

令和 7 年度 修士論文

**重心移動とリード・ラグヒンジが  
シングルロータヘリコプタの振動特性に与える  
影響**

名古屋大学大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻  
宇宙航空機運動システム工学研究グループ

学籍番号 282453193

中島 悠貴

指導教員 砂田 茂 教授

提出日 2026 年 2 月 2 日(月)

# 目次

目次	2
図目次	3
表目次	4
記号表	5
<b>第1章 序論</b>	6
1.1 研究背景	6
1.2 本研究の目的	9
1.3 本論文の構成	10
<b>第2章 問題設定・モデル化</b>	12
2.1 解析対象機体	12
2.2 ねじり下げモーメント発生の原理	13
2.3 ロータブレード	14
2.4 ブレード解析モデル	15
<b>第3章 結果</b>	16
3.1 トリムの決定	16
3.2 トリム時のねじり下げモーメント	21
3.3 カウンターウェイトの搭載	22
3.4 推力増加時のねじり下げモーメントの計算	25
3.5 消費パワーの計算	27
<b>第4章 考察</b>	29
4.1 空力によるねじり下げモーメント	29
4.2 翼型の影響	32
<b>第5章 結論</b>	34

参考文献	35
謝辞	37

# 図目次

1.1	Module for controlling collective pitch . . . . .	10
1.2	Variable pitch multirotor aircraft AXM-1000 . . . . .	10
2.1	Overview of the multirotor analysis model . . . . .	12
2.2	Overview of the rotor analysis model . . . . .	13
3.1	Analysis grid . . . . .	17
3.2	Relationship between pitch angle, angular velocity and thrust . . . . .	19
3.3	Relationship between pitch angle, angular velocity and Figure of Merit . . . . .	20
3.4	Counterweight at 0 degree pitch angle . . . . .	22
3.5	Flowchart of calculation of counterweight . . . . .	23
3.6	Flowchart of calculation of power . . . . .	25
3.7	Pitch angle increase . . . . .	27
4.1	Twisting down moment by aerodynamic force . . . . .	31
4.2	Airfoil . . . . .	33

# 表目次

2.1	Aspect ratio . . . . .	14
2.2	Solidity . . . . .	14
3.1	Pitch angle and angular velocity( $T = 39.227$ N) . . . . .	18
3.2	Twisting down moment at steady state . . . . .	21
3.3	Twisting down moment and counterweight . . . . .	24
3.4	Figure of Merit with counterweight . . . . .	24
3.5	Pitch angle when thrust increases . . . . .	25
3.6	Power . . . . .	28
4.1	Blade type . . . . .	32

# 記号表

Symbol	Unit	Explanation
$b$	-	number of blades
$c$	m	blade chord length
$dF$	N	centrifugal force acting on microelements
$dM$	N · m	pitching moment acting on micromelements
$dV$	$\text{m}^3$	microvolume of microelements
$g$	$\text{m}/\text{s}^2$	gravitational acceleration
$m$	kg	total mass of multirotor
$M$	N · m	pitching moment acting on blade
$N_{\text{rotor}}$	-	number of rotors
$P$	W	power consumption
$R$	m	rotor radius
$T$	N	thrust
$v_0$	$\text{m}/\text{s}$	induced velocity
$\theta$	rad or deg	collective pitch angle
$\rho$	$\text{kg}/\text{m}^3$	air density
$\rho_b$	$\text{kg}/\text{m}^3$	blade density
$\psi$	rad or deg	angle between microelements and $x$ -axis
$\omega$	$\text{rad}/\text{s}$	angular velocity relative to blade pitch angle
$\Omega$	$\text{rad}/\text{s}$	angular velocity of rotor

# 第1章

## 序論

本章では、本論文の研究背景と研究目的について説明する。まず、マルチロータ機の現状と運用上の課題である外乱に対する安定性の低さと制御の応答の重要性について実例をもとに説明する。次に、外乱に対する制御の応答の遅さを解決するための対策手法として可変ピッチロータ搭載型マルチロータ機を検討し、その課題を示す。そして、本研究の目的とそれによって達成される利点を述べる。最後に本研究の具体的な流れについて説明する。

### 1.1 研究背景

回転翼機は固定翼機と異なりホバリングや上昇・下降といった鉛直方向の移動が可能であることから、災害救助活動やドクターヘリなどによる患者輸送活動などに活用されている。固定翼機が主に主翼により発生する揚力を回転翼機では一般に一定の角速度で回転するブレードと呼ばれる翼により発生する。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ことになる。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ることが可能であり、このことにより機体の上昇、降下、前進横進といったコントロールが可能となる。こ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発生させる。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。まずは、SH-60Kに代表されるメインロータと機体尾部にトルクを打ち消す側方荷重を発生させるテールロータからなるコンベンショナルなシングルロータヘリコプタ1が挙げられる。また、CH-47に代表されるタンデムロータヘリコプタ2に関しては機体前後軸に配置された2つのロータが各々胴体に作用するトルクを打ち消しあうことで機体を安定させることができる。また、ロータが機体前後方向に存在することから胴体の重心移動に対してロバストである。メインロータを上下方向に2段構成として逆方向に回転させテールロータを不要としたKa-32などに代表される二重重反転式ロータヘリコプタ、さらには二重重反転式ロータの機構上の複雑さを簡素化して整備性を向上したK-MAXに代表される交差反転式ロータヘリコプタ4などが挙げられる（図1-1）どの様式においても、前進飛行する場合においてロータ面は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しており、振動の発生要因となる。このとき、例えばシングルロータの上面図を（図 1-2）に示すとメインロータブレードに作用する空力荷重はメインロータブレードの位置を表す。アジマス角  $\Psi$  に応じて異なり、前進側ブレード ( $\Psi = 90 \text{ deg}$ ) と後退側ブレード ( $\Psi = 270 \text{ deg}$ ) で図中に示される式で表される速度から求められる。

高速で前進飛行する場合において、 $N/\text{rev}$  振動 ( $N$ : ブレード枚数) が卓越する結果となる。この  $N/\text{rev}$  振動は メインロータブレードに働くメインロータ回転面外方向の荷重およびモーメントのうち  $N/\text{rev}$  成分のみが機体に対して成分のみが機体に対して  $N/\text{rev}$  成分として伝達すること成分として伝達すること、またメインロータ回転面内方向のメインロータ回転面内方向の  $(N-1)/\text{rev}$ , ならびに  $(N+1)/\text{rev}$  荷重およびモーメントが  $N/\text{rev}$  荷重およびモーメントとして機体に伝達することに由来するものである。メインメインロータブレードルート部においてロータブレードルート部において  $1/\text{rev}$  以上の高調波成分以上の高調波成分の荷重およびモーメントの荷重およびモーメントは以下の理由により発生する下の理由により発生する。回転翼機が回転翼機が前進飛行する際に前進飛行する際に、メインロータブレード回転面へのインフロー分布が、回転するブレードブレード翼素の翼素の  $\alpha$  に影響を与えるに影響を与える。結果として発生するルート部の荷重およびモーメントはるルート部の荷重およびモーメントは、メインロータブレードが弾性体であるがゆえに、 $N/\text{rev}$  成分成分 ( $(N=1, 2, \dots)$ ) 近傍に存在する固有振動モード近傍に存在する固有振動モードが励起するが励起することにより  $1/\text{rev}$  以上以上の高調波成分を含むこととなる。通常、初度の開発設計の中でその影響を小さくするよう設計されているものの発生自体を抑えることは困難である。特に面外方向の振動荷重は回転する各々 1 本に発生する  $N/\text{rev}$  荷重が胴体側に  $N/\text{rev}$  荷重として伝達する。このため、高調波成分も主として  $1/\text{rev}$  成分として見える荷重に含まれる高調波成分によるものとなる。 $N$  枚のメインロータブレードが厳密に管理された工程により形状、重量剛性のいずれも極めて均一な品質を保有していると仮定するならば、それ以外の高調波成分は機体座標系に伝達する際に各々キャンセルされ、結果として極めて小さな値となり、問題とはならない。ここで  $N/\text{rev}$  振動は メインロータハブ中央位置における  $x_{\text{hub}}$ ,  $y_{\text{hub}}$ ,  $z_{\text{hub}}$  座標系で定義される  $N/\text{rev}$  成分の  $F_{x\text{hub}}$ ,  $F_{y\text{hub}}$ ,  $F_{z\text{hub}}$ ,  $M_{x\text{hub}}$ ,  $M_{y\text{hub}}$ ,  $M_{z\text{hub}}$  から生ずるものでありこれらの  $N/\text{rev}$  成分は、その荷重あるいはモーメントがインプレーンかアウトオブプレーンかによってメインロータ回転系における振動成分が異なる。（表 1-1～表 1-6）回転翼機の振動は他にもシングルロータにおけるテールロータからの振動やエンジンや駆動系統からの振動、さらには操縦系統からのトランジェントな入力、ガスト応答などがあるもののメインロータ由來の  $N/\text{rev}$  振動と比較して十分に小さいものであるため本論文では議論の対象としない。

表（1-1）～表（1-6）に示すメインロータハブ中央位置における荷重およびモーメントは回転するブレードが空力荷重を受けて結果的に固定側である胴体側に伝わる荷重をまとめており、回転系でのブレードルート部における荷重の説明を（図 1-3）に示す。

ここで（図 1-3）に示すように、 $N$  本ブレードのヘリコプタにおいて、 $m$  番目（アジマス角  $\Psi_m$  に位置する）のブレードのルート部における荷重は一般に定常成分と  $1/\text{rev}$  成分およびその高調波成分より構成される。例えば、 $S_z$  については、周波数ごとにその成分を記載することにより、（表 1-1）の左列の総和となる（ $6/\text{rev}$  以上は省略する。また（表 1-1）は  $F_z\text{hub}$  について示しており、メインロータ回転面内の荷重である  $F_x\text{hub}$ ,  $F_y\text{hub}$  については（表 1-2）及び（表 1-3）に、また、 $M_x\text{hub}$ ,  $M_y\text{hub}$  および、 $M_z\text{hub}$  については（表 1-4～表 1-6）に示す。（表 1-1）～（表 1-6）は左列に周波数ごとにまとめられている。回転しているブレードルート荷重が回転をしていない MRH 座標系にどのように伝達するかをまとめている。これらは全てブレード枚数  $N=4$  の結果であり、胴体系伝達後の荷重およびモーメントは（表 1-1）、（表 1-6）の結果から分かるようにアウトオブプレーンの荷重  $F_z\text{hub}$  および モーメント  $M_z\text{hub}$  は定常成分および  $4/\text{rev}$  成分が周波数の変調を起こすことなく、回転系から胴体系に伝わる。また、 $4/\text{rev}$  以外の高調波成分は 0 となる一方で、インプレーンの荷重およびモーメントは（表 1-2～表 1-5）から分かるように、回転系の  $3/\text{rev}$ ,  $5/\text{rev}$  の成分が変調して、胴体系に  $4/\text{rev}$  として伝達する。また、 $1/\text{rev}$  成分が定常成分として伝達し、それ以外の高調波成分は 0 となる。（なお、伝達後のアジマス角  $\psi$  は  $m = 1$  のアジマス角である）それぞれの荷重モーメント成分の周波数の変調については文献 10 に示されている通りであるが特に変調後にキャンセルされて 0 とならないケースについては補遺 A に示す

## 1.2 本研究の目的

前節で述べた課題を解決するための方法として、可変ピッチロータを搭載することが考えられる。可変ピッチロータは、推力変化が速いことに加えて、推力調節をブレードピッチ角の変更で行うことでプロペラ回転数を高く保つことが可能となるため、機体の下降時など推力が低い状態でも大きなヨーイングモーメントを発生することができ、飛行の安定性の向上につながる。可変ピッチ搭載型ドローンの懸念点は、翼端失速を起こす限界ピッチ角であるが、この問題もブレードのアスペクト比を小さくすることで失速が発生する限界ピッチ角を大きくし、解消することができる。したがって、マルチロータ型ドローンでは低アスペクト比ブレードを高速回転で用いることで飛行の安定性は大きく向上する。一方で、低アスペクト比のロータを高速で回転させるとブレードに生じる遠心力による、ねじり下げモーメントが大きくなる。これは、可変ピッチ機構に用いるサーボアクチュエータの大型化や、カウンターウェイトの搭載を必要とするなど、設計上の制約となることが知られている。そこで、本研究では最適なブレード設計を行うための基礎研究として、ブレードのアスペクト比やソリディティを変化させた場合のねじり下げモーメントの影響と搭載必要と考えられるカウンターウェイトについて考察する。

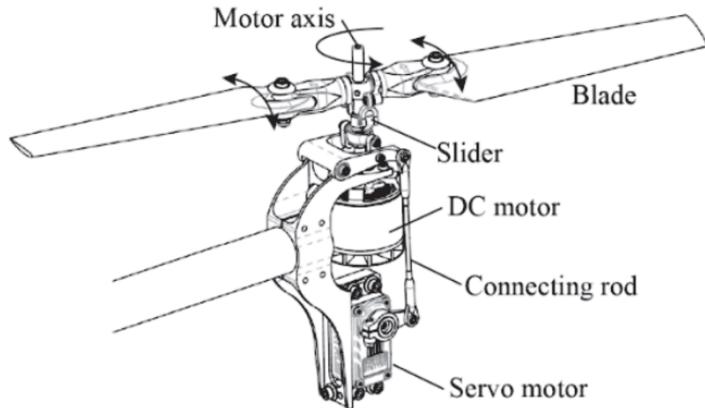


Fig.1.1: Module for controlling collective pitch



Fig.1.2: Variable pitch multicopter aircraft AXM-1000

### 1.3 本論文の構成

本論文は 5 章から構成される。第 1 章では、研究背景として、マルチロータ機の運用上の課題と、制御の応答の速さの重要性について示した。第 2 章では、低アスペクト比のブレードについて解析対象の個体モデルを決定する。ねじり下げモーメントの発生要因と検討対象となるブレード形状の特性について述べる。最後に、本研究で検討したブレードモデルについて述べる。第 3 章では、ホバリング時の性能指数を用いたトリムの決定と、その際に発生するねじり下げモーメントについて示す。トリム時に発生する遠心力によるねじり下げモーメントを相殺するカウンターウェイトを搭載し、推力を増加させた際のねじり下げモーメントの変化について述べる。最後に、ねじり下げモーメントによって発生する消費パワーを計算し、サーボモータに与える負荷を検討する。第 4 章では、最適なブレード設計を行うために考慮すべき点について述べ、その効果について考察す

る。まず、CFD 解析より、空気力によるねじり下げモーメントについて述べる。遠心力によるねじり下げモーメントの重要性について考察する。次に翼型がねじり下げモーメントに与える影響について考察する。最後に、設計時のねじり下げがねじり下げモーメントに与える影響について考察する。第 5 章では、前節までの結果をまとめ、結論を示す。

## 第2章

# 問題設定・モデル化

本章では、可変ピッチロータ搭載型のマルチロータ機に関して、遠心力によるねじり下げ発生の要因と解析対象の機体について示す。まず、課題となるいる遠心力によるねじり下げモーメントについて機体モデルを設定する。次に、ねじり下げモーメント導出の際の手順について示す。最後に解析対象のブレードのモデルについて示す。

### 2.1 解析対象機体

解析対象機体としては、Fig.2.1 のように 4 発のマルチロータ機を検討する。ホバリング状態を考えると、1 つのロータが必要とする推力は以下のように求められる。

$$T = \frac{mg}{N_{\text{rotor}}} \quad (2.1)$$

また、ロータに関しては Fig.2.2 のようにロータに固定した直交座標系を用いて考える。ブレードのスパン方向に  $x$  軸、翼弦長の方向に  $y$  軸、推力を発生する方向に  $z$  軸をとる。

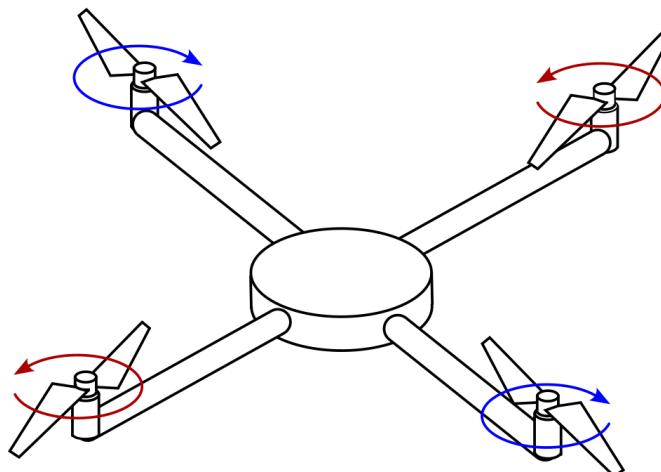


Fig.2.1: Overview of the multirotor analysis model

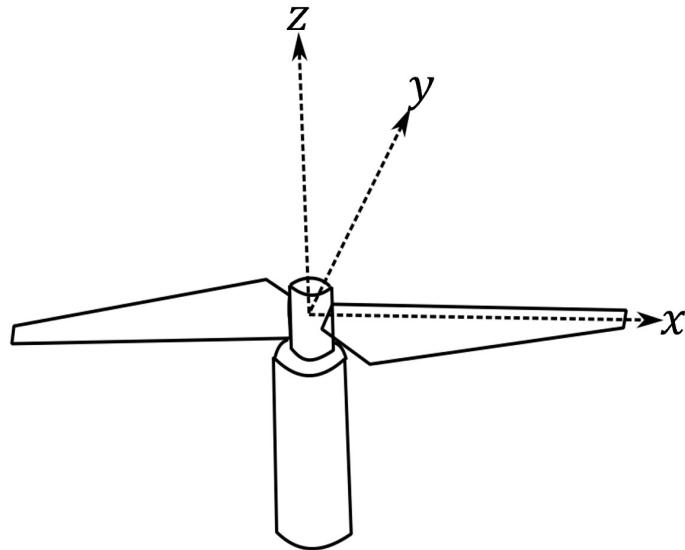


Fig.2.2: Overview of the rotor analysis model

## 2.2 ねじり下げモーメント発生の原理

Fig. に  $xy$  平面から見たブレードを示す。 $dF$  は、ブレードの微小要素にはたらく遠心力であり、Eq.(2.2) で表される。また、 $dF$  が  $x$  軸となす角度を  $\psi$  とする。この時、 $dF \sin \psi$  は Eq.(2.3) で表される。

$$dF = \rho_b \sqrt{x^2 + y^2} \omega^2 dV \quad (2.2)$$

$$dF \sin \psi = \rho_b y \omega^2 dV \quad (2.3)$$

Fig. に  $yz$  平面から見たブレードを示す。ブレードの微小要素にはたらく遠心力がつくるねじり下げモーメントは Eq.(2.4) で表される。ねじり下げモーメントは頭下げ方向を正とする。ブレード全体にはたらくねじり下げモーメントは Eq.(2.5) で求められる。

$$dM = dF \sin \psi \cdot z = \rho_b y z \omega^2 dV \quad (2.4)$$

$$M = \int dM = \rho_b \omega^2 \int y z dV \quad (2.5)$$

## 2.3 ロータブレード

Table. にロータのピッチタイプを示す。ロータの種類については固定ピッチロータと可変ピッチロータがある。固定ピッチロータは低コスト、軽量で扱いやすいのが利点としてあげられる。しかしながら、角速度の変化で制御を行うため、突風のような外乱による姿勢変動に対しての応答が遅いという欠点がある。それに対して、可変ピッチロータはピッチ角の増加によって制御を行うことで、応答を早くすることが可能である。可変ピッチロータはピッチを変化させるためのサーボモータが必要であり、搭載するサーボモータの規格に応じて、応答の速さは決まる。本研究ではアスペクト比、ソリディティの二つの観点に着目して検討を行う。Table.2.1, Table.2.2 にそれぞれの特徴を示す。高アスペクト比のブレードは揚抗比が大きく、空力性能が高い。しかし、翼端失速が発生する限界ピッチ角が小さく、可変ピッチロータ搭載型マルチロータ機には適していない。また、空気抵抗が大きいという欠点もある。低アスペクト比のブレードは揚抗比は高アスペクト比のものに劣るが、空気抵抗も小さく、翼端失速が発生する限界ピッチ角も大きい。ソリディティについては、低いと重量、空気抵抗が小さく、構造も単純である。ソリディティが高いと揚力、推力が大きくなり、空力性能は向上する。

Table.2.1: Aspect ratio

Aspect ratio	Low	High
merit	large critical pitch angle low aerodynamic drag	high lift-drag ratio
demerit	low lift-drag ratio	small critical pitch angle high aerodynamic drag

Table.2.2: Solidity

Solidity	Low	High
merit	light weight, low aerodynamic drag simple structure	large lift and thrust
demerit	small lift and thrust	heavy weight, high aerodynamic drag complex structure

## 2.4 ブレード解析モデル

Fig. に解析対象となるブレードモデルを示す。ブレードの直径は 0.686 m, 平面形はテーパ比 0.603 のテーパ翼で統一した。ブレードの翼型は OAF117 で検討する。ブレードの表皮はすべて 3 mm であるとする。Table. のようなブレード諸元についてそれぞれのパターンでねじり下げモーメントを計算する。2 種類の翼弦長、翼枚数 2 枚または 4 枚の組み合わせで比較を行う。ブレード全体にはたらくねじり下げモーメントは 21 度の線形のねじり下げがあるものとする。WB2 は翼弦長が同じであり、他の 2 ブレードに対して翼弦長が大きく、低アスペクト比のブレードが用いられており、NB2, NB4 の翼弦長(アスペクト比)は同一で、WB2 の翼弦長の半分である。翼枚数を考慮したブレードソリディティは WB2, NB4 で同一の値となり、これらに対して NB2 のソリディティは半分である。

## 第3章

# 結果

本章では、ねじり下げモーメントを相殺するカウンターウェイトの検討と、消費パワーの計算結果を示す。まず、ホバリング状態における必要推力を決定し、ホバリング時の性能指数を用いて、ピッチ角、角速度を決定する。トリム時に発生する遠心力によるねじり下げモーメントを相殺するカウンターウェイトを搭載し、推力を増加させた際のねじり下げモーメントの変化について述べる。最後に、ねじり下げモーメントによって発生する消費パワーを計算し、サーボモータに与える負荷を検討する。

### 3.1 トリムの決定

定常時のピッチ角、ブレード回転速度を決定するにあたって、設計上 Figure of Merit(FoM) の最高点が良いと考えられる。Figure of Merit とは、ホバリングするロータの効率をはかる指標であり、Eq.(3.1) で表される。分子は可能な限り最小なパワーという意味で、これは誘導速度と推力の積で求まる。

$$FoM = \frac{\text{ホバーに必要な最小のパワー}}{\text{ホバーに実際使われたパワー}} = \frac{Tv_0}{P} \quad (3.1)$$

Figure of Merit の最高点を決定するにあたって、CFD 解析によりホバリング時のロータ周りの 3 次元流れ場を求め、評価した。ソルバーは JAXA で開発された rFlow3D を用いた。rFlow3D では対流項の離散化制度が 4 次制度となっており、ロータの翼面や後流における渦の捕獲制度が高い。また、時間積分は陰解法により行われ、疑似時間項を付加した LU-SGS 法で、各時間ステップにおける内部反復を行うことで数値粘性を軽減しつつ、非定常流れを捕獲することが可能である。また、rFlow3D では重合格子法が採用されている。Fig.3.1 に示すように、本研究で用いた解析格子の構成はブレード格子、内部背景格子、外部背景格子からなる。外部背景格子の寸法は、縦、横、高さ、いずれもロータ直径の 100 倍の立方体とし、格子点数は  $193 \times 193 \times 135$  とした。内部背景格子は縦、横がロータ直径の 2 倍、高さが 0.75 倍の矩形で、格子点数は  $95 \times 95 \times 37$  である。ブレード格子は翼端・翼根に特異点を持つ円筒(SOH) 格子で格子点数は  $121 \times 143 \times 61$  である。

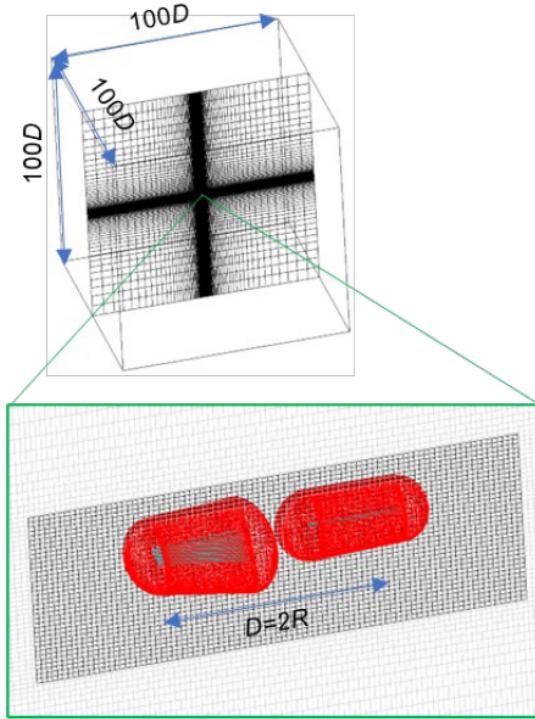


Fig.3.1: Analysis grid

解析条件としては角速度 209 rad/s, 314 rad/s, 444 rad/s で検討した. Fig. ブレードピッチ角を変化させた場合の推力の変化を示す. 翼枚数が 2 枚の WB2 と NB2 を比較すると推力はブレード面積が 2 倍大きな WB2 の方が大きい, ただし, 推力の値は WB2 が NB2 の約 1.5 倍にとどまっている. 一方, NB4 の推力は WB2 と同程度の大きさとなっていることがわかる. ピッチ角の変化に対する推力変化の勾配を比較すると, WB2 と NB4 は解析を行った 5 度から 20 度 の範囲では直線的に変化している. 一方, NB2 については, ピッチ角が 15 度付近で推力の勾配が変化しており, ピッチ角が大きくなると失速の傾向がやや表れていると考えられる. Fig. ピッチ角の変化に対する Figure of Merit の変化を示す. 翼弦長が大きな WB2 の Figure of Merit が NB2 と比較して大きな値となっており, 高いピッチ角での FoM の落ち込みも緩やかである. 一方、翼弦長が小さな NB2 はピッチ角が 12 度を超えると減少に転じている. しかし, 同じ翼弦長で翼枚数のみが異なる NB4 を見ると, ピッチ角が 12 度までは正の勾配を維持しており, 高いピッチ角での FoM の落ち込みも緩やかである. したがって, 高いピッチ角におけるプロペラの性能低下を抑制する要因としては, 翼のアスペクト比で単純に議論できるものではないことが示唆されている. また, Figure of Merit の最大値は翼弦長が小さく, 翼枚数が 4 枚の NB4 のほうが WB2 よりも大きい. これは、相対流れ角が最適化されているねじり下げがあるブレードにおいては、翼面での剥離がない場合に翼端の影響が小さな高アスペクト比翼の利点が現れているためであると考えられる.

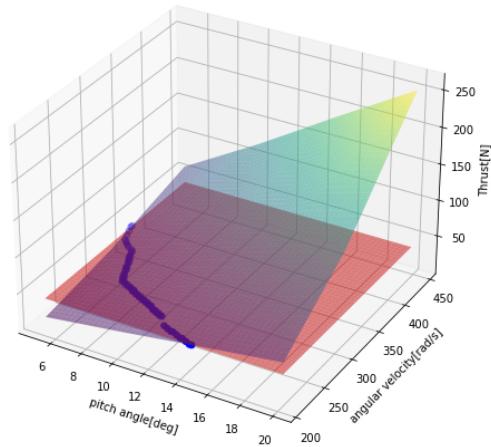
本解析では, 推力が一定であるという条件からピッチ角と角速度の組み合わせを決定して, その組み合わせの中から Figure of Merit が最大になる点を探査した. Fig.3.2 は  $x$  軸にピッチ角,  $y$

軸に角速度をとり、双線形補間を用いて推力の分布を表したものである。グラフ上の赤の平面は  $T = 39.227$  N であり、この平面との交点が青のプロットである。Fig.3.2a, Fig.3.2c を見ると、どちらもピッチ角、角速度が大きくなるほど推力が増加している。また、最大値は 250 N ほどになっている。一方で Fig.3.2b を見ると、WB2, NB4 と比べると最大値が低く、高いピッチ角では、増加量も低くなっている。これは、NB2 が WB2 と比べて翼面積が小さく、WB4 と比べて翼枚数が少ないことが起因していると考えられる。Fig.3.3 は  $x$  軸にピッチ角、 $y$  軸に角速度をとり、双3次補間を用いて推力の分布を表したものである。推力についてと同様に、Fig.3.3a と Fig.3.3c には似た特徴が見られる。まず、ピッチ角と Figure of Merit の関係については緩やかに増加し、12 度から 14 度の間で最大値を迎えており、高いピッチ角では WB2 のほうが緩やかに Figure of Merit が減少している。一方、Fig.3.3b では 10 度から 12 度の間で最大値を迎え、その後は急激に減少している。次に、角速度と Figure of Merit の関係について注目すると、どのグラフにおいても、ピッチ角の値によって、グラフの変化が異なっていた。このことより、Figure of Merit により影響を与えていているのがピッチ角であることがわかる。

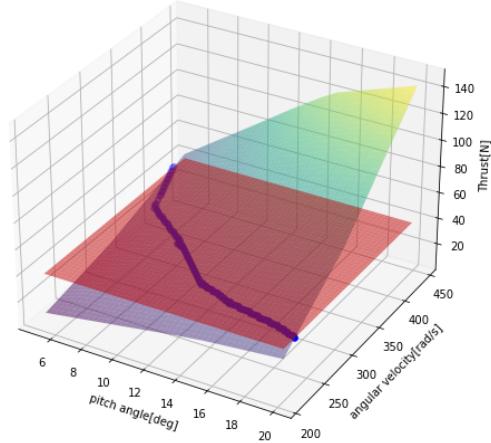
Fig.3.2 で得たプロットの中で Figure of Merit が最大になる点を探索した結果を Table.3.1 に示す。NB2 はピッチ角と角速度が WB2, NB4 と比べて大きく、Figure of Merit が最も低くなっている。Figure of Merit が最も大きいのは NB4 であるが、これは相対流れ角が最適化されているねじり下げがあるブレードにおいては、翼面での剥離がない場合に翼端の影響が小さな高アスペクト比翼の利点が現れているためであると考えられる。以上の結果より、空力性能については NB4 が最も優れていると考えられる。

Table.3.1: Pitch angle and angular velocity( $T = 39.227$  N)

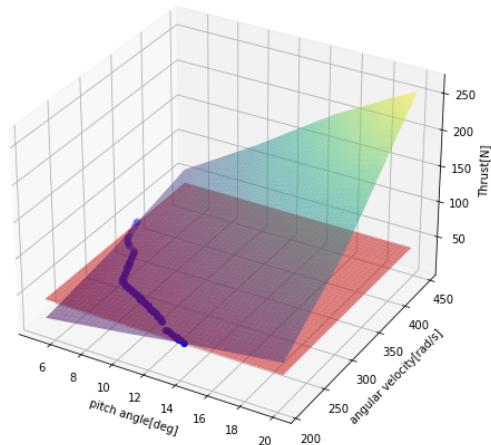
Name	Pitch angle[deg]	Angular velocity[rad/s]	Figure of Merit
WB2	12.879	218.495	0.6394
NB2	10.758	296.828	0.6266
NB4	13.333	213.747	0.6526



(a) WB2

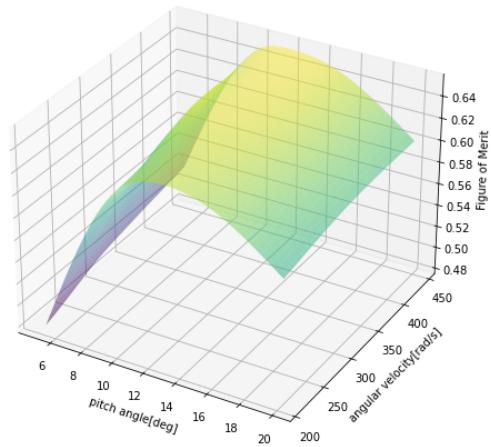


(b) NB2

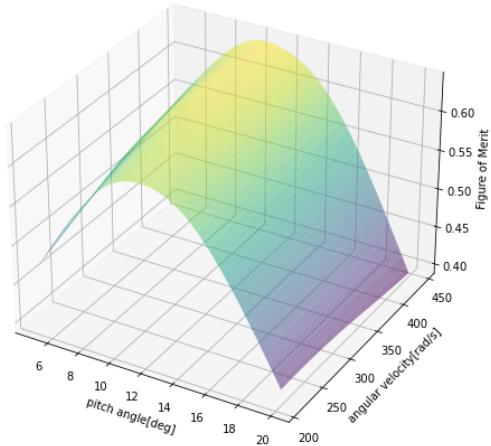


(c) NB4

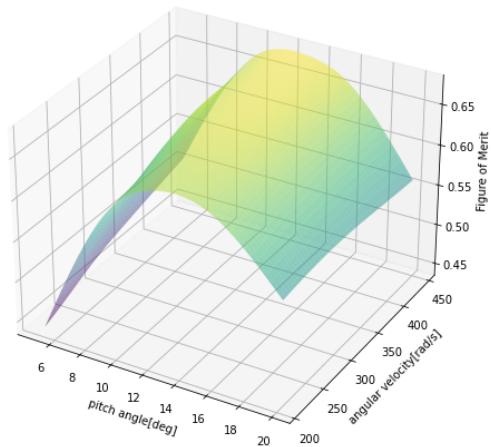
Fig.3.2: Relationship between pitch angle, angular velocity and thrust



(a) WB2



(b) NB2



(c) NB4

Fig.3.3: Relationship between pitch angle, angular velocity and Figure of Merit

## 3.2 トリム時のねじり下げモーメント

トリム時のねじり下げモーメントについて比較を行う。Table.3.2 に計算結果を示す。ピッチングモーメントは WB2 が最も大きく、NB2 の約 10 倍ほどになっている。これは、翼面積が大きくなつたことにより、回転中心からの距離が大きくなり、遠心力が大きくなつたことによるものであると考えられる。また、NB2 と NB4 で比較を行うと NB4 のほうが 2 倍以上大きくなっている。この結果から、翼枚数はねじり下げモーメントの要因の一つになるが、それ以上に回転中心からの距離により、遠心力によるねじり下げモーメントは増加すると考えられる。

Table.3.2: Twisting down moment at steady state

Name	Pitch angle[deg]	Angular velocity[rad/s]	Twisting down moment[N·m]
WB2	12.879	218.495	2.1631
NB2	10.758	296.828	0.2063
NB4	13.333	213.747	0.5801

### 3.3 カウンターウェイトの搭載

本節では、Table. に示した 3 パターンのブレード形状について遠心力によるねじり下げモーメントを計算し、それを相殺するカウンターウェイトの搭載を検討する。Fig.3.4 に示すように、ブレードにピッチ角がついていない状態ではカウンターウェイトには  $x$  軸正方向に遠心力がはたらく。しかしながら、翼断面から見るとブレードには、モーメントがかかっていない。一方、ピッチ角を付けた場合だと、Fig. のように  $x$  軸と  $y$  軸の間に遠心力が発生し、 $y$  軸方向成分によってねじり上げモーメントが発生し、定常時のねじり下げモーメントを相殺することが出来る。

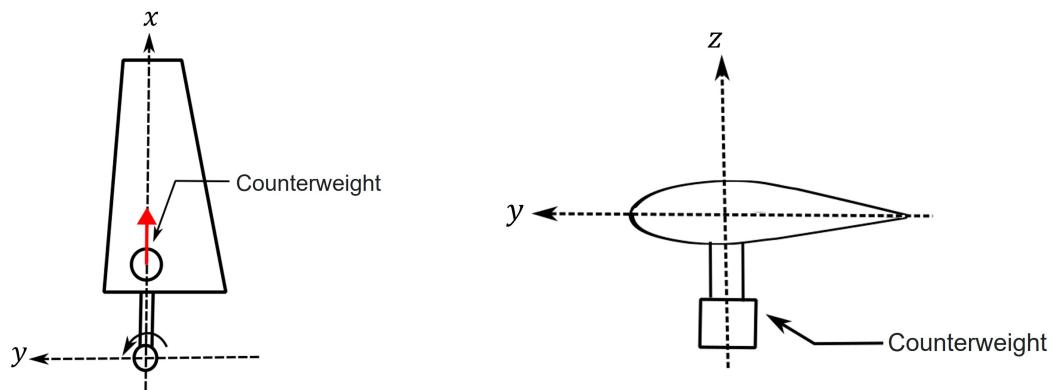


Fig.3.4: Counterweight at 0 degree pitch angle

本研究では、カウンターウェイトの搭載について Fig.3.5 のような手順で計算を行った。まず、カウンターウェイトを搭載していない時に発生するねじり下げモーメントを計算する。次にカウンターウェイトがそのねじり下げモーメントを相殺するだけに必要な重量を計算する。そして、その重量を追加してねじり下げモーメントを計算する。この計算を繰り返して、誤差が  $0.001 \text{ N} \cdot \text{m}$  以内になったときに計算を終了する。なお、カウンターウェイトのうでの長さは翼根の 25 % の長さと仮定して計算を行う。

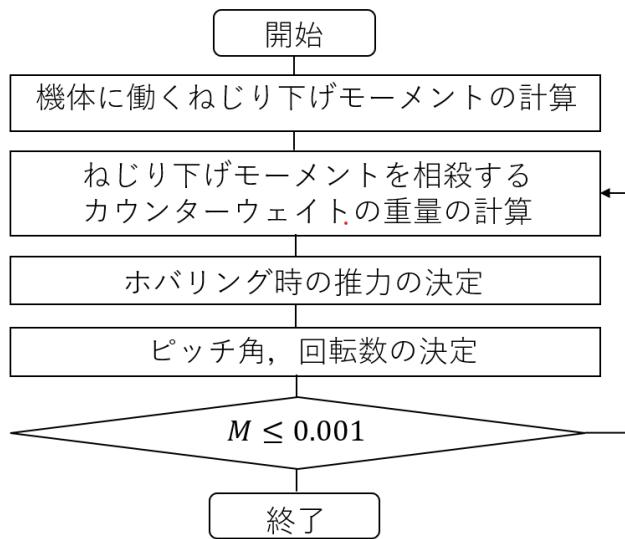


Fig.3.5: Flowchart of calculation of counterweight

以上の計算を行い、求めたカウンターウェイトの重量とその時のピッチングモーメントを Table.3.3 に示す。ピッチングモーメントは WB2 が最も大きく、NB2 の約 10 倍ほどになっている。これは、翼面積が大きくなつたことにより、回転中心からの距離が大きくなり、遠心力が大きくなつたことによるものであると考えられる。また、NB2 と NB4 で比較を行うと NB4 のほうが 2 倍以上大きくなっているがまた、カウンターウェイトの設計にあたつて、機体重量も増加し、Figure of Merit の最大値も変化することが考えられる。カウンターウェイトの重量も考慮した際のピッチ角と角速度、Figure of Merit を Table. に示す。Fig.3.1 と比較して WB2 のみ Figure of Merit の最高点が変わっているが NB2, NB4 については変わっていないことがわかる。これらのピッチ角と角速度を定常時のピッチ角、角速度とし、これ以降の節では、角速度を固定して計算する。

Table.3.3: Twisting down moment and counterweight

Name	Twisting down moment[N·m]	Counteweight[kg]
WB2	2.0261	0.1085
NB2	0.2063	0.0285
NB4	0.5801	0.0628

Table.3.4: Figure of Merit with counterweight

Name	Pitch angle[deg]	Angular velocity[rad/s]	Figure of Merit
WB2	12.576	220.869	0.6395
NB2	10.758	296.828	0.6266
NB4	13.333	213.747	0.6526

### 3.4 推力増加時のねじり下げモーメントの計算

前節ではカウンターウェイトを搭載することで、定常時のねじり下げモーメントは打ち消すことが出来た。しかしながら、推力増加時はコレクティブピッチ制御により、ピッチ角を増加させるので、遠心力によるねじり下げモーメントも増加し、この変化によるサーボモータへの負荷を考慮する必要がある。そこで、本節では推力を 10 N 増加した際のねじり下げモーメントの増加を計算する。計算方法としては、Fig.3.6 のような手順で行う。まず、Fig.3.2 より、推力を 10 N 增加した際のピッチ角を計算する。本解析では角速度を一定とするコレクティブピッチ制御の機体について検討する。したがって、角速度の値は Table. で決定したものを用いる。次に、ピッチ角を増加させた際のねじり下げモーメントを計算する。最後に 0.1 秒間でピッチ角を増加させるとした時の  $x$  軸周りの角速度を計算し、ねじり下げモーメントによる消費パワーを計算する。ここで、 $x$  軸周りの角速度  $\omega$  はロータの角速度  $\Omega$  とは異なるため、注意が必要である。 $x$  軸周りの角速度  $\omega$  と消費パワー  $P$  については第節で述べる。

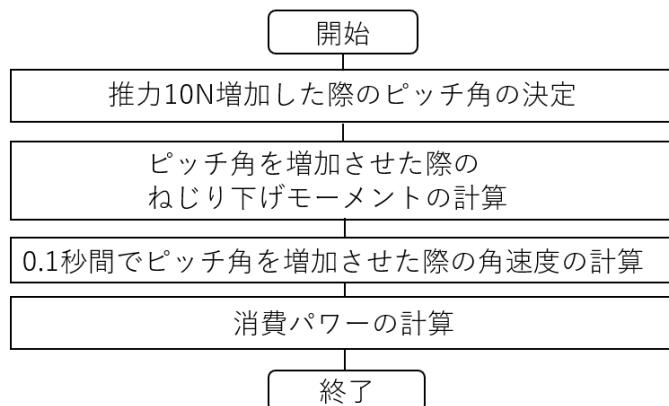


Fig.3.6: Flowchart of calculation of power

推力を 10 N 増加した際のピッチ角と、増加した角度を Table.3.5 に示す。増加した角度については NB2 が最も少なくなっている。トリム時の角速度が WB2,NB4 と比べて大きいため、ピッチ角の増加量が少なくなったと考えられる。

Table.3.5: Pitch angle when thrust increases

Name	Pitch angle[deg]	Increase in pitch angle[deg]
WB2	15.909	3.333
NB2	13.333	2.575
NB4	16.818	3.485

ねじり下げモーメントを計算した結果を Fig. に示す。どのグラフにおいても解析を行った範囲では、線形性がみられている。グラフの傾きについては、WB2 が 0.4569, NB2 が 0.1191, NB4 が 0.1009 であり、WB2 が最も増加率が高かった。これは、ブレード面積によるところが大きいと考えられる。翼枚数が異なる NB2 と NB4 で比較した際には、傾きは近い値であることから、ねじり下げモーメントにソリディティは影響が小さいのではないかと考えられる。10 N 増加後のねじり下げモーメントについては、WB2 が最も大きく NB2 の約 5 倍となっている。翼面積の違いにより、ねじり下げモーメントの大きさも異なったと考えられる。また、ソリディティの異なる NB2, NB4 を比較すると、NB4 のほうが NB2 よりも大きくなっているが、約 1.2 倍と大きな差にはなっていない。これは、トリム時の角速度が NB2 が大きく、それにより、遠心力も増加していることが原因であると考えられる。

### 3.5 消費パワーの計算

ねじり下げモーメントの増加がサーボモータにどれほどの負荷をかけるのかを考えるにあたって、指標として考えられるものにパワーがある。ブレード形状によって一定の推力増加に必要なピッチ角の変化量は異なり、発生するねじり下げモーメントも異なる。そのため、パワーという角度の変化量によらないもので比較することによって、サーボモータへの負荷を検討する。角度の変化量が異なるので、まずは  $x$  軸周りの角速度を求める。角速度は Eq.(3.2) で表される。本研究では、ブレード形状による消費パワーの比較を行うことが目的であるので、コレクティブピッチ制御にかかる時間は 0.1 秒間であると仮定して、計算を行う。また、消費パワーはトルクと角速度の積で求めることができ、Eq.(3.3) で表される。

$$\omega = \frac{\text{ピッチ角の増加量}}{\text{コレクティブピッチ制御にかかる時間}} \quad (3.2)$$

$$P = M\omega \quad (3.3)$$

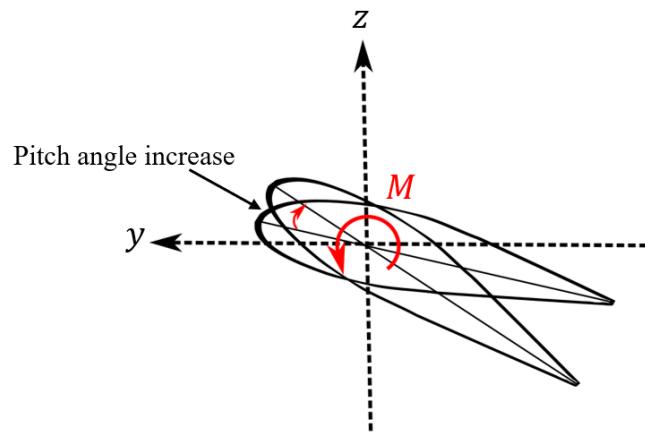


Fig.3.7: Pitch angle increase

Table.3.6 に結果を示す。WB2 のパワーは NB2 と比較して約 6.5 倍ほど大きくなっている。低アスペクト比のブレードは翼面積が大きくなるので、その影響により消費パワーも大きくなっていると考えられる。NB2 と NB4 を比較すると、NB4 のほうが約 1.5 倍ほど大きくなっている。同じ角速度、ピッチ角においては、ブレード枚数が 2 倍になると、サーボモータには 2 倍の負荷がかかるはずであるが、トリム時の角速度とピッチ角が異なるため、少し低くなっていると考えられる。以上の結果より、サーボモータにかかるパワーを最小限にするには、NB4 のような高アスペクト比でソリディティが大きいロータが最適であるといえる。

Table.3.6: Power

Name	Pitch angle increase[deg]	$\omega$ [rad/s]	$P$ [W]
WB2	3.333	0.5817	0.8866
NB2	2.575	0.4494	0.1374
NB4	3.485	0.6082	0.2143

# 第4章

## 考察

本章では、最適なブレード設計を行うために考慮すべき点について述べ、その効果について考察する。まず、CFD 解析より、空気力によるねじり下げモーメントについて述べる。遠心力によるねじり下げモーメントの重要性について考察する。次に翼型がねじり下げモーメントに与える影響について考察する。最後に、設計時のねじり下げがねじり下げモーメントに与える影響について考察する。

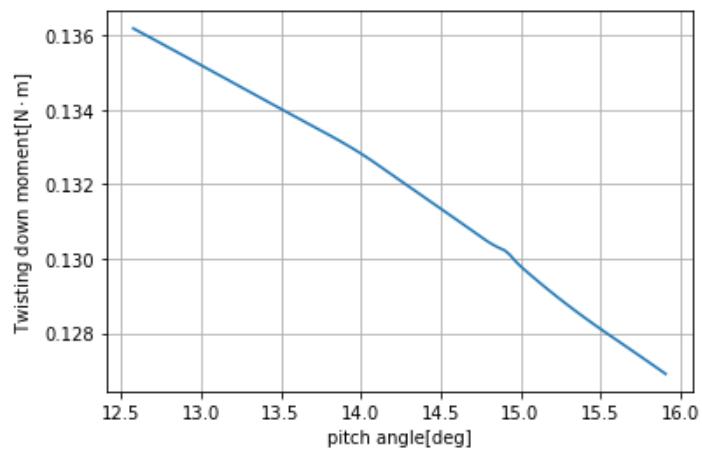
### 4.1 空力によるねじり下げモーメント

Fig. にブレードピッチ角を変化させた場合のねじり下げモーメントの変化を示す。このグラフではねじり下げ方向を正としている。どの角速度においても WB2 が最も大きくなっている。またどの角速度においてもピッチ角の変化に対するねじり下げモーメントの変化は同様の傾向がみられる。WB2 については、ピッチ角が上がるにつれてねじり下げモーメントが減少している。NB2 については、15 度まではほぼ変わらないが、20 度になると約 1.5 倍ほど増加している。NB4 はピッチ角の変化に対してはねじり下げモーメントがほぼ変化しないことがわかる。また、角速度が約 1.5 倍になると、ねじり下げモーメントが約 2.25 倍になっており、ねじり下げモーメントは角速度の 2 乗に比例していることがわかる。したがって、空気力によるねじり下げモーメントではピッチ角よりもロータの角速度による影響が大きいといえる。

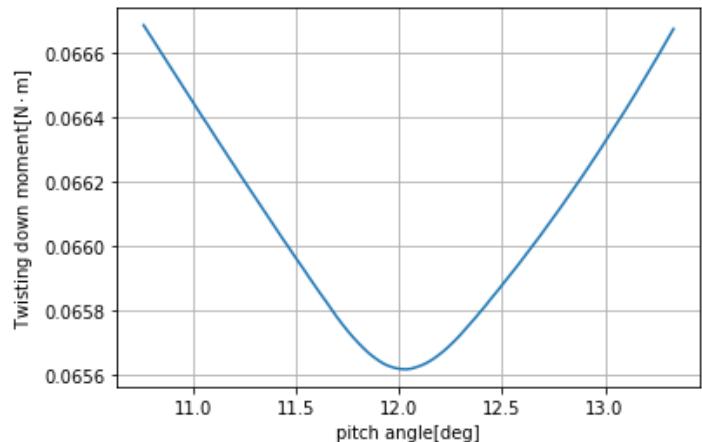
Fig. で得たデータを補間したものである。補間方法としては双3次補間を用いた。Fig. 角速度が低い領域ではほぼ線形であり、ピッチ角の増加に対するねじり下げモーメントの減少量も小さい。高い角速度の領域では、ピッチが上がると急激にねじり下げモーメントも減少している。角速度の変化に対しては、低ピッチ角ではほぼ 2 乗の大きさで増加している。一方、10 度を超えるとその傾向が薄れ、20 度付近ではほぼ線形に増加している。Fig. ピッチ角 20 度の時に急激にねじり下げモーメントが増加するという傾向がすべての角速度の範囲でみられる。角速度は、低いピッチ角においては線形に増加しており、15 度以降においてはその傾きが増加している。Fig. はピッチ角 15 度までは Fig. と同様の傾向がみられる。15 度から 20 度にかけてわずかにねじり下げモーメントが増加している。Wb2,NB2,NB4 などのグラフにおいても、角速度の変化がねじり下げモーメント

ントの増減に大きく寄与していることが示唆されている。

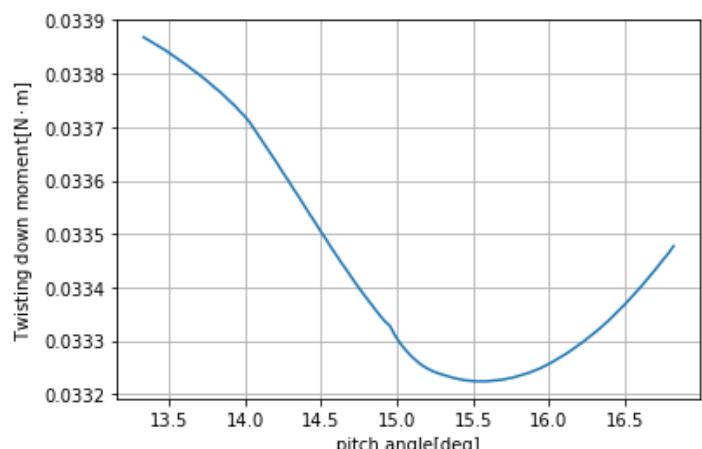
Fig.4.1 は Table. で示した条件から推力を 10 N 増加した際のピッチ角までの空気力によるねじり下げモーメントを表している。Fig.4.1a では、ピッチ角が増加するに従って、ねじり下げモーメントが減少している。Fig.4.1b では、12 度付近で最小値がみられ、それ以降は増加している。Fig.4.1c では最小値が 15.5 度ほどの点に変化している。WB2 と NB2 では約 2 倍ほどの差があり、NB2 と NB4 でも約 2 倍ほどの差がある。よって、空気力によるねじり下げモーメントを考慮して場合も、NB4 がロータブレードの設計としては最適であると考えられる。Fig. に推力を 10 N 増加した際の空気力によるねじり下げモーメントと遠心力によるねじり下げモーメントを示す。なお、空気力によるねじり下げモーメントと遠心力によるねじり下げモーメントを比較するため、カウンターウェイトは搭載していない。どのグラフにおいても、遠心力によるねじり下げモーメントに比べて、空気力によるねじり下げモーメントは小さい。また、ピッチ角が変化した時の増加量も遠心力によるねじり下げモーメントと比較すると小さくなっている。したがってブレード設計においては、遠心力によるねじり下げモーメントを重視して形状を決定することが重要であると考えられる。



(a) WB2



(b) NB2



(c) NB4

Fig.4.1: Twisting down moment by aerodynamic force

## 4.2 翼型の影響

本研究では、これまで翼型を OAF117 として検討を行ってきた。これは、ねじり下げを有するブレードである OAF117 が対称翼の NACA0009 よりも空力性能が良いことが先行研究より得られており、最適なブレード設計においては空力性能が良いことは重要といえるからである。しかしながら、翼型が遠心力によるねじり下げモーメントに与える影響を考慮することで、より最適なブレードの設計が可能であると考える。本節では、そのような経緯から、翼型の影響について考察する。Fig. に翼型が遠心力によるねじり下げモーメントに与える影響について示す。グラフの赤い部分がねじり下げに影響がある部分で、青い部分がねじり上げに影響がある部分である。対称翼に関しては、ピッチが上がるにつれてねじり下げモーメントが増加していくと考えられる。一方で OAF117 のような非対称翼については、ねじり上げに影響がある部分が対称翼に比べて多く、高いピッチにおいても遠心力によるねじり下げモーメントを低減できると考えられる。また、設計時にねじり下げを付けることで回転軸から距離が離れている部分も、ねじり下げモーメントの増加を抑えることが出来ると考えられる。したがって、非対称翼で、ねじり下げを有しているブレード形状が最適であると考えられる。

翼型については、設計時には空力性能も重視する必要があるが、本節ではねじり下げモーメントのみに注目して、非対称翼と設計時のねじり下げの有用性について検討する。Table.4.1 に検討するブレードのモデルを示す。ブレードの直径は 0.686 m、平面形はテーパ比 0.603 のテーパ翼で統一した。ロータの角速度は 314 rad/s で統一した。ブレードの翼型は NACA0009 と OAF117 で検討する。ブレードの表皮はすべて 3 mm であるとする。WB2, WC2 には 21 度の線形のねじり下げがついているものとする。翼弦長、アスペクト比、翼枚数は同一とする。ねじり下げモーメントの変化が大きい低アスペクト比のブレードで検討する。また、NACA0009,OAF117 の翼型について、Fig.4.2 に示す。

Table.4.1: Blade type

Name	Airfoil	Number of blades	Twist[deg]	$c_1$ [m]	$c_2$ [m]	Aspect Ratio	Solidity
WA2	NACA0009	2	0	0.0724	0.12	2.566	0.1286
WB2	OAF117	2	-21	0.0724	0.12	2.566	0.1286
WC2	NACA0009	2	-21	0.0724	0.12	2.566	0.1286
WD2	OAF117	2	0	0.0724	0.12	2.566	0.1286



(a) NACA0009



(b) OAF117

Fig.4.2: Airfoil

Fi ブレードピッチ角を 0 度から 20 度まで変化させた場合のねじり下げモーメントを示す。どのグラフにもピッチ角が増加するにつれて線形的に同様の増加率でねじり下げモーメントが増加している。これは、翼型と設計時のねじり下げがねじり下げモーメントの増加率には影響を与えないことを示している。ねじり下げのついてない WA2, WD2 については、WD2 のほうが値は小さくなっている。対称翼と非対称翼では、非対称翼のほうがねじり下げモーメントが小さい。しかしながら、翼型が同じである WA2, WC2 を見ると、WC2 は 20 度までねじり上げモーメントがはたらいており、設計時のねじり下げは定常時のピッチ角によって効果的であるかどうかが変化するといえる。そのため、トリム時のピッチ角に応じて、設計時にねじり下げを付けるか判断する必要があると考えられる。

最後に、設計時のねじり下げの影響の大きさを検討する。WA2, WD2 の翼型データについて、線形のねじり下げなしから 20 度まで 5 度刻みでねじり下げモーメントを計算した。この検討の目的は、Fig. でみられたねじり下げモーメントがねじり上げモーメントへと変化してしまうことへの対策として、最適な線形のねじり下げの角度を探索することにある。ブレードピッチ角を 0 度から 20 度まで変化させた場合のねじり下げモーメントを Fig. に示す。どちらのブレードモデルについてもねじり下げの角度を変えたことによる増加率の変化は見られなかった。また、WA2 と WD2 では、設計時のねじり下げの影響は WA2 のほうが大きい。WA2 については、一般的な翼型において空力性能が良いと考えられるピッチ角 10 度でのねじり下げモーメントは設計時のねじり下げモーメントを 10 度に設定することで発生させないことが可能である。一方 WD2 については、ピッチ角 10 度の際は設計時のねじり下げを 20 度に設定することでねじり下げモーメントを小さくすることが出来る。以上の結果から可変ピッチロータ搭載型のマルチロータ機では、必要となる推力の幅に応じて設計時のねじり下げを決定することは有効である。しかしながら、ピッチ角によってはねじり上げモーメントが発生してしまうこともあるため、設計指針としてはカウンターウェイトを搭載することでねじり下げモーメントを低減するほうが望ましいと考えられる。

# 第 5 章

## 結論

第 1 章ではマルチロータ機の現状と運用上の課題である外乱に対する安定性の低さと制御の応答の重要性について実例をもとに説明した。そして、外乱に対する制御の応答の遅さを解決するための対策手法として本研究の目的とそれによって達成される利点を述べた。最後に本研究の具体的な流れについて説明する。

第 2 章では可変ピッチロータ搭載型のマルチロータ機に関して、遠心力によるねじり下げ発生の要因と解析対象の機体について示した。また、検討するブレード形状についてその特徴を述べた。

第 3 章ではねじり下げモーメントを相殺するカウンターウェイトの検討と、消費パワーの計算結果を示した。まず、ホバリング状態における必要推力を決定し、ホバリング時の性能指数を用いて、ピッチ角、角速度を決定した。トリム時に発生する遠心力によるねじり下げモーメントを相殺するカウンターウェイトを搭載し、推力を増加させた際のねじり下げモーメントの変化について述べた。最後に、ねじり下げモーメントによって発生する消費パワーを計算し、サーボモータに与える負荷を検討した。

第 4 章では最適なブレード設計を行うために考慮すべき点について述べ、その効果について考察した。CFD 解析により、空気力によるねじり下げモーメントを考慮し、遠心力によるねじり下げモーメントとの比較を行った。また、翼型や設計時のブレードのねじり下げがモーメントに与える影響について検討した。

今後の課題としては、カウンターウェイトの搭載による、機体形状の制約についての検討、ロータ個数の変更による、ねじり下げモーメントの低減の検討などが考えられる。

# 参考文献

- [1] 寛一郎加藤, 勇生今永. ヘリコプタ入門. 東京大学出版会, 1985.
- [2] 康平斎藤. ヘリコプタ (航空工学講座). 日本航空技術協会, 2008.
- [3] Yuji Yoshizaki and Shigeru Sunada. The effect of rotorcraft cg offset on aerodynamic stability aiming to obtain vibration reduction. *JOURNAL OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES*, Vol. 71, No. 3, pp. 105–111, 2023.
- [4] Yuji YOSHIZAKI and Shigeru SUNADA. Analysis of rotorcraft vibration reduction using a center-of-gravity offset. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES*, Vol. 66, No. 1, pp. 1–9, 2023.
- [5] Yuji Yoshizaki and Shigeru Sunada. Note on auxiliary substitution measures of cg offset aiming for rotorcraft vibration reduction. *JOURNAL OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES*, Vol. 71, No. 4, pp. 174–180, 2023.
- [6] S Stupar, A Simonović, and M Jovanović. Measurement and analysis of vibrations on the helicopter structure in order to detect defects of operating elements. *Scientific Technical Review*, Vol. 62, No. 1, pp. 58–63, 2012.
- [7] Charles R Farrar and Nick A.J Lieven. Damage prognosis: the future of structural health monitoring. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol. 365, No. 1851, pp. 623–632, December 2006.
- [8] M Ali, M Youssef, M Hamaad, and A El-Butch. A study on fault diagnosis by vibration analysis at different loading and speed conditions. In *Proceedings of the 13th International Conference on Aerospace Science & Aviation Technology*, Egypt, 2010.
- [9] Miroslav Jovanović. Analysis of low frequency vibrations on the structural connection elements of the gazelle helicopter. *Vojnotehnicki glasnik*, Vol. 58, No. 4, pp. 17–36, 2010.
- [10] M Jovanović, Z Filipović, S Stupar, and A Simonović. An example of equipment subsystem for aircraft life extending model. *Quality of Life Research*, Vol. 25, No. 12, pp. 3173–3180, 2011.
- [11] M Harris. *Shock and Vibration Handbook*, Vol. 4. McGraw-Hill, New York, NY, 1996.
- [12] Kevin Ferguson and Douglas Thomson. Investigation of a compound helicopter flying the depart and abort mission task element. *Journal of Aircraft*, Vol. 52, No. 1, pp. 156–167,

2017.

- [13] Richard Bielawa. *Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity*, pp. 239–274. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 1 2006.
- [14] Joon W. Lim, Yung H. Yu, and Wayne Johnson. Calculation of rotor blade-vortex interaction airloads using a multiple-trailer free-wake model. *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 6, pp. 1123–1130, November 2003.

# 謝辞

本論文の執筆にあたり、名古屋大学大学院工学研究科砂田茂教授には、ご多忙の中ミーティング等を通じて研究方針から結果考察、資料作成に至るまで長期に渡りご指導ご鞭撻をいただきました。ここに厚く御礼申し上げます。

また、名古屋大学大学院工学研究科稻守孝哉准教授には、研究内発表を通じて宇宙機からの視点を踏まえた貴重なご助言やご指摘をいただきました。ここに深く感謝の意を示します。

加えて、工学研究科修士二年藤井寛人殿には、本研究の多岐にわたる部分でご相談いただきました。この場を借りて厚く御礼申し上げます。

最後に、研究のみならず、研究室での生活を豊かなものとしていただいた、名古屋大学大学院工学研究科宇宙航空機運動システム工学研究グループの皆様にも、深く御礼申し上げます。

令和 8 年 2 月 中島悠貴