

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
略語表	8
第 1 章 序論	9
1.1 研究背景	9
1.2 低振動化に対する取り組み	20
1.3 本論文の目的	22
1.4 使用する解析ツール	22
第 2 章 トリム解析	24
2.1 CAMRAD II を用いたトリム解析	24
2.2 トリム解析結果	25
2.3 メインロータハブ位置での振動荷重およびモーメント	27
第 3 章 結果	29
3.1 トリムの決定	29
3.2 トリム時のねじり下げモーメント	32
3.3 カウンターウェイトの搭載	33
3.4 推力増加時のねじり下げモーメントの計算	35
3.5 消費パワーの計算	37
第 4 章 考察	38
4.1 空力によるねじり下げモーメント	38
4.2 翼型の影響	39

第 5 章 結論	41
参考文献	42
謝辭	44

図目次

1.1	ヘリコプタの様式 [1, 2, 3, 4]	10
1.2	前進飛行時のシングルロータ（上面図） [5]	11
1.3	回転系におけるメインロータブレードルート部荷重 およびモーメント	13
1.4	回転翼機の包括的解析ツール [6]	23

表目次

1.1	S_z 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{z\text{hub}}$	14
1.2	S_x, S_r 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{x\text{hub}}$	15
1.3	S_x, S_r 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{y\text{hub}}$	16
1.4	N_F 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{x\text{hub}}$	17
1.5	N_F 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{y\text{hub}}$	18
1.6	N_L 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{z\text{hub}}$	19
3.1	Pitch angle and angular velocity($T = 39.227$ N)	31
3.2	Twisting down moment at steady state	32
3.3	Twisting down moment and counterweight	34
3.4	Figure of Merit with counterweight	34
3.5	Pitch angle when thrust increases	35
3.6	Power	37
4.1	Blade type	40

記号表

Symbol	Unit	Explanation
a	m/s^2	acceleration
D	m	rotor diameter
d^*/dt	deg	time derivative in rotating coordinate system
e_0	m	blade hinge offset
$F_{x\text{hub}}$	N	4/rev load acting on the MRH center position in the x_{hub} direction
$F_{y\text{hub}}$	N	4/rev load acting on the MRH center position in the y_{hub} direction
$F_{z\text{hub}}$	N	4/rev load acting on the MRH center position in the z_{hub} direction
h_{cg}	m	vertical distance from the center of gravity to the MRH center position
h_f	m	vertical distance from the center of gravity to fuselage load application po
h_{ht}	m	vertical distance from the center of gravity to horizontal stabilizer
h_{vt}	m	vertical distance from the center of gravity to vertical stabilizer
h_{tr}	m	vertical distance from the center of gravity to tail rotor head
I_x	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	moment of inertia acting about the x axis
I_{xy}	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	product of inertia about the x and y axes
I_y	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	moment of inertia acting about the y axis
I_{yz}	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	product of inertia about the y and z axes
I_z	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	moment of inertia acting about the z axis
I_{zx}	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	product of inertia about the z and x axes
I_β	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	moment of inertia around blade flapping hinge
K_β	$\text{N} \cdot \text{m/rad}$	rotation spring constant of blade flapping hinge
L	$\text{N} \cdot \text{m}$	moment acting about the x axis
L_f	N	lift of fuselage
L_{ht}	N	lift of horizontal stabilizer
L_{vt}	N	lift of vertical stabilizer
\vec{l}	m	vector from the center of gravity to the MRH center position
M	$\text{N} \cdot \text{m}$	moment acting about the y axis
M_{xf}	$\text{N} \cdot \text{m}$	roll moment of fuselage

Symbol	Unit	Explanation
$M_{x\text{hub}}$	$\text{N} \cdot \text{m}$	4/rev moment acting on the MRH center position about the x_{hub} axis
M_{yf}	$\text{N} \cdot \text{m}$	pitch moment of fuselage
$M_{y\text{hub}}$	$\text{N} \cdot \text{m}$	4/rev moment acting on the MRH center position about the y_{hub} axis
$M_{z\text{hub}}$	$\text{N} \cdot \text{m}$	4/rev moment acting on the MRH center position about the z_{hub} axis
m	kg	aircraft mass
\vec{m}	m	vector from the center of gravity to the pilot seat position
N	$\text{N} \cdot \text{m}$	moment acting about the z axis
N_F	$\text{N} \cdot \text{m}$	flap moment at the root of main rotor blade
N_L	$\text{N} \cdot \text{m}$	lag moment at the root of main rotor blade
p	rad/s	roll angular velocity in the aircraft coordinate system
q	rad/s	pitch angular velocity in the aircraft coordinate system
R	m	rotor radius
r	rad/s	yaw angular velocity in the aircraft coordinate system
\vec{r}_0	m	vector from the origin of the ground coordinate system to the center of gravity
\vec{r}_i	m	vector from the center of gravity position to the pilot seat position
S_x	N	drag force at the root of main rotor blade
S_r	N	radial force at the root of a main rotor blade
S_z	N	lift force at the root of a main rotor blade
S_β	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$	first flapping moment of inertia at the root of a main rotor blade
T_{tr}	N	lift of tail rotor
u	m/s	velocity in the x axis direction in the aircraft coordinate system
v	m/s	velocity in the y axis direction in the aircraft coordinate system
w	m/s	velocity in the z axis direction in the aircraft coordinate system
V_c	m/s	cruising speed
X	N	external force acting in the x axis direction
x_{cg}	m	distance in the x axis direction from the center of gravity to MRH
x_f	m	distance in the x axis direction from the center of gravity to fuselage load
x_{ht}	m	distance in the x axis direction from horizontal stabilizer to MRH
x_{tr}	m	distance in the x axis direction from tail rotor head to MRH
x_{vt}	m	distance in the x axis direction from vertical stabilizer to MRH
x_{wt}	m	distance in the x axis direction from fuselage load application point to MRH
Y	N	external force acting in the y axis direction
y_{cg}	m	distance in the y axis direction from the center of gravity to MRH
Z	N	external force acting in the z axis direction
$x - y - z$	-	aircraft coordinate system with the center of gravity at origin
$x_{\text{fus}} - y_{\text{fus}} - z_{\text{fus}}$	-	aircraft coordinate system parallel to $x - y - z$ with MRH at origin

Symbol	Unit	Explanation
$x_{\text{hub}} - y_{\text{hub}} - z_{\text{hub}}$	-	MRH coordinate system with the MRH center at origin
α	deg	angle of attack at the blade element
α_f	deg	angle of attack of fuselage
α_{ht}	deg	angle of attack of horizontal tail
α_{vt}	deg	angle of attack of vertical tail
β	deg	flapping angle of MRH
β_0	deg	coning angle
β_c	deg	longitudinal tilt angle of the main rotor tip path plane (forward tilt is positive)
β_s	deg	lateral tilt angle of the main rotor tip path plane (left tilt is positive)
γ_β	rad/s	dimensionless blade flapping natural frequency
ζ	-	inflow ratio
ζ_0	-	Coefficients in Drees' inflow model
ζ_{1c}	-	Coefficients in Drees' inflow model
ζ_{1s}	-	Coefficients in Drees' inflow model
Θ	deg	pitch angle
Θ_{bd}	deg	Forward/aftward tilt mounting angle of the main rotor (forward tilt is positive)
θ_c	deg	lateral cyclic pitch angle
θ_s	deg	longitudinal cyclic pitch angle
θ_{tr}	deg	tail rotor pitch angle
λ	-	real part of complex eigenvalue
μ	-	advance ratio ($= V_c/\Omega R$)
Φ	deg	roll angle
Ψ	deg	blade azimuth angle
Ω	rad/s	main rotor rotational angular velocity
ω	rad/s	imaginary part of complex eigenvalue (angular frequency)
$\vec{\omega}$	rad/s	angular velocity vector of the fuselage
subscript		
e	-	trim point
i	-	parameters of the micro-disturbance $u, v, w, p, q, r, \Theta, \Psi$

略語表

Abbreviation	Description
AOA	Angle of Attack
CAMRAD <i>II</i>	Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics
COPTER	Comprehensive Program for Theoretical Evaluation of Rotorcraft
EOM	Equation of Motion
FEA	Finite Element Analysis
FFT	Fast Fourier Transform
MRB	Main Rotor Blade
MRH	Main Rotor Hub
NASTRAN	NASA Structure Analysis
PPM	Rotations Per Minute
SAS	Stability Augmentation System
TEF	Trailing-Edge Flaps
TRB	Tail Rotor Blade
TRH	Tail Rotor Hub
UMARC	University of Maryland Advanced Rotorcraft Code
2GCHAS	The Second Generation Helicopter Analysis System

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、シングルロータヘリコプタの現状と運用上の課題である N/rev の振動荷重について説明する。次に、低振動化への従来の取り組みを示す。そして、本論文の提案手法である重心移動によるシングルロータヘリコプタの低振動化について述べる。最後に本研究で使用する解析ツールについて説明する。

1.1 研究背景

航空機は一般に揚力を利用して飛行するが、固定翼機とは異なり、回転翼機はホバリングや鉛直方向の移動が可能である。この特性から、災害救助活動やドクターヘリによる患者輸送など、多様な応用が可能となっている。固定翼機における揚力は主翼によって発生するのに対し、回転翼機では一定角速度で回転する複数の翼（ブレード）によって揚力が発生する。これらのブレードは、メインロータとして機体の運動を制御する主機構を構成しており、通常 2 枚以上で構成される。メインロータブレードのピッチ角は、スワッシュプレートと呼ばれる機構を介して定常的にも周期的にも変更可能である。この機構により、機体の上昇・降下・前進・横進といった各方向の運動制御が行われる。しかしながら、メインロータが回転する際には必然的に機体に対してトルクが作用する。このトルクを打ち消すために、回転翼機には様々な様式がある。代表的な構成として、単一のメインロータと機体尾部のテールロータによってトルクを制御するシングルロータヘリコプタが挙げられる。一例として、SH-60K 哨戒ヘリコプタ^{??}が挙げられる。さらに、前後方向に配置された 2 つのロータが互いのトルクを打ち消すことで機体を安定化させるタンデムロータヘリコプタが知られている。この形式には、CH-47J^{??}のような機体がある。タンデムロータ機は、ロータが機体前後方向に存在するため、胴体の重心移動に対してロバスト性を有する特徴を持つ。また、二重反転式ロータヘリコプタとして、X2^{??}等の上下二段で反対方向に回転するロータを備えた形式が存在し、テールロータを不要としている。さらに、二重反転ロータの機構を簡素化し整備性を向上させた交差反転式ロータヘリコプタとして、K-MAX^{??}のような機体も存在する。（Fig.1.1）これらいずれの回転翼機においても、前進飛行時には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。この状態は固定翼機におけるプロペラ運動とは大きく異なり、回転翼まわりの

空気の流れに非軸対称性を生じさせ、振動の発生要因となる。例えば、シングルロータの上面図を(図 1-2)に示す。メインロータブレードに作用する空力荷重は、ブレードの位置を表すアジマス角 Ψ に依存して異なる。特に、前進側ブレード($\Psi = 90 \text{ deg}$)と後退側ブレード($\Psi = 270 \text{ deg}$)では、ブレードに作用する相対速度が大きく異なる。前進側/後退側ブレードの Rotor Station r 位置の微小翼素が受けるロータ回転面内流体速度は次の式で表される。(ロータ回転面は V_c に対して平行とする。)

$$V = V_c + r\Omega(\Psi = 90\text{deg}) \quad (1.1)$$

$$V = -V_c + r\Omega(\Psi = 270\text{deg}) \quad (1.2)$$



(a) SH-60K (シングルロータ)



(b) CH-47J (タンデムロータ)



(c) X2 (二重反転式ロータ)



(d) K-MAX (交差反転式ロータ)

Fig.1.1: ヘリコプタの様式 [1, 2, 3, 4]

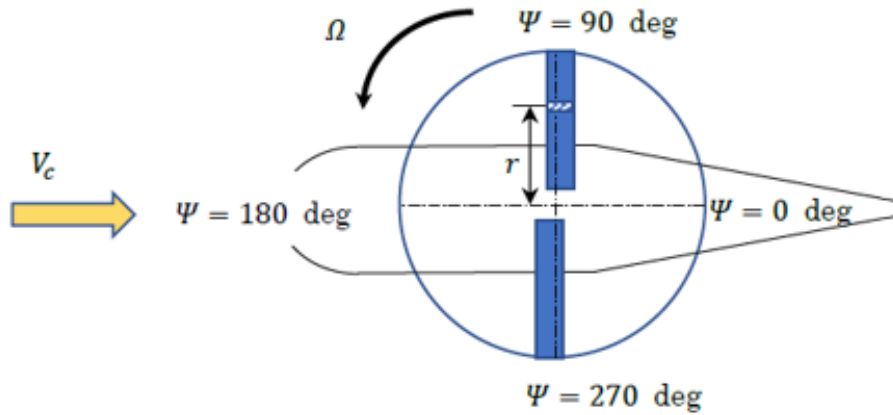


Fig.1.2: 前進飛行時のシングルロータ（上面図） [5]

高速で前進飛行する場合において、 N/rev 振動（ N ：ブレード枚数）が卓越する結果となる。この N/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/rev 成分のみが機体に対して成分のみが機体に対して N/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/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。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 α に影響を与えにる。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/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/rev 荷重が胴体側に N/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/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/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/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。（Table.1.1～Table.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来の N/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.

Table.1.1～Table.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 Fig.1.3 に示す。

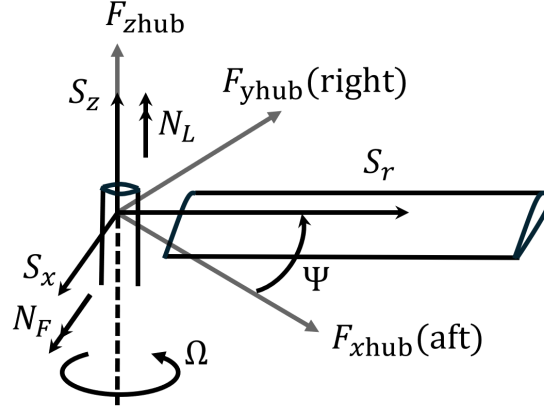


Fig.1.3: 回転系におけるメインロータブレードルート部荷重 およびモーメント

ここで Fig.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 Ψ_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、Table.1.1 の左列の総和となる（ $6/\text{rev}$ 以上は省略する。）また Table.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 Table.1.2 及び Table.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（Table.1.4～Table.1.6）に示す。Table.1.1～Table.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 Table.1.1, Table.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（Table.1.3～Table.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 ψ 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

Table.1.1: S_z 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{z\text{hub}}$

周波数	S_z 荷重成分	MRH 荷重 $F_{z\text{hub}}$ N=4
定常	S_{z0}	$4S_{z0}$
1/rev	$S_{z1c} \cos \Psi_m$	0
	$S_{z1s} \sin \Psi_m$	0
2/rev	$S_{z2c} \cos 2\Psi_m$	0
	$S_{z2s} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$S_{z3c} \cos 3\Psi_m$	0
	$S_{z3s} \sin 3\Psi_m$	0
4/rev	$S_{z4c} \cos 4\Psi_m$	$4S_{z4c} \cos 4\psi$
	$S_{z4s} \sin 4\Psi_m$	$4S_{z4s} \sin 4\Psi$
5/rev	$S_{z5c} \cos 5\Psi_m$	0
	$S_{z5s} \sin 5\Psi_m$	0
6/rev	$S_{z6c} \cos 6\Psi_m$	0
	$S_{z6s} \sin 6\Psi_m$	0

Table.1.2: S_x, S_r 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{x\text{hub}}$

周波数	S_x 荷重成分	S_r 荷重成分	MRH 荷重 $F_{x\text{hub}}$ N=4
定常	S_{x0}	S_{r0}	0
1/rev	$S_{x1c} \cos \Psi_m$	$S_{r1c} \cos \Psi_m$	$2S_{r1c}$
	$S_{x1s} \sin \Psi_m$	$S_{r1s} \sin \Psi_m$	$2S_{r1s}$
2/rev	$S_{x2c} \cos 2\Psi_m$	$S_{r2c} \cos 2\Psi_m$	0
	$S_{x2s} \sin 2\Psi_m$	$S_{r2s} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$S_{x3c} \cos 3\Psi_m$	$S_{r3c} \cos 3\Psi_m$	$2S_{x3c} \sin 4\Psi + 2S_{r3c} \cos 4\Psi$
	$S_{x3s} \sin 3\Psi_m$	$S_{r3s} \sin 3\Psi_m$	$-2S_{x3s} \cos 4\Psi + 2S_{r3s} \sin 4\Psi$
4/rev	$S_{x4c} \cos 4\Psi_m$	$S_{r4c} \cos 4\Psi_m$	0
	$S_{x4s} \sin 4\Psi_m$	$S_{r4s} \sin 4\Psi_m$	0
5/rev	$S_{x5c} \cos 5\Psi_m$	$S_{r5c} \cos 5\Psi_m$	$-2S_{x5c} \sin 4\Psi + 2S_{r5c} \cos 4\Psi$
	$S_{x5s} \sin 5\Psi_m$	$S_{r5s} \sin 5\Psi_m$	$2S_{x5s} \cos 4\Psi + 2S_{r5s} \sin 4\Psi$
6/rev	$S_{x6c} \cos 6\Psi_m$	$S_{r6c} \cos 6\Psi_m$	0
	$S_{x6s} \sin 6\Psi_m$	$S_{r6s} \sin 6\Psi_m$	0

Table.1.3: S_x, S_r 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{y\text{hub}}$

周波数	S_x 荷重成分	S_r 荷重成分	MRH 荷重 $F_{y\text{hub}}$ N=4
定常	S_{x0}	S_{r0}	0
1/rev	$S_{x1c} \cos \Psi_m$	$S_{r1c} \cos \Psi_m$	$-2S_{r1c}$
	$S_{x1s} \sin \Psi_m$	$S_{r1s} \sin \Psi_m$	$-2S_{r1s}$
2/rev	$S_{x2c} \cos 2\Psi_m$	$S_{r2c} \cos 2\Psi_m$	0
	$S_{x2s} \sin 2\Psi_m$	$S_{r2s} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$S_{x3c} \cos 3\Psi_m$	$S_{r3c} \cos 3\Psi_m$	$-2S_{x3c} \cos 4\Psi + 2S_{r3c} \sin 4\Psi$
	$S_{x3s} \sin 3\Psi_m$	$S_{r3s} \sin 3\Psi_m$	$-2S_{x3s} \sin 4\Psi - 2S_{r3s} \cos 4\Psi$
4/rev	$S_{x4c} \cos 4\Psi_m$	$S_{r4c} \cos 4\Psi_m$	0
	$S_{x4s} \sin 4\Psi_m$	$S_{r4s} \sin 4\Psi_m$	0
5/rev	$S_{x5c} \cos 5\Psi_m$	$S_{r5c} \cos 5\Psi_m$	$-2S_{x5c} \cos 4\Psi - 2S_{r5c} \sin 4\Psi$
	$S_{x5s} \sin 5\Psi_m$	$S_{r5s} \sin 5\Psi_m$	$-2S_{x5s} \sin 4\Psi + 2S_{r5s} \cos 4\Psi$
6/rev	$S_{x6c} \cos 6\Psi_m$	$S_{r6c} \cos 6\Psi_m$	0
	$S_{x6s} \sin 6\Psi_m$	$S_{r6s} \sin 6\Psi_m$	0

Table.1.4: N_F 各周波数成分の胴体系伝達後の M_{xhub}

周波数	N_F 荷重成分	MRH 荷重 M_{xhub} N=4
定常	N_{F0}	0
1/rev	$N_{F1c} \cos \Psi_m$	0
	$N_{F1s} \sin \Psi_m$	$2N_{F1s}$
2/rev	$N_{F2c} \cos 2\Psi_m$	0
	$N_{F2s} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$N_{F3c} \cos 3\Psi_m$	$2N_{F3c} \sin 4\psi$
	$N_{F3s} \sin 3\Psi_m$	$-2N_{F3s} \cos 4\psi$
4/rev	$N_{F4c} \cos 4\Psi_m$	0
	$N_{F4s} \sin 4\Psi_m$	0
5/rev	$N_{F5c} \cos 5\Psi_m$	$-2N_{F5c} \sin 4\psi$
	$N_{F5s} \sin 5\Psi_m$	$2N_{F5s} \cos 4\psi$
6/rev	$N_{F6c} \cos 6\Psi_m$	0
	$N_{F6s} \sin 6\Psi_m$	0

Table.1.5: N_F 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{y\text{hub}}$

周波数	N_F 荷重成分	MRH 荷重 $M_{y\text{hub}}$ N=4
定常	N_{F0}	0
1/rev	$N_{F1c} \cos \Psi_m$	$-2N_{F1c}$
	$N_{F1s} \sin \Psi_m$	0
2/rev	$N_{F2c} \cos 2\Psi_m$	0
	$N_{F2s} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$N_{F3c} \cos 3\Psi_m$	$-2N_{F3c} \cos 4\psi$
	$N_{F3s} \sin 3\Psi_m$	$-2N_{F3s} \sin 4\psi$
4/rev	$N_{F4c} \cos 4\Psi_m$	0
	$N_{F4s} \sin 4\Psi_m$	0
5/rev	$N_{F5c} \cos 5\Psi_m$	$-2N_{F5c} \cos 4\psi$
	$N_{F5s} \sin 5\Psi_m$	$-2N_{F5s} \sin 4\psi$
6/rev	$N_{F6c} \cos 6\Psi_m$	0
	$N_{F6s} \sin 6\Psi_m$	0

Table.1.6: N_L 各周波数成分の胴体系伝達後の M_{zhub}

周波数	N_L 荷重成分	MRH 荷重 M_{zhub} N=4
定常	N_{L0}	$4N_{L0}$
1/rev	$N_{L1c} \cos \Psi_m$	0
	$N_{L1s} \sin \Psi_m$	0
2/rev	$N_{L2c} \cos 2\Psi_m$	0
	$N_{L2s} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$N_{L3c} \cos 3\Psi_m$	0
	$N_{L3s} \sin 3\Psi_m$	0
4/rev	$N_{L4c} \cos 4\Psi_m$	$4N_{L4c} \cos 4\psi$
	$N_{L4s} \sin 4\Psi_m$	$4N_{L4s} \sin 4\Psi$
5/rev	$N_{L5c} \cos 5\Psi_m$	0
	$N_{L5s} \sin 5\Psi_m$	0
6/rev	$N_{L6c} \cos 6\Psi_m$	0
	$N_{L6s} \sin 6\Psi_m$	0

1.2 低振動化に対する取り組み

回転翼機が高速で前進巡航飛行しているとき、メインロータハブに働く振動荷重及びモーメントが大きくなることは前項で述べたとおりである。このことはプライマリサーボよりメインロータ側に存在する全てのメインロータダイナミックコンポーネントの構成品の疲労寿命の減少、更に振動の下流である胴体構造の疲労強度の低下に繋がる。また、その振動荷重及びモーメントが胴体を加振することにより生ずるパイロット座席での加速度がパイロット人体の疲労や不快感を生起することとなる（11-16）さらには、エンジン、装備品、計器類、航法支援装置や武装システムといった機器の機能上の環境振動における許容値を超えてしまうおそれもある。低振動化に取り組まなければ、上述のダイナミックコンポーネントや胴体構造の疲労強度の低下に対しては部品の肉厚の増加などで対応せざるを得ないため、重量増加を招くこと人体の疲労に関してはミッションのパフォーマンス低下につながることも、装備品の誤作動や機能停止に関しては飛行安全そのものを脅かすことになってしまう。近年、MIL スタンドアードの振動要求値は改訂版が発行される度に段階的に下がっており、より低振動に対する要求が高まっていることや、更には、今後コンパウンドヘリコプタに代表される高速で飛行できる回転翼機の需要が高まっていくことが予想されるため（17）、高速巡航時の振動低減技術はより一層重要なものとなっていくことが予想される。

胴体の振動を低下させる方法には大きく2種類の様式がある。それは、胴体に代表される固定系での対策とメインロータブレードを代表とする回転系における対策の2つである。前者については代表的なものとしてダイナミックバイブレーションアブソーバ（DVA）やアクティブバイブレーションコントロール（AVC）が挙げられる（18）図1-4 一般に、DVA が十分な制振能力を発揮するためには機体質量の約2倍の動マスを保有したDVA を搭載する必要があるといわれており、航空機に搭載する装備品としては好ましくない。また固定系での対策としては他にいわゆる”nodamatic system”（19）といわれる振動絶縁装置がある。（図1-5）に示すようにMGBの胴体取付部に梁の曲げで荷重伝達をする機構を設けてMGB取付部においてモード形の節の位置になるよう、あらかじめ設計しておく方法である。図1-6にはDynamic Antiresonant Vibration Isolator（DAVI）（20）-（22）の装置写真を示す。DAVIは”nodamatic system”と同様に、MGBと胴体をつなぐ荷重伝達部においてバネとウェイトから構成されており固有振動数を応答が小さくなる反共振点になるよう設計し、振動の伝達を小さくするよう考えられたものである。類似の例としてThe Improved Rotor Isolation System（IRIS）（23）The hydraulic antiresonant isolator（24）さらにはThe Liquid Inertia Vibration Elimination（LIVE）（25）などが挙げられるが、ここでは詳細は割愛する。

一方、後者に関してはパッシブな手法としてメインロータブレードのルート部にペンデュラム（遠心振り子）やメインロータハブ中央位置にバイファイラを装着する手法が一般的である。（図1-7 図1-8）ペンデュラムは（図1-1）で示した F_z 成分を低減するため、 N/rev にまたバイファイラは同じく図1-1で示した $F_{x\text{hub}}, F_{y\text{hub}}$ 成分を低減するため $(N-1)/\text{rev}$ 、あるいは $(N+1)/\text{rev}$ に合わせて共振点を調整することが基本的である。

このうちバイファイラに関しては遠心振り子のようなパッシブな装置ではなく、アクティブな装置についても試作品が完成しており、パッシブなバイファイラよりも重量軽減することが実現している。また、飛行試験でも効果が確認されているが実用には至っていない。(HMVS: Hub Mounting Vibration Suppression) ここまで述べた振動低減手法についてはいずれも振動低減の効果を十分得るためにはそれなりの質量が必要であり航空機に搭載するうえで不利益となる。さらに、調整が非常にセンシティブであり、メインロータ回転数の僅かな変動でもその振動低減効果に有意差が生じるため、その調整に非常に多くの労力を払う必要がある。また、振動低減のために増加した質量を削減するためにはアクティブ化等の努力が必要となり、結果としてコスト増を招くため、運用者側に対する負担が大きいものとなる。

回転系における対策には代表的なものがもう 1 種類あり、それは TEF (Trailing Edge Flaps) と呼ばれる手法であり、図 1-9 にその概念図を示す。これは初期のアイディアは Straub and Charles (28) により紹介され Ormiston (29) がそれに続いた。TEF は事前の数値解析やその実証試験において非常に大きな努力が必要であり、当初の目標であったスワッシュプレートレス設計を実現させるためには TEF を駆動するスマート材料では十分な変位量を確保することが難しい (30 – 34) こと、また回転系の TEF に胴体側固定系からスリップリングを介して十分な電力を供給することにも技術的な困難を伴うことが生じた。しかしながら、TEF はその技術的課題を克服することを待たなくてもプライマリコントロールのみならず振動低減のためのデバイスとしてとても有望なものであった。4 枚ブレードの回転翼機においてメインロータハブ中央位置での $x_{hub}, y_{hub}, z_{hub}$ 座標系における $F_{z_{hub}}$ や $M_{x_{hub}}, M_{y_{hub}}$ の 4/rev 振動荷重及びモーメントが 90% 低減することが解析的に求められた。(35-36) しかし実際には上述の通り、TEF を駆動するアクチュエータの変位量が不足しておりここまでの振動低減は今のところ望めない。そのうえ、空力弾性学上の問題に関して慎重な検討が必要であることが分かった。(37)

ここまで述べたように回転翼機の振動を低減させるためにはそれなりの質量増加を覚悟する必要があること、またその調整に多くの時間を費やし、革新的な技術の進展を待たねばならない項目もある。生来振動の少ない機体とするにはどうすればよいのだろうか。

先行する研究として Gandhi, F. S. and Sekura, M. K. (38) は 回転翼機の後方に位置する水平尾翼の舵角を変更してメインロータハブ中央位置に定常的なモーメント (M_x, M_y) 及び F_z を付与した際の振動の変化を解析的に検討した。UH-60 及び Bo-105 の 2 種類の機体において、UMARC を用いた解析を実施してメインロータ中央位置に働く 4/rev 振動荷重及びモーメントを検討した。6 つの成分 $F_{x_{hub}}, F_{y_{hub}}, F_{z_{hub}}$ 及び $M_{x_{hub}}, M_{y_{hub}}, M_{z_{hub}}$ の無次元化値の 2 乗平均値 J (Vibration Index) が評価指標とされ、その値で結果が整理された。その結果、ベースラインのスタビレータ舵角セッティングとは異なる角度で振動が極小値をとることが判明した。論文 (38) では高速巡航時での検討にとどまるが、中速域においても振動は小さくないことが分かっており、さらに中速領域ではスタビレータに作用する空力荷重が小さくなるため、スタビレータ舵角の変更による低振動化には十分な効果が得られない可能性が考えられた。

1.3 本論文の目的

本論文では重心移動による振動低減の可能性について検討を実施した。すでに、小型～中型機においてはサイクリックピッチの代替手法として重心移動により機体のコントロールが可能であることが解析的に検討されている（39,40）本論文では、まずは第2章においてメインロータハブ中央位置に作用する振動荷重及びモーメントを低減させるために機体の重心位置を前後左右に移動させることでメインロータハブ中央位置に機体座標系における定常的な M_x, M_y を作用させることを検討した。重心移動は機体内部の装備品を移動させることで実現させることを考えており、可動式としては考えない。重心移動により付加することができる M_x, M_y は機体速度によらず高速域以外でも振動低減できることが期待できる。本解析のために使用するツールは 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、解析結果の妥当性について論じる。CAMRAD II ではこのトリム解析においては様々な重心位置において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を解いているが、この時のメインロータハブ中央位置に作用する空力によ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示す。また、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。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。加えて、機体の重心移動に関しては可動方式を採らないことから、重心移動により変化するトリムが与える影響を検討する必要がある。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機体の固有安定性に与える影響を検討する。第5章では振動低減のために必要な重心移動が機体内部の装備品の移動だけでは対応できない状況も想定して重心移動の代替手法として補助翼搭載（前後 左右方向）の効果についても検討を実施する。

1.4 使用する解析ツール

本論文では回転翼機の振動と機体の重心位置の関係性について解析的に検討を実施した。その際に機体のトリム姿勢角やメインロータハブ中央位置に働く振動荷重及びモーメントならびにメインロータブレードが1回転する間の各アジマス角での様々な値が得られる。これまで包括的なヘリコプタの解析ツールは産官学において様々開発されている。図 1-10 にその解析ツールと開発者と開発時期について示す。本論文で使用する解析ツールはこれまで回転翼機の振動解析に数多く使用され実績のある CAMRAD II（41）を使用する。CAMRAD II はシングルロータヘリコプタにとどまらず、さまざまな形態の回転翼機の全体の空力解析ツールである。もともとは NASA に所属する Wayne Johnson が NASA、そして米陸軍のために CAMRAD を開発した。CAMRAD は 1978 年から 1979 年にかけて開発された。それまでは回転翼機を包括的に解析できる技術は存在しておらず、個別の用途に合わせて単独の解析を実施していた。メインロータ、テールロータから

成るシングルロータヘリコプタをブレードについて、梁要素として取り扱い、Scully Vortex Wake Model によるインフロー計算を用いていた。このあと、1986 年から 1989 年にかけて、CAMRAD は CAMRAD/JA として Johnson Aeronautics がさらに改良を加えることとなり、特にインフロー計算における精度向上を果たした。ここで開発された自由渦法（Free Wake Model）は COPTER, UMARC, 2GCHAS といった同種のソフトウェアにも組み込まれている。また、回転翼機の解析は複雑で複数の力学の分野を考慮に入れておかなければならない。この後 CAMRAD は CAMRAD II として最新版へと変化を遂げるようになったが、このツールは回転翼機のメインロータブレードを含む胴体やドライブシャフトを弾性体として扱うマルチボディダイナミクス、そして回転翼の空気力学を取り込んだものである。解析自体は 3 つの大きなタスク（トリム解析、非定常解析、フラッター解析）で構成されている。このように CAMRAD II はメインロータハブ位置における振動荷重やモーメントを精度よく解析することが可能（42）となっており、本論文でも評価する過渡応答解析や安定性解析を実施することができる。本論文では、トリム解析においてメインロータ回転面を通過するインフローを求める際に、自由後流モデル（Free Wake Model）を使用した。

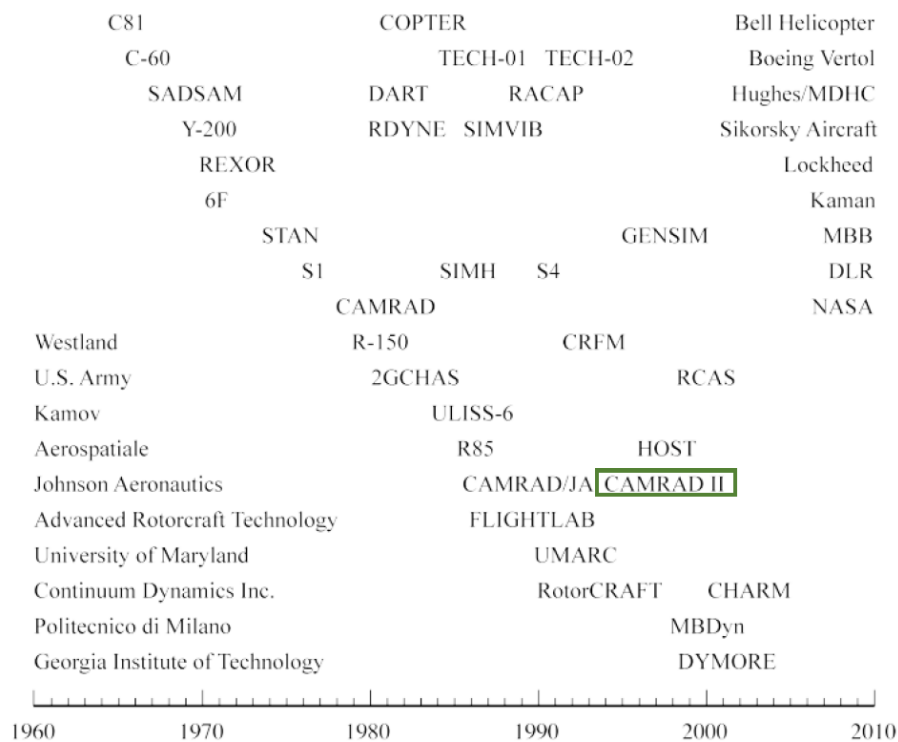


Fig.1.4: 回転翼機の包括的解析ツール [6]

第 2 章

トリム解析

本章では、シングルロータヘリコプタに関して、トリム解析を実施した結果を示す。まず、トリム解析の手順について示す。次に、検討対象であるラジコンヘリコプタについて機体モデルを設定する。最後に、トリム解析によって得られた結果について示す。

2.1 CAMRAD II を用いたトリム解析

第 1 章で述べたように回転翼機の振動はほとんどがメインロータの空力荷重に由来するものである。この振動荷重およびモーメントを解析的に精度よく求めるために CAMRAD III を使用する。本論文では水平飛行での周期的な振動を議論の対象としているため、水平飛行状態で機体に作用するメインロータ、テールロータ、水平尾翼、垂直尾翼、胴体空力荷重および重力がバランスする状態をトリム解析で求める。トリム解析のなかで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併せて得られる。2.2 項では重心移動を実施した場合に得られるトリム変数が物理的に正しいものかを考察し、解析が正しく実行されていることを確認する。ここでメインロータ回転座標系における n/rev 荷重 (n : 整数) を正しく見積もるためにメインロータブレードは弾性体として取り扱われる必要があり、かつ振動荷重の精度向上のためにブレードのチップボルテックスの取り扱いには専用のオプションを導入した。図 2-1 に CAMRAD II のトリム解析の流れを示す。大きくはメインロータブレード、テールロータブレードの弾性体としての変形を含むフラッピング、リードラグ、フェザリング応答とインフロー計算部での収束計算、また全機の 6 自由度の荷重およびモーメントのバランスにおける収束計算から成り立っており、この計算の早期収束性を高めるためにインフローや機体姿勢角などの初期値の設定が重要となってくる。インフロー計算に関しては Free Wake Model での収束計算については解析結果を予測しがたいため、LEVEL 1 (Momentum Theory) → LEVEL 2 (Prescribed Wake Model) → LEVEL 3 (Free Wake Model) の順番に段階を上げて収束計算を図っている。初期条件としては Drees Model を定義しており 式 (2-1) ~ 式 (2-4) に示されるように定義される。

$$\zeta = \zeta_0 + \zeta_{1c} \frac{r}{R} \cos \Psi + \zeta_{1s} \frac{r}{R} \sin \Psi \quad (2.1)$$

ここで,

$$\zeta_0 = \frac{c_T}{2\sqrt{\lambda_0^2 + \mu^2}} + \mu \tan(-\Theta) \quad (2.2)$$

$$\zeta_{1c} = \frac{c_T}{2\sqrt{\lambda_0^2 + \mu^2}} \frac{4}{3} [(1 - 8\mu^2) \sqrt{1 + (\frac{\lambda}{\mu})^2} - \frac{\lambda}{\mu}] \quad (2.3)$$

$$\zeta_{1s} = \frac{c_T}{2\sqrt{\lambda_0^2 + \mu^2}} (-2\mu) \quad (2.4)$$

インフローの収束が得られたのちに、胴体に作用する各コンポーネント（メインロータ、テールロータ、胴体、水平/垂直尾翼）からの空力荷重および重力が重心位置でバランスした状態での機体座標系における荷重およびモーメント、計 6 自由度の数式（後述する式（5-7）参照）における左辺項を $\bar{F} = [X, Y, Z, L, M, N]^T$ と表記してトリム変数である $\eta = [\Theta, \Psi, \theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}, \theta_{tr}]^T$ について初期値を η_0 としたときに \bar{F} を 0 とするために Taylor の 1 次展開式を用いて記載すると

$$\bar{F}(\eta_0 + \Delta\eta) = \bar{F}(\eta_0) + \Delta\eta \left. \frac{\partial \bar{F}(\eta)}{\partial \eta} \right|_{\eta=\eta_0} = 0 \quad (2.5)$$

となり、トリム収束解を得るための次のステップとして $\Delta\eta$ は (2.6) 式の様に表現できる。

$$\Delta\eta = \left[\left. \frac{\partial \bar{F}(\eta)}{\partial \eta} \right|_{\eta=\eta_0} \right]^{-1} \bar{F}(\eta_0) \quad (2.6)$$

ここで、 $\left. \frac{\partial \bar{F}(\eta)}{\partial \eta} \right|_{\eta=\eta_0}$ は $\bar{F}(\eta)$ の $\eta = \eta_0$ におけるヤコビ行列であり (2.7) に示す行列となる

$$\left. \frac{\partial \bar{F}(\eta)}{\partial \eta} \right|_{\eta=\eta_0} = \begin{bmatrix} \frac{\partial X}{\partial \alpha_s} & \frac{\partial X}{\partial \varphi_s} & \frac{\partial X}{\partial \theta_0} & \frac{\partial X}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial X}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial X}{\partial \theta_{tr}} \\ \frac{\partial Y}{\partial \alpha_s} & \frac{\partial Y}{\partial \varphi_s} & \frac{\partial Y}{\partial \theta_0} & \frac{\partial Y}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial Y}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial Y}{\partial \theta_{tr}} \\ \frac{\partial Z}{\partial \alpha_s} & \frac{\partial Z}{\partial \varphi_s} & \frac{\partial Z}{\partial \theta_0} & \frac{\partial Z}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial Z}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial Z}{\partial \theta_{tr}} \\ \frac{\partial L}{\partial \alpha_s} & \frac{\partial L}{\partial \varphi_s} & \frac{\partial L}{\partial \theta_0} & \frac{\partial L}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial L}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial L}{\partial \theta_{tr}} \\ \frac{\partial M}{\partial \alpha_s} & \frac{\partial M}{\partial \varphi_s} & \frac{\partial M}{\partial \theta_0} & \frac{\partial M}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial M}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial M}{\partial \theta_{tr}} \\ \frac{\partial N}{\partial \alpha_s} & \frac{\partial N}{\partial \varphi_s} & \frac{\partial N}{\partial \theta_0} & \frac{\partial N}{\partial \theta_{1c}} & \frac{\partial N}{\partial \theta_{1s}} & \frac{\partial N}{\partial \theta_{tr}} \end{bmatrix}_{\eta=\eta_0} \quad (2.7)$$

(2.6) 式で得られる $\Delta\eta$ を用いて初期値 η_0 に $K\Delta\eta$ ($0 < K < 1$) を加算して図 2-1 に示されるフロー全体が収束するまで、つまりトリム変数 η が収束するまで計算を実施することでトリム計算が完了することになる。

2.2 トリム解析結果

本論文では解析の対象となる機体はラジコンヘリコプタとした。(表 2-1)

数値解析はラジコンヘリコプタが 30.8 m/s (120 kt) で高速巡航飛行している状態でのトリム解析を実施した。特に振動を正確に計算する目的からメインロータブレードは弾性体としてモデル化され、20 分割されている。各々の要素は断面特性を正確に計算されたモデルである。ここで胴体に関しては剛体としてモデル化している。これは詳しくは後述するが、メインロータシャフト、及びメインギアボックスが取りつく構造部位が有意に変形するような胴体の振動モードは 4/rev (25.0 Hz) からは遠く離れておりメインロータと胴体の連成を考慮に入れなくても問題は生じないためである。CAMRAD II によるトリム解析は図 2-2 に示すようにベースライン CG から前方に 0.305 m、後方に 1.68 m の範囲で、また左/右舷 0.912 m の範囲でそれぞれ 0.152 m の刻み幅で設定された 4 箇所を実施した。機体の慣性モーメントはどの CG の位置でもベースラインの値に統一して一定の値を使用した。この仮定の下においても胴体の 4/rev 振動の評価には影響がないから問題はない。この詳細についても後述する。

その他の条件については例えばメインロータブレードの弾性変形応答に関わる構造減衰率や自由後流モデルでインフローに影響を与える Wake の周期数などあるが、ここではベースラインで使用している値と同一のものを全ての評価点で使用した。また、特に水平尾翼の取付角はベースラインのラジコンヘリコプタと同じく 0 deg とした。図 2-3 にトリム変数の結果（ピッチ、ロール、フラッピング角）を示す。また、図 2-4 には図 2-2 に示される胴体及び水平尾翼の空力作用点に作用する機体座標系における F_x 及び F_z を示す。それぞれのグラフの横軸は図 2-1 に示される y 軸を示し、また縦軸は x 軸を表しており、重心位置が変化した場合のそれぞれの値のコンター図となっている。それぞれの結果から次に示す所見が得られる。

- Θ 及び Φ は重心位置が後方、右舷に移動すると想定通りそれぞれ増加する一方で、それらの変化を打ち消すように β_c 及び β_e はそれぞれ増加しメインロータ推力を前方、左舷方向に傾けてトリムを保つ。
- 図 (2-3) a で Θ が増加すると図 (2-4) b d に示される水平尾翼及び胴体の $-F_z$ が増加する。このことはメインロータ推力が低下することにつながるため、コーニング角 β_0 が低下する結果となる（図 2-3） e
- 図 (2-3) a に示される Θ が 5 度を超えて増加するに従い、図 (2-4) a c に示される水平尾翼及び胴体の $-F_x$ がそれぞれ増加/減少している。 Θ は巡航速度とメインロータのダウンウォッシュによる流速により決定される。また、重心位置が変化する時、図 (2-3) b に示される Φ が -13 度から -10 度の間で大きく変化するが、図 (2-4) c の胴体の $-F_x$ への影響は比較的小さい。

2.3 メインロータハブ位置での振動荷重およびモーメント

(2.2) にて示したトリム解析結果は重心移動による影響が正しく解析されていることが明確に判断できる結果であり、この解析結果をもってメインロータハブ中央位置での振動荷重及びモーメントを評価することにする。ここで前述の通り本解析では胴体を剛体として取り扱っているが、Cheng, Q.Y., et al (44) はロータ及び胴体の連成モデルにより得られたメインロータブレードの固有振動数は連成を考慮しないモデルにより得られる結果とほぼ同じであることを示している。従って胴体を剛体と仮定しても連成モデルと等価であるということが出来る。今回の SH-60K の解析結果はメインロータブレードの固有振動数は 4/rev から十分離れていることを示している。（補遺 B）更に、Hansford R.E. (45) や Bauchau et al (46) はメインロータ回転面に対して面外（法線）方向の振動荷重はメインロータハブの変動応答を考慮しなくても精度よく解析可能であることを示している。このことからメインロータブレードのフラッピング運動を解析する際にもメインロータハブの運動を考慮せずに振動荷重とモーメントを計算している。

図 (2-5) 及び図 (2-6) にメインロータハブ中央位置を原点とした図 (2-2) に示されている $x_{\text{hub}}, y_{\text{hub}}, z_{\text{hub}}$ 座標系で表現される 4/rev 振動荷重およびモーメントの振幅及び位相角のコンタープロットをそれぞれ示している。また、Johnson (10) は (1.1) で示したように 4 枚ブレードのヘ

リコプタでは 4/rev 振動成分が卓越することを示している. 図 (2-5) a f により それぞれの荷重及びモーメント成分にはそれぞれ異なる重心位置において極小値となる場所が存在することが分かった. また, 図 (2-6) c の $F_{z\text{hub}}$ を見るとそのコンタープロットの傾向は図 (2-5) c に示す $F_{z\text{hub}}$ のものと類似している. 振動荷重及びモーメントの振幅が極小となる場所は厳密にはすべて異なっているが, 総じて右舷後方の領域の振動が小さいことがこの結果から推定できる.

次章では本章で得られた荷重及びモーメントを基に機体の代表的な居住区画であるパイロット席位置での加速度を導出して振動レベルの評価を実施することにする.

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。

$$\text{FoM} = \frac{\text{ホバーに必要な最小のパワー}}{\text{ホバーに実際使われたパワー}} = \frac{T v_0}{P} \quad (3.1)$$

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。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。

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、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。

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索した。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。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. 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. 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. 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いる。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. 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るのがピッチ角であることがわかる。

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

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、翼面積が大きくなったことにより、回転中心からの距離が大きくなり、遠心力が大きくなっ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. 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る。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。

本研究では、カウンターウェイトの搭載について Fig. 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 % の長さとして仮定して計算を行う。

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、翼面積が大きくなったことにより、回転中心からの距離が大きくなり、遠心力が大きくなっ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って、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、のような手順で行う。まず、Fig. より、推力を 10 N 増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 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 については第節で述べる。

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だと考えられる. 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。

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

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

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 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、ピッチ角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 乗の大きさに増加している。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 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。

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。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。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。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た場合も、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。

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られる。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、平面形はテーパー比 0.603 のテーパー翼で統一した。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, 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

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っており、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わるといえる。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るた。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] 海上自衛隊. Sh-60k 哨戒ヘリコプタ. <https://www.mod.go.jp/msdf/equipment/rotorcraft/patrol/sh60k/>. 最終アクセス日: 2026-01-08.
- [2] 航空自衛隊. Ch-47j 輸送ヘリコプタ. <https://www.mod.go.jp/asdf/equipment/yusouki/CH-47J/>. 最終アクセス日: 2026-01-08.
- [3] Lockheed Martin. X2 technology. <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/x2-technology.html>. 最終アクセス日: 2026-01-08.
- [4] Kaman Aerospace. K-max intermeshing rotor helicopter. <https://kaman.com/our-businesses/kaman-air-vehicles/k-max/>. 最終アクセス日: 2026-01-09.
- [5] Raymond W. Prouty. *Helicopter Performance, Stability, and Control*. Krieger Publishing Company, Melbourne, 2 edition, 2001.
- [6] Wayne Johnson. Rotorcraft aeromechanics: Applications of a comprehensive analysis. In *Heli Japan 98: AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Disaster Relief*, Nagarafukumitsu, Gifu, Japan, April 1998.
- [7] 寛一郎加藤, 勇生今永. ヘリコプタ入門. 東京大学出版会, 1985.
- [8] 康平斉藤. ヘリコプタ (航空工学講座). 日本航空技術協会, 2008.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.
 - [15] 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.
 - [16] 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.
 - [17] M Harris. *Shock and Vibration Handbook*, Vol. 4. McGraw-Hill, New York, NY, 1996.
 - [18] 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.
 - [19] Richard Bielawa. *Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity*, pp. 239–274. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 1 2006.
 - [20] 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稲守孝哉准教授には、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