヘリコプタは距離80kmから500km程度の航空路に最も適し、且つ經濟的に成立つために運航回數を出来るだけ多くし、都市中心から都市中心迄の輸送を行うべきものであること、更にヘリコプタに於ける旅客へのサービスは幹線に使用する固定翼飛行機と同様なサービスをしてはならないこと、若し充實したサービスを行うならばヘリコプタの發展は妨害されるであろうということ等をあげている。

同委員會はこの外に現在の技術の發達状態で最も適當と思われる旅客輸送用ヘリコプタの仕様を提出している。これによると旅客20人を乗せ、アルヴィス・レオナイツ550馬力發動機4臺をつけた全備重量約10,000kgのヘリコプタが推奨されている。尙この委員會は航空監

理の問題や着陸場の設計などについて研究し、ヘリコプタは距離500km迄の航空路に於ける輸送機として理想的であると述べている。

英國に於けるこのような研究實驗と並んで米國では政府が注進してヘリコプタに依る實驗的旅客輸送を1952年會計年度から行うこととし、8乃至10人乗りのヘリコプタを用いてオール・アメリカン航空會社の路線で實驗的旅客飛行を行う豫定にしている。

郵便飛行は既によく知られているようにロスアンゼルス市ではその衛星都市との間に郵便飛行を實施しているが、ベルギーのSABENA航空會社も昨年9月から定期郵便飛行を行つて好成绩をあげている。

ヘリコプタのタクシーは最近ロスアンゼルス市で開始された。

ヘリコプタの民間航空用及び政府用としての用途は極めて廣く、こゝに一々述べる餘裕もないが、海上救難用、風水害地救難及び偵察並びに寫眞撮影、傷病者輸送等の急救用、森林火災警備及び防火用、送電線巡視、森林の害虫驅除、農業の害虫驅除と種子播布、家畜の監視及び搜索、魚群探見、交通整理、探險、探礦など既に多くの國で経験済みの用途をあげただけでも、いかに用途が廣いか判るであろう。朝鮮で米軍の兵士がある高い建物の屋根の穴を修理して、孔を自らふさいでしまつて下りられなくなつたのをヘリコプタで下ろしたというような話は、ヘリコプタが我々の未だ考え及ばない用途を持つてゐる一つのよい例である。

### 空氣力學的問題

ヘリコプタが以上のような特性を持ちそれを利用した用途に實用化出来るようになったのは次の如き空氣力學的研究が行われたからである。

ヘリコプタの性能は飛行機の場合と同じようにその圓板面荷重(Disc Loading)と馬力荷重に依つて支配される。圓板面荷重は飛行機の場合の翼面荷重と似たもので總重量を回転翼の回転面積で割つた數である。馬力荷重は飛行機の場合と同じく總重量を發動機の馬力で割つたものである。或いはもつと一般的にいへば總重量の代りに回転翼の發生する推力をとる。停止飛行の場合には推力は總重量に等しい。

ヘリコプタが停止飛行を行つてゐるときは馬力荷重の逆數が圓板面荷重を空氣密度で割つたものの平方根に比例するという關係がある。即ち圓板面荷重が増加すると單位の推力當りの馬力が上昇する。現在のヘリコプタの圓板面荷重は最大28.8kg/m<sup>2</sup>から最小6.94kg/m<sup>2</sup>の廣い範囲にあるが、重運機では最小9.28kg/m<sup>2</sup>から最大21kg/m<sup>2</sup>の間にあり、且つ9.7kg/m<sup>2</sup>から14.6kg/m<sup>2</sup>の範囲に入るものが壓倒的に多い。馬力荷重は最小3.4kg/IPから最大6.67kg/IPの間にあり、多くは5kg/IPの前後の値をもつてゐる。

普通の飛行機の翼面荷重に比して圓板面荷重が非常に小さいのは翼の回転面積をとつた當然の結果である。

一般にプロペラや回転翼の場合のように實際の翼面積と圓板面荷重との比を剛率(Solidity)というのであるが、空氣力學的に有效な翼の面積をとることは一般の資料からはむづかしいので幾何學的剛率をとると(この二つは大した差はない)0.05乃至0.07という値が普通であるから、實際の翼の面積をとればヘリコプタの翼面荷重は普通の飛行機の翼面荷重より遙かに大きい。

この實際の翼面荷重又は圓板面荷重が大きければ滑空の場合(オートジャイロとして)の滑空角は深くなり又馬力荷重は小さくなる。即ち大きな馬力を必要とする。又圓板面荷重を大きくすると回転翼の寸法は小さくすむが、翼のピッチを大きくして飛行しなければならぬので、發動機故障の際翼の失速を起し易く迅速な操縦を要する。

更にヘリコプタが前進飛行を行うためには一般的に云つて機體を前傾する必要があるがこの前傾角はヘリコプタの空氣抵抗が小さい程小さくすむ。これはヘリコプタの揚抗比、或いは抗力と全備重量との比で定まる。即ちヘリコプタの場合にも僅かの回転翼軸の前傾角で速度を出したければ空氣抵抗を小さくする必要があるのである。ヘリコプタは從來この點では固定翼飛行機と比べものにならなかつたが、最近では胴體やその他の部分を流線形にして空氣抵抗の減少に氣をつける様になつた。そしてこの點から見ると双回転翼式ヘリコプタ等が飛んで行く理由が判るであろう。

以上の諸點は當然のこと乍ら固定翼飛行機の場合と一脈相通するものがある。

ヘリコプタの翼に用いられる翼断面はいふ迄もなく、その回転のために費消される馬力を小さくするために普通使用される迎角あるいは揚力係數の範囲で断面抗力係數の小さなものでなければならぬ。又最小の馬力で必要な推力(揚力)を得るために大きな揚力係數を持つものでなければならぬ。又これと同時にヘリコプタの翼では縦揺モーメントを平衡させるもの(飛行機の場合の水平尾翼のように)がないから縦揺モーメントが零であるような断面でなければならぬ。縦揺モーメントが零になるような翼断面を用いることはヘリコプタのように翼幅が大きく翼弦長の小さい翼では強度と剛性上特に必要である。従つて多くの設計者は縦揺モーメント零のNACAの對稱翼断面即ち例えばNACA 0.015というような翼断面を用い、又ある設計者は揚抗比が大きく、縦揺モーメントが小さい230系統を用いてゐた。しかしこの“二重〇”翼断面と俗稱される對稱翼断面は揚抗比が比較的小さく、上に述べた第一と第二の條件を満足しない。モーメントの觀點から後縁上反り翼を用いた人々もあるがこれも“二重〇”翼断面と同じ缺點を持つてゐる。NACAのラングレー研究所では1943年からヘリコプタ用に適しその表面の廣い部分の流れが例の層流境界層になるような翼断面を探究した。

この結果NACA 230系統を變形した形のものや或いは特殊抗力の小さい翼断面が作られた。この新しいヘリ



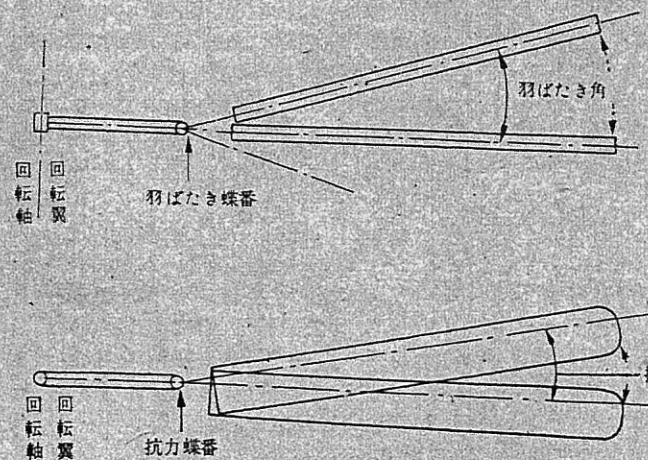
コプタ用の NACA H 系統翼断面の代表的な形は第1圖に示したように後縁に鋭い上反りを持つ特殊なものである。この翼翼面は縦揺モーメントが零に近く、しかも揚抗比は従来の普通の翼断面の2倍の値を持ち、ヘリコプタ用として最適のものである。

### ヘリコプタの性能

前に述べたようにヘリコプタの性能計算は充分正確なものが確立されていない。その原因はヘリコプタの翼上の揚力分布を正確に計算することは非常に面倒で第一近似的なものになるのは止むを得ないし、多くのヘリコプタはオートジャイロのように翼の付根に羽ばたき蝶番 (Flapping Hinge) を持つていて、飛行中に揚力がませば翼端を上げる方向にこの蝶番のまわりに回転するようになっているし、又同じように抗力蝶番 (Drag Hinge) を持つていて抗力が大きくなれば付根から後方に折曲がるようになっている (第2圖参照)。又場合によると羽ばたき蝶番を翼の軸に對して翼面内で傾けてある。この羽ばたき蝶番を傾ける方法は振動特性を改良するためである。(後述) これらの複雑な機構はヘリコプタの性能計算を複雑にする。たださへ複雑な回転翼の性能計算に加うるにこのような要素が入つて来るので計算は勢い近似計算となるのであるが、例えば羽ばたき運動の影響は相當大きく性能計算の結果に影響してくる。最近に於てはヘリコプタの飛行試験に依つて資料が集り圖式計算も可能となつたが、しかも未だ正確な理論的な計算は困難な状態である。(後述)

以上のことを考慮に入れてヘリコプタの性能の大體のことを述べることにする。

停止飛行及び上昇飛行—ヘリコプタの回転翼の性能計算はプロペラの場合と殆ど同じである。停止飛行の場合には翼の誘導速度 (翼が揚力を生ずるためには空気を下に押やる事が必要であるが、そのために翼の位置で生ずる下向きの空気の速度) の計算は細心の注意を要する。一般に翼の剛率即ち翼の全體の面積と圓板面積との



第2圖 羽ばたき蝶番と抗力蝶番

比をあげると、いゝかえれば同じ回転翼の直径に對して全體として翼の面積を大きくすると停止飛行を行い得る最大の高度即ち停止飛行上昇限度 (Hovering Ceiling) は急激に上昇する。殊に先細翼を使用すると剛率の影響は大きく、剛率を上げると停止飛行上昇限度は、一定の翼弦を持つた翼の場合に比して上り方が大きい。そして剛率が大きいと翼の回転数が少なくて済むので翼端が音速に近くなつて空気の壓縮性のために揚力が低下するという現象も少なくて済むことになり都合がよい。

普通ヘリコプタの停止飛行に要する馬力は、前進飛行に要する最小馬力の1.5倍から2倍の馬力を要する。

停止飛行上昇限度は飛行機の場合と同様に全備重量と気温とを以て高度に依つて影響される。全備重量の影響が大きいことはヘリコプタが直接その重量を回転翼の揚力で支えることから考えて當然であるが、気温は空気の密度と發動機の出力に影響し、気温が高くなれば停止飛行上昇限度は低下する。高度の影響も同じである。高度



第1圖 ヘリコプタ用の翼断面形NACA 6-H-15

の影響はこの場合勿論その飛行場から測つた上昇限度への影響という意味である。

ヘリコプタは前進飛行を行うことが出来るので、前進飛行を行い乍ら上昇する場合には翼に當る風速が全體として大きくなるので上昇率 (単位時間の高度の増加) も垂直上昇の場合の上昇率より大きい。そして前進飛行を行い乍ら上昇するときには飛行機と同じように最大上昇率を興える速度がある。この速度は普通のヘリコプタでは大體 65km/h から 100km/h の間位にある。この場合の最大上昇率は普通毎分 250m 乃至 430m 位の間にある。これに對して垂直上昇の最大上昇率は毎分 65m から 200m にすぎない。即ち最大上昇率は同じ全備重量と馬力を持つ飛行機より寧ろ勝れている。少くとも劣つてはいない。

そして最大上昇率を興える速度はヘリコプタの方が飛行機の場合より低いのが普通である。これに對して垂直上昇率の最大値は飛行機の最大上昇率より幾分低い。然し勿論ヘリコプタに於ても發動機の出力に餘裕があれば垂直上昇率をあげることが出来る譯である。

上昇限度も同じであつて最良上昇率の速度で上昇した場合の最大上昇限度は停止飛行上昇限度の2倍乃至3倍にも達する。例えばシヨルスキー-S-55型機では停止飛行上昇限度は1,890mであるが、實用上昇限度 (後述) は4,725mである。

以上のことからヘリコプタはその停止飛行上昇限度と實用上昇限度 (前進飛行を伴

う最良上昇率の上昇飛行を行つて上昇率が毎分30mになる高度) との間では、飛行機の場合と同じように水平飛行を行うために必要な最小の前進飛行速度があることが判るであろう。

次にヘリコプタの上昇に對して忘れることの出来ない點は地面効果 (Ground effect 又は Ground cushion) である。飛行機の翼も地面近くに翼が動く場合には地面効果があつて揚力は増加し抵抗が減るが、この場合地面効果は翼弦長に匹敵する高さ以下でないとした大きさにならないが、ヘリコプタの場合には地面効果は回転翼の直径に匹敵する高さ以下であれば大きな効果があるから、普通のヘリコプタでは高度3m位に上つても相當大きな地面効果を受ける。フォッケ・アハグリス Fw01型より以前のヘリコプタが1m内外の高さにしか上れなかつたのは、この地面効果のある範囲だけを利用して上がつていた事を示すものである。ヘリコプタがこの地面効果から解放されて自由に飛べるようになる迄に少く共30年以上の間歇的努力が重ねられたのであつた。

ヘリコプタの飛行に要する馬力はシヨルスキー-航空機會社の R. B. ライトフォートに依れば、誘導馬力、断面馬力、有害抵抗馬力、上昇馬力及び馬力損失に區分出来る。第一の誘導馬力は前述の翼の吹降しに依る空気の運動エネルギーに費される馬力で、從つて地面効果を受ける部分である。いゝかえれば翼で打ちおろされた空気が地面にぶつかつたその反動で起る影響が加わるのはこの部分である。或いは回転翼と地面との間で空気が壓縮されてその力が回転翼に影響するといつてもよい。断面馬力というのは翼の表面の摩擦抵抗に消費される馬力であり、有害抵抗馬力はヘリコプタが前進飛行を行う場合に翼以外の所謂有害抵抗に打勝つための馬力である。又上昇馬力は上昇のために費される馬力であり、馬力損失は、發動機冷却ファン、尾部回転翼などに使われる馬力及び回転翼間の干渉に消費される馬力並びに傳導装置の損出馬力等を合計したものである。停止飛行の際にはヘリコプタの馬力の約70%は第一の誘導馬力に消費されるが、この誘導馬力に及ぼす地面効果は回転翼の直径を  $d$  とし回転翼の地面からの高さを  $z$  とするとこの馬力は  $\sqrt{\frac{z}{d}}$  との割合に小さくなるというのがライトフォートが理論と實驗の結果から得た結論である。この値をライトフォートは地面効果係数と呼んでいるが、勿論これは  $z=d$  から上では1と置くべき性質のものである。さて今地上にヘリコプタが置いてあつて回転翼の高さが地上から4mの位置にあり、回転翼の直径が16mであるとすれば誘導馬力は  $\sqrt{\frac{4}{16}} = \sqrt{\frac{1}{4}} = 0.5$  ということになり全體の馬力は26%減ることになる。又このヘリコプタが高度4mの所で停止飛行をしているとすれば、 $\sqrt{\frac{8}{16}} = \sqrt{\frac{1}{2}} = 0.79$  となり、全體の馬力の14.7%の馬力が減る。この地面効果は例えばヘリコプタが高地から出發

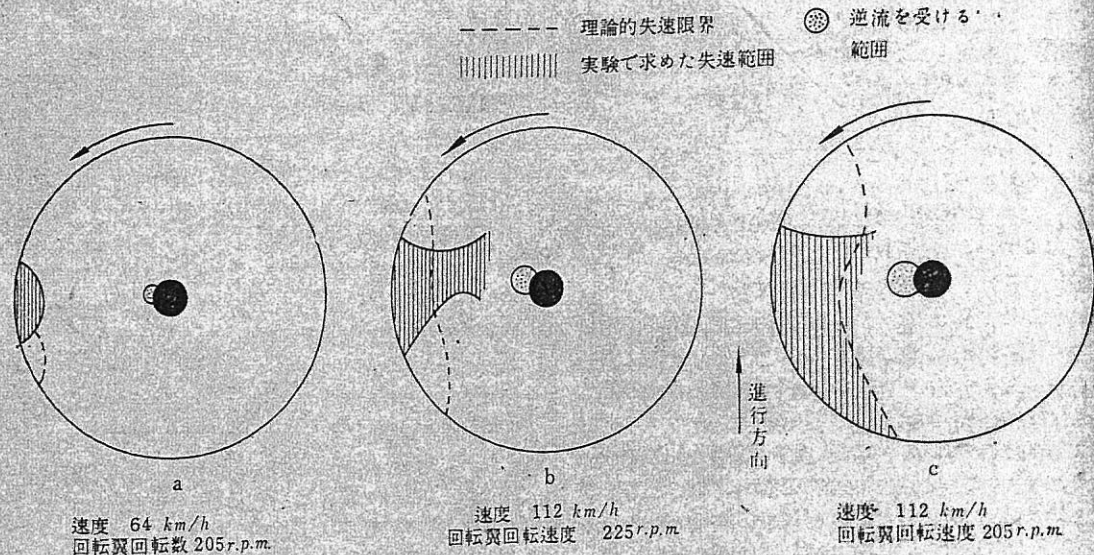
して飛行する場合に役立つ。どれだけの高所で地面から離れられるかという事はヘリコプタの場合にはその特性上必要である。その影響は例えばシヨルスキー-S-55型で地面効果がある場合停止飛行上昇限度が854mも異なるのを見てもいかにその影響が大きいかが判るであろう。

前進飛行性能—ヘリコプタが前進飛行を行うときは昔から回転翼飛行機の宿命的問題であつた揚力の不平衡が起る。即ち回転翼は回転しながら前進するので回転翼の中の一つの翼が風上に向つて進んで行く場合には速度が前進速度と回転による翼の各點の速度とを合成した速度となり揚力は増加する。反對に翼が風下の方向に向つて回つて行くときは翼の各部に當る風速は回転に依り翼の各部に當る風速から前進速度に依る風速を差引いたものとなつて風速は低下すから揚力は落ちる。若し回転翼の翼が2枚であつて回転軸に一定のピッチで固定されているとすれば回転翼の一回轉毎に機體は左右に揺れることとなる。3翼の回転翼では2翼の場合程ひどくないにしてもやはり同じである。多くの發明家がこの問題を解決するために苦心を重ねたが、オートジャイロの發明者であるファン・デル・グーペは前述の羽ばたき蝶番を設けて揚力が増したときに翼がこの蝶番を中心として上方に回転して揚力の増加を逃げるという方法を發明した。現在多くのヘリコプタがこの方式を採用して揚力の不平衡を逃げるようとしている。尚ヘリコプタではこの外に所謂周期的ピッチ制御装置 (Cyclic pitch control) なるものを使用している。この装置は斜板カムを使つたものが多くのであるが、これはヘリコプタの進行方向に向つて前進する翼の迎角を減し、後退する翼の迎角を増すようにして揚力を平衡させるものである。この方法は最も積極的な揚力平衡装置であつて、多くの場合羽ばたき蝶番を使用するだけでは、オートジャイロの場合と異り、不充分であるから、この方式を採用している。然しこの方法では後退する翼は迎角が大きくて風速が小さいため、失速し易くなるという缺點がある。又回転翼の回転数が相當早い、又飛行速度が大きいと前進翼の翼端は音速に近づく衝撃波が発生して馬力損失が大きくなる。

後退する翼の失速と前進する翼に於ける衝撃波の発生はヘリコプタの最大速度を制限する大きな因子である。後退する翼の失速は速度が増加してくると先ず翼端から始まり、速度が増加すると失速に入る領域は段々擴がつて行く。第3圖はNACAで行われたあるヘリコプタについての飛行試験結果を計算と比較したものである。實驗は回転翼の軸の上にカメラを取付け、翼上面につけた毛糸の運動を撮影してその寫真から翼が回転している時にどの位置から翼のどの部分が失速に入るかを測定したものである。縦線を入れた部分が實驗の結果決定された失速の範囲で破線は理論的計算の結果である。此の圖から速度が増したり回転数が増したりすると失速の範囲が大きくなることが判る。

このような翼の失速と衝撃波の発生はヘリコプタの最大速度を制限するので、現在のヘリコプタの速度は飛行





第3圖 前進飛行に於ける回轉翼の失速範囲

機に比して著しく小さいのである。多くのヘリコプタの前進最大速度が120km/hから200km/hの範囲であり、ヘリコプタの速度記録も208.49km/hに過ぎない。(前號郡捷氏記事参照)

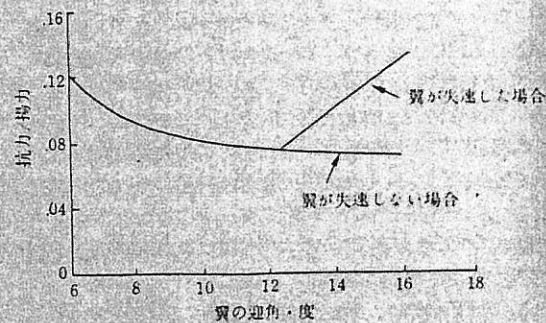
然し以上の回轉翼の失速と衝撃波の發生はこの外に揚力の低下とヘリコプタ全体の効率の低下を起す。第4圖は翼の失速に依る回轉翼効率の變化を示したもので、失速が起ると回轉翼の抗力/揚力の比が低下することの一例を示すものである。翼の失速はこの外に振動を起し、操縦を困難にするので極力避けるようにしなければならない。翼の失速を遅らせる方法として振れを翼に與えて翼端の迎角を小さくする方法がとられているが、この方法を用いると失速範囲が内方に擴がる事を防げる。尙第3圖で回轉軸附近にある小さな圓はこの部分に於て氣流は翼の前縁から當らないで後縁から當り従つて揚力は負となる範囲を示したものである。即ち前進速度による風速の方が回轉によつて起る風速より大きくなるのである。

### 回轉翼の構造

發達途上にある現在のヘリコプタは、回轉翼の機構も種々なものがあつて一定の方法がある譯ではない。従つてここに述べるのは最も普通のものを述べるに過ぎない。



第5圖 フェアリ・ジャイロダイノ型ヘリコプタ (イギリス)



第4圖 翼の失速による効率低下

い。又これらの機構は全て秘密にされているから詳しいことは判つていないが現状である。

回轉翼の翼を回轉軸に取付ける方法は前に述べた羽ばたき蝶番や抗力蝶番に依つてハブに取付けるものと、例えばベルのヘリコプタのように蝶番なしでハブにしっかりと取付けられていてこのハブが回轉軸に対して自在接手で取付けられている方式とが代表的なものであろう。前者に於ては翼の運動範囲を制限するストップが必要であるし場合によつては後者の運動を制限する。後者に於ては回轉翼が全體として回轉軸に対して自由な位置をとれるので具合が悪いからベルの場合のように各々の翼の

下に翼と直角に、先端に重錘をつけた安定杆を取付けたりする。回轉翼が回轉すると安定杆も同時に回轉し、重錘の遠心力で回轉翼の回轉面は略々回轉軸に直角な面内に回轉することとなるのである。

次に翼のピッチの變更は前述の周期的ピッチ變更装置の外に總合ピッチ制御装置(Collective Pitch Control)を持つていなければならない。これは回轉翼を構成する各翼のピッチを同時に同じ角度だけ變更

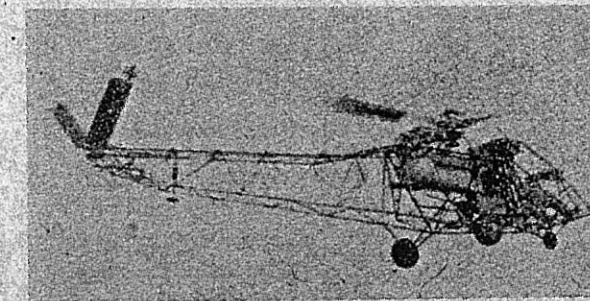
するもので、例えば垂直上昇を行う場合には總合ピッチ制御装置で翼のピッチを増加すると同時に發動機出力を増加して揚力を増して上昇する。下降したい際は反対にピッチを小さくする。

ヘリコプタが前進している時は相對風が胴體に當るから、機首をあげたり下げたりするのに昇降舵を用いてもよい譯であるが、ヘリコプタはいつも前進飛行を行つてゐるには限らない。例えば單軸の回轉翼では停止飛行から前進飛行に移る時は回轉翼の軸を傾けなければならないが(普通は最大10°

位である)この時には昇降舵では役に立たないので周期的ピッチ變更装置に依り各々の翼が尾部上を通過する時にピッチが大きくなるようにすれば機首は前方に傾けられるから回轉翼の推力の方向も前方に傾き、その前向の成分で前進飛行が出来る。これは横方向に飛行する場合にも同じである。又あるヘリコプタでは回轉翼の軸を前方に傾けるようになってゐる。

尤も車型回轉翼配置のヘリコプタでは前後の回轉翼のピッチの變更に依り機首を上げたり下げたりすることが出来る。又双回轉翼配置(左右に二つの回轉翼をつけたもの)ではそのピッチ變更で機體を左右に傾けることが出来る。

單回轉翼式で尾部回轉翼を持つものは尾部回轉翼のピッチ變更で機體の向きをかえることが出来る。その他尾



第7圖 フォック教授の1940年の特許である双尾部回轉翼を持つたSE-3101型ヘリコプタ

翼に45°方向の蝶番を持つた舵をつけてこれに主回轉翼による吹降しを利用して方向を變換する方法等もある。

### トルク反動の處理

回轉翼が一つである場合これを發動機で回せば回轉翼を回すために發生する發動機のトルクと等しい大きさで且つ方向の反對なトルクが發動機の曲軸室から機體に傳わり、機體は回轉翼の回轉方向と反對方向に回される。このトルク反動を消すための種々な方法は前號の郡捷氏の解説に述べられているが、ここではこれらの



第6圖 ブルエル式尾部プロペラを持つた佛國のノール1700型ヘリコプタ

各形式のヘリコプタの得失を考えてみよう。

### (I) 單回轉翼式 (Single Rotor Type)

回轉翼を一つ用い、トルク反動は尾部の水平軸に取付けたプロペラ式の回轉翼で打消す型式が多い。この尾部回轉翼はピッチを變更して飛行状態に應ずるトルクの變化に應じてその推力をかえる。この型式は最も多く、米國ではベル、ジーベル、ドーマン、ヒラー、カーマン、シヨルスキー等、英國ではチャールズ、プリストル、カナダではビッケン・ヘリコプタ、佛國ではSE、ソ連ではミルのヘリコプタがこの方式を採用している。又英國のフェアリ・ジャイロダイノ型ヘリコプタ第5圖では尾部回轉翼をやめて、胴體の左右に短翼を出して、その右翼端に2翼牽引式プロペラをつけてトルク反動を打消すと共にその推力を前進飛行をたすけるのに使用するように工夫され

ている。この方式であるとヘリコプタがオートジャイロとしても使えるし、又發動機が急に停止しても主回轉翼のピッチ變更をあつて行く必要がない。それはこの方式であると主回轉翼は常にオートジャイロとしてのピッチで回轉しているからである。又滑空に際しては短翼の揚力が滑空角を淺くするし、前進飛行の際にはプロペラ推力が作用するから速度が出る。このヘリコプタは1948年6月28日に現在の速度記録と10km/hも違わない198.8km/hの記録を作つてゐる。

この單回轉翼式ヘリコプタは回轉翼が一つであるから回轉翼を2つ以上つけたものに比し重量も軽くなり、又機構も比較的簡單であるが、重心位置の變化に對して鋭敏であるという缺點があるようである。従つて胴體後部に荷物を搭載することが中々難かしい。兵員輸送用以外の軍用、救難用又は郵便物輸送用などに適しているものと考えられる。

尙、特殊の裝置を持つたものとしては、ブルエル式尾部プロペラを持つた佛國のノール1700型ヘリコプタがある。これは尾部に回轉軸を胴體軸方向に持つたプロペラ





第8圖 双軸交叉回轉翼式ヘリコプタ(下)カーマン・ダグシップ、上はその前身であるK-225型

をつけ、そのすぐ後方に縦及び横の可動尾翼を置いて、プロペラ後流を利用してトルク反動を打消すと共に縦方向及び横方向の操縦を行うという特殊の形式である。尾部プロペラの周囲には環状覆いを設けてプロペラの効率を上げると共に地上で人がプロペラに触れないよう保護している。(第6圖)その試験飛行結果は良好であつたといわれる。佛國のSE. 3101型の如く尾部の左右に45°上方向に軸を持った二つのプロペラを用いてトルク反動打消を行うと同時に縦方向と横方向の操縦を行うものも現われている。(第7圖)この方式はドイツのフォッケの特許であるが試験結果は良好であつて、この方式を使用して更に大型のSE. 3110型ヘリコプタが作られている。

(II) 双回轉翼式 (Twin Rotor Type)

フォッケ・アハゲリス Fw61 型の如く胴體の左右に大きな張出しをつけてこれに二つの回轉翼を支えてトルク反動を相殺している形式で、戦時中ドイツに占領された佛國や、ドイツの技術が入つたソ連で同じようなものが作られ、米國でも一時この形式のものが作られた。現在では餘り用いられていないが、米國のマクダネル・ホワラーウェー、フランスのSE. 3000型、ソ連のオメガ

及び同じくオメガⅡ型などがこれに属する。この型式は張出しの重量と空氣抵抗が大きく速度が出ない點が缺點である。

(III) 双軸交叉回轉翼式 (Intermeshing Laterally Disposed Rotor Type)

双回轉翼式の張出部の空氣抵抗と重量が増大をさけるために胴體上に二つの回轉軸を取付け、その翼が衝突しないために二つの軸を外側に傾けて交叉させている。(第8圖)双回轉翼式の場合の如く二つの回轉翼のピッチをかえることにより、機體を左右に傾けることが容易であるから操縦性のよいものが出る。しかし發動機から回轉翼を駆動する機構は狭い所に入れなければならないので機械的の困難がある。米國のカーマン、佛國のN. C. 2001型等がこの式を採用している。

(IV) 同軸逆轉式 (Contra-Rotating Co-axial Rotor Type)

歴史的には佛國のローノア及びピアシヴェューが1784年に作つたのが一番古い。米國のホップボーター、ジャイロデザイン會社の各型式、ジェンソン・ブラントリー、ベンディックス、佛國のブレグー(G. 11E型)、イタリアの

BGH-2型、ソ連のN.I. カモフのヴェル・レット型などがこれに属する。この型式のものは単回轉翼式のものと同様重心の移動に對して鋭敏である外、上下の回轉翼が衝突することを避けるよう設計に注意しなければならない。翼の羽ばたき蝶番も使用出来ない場合が大部分であり、翼の飛行中の撓みが大きいと上下の翼が衝突する。回轉軸の機構上の困難がある。

(V) 串型回轉翼式 (Tandem Rotor Type)

回轉翼を胴體の前後に配置して逆さまにまわす方式である。米國のピアセッキの各型式、ベルXHSL-1型、ヘリコプタ・エンジンヤリノグ・リザーチ・コーポレーションのTOV-3型や最近出来たマク・カラックMC-4型、英國のプリストル173型がこれに属する。この型式は前後に回轉翼があるため上に述べた諸型式のものと比較すると重心位置の變化に敏感でないという大きな利點がある。單發の場合は胴體内を駆動軸が通り、これが胴體の内部の容積を少くするし、騒音も多いと思われる。又胴體には前後の回轉翼のトルク反動で曲げモーメントがかかるし、駆動軸による振りがかゝる。前後の回轉翼を別々の發動機で駆動すれば胴體の振れだけではなく、この型式のヘリコプタはその型式と以上の諸點から考えて胴體内の容積を廣くして荷物を胴體後部にも積むことが出来るので將來大型として發展し、又輸送用に適するものと思われる。前後のトリム調整も周期的ピッチ制御装置を必要とせず前後の回轉翼で別々の總合ピッチ變更を行えばよいので樂である。この型式のヘリコプタの缺點をあげると何れか一方の回轉翼の駆動軸に故障を生じた場合に直ちに兩方を駆動軸から切離す處置が必要であることである。

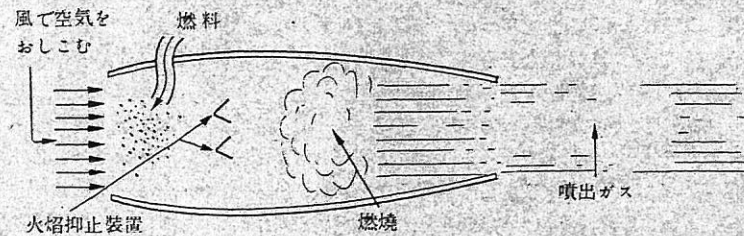
(VI) 噴流駆動回轉翼式 (Jet-Driven Rotor Type)

噴流駆動の回轉翼は機體に取付けた發動機で直接回轉翼をまわすことがないので、トルク反動は全然なく、又回轉翼を駆動する機構もいらないので機械的の駆動の場合に比し著しく簡單である。即ちクラッチ、フリーホイール及び齒車などは不用である。これらは何れも高級材料を用い、工作も最高の技術を必要とし、更に分解手入も頻りにやらなければならないが、噴流駆動の場合はこれらが殆ど全て省けるから経費が少なくてすむ利點がある。

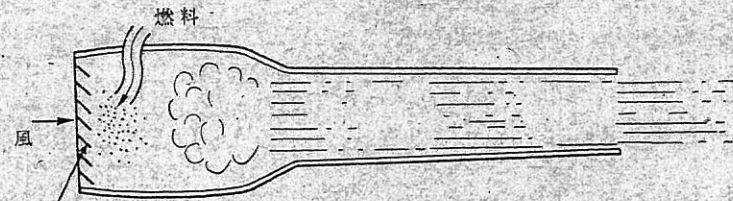
單回轉翼式の尾部回轉翼の駆動には普通發動機出力の約10%を必要とするし、尾部回轉翼は屢々地上近くで物や人に衝突して事故を起すが、これらの缺點も噴流駆動式では除かれる。

一方に於て噴流駆動回轉翼の多くはラムジェットや脈

ラムジェット (RAM JET)



脈動ジェット (PULSE JET)



(脈動ジェット) 風はフラップバルブを押開くが、燃焼が起ると筒内の壓力が上つてバルブは内壓で閉じられ、燃焼ガスは後方に吹出す。ガスの壓力が低下すると風壓でバルブが開き、空氣が入り燃料を噴射して點火する。これを繰返す。筒の中の空氣柱の振動數とバルブの振動數とが一定の関係があれば、自動的の燃焼を行う。

〔第9圖 ラム・ジェットと脈動ジェット〕

動ジェットを用いるので燃料消費量が多いが、重量が軽いという長所のために搭載量は大きい。

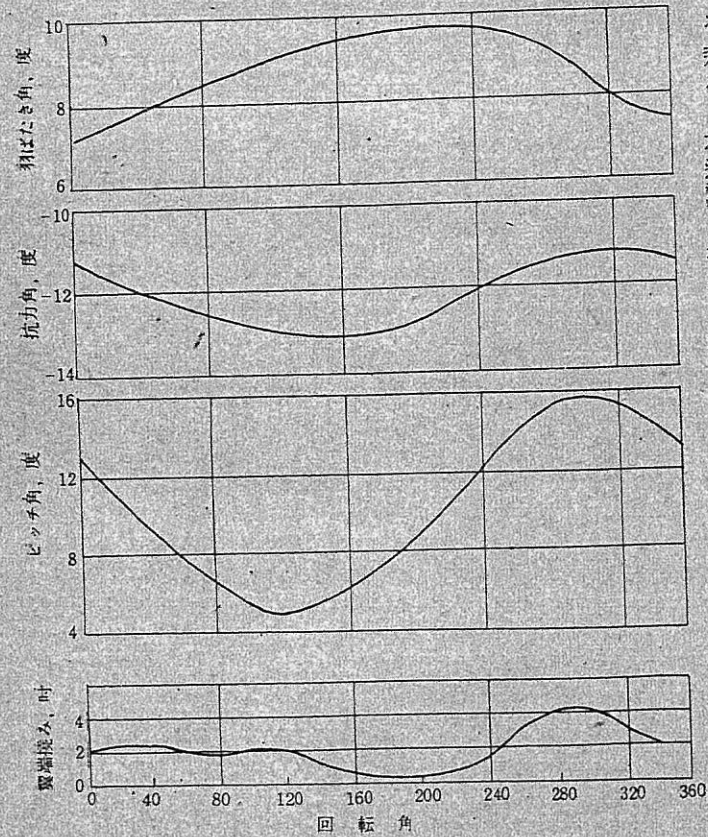
この型式に属するものはヒラー“ホーネット”、マクダネル“リトル・ヘンリー”がラム・ジェットを用い、マールカルト M-14型が脈動ジェットを用い、ハワード・フェュージ XH-17型はジェット・エンジンで空氣を壓縮して燃焼室で燃料をもやし之を翼の後縁にある4個の噴口から吹出す方法を使っている。以上は何れも米國であるが佛國のSNCASO (Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud Ouest, 南西部國航空機製造會社) の回轉翼機部では上に述べたジェット駆動回轉翼の缺點を持たない新しい方法として次の如き駆動方式を研究している。即ち往復運動式發動機又はガス・タービンで胴體内に据付けられた空氣壓縮機を駆動し、壓縮空氣を回轉翼翼端の燃焼室に導き一方燃料を低壓で回轉翼ハブに入れてそれから翼内の導管に導き、回轉による遠心力に依つて高壓を受けた燃料を燃焼室内の噴口から吹出させて氣化する。このようにして出来た、空氣と燃料との混合氣に點火栓で點火して燃焼したガスを翼後縁の噴口から噴出させて回轉翼を駆動する推力を得る。この方法の利點はラム・ジェットや脈動ジェットに比して燃料消費量が少く、空氣抵抗も非常に小さいという點である。又ラム・ジェットや脈動ジェットを翼端につけた回轉翼はその慣性率が大きくて、原動機故障の場合にオートジャイロとして回轉翼を自轉させるのに困難が



あるのに対し、空気ジェットやこの方法ではその困難は非常に少ない。

尚、佛國のS.O. 1100 アリエル、S.O. 1110 アリエルII型、及びS.O. 1120型なども普通の發動機又はタービンで駆動する空気壓縮機を用いる方式を採用しているといわれるがその詳細は不明である。

ラム・ジェットや脈動ジェットは共に排気ガスが高温であるために材料の耐久性が常に問題となる。ヒラー・ホーネットのラム・ジェットの如きも燃焼温度の最高は1,650°Cに達し、ジェット・エンジンの高熱部には不銹鋼を使っているが、その寿命は500時間に過ぎない。又元來ラム・ジェットは高速に於て効率が高いものであるから、翼端速度はマッハ数で0.8位に達することとなり、



第10圖 一回轉中の翼の角度と撓みの變化

壓縮性の影響が入つて回轉翼の効率は幾分低下する。脈動ジェットはラム・ジェットより風速が少なくてよいためこの點では幾分優つているが、脈動は高温にさらされ乍ら1秒間に300回というような高速の振動を行うために寿命は極めて短く、その材料は特殊の高級なものでなければならぬ。且つ大きな音を發する缺點がある。

(第9圖參照)

(VII) その他

回轉翼を3つ或いは4つ用いる式については前説の部氏の解説に出ているが、これらは重量も重く、操縦装置

も複雑になり、空氣抵抗も多いので將來は影をひそめるものと思われる。

ヘリコプタに於ける振動の問題

ヘリコプタに於ける振動は、現在の段階に於ては今尙大きな問題であり、將來も振動問題の解決がヘリコプタ發展の鍵となるであろう。前述したようにヘリコプタの回轉中の揚力の變化に依る機體の振動を避けるために羽ばたき蝶番や抗力蝶番などを設ける外に周期的ピッチ制御を行つているが、このような方法をとつた場合のある典型的なヘリコプタの回轉翼に於ける羽ばたき角、抗力角及びピッチ角の、回轉翼の一つの翼一回轉中の變化と更にこの際回轉翼の翼端撓みを示したものが第10圖

である。角度は風下の最後部から計つてある。この圖から判るやうに回轉翼の各翼は飛行中常に振動しながら回轉しているのである。

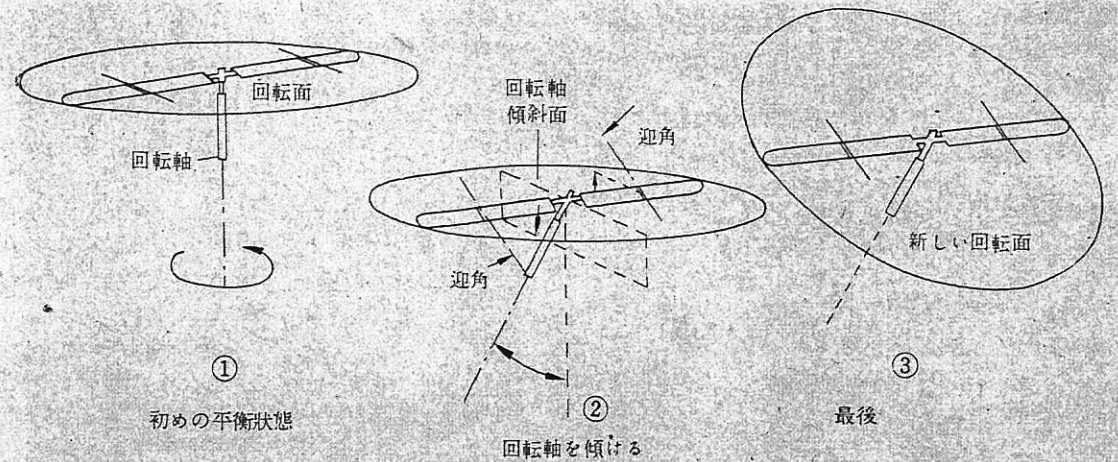
ヘリコプタの空中に於ける振動は上下、左右及び前後方向のものがある。羽ばたき運動に依る上下方向の振動が存在する外に翼の曲げ振動が上下振動を起すのである。

二翼回轉翼のヘリコプタは三翼回轉翼の場合より振動の多い事はプロペラの場合と同じである。又二翼回轉翼は低速飛行のときひどい振動を起し、三翼回轉翼では比較的高い速度でひどい振動が起す事がある。

これらの飛行中の振動は然し大部分空氣中にそのエネルギーを消散するものであるからまだ我慢の出来る程度であり、又前述の如く羽ばたき蝶番を回轉面内で翼軸に對して傾けることにより振動特性は大いに改良されるが、ヘリコプタが地上にあるとき又は地上を滑走するときは、空氣壓力の變化が地面から再び回轉翼に傳わり一種の自勵振動を誘起する。この振動は自勵振動と自勵回轉振動(回轉軸が曲がつて回轉しながら振動する)とに區別出来る。例えば程度の大きくない自勵回轉振動は回轉翼支持部の各固有振動数の $\frac{1}{2}$ ,  $\frac{1}{4}$ ,  $\frac{3}{4}$ 等の回轉翼速度で起り、回轉部の定常催振力による共鳴は各固有振動数の $\frac{1}{2}$ ,  $\frac{1}{4}$ ,  $\frac{3}{4}$ 等の位置にある。又自勵振動は回轉翼が發進でまわつてゐる時に起る。これらは勿論回轉翼の支持部に減衰装置をつけることに依つてある程度減ずることが出来るが、これに依る操縦反應の遅れは免れない。

翼に於ける振動による繰返し應力は翼構造の疲勞を起すが、これも亦ヘリコプタの信頼性を左右する問題であり、米國では電氣抵抗歪計を使用して翼の應力頻度の測定を行つている。ある種のヘリコプタでは回轉翼の壽命を規定している。

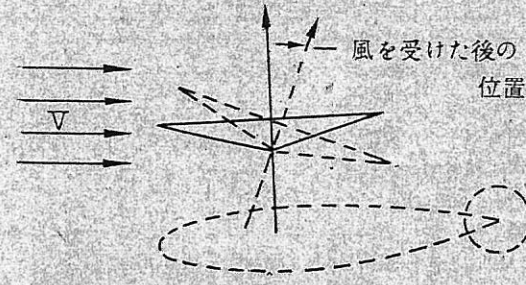
機體自身の振動の外にヘリコプタの操縦装置の振動は多くの型式で操縦系統の疲勞強度の問題と操縦者の肉體的疲勞の問題を起した。回轉中空氣力と慣性力の變化を



第11圖 回轉軸の傾斜から回轉面の傾斜が起つてくる順序

受けて振動する翼を操縦する當然の結果であるが、最近では中繼装置に依る操縦を行う者も現われ、又振動の減衰装置を入れた者もあつて、追々解決の方向に向つている。

ヘリコプタは元來固有な不安定性を持ち、飛行が非常に難しい。勿論現在に於てはヘリコプタの安定性は漸次改良され、又ヘリコプタ用の自動操縦(安定)装置も出來上つているが、未だにそれ自身満足すべき安定性を



第12圖 風による回轉翼の傾斜

安定と操縦

持つていない。

操縦の點から見ると、ヘリコプタの離昇、着陸は固定翼飛行機より容易である。固定翼飛行機の操縦と異なる點は着陸の前に翼ピッチと發動機出力を同時に増加して地表上で停止飛行を行わなければならない點である。その接地時の安全垂直速度は約毎秒3.3乃至4m程度である。

停止飛行から回轉翼軸を前傾して前進飛行に移る際には、回轉翼の回轉面は前傾された回轉軸に對して直角にならなければならない。普通の翼は回轉軸に對して自在接手で取付けられているが、又は羽ばたき蝶番等で取付けられているから、軸を前傾しても回轉翼の回轉面を軸に直角とするような機械的な力は作用しない。然し回轉軸の前傾により、進行しようとする方向から遠ざかる位置にある翼は前傾角だけ迎角を増加し、反對の位置にある翼は同じ角だけ迎角を減ずるから、前者は揚力を増加して上昇し、後者は揚力を減じて下降する。(第11圖)

かくしてその位置から約90°回轉した位置で前者は略最高の位置をとり、後者は最低の位置をとつて、回轉翼の回轉面も前傾して、その推力(揚力)の水平成分を發生して前進飛行が始まるのである。このような機構であるから操縦装置を動かしてから僅かの時間を経てから前進飛行が始まる譯である。かくして速度が増加すると羽ばたき蝶番を持つた回轉翼では風壓により回轉翼を後方に傾けられる作用を生ずる。これは丁度風で吹きかえされた傘のような作用と思えばよい。(第12圖)この作用に依つて回轉軸は後方に傾斜して速度は減ずる。この場合の速度に對する靜的操縦力曲線の傾斜は小さいから、不安定の程度は大したものではないが、何れにしても不安定であることには變りはない。これがために操縦者は前進飛行を続けるとき常に操縦桿を動かしていなければならないこととなる。

又一般のヘリコプタは機首をあげると機首をあげる重心まわりのモーメントが増加し、機首を下げると機首上げモーメントが減ずる特性を持つてゐる。即ちこの點に於てもヘリコプタは不安定である。

結 び

上に述べたやうにヘリコプタは他の航空機の企及できない大きな特徴を持ち、しかもこの特徴は固定翼飛行機の活動分野を犯さない用途に於て發揮される點にその大きな存在意義があるのである。飛行機とヘリコプタの發達によつて人類の空中速度は速度零の完全な停止飛行から音速を越える領域までの間に擴がつたのであり、従つて空中に於て人間のなし得る仕事は非常に廣範圍となつた譯である。

わが國のような山地が多く、縦斷幹線の外には長い距離の航空路がなく、山地に近い都市の多い所ではヘリコプタは旅客輸送機として適當しているであろう。

ヘリコプタの上述のやうな多くの缺點は現在除々に解決の方向に向つているが、近代的ヘリコプタの歴史は僅か14年に過ぎず、その眞價が一般に認められたのは朝鮮戦争以來といつてもよい位であるから、その眞の發達は寧ろこれからであるといつてもよいであろう。(26.10.17)