

令和 6 年度 学士論文

遠心力によるピッティングモーメントを
考慮したロータブレードの設計指針

名古屋大学 工学部 機械・航空宇宙工学科
航空宇宙機運動システム工学研究グループ

学籍番号 082050556

中島 悠貴

指導教員 砂田 茂 教授

提出日 2024 年 2 月 7 日(水)

目次

目次	2
図目次	4
表目次	5
記号表	6
第 1 章 序論	7
1.1 研究背景	7
1.2 本研究の目的	9
1.3 本論文の構成	10
第 2 章 問題設定・モデル化	11
2.1 解析対象機体	11
2.2 ねじり下げモーメント発生の原理	12
2.3 ロータブレード	13
2.4 ブレード解析モデル	15
第 3 章 結果	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	22
3.3 カウンターウェイトの搭載	23
3.4 推力増加時のねじり下げモーメントの計算	26
3.5 消費パワーの計算	29
第 4 章 考察	31
4.1 空力によるねじり下げモーメント	31
4.2 翼型の影響	36
第 5 章 結論	40

参考文献	41
謝辞	43

図目次

1.1	Aerial Works ARGAS MG-1	8
1.2	DJI Martice 300 RTK	8
1.3	Module for controlling collective pitch	9
1.4	Variable pitch multirotor aircraft AXM-1000	10
2.1	Overview of the multirotor analysis model	11
2.2	Overview of the rotor analysis model	12
2.3	Blade viewed from xy plane	13
2.4	Blade viewed from yz plane	13
2.5	Blade model	15
3.1	Analysis grid	17
3.2	Relationship between pitch angle and thrust	18
3.3	Relationship between pitch angle and Figure of Merit	18
3.4	Relationship between pitch angle, angular velocity and thrust	20
3.5	Relationship between pitch angle, angular velocity and Figure of Merit	21
3.6	Counterweight at 0 degree pitch angle	23
3.7	Counterweight when pitch angle is taken	23
3.8	Flowchart of calculation of counterweight	24
3.9	Flowchart of calculation of power	26
3.10	Twisting down moment	28
3.11	Pitch angle increase	29
4.1	Relationship between pitch angle and twisting down moment	32
4.2	Relationship between pitch angle, angular velocity and Twisting down moment	33
4.3	Twisting down moment by aerodynamic force	34
4.4	Comparison of twisting down moment due to aerodynamic force vs. centrifugal force	35
4.5	Relationship between airfoil and twisting down moment	36
4.6	Airfoil	37

4.7	Comparison by airfoil and twisting down	38
4.8	Twisting down at design	39

表目次

2.1	Rotor type	14
2.2	Aspect ratio	14
2.3	Solidity	14
2.4	Blade specification	15
3.1	Pitch angle and angular velocity($T = 39.227$ N)	19
3.2	Twisting down moment at steady state	22
3.3	Twisting down moment and counterweight	25
3.4	Figure of Merit with counterweight	25
3.5	Pitch angle when thrust increases	26
3.6	Power	30
4.1	Blade type	37

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	m^3	microvolume of microelements
g	m/s^2	gravitational acceleration
m	kg	total mass of multirotor
M	N · m	pitching moment acting on blade
N_{rotor}	-	number of rotors
P	W	power consumption
R	m	rotor radius
T	N	thrust
v_0	m/s	induced velocity
θ	rad or deg	collective pitch angle
ρ	kg/m^3	air density
ρ_b	kg/m^3	blade density
ψ	rad or deg	angle between microelements and x -axis
ω	rad/s	angular velocity relative to blade pitch angle
Ω	rad/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

マルチロータ機とは3発以上のロータを用いて飛行する航空機であり、近年その市場は拡大を続けている。その特徴として、空中の1点で静止するホバリングや上昇・下降といった鉛直方向の移動が可能であることが挙げられる。また、同じ回転翼機であるシングルロータヘリコプタと比較して操縦が容易であり、フィードバック機能搭載による自律飛行が実現されている[1]。これらの特徴を活かして現在はFig.1.1, Fig.1.2のように農薬散布やインフラ設備の点検監視などの用途で使用されている。

このように通常は人が行ってきた負担や危険が伴う作業をマルチロータ機に代替させができるメリットは非常に大きく、現在も世界中で新たな用途に向けた研究開発が進んでいる[2]。例えば、市街地から離れた山岳部の田舎や離島への物資輸送などに使用されることが期待されている。道路の整備状況や交通状況に左右されないので、従来の輸送方法よりも時間短縮され、省人化も可能となるからである[3]。また、経済産業省ではドローンに関する政府の取り組みを工程表にまとめた「空の産業革命に向けたロードマップ」を策定しており、法整備、技術開発、社会実装を促進している[4]。このようにマルチロータ機は様々な分野での活躍が期待され、注目を集めている航空機である。

現在盛んに研究開発が進むマルチロータ機であるが、運用上の課題がいくつか存在する。そのうちの1つが突風のような外乱に対する安定性の低さである[5]。マルチロータ機が飛行中に風を受けると、風に流されながら機体が重心周りに傾いてしまう。特に小型機は大型機に比べて慣性モーメントが小さいため、このような姿勢変動を発生しやすい。また、突然の強風を受けた際には機体

の姿勢が短時間の間に大きく変動してしまう。通常機体は制御によって復元モーメントを発生させることで姿勢を元の状態に戻すのだが、短時間で姿勢が大きく変動し、この姿勢の回復が間に合わない場合、機体は墜落してしまう可能性がある。国土交通省によると実際にその姿勢変動による墜落事故が複数発生しているのが現状である [6]。空撮や農業用のマルチロータ機など、姿勢の安定性に重きを置かれる機体の運用時には、制御の即応性が求められる。しかしながら、現在多くのマルチロータ機では回転数制御を採用しているため、応答が遅くなっている。したがって、マルチロータ機を安全に運用かつ他分野での利用を推進するためには外乱による姿勢変動への制御の即応性の向上が必要である。



Fig.1.1: Aerial Works ARGAS MG-1 [7]

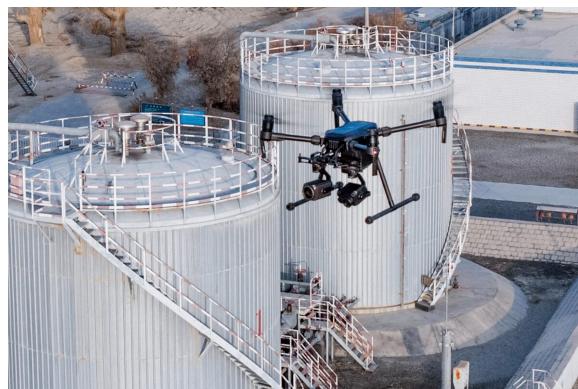


Fig.1.2: DJI Matrice 300 RTK [8]

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 [9]。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 [10]。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 [11]。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。

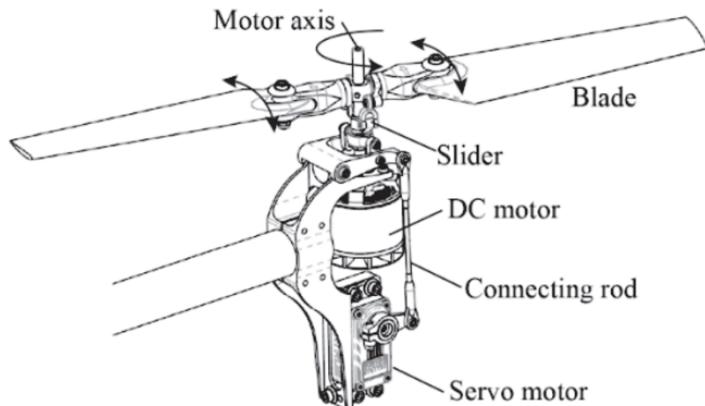


Fig.1.3: Module for controlling collective pitch [9]



Fig.1.4: Variable pitch multicopter aircraft AXM-1000 [12]

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。

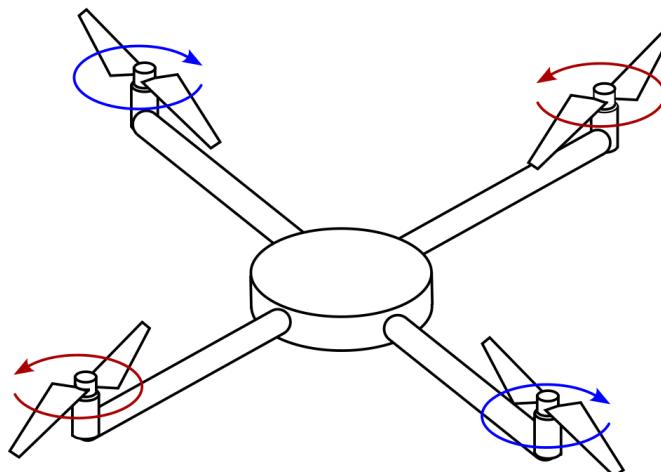


Fig.2.1: Overview of the multirotor analysis model

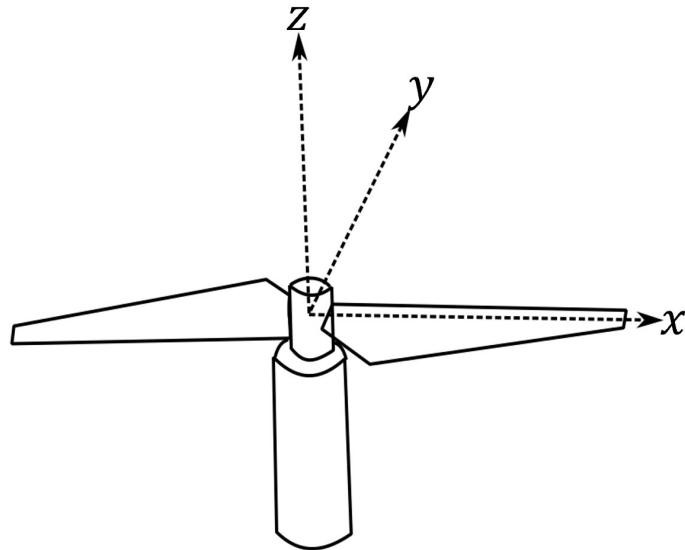


Fig.2.2: Overview of the rotor analysis model

2.2 ねじり下げモーメント発生の原理

Fig.2.3 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 ψ 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.2.4 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。

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

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

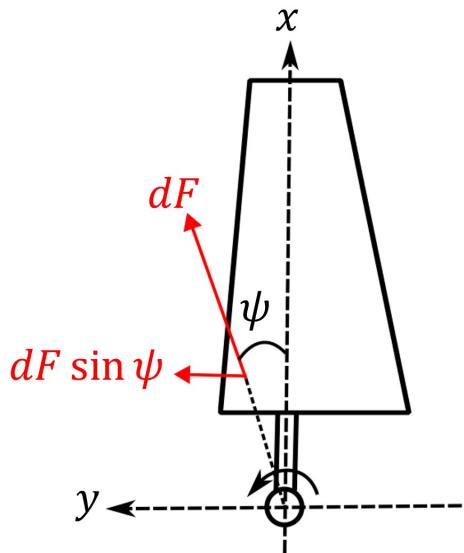


Fig.2.3: Blade viewed from xy plane

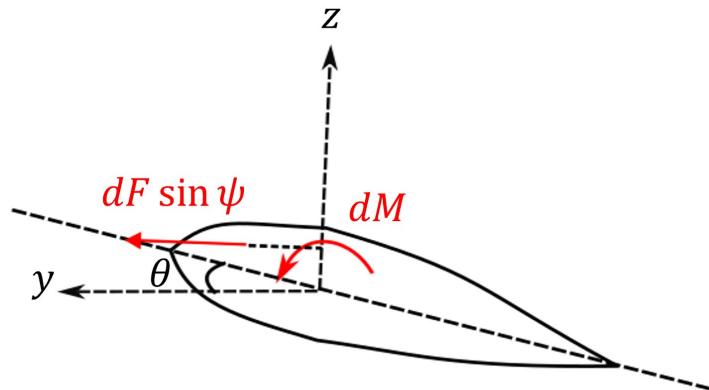


Fig.2.4: Blade viewed from yz plane

2.3 ロータブレード

Table.2.1 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.2.2, Table.2.3 にそ

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: Rotor type

Rotor type	Fixed pitch rotor	Variable pitch rotor
merit	low cost light weight easy to handle	fast response
demerit	slow response	high cost heavyweight difficult to handle

Table.2.2: 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.2.3: 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.2.5 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.2.4 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。

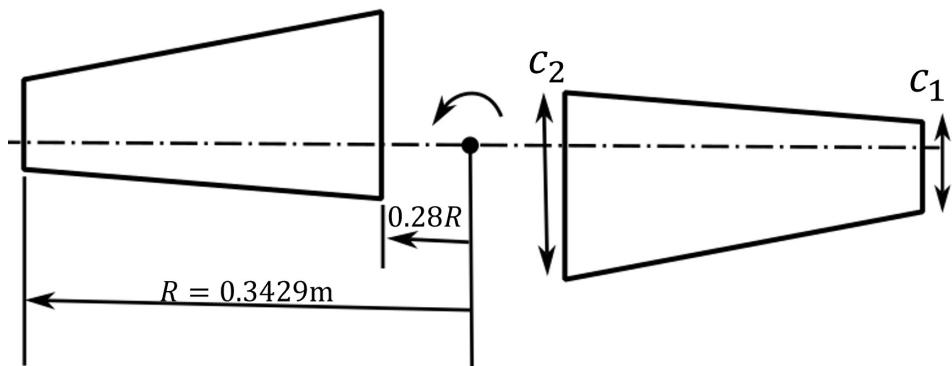


Fig.2.5: Blade model

Table.2.4: Blade specification

Name	Airfoil	Number of blades	Twist[deg]	$c_1[\text{m}]$	$c_2[\text{m}]$	Aspect Ratio	Solidity
WB2	OAF117	2	-21	0.0724	0.12	2.566	0.1286
NB2	OAF117	2	-21	0.0362	0.06	5.133	0.0642
NB4	OAF117	4	-21	0.0362	0.06	5.133	0.1286

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。

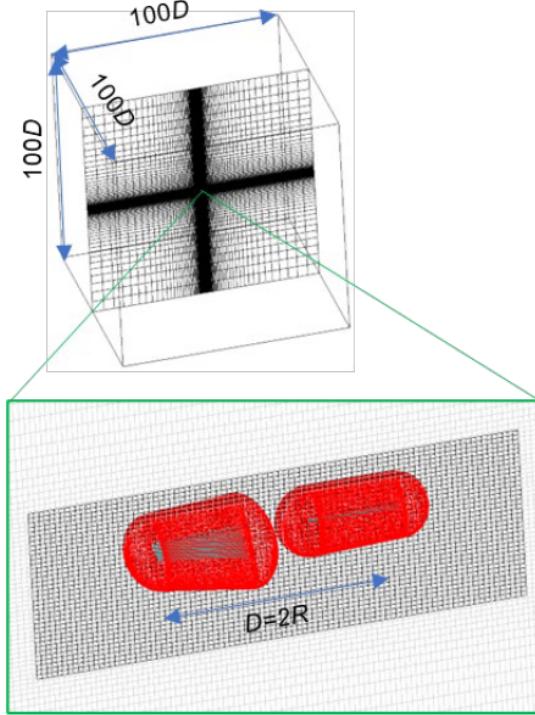


Fig.3.1: Analysis grid

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.3.2 に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.3.3 に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, 羽枚数が 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.

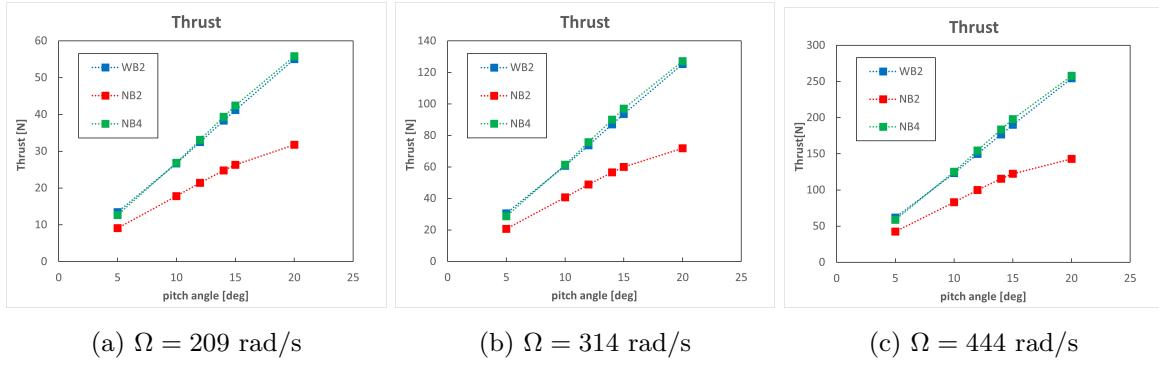


Fig.3.2: Relationship between pitch angle and thrust

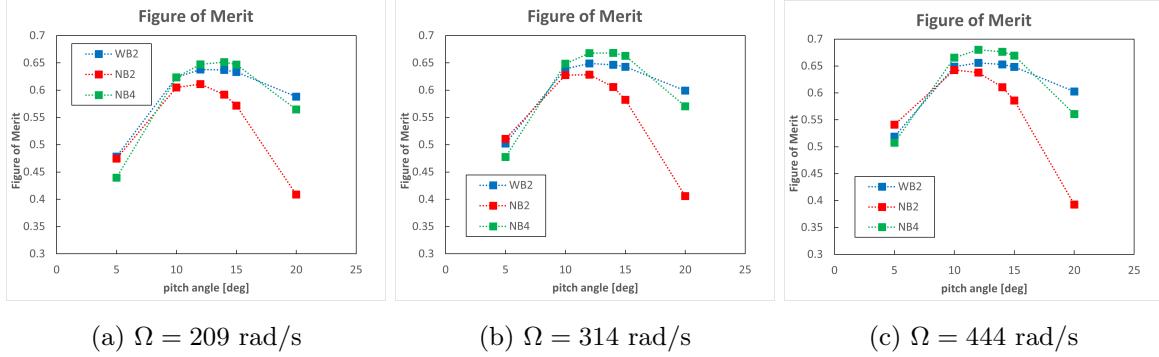


Fig.3.3: Relationship between pitch angle and Figure of Merit

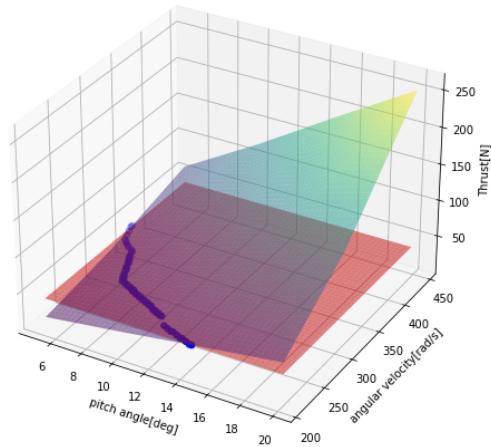
本解析では、推力が一定であるという条件からピッチ角と角速度の組み合わせを決定して、その組み合わせの中から Figure of Merit が最大になる点を探査した。Fig.3.4 は x 軸にピッチ角、 y 軸に角速度をとり、双線形補間を用いて推力の分布を表したものである。グラフ上の赤の平面は $T = 39.227 \text{ N}$ であり、この平面との交点が青のプロットである。Fig.3.4a, Fig.3.4c を見ると、どちらもピッチ角、角速度が大きくなるほど推力が増加している。また、最大値は 250 N ほどになっている。一方で Fig.3.4b を見ると、WB2, NB4 と比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.3.5 は x 軸にピッチ角、 y 軸に角速度をとり、双三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.3.5a と Fig.3.5c 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.3.5b 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.3.4 で得たプロットの中で Figure of Merit が最大になる点を探査した結果を Table.3.1 に示

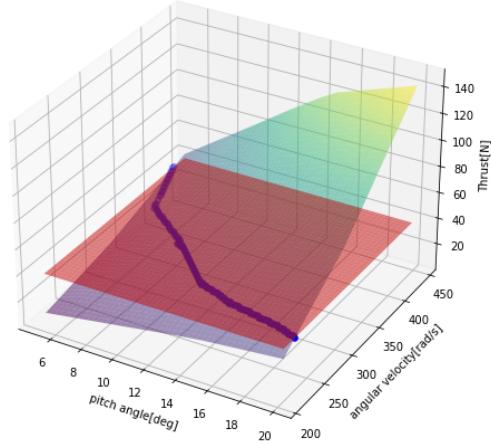
す。NB2 はピッチ角と角速度が WB2, NB4 と比べて大きく、Figure of Merit が最も低くなっている。Figure of Merit が最も大きいのは NB4 であるが、これは相対流れ角が最適化されているねじり下げがあるブレードにおいては、翼面での剥離がない場合に翼端の影響が小さな高アスペクト比翼の利点が現れているためであると考えられる。以上の結果より、空力性能については NB4 が最も優れていると考えられる。

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

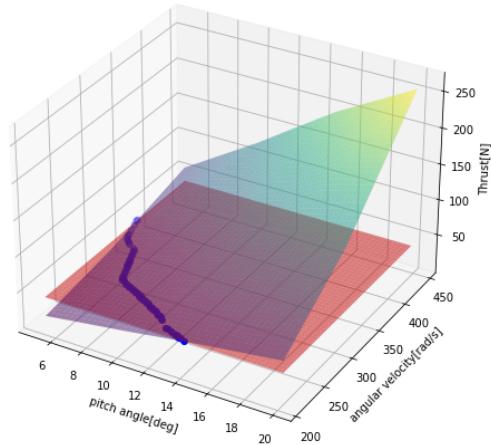
Name	Pitch angle[deg]	Angular velocity[rad/s]	Figure of Merit
WB2	12.879	218.495	0.6394
NB2	10.758	296.828	0.6266
NB4	13.333	213.747	0.6526



(a) WB2

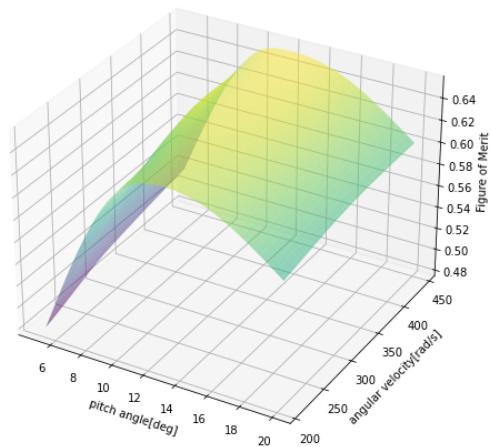


(b) NB2

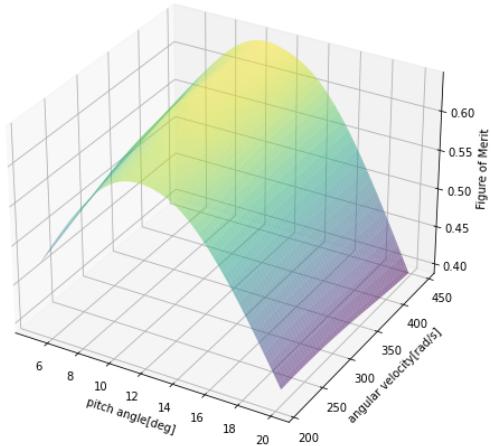


(c) NB4

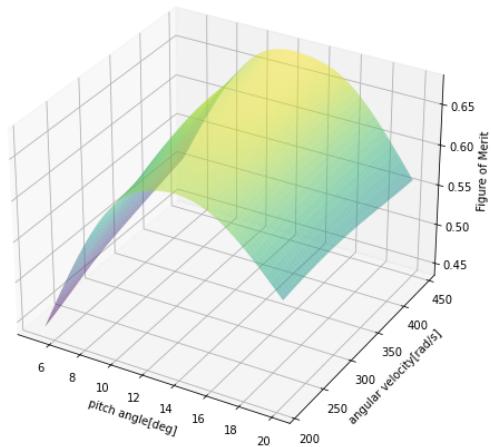
Fig.3.4: Relationship between pitch angle, angular velocity and thrust



(a) WB2



(b) NB2



(c) NB4

Fig.3.5: 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。ピッキングモーメントは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.2.4 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.3.6 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.3.7 のように x 軸と y 軸の間に遠心力が発生し、 y 軸方向成分によつ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。

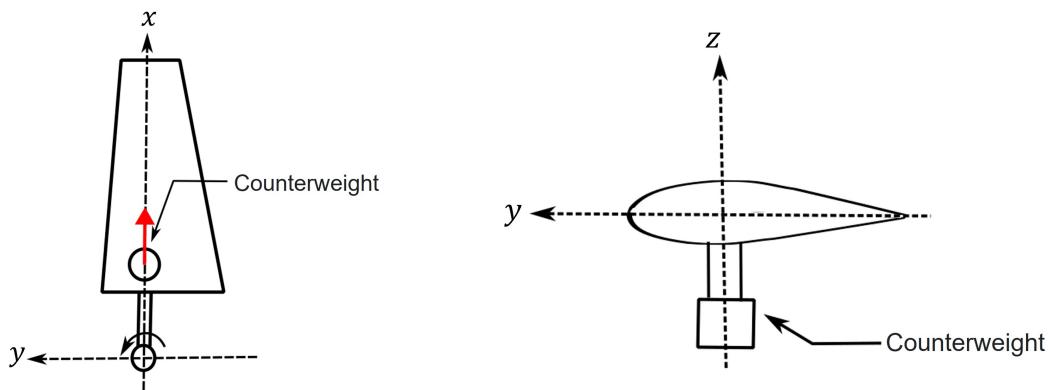


Fig.3.6: Counterweight at 0 degree pitch angle

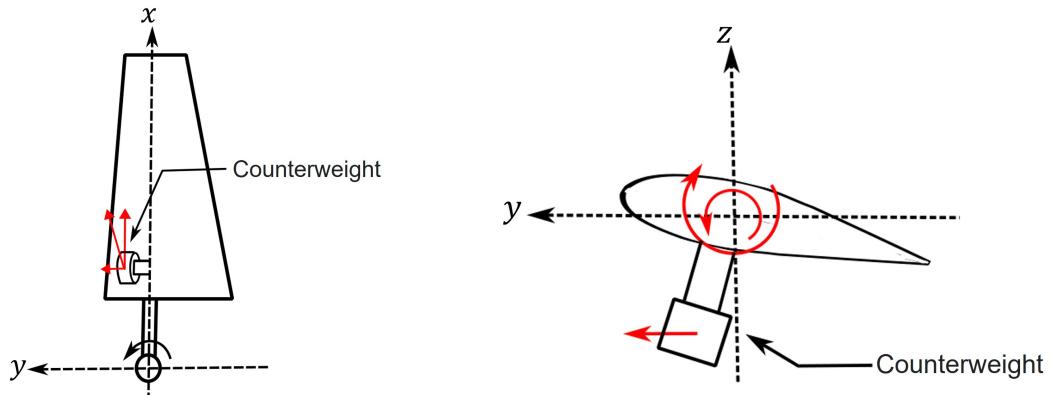


Fig.3.7: Counterweight when pitch angle is taken

本研究では、カウンターウェイトの搭載について Fig.3.8 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。

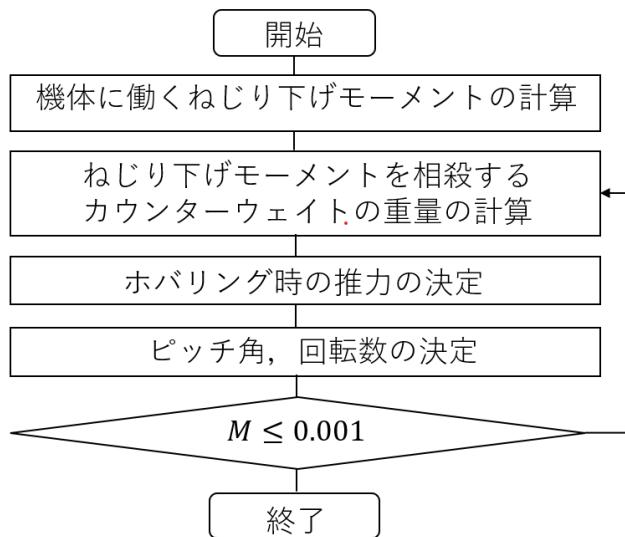


Fig.3.8: Flowchart of calculation of counterweight

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キングモーメントを Table.3.3 に示す。ピッキングモーメントは 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ヂ角と角速度、Figure of Merit を Table.3.4 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。これらのピッヂ角と角速度を定常時のピッヂ角、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]	Counteweighth[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.3.9 のような手順で行う。まず、Fig.3.4 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.3.4 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 ω はロータの角速度 Ω とは異なるため、注意が必要である。 x 軸周りの角速度 ω と消費パワー P については第 3.5 節で述べる。

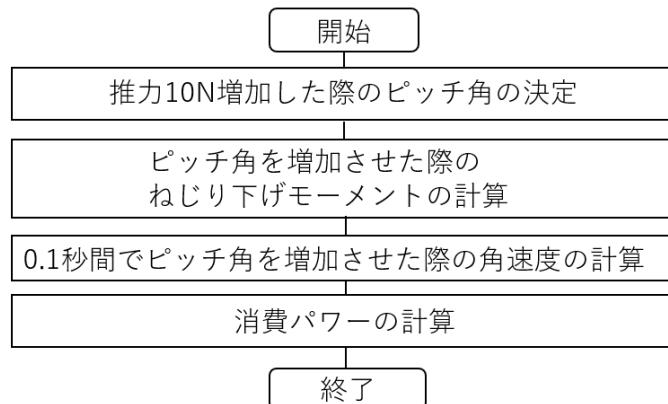


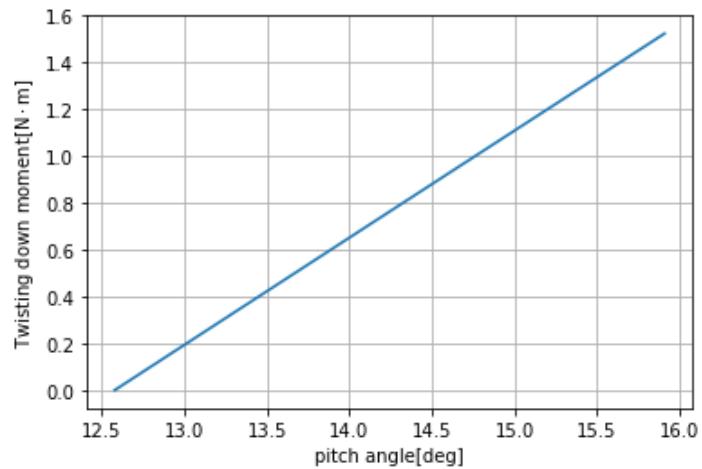
Fig.3.9: Flowchart of calculation of power

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。

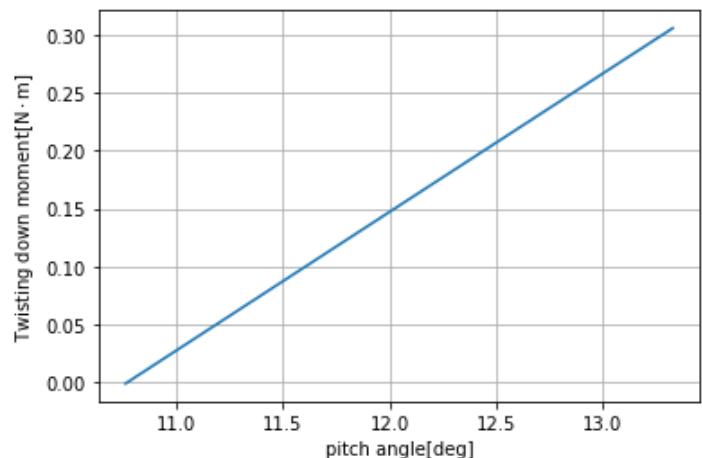
Table.3.5: Pitch angle when thrust increases

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

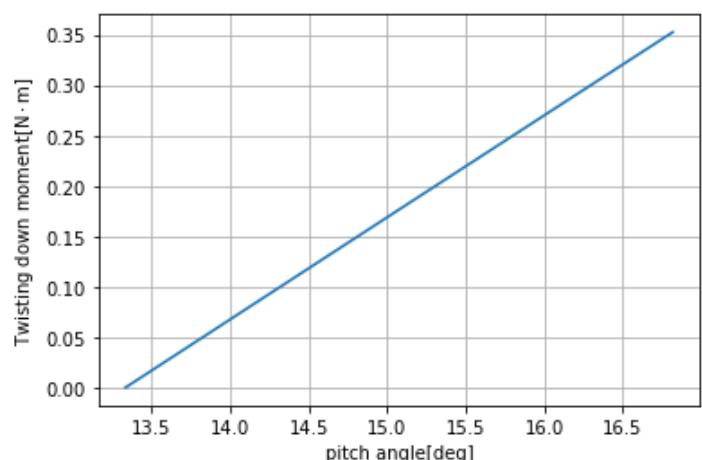
ねじり下げモーメントを計算した結果を Fig.3.10 に示す。どのグラフにおいても解析を行った範囲では、線形性がみられている。グラフの傾きについては、WB2 が 0.4569, NB2 が 0.1191, NB4 が 0.1009 であり、WB2 が最も増加率が高かった。これは、ブレード面積によるところが大きいと考えられる。翼枚数が異なる NB2 と NB4 で比較した際には、傾きは近い値であることから、ねじり下げモーメントにソリディティは影響が小さいのではないかと考えられる。10 N 増加後のねじり下げモーメントについては、WB2 が最も大きく NB2 の約 5 倍となっている。翼面積の違いにより、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。



(a) WB2



(b) NB2



(c) NB4

Fig.3.10: Twisting down moment

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。

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

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

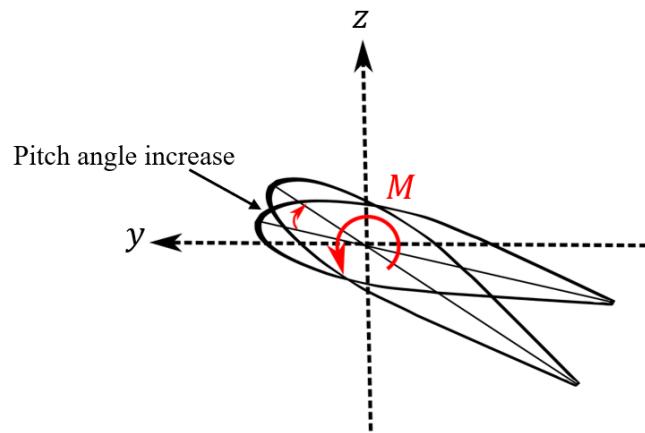


Fig.3.11: Pitch angle increase

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]	ω [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.4.1 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。

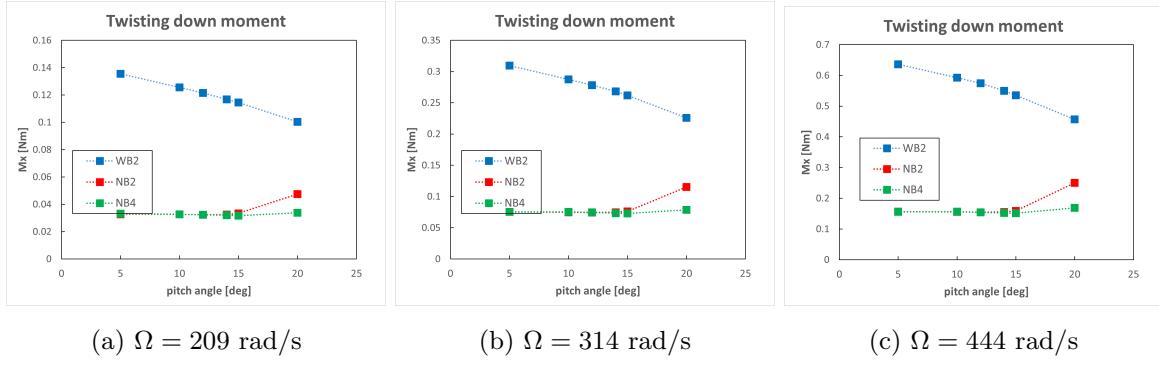
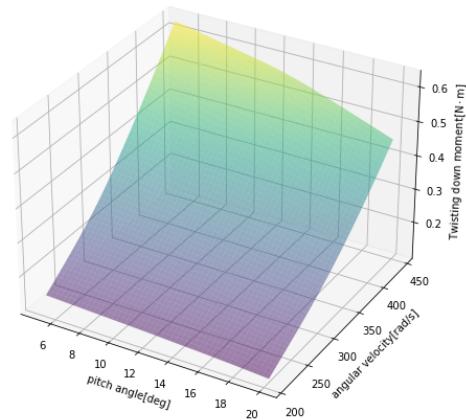


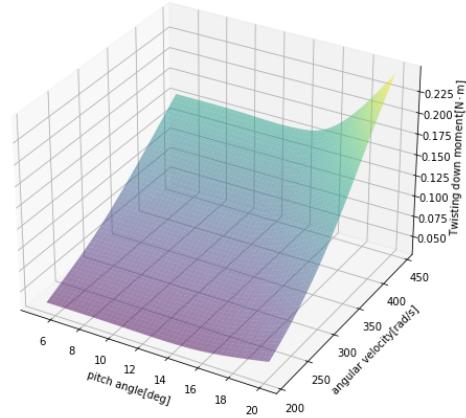
Fig.4.1: Relationship between pitch angle and twisting down moment

Fig.4.2 は Fig.4.1 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.4.2a は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.4.2b はピッチ角 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.4.2c はピッチ角 15 度までは Fig.4.2b 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。

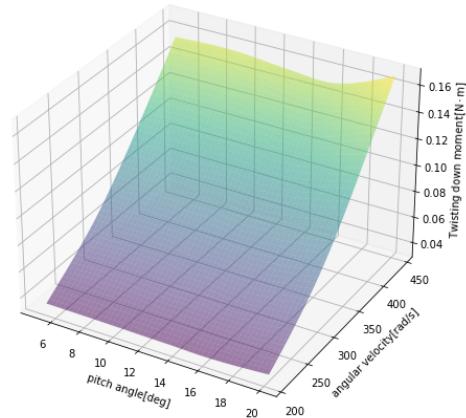
Fig.4.3 は Table.3.4 で示した条件から推力を 10 N 増加した際のピッチ角までの空気力によるねじり下げモーメントを表している。Fig.4.3a では、ピッチ角が増加するに従って、ねじり下げモーメントが減少している。Fig.4.3b では、12 度付近で最小値がみられ、それ以降は増加している。Fig.4.3c では最小値が 15.5 度ほどの点に変化している。WB2 と NB2 では約 2 倍ほどの差があり、NB2 と NB4 でも約 2 倍ほどの差がある。よって、空気力によるねじり下げモーメントを考慮して場合も、NB4 がロータブレードの設計としては最適であると考えられる。Fig.4.4 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

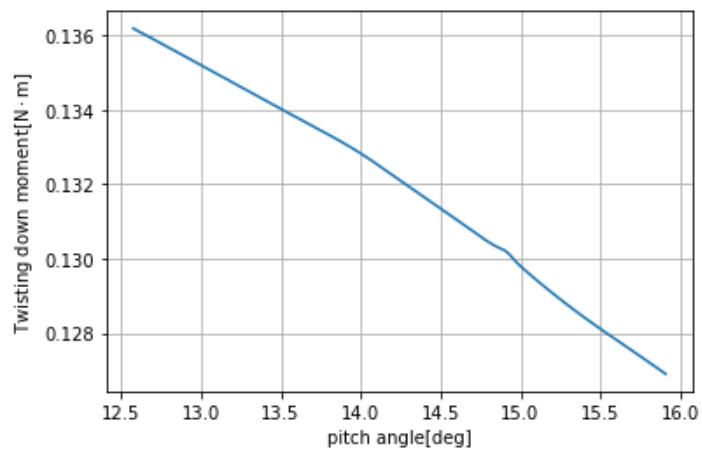


(b) NB2

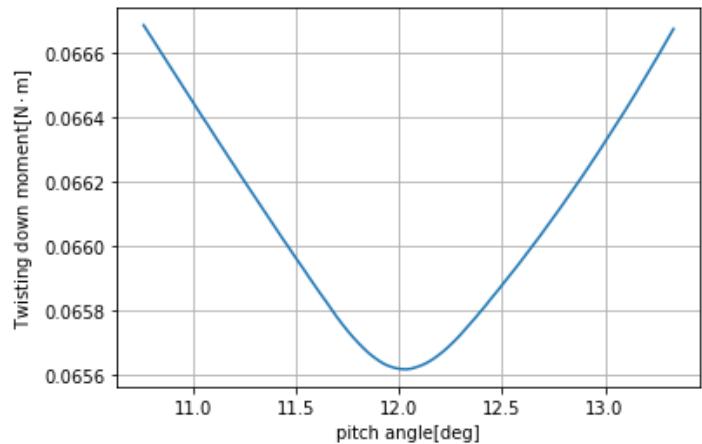


(c) NB4

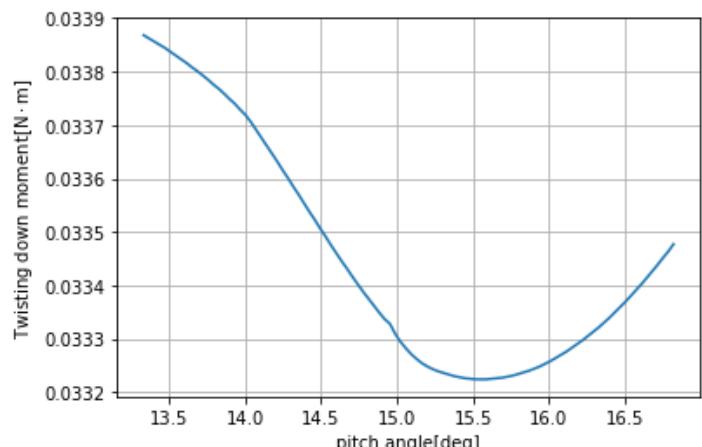
Fig.4.2: Relationship between pitch angle, angular velocity and Twisting down moment



(a) WB2

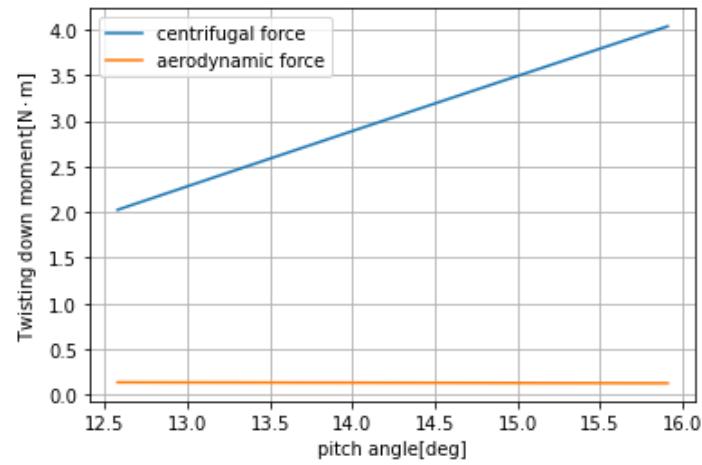


(b) NB2

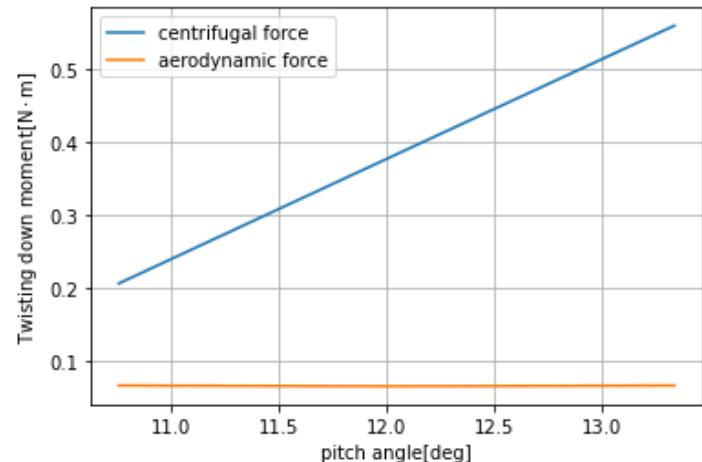


(c) NB4

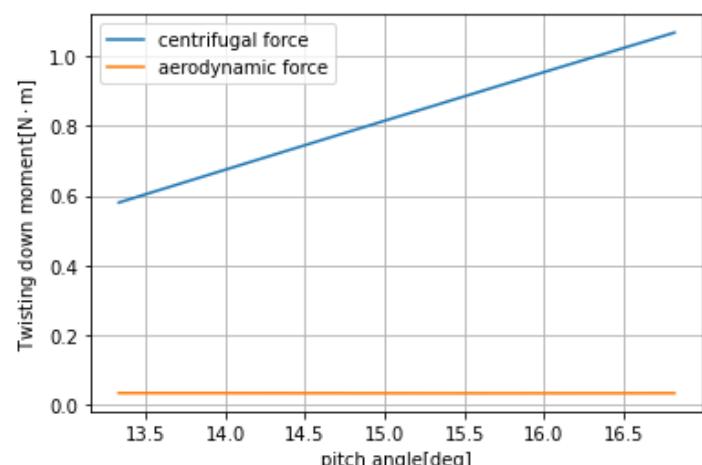
Fig.4.3: Twisting down moment by aerodynamic force



(a) WB2



(b) NB2



(c) NB4

Fig.4.4: Comparison of twisting down moment due to aerodynamic force vs. centrifugal 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 [10] 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.4.5 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。

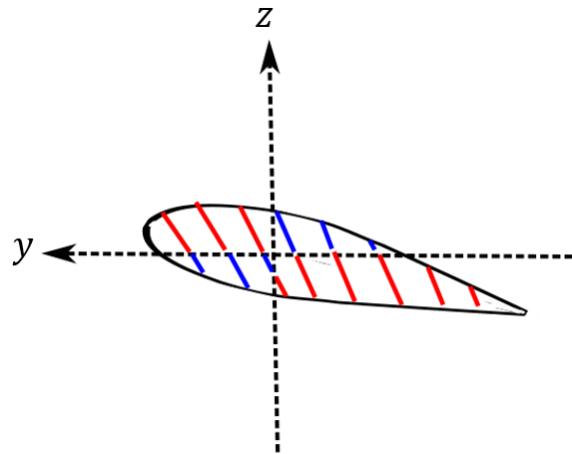


Fig.4.5: Relationship between airfoil and twisting down moment

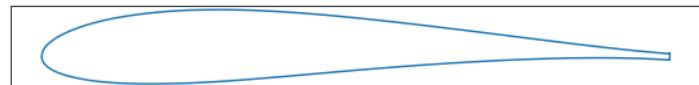
翼型については、設計時には空力性能も重視する必要があるが、本節ではねじり下げモーメントのみに注目して、非対称翼と設計時のねじり下げの有用性について検討する。Table.4.1 に検討するブレードのモデルを示す。ブレードの直径は 0.686 m、平面形はテーパ比 0.603 のテーパ翼で統一した。ロータの角速度は 314 rad/s で統一した。ブレードの翼型は NACA0009 と OAF117 で検討する。ブレードの表皮はすべて 3 mm であるとする。WB2, WC2 には 21 度の線形のねじり下げがついているものとする。翼弦長、アスペクト比、翼枚数は同一とする。ねじり下げモーメントの変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.4.6 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.4.6: Airfoil

Fig.4.7 に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。

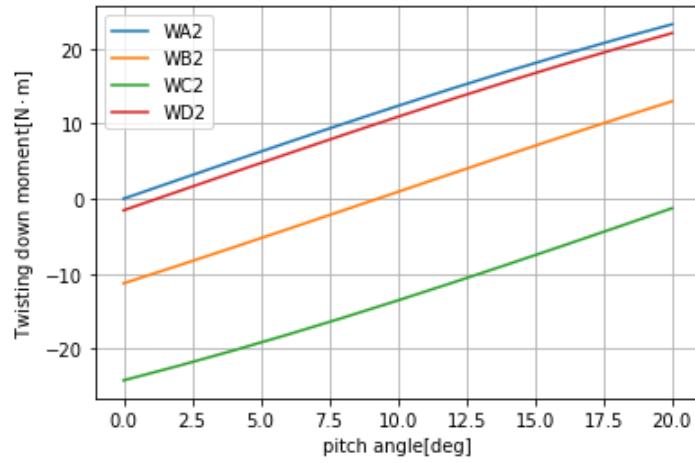


Fig.4.7: Comparison by airfoil and twisting down

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.4.7 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.4.8 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。

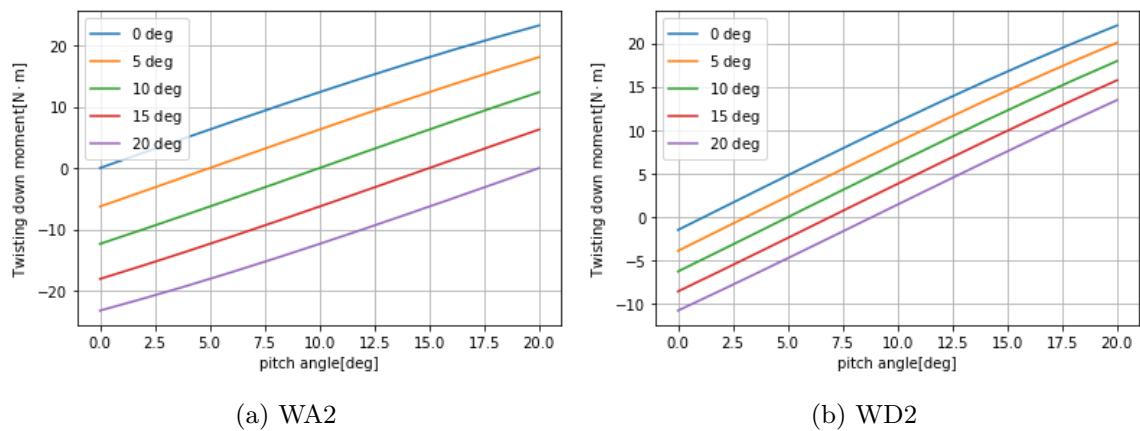


Fig.4.8: Twisting down at design

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] 野波健蔵（自律制御システム研究所代表取締役）／赤坂剛史（金沢工業大学講師）／劉浩（千葉大学大学院教授），田中博人（東京工業大学准教授）／青野光（東京理科大学助教）／浦久保孝光（神戸大学助教），ほか鈴木智（信州大学准教授）／山田学（名古屋工業大学教授）. 飛躍するドローンーマルチ回転翼型無人航空機の開発と応用研究、海外動向、リスク対策まで. エヌティーエス, 2016.
- [2] 健蔵野波. ドローン産業応用のすべて—開発の基礎から活用の実際までー. オーム社, 2018.
- [3] 重量物の物流・運搬が可能な国産の産業用ドローン | 株式会社 skydrive. <https://skydrive2020.com/cargo-drone/>. (Accessed on 12/20/2023).
- [4] 小型無人機に関する関係府省庁連絡会議. <https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/index.html>. (Accessed on 12/20/2023).
- [5] 隆滝本. 無人航空機入門: ドローンと安全な空社会. 共立出版, 2019.
- [6] 001585162.pdf. chrome-extension://efaidnbmnnibpcajpcglclefindmkaj/https://www.mlit.go.jp/common/001585162.pdf. (Accessed on 12/20/2023).
- [7] 農薬散布 – エアリアルワークス. <https://arws.jp/agriculture/>. (Accessed on 12/18/2023).
- [8] Oil & gas - safe, efficient asset inspection with drones - dji. <https://enterprise.dji.com/jp/oil-and-gas>. (Accessed on 12/18/2023).
- [9] 砂田茂, 田辺安忠, 米澤宏一, 得竹浩, 梅崎修一, 山口皓平, 菅原瑛明. マルチロータ機の性能向上に関する一検討. 日本ロボット学会誌, Vol. 39, No. 4, pp. 357–362, 2021.
- [10] 梅崎修一, 砂田茂, 山口皓平, 菅原瑛明, 田辺安忠, 米澤宏一, 得竹浩. コレクティブピッチ変化型マルチロータドローンにおける低アスペクト比ロータの空力性能について. 第51回流体力学講演会/第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2019.
- [11] 康平斎藤. ヘリコプタ (航空工学講座). 日本航空技術協会, 2008.
- [12] 無人機、無人機用部品 - 田屋エンジニアリング株式会社. http://www.taya-eng.co.jp/?page_id=557. (Accessed on 01/17/2024).
- [13] 寛一郎加藤, 勇生今永. ヘリコプタ入門. 東京大学出版会, 1985.
- [14] Shunsuke KOMIZUNAI, Masashi URAOKA, and Atsushi KONNO. Development and thrust response evaluation of a variable pitch propeller quad tilt-rotor drone. *Transactions of the Society of Instrument and Control Engineers*, Vol. 56, No. 5, pp. 310–316, 2020.

- [15] Yasutada TANABE, Takashi AOYAMA, Masahiko SUGIURA, Hideaki Sugawara, Shigeru SUNADA, Koichi YONEZAWA, and Hiroshi TOKUTAKE. Cfd analysis of the aerodynamic characteristics of a multi-rotor drone. *The Proceedings of JSME annual Conference on Robotics and Mechatronics (Robomec)*, Vol. 2016, No. 0, pp. 1P1-09b3, 2016.
- [16] 田辺安忠, 青山剛史, 砂田茂 (大阪府立大学), 得竹浩 (金沢大学) . マルチコプターのロータ間の空力干渉. 第 34 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム論文集.

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同じく山口皓平助教には、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、工学研究科修士一年森健登殿には、本研究の多岐にわたる部分でご相談いただきました。機械航空宇宙工学科4年藤井寛人殿には、遠心力の計算において、プログラム作成にご協力いただきました。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航空宇宙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6年2月 中島悠貴