

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
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	19
1.3 本論文の目的	21
1.4 使用する解析ツール	21
第 2 章 先行研究	24
2.1 CAMRAD II を用いたトリム解析	24
2.2 トリム解析結果	26
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	31
2.4 パイロット座席位置での加速度	34
2.5 解析結果	38
第 3 章 結果	41
3.1 トリムの決定	41
3.2 トリム時のねじり下げモーメント	44
3.3 カウンターウェイトの搭載	45
3.4 推力増加時のねじり下げモーメントの計算	47
3.5 消費パワーの計算	49
第 4 章 考察	50

4.1	空力によるねじり下げモーメント	50
4.2	翼型の影響	51
第 5 章 結論		53
参考文献		54
謝辞		59

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	12
1.4	回転翼機の包括的解析ツール [6]	23
2.1	トリム解析の流れ [7]	25
2.2	SH-60K 上面図及び側面図 [7]	28
2.3	重心移動に伴うトリム変数解析結果 [7]	29
2.4	胴体及び水平尾翼に作用する F_x 及び $-F_z$ [7]	30
2.5	MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント（振幅 $V_c = 61.7 \text{ m/s}$ ）[7]	32
2.6	MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント（位相 $V_c = 61.7 \text{ m/s}$ ）[7]	33
2.7	メインロータハブ座標系および機体座標系 [7]	34
2.8	パイロット座席での 4/rev 加速度（ $V_c = 61.7 \text{ m/s}$ ）[7]	38
2.9	パイロット座席での 4/rev z 方向加速度の比較（ $V_c = 61.7 \text{ m/s}$ ）[7]	40

表目次

1.1	S_z 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{z\text{hub}}$	13
1.2	S_x, S_r 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{x\text{hub}}$	14
1.3	S_x, S_r 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{y\text{hub}}$	15
1.4	N_F 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{x\text{hub}}$	16
1.5	N_F 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{y\text{hub}}$	17
1.6	N_L 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{z\text{hub}}$	18
2.1	SH-60K 諸元 [7]	27
3.1	Pitch angle and angular velocity($T = 39.227$ N)	43
3.2	Twisting down moment at steady state	44
3.3	Twisting down moment and counterweight	46
3.4	Figure of Merit with counterweight	46
3.5	Pitch angle when thrust increases	47
3.6	Power	49
4.1	Blade type	52

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 point
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	$\text{N} \cdot \text{m}/\text{rad}$	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
$M_{x\text{hub}}$	N · m	4/rev moment acting on the MRH center position about the x_{hub} axis
M_{yf}	N · m	pitch moment of fuselage
$M_{y\text{hub}}$	N · m	4/rev moment acting on the MRH center position about the y_{hub} axis
$M_{z\text{hub}}$	N · 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	N · m	moment acting about the z axis
N_F	N · m	flap moment at the root of main rotor blade
N_L	N · 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	kg · 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 application point
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へ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・下降・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 (Fig.1.1a) 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 (Fig.1.1b) 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 (Fig.1.1c) 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 (Fig.1.1d) 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 Fig.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]

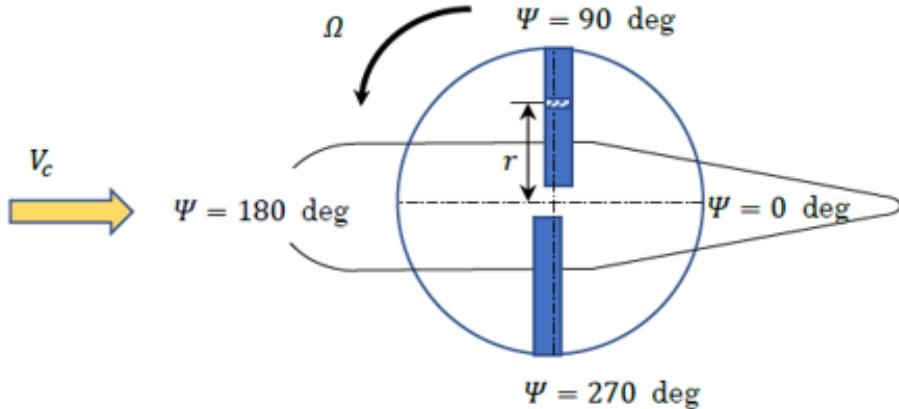


Fig.1.2: 前進飛行時のシングルロータ（上面図）[5]

高速前進飛行時のヘリコプタにおいては, N/rev 振動 (N : メインロータのブレード枚数) が卓越することが知られている。この N/rev 振動は、メインロータブレードに作用する回転面外方向成分の荷重およびモーメントのうち, N/rev 成分のみが機体に直接伝達されること、ならびに回転面内方向成分に含まれる $(N - 1)/\text{rev}$ および $(N + 1)/\text{rev}$ の荷重とモーメントが, N/rev 成分として機体に伝達することに起因するものである。メインロータブレードのルート部においては, $1/\text{rev}$ 以上の高調波成分の荷重およびモーメントが発生する。これは、回転翼機が前進飛行する際、メインロータ回転面へのインフロー分布が非一様となり、回転する各ブレード翼素の迎角 α に影響を与えるためである。その結果として生じ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 ($N = 1, 2, \dots$) 近傍に存在する固有振動モードを励起する。この励起により, $1/\text{rev}$ 以上の高調波成分を含む荷重およびモーメントが発生することとなる。通常、初期の開発設計段階においては、これらの影響を低減するよう配慮した設計が行われているものの、その発生自体を完全に抑制することは困難である。特に回転面外方向の振動荷重については、回転する各ブレードに個別に発生する N/rev 荷重が、胴体側において N/rev 荷重として伝達される。このため、機体に伝達される荷重には、主として $1/\text{rev}$ 成分として観測される荷重の中に高調波成分が含まれる形で現れる。一方, N 枚のメインロータブレードが、厳密に管理された製造工程により、形状、重量および剛性のいずれにおいても極めて均一な品質を有していると仮定するならば、 N/rev 成分以外の高調波成分は、機体座標系へ伝達される過程で互いに打ち消し合い、結果として極めて小さな値となり、実用上問題とならない。ここで N/rev 振動とは、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 $F_{x\text{hub}}, F_{y\text{hub}}, F_{z\text{hub}}, M_{x\text{hub}}, M_{y\text{hub}}, M_{z\text{hub}}$ に起因する振動を指す。これらの N/rev 成分は、その荷重またはモーメントがインプレーンであるか、アウトオブプレーンであるかによって、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) 回転翼機における振動源としては、このほかにもシングルロータ機におけるテールロータ由来の振動、エンジンおよび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やガスト応答などが挙げられる。しかしながら、これらはいずれもメインロータ由

来の N/rev 振動と比較して十分に小さいため, 本論文では議論の対象としない.

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を Table.1.1~Table.1.6 に示す. これらの表は, 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おり, 回転系でのブレードルート部における荷重を Fig.1.3 に示す.

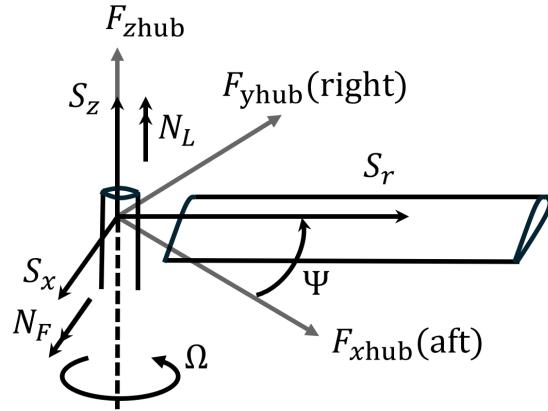


Fig.1.3: 回転系におけるメインロータブレードルート部荷重 およびモーメント

$$\begin{aligned}
 S_z &= S_{z0} + S_{znc} \cos n\Psi_m + S_{zns} \sin n\Psi_m (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N) \\
 S_x &= S_{x0} + S_{xnc} \cos n\Psi_m + S_{xns} \sin n\Psi_m (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N) \\
 S_r &= S_{r0} + S_{rnc} \cos n\Psi_m + S_{rns} \sin n\Psi_m (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N) \\
 N_F &= N_{F0} + N_{Fnc} \cos n\Psi_m + N_{Fns} \sin n\Psi_m (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N) \\
 N_L &= N_{L0} + N_{Lnc} \cos n\Psi_m + N_{Lns} \sin n\Psi_m (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N)
 \end{aligned} \tag{1.3}$$

ここで Eq.(1.3) に示すように, N 本ブレードを有するヘリコプタにおいて, アジマス角 Ψ_m に位置する m 番目ブレードのルート部に作用する荷重は, 一般に定常成分, $1/\text{rev}$ 成分, およびそれらの高調波成分から構成される. 例えば S_z については, 各周波数成分を列挙することで, Table.1.1 の左列に示される成分の総和として表される. なお, $6/\text{rev}$ 以上の高調波成分は省略する. また, Table.1.1 は $F_{z\text{hub}}$ に関する結果を示しており, 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 および Table.1.3 に示す. さらに, $M_{x\text{hub}}$, $M_{y\text{hub}}$, 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 では, 左列に周波数成分を整理して示しており, 回転しているブレードルート荷重が, 回転していない MRH 座標系へどのように伝達されるかをまとめている. これらはすべてブレード枚数 $N = 4$ の場合の結果である. 胴体系に伝達された後の荷重およびモーメントについては, Table.1.1 および Table.1.6 に示されるように, 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 $4/\text{rev}$ 成分が周波数変調することなく, 回転系から胴体系へ伝達される. また, $4/\text{rev}$ の整数倍以外の高調波成分は 0 となる. 一方, インプレーンの荷重およびモーメントについては, Table.1.3 Table.1.5 に示されるように, 回転系における $3/\text{rev}$ および $5/\text{rev}$ 成分が変調し, 胴体系において $4/\text{rev}$ 成分として伝達する. また,

回転系の $1/\text{rev}$ 成分は定常成分として伝達され、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 $m = 1$ のアジマス角を基準としている。各荷重およびモーメント成分に対する周波数変調の詳細については (Ref.10) に示されている。特に、変調後にキャンセルされず 0 とならない場合については (Appendix) 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}	$4S_{z0}$
$1/\text{rev}$	$S_{z1c} \cos \Psi_m$	0
	$S_{z1s} \sin \Psi_m$	0
$2/\text{rev}$	$S_{z2c} \cos 2\Psi_m$	0
	$S_{z2s} \sin 2\Psi_m$	0
$3/\text{rev}$	$S_{z3c} \cos 3\Psi_m$	0
	$S_{z3s} \sin 3\Psi_m$	0
$4/\text{rev}$	$S_{z4c} \cos 4\Psi_m$	$4S_{z4c} \cos 4\Psi$
	$S_{z4s} \sin 4\Psi_m$	$4S_{z4s} \sin 4\Psi$
$5/\text{rev}$	$S_{z5c} \cos 5\Psi_m$	0
	$S_{z5s} \sin 5\Psi_m$	0
$6/\text{rev}$	$S_{z6c} \cos 6\Psi_m$	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 $M_{z\text{hub}}$

周波数	N_L 荷重成分	MRH 荷重 $M_{z\text{hub}}$ 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する場合、メインロータハブに作用する振動荷重およびモーメントが増大することは、前項で述べたとおりである。この振動の増大は、プライマリサーボよりメインロータ側に存在するすべ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における疲労寿命の低下を招く。さらに、振動の下流に位置する胴体構造に対しても疲労強度の低下を引き起こす要因となる。また、これらの振動荷重およびモーメントが胴体を加振することにより、パイロット座席において発生する加速度が増大し、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、エンジン、装備品、計器類、航法支援装置、武装システムなどの機器に対しても、環境振動に関する機能上の許容値を超過するおそれがある。低振動化への対策を講じない場合、上述したダイナミックコンポーネントおよび胴体構造の疲労強度低下に対しては、部品の肉厚増加などの設計変更によって対応せざるを得ず、結果として機体重量の増加を招く。また、人体の疲労増大はミッションパフォーマンスの低下につながり、装備品の誤作動や機能停止は飛行安全そのものを脅かす要因となる。近年、MIL スタンダードにおける振動要求値は、改訂が行われるたびに段階的に下がっており、より低振動な機体に対する要求が高まっている。さらに、今後はコンパウンドヘリコプタに代表される高速飛行可能な回転翼機の需要が一層高まることが予想されている。(17) これらの背景から、高速巡航飛行時における振動低減技術は、今後ますます重要な技術課題となることが予想される。

胴体の振動を低減する手法は、大きく分けて二つの様式に分類される。すなわち、胴体に代表される固定系における対策と、メインロータブレードに代表される回転系における対策である。前者の固定系における対策としては、ダイナミックバイブレーションアブソーバー (Dynamic Vibration Absorber,DVA) や、アクティブバイブレーションコントロール (Active Vibration Control,AVC) が代表的な手法として挙げられる。(18) (図 1-4) にこれらの概念を示す。一般に、DVA が十分な制振性能を発揮するためには、機体質量のおよそ 2 倍に相当する動マスを有する DVA を搭載する必要があるとされており、航空機に搭載する装備品としては重量面の観点から必ずしも好ましいものではない。また、固定系における対策としては、いわゆる “nodamatic system” と呼ばれる振動絶縁装置も知られている。(19) (図 1-5) に示すように、MGB の胴体取付部に梁の曲げ変形を利用して荷重を伝達する機構を設け、MGB 取付部がモード形状における節の位置となるよう、あらかじめ設計する手法である。(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 と胴体を接続する荷重伝達部において、バネおよびウェイトから構成される機構を用い、固有振動数が応答の小さくなる共振点となるよう設計することで、振動の伝達を低減することを目的とした装置である。

一方、回転系における対策としては、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ドュラム（遠心振り子）を装着する方法や、メインロータハブ中央位置にバイファイラを装着する方法が一般的である(図 1-7, 図 1-8)。ペンドュラムは Table.1.1 に示した F_z 成分を低減することを目的として、 N/rev に共振点を設定する。一方、バイファイラは Table.1.2, Table.1.3 に示し

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である。このうちバイファイラについては、遠心振り子のような完全なパッシブ装置にとどまらず、アクティブな装置についても試作品が開発されており、パッシブ型バイファイラと比較して大幅な重量軽減が実現されている。また、飛行試験においても一定の効果が確認されているものの、実用化には至っていない。(HMVS: Hub Mounting Vibration Suppression)。これまで述べた回転系および固定系の振動低減手法はいずれも、十分な振動低減効果を得るために相応の質量を必要とし、航空機への搭載という観点からは課題となる。さらに、これらの装置は調整が極めてセンシティブであり、メインロータ回転数のわずかな変動によっても振動低減効果に有意な差が生じるため、調整作業に多大な労力を要する。また、振動低減のために増加した質量を抑制する目的でアクティブ化などの対策を講じる必要が生じ、結果としてコスト増を招き、運用者側に対する負担が大きくなる。回転系における対策には、もう一つの代表的な手法として TEF (Trailing Edge Flaps) が挙げられる。(図 1-9) にその概念図を示す。TEF の初期のアイディアは Straub and Charles (28) により紹介され、その後 Ormiston (29) によって発展が図られた。TEF は事前の数値解析および実証試験において非常に大きな労力を要する手法であり、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するためには、TEF を駆動するスマート材料において十分な変位量を確保することが困難であることが指摘されている。(30~34) さらに、回転系の TEF に対して、胴体側の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点においても、技術的な困難を伴うことが明らかとなっている。しかしながら、TEF はこれらの技術的課題が未解決であるにもかかわらず、プライマリコントロールのみならず振動低減を目的としたデバイスとして極めて有望な手法であった。4 枚ブレードを有する回転翼機においては、メインロータハブ中央位置の $x_{\text{hub}}, y_{\text{hub}}, z_{\text{hub}}$ 座標系における $F_{z\text{hub}}$ 、および $M_{x\text{hub}}, M_{y\text{hub}}$ の $4/\text{rev}$ 振動荷重およびモーメントが、約 90% 低減可能であることが解析で示されている。(35~36) 一方で、実機においては前述のとおり、TEF を駆動するアクチュエータの変位量が不足しており、現時点ではこの水準の振動低減効果を実現することは困難である。さらに、空力弾性学的な観点からも慎重な検討が必要であることが明らかとなっている。(37)

ここまで述べたとおり、回転翼機の振動を低減するためには、一定の質量増加を受け入れる必要があり、またその調整には多くの時間と労力を要する。さらに、一部の手法については革新的な技術の進展を待たなければならない課題も存在する。では、生来振動の少ない機体を実現するためには、どのような方策が考えられるであろうか。先行研究として, Gandhi, F.S. and Sekura, M.K. (38) は、回転翼機後方に配置された水平尾翼の舵角を変更することにより、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) および F_z を付与した場合の振動変化を解析的に検討している。同研究では、UH-60 および Bo-105 の 2 種類の機体を対象とし、UMARC を用いた解析により、メインロータハブ中央位置に作用する $4/\text{rev}$ 振動荷重およびモーメントが評価された。評価指標としては、 $F_{x\text{hub}}, F_{y\text{hub}}, F_{z\text{hub}}$ 、および $M_{x\text{hub}}, M_{y\text{hub}}, M_{z\text{hub}}$ の 6 成分を無次元化した値の二乗平均値 J (Vibration Index) が用いられ、この指標に基づいて結果が整理されている。その結果、ベースラインのスタビレータ舵角設定とは異なる舵角において、振動が極小値を示すことが明らかとなった。ただし、(Ref.38) における検討は高速巡航時に限定されている。一方で、中速域においても振動レ

ベルは必ずしも小さくないことが知られており、さらに中速域ではスタビレータに作用する空力荷重が低下するため、スタビレータ舵角の変更による振動低減効果が十分に得られない可能性があると考えられる。

1.3 本論文の目的

本論文では、機体の重心移動による振動低減の可能性について検討を行う。既に小型から中型の回転翼機においては、サイクリックピッチの代替手法として、重心移動による機体制御が可能であることが解析的に示されている。(39,40) 本研究では、まず第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およびモーメントを低減することを目的として、機体の重心位置を前後および左右方向に移動させることにより、機体座標系における定常的な M_x, M_y をメインロータハブ中央位置に作用させる手法について検討する。重心移動は、機体内部に搭載された装備品を移動させることによって実現するものとし、可動式の重心移動機構は想定しない。重心移動により作用する M_x, M_y は、機体速度に依存せず、高速域以外の飛行条件においても振動低減効果が期待できる。本解析に使用するツールは CAMRAD II とし、同ツールを用いてトライム解析を実施する。得られた解析結果に基づき、重心移動が振動荷重およびモーメントに与える影響について考察するとともに、解析結果の妥当性について論じる。CAMRAD II によるトライム解析では、各重心位置において機体重心点に作用する荷重およびモーメントの釣合いが解かれるが、同時にメインロータハブ中央位置に作用する空力起因の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章で得られたメインロータハブ中央位置における振動荷重およびモーメントの解析結果を示す。さらに、パイロット座席位置を機体振動の代表的な評価点と位置付け、同位置における加速度応答を解析的に示す。CAMRAD II により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用いて、パイロット座席位置における加速度応答を数値解析により算出し、その結果について考察を加える。また、振動低減が生じる要因についても検討する。さらに、本研究では重心移動に可動方式を採用しないことから、重心移動に伴って変化するトライム状態が機体に与える影響について検討する必要がある。そこで第4章では、重心移動がメインロータの必要パワーおよび機体の固有安定性に与える影響について検討する。第5章では、振動低減に必要な重心移動量が、機体内部装備品の移動のみでは対応できない場合を想定し、重心移動の代替手法として、補助翼搭載の効果についても検討を行う。

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重心位置との関係性について、解析的な検討を実施する。本解析により、機体のトライム姿勢角、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、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における諸量が得られる。これまでに、回転翼機の包括的解析ツールは産官学において数多く開発してきた。Fig.1.4には、代表的な解析ツールとその開発者および開発時期を示す。本論文で使用する解析ツールは、回転翼

機の振動解析において豊富な実績を有する CAMRAD II (41) である。CAMRAD II は、シングルロータヘリコプタに限らず、多様な形態の回転翼機を対象とした包括的な空力解析ツールである。本ツールは、NASA に所属していた Wayne Johnson により、NASA および米陸軍向けに開発された CAMRAD を起源としている。CAMRAD は 1978 年から 1979 年にかけて開発され、当時は回転翼機を包括的に解析する技術が存在せず、個別の用途に応じた解析が行われていた。初期の CAMRAD では、メインロータおよびテールロータから構成されるシングルロータヘリコプタを対象とし、各ブレードを梁要素として取り扱うとともに、Scully Vortex Wake Model に基づくインフロー計算が用いられていた。その後、1986 年から 1989 年にかけて Johnson Aeronautics により CAMRAD/JA として改良が加えられ、特にインフロー計算の精度が大幅に向上した。この過程で開発された自由後流法 (Free Wake Model) は、COPTER, UMARC, 2GCHAS などの同種の解析ソフトウェアにも採用されている。回転翼機の解析は、空気力学、構造力学、振動工学など複数の力学分野を同時に考慮する必要があり、極めて複雑である。こうした背景のもと、CAMRAD は最新版である CAMRAD II へと発展し、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取り扱うマルチボディダイナミクスと、回転翼の空気力学を統合した解析が可能となった。CAMRAD II による解析は、トリム解析、非定常解析、およびフラッター解析の三つの主要なタスクから構成されている。本ツールは、メインロータハブ中央位置における振動荷重およびモーメントを高い精度で解析できることができることが示されており (42)，本論文で評価対象とする過渡応答解析および安定性解析も実施可能である。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) を用いた。

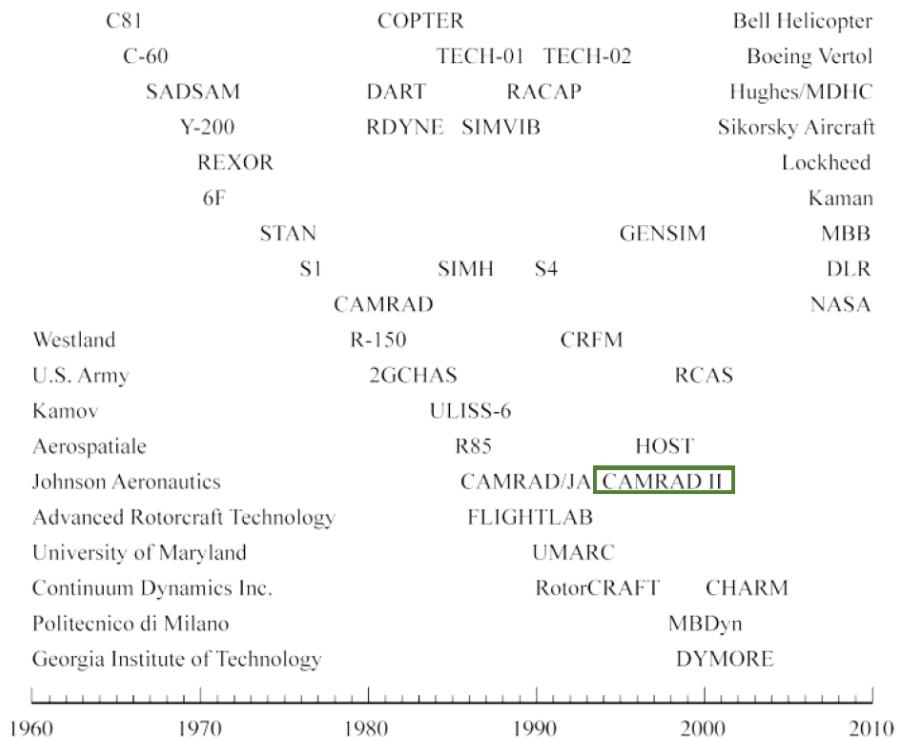


Fig.1.4: 回転翼機の包括的解析ツール [6]

第 2 章

先行研究

本章では、先行研究としてシングルロータヘリコプタ SH-60K について、トリム解析を実施した結果と振動評価指標について示す。まず、トリム解析の手順について示す。次に、検討対象であるシングルロータヘリコプタについて機体モデルを設定する。そして、トリム解析によって得られた結果について示す。さらに、パイロット座席での加速度を対象として振動の評価を行い、振動評価指標の決定をする。

2.1 CAMRAD II を用いたトリム解析

第 1 章で述べたように、回転翼機において発生する振動の大部分は、メインロータに作用する空力荷重に起因するものである。本論文では、これらの振動荷重およびモーメントを解析的に高い精度で評価するために,CAMRAD II を使用する。水平飛行時に生じる周期的な振動を議論の対象とするため、水平飛行状態において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、胴体の空力荷重、および重力が釣り合う状態をトリム解析により求める。このトリム解析の過程において、メインロータハブ中央位置に作用する振動荷重およびモーメントも同時に算出される。2.2 項では、重心移動を行った場合に得られるトリム変数が物理的に妥当なものであるかを検討し、本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 成分 (n : 整数) の振動荷重を正しく評価するためには、メインロータブレードを弾性体として取り扱う必要がある。さらに、振動荷重の精度を向上させるため、ブレード先端から発生するチップボルテックスの取り扱いに関しては、専用の解析オプションを導入した。Fig.2.1 に CAMRAD II におけるトリム解析の流れを示す。トリム解析は、メインロータおよびテールロータの各ブレードを弾性体として取り扱ったフラッピング、リードラグ、フェザリング応答の計算と、インフロー計算部における収束計算、ならびに機体全体の 6 自由度の荷重およびモーメントのバランスに対する収束計算から構成されている。これらの計算においては、収束性を高めるために、インフロー分布や機体姿勢角などの初期値設定が極めて重要となる。インフロー計算については,Free Wake Model での解析結果の予測が困難であることから,LEVEL 1 (Momentum Theory) , LEVEL 2 (Prescribed Wake Model) ,LEVEL 3 (Free Wake Model) の順に解析レベルを段階的に移行させ、収束計算を行つ

た. 初期条件としては Drees Model を採用しており, Eq.2.1, Eq.2.2, Eq.2.3, Eq.2.4 に示す式によつて定義される.

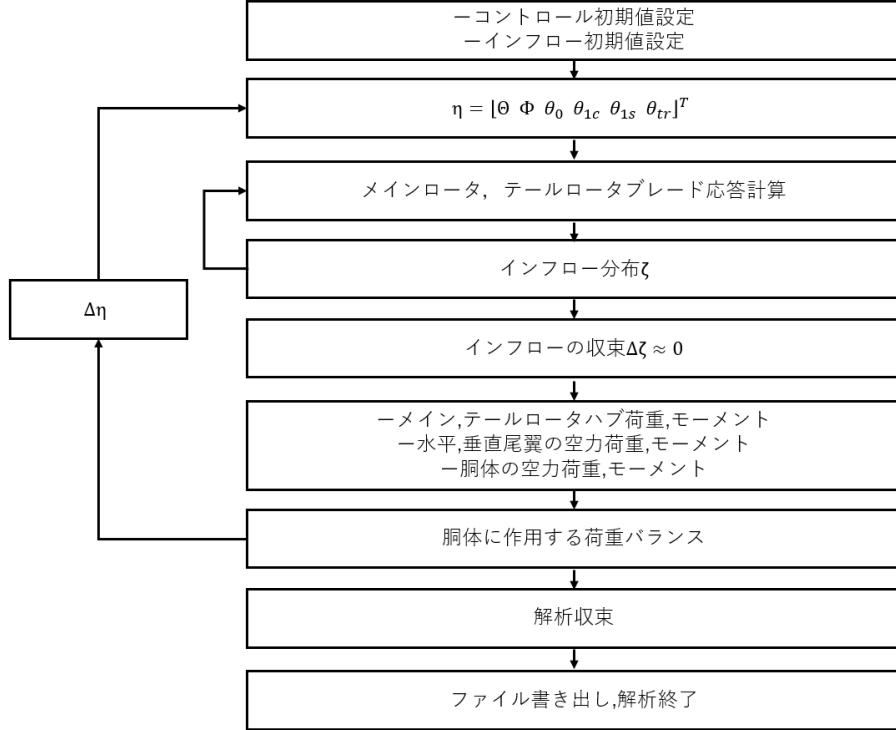


Fig.2.1: トリム解析の流れ [7]

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

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 Eq. (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

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

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 Eq.(2.6) の様に表現できる。

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

ここで、 $\frac{\partial \bar{F}(\eta)}{\partial \eta} \Big|_{\eta=\eta_0}$ 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

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

Eq.(2.6) 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 Fig.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

先行研究では解析の対象となる機体は中型機である SH-60K とした。Table.2.1 にその諸元を示す。

Table.2.1: SH-60K 諸元 [7]

SH-60K (三菱重工業株式会社)			
質量		エンジン	
空虚質量 [kg]	7,167	型式	T700-IHI-401
最大全備質量 [kg]	9,979	数量	2
最大燃料質量 [kg]	2,041		
ロータ諸元			
メインロータ		テールロータ	
半径 [m]	8.18	1.68	
コード長 [m]	0.550	0.250	
ソリディティ	0.086	0.19	
ブレード枚数	4	4	
回転数 [rpm]	258	1,190	
ねじれ角 [deg]	8.8	0	
ヒンジオフセット e/R	0.047	ヒンジレスロータ	

数値解析は、機体が 30.8 m/s (120 kt) で高速巡航飛行している状態を対象としてトリム解析を実施した。振動を高精度に評価することを目的として、メインロータブレードは弾性体としてモデル化し、ブレードスパン方向に 20 分割した。各要素は、断面特性が正確に算出されたモデルを用いて定義されている。一方、胴体については剛体としてモデル化した。これは、メインロータシャフトおよびメインギアボックスが取り付けられる構造部位が有意に変形するような胴体の固有振動モードが、主たる関心対象である 4/rev 成分 (25.0 Hz) から十分に離れており、メインロータと胴体の動的連成を考慮しなくても解析結果に本質的な影響を与えないためである。この点については後述する。CAMRAD II によるトリム解析は、Fig.2.2 に示すように、ベースラインの重心位置から前方に 0.305 m、後方に 1.68 m の範囲、ならびに左舷および右舷方向にそれぞれ 0.912 m の範囲において、0.152 m の刻み幅で設定した計 182箇所の重心位置に対して実施した。機体の慣性モーメントについては、いずれの重心位置においてもベースラインの値に統一し、一定の値を用いた。この仮定の下においても、胴体の 4/rev 振動評価には影響を及ぼさないため、本解析の目的に対して問題はない。

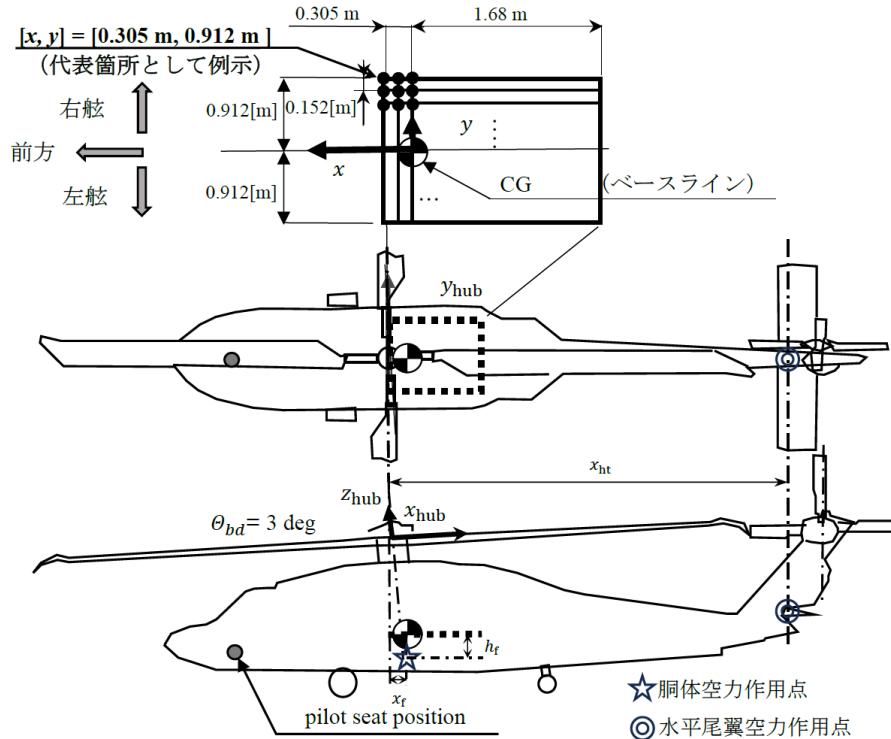


Fig.2.2: SH-60K 上面図及び側面図 [7]

その他の解析条件としては、例えばメインロータブレードの弾性変形応答に関する構造減衰率や、自由後流モデルにおいてインフローに影響を与えるウェイクの周期数などが挙げられる。これらの条件については、重心位置の違いによる影響を純粋に評価するため、すべての評価点においてベースライン解析で用いている値と同一のものを使用した。また、水平尾翼の取付角については、ベースラインの機体と同様に 0 deg に設定した。Fig.2.3 にトリム変数の解析結果として、機体ピッチ角、ロール角、およびメインロータブレードのフラッピング角を示す。さらに、Fig.2.4 には、Fig.2.2 に示した胴体およ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 および F_z を示す。各図において、横軸および縦軸は Fig.2.2 に示される機体座標系の y 軸および x 軸をそれぞれ表しており、重心位置の変化に対する各物理量の分布を示したコンター図となっている。これらの結果から、以下に示す所見が得られた。

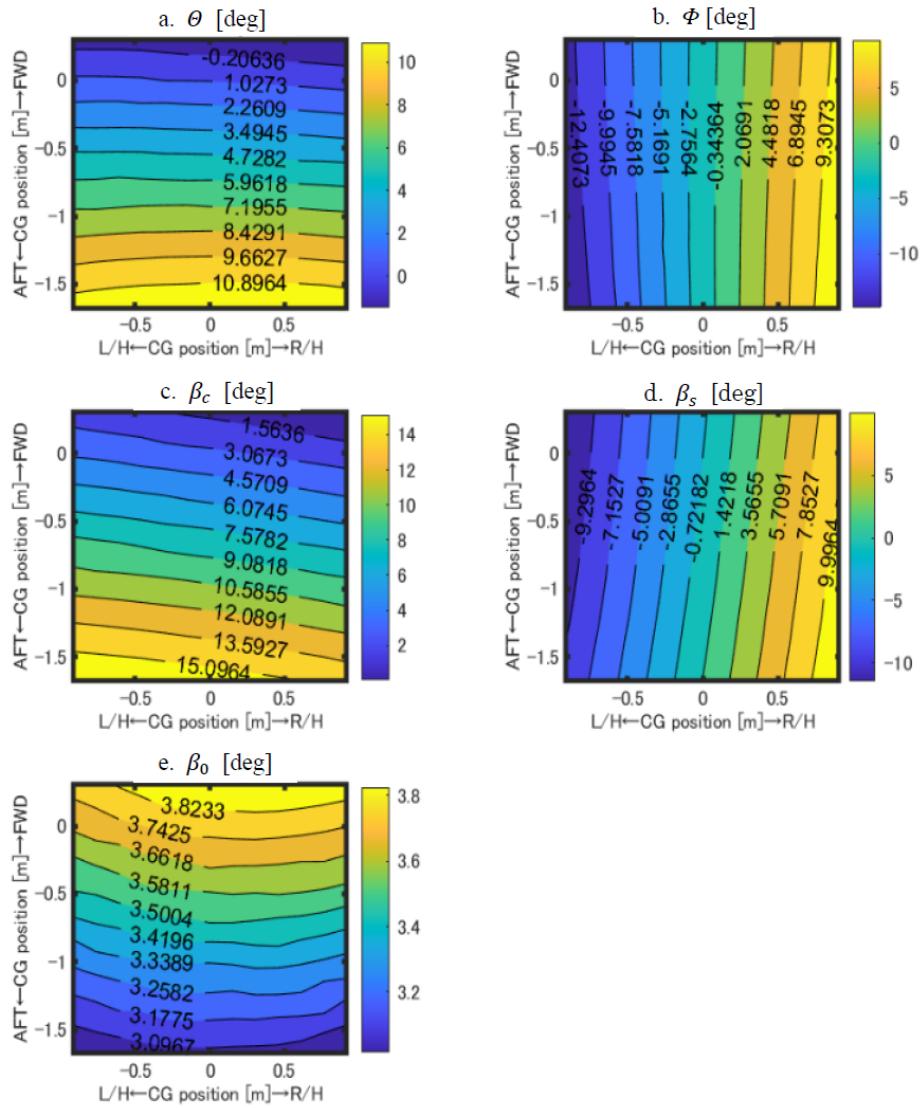


Fig.2.3: 重心移動に伴うトリム変数解析結果 [7]

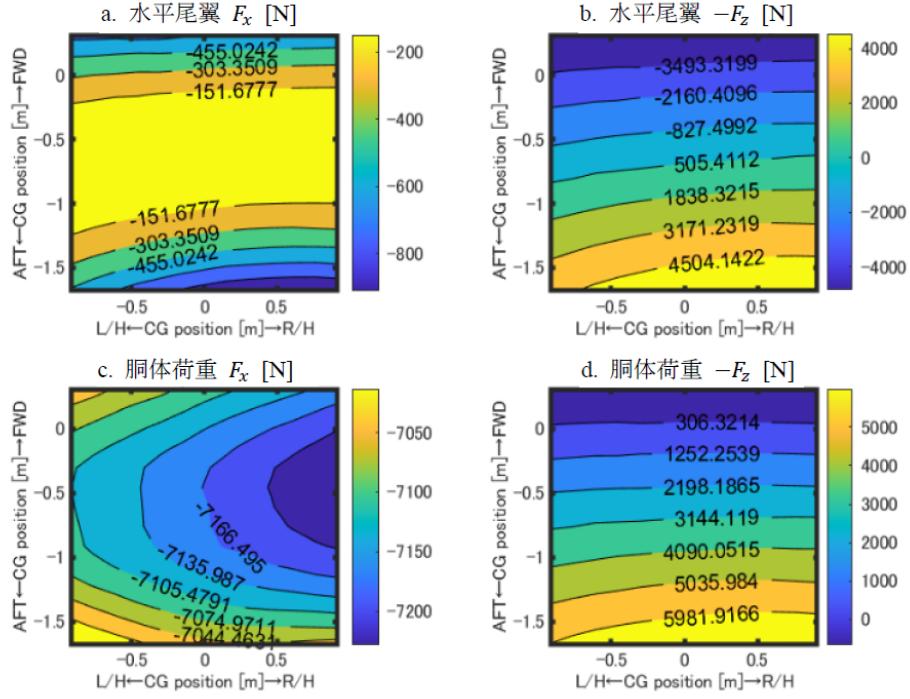


Fig.2.4: 胴体及び水平尾翼に作用する F_x 及び $-F_z$ [7]

- Θ 及び Φ は、重心位置が後方および右舷側へ移動すると想定通りそれぞれ増加する。一方で、これらの姿勢角の変化を打ち消すように、 β_{1c} および β_{1s} はそれぞれ増加し、メインロータ推力を前方および左舷方向へ傾けることでトリムが維持されている。
- Fig.2.3 a に示されるように Θ が増加すると、Fig.2.4 b d に示される水平尾翼および胴体に作用する $-F_z$ が増加する。この結果、メインロータが負担すべき揚力が低下するため、コーニング角 β_0 は低下する。この傾向は Fig.2.3 e に示されている。
- Fig.2.3 a に示される Θ が 5 度を超えて増加するにつれて、Fig.2.4 a c に示される水平尾翼および胴体の $-F_x$ はそれぞれ増加および減少の傾向を示す。 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分布によって決定される。また、重心位置が変化する際、Fig.2.3 b に示される Φ は -13 度から -10 度の範囲で大きく変化するが、Fig.2.4 c に示される胴体の $-F_x$ 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において示したトリム解析結果は、重心移動による影響が物理的に妥当な形で正しく解析されていることを明確に示している。したがって、これらの解析結果を用いて、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の評価を行う。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、ロータおよ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が、連成を考慮しないモデルによる結果とほぼ同一であることを示している。この知見から、胴体を剛体と仮定したモデルは、ロータ・胴体連成モデルと等価であるとみなすことができる。さらに、本研究における SH-60K の解析結果においても、メインロータブレードの固有振動数が 4/rev から十分に離れていることが確認されている。この結果は Appendix B に示す通りである。加えて、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、すなわち法線方向の振動荷重については、メインロータハブの変動応答を考慮しなくても高い精度で解析可能であることを示している。これらの知見を踏まえ、本解析ではメインロータブレードのフラッピング運動を評価する際にも、メインロータハブの運動を考慮せず、振動荷重およびモーメントを算出している。

Fig.2.5 および Fig.2.6 に、メインロータハブ中央位置を原点とし、Fig.2.2 に示される $x_{hub}, y_{hub}, z_{hub}$ 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ならびに位相角のコンタープロットをそれぞれ示す。また、Johnson (10) は 1.1において、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おり、本研究においても同様の周波数成分に着目して評価を行う。Fig.2.5 a~f に示される結果から、各振動荷重およびモーメント成分は、それぞれ異なる重心位置において極小値をとることが確認された。一方で、Fig.2.6 c に示す F_{zhub} の位相角コンタープロットは、Fig.2.5 c に示す同成分の振幅分布と類似した傾向を示している。振動荷重およびモーメントの振幅が極小となる重心位置は成分ごとに厳密には一致しないものの、全体としては右舷後方領域において振動レベルが小さくなる傾向が本結果から推定される。

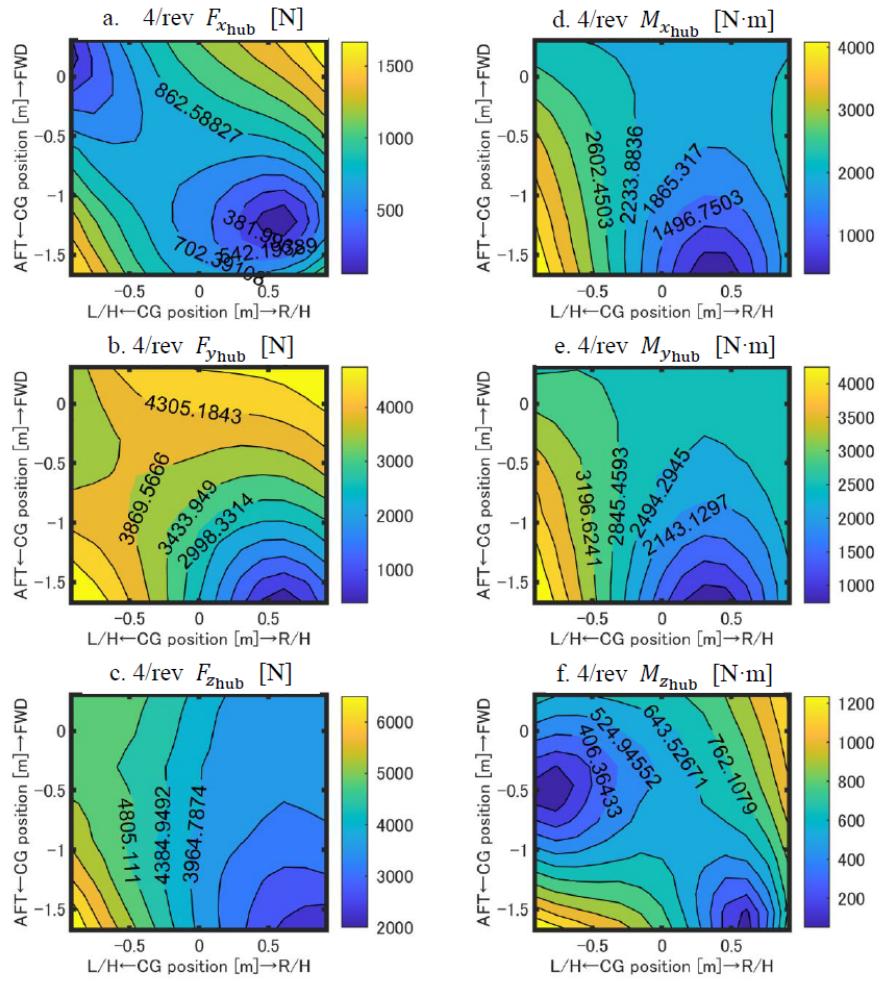


Fig.2.5: MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント (振幅 $V_c = 61.7$ m/s) [7]

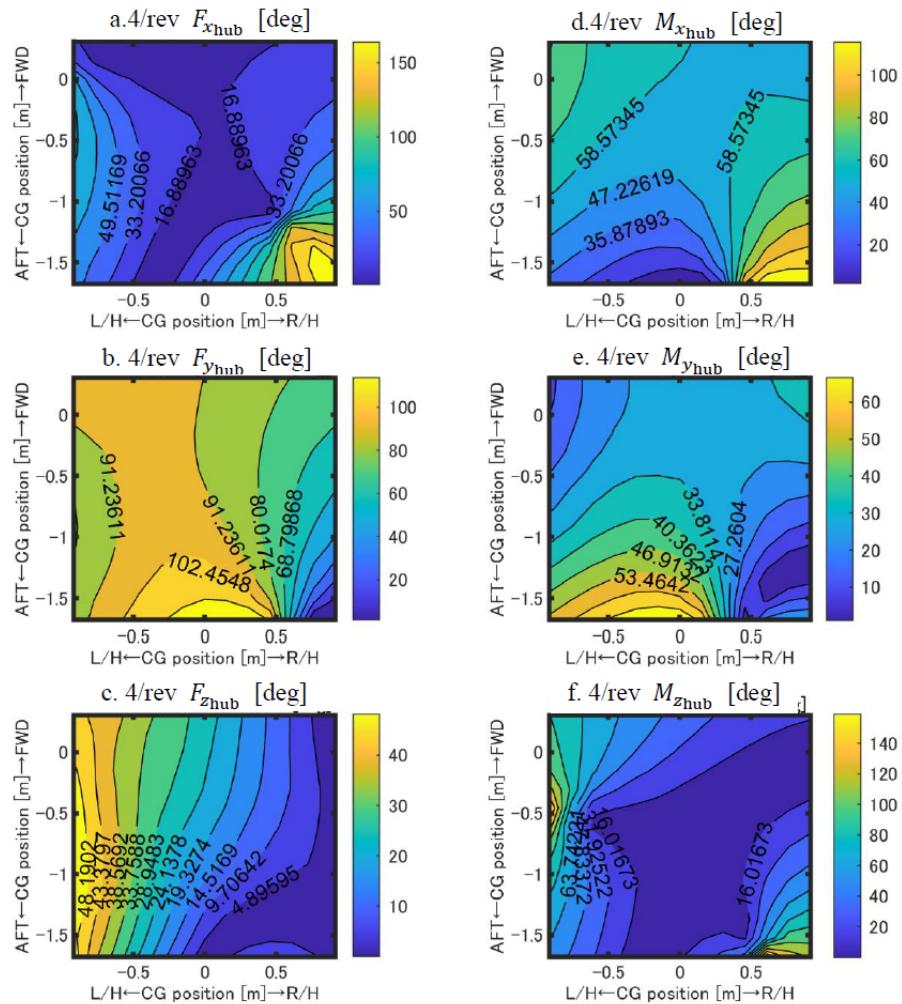


Fig.2.6: MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント (位相 $V_c = 61.7$ m/s) [7]

次節では、本節で得られたメインロータハブ中央位置における振動荷重およ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における加速度を導出し、振動レベルの評価を行う。

2.4 パイロット座席位置での加速度

回転翼機においてホバリング時を含む巡航飛行中にはメインロータ、テールロータの荷重及びモーメントのロータ 1 周期の平均値と胴体、水平尾翼、および垂直尾翼に作用する空力荷重とモーメントは機体の重心位置で全て釣り合っている。この状態で、4 枚ブレードの SH-60K においては 4/rev の振動荷重及びモーメントがメインロータハブ中央位置に作用し結果的に胴体を振動させることになる前節で得られたメインロータハブの中央位置での荷重及びモーメントは、回転翼機での代表的な振動評価位置となるパイロット座席位置での x, y, z 方向の加速度を代表的な振動インデックスとして評価することにするまず、CAMRAD II にて計算された $x_{\text{hub}}, y_{\text{hub}}, z_{\text{hub}}$ 座標系における荷重およびモーメントである $F_{x\text{hub}}, F_{y\text{hub}}, F_{z\text{hub}}, M_{x\text{hub}}, M_{y\text{hub}}, M_{z\text{hub}}$ を Eq.(2.8) 及び Eq.(2.9) を用いて、Fig.2.7 で示される機体座標系の重心位置に作用する $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ に変換する。

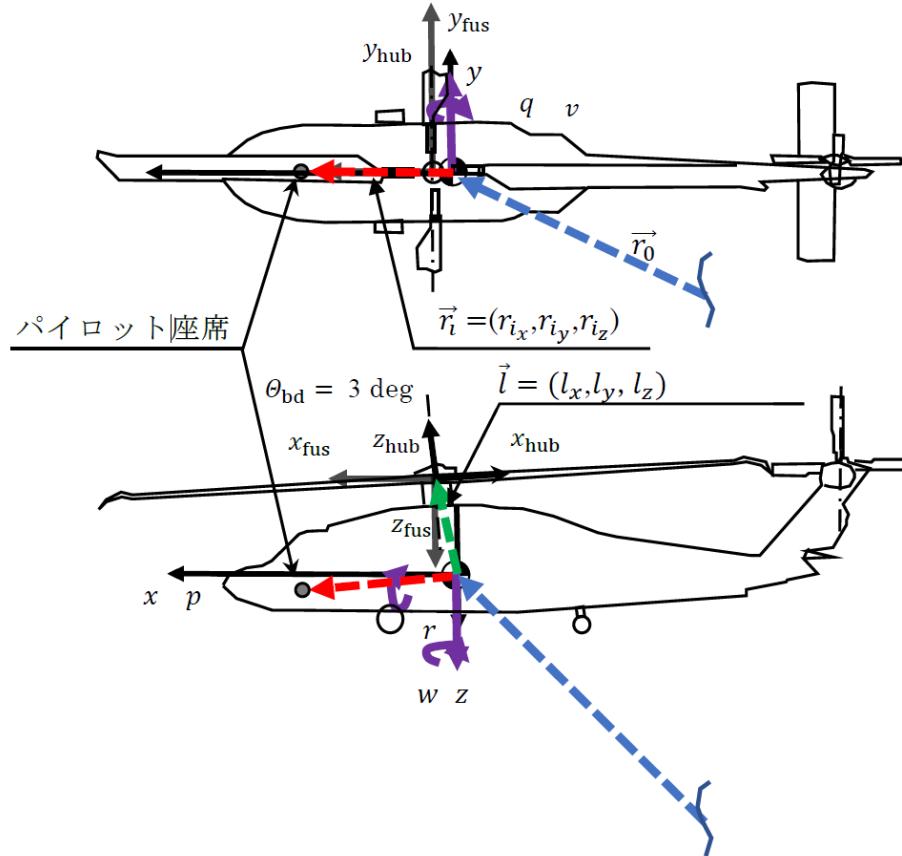


Fig.2.7: メインロータハブ座標系および機体座標系 [7]

$$\begin{pmatrix} F_{x\text{fus}} & M_{x\text{fus}} \\ F_{y\text{fus}} & M_{y\text{fus}} \\ F_{z\text{fus}} & M_{z\text{fus}} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \Theta_{bd} & 0 & \sin \Theta_{bd} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Theta_{bd} & 0 & -\cos \Theta_{bd} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} F_{x\text{hub}} & M_{x\text{hub}} \\ F_{y\text{hub}} & M_{y\text{hub}} \\ F_{z\text{hub}} & M_{z\text{hub}} \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

$$\begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -l_z & l_y & 1 & 0 & 0 \\ l_z & 0 & -l_x & 0 & 1 & 0 \\ -l_y & l_x & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} F_{xfus} \\ F_{yfus} \\ F_{zfus} \\ M_{xfus} \\ M_{yfus} \\ M_{zfus} \end{Bmatrix} \quad (2.9)$$

Etkin and Reid (47) によると重心に原点を置く機体座標系 x, y, z での運動方程式は Eq.(2.10) のように書ける。

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qw - rv) &= F_x \\ m(\dot{v} + ru - pw) &= F_y \\ m(\dot{w} + pv - qu) &= F_z \\ I_x \dot{p} - I_{yz} (q^2 - r^2) - I_{zx} (\dot{r} + pq) - I_{xy} (\dot{q} - rp) - (I_y - I_z) qr &= M_x \\ I_y \dot{q} - I_{zx} (r^2 - p^2) - I_{xy} (\dot{p} + qr) - I_{yz} (\dot{r} - pq) - (I_z - I_x) rp &= M_y \\ I_z \dot{r} - I_{xy} (p^2 - q^2) - I_{yz} (\dot{q} + rp) - I_{zx} (\dot{p} - qr) - (I_x - I_y) pq &= M_z \end{aligned} \quad (2.10)$$

オイラー角 Ψ, Θ および Φ を用いて機体固定系 $x - y - z$ は地球座標系 $x' - y' - z'$ から Eq.(2.11) を用いて変換することができる。

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \cos \Theta \sin \Psi & -\sin \Theta \\ \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi & \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{Bmatrix} \quad (2.11)$$

前進巡航飛行中は Eq.(2.8) に示される u, v および w は V_c, Θ_e および Φ_e を用いて Eq.(2.12) のように書くことができる。

$$\begin{aligned} u &= V_c \cos \Theta_e \\ v &= V_c \sin \Theta_e \sin \Phi_e \\ w &= V_c \sin \Theta_e \cos \Phi_e \end{aligned} \quad (2.12)$$

ここで, $V_c = 61.7$ m/s (120 kt) である。ベースライン回転翼機における慣性テンソルは Eq.(2.13) のように書くことができて Eq.(2.13) のそれぞれの成分は Eq.(2.14) のように書くことができる。

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\begin{aligned}
I_x &= \int (y^2 + z^2) dm \\
I_y &= \int (x^2 + z^2) dm \\
I_z &= \int (x^2 + y^2) dm \\
I_{xy} &= \int xy dm \\
I_{yz} &= \int yz dm \\
I_{xz} &= \int xz dm
\end{aligned} \tag{2.14}$$

ここで Eq.(2.13) 中の Eq.(2.14) の成分は別途作成した SH-60K の全機振動モデルである NASTRAN FEA のバルクデータより求めた。この NASTRAN モデルは材料の密度が入力された構造要素モデルと機体に搭載された全ての装備品を質点として構造部材に剛体要素で取り付けられたモデルである。地面固定座標系でのパイロット座席の場所は Fig.2.7 に示される通り,Eq.(2.15) のように表されるとする。

$$\vec{r} = \vec{r}_0 + \vec{r}_i \tag{2.15}$$

ここで, \vec{r}_0 は地面固定座標系における原点から機体の CG までのベクトルであり, \vec{r}_i は重心位置からパイロット座席までのオフセットベクトルである。ここで \vec{r}_i は $\vec{\omega} = (p, q, r)$ で回転している Eq.(2.15) の時間微分によってパイロット座席の速度は Eq.(2.16) のように書き表すことができる。

$$\dot{\vec{r}} = \frac{d\vec{r}}{dt} = \frac{d\vec{r}_0}{dt} + \frac{d^*\vec{r}_i}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{r}_i \tag{2.16}$$

さらに Eq.(2.16) の 1 階時間微分をとることによってパイロット座席の加速度は Eq.(2.17) のように書き表される。

$$\begin{aligned}
\vec{a} &= \frac{d\vec{v}}{dt} = \frac{d^2\vec{r}_0}{dt} + \frac{d^*}{dt} \left(\frac{d^*\vec{r}_i}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{r}_i \right) + \vec{\omega} \times \left(\frac{d^*\vec{r}_i}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{r}_i \right) \\
&= \frac{d^2\vec{r}_0}{dt} + \frac{d^{*2}\vec{r}_i}{dt} + 2\vec{\omega} \times \frac{d^*\vec{r}_i}{dt} + \frac{d^*\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_i + (\vec{\omega} \cdot \vec{r}_i) \vec{\omega} - (\vec{\omega} \cdot \vec{\omega}) \vec{r}_i
\end{aligned} \tag{2.17}$$

ここで, $\vec{r}_i = (r_{ix}, r_{iy}, r_{iz})$ は時間に依存しない成分を持つベクトルであるから Eq.(2.17) はさらに Eq.(2.18) のように書くことができる。

$$\begin{aligned}
\vec{a} &= \frac{d^2 \vec{r}_0}{dt^2} + \frac{d^* \vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_i + (\vec{\omega} \cdot \vec{r}_i) \vec{\omega} - (\vec{\omega} \cdot \vec{\omega}) \vec{r}_i \\
&= \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv + r_{iy}(pq - \dot{r}) + r_{iz}(pr + \dot{q}) - r_{ix}(q^2 + r^2) \\ \dot{v} + ru - pw + r_{iz}(qr - \dot{p}) + r_{ix}(pq + \dot{r}) - r_{iy}(p^2 + r^2) \\ \dot{w} + pv - qu + r_{ix}(pr - \dot{q}) + r_{iy}(qr + \dot{p}) - r_{iz}(p^2 + q^2) \end{bmatrix} \quad (2.18)
\end{aligned}$$

$4/\text{rev}$ の $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$ を Eq.(2.10) に代入して並進および回転速度を SIMULINK[®] を用いて数値解析的に解き、その結果を Eq.(2.18) に代入してパイロット座席における加速度の生波形を導出した。そのうえで生波形に FFT 处理を実施することで $4/\text{rev}$ の加速度成分を整理することができる。

2.5 解析結果

メインロータハブに作用する Fig.2.5, Fig.2.6 に示される各重心位置の 4/rev の振動荷重およびモーメントを Eq.(2.10) に入力、数値解析を行った。その結果として u, v, w, p, q, r およびその時間微分項を得た。これらを Eq.(2.18) に代入することにより、パイロット座席位置での x, y, z 方向の加速度を計算することができる。重心位置は Fig.2.2 に示されている位置で解析を実施した。動解析で得られた生波形を FFT 处理して 4/rev 成分を抽出した結果を Fig.2.8 に示す。

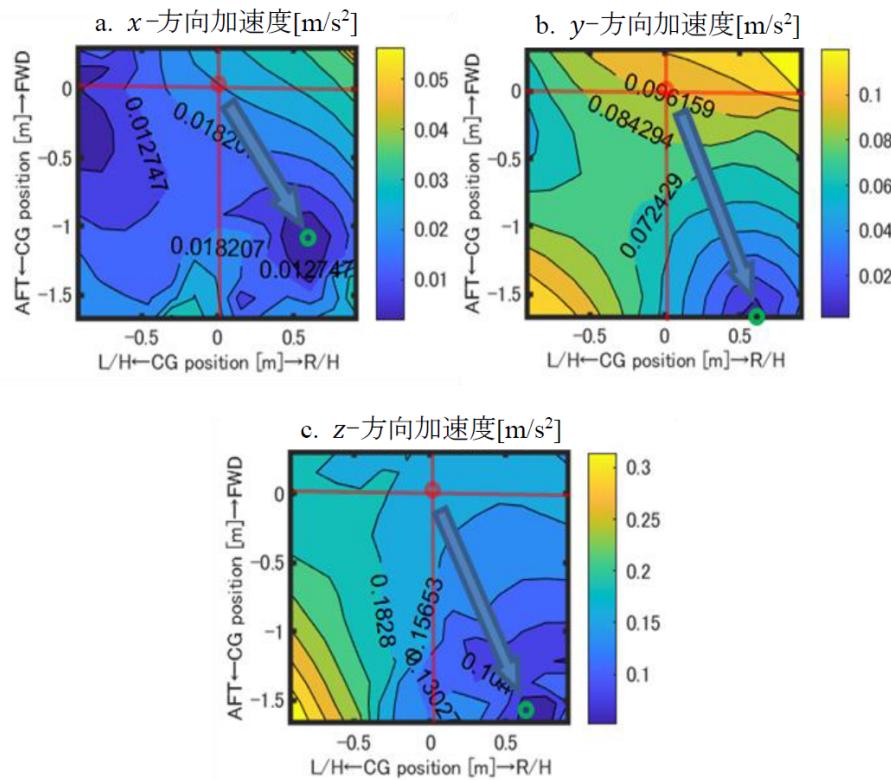


Fig.2.8: パイロット座席での 4/rev 加速度 ($V_c = 61.7 \text{ m/s}$) [7]

Fig.2.8 で示される結果について次のような考察が述べられる。 x, y, z 方向の加速度はそれぞれ異なる重心位置で極小値をとることが分かる。メインロータハブ中央位置での荷重およびモーメントの結果から想定していた通り、右舷後方で全ての成分の極小値をとることが分かる。 z 方向の加速度については重心位置が $[x \ y] = [-1.60 \text{ m} \ 0.690 \text{ m}]$ にある時にベースライン位置での値の僅か 40% にまで低減する。重心位置をこの位置まで移動させることができると現実に困難だとしても、その方向に可能な限り移動させることで移動量に応じた振動低減効果が得られる。 x, y 方向の加速度についても同様であり、それぞれ $[x \ y] = [-1.14 \text{ m} \ 0.610 \text{ m}], [x \ y] = [-1.68 \text{ m} \ 0.610 \text{ m}]$ の位置でベースラインの 10%、および 20% にまで低減する。

Fig.2.8 を見て分かることは、パイロット座席における z 方向の加速度は x,y 方向の加速度と比較して支配的である。そのうえ、元来人間工学的にパイロットは z 方向の加速度を一番敏感に感じ取りやすいものであることから、 z 方向の加速度そのものが振動を評価する指標となりうることが分かった。Fig.2.8 a c は Fig.2.5 a c とセンター図の傾向が類似している。この類似性は x,y,z 方向の加速度はそれぞれ主として $F_{x\text{hub}}, F_{y\text{hub}}, F_{z\text{hub}}$ からもたらされるということを意味している。さらに、4/rev の z 方向の加速度が卓越していることから、4/rev の $F_{z\text{hub}}$ が振動の評価基準としてみなせることができた。

Fig.2.9 にパイロット座席で支配的な z 方向の加速度について、6 成分の 4/rev 荷重およびモーメントにより加振した結果、また、3 成分の荷重により加振した結果、および $F_{z\text{hub}}$ のみで加振した 3 つの結果について示す Fig.2.9 a と Fig.2.9 b の類似性から、4/rev のモーメント成分 $M_{x\text{hub}}, M_{y\text{hub}}, M_{z\text{hub}}$ はパイロット座席位置の z 方向の加速度にほぼ影響を与えていないことが分かる。同様に Fig.2.9 c は Fig.2.9 a および Fig.2.9 b とよく似ていることから、 $F_{x\text{hub}}$ と $F_{y\text{hub}}$ についても、パイロット座席位置の z 方向の加速度にあまり影響を与えないことが分かる。繰り返しとなるが、このことからも $F_{z\text{hub}}$ そのものが最もシンプルな振動の評価基準であることが分かる。以上の考察から後述の Eq. (3-13) 中の $F_{z\text{hub}}/m$ によりパイロット座席位置の z 方向の加速度をよく見積もれることができた。これは Eq. (3-13) 中の z 方向成分の式の中で第 2,3 項が無視できることを意味する。従って、ベースライン位置における機体の慣性テンソルを全ての重心位置で同一の値として使用することに問題はないことを表している。さらに付け加えると、 z 方向の加速度はパイロット座席を含めて任意の位置で $F_{z\text{hub}}/m$ で見積もることができる。

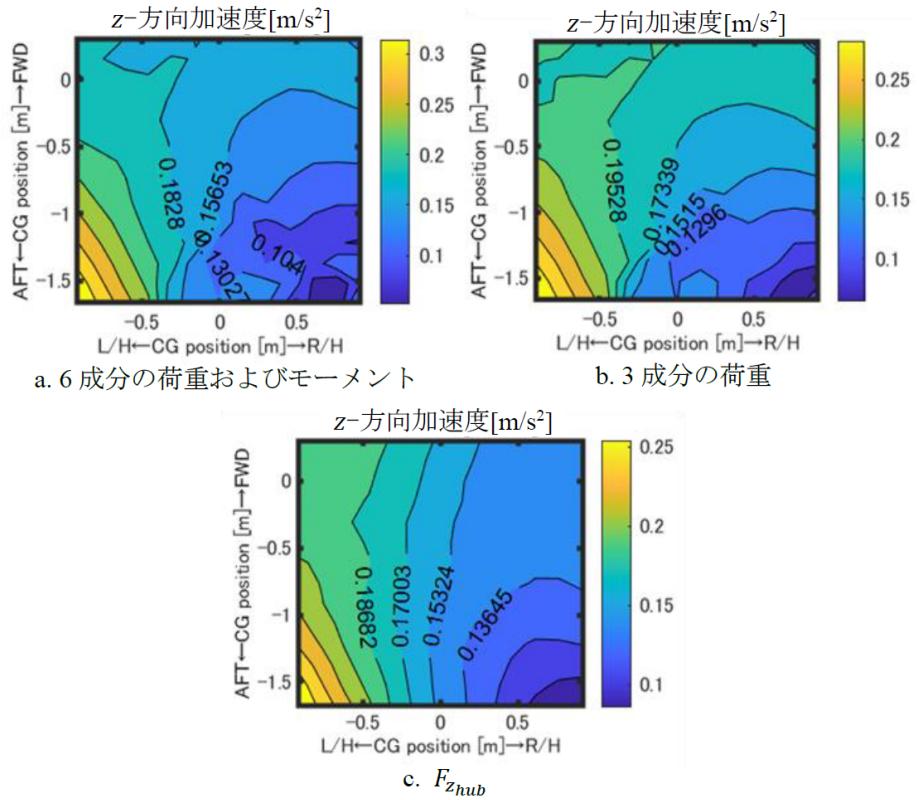


Fig.2.9: パイロット座席での 4/rev z 方向加速度の比較 ($V_c = 61.7$ m/s) [7]

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。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査した。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. 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た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

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. 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。

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 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]	$\omega[\text{rad/s}]$	$P[\text{W}]$
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。

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。

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、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] 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] 吉崎裕治. 回転翼機における重心位置変更が振動に与える影響. PhD thesis, 名古屋大学, 2023. 博士論文（令和5年度）.
- [8] 寛一郎加藤, 勇生今永. ヘリコプタ入門. 東京大学出版会, 1985.
- [9] 康平齊藤. ヘリコプタ (航空工学講座). 日本航空技術協会, 2008.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.

- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] M Harris. *Shock and Vibration Handbook*, Vol. 4. McGraw-Hill, New York, NY, 1996.
- [19] 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.
- [20] Richard Bielawa. *Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity*, pp. 239–274. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 1 2006.
- [21] 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.
- [22] Milton A. Schwartzberg, Roger L. Smith, James L. Means, Harold Y. H. Law, and David P. Chappell. Single-rotor helicopter design and performance estimation programs. volume i. methodology. Technical report, Defense Technical Information Center, 1977.
- [23] David Doyle. *CH-47 Chinook*. Squadron/Signal Publications, 2018.
- [24] C. P. Coleman. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research. Technical report, NASA Ames Research Center, 1997.
- [25] R. Kaur and P. M. Kishan. Intermeshing rotor helicopter “kaman k-max”. *International Research Journal of Modernization in Engineering Technology and Science*, pp. 870–874, 2021.
- [26] Wayne Johnson. *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge University Press, New York, 2013.
- [27] 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.
- [28] C. Farrar and N. Lieven. Damage prognosis: The future of structural health monitoring. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, Vol. 365, pp. 623–632, 2007.
- [29] M. K. Ali, M. F. H. Youssef, M. A. Hamaad, and A. A. El-Butch. A study on fault diag-

- nosis by vibration analysis at different loading and speed conditions. In *13th International Conference on Aerospace Science & Aviation Technology*, Egypt, 2010.
- [30] T. Gaffey and R. Balke. Isolation of rotor induced vibration with the bell focal pylon-nodal beam system. Technical Report SAE Technical Paper 760892, SAE International, 1976.
 - [31] W. G. Flannelly. The dynamic antiresonant vibration isolator. In *22nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, pp. 152–160, 1966.
 - [32] E. P. Schuett. Application of passive helicopter isolation for alleviation of rotor induced vibration. *Journal of the American Helicopter Society*, pp. 34–48, apr 1969.
 - [33] A. D. Rita, J. H. McGarvey, and R. Jones. Helicopter rotor isolation evaluation utilizing the dynamic antiresonant isolator. *Journal of the American Helicopter Society*, pp. 22–29, jan 1978.
 - [34] R. A. Desjardins and W. E. Hooper. Antiresonant rotor isolation for vibration reduction. *Journal of the American Helicopter Society*, pp. 46–55, jul 1980.
 - [35] D. Braun. Development of antiresonant force isolators for helicopter vibration reduction. *Journal of the American Helicopter Society*, pp. 37–44, oct 1980.
 - [36] D. R. Halwes. Live – liquid inertia vibration eliminator. In *36th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, D.C., may 1980.
 - [37] D. E. Kakaley, M. R. Jolly, and G. D. Buckner. An offset hub active vibration control system for mitigating helicopter vibrations during power loss: Simulation and experimental demonstration. *Aerospace Science and Technology*, Vol. 77, pp. 610–625, 2018.
 - [38] P. P. Friedmann. Rotary-wing aeroelasticity: Current status and future trends. *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 10, pp. 1965–, oct 2004.
 - [39] F. Straub and B. Charles. Preliminary assessment of advanced rotor/control system concepts (arcs). Technical Report Technical Report 90-D03, USA AVSCOM, 1990.
 - [40] R. Ormiston. Aeroelastic considerations for rotorcraft primary control with on-blade elevons. In *American Helicopter Society 57th Annual Forum Proceedings*, Washington, D.C., may 2001.
 - [41] J. Shen and I. Chopra. Actuation requirements for a swashplateless helicopter control system with trailing-edge flaps. In *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and 10th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference*, No. AIAA-2002-1444, Denver, Colorado, apr 2002.
 - [42] J. Shen and I. Chopra. A parametric design study for a swashplateless helicopter rotor with trailing-edge flaps. In *American Helicopter Society 58th Annual Forum*, Montreal, Canada, jun 2002.
 - [43] J. Shen and I. Chopra. A parametric design study for a swashplateless helicopter rotor with trailing-edge flaps. *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 49, No. 1, pp.

43–53, 2004.

- [44] J. Shen and I. Chopra. Swashplateless helicopter rotor system with trailing-edge flaps for flight and vibration controls. *Journal of Aircraft*, pp. 346–352, 2006.
- [45] J. Bluman and F. Gandhi. Reducing trailing edge flap deflection requirements in primary control with a movable horizontal tail. *Journal of the American Helicopter Society*, 2011.
- [46] J. Shen and I. Chopra. Swashplateless helicopter rotor with trailing edge flaps. *AIAA Journal*, pp. 208–214, 2004.
- [47] P. P. Friedmann and T. A. Millott. Vibration reduction in rotorcraft using active control: A comparison of various approaches. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, pp. 664–673, 1995.
- [48] J. Shen and I. Chopra. Aeroelastic stability of trailing-edge flap helicopter rotors. *Journal of the American Helicopter Society*, pp. 236–243, 2003.
- [49] F. S. Gandhi and M. K. Sekura. Helicopter vibration reduction using fixed-system auxiliary moments. *AIAA Journal*, pp. 501–512, 2004.
- [50] Y. Yoshizaki, F. S. Gandhi, and M. K. Sekura. Swashplateless control of a rotary-wing uav using variable rpm and a movable cg. In *American Helicopter Society 62nd Annual Forum*, Phoenix, AZ, may 2006.
- [51] J. H. Steiner, F. S. Gandhi, and Y. Yoshizaki. An investigation of variable rotor rpm on performance and trim. In *American Helicopter Society 64th Annual Forum*, Montreal, Canada, apr 2008.
- [52] 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, apr 1998.
- [53] Wayne Johnson. A history of rotorcraft comprehensive analyses. In *American Helicopter Society 69th Annual Forum*, Phoenix, Arizona, may 2013.
- [54] Q. Y. Cheng, et al. A coupled helicopter rotor/fuselage dynamics model using finite element multi-body. In *MATEC Web of Conferences*, Vol. 77, p. 01016, 2016.
- [55] R. E. Hansford. Considerations in the development of the coupled rotor fuselage model. In *American Helicopter Society 48th Annual Forum*, Washington, D.C., jun 1992.
- [56] A. O. Bauchau, J. Rodriguez, and S. Y. Chen. Coupled rotor-fuselage analysis with finite motions using component mode synthesis. *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 49, No. 2, pp. 201–211, 2004.
- [57] Bernard Etkin and Lloyd D. Reid. *Dynamics of Flight: Stability and Control*. John Wiley and Sons Inc., Toronto, 1995.
- [58] Wayne Johnson. Rotorcraft aerodynamics models for a comprehensive analysis. In *American Helicopter Society 54th Annual Forum*, Washington, D.C., may 1998.
- [59] J. G. Leishman and T. S. Beddoes. A semi-empirical model for dynamic stall. *Journal of*

the American Helicopter Society, Vol. 24, No. 3, jul 1989.

- [60] J. G. Leishman and T. S. Beddoes. A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method. In *American Helicopter Society Forum*, jun 1986.
- [61] J. G. Leishman and Jr. Crouse, G. L. State-space model for unsteady airfoil behavior and dynamic stall. In *AIAA Paper*, No. AIAA-89-1319, apr 1989.
- [62] Gareth D. Padfield. *Helicopter Flight Dynamics: Including a Treatment of Tiltrotor Aircraft*. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, NJ, 3 edition, 2018.
- [63] U.S. Army. Ads-33e-prf: Handling qualities requirements for military rotorcraft. Technical report, United States Army Aviation and Missile Command, 2000. Revision E, Feb. 29.
- [64] C. A. Bertolino, M. Gaidano, S. Smorto, G. P. Porro, and M. Sorli. Development of a high-performance low-weight hydraulic damper for active vibration control of the main rotor on helicopters—part 1: Design and mathematical model. *Aerospace*, Vol. 10, No. 391, 2023.

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