

報告番号	甲 第 14692 号
------	-------------

主 論 文 の 要 旨

論文題目 回転翼機における重心位置変更が振動に与える影響

(The Effect of a Center of Gravity Offset on Rotorcraft Vibration)

氏 名 吉崎 裕治

論 文 内 容 の 要 旨

本論文は回転翼機において様々な問題の原因となる振動の低減を目的として、その重心位置が変化することによる影響を解析的に検証し、考察を加えたものである。振動は胴体内部においては人体の疲労を引き起こし、長時間にわたる運用を妨げる原因となる。また、ロータブレードや構造部材に対しては振動による繰り返し応力を生じることにより、疲労強度低下を招いてしまう。加えて、高度な機体のコントロール統制をするために装備されるアビオ機器に対して故障や誤動作を起こす原因となり得る。このため、できるだけ振動は小さいほうが望ましいことは言うまでもない。序章では回転翼機の飛行原理を固定翼機と比較しながら論じ、さらに回転翼機における振動の問題に言及している。回転翼機は空中でホバリングが可能であり、固定翼機が主に主翼により揚力を発生することに対して、回転翼機では、一般に一定の角速度で回転する長尺のブレードにより揚力を発生し、また通常、2本以上の複数のブレードにより構成されるメインロータが機体の運動をコントロールする。メインロータブレードはスワッシュプレートと呼ばれる機構を介してピッチ角を定常的に、或いは周期的に変化させ、このことにより上昇、降下、前進、横進といった様々な飛行が可能となる。その一方でメインロータは常に、その回転方向と逆回転方向にトルクを胴体に作用させるため、このトルクを打ち消すために回転翼機にはさまざまな様式がある。どの様式の回転翼機においても、前進飛行する場合においてロータ面が飛行速度ベクトルに対してほぼ平行となるエッジワイズフライトとなる。この状態が固定翼機におけるプロペラとは大きく異なり、回転翼まわりの空気の流れに非軸対称性をもたらすことと

なる。これは、メインロータブレードが 1 回転する間の周期的な変動であり、このことが振動の発生要因となる。例えば、本論文で解析検討の対象とする機体の 1 例として SH-60K が挙げられるが、このヘリコプタは 4 枚のブレードを有している。4 枚の回転するブレードから胴体側に伝達する振動荷重、およびモーメントは 4/rev 成分その倍調波成分とからなり、その他の成分は理論上キャンセルされることが知られている。特に 4/rev 成分の振幅が大きいため、議論の対象となる振動の周波数成分を 4/rev 成分に限定できる。一般的に N 枚ブレードを保有するヘリコプタは N/rev 成分の振動が卓越することになる。

序章では、回転翼機における振動抑制について、以下のように論じている。回転翼機の N/rev 成分の振動を抑制するために、これまで多数の制振装置が検討、開発されて実用化に至っている。それらは、回転系のブレード側と固定系の胴体側に装備されるものに分類される。またそれら各々に対して、電力などの外部からのエネルギー供給が必要となるアクティブなものと、不必要なパッシブなものが存在する。しかしながら、これらすべての装置に共通して言えることは、重量増加を招くことであり、軽量化が最重要課題の 1 つである航空機においては問題である。この問題を有しない振動低減化法として、水平尾翼によるものが知られている。水平尾翼の左右舷の舵角を δ_0 だけ変化させ、さらに右舷で δ_a 、左舷で $-\delta_a$ だけ変化させた際、機体の振動が低減することがこの先行研究で指摘されている。また、水平尾翼によるこの効果は、振動が大きくなる高速飛行時に効果を発揮する。水平尾翼によるこの振動抑制効果が、本論文での重心移動による振動低減化法提案の出発点と言える。

本論文では、機体重心位置をメインロータハブ中央位置に近い通常位置から前後、左右方向に移動させることにより、上記の水平尾翼以上の振動低減効果を発現することを目的とする。また先行研究とは異なり、空気力でなく重力が発生するモーメントを変化させる手法であることから、メインロータの発生推力の増大を伴わない手法として優位である。本解析のために使用する解析ツールは CAMRAD II とし、このツールでトリム解析を実施した結果について考察を加える。CAMRAD II が機体振動を評価するにあたって実績があり、信頼のあるソフトウェアであることが 1.4 に述べられている。第 2 章では、CAMRAD II でのトリム解析においては様々な機体重心位置における荷重およびモーメントのバランスが解かれ、この時のメインロータハブ中央位置に作用する振動荷重およびモーメントも導出される。第 3 章では、第 2 章で得られた振動荷重及びモーメントを用い、パイロット座席位置を機体振動の代表的な評価点として考え、その位置での加速度を解析的に示す。また、CAMRAD II にて得られたメインロータハブ中央位置での振動荷重およびモーメントを使用してパイロット座席位置における加速度応答を数値解析で求め、考察を加える。また、振動低減が起きる理由についても考察する。第 4 章では重心移動がメインロータの必要パワーに与える影響と、重心移動により変化するピッチ、ロール姿勢角が与える影響を検討する必要がある。また、重心移動が機体の固有安定性に与える影響を検討する。以降、結果を述べる。

2章では SH-60K において重心位置を既存のベースライン位置から前後左右に移動させたときのトリム解析を実施し、その際のメインロータハブ中央位置における 4/rev 振動荷重、およびモーメントを整理した。6つの F_x , F_y , F_z , M_x , M_y , M_z 成分のコンタープロットから、それぞれの荷重、モーメント成分を極小とする重心位置が存在することを示した。

3章では2章で導出した 4/rev 振動荷重およびモーメントを用いてパイロット席における x -, y -, z -方向の加速度を算出した。その結果、 z -方向の加速度が支配的であり、振動が最小となる重心位置を検討するために 4/rev の $F_{z_{hub}}$ 荷重を指標にすることが可能であることを示した。これは、 z -方向に比べ x -, y -方向の 4/rev 振動荷重が小さく、さらに各軸回りの慣性モーメントと比較してメインロータハブ中央位置でのモーメント振動成分が小さいためである。このことより、加速度の値は機体のどの場所においてもほぼ共通であることが分かった。さらに、ベースラインからの重心移動によって 4/rev の $F_{z_{hub}}$ 荷重の値が、ベースライン時の値の 40%まで低減した。SH-60K の約 1/2 の機体質量を持つ MH2000 について、SH-60K についてと同一のプロセスでパイロット座席位置での加速度を求めた。MH2000 における解析結果により3章で得られた上記の事実が、多くの回転翼機が含まれる、ここで考える回転翼機のサイズ範囲で成立することを示した。さらに、SH-60K について上記の解析結果を基に、4/rev $F_{z_{hub}}$ 荷重の発生メカニズムについて考察を加えた。回転中のメインロータブレードの翼根側および翼端側においてアジマス角 Ψ の関数となる $\alpha(\Psi)$, $c_l(\Psi)$ の 2/rev 成分に注目すると、 $\alpha(\Psi)$ の 2/rev 成分の大小関係は $c_l(\Psi)$ 中の 2/rev 成分の大小関係とは一致しないことが分かった。ダイナミックストールが $c_l(\Psi)$ 中の 2/rev 成分に影響を与えており、 $c_l(\Psi)$ の 2/rev 成分の大小関係が 4/rev $F_{z_{hub}}$ 荷重の大小関係を決定していることが明らかになった。

4章では重心オフセットが機体に与える影響について検討した。4.1 ではメインロータパワーに対する影響、及びトリム姿勢角への影響を検討した。低速域における必要パワーに注目すると、重心オフセットの増加に従いサイクリックピッチインプットが増加するため、インデューストパワーおよびプロファイルパワーが増加した。結果として低速域に必要なトータルパワーは増加した。これに対して、高速域では重心オフセットによる必要パワーの変化はほとんどなかった。これはインデューストパワーが減少しプロファイルとパラサイトパワーが増加し、これらが相殺するためであった。ベースライン位置と振動が最小となる位置との中間の重心位置（この場合を case iii と呼ぶ）では低速域のメインロータパワーの増加は 10%に抑えられかつ、機体のピッチ、ロール角も全ての巡航速度域で許容される程度であった。重心がこの位置にあり 61.7m/s で巡航飛行中、パイロット座席での z -方向加速度はベースライン位置での値に比べ 20%程度減少した。また、4.2 では重心オフセットの固有安定性への影響を定量的に評価するために、重心移動時の安定性解析を実施した。その際、CAMRAD II によるトリム解析結果を用いた。結果として、重心位置がベースラインから移動すると、非振動モードである旋回モードと振動モードである横フゴイドモード（前後並進運動あり）の2種類のモードが、高巡航速度時に不安定になることが分かった。

固有運動の安定性を見地から重心位置は、開発企業が示す許容重心位置の限界である上記 case iii での位置まで移動可能であると考えられ、振動をベースラインでの値から 20%低減させることが可能という結論を得た。case iii 以上に重心位置をベースラインから移動することは、運用上許容されていない。しかし、case iii 以上にベースラインから重心位置を離れた場合に、ベースラインに比べ最大 60%の振動低減が可能であることを示した。この大きなメリットがあれば、既存の SAS のパラメータ調整等で、これまで許容されていない領域に重心位置を置くことを検討することには大きな意義がある。ただし、その際、重心オフセット量に応じてホバリング時のパワーが上昇することに留意する必要がある。

5 章では回転翼機の重心移動の代替手法について検討を行った。装備品移動による横方向の重心移動が難しい場合は、シャフトを横方向に傾けることで重心移動の代替となり得ることが分かった。一方で縦方向（後方）の重心移動については、シャフトを前傾させる手法はピッチ角が減少し胴体と水平尾翼の揚力が減少するため代替とはならず、水平尾翼の取付角を負にする手法も水平尾翼に負の揚力が発生し、胴体の揚力増加を考慮してもメインロータの推力が増大するため代替手法となり得ないとの結論であった。振動低減はトリムを変化させてダイナミックストールの程度を低くすること、および胴体と水平尾翼が発生する揚力を大きくすることで実現可能となる。後者に関しては水平尾翼の揚力増加は胴体の揚力増加とキャンセルする関係にあり、メインロータ推力の低減をもたらすとは限らない。このことによって、重心移動による振動低減が先行研究における水平尾翼を用いた場合よりも優位となる。

これまでのように、初度の機体開発の段階でロータシャフト直下に近い位置に重心を置くのではなく、本論文で示された結果、知見を初期の機体開発段階で考慮して重心位置を決定すべきである。