

令和5年度博士論文

回転翼機における重心位置変更が

振動に与える影響

The Effect of a Center of Gravity Offset  
on Rotorcraft Vibration

学籍番号：482053048

吉崎 裕治

# 概要

回転翼機においてそのコンベンショナルな形態としてシングルロータ形式が挙げられるが、前進飛行時はメインロータが発生する推力ベクトルを前方に傾けることで機体に揚力と前進方向の推進力を作用させることができる。メインロータの TPP (Tip Path Plane) は高速巡航時でも通常 10 deg を超えることはないことから固定翼機のプロペラとは異なり、メインロータシャフトの回転軸は前進速度ベクトルに対しておおよそ直角とみなすことができる。このため、特に高速巡航時にはメインロータブレードのアジマス角 $\Psi$ が前進側 ( $\Psi = 90 \text{ deg}$ ) あるいは後進側 ( $\Psi = 270 \text{ deg}$ ) 位置に存在する場合においてブレードへの流入速度の非対称性が大きくなることや、メインロータの TPP をより大きく前傾させるためにブレードのピッチ角をメインロータが 1 回転する間に 1 周期で変動させる必要があることもありブレードのアジマス角 $\Psi$ に応じて作用する空力荷重が大きく変化することとなる。

上述のように高速巡航時には結果として通常 N 枚のブレードを保有する回転翼機においては回転周期の N 倍の周期 (N/rev) の振動荷重が卓越する結果となる。メインロータの大きな振動荷重は回転翼機の搭乗員の体感振動の悪化に直接的に繋がる結果となり、長時間運用における健康被害、あるいは疲労を引き起こす結果となる。なお、欧州における調査によると 2016 年までに発生した回転翼機の事故のうち一部は機体振動により引き起こされたものであることが判明しており推奨される搭載装備品として AVC (Active Vibration Control) が挙げられている。

先行する論文において、回転翼機のスタビレータの舵角を左/右舷で変化させることによりメインロータハブ中心位置で  $x$ -、 $y$ -軸 ( $z$ -軸がロータ回転軸) まわりのモーメントを変化させると機体の N/rev 振動荷重が変化することが指摘されている。本論文では機体の重心位置を変化させることで同様の効果が得られることを期待して解析によりその効果を検討した。対象となる機体は SH-60K (三菱重工株式会社製) であり、通常のスラスラインの位置から重心を移動することで振動が最小化できることが分かった。また、通常と異なる位置に重心位置を移動することの、メインロータの必要パワー、機体姿勢角、及び安定性に対する影響を検討した。さらに、既存の機体の重心位置の移動量を緩和させるためにメインロータシャフトの傾きを変更すること、またはスタビレータ取付角変更が与える影響を検討した。

# Abstract

The single-rotor helicopter is the conventional configuration for rotorcraft. During a forward flight, the thrust vector generated by the main rotor can be tilted forward via a cyclic pitch control to apply lift and forward propulsion to the fuselage simultaneously. Since the TPP (Tip Path Plane) of the main rotor usually does not exceed 10 degrees even during a high-speed cruising, unlike the propeller of a fixed-wing aircraft, the rotational axis of the main rotor shaft is assumed to be approximately perpendicular to the forward speed direction. Therefore, when a main rotor blade is on the forward side ( $\Psi = 90$  deg) or the reverse side ( $\Psi = 270$  deg), especially during a high-speed cruising, the asymmetry of the aerodynamic load acting on the blades become larger. Also, the pitch angle of the blades in one cycle during one revolution of the main rotor needs to be larger in order to tilt the TPP of the main rotor more forward. As a result, the aerodynamic load acting on a main rotor blade changes greatly depending on the azimuth angle  $\Psi$  at which the blade is positioned.

As mentioned above, during a high-speed cruising, as a result, for rotorcraft that normally has  $N$  blades, a  $N/\text{rev}$  vibration load becomes dominant. A large vibration load on the main rotor directly leads to worsening of the sensible vibration of the crew of the rotorcraft, resulting in health damage or fatigue during a long-term operation. It has been found that some of the rotorcraft accidents that occurred so far were caused by airframe vibrations, and AVC (Active Vibration Control) is listed as a recommended on-board equipment.

In the preceding paper, the  $N/\text{rev}$  vibration load acting on the fuselage was analytically investigated when the moments around the  $x$ - and  $y$ - axes ( $z$ -axis is a rotor rotating axis) at the center position of the main rotor hub are added by changing the angles of the left and the right-hand side horizontal stabilizers. In the present paper, the same effect was expected to be obtained by changing the position of the center of gravity of rotorcraft, and examined the effect by analysis. It was found that there is a place where the vibration is minimized at a position which is different from the normal baseline center of gravity position. The effects on the attitude angle and stability were also investigated. In addition, the effects of changing the inclination angle of the main rotor shaft and the horizontal stabilator angle in order to reduce the offset of the center of gravity position were investigated.

# 目次

概要		1
Abstract		2
目次		3
図目次		5
表目次		7
Nomenclature		8
略語表		11
第1章	序論	12
1.1	回転翼機の振動	12
1.2	低振動化に対する取り組み	23
1.3	本論文の目的	29
1.4	使用する解析ツール	30
第2章	トリム解析	32
2.1	CAMRAD II を用いたトリム解析結果	32
2.2	トリム解析結果	35
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	39
第3章	振動評価	42
3.1	パイロット座席位置での加速度	42
3.2	解析結果及び考察	46
3.3	MH2000 における解析結果	49
3.4	汎用的な解析	54
3.5	SH-60K 4/rev $F_{z_{hub}}$ 荷重に対する考察	55
第4章	メインロータの必要パワー	60
4.1	メインロータに必要パワーに与える影響について	60
4.2	固有安定性に与える影響について	63
4.2.1	解析を実施したケース	63
4.2.2	運動方程式と線形化	64

4.2.3	重心位置に働く荷重	66
4.2.4	安定性解析結果	71
第5章	重心移動の代替案に関する考察	77
5.1	メインロータシャフト右傾の効果	80
5.2	スタビレータの取付角減少の結果	83
第6章	結論	85
補遺 A	表 1-1～表 1-6 の根拠	88
補遺 B	MRB(Main Rotor Blade)固有振動数	92
補遺 C	低中速域での解析結果	93
補遺 D	微小擾乱時のメインロータ荷重	100
補遺 E	ダイナミックストールの影響	106
参考文献		109
謝辞		114
研究業績		115

# 図目次

- 図 1-1 ヘリコプタの様式
- 図 1-2 前進飛行時のシングルロータ（上面図）
- 図 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
- 図 1-4 DVA 及び AVC の代表例
- 図 1-5 nodamatic system 概念図
- 図 1-6 DAVI 写真
- 図 1-7 ペンデュラム及びバイファイラ
- 図 1-8 ペンデュラム及びバイファイラ模式図<sup>1</sup>
- 図 1-9 TEF(Trailing Edge Flaps)
- 図 1-10 回転翼機の包括的解析ツール
- 図 2-1 CAMRAD II 解析の流れ
- 図 2-2 SH-60K 上面図及び側面図
- 図 2-3 重心移動に伴うトリム変数解析結果
- 図 2-4 胴体及び水平尾翼に作用する $F_x$ 及び $-F_z$
- 図 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,  $V_c = 61.7\text{m/s}$ ）
- 図 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,  $V_c = 61.7\text{m/s}$ ）
- 図 3-1 メインロータハブ座標系及び機体座標系
- 図 3-2 パイロット座席での 4/rev 加速度 ( $V_c = 61.7\text{m/s}$ )
- 図 3-3 パイロット座席における 4/rev z方向の加速度の比較 ( $V_c = 61.7\text{ m/s}$ )
- 図 3-4 MH2000 三面図
- 図 3-5 MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント（振幅,  $V_c = 61.7\text{m/s}$ ）  
(MH2000)
- 図 3-6 MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント（位相,  $V_c = 61.7\text{m/s}$ ）  
(MH2000)
- 図 3-7 パイロット座席での 4/rev 加速度 ( $V_c = 61.7\text{ m/s}$ )
- 図 3-8  $F_z$  振動荷重によるパイロット座席での 4/rev 加速度 ( $V_c = 61.7\text{ m/s}$ )
- 図 3-9 4/rev  $F_{z\text{hub}}$  荷重評価位置
- 図 3-10  $r/R=0.825$  および  $r/R = 0.550$  位置における $\alpha(\Psi)$ ,  $c_l(\Psi)$

- 図 3-11  $r/R=0.825$  および  $r/R=0.550$  位置における  $\alpha - c_l$  プロット
- 図 3-12  $r/R=0.825$  および  $r/R=0.550$  位置における  $c_l$  および  $\alpha(2/\text{rev})$  プロット
- 図 4-1 3つの重心位置におけるメインロータの必要パワー
- 図 4-2 機体ピッチ/ロール角および胴体（水平尾翼含）/水平尾翼-z荷重
- 図 4-3 解析対象での CG 位置
- 図 4-4 機体に作用する荷重
- 図 4-5 メインロータブレード翼素断面
- 図 4-6  $c_l(r, \alpha)$ ,  $c_d(r, \alpha)$ の $\alpha$ での近似式（模式図）
- 図 4-7 モード形ポーラーチャート（重心位置 case i, 前進速度は0.0 m/s）
- 図 4-8 重心位置の違いによる固有値実部の変化
- 図 4-9 各重心位置での複素数固有値の変化
- 図 5-1 重心移動の効果（機体質量 10%減）
- 図 5-2 シャフトの傾き角 $\Phi$ と重心横方向移動量 $\delta_{lat}$
- 図 5-3 重心移動の効果（メインロータシャフト右傾 20 deg）
- 図 5-4 重心移動の効果（メインロータシャフト右傾 30 deg）
- 図 5-5 重心移動の効果（シャフト右傾 20 deg+スタビ迎角-10 deg）
- 図 B-1 SH-60K MRB のモード形
- 図 C-1 重心移動に伴うトリム変数解析結果 ( $V_c = 20.6$  m/s)
- 図 C-2 重心移動に伴うトリム変数解析結果 ( $V_c = 41.2$  m/s)
- 図 C-3 胴体及び水平尾翼に作用する  $F_x$  及び  $-F_z$  ( $V_c = 20.6$  m/s)
- 図 C-4 胴体及び水平尾翼に作用する  $F_x$  及び  $-F_z$  ( $V_c = 41.2$  m/s)
- 図 C-5 メインロータハブ中央位置での 4/rev 荷重およびモーメント  
(振幅,  $V_c = 20.6$  m/s)
- 図 C-6 メインロータハブ中央位置での 4/rev 荷重およびモーメント  
(振幅,  $V_c = 41.2$  m/s)
- 図 C-7 パイロット座席における  $F_{z\text{hub}}$  による z 方向の加速度 ( $V_c = 20.6$  m/s)
- 図 C-8 パイロット座席における  $F_{z\text{hub}}$  による z 方向の加速度 ( $V_c = 41.2$  m/s)
- 図 E-1 重心移動に伴うトリム変数解析結果（ダイナミックストールの影響小）
- 図 E-2 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）  
(ダイナミックストールの影響小)

## 表目次

- 表 1-1  $S_z$ 各周波数成分の胴体固定系伝達後の $F_{z\text{hub}}$
- 表 1-2  $S_x, S_r$ 各周波数成分の胴体固定系伝達後の $F_{x\text{hub}}$
- 表 1-3  $S_x, S_r$ 各周波数成分の胴体固定系伝達後の $F_{y\text{hub}}$
- 表 1-4  $N_F$ 各周波数成分の胴体固定系伝達後の $M_{x\text{hub}}$
- 表 1-5  $N_F$ 各周波数成分の胴体固定系伝達後の $M_{y\text{hub}}$
- 表 1-6  $S_z$ 各周波数成分の胴体固定系伝達後の $M_{z\text{hub}}$
- 表 2-1 SH-60K 諸元
- 表 3-1 MH2000 諸元
- 表 B-1 SH-60K MRB の固有振動数解析結果

# Nomenclature

$a$	: 加速度
$D$	: ロータ直径
$e_o$	: ブレードヒンジオフセット
$F_{x_{hub}}$	: MRH 中央位置に働く $x_{hub}$ 方向の 4/rev 荷重
$F_{y_{hub}}$	: MRH 中央位置に働く $y_{hub}$ 方向の 4/rev 荷重
$F_{z_{hub}}$	: MRH 中央位置に働く $z_{hub}$ 方向の 4/rev 荷重
$h_{cg}$	: 重心位置から MRH 中央位置までの鉛直方向距離
$\vec{l}$	: 重心位置から MRH 中央位置までのベクトル
$\vec{m}$	: 重心位置からパイロット座席位置までのベクトル
$M_{x_{hub}}$	: MRH 中央位置に働く $x_{hub}$ まわりの 4/rev モーメント
$M_{y_{hub}}$	: MRH 中央位置に働く $y_{hub}$ まわりの 4/rev モーメント
$M_{z_{hub}}$	: MRH 中央位置に働く $z_{hub}$ まわりの 4/rev モーメント
$p, q, r$	: 機体座標系におけるロール, ピッチ, 及びヨーレート
$\vec{r}_0$	: 地上座標系原点より重心位置までのベクトル
$\vec{r}_i$	: 重心位置からパイロット座席位置までのベクトル
$u, v, w$	: 機体座標系における速度
$V_c$	: 巡航速度
$x-y-z$	: 重心を原点とする機体座標系
$x_{fus}-y_{fus}-z_{fus}$	: $x- y- z$ に平行であり MRH を原点とする機体座標系
$x_{hub}-y_{hub}-z_{hub}$	: MRH 中央位置を原点とする MRH 座標系
$\alpha$	: ブレード翼素における AOA
$\beta_0$	: コーニング角
$\beta_c$	: メインロータの TPP における縦方向の傾き角 (前傾が正)
$\beta_s$	: メインロータの TPP における横方向の傾き角 (左傾が正)
$\theta$	: ピッチ角
$\theta_{bd}$	: メインロータの前後方向傾斜取付角 (前傾が正)
$\theta_c$	: 横サイクリックピッチ角
$\theta_s$	: 縦サイクリックピッチ角

$\theta_{tr}$	: テールロータピッチ角
$\Phi$	: ロール角
$\vec{\omega}$	: 胴体の角速度ベクトル
$\Omega$	: メインロータ回転角速度
$\Psi$	: ブレードアジマス角
$d^*/dt$	: 回転座標系における時間微分
$X, Y, Z$	: $x$ -, $y$ -, $z$ -方向に作用する外力
$L, M, N$	: $x$ -, $y$ -, $z$ -軸周りに作用するモーメント
$m$	: 機体質量
$I_x, I_y, I_z$	: 慣性モーメント
$I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$	: 慣性乗積
$h_{cg}$	: CG, メインロータハブ間 $z$ -方向距離
$h_f$	: CG, 胴体荷重作用点間 $z$ -方向距離
$h_{ht}$	: CG, 水平安定板間 $z$ -方向距離
$h_{vt}$	: CG, 垂直安定板間 $z$ -方向距離
$h_{tr}$	: CG, テールロータヘッド間 $z$ -方向距離
$I_\beta$	: ブレードのフラッピングヒンジ周りの慣性モーメント
$K_\beta$	: ブレードのフラッピングヒンジ回転ばね定数
$L_f$	: 胴体揚力
$L_{ht}$	: 水平安定板揚力
$L_{vt}$	: 垂直安定板揚力
$M_{xf}$	: 胴体ロールモーメント
$M_{yf}$	: 胴体ピッチモーメント
$R$	: ロータ半径
$S_x$	: メインロータブレードルートのドラッグ荷重
$S_r$	: メインロータブレードルートの半径方向荷重
$S_z$	: メインロータブレードルートの鉛直方向荷重
$S_\beta$	: メインロータブレードフラッピング慣性1次モーメント
$N_F$	: メインロータブレードルートのフラッピングモーメント
$N_L$	: メインロータブレードルートのラグモーメント

$T_{tr}$	: テールロータ推力
$x_{cg}$	: CG, メインロータハブ間 $x$ -方向距離
$y_{cg}$	: CG, メインロータハブ間 $y$ -方向距離
$x_f$	: CG, 胴体荷重作用点間 $x$ -方向距離
$x_{ht}$	: 水平安定板, メインロータハブ間 $x$ -方向距離
$x_{tr}$	: テールロータヘッド, メインロータハブ間 $x$ -方向距離
$x_{vt}$	: 垂直安定板, メインロータハブ間 $x$ -方向距離
$x_{wb}$	: 胴体荷重作用点, メインロータハブ間 $x$ -方向距離
$\alpha_f$	: 胴体迎角
$\alpha_{ht}$	: 水平安定板迎角
$\alpha_{vt}$	: 垂直安定板迎角
$\beta$	: メインロータブレードフラッピング角
$\omega$	: 複素固有値虚部 (角振動数)
$\lambda$	: 複素固有値実部
$\mu$	: アドバンスレシオ( $= V_c/\Omega R$ )
$\nu_\beta$	: 無次元化されたブレードフラッピング固有振動数
$\zeta$	: インフローレシオ
$\zeta_0, \zeta_{1c}, \zeta_{1s}$	: Drees のインフローモデルにおける係数

#### 添え字

$e$	: トリム点
$i$	: 微小擾乱のパラメータ $u, v, w, p, q, r, \theta, \Phi$

## 略語表

AOA	: Angle-of-Attack
CAMRAD II	: 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
RPM	: 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

## 1.1 回転翼機の振動

回転翼機は固定翼機と異なり、ホバリングが可能であり、このことにより災害救助活動やドクターヘリなどによる患者輸送活動などに活用されていることは周知の事実である。固定翼機が主に主翼により発生する揚力を、回転翼機では一般に一定の角速度で回転する長尺のブレードと呼ばれる翼により発生する。通常2本以上の複数のブレードにより構成されるメインロータが、機体の運動をコントロールすることになる。メインロータブレードはスワッシュプレートと呼ばれる機構を介してピッチ角を定常的に、或いは周期的に変化させることが可能であり、このことにより機体を上昇、降下、前進、横進といったコントロールさせることが可能となる。この一方で、メインロータは常に、その回転方向と逆回転方向にトルクを発生させる。このトルクを打ち消すために回転翼機にはさまざまな様式がある。まずは、SH-60Kに代表される、メインロータと機体尾部にトルクを打ち消す側方荷重を発生させるテールロータからなる、コンベンショナルなシングルロータヘリコプタ<sup>[1]</sup>が挙げられる。また、CH-47に代表されるタンデムロータヘリコプタ<sup>[2]</sup>に関しては機体前後軸に配置された2つのロータが各々、胴体に作用するトルクを打ち消しあうことで機体を安定させることが出来る。また、ロータが機体前後方向に存在することから胴体の重心移動に対してロバストである。またメインロータを上下方向に2段構成として逆方向に回転させ、テールロータを不要とした、Ka-32などに代表される二重反転式ロータヘリコプタ<sup>[3]</sup>、さらには二重反転式ロータの機構上の複雑さを簡素化して、整備性を向上したK-MAXに代表される交差反転式ロータヘリコプタ<sup>[4]</sup>などが挙げられる(図1-1)。どの様式においても前進飛行する場合においてロータ面は飛行速度ベクトルに対してほぼ平行となるエッジワイズフライトとなる。この状態が固定翼機におけるプロペラとは大きく異なり回転翼まわりの空気の流れに非軸対称性をもたらすこととなり、振動の発生要因となる。このとき、例えばシングルロータの上面図を図1-2に示すと、メインロータブレードに作用する空力荷重はメインロータブレードの位置を表すアジマス角 $\Psi$ に応じて異なり、前進側ブレード( $\Psi = 90 \text{ deg}$ )と後退側ブレード( $\Psi = 270 \text{ deg}$ )で図中に示される式で表される速度から求められる。高速で前進飛行する場合においてN/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  $N/\text{rev}$  成分のみが機体に対して  $N/\text{rev}$  成分として伝達すること、またメインロータ回転面内方向の  $(N-1)/\text{rev}$ 、ならびに  $(N+1)/\text{rev}$  荷重およびモーメントが  $N/\text{rev}$  荷重およびモーメントとして機体に伝達することに由来するものである。メイン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、回転するブレード翼素の  $\alpha$  に影響を与える。結果として発生するルート部の荷重およびモーメントは、メインロータブレードが弾性体であるがゆえに、 $n/\text{rev}$  成分 ( $n=1, 2, \dots$ ) 近傍に存在する固有振動モードが励起することにより  $1/\text{rev}$  以上の高調波成分を含むこととなる。通常、初度の開発設計の中でその影響を小さくするよう設計されているものの、発生自体を抑えることは困難である。特に面外方向の振動荷重は回転する各々1本に発生する  $N/\text{rev}$  荷重が胴体側に  $N/\text{rev}$  荷重として伝達する。このため、高調波成分も主として  $1/\text{rev}$  成分として見える荷重に含まれる高調波成分によるものとなる。 $N$  枚のメインロータブレードが厳密に管理された工程により形状、重量、剛性のいずれも極めて均一な品質を保有していると仮定するならば、それ以外の高調波成分は、機体座標系に伝達する際に各々キャンセルされ、結果として極めて小さな値となり問題とはならない。ここで  $N/\text{rev}$  振動は、メインロータハブ中央位置における  $x_{\text{hub}}-y_{\text{hub}}-z_{\text{hub}}$  座標系で定義される、 $N/\text{rev}$  成分の  $F_{x_{\text{hub}}}$ ,  $F_{y_{\text{hub}}}$ ,  $F_{z_{\text{hub}}}$ ,  $M_{x_{\text{hub}}}$ ,  $M_{y_{\text{hub}}}$ ,  $M_{z_{\text{hub}}}$  から生ずるものでありこれらの  $N/\text{rev}$  成分はその荷重あるいはモーメントがインプレーンか、アウトオブプレーンかによってメインロータ回転系における振動成分が異なる(表 1-1~表 1-6)。

回転翼機の振動は、他にもシングルロータにおけるテールロータからの振動やエンジンや駆動系統からの振動、さらには操縦系統からのトランジェントな入力、ガスト応答などがあるもののメインロータ由来の  $N/\text{rev}$  振動と比較して十分に小さいものであるため本論文では議論の対象としない。



SH-60K (シングルロータ)



CH-47JA (タンデムロータ)

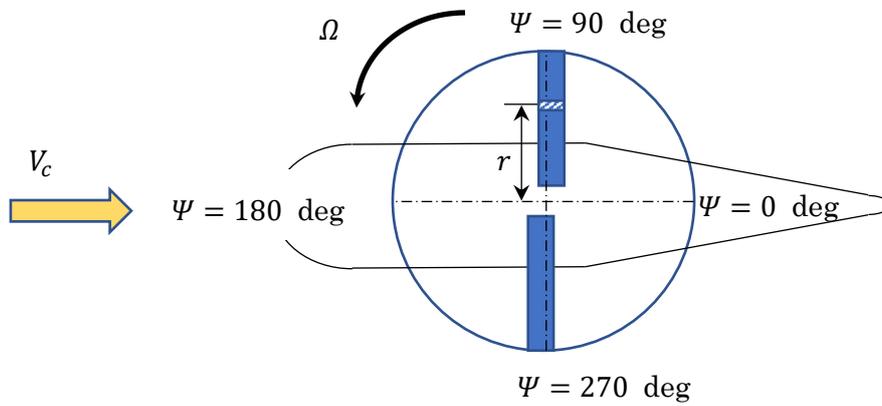


Ka-32 (二重反転式ロータ)



K-MAX (交差反転式ロータ)

図 1-1 ヘリコプタの様式<sup>[5]-[8]</sup>



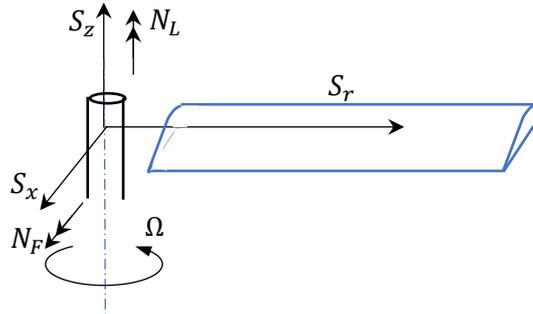
前進側/後退側ブレードの Rotor Station  $r$  位置の微小翼素が受ける  
ロータ回転面内流体速度(ロータ回転面は $V_c$  に対して平行とする).

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

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

図 1-2 前進飛行時のシングルロータ (上面図) <sup>[9]</sup>

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



$S_x$  : メインロータブレードルート部ドラッグ荷重

$S_r$  : メインロータブレードルート部半径方向荷重

$S_z$  : メインロータブレードルート部鉛直方向荷重

$N_F$  : メインロータブレードルート部フラッピングモーメント

$N_L$  : メインロータブレードルート部ラグモーメント

$$S_z = S_{z_0} + S_{z_{nc}} \cos n\Psi_m + S_{z_{ns}} \sin n\Psi_m \quad (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N)$$

$$S_x = S_{x_0} + S_{x_{nc}} \cos n\Psi_m + S_{x_{ns}} \sin n\Psi_m \quad (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N)$$

$$S_r = S_{r_0} + S_{r_{nc}} \cos n\Psi_m + S_{r_{ns}} \sin n\Psi_m \quad (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N)$$

$$N_F = N_{F_0} + N_{F_{nc}} \cos n\Psi_m + N_{F_{ns}} \sin n\Psi_m \quad (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N)$$

$$N_L = N_{L_0} + N_{L_{nc}} \cos n\Psi_m + N_{L_{ns}} \sin n\Psi_m \quad (n = 1, 2 \dots, m = 1, \dots N)$$

図 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、図 1-3 に示すように、 $N$ 本ブレードのヘリコプタにおいて $m$ 番目（アジマス角 $\Psi_m$ に位置する）のブレードのルート部における荷重は一般に、定常成分と $1/\text{rev}$ 成分、およびその高調波成分より構成される。例えば、 $S_z$  については、周波数ごとにその成分を記載することにより表 1-1 の左列の総和となる（ $6/\text{rev}$  以上は省略する）。また、表 1-1 は $F_{z_{\text{hub}}}$  について示しており、メインロータ回転面内の荷重である $F_{x_{\text{hub}}}$ 、 $F_{y_{\text{hub}}}$  については表 1-2 及び表 1-3 に、また $M_{x_{\text{hub}}}$ 、 $M_{y_{\text{hub}}}$  および $M_{x_{\text{hub}}}$  については表 1-4～表 1-6 に示す。表 1-1～表 1-6 は、左列に周波数ごとにまとめられている回転しているブレードルート荷重が、回転をしていないMRH座標系にどのように伝達するかをまとめている。これらは全てブレード枚数  $N=4$  の結果であり、胴体系伝達後の荷重およびモーメントは表 1-1、表 1-6 の結果から分かるように、アウトオブプレーンの荷重 $F_{z_{\text{hub}}}$  およびモーメント $M_{z_{\text{hub}}}$  は定常成分、および  $4/\text{rev}$  成分が周波数の変調を起こすことなく回転系から胴体系に伝わる。また、 $4/\text{rev}$  以外の高調波成分は 0 となる。一方で、インプレーンの荷重およびモーメントは表 1-2～表 1-5 から分かるように、回転系の  $3/\text{rev}$ 、 $5/\text{rev}$  の成分が変調して胴体系に  $4/\text{rev}$  として伝達する。また、 $1/\text{rev}$  成分が定常成分として伝達しそれ以外の高調波成分は 0 となる（なお、伝達後のアジマス角  $\Psi$  は  $m = 1$  のアジマス角である）。

それぞれの荷重、モーメント成分の周波数の変調については文献[10]に示されている通りであるが、特に変調後にキャンセルされて 0 とならないケースについては補遺 A に示す。

表 1-1  $S_z$ 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{z_{hub}}$  [10]

周波数	$S_z$ 荷重成分	MRH 荷重 $F_{z_{hub}}$
		$N=4$
定常	$S_{z_0}$	$4S_{z_0}$
1/rev	$S_{z_{1c}} \cos \Psi_m$	0
	$S_{z_{1s}} \sin \Psi_m$	0
2/rev	$S_{z_{2c}} \cos 2\Psi_m$	0
	$S_{z_{2s}} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$S_{z_{3c}} \cos 3\Psi_m$	0
	$S_{z_{3s}} \sin 3\Psi_m$	0
4/rev	$S_{z_{4c}} \cos 4\Psi_m$	$4S_{z_{4c}} \cos 4\Psi$
	$S_{z_{4s}} \sin 4\Psi_m$	$4S_{z_{4s}} \sin 4\Psi$
5/rev	$S_{z_{5c}} \cos 5\Psi_m$	0
	$S_{z_{5s}} \sin 5\Psi_m$	0
6/rev	$S_{z_{6c}} \cos 6\Psi_m$	0
	$S_{z_{6s}} \sin 6\Psi_m$	0

表 1-2  $S_x$ ,  $S_r$ 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{x_{\text{hub}}}$  <sup>[10]</sup>

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	$S_{x_0}$	$S_{r_0}$	0
1/rev	$S_{x_{1c}} \cos \Psi_m$	$S_{r_{1c}} \cos \Psi_m$	$2S_{r_{1c}}$
	$S_{x_{1s}} \sin \Psi_m$	$S_{r_{1s}} \sin \Psi_m$	$2S_{x_{1s}}$
2/rev	$S_{x_{2c}} \cos 2\Psi_m$	$S_{r_{2c}} \cos 2\Psi_m$	0
	$S_{x_{2s}} \sin 2\Psi_m$	$S_{r_{2s}} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$S_{x_{3c}} \cos 3\Psi_m$	$S_{r_{3c}} \cos 3\Psi_m$	$2S_{x_{3c}} \sin 4\Psi$ $+2S_{r_{3c}} \cos 4\Psi$
	$S_{x_{3s}} \sin 3\Psi_m$	$S_{r_{3s}} \sin 3\Psi_m$	$-2S_{x_{3s}} \cos 4\Psi$ $+2S_{r_{3s}} \sin 4\Psi$
4/rev	$S_{x_{4c}} \cos 4\Psi_m$	$S_{r_{4c}} \cos 4\Psi_m$	0
	$S_{x_{4s}} \sin 4\Psi_m$	$S_{r_{4s}} \sin 4\Psi_m$	0
5/rev	$S_{x_{5c}} \cos 5\Psi_m$	$S_{r_{5c}} \cos 5\Psi_m$	$-2S_{x_{5c}} \sin 4\Psi$ $+2S_{r_{5c}} \cos 4\Psi$
	$S_{x_{5s}} \sin 5\Psi_m$	$S_{r_{5s}} \sin 5\Psi_m$	$2S_{x_{5s}} \cos 4\Psi$ $+2S_{r_{5s}} \sin 4\Psi$
6/rev	$S_{x_{6c}} \cos 6\Psi_m$	$S_{r_{6c}} \cos 6\Psi_m$	0
	$S_{x_{6s}} \sin 6\Psi_m$	$S_{r_{6s}} \sin 6\Psi_m$	0

表 1-3  $S_x$ ,  $S_r$ 各周波数成分の胴体系伝達後の $F_{yhub}$  <sup>[10]</sup>

周波数	$S_x$ 荷重成分	$S_r$ 荷重成分	MRH 荷重 $F_{yhub}$
			$N=4$
定常	$S_{x_0}$	$S_{r_0}$	0
1/rev	$S_{x_{1c}} \cos \Psi_m$	$S_{r_{1c}} \cos \Psi_m$	$-2S_{x_{1c}}$
	$S_{x_{1s}} \sin \Psi_m$	$S_{r_{1s}} \sin \Psi_m$	$2S_{r_{1s}}$
2/rev	$S_{x_{2c}} \cos 2\Psi_m$	$S_{r_{2c}} \cos 2\Psi_m$	0
	$S_{x_{2s}} \sin 2\Psi_m$	$S_{r_{2s}} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$S_{x_{3c}} \cos 3\Psi_m$	$S_{r_{3c}} \cos 3\Psi_m$	$-2S_{x_{3c}} \cos 4\Psi$ $+2S_{r_{3c}} \sin 4\Psi$
	$S_{x_{3s}} \sin 3\Psi_m$	$S_{r_{3s}} \sin 3\Psi_m$	$-2S_{x_{3s}} \sin 4\Psi$ $-2S_{r_{3s}} \cos 4\Psi$
4/rev	$S_{x_{4c}} \cos 4\Psi_m$	$S_{r_{4c}} \cos 4\Psi_m$	0
	$S_{x_{4s}} \sin 4\Psi_m$	$S_{r_{4s}} \sin 4\Psi_m$	0
5/rev	$S_{x_{5c}} \cos 5\Psi_m$	$S_{r_{5c}} \cos 5\Psi_m$	$-2S_{x_{5c}} \cos 4\Psi$ $-2S_{r_{5c}} \sin 4\Psi$
	$S_{x_{5s}} \sin 5\Psi_m$	$S_{r_{5s}} \sin 5\Psi_m$	$-2S_{x_{5s}} \sin 4\Psi$ $+2S_{r_{5s}} \cos 4\Psi$
6/rev	$S_{x_{6c}} \cos 6\Psi_m$	$S_{r_{6c}} \cos 6\Psi_m$	0
	$S_{x_{6s}} \sin 6\Psi_m$	$S_{r_{6s}} \sin 6\Psi_m$	0

表 1-4  $N_F$ 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{x_{hub}}$  <sup>[10]</sup>

周波数	$N_F$ 荷重成分	MRH 荷重 $M_{x_{hub}}$
		$N=4$
定常	$N_{F_0}$	0
1/rev	$N_{F_{1c}} \cos \Psi_m$	0
	$N_{F_{1s}} \sin \Psi_m$	$2N_{F_{1s}}$
2/rev	$N_{F_{2c}} \cos 2\Psi_m$	0
	$N_{F_{2s}} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$N_{F_{3c}} \cos 3\Psi_m$	$2N_{F_{3c}} \sin 4\Psi$
	$N_{F_{3s}} \sin 3\Psi_m$	$-2N_{F_{3s}} \cos 4\Psi$
4/rev	$N_{F_{4c}} \cos 4\Psi_m$	0
	$N_{F_{4s}} \sin 4\Psi_m$	0
5/rev	$N_{F_{5c}} \cos 5\Psi_m$	$-2N_{F_{5c}} \sin 4\Psi$
	$N_{F_{5s}} \sin 5\Psi_m$	$2N_{F_{5s}} \cos 4\Psi$
6/rev	$N_{F_{6c}} \cos 6\Psi_m$	0
	$N_{F_{6s}} \sin 6\Psi_m$	0

表 1-5  $N_F$ 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{y_{\text{hub}}}$  <sup>[10]</sup>

周波数	$N_F$ 荷重成分	MRH 荷重 $M_{y_{\text{hub}}}$
		$N=4$
定常	$N_{F_0}$	0
1/rev	$N_{F_{1c}} \cos \Psi_m$	$-2N_{F_{1c}}$
	$N_{F_{1s}} \sin \Psi_m$	0
2/rev	$N_{F_{2c}} \cos 2\Psi_m$	0
	$N_{F_{2s}} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$N_{F_{3c}} \cos 3\Psi_m$	$-2N_{F_{3c}} \cos 4\Psi$
	$N_{F_{3s}} \sin 3\Psi_m$	$-2N_{F_{3s}} \sin 4\Psi$
4/rev	$N_{F_{4c}} \cos 4\Psi_m$	0
	$N_{F_{4s}} \sin 4\Psi_m$	0
5/rev	$N_{F_{5c}} \cos 5\Psi_m$	$-2N_{F_{5c}} \cos 4\Psi$
	$N_{F_{5s}} \sin 5\Psi_m$	$-2N_{F_{5s}} \sin 4\Psi$
6/rev	$N_{F_{6c}} \cos 6\Psi_m$	0
	$N_{F_{6s}} \sin 6\Psi_m$	0

表 1-6  $S_z$ 各周波数成分の胴体系伝達後の $M_{z_{\text{hub}}}$ <sup>[10]</sup>

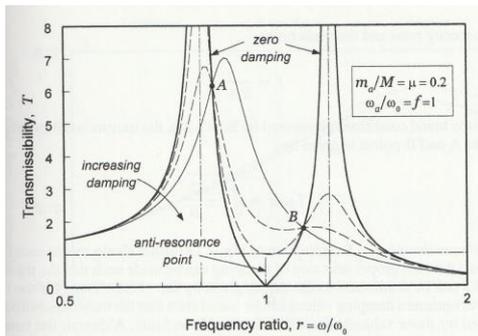
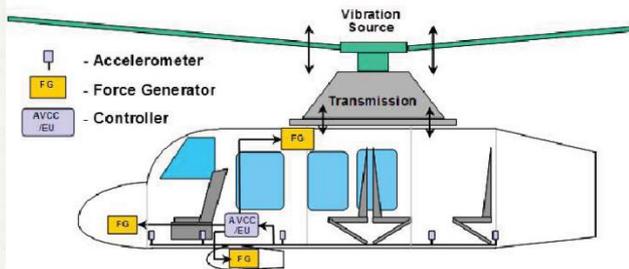
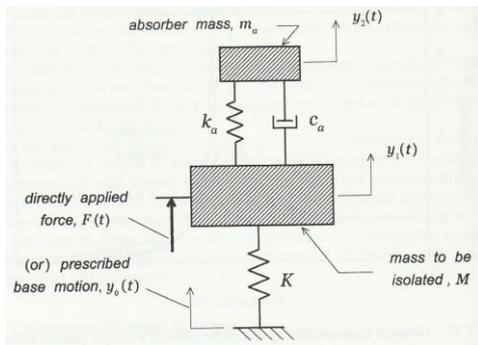
周波数	$N_L$ 荷重成分	MRH 荷重 $M_{z_{\text{hub}}}$
		$N=4$
定常	$N_{L_0}$	$4N_{L_0}$
1/rev	$N_{L_{1c}} \cos \Psi_m$	0
	$N_{L_{1s}} \sin \Psi_m$	0
2/rev	$N_{L_{2c}} \cos 2\Psi_m$	0
	$N_{L_{2s}} \sin 2\Psi_m$	0
3/rev	$N_{L_{3c}} \cos 3\Psi_m$	0
	$N_{L_{3s}} \sin 3\Psi_m$	0
4/rev	$N_{L_{4c}} \cos 4\Psi_m$	$4N_{L_{4c}} \cos 4\Psi$
	$N_{L_{4s}} \sin 4\Psi_m$	$N_{L_{4s}} \sin 4\Psi$
5/rev	$N_{L_{5c}} \cos 5\Psi_m$	0
	$N_{L_{5s}} \sin 5\Psi_m$	0
6/rev	$N_{L_{6c}} \cos 6\Psi_m$	0
	$N_{L_{6s}} \sin 6\Psi_m$	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<sup>[14][16]</sup>。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生じる。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で、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となってしまう。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<sup>[17]</sup>、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<sup>[18]</sup> (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% 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”<sup>[19]</sup>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)<sup>[20][22]</sup>の装置写真をしめす。DAVI は”nodamatic system”と同様、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)<sup>[23]</sup>, The hydraulic antiresonant isolator<sup>[24]</sup>, さらには The Liquid Inertia Vibration Elimination (LIVE)<sup>[25]</sup>などが挙げられるが、ここでは詳細は割愛する。



Force Generator



Controller

DVA(Dynamic Vibration Absorber)模式図

AVC (Active Vibration Control)

図 1-4 DVA 及び AVC の代表例<sup>[18]</sup>

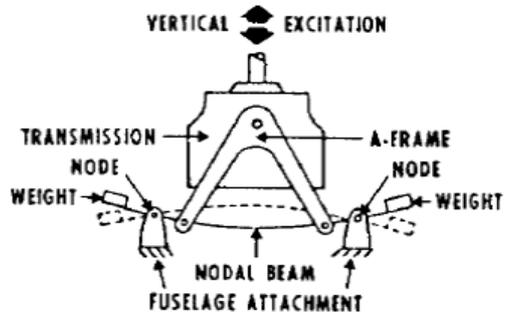


图 1-5 nodamatic system 概念图<sup>[19]</sup>

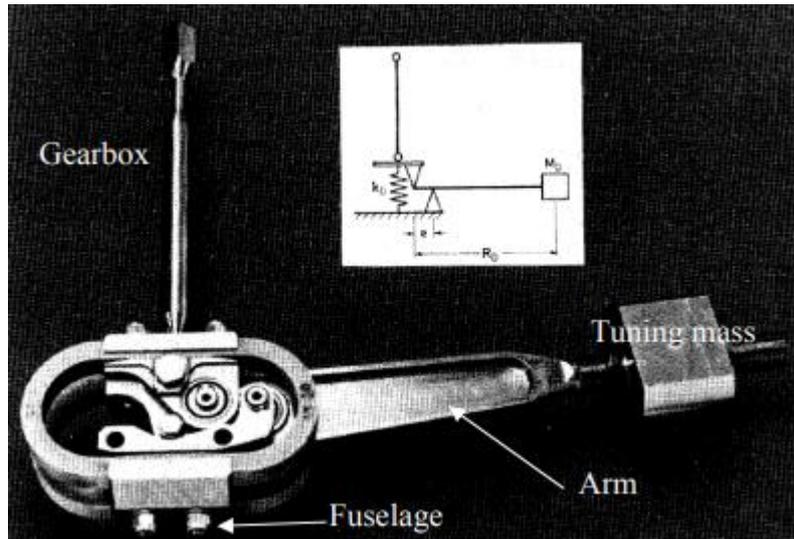


图 1-6 DAVI 写真<sup>[20]-[22]</sup>

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 $F_{x_{hub}}$ ,  $F_{y_{hub}}$  成分を低減するため (N-1)/rev, あるいは(N+1)/rev に合わせて共振点を調整することが基本的である。

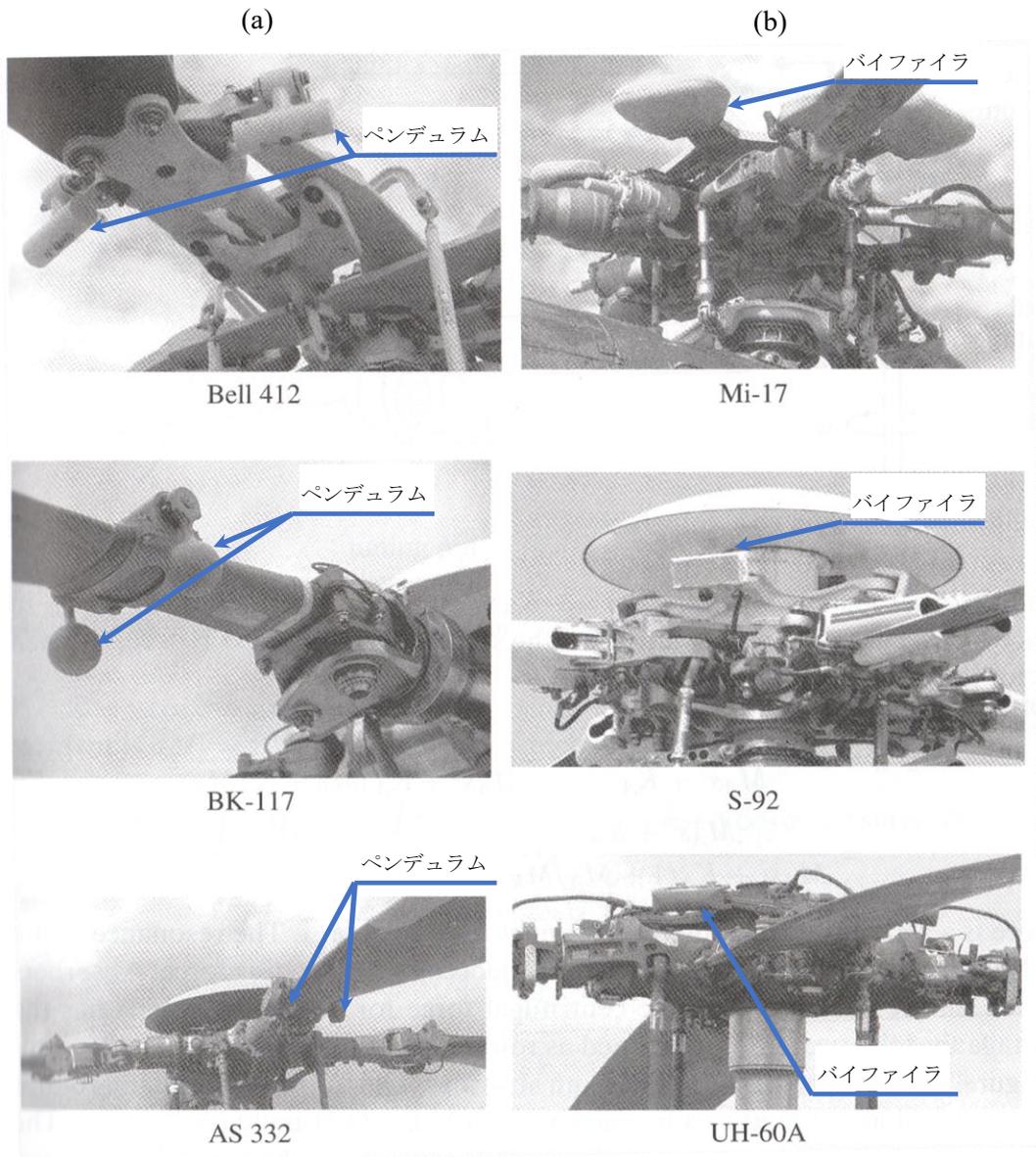


図 1-7 ペンデュラム及びバイファイラ<sup>[10]</sup>

(a)ペンデュラムの事例, (b)バイファイラの事例. 各写真の下部に機種名を示す.

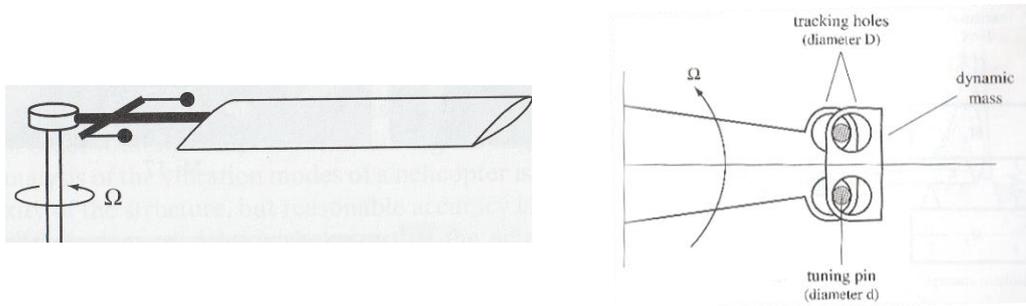


図 1-8 ペンデュラム及びバイファイラ模式図<sup>[10]</sup>

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 <sup>[26]</sup>)。

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。

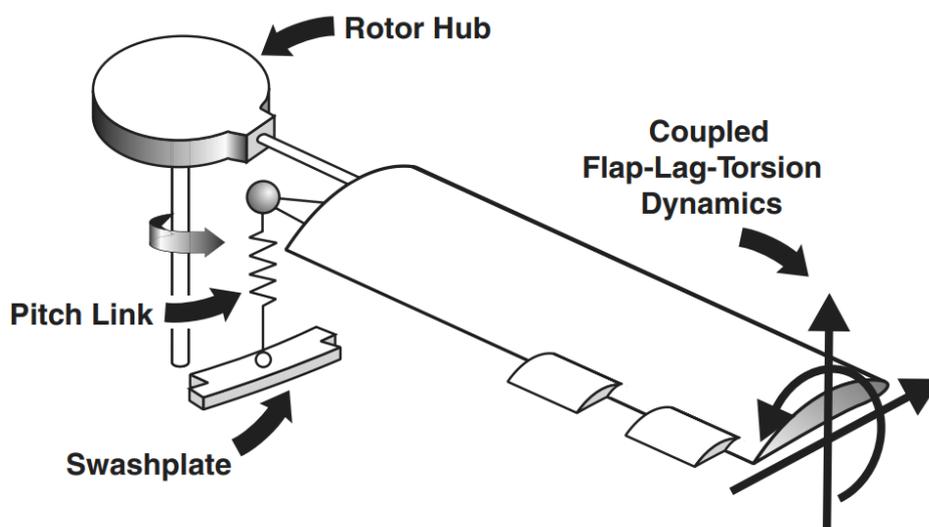


図 1-9 TEF(Trailing Edge Flaps)<sup>[27]</sup>

これは初期のアイデアは Straub and Charles<sup>[28]</sup>により紹介され Ormiston<sup>[29]</sup>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<sup>[30]-[34]</sup>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  $x_{\text{hub}}-y_{\text{hub}}-z_{\text{hub}}$  座標系における  $F_{z_{\text{hub}}}$  や  $M_{x_{\text{hub}}}$ ,  $M_{y_{\text{hub}}}$  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<sup>[35], [36]</sup>。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<sup>[37]</sup>。

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た、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. <sup>[38]</sup>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  $F_{x_{\text{hub}}}$ ,  $F_{y_{\text{hub}}}$ ,  $F_{z_{\text{hub}}}$  及び  $M_{x_{\text{hub}}}$ ,  $M_{y_{\text{hub}}}$ ,  $M_{z_{\text{hub}}}$  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<sup>[38]</sup>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<sup>[39], [40]</sup>。

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。また、CAMRAD II にて得られたメインロータハブ中央位置での振動荷重およびモーメントを使用してパイロット座席位置における加速度応答を数値解析で求め、考察を加える。また、振動低減が起きる理由についても考察する。また、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メインロータシャフトの傾き（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<sup>[41]</sup> 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 CAMRADII として最新版へと変化を遂げることになったが、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<sup>[42]</sup> 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ときに、自由後流モデル (Free Wake Model) を使用した。

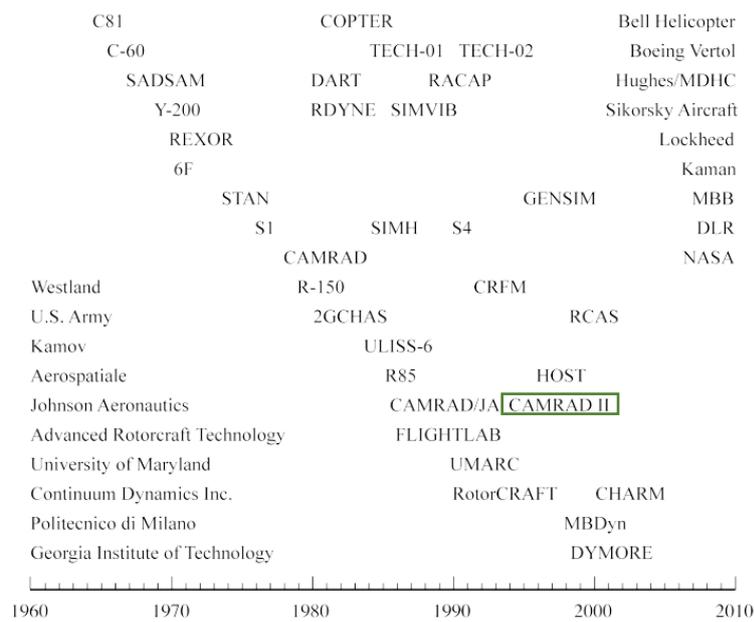


図 1-10 回転翼機の包括的解析ツール<sup>[41]</sup>

## 第2章 トリム解析

### 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 II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  $n/\text{rev}$  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)  $\Rightarrow$  LEVEL 2 (Prescribed Wake Model)  $\Rightarrow$  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、

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

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

$$\zeta_{1s} = \frac{c_T}{2\sqrt{\lambda_0^2 + \mu^2}}(-2\mu) \quad (2-4)$$

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 $\eta_0$ 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)式の様に表示できる。

$$\Delta\eta = \left[ \left. \frac{\partial \bar{F}(\eta)}{\partial \eta} \right|_{\eta=\eta_0} \right]^{-1} \bar{F}(\eta_0) \quad (2-6)$$

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 $\eta_0$ 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 $\eta$ 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。

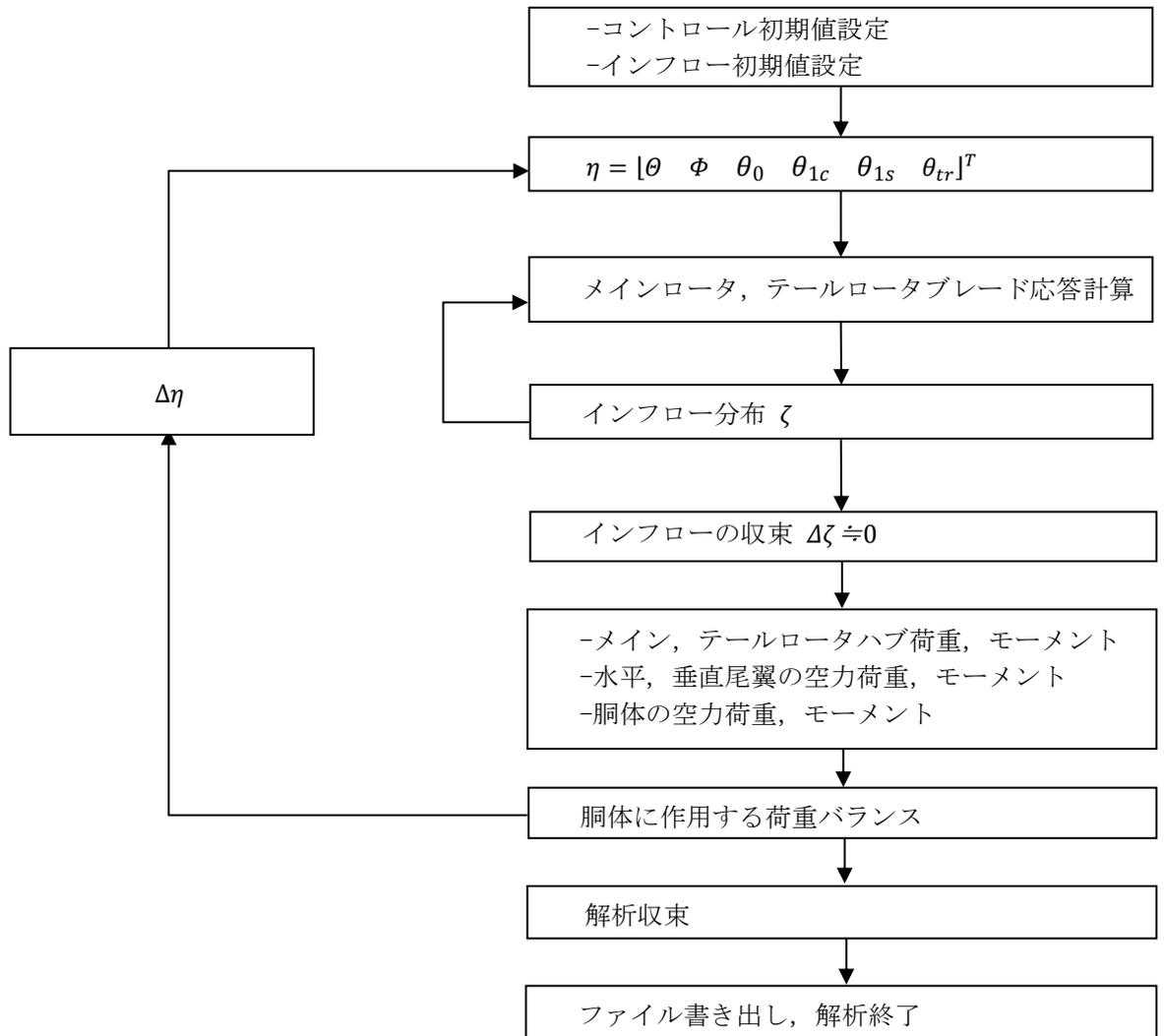


図 2-1 CAMRAD II 解析の流れ

## 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、中型機である SH-60K とした (表 2-1)。

表 2-1 SH-60K 諸元

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		テイルロータ	
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 SH-60K が 61.7 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 66 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(17.2 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 182 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。

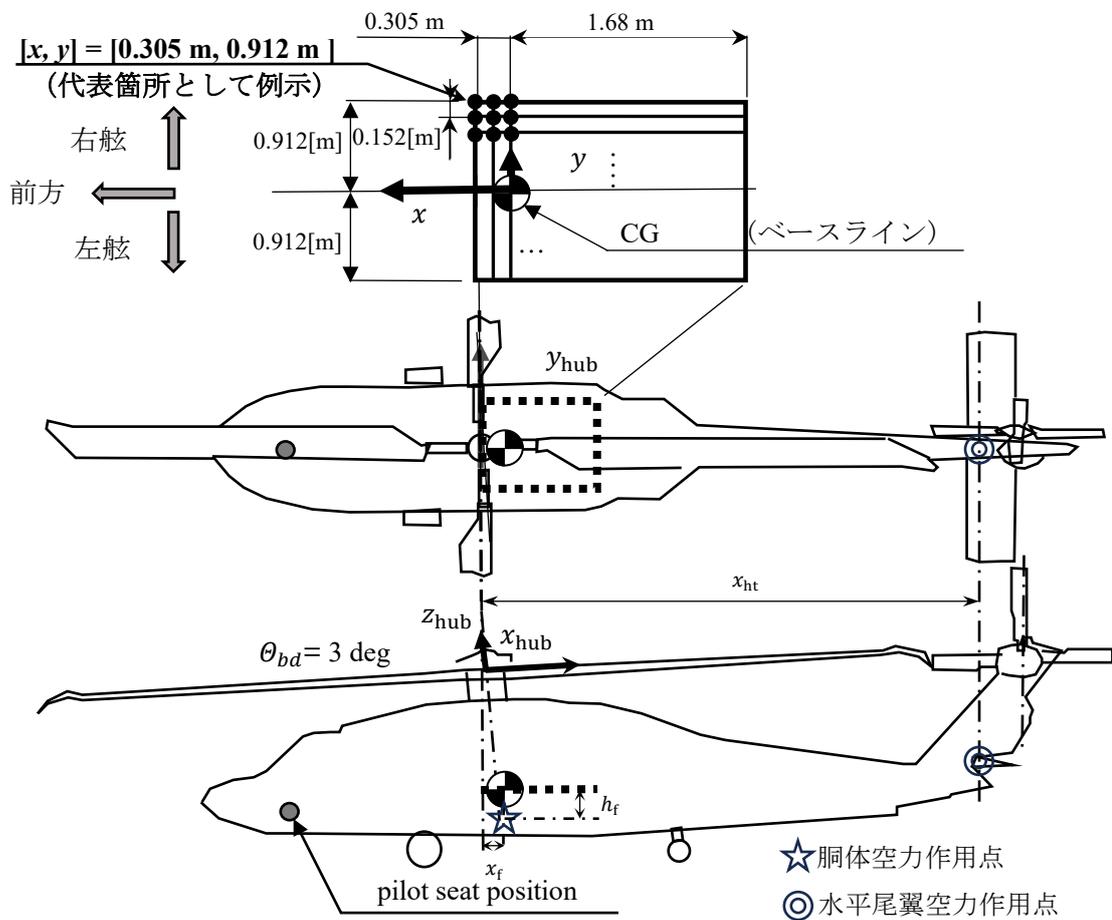
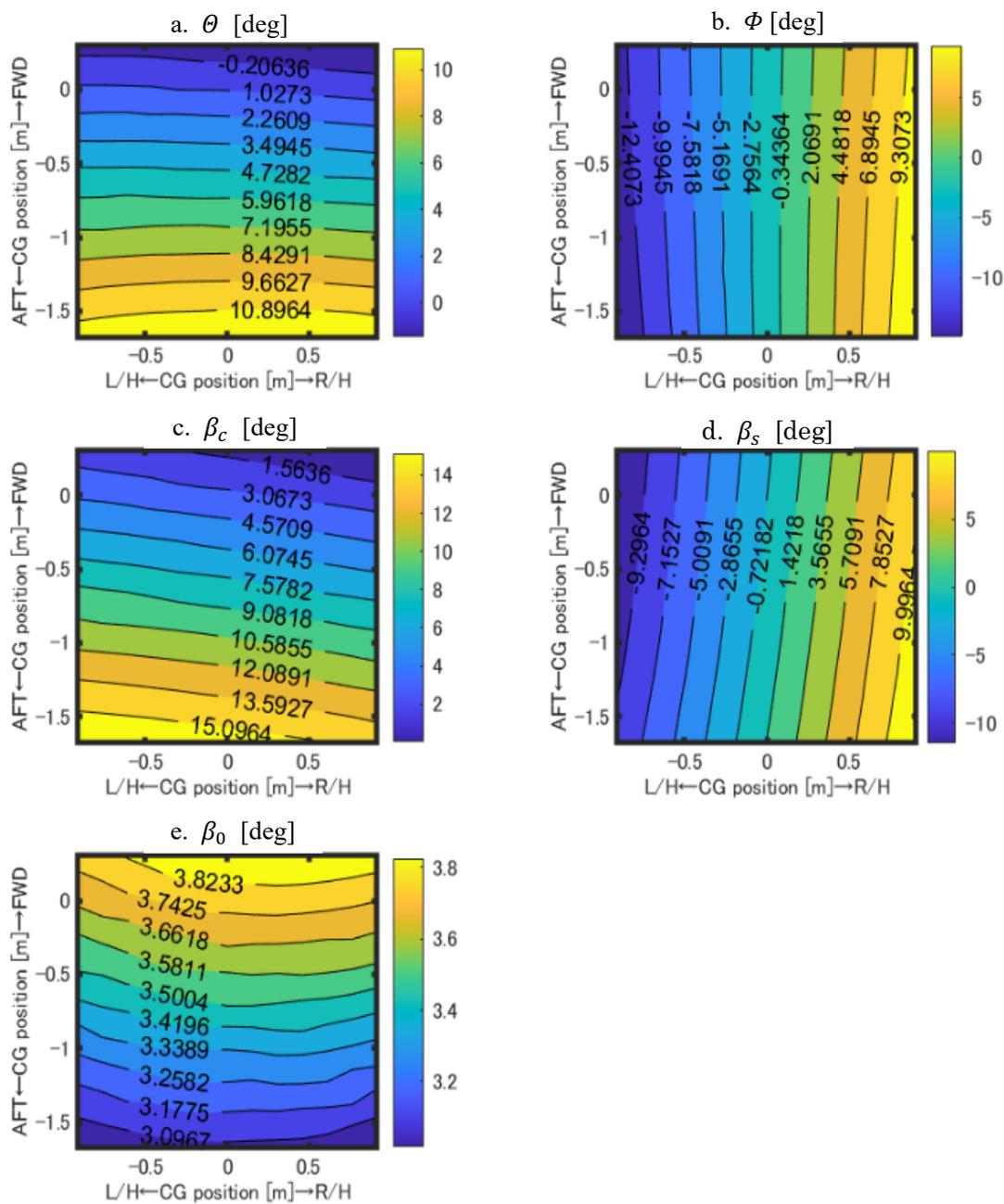


図 2-2 SH-60K 上面図及び側面図

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 の周期数などがあるが、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 SH-60K 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際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。



注:コンター図中に示される数字の有効数字は表示上の都合によるものであり、本解析の精度を表すものではない(以降同様とする).

図 2-3 重心移動に伴うトリム変数解析結果

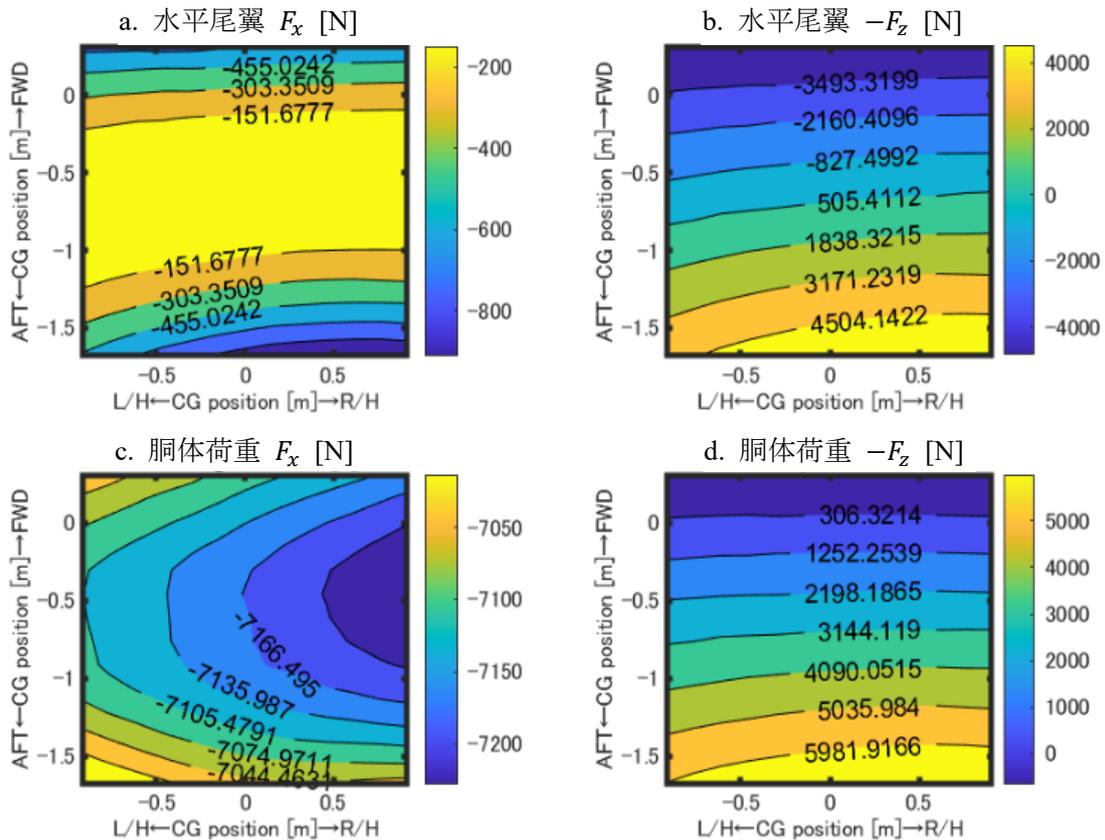


図 2-4 胴体及び水平尾翼に作用する $F_x$ 及び $-F_z$

- $\theta$ 及び $\phi$ 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 $\beta_c$ 及び $\beta_s$ 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 $\theta$ 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アングルの $\beta_0$ が低下する結果となる（図 2-3 e）．
- 図 2-3 a に示される $\theta$ が 5 deg 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． $\theta$ 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とき，図 2-3 b に示される $\phi$ が-13-10 deg 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<sup>[44]</sup>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できる。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.<sup>[45]</sup>や Bauchau et al<sup>[46]</sup>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<sup>[10]</sup>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。

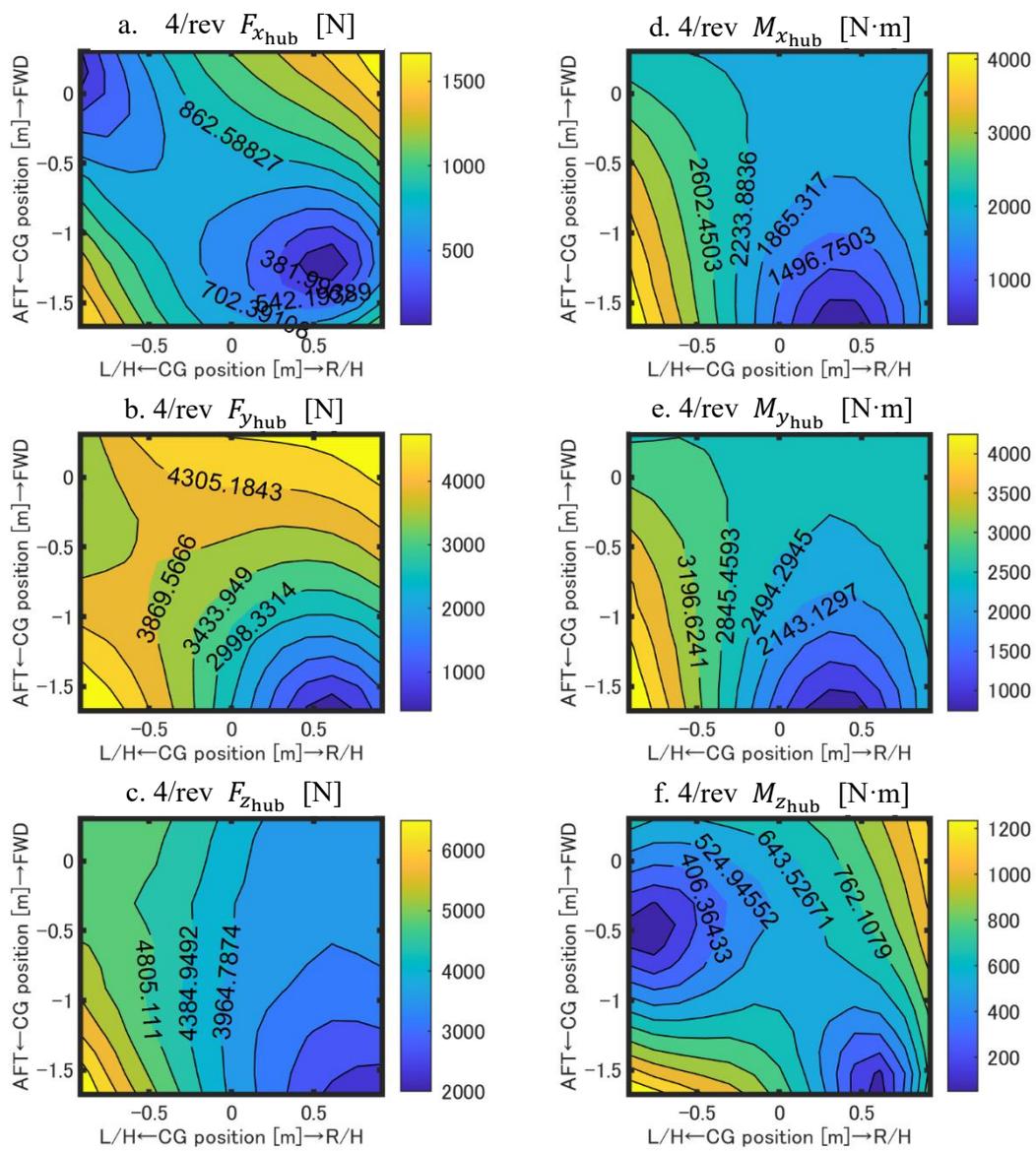


図 2-5 MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント (振幅,  $V_c = 61.7$  m/s)

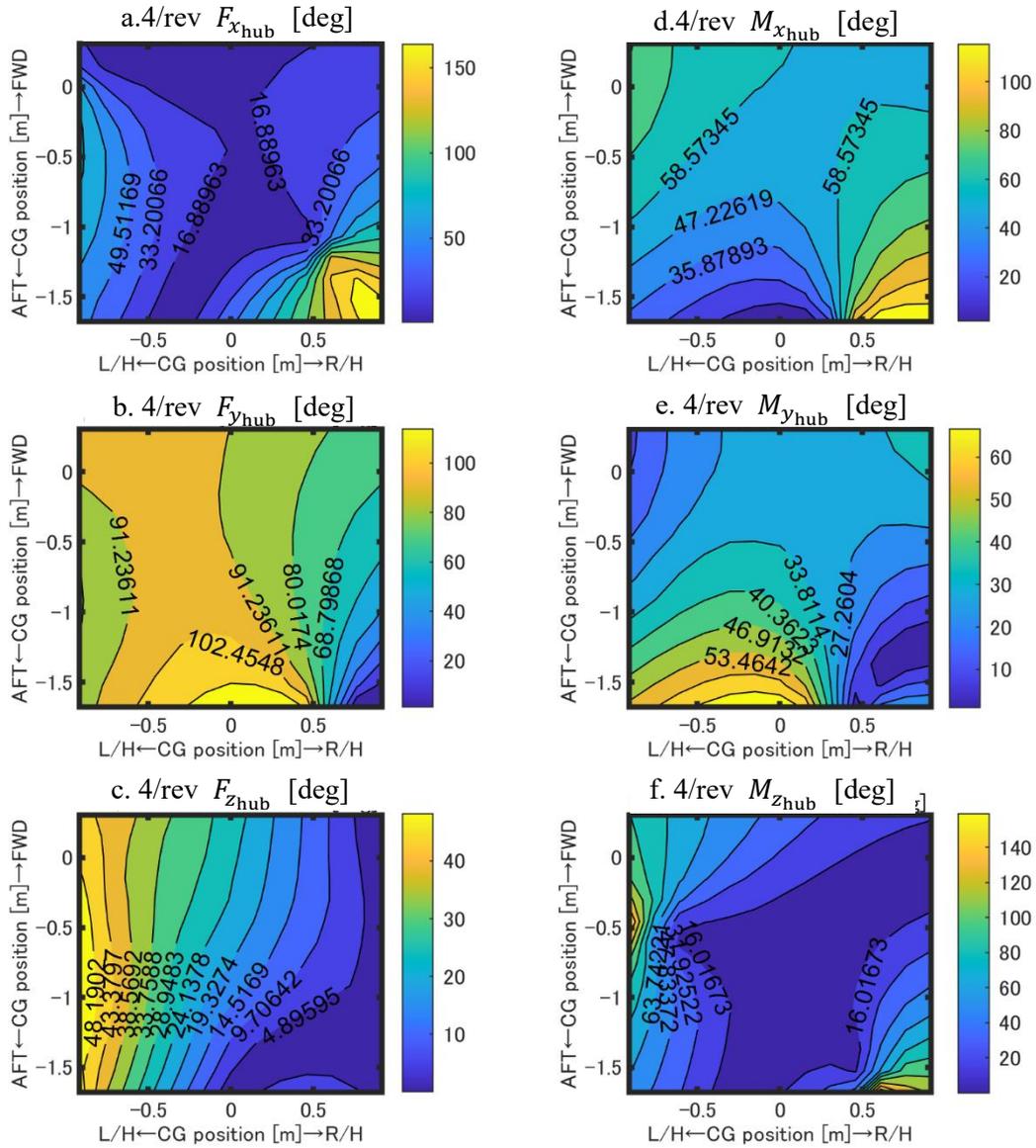


図 2-6 MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント (位相,  $V_c = 61.7$  m/s)

## 第3章 振動評価

### 3.1 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/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、及び垂直尾翼に作用する空力荷重およびモーメントは機体の重心位置で全てバランスしている。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。

前章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 $x_{hub}$ - $y_{hub}$ - $z_{hub}$ 座標系における荷重及びモーメントである $F_{x_{hub}}$ 、 $F_{y_{hub}}$ 、 $F_{z_{hub}}$ 、 $M_{x_{hub}}$ 、 $M_{y_{hub}}$ 、 $M_{z_{hub}}$ を式(3-1)及び式(3-2)を用いて、図3-1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。

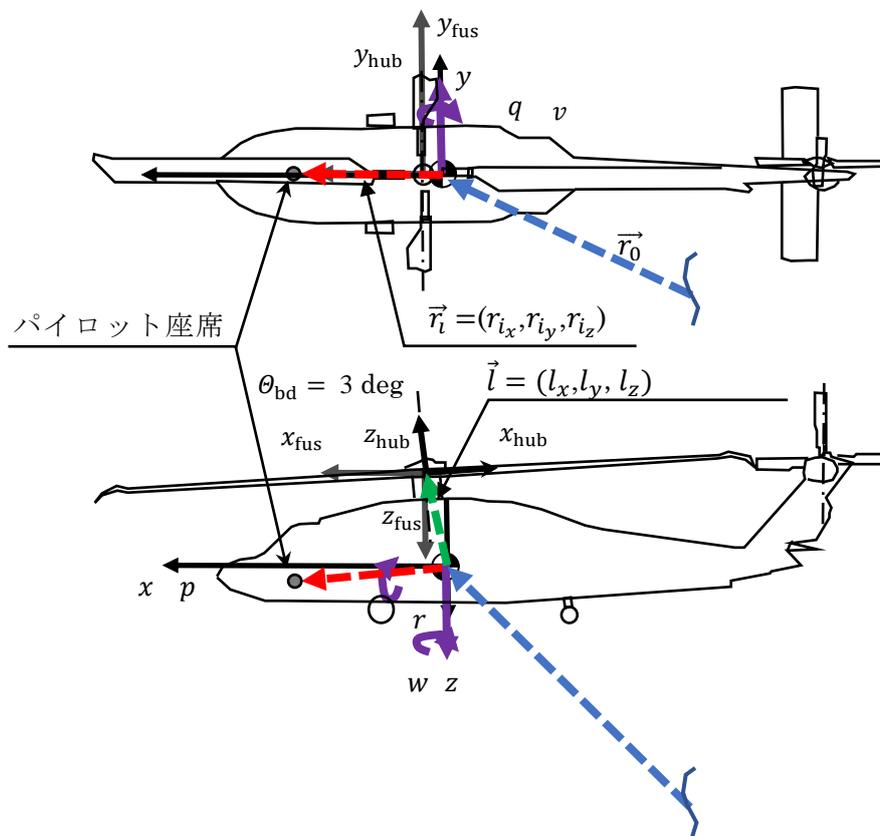


図 3-1 メインロータハブ座標系及び機体座標系

$$\begin{Bmatrix} F_{x_{\text{fus}}} & M_{x_{\text{fus}}} \\ F_{y_{\text{fus}}} & M_{y_{\text{fus}}} \\ F_{z_{\text{fus}}} & M_{z_{\text{fus}}} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos\theta_{bd} & 0 & \sin\theta_{bd} \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta_{bd} & 0 & -\cos\theta_{bd} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} F_{x_{\text{hub}}} & M_{x_{\text{hub}}} \\ F_{y_{\text{hub}}} & M_{y_{\text{hub}}} \\ F_{z_{\text{hub}}} & M_{z_{\text{hub}}} \end{Bmatrix} \quad (3-1)$$

$$\begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -l_z & l_y & 1 & 0 & 0 \\ l_z & 0 & -l_x & 0 & 1 & 0 \\ -l_y & l_x & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} F_{x_{\text{fus}}} \\ F_{y_{\text{fus}}} \\ F_{z_{\text{fus}}} \\ M_{x_{\text{fus}}} \\ M_{y_{\text{fus}}} \\ M_{z_{\text{fus}}} \end{Bmatrix} \quad (3-2)$$

Etkin and Reid<sup>[47]</sup>によると，CGに原点を置く機体座標系 $x$ - $y$ - $z$ での運動方程式は式(3-3)のように書ける．

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qw - rv) &= F_x \\ m(\dot{v} + ru - pw) &= F_y \\ m(\dot{w} + pv - qu) &= F_z \\ I_x \dot{p} - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) - (I_y - I_z)qr &= M_x \\ I_y \dot{q} - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) - (I_z - I_x)rp &= M_y \\ I_z \dot{r} - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr) - (I_x - I_y)pq &= M_z \end{aligned} \quad (3-3)$$

オイラー角 $\Psi$ ， $\theta$ ，及び $\phi$ を用いて機体固定系 $x$ - $y$ - $z$ は地球座標系 $x'$ - $y'$ - $z'$ から式(3-4)を用いて変換することができる．

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\Psi & \cos\theta \sin\Psi & -\sin\theta \\ \sin\phi \sin\theta \cos\Psi - \cos\phi \sin\Psi & \sin\phi \sin\theta \sin\Psi + \cos\phi \cos\Psi & \sin\phi \cos\theta \\ \cos\phi \sin\theta \cos\Psi + \sin\phi \sin\Psi & \cos\phi \sin\theta \sin\Psi - \sin\phi \cos\Psi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{Bmatrix} \quad (3-4)$$

前進巡航飛行中は図 3-1 に示される $u$ ,  $v$ 及び $w$ は $V_c$ ,  $\theta_e$ 及び $\phi_e$ を用いて式(3-5)のように書くことができる.

$$\begin{aligned} u &= V_c \cos\theta_e \\ v &= V_c \sin\theta_e \sin\phi_e \\ w &= V_c \sin\theta_e \cos\phi_e \end{aligned} \quad (3-5)$$

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式(3-6)のように書くことができ式(3-6)のそれぞれの成分は式(3-7)のように書くことができる.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \quad (3-6)$$

$$I_x = \int (y^2 + z^2) dm$$

$$I_y = \int (x^2 + z^2) dm$$

$$I_z = \int (x^2 + y^2) dm \quad (3-7)$$

$$I_{xy} = \int xy dm$$

$$I_{yz} = \int yz dm$$

$$I_{xz} = \int xz dm$$

ここで式(3-6)中の式(3-7)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図 3-1 に示される通り, 式(3-8)のように表されるとする.

$$\vec{r} = \vec{r}_0 + \vec{r}_i \quad (3-8)$$

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 CG 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。式(3-8)の時間微分によってパイロット座席の速度は式(3-9)のように書き表すことができる。

$$\dot{\vec{r}} = \frac{d\vec{r}}{dt} = \frac{d\vec{r}_0}{dt} + \frac{d^*\vec{r}_i}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{r}_i \quad (3-9)$$

更に、式(3-9)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式(3-10)のように書き表される。

$$\begin{aligned} \vec{a} &= \frac{d\vec{v}}{dt} = \frac{d^2\vec{r}_0}{dt^2} + \frac{d^*}{dt} \left( \frac{d^*\vec{r}_i}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{r}_i \right) + \vec{\omega} \times \left( \frac{d^*\vec{r}_i}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{r}_i \right) \\ &= \frac{d^2\vec{r}_0}{dt^2} + \frac{d^{*2}\vec{r}_i}{dt^2} + 2\vec{\omega} \times \frac{d^*\vec{r}_i}{dt} + \frac{d^*\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_i + (\vec{\omega} \cdot \vec{r}_i)\vec{\omega} - (\vec{\omega} \cdot \vec{\omega})\vec{r}_i \end{aligned} \quad (3-10)$$

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式(3-10)はさらに式(3-11)のように書くことができる。

$$\begin{aligned} \vec{a} &= \frac{d^2\vec{r}_0}{dt^2} + \frac{d^*\vec{\omega}}{dt} \times \vec{r}_i + (\vec{\omega} \cdot \vec{r}_i)\vec{\omega} - (\vec{\omega} \cdot \vec{\omega})\vec{r}_i \\ &= \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv + r_{iy}(pq - \dot{r}) + r_{iz}(pr + \dot{q}) - r_{ix}(q^2 + r^2) \\ \dot{v} + ru - pw + r_{iz}(qr - \dot{p}) + r_{ix}(pq + \dot{r}) - r_{iy}(p^2 + r^2) \\ \dot{w} + pv - qu + r_{ix}(pr - \dot{q}) + r_{iy}(qr + \dot{p}) - r_{iz}(p^2 + q^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-11)$$

4/rev の  $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$  を式(3-3)に代入して並進および回転速度を SIMULINK<sup>®</sup> を用いて数値解析的に解き、上でその結果を式(3-11)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 処理を実施することで 4/rev の加速度成分を整理することができる。

### 3.2 解析結果及び考察

メインロータハブに作用する，図 2-5，図 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式(3-3)に入力し数値解析を行った．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．これらを式(3-11)に代入することにより，パイロット座席位置での $x$ -， $y$ -， $z$ -3方向の加速度を計算することができる．重心位置は図 2-2 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 処理して 4/rev 成分を抽出した結果を図 3-2 に示す．

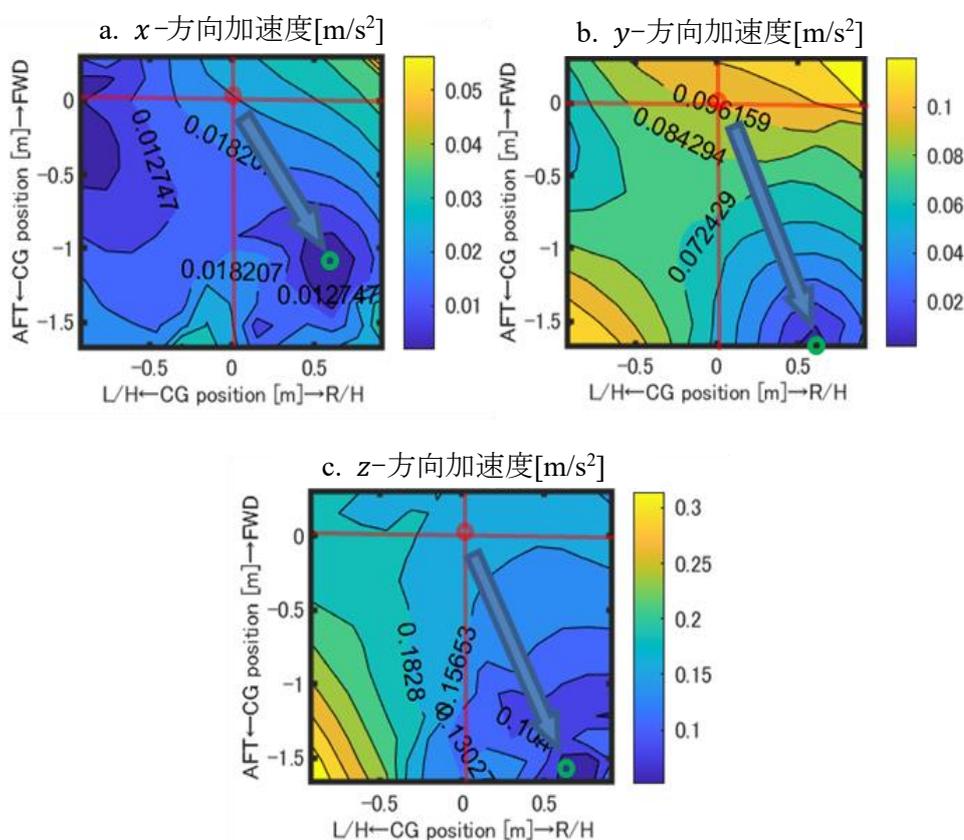


図 3-2 パイロット座席での 4/rev 加速度 ( $V_c = 61.7$  m/s)

図 3-2 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 $[x, y] = [-1.60$  m,  $0.690$  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。

図 3-2 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ということが分かった。図 3-2 a~c は図 2-5 a~c とコ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分かった。

図 3-3 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。

図 3-3 a と図 3-3 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方向の加速度にはほぼ影響を与えていないことが分かる。同様に図 3-3 c は図 3-3 a 及び図 3-3 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 $F_{z_{\text{hub}}}$  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式(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分かった。これは式(3-13)中のz-方向成分の式中で第 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。更に付け加えると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。

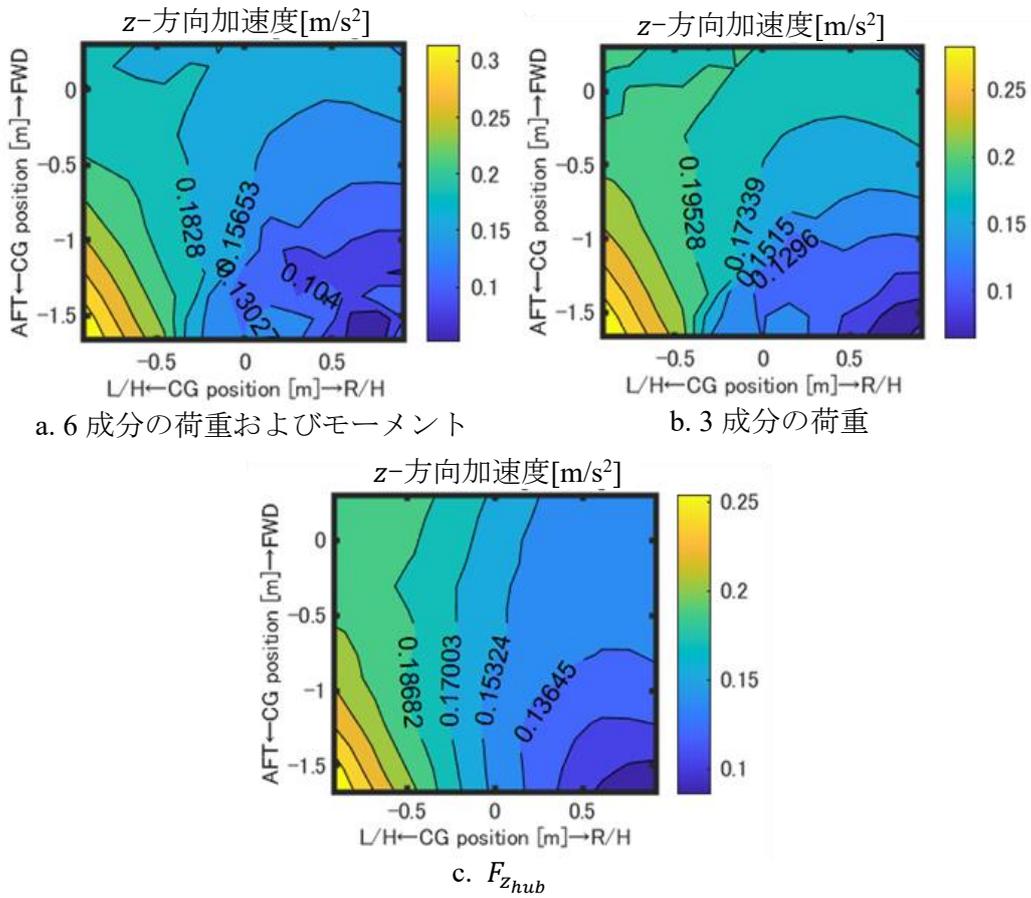


図 3-3 パイロット座席における 4/rev z 方向の加速度の比較 ( $V_c = 61.7$  m/s)

本項の検討により，重心移動により特にz方向の $F_{z_{hub}}$ に対して振動低減効果が得られることが重要であることが分かった．重心移動による振動低減は回転翼機が高速巡航飛行しているときに特に大事であるが，一方で低速域や中速域においても振動低減には効果を発揮でき，高速域と同様，重心位置が右舷後方にある時に振動低減することが分かった．補遺 C にその結果を参考として示す．この結果より，重心位置が可動式でなくとも全ての巡航速度で問題なく振動低減の効果があることが分かった．

### 3.3 MH2000 における解析結果

3.2 項までは SH-60K におけるトリム解析結果，およびパイロット座席の加速度解析結果を示した．3.3 項では，SH-60K より小型の MH2000 について，3.2 項までと同様の解析を行った，その結果を示す．MH2000 は 4 枚ブレードの全関節ロータ形式であり，SH-60K と同じである．表 3-1 には MH2000 の諸元を，また図 3-4 には三面図を示す．解析に用いた機体質量は 4,500kg であり SH-60K の約半分の質量である．図 3-5 に 4/rev 振動荷重およびモーメントの振幅を，また図 3-6 には位相を示す．図 3-7 より分かるように，機体振動を支配的に決定する  $F_{z_{hub}}$  は SH-60K と同様，右舷後方で小さくなる傾向にある．

表 3-1 MH2000 諸元

MH2000 (三菱重工業株式会社)			
質量		エンジン	
空虚質量 [kg]	2,580	型式	MG5-110
最大全備質量[kg]	4,500	数量	2
ロータ諸元			
メインロータ		テイルロータ	
半径[m]	6.1	0.55	
コード長 [m]	0.40	0.088	
ソリディティ	0.084	0.37	
ブレード枚数	4	4	
回転数 100%Nr/90%Nr [rpm]	317/286	3,500/3,158	
ねじれ角 [deg]	10	0	
ヒンジオフセット $e/R$	0.040	ダクトファン	

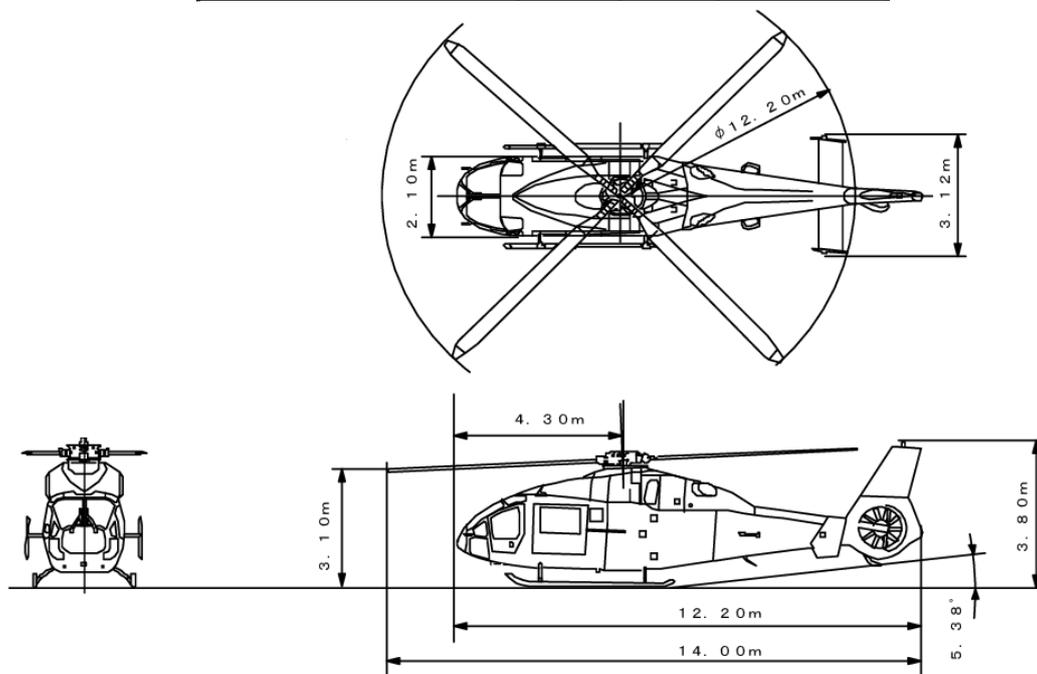


図 3-4 MH2000 三面図

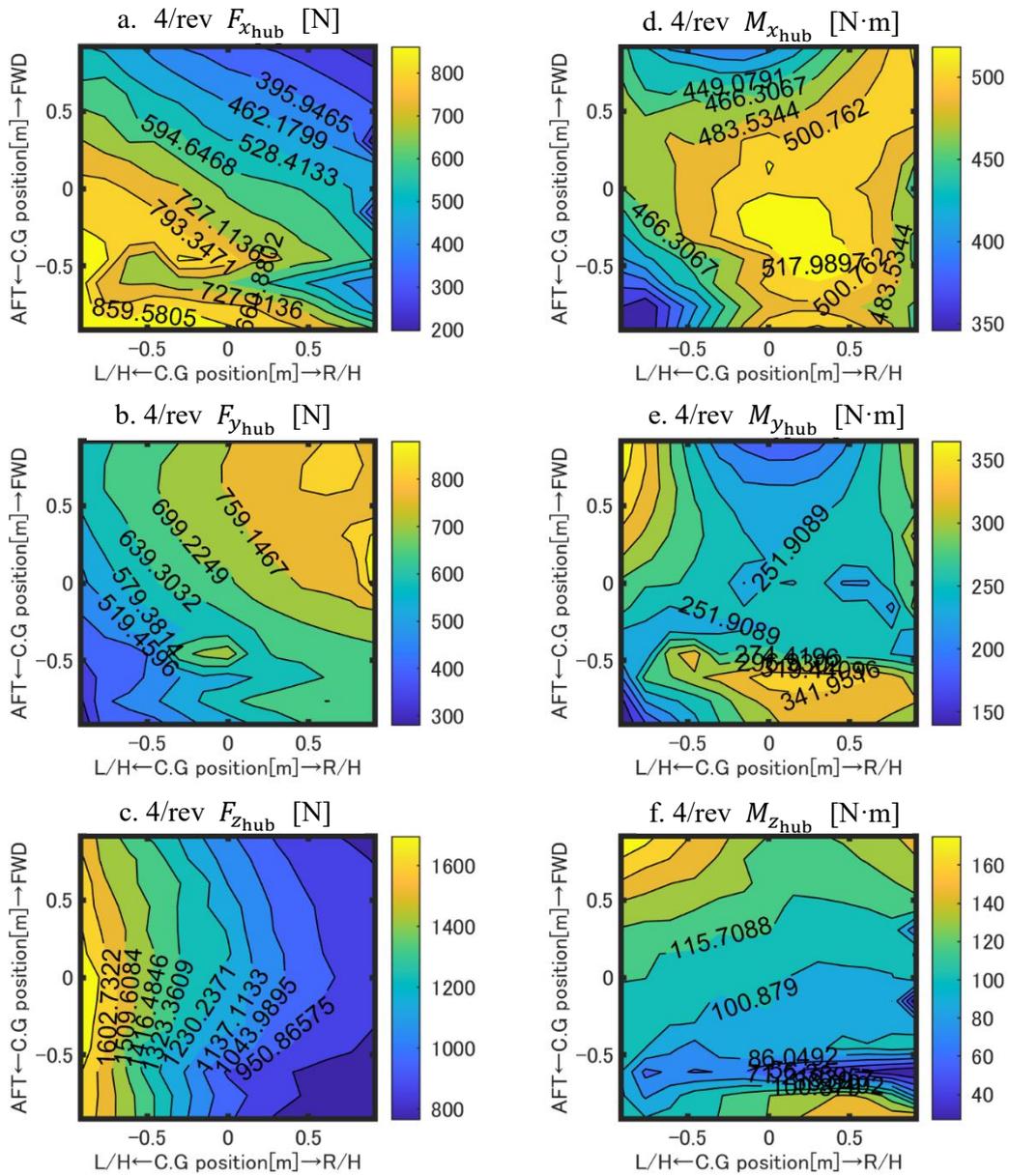


図 3-5 MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント (振幅,  $V_c = 61.7$  m/s)

(MH2000)

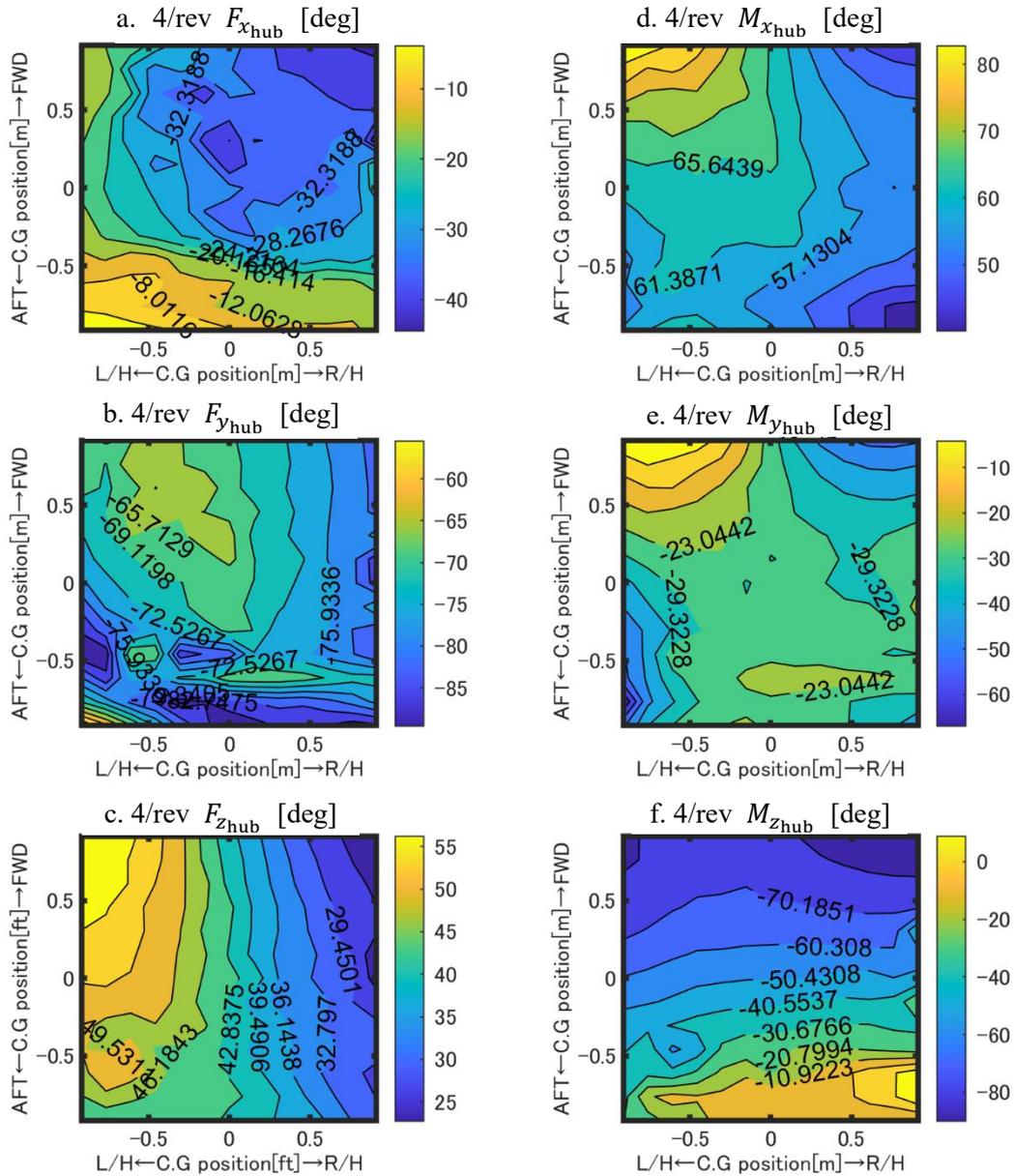


図 3-6 MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント (位相,  $V_c = 61.7$  m/s)

(MH2000)

3.2 項における SH-60K に関する解析と同様に、MH2000 でもパイロット座席での加速度を評価した。図 3-7 には、図 3-5 及び図 3-6 において示される 6 成分となる、全てのメインロータハブ中央位置での 4/rev 振動荷重およびモーメントが機体に作用したパイロット座席での加速度応答解析結果を示す。

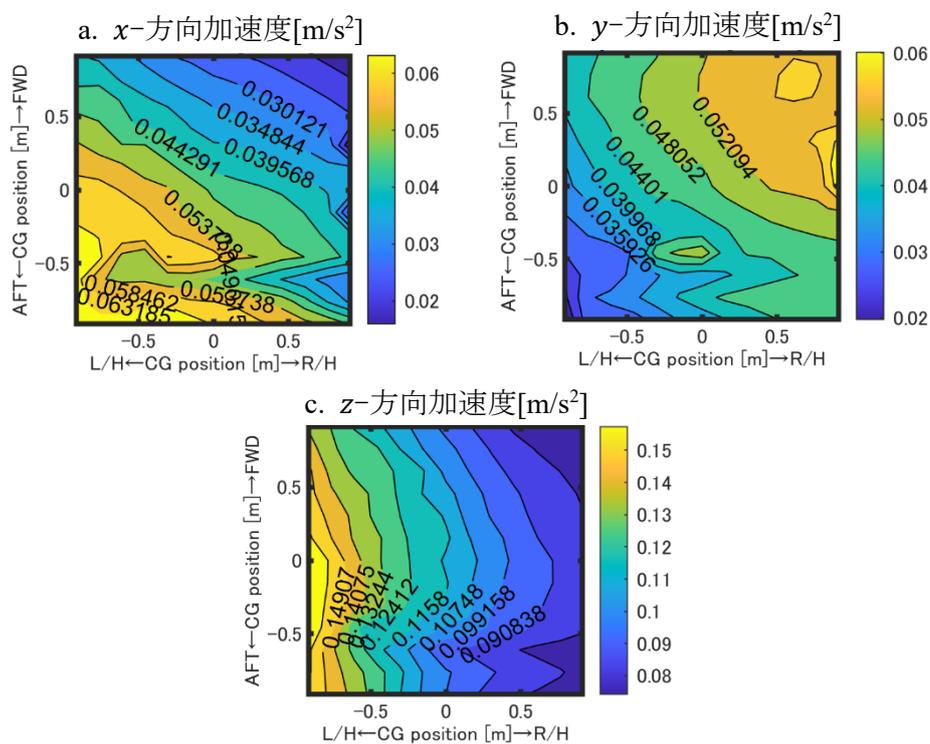


図 3-7 パイロット座席での 4/rev 加速度 ( $V_c = 61.7$  m/s)

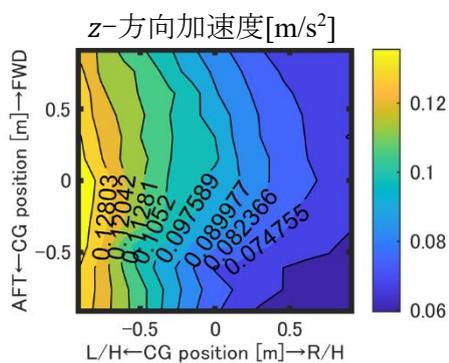


図 3-8  $F_z$  振動荷重によるパイロット座席での 4/rev 加速度 ( $V_c = 61.7$  m/s)

図 3-7 から分かることは、SH-60K での解析結果と同様、 $z$ -方向のパイロット座席位置加速度がその他の成分と比較して大きいことが分かる。図 3-8 にはメインロータハブ中央位置での 4/rev 振動荷重のうち、 $F_z$  振動荷重のみが作用した場合の $z$ -方向の加速度を示す。図 3-7 における $z$ -方向の加速度と差はほぼないことが分かった。

このことから、3.2 項で SH-60K の解析結果において示したように、MH2000 でも 4/rev の $z$ -方向の加速度が卓越していること、またその加速度が近似的には $F_{z_{hub}}$ で決まっていることから、幅広い質量の同様の形式のヘリコプタについて、4/rev の $F_{z_{hub}}$  が振動の評価基準としてみなせることが推測できる。 $z$ -方向の加速度はパイロット座席を含めた任意の位置で、 $F_{z_{hub}}/m$  で見積もることができる。このことは、3.4 項で再考する。

### 3.4 汎用的な解析

3.1 項の式(3-3)を数値解析的に解く際に $p^2$ ,  $q^2$ ,  $r^2$ ,  $pq$ ,  $qr$ ,  $pr$ を微小項として無視すると、式(3-3)のうち回転成分は式(3-12)のように書くことができる。

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \mathbf{I} \vec{\dot{\boldsymbol{\omega}}} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (3-12)$$

式(3-12)の両辺に $\mathbf{I}^{-1}$ をかけて $\dot{p}$ ,  $\dot{q}$ ,  $\dot{r}$ を得たのち式(3-3)の並進方向の運動方程式とともに式(3-11)に代入すると、パイロット座席位置での加速度は式(3-13)のように書くことができる。

$$\vec{\mathbf{a}} = \begin{bmatrix} \frac{F_x}{m} - \frac{r_{iy}}{\det I} \{ (I_{xz}I_y + I_{xy}I_{yz})M_x + (I_{xy}I_{xz} + I_xI_{yz})M_y + (I_xI_y - I_{xy}^2)M_z \} \\ + \frac{r_{iz}}{\det I} \{ (I_{xz}I_{yz} + I_{xy}I_z)M_x + (I_xI_z - I_{xz}^2)M_y + (I_{xy}I_{xz} + I_xI_{yz})M_z \} \\ \frac{F_y}{m} - \frac{r_{iz}}{\det I} \{ (I_{xz}I_{yz} + I_{xy}I_z)M_y + (I_{xz}I_y + I_{xy}I_{yz})M_z + (I_yI_z - I_{yz}^2)M_x \} \\ + \frac{r_{ix}}{\det I} \{ (I_xI_{yz} + I_{xy}I_{xz})M_y + (I_xI_y - I_{xy}^2)M_z + (I_{xy}I_{yz} + I_yI_{xz})M_x \} \\ \frac{F_z}{m} - \frac{r_{ix}}{\det I} \{ (I_{xy}I_{xz} + I_xI_{yz})M_z + (I_{xz}I_{yz} + I_{xy}I_z)M_x + (I_xI_z - I_{xz}^2)M_y \} \\ + \frac{r_{iy}}{\det I} \{ (I_{xz}I_y + I_{xy}I_{yz})M_z + (I_yI_z - I_{yz}^2)M_x + (I_{xz}I_{yz} + I_{xy}I_z)M_y \} \end{bmatrix} \quad (3-13)$$

$$\det \mathbf{I} = I_x I_y I_z - 2I_{xy} I_{yz} I_{xz} - I_{yz}^2 I_x - I_{xz}^2 I_y - I_{xy}^2 I_z$$

式(3-13)は4/rev成分の加速度が4/rev成分の荷重及びモーメントから算出できることを意味している。また、3.2 および 3.3 項から得られた所見としてパイロット座席位置を含む機体のどの位置でも $x$ -,  $y$ -,  $z$ -方向の加速度は、 $F_{xhub}/m$ ,  $F_{yhub}/m$ ,  $F_{zhub}/m$ で近似的に表現出来る。これは、(3-13)式における第1項によって機体の加速度はほぼ決定しており、第2項以降については無視できることを意味する。SH-60K や MH2000 のような全関節型ロータではフラッピングヒンジのバネ定数が小さく、メインロータハブに伝わるモーメントが小さいことが第2項以降を無視できる理由となっている。

### 3.5 SH-60K 4/rev $F_{z_{hub}}$ 荷重に対する考察

3.2 および 3.3 項で述べた通りメインロータハブ中央位置に作用する 4/rev 成分の  $F_{z_{hub}}$  はパイロット座席位置におけるz-方向の加速度を引き起こす支配的成分であるが、本稿では CG のオフセットが 4/rev  $F_{z_{hub}}$  にもたらす影響について検討を実施する。SH-60K の解析結果である図 2-5 c で示したコンター図上 4 つの位置で検討を実施する。図 3-9 に示されるように、case i (ベースライン位置) :  $[x, y] = [0.0 \text{ m}, 0.0 \text{ m}]$ , case ii (振動最小位置) :  $[x, y] = [-1.68 \text{ m}, 0.910 \text{ m}]$ , case iii (ベースラインと振動最小位置の中間位置) :  $[x, y] = [-1.68 \text{ m}, 0.910 \text{ m}]$ , そして case iv (振動最大位置) :  $[x, y] = [-0.760 \text{ m}, 0.460 \text{ m}]$  の 4 箇所を検討を実施することとした。振動が大きい順に case iv, case i, case iii, case ii となる。

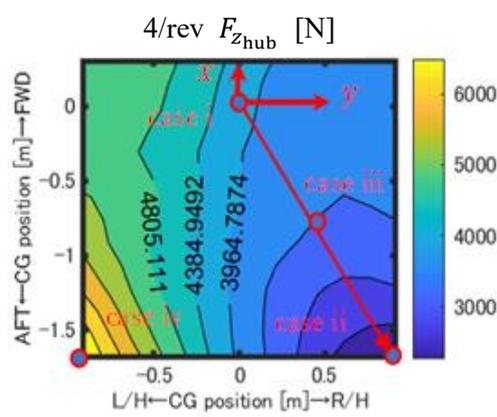


図 3-9 4/rev  $F_{z_{hub}}$  荷重評価位置

図 3-10 a, c と b, d はそれぞれブレードの代表的なアウトボード側 ( $r/R=0.825$ ) とインボード側 ( $r/R=0.550$ ) での  $\alpha(\Psi)$  と  $c_l(\Psi)$  のアジマス角による時系列データをプロットしている。  $\alpha(\Psi)$  と  $c_l(\Psi)$  の 1/rev での振幅の大きさは図 3-2 c や図 3-3 c での 4/rev  $F_{z_{hub}}$  の大きさの順番と符合している。

4/rev  $F_{z_{hub}}$  はロータ面を通過するインフローを考慮した最終的なブレードの翼型断面における流速の 2 乗  $U^2$  と  $c_l$  の積に比例している。流速  $U$  は主として 1/rev の周期であることから  $U^2$  は 2/rev の成分が支配的であり、4/rev  $F_{z_{hub}}$  は 2/rev  $c_l(\Psi)$  に比例していることになる。  $r/R=0.825$  と  $r/R=0.550$  位置における case i から case iv までの 4 つの重心位置における 2/rev  $c_l(\Psi)$  の大きさを図 3-12 a に示す。いずれのロータ半径方向の位置においても 4 つの重心位置における 4/rev  $F_{z_{hub}}$  の大きさの順番は 2/rev  $c_l(\Psi)$  の大き

さの順番と符合している。特に $r/R=0.550$ では大きさの定量的な関係についてもあっている。

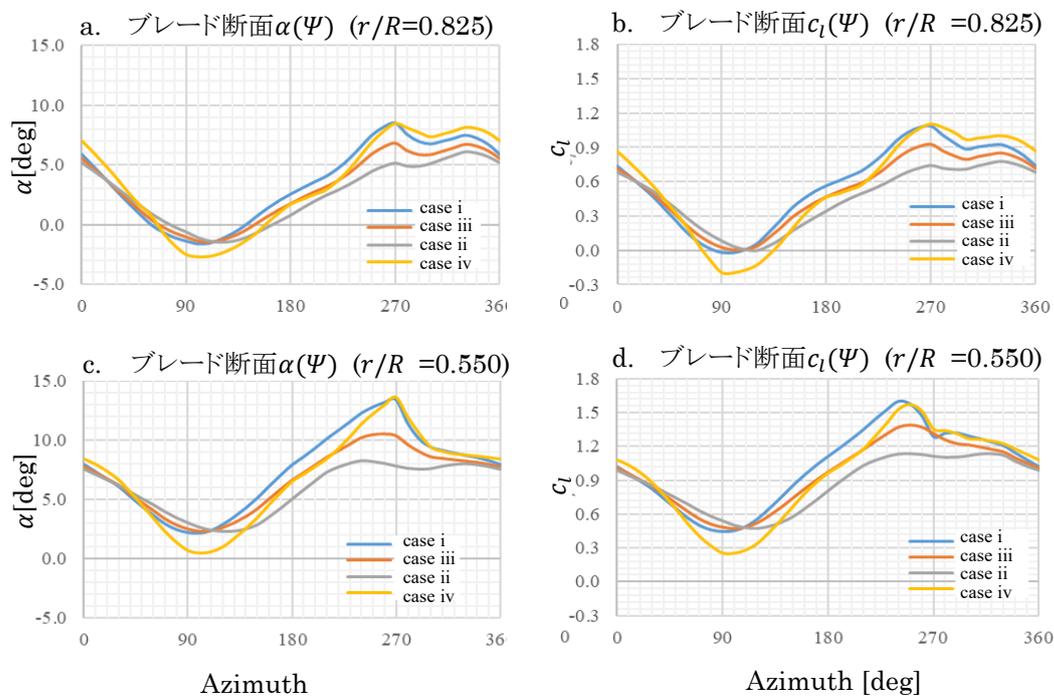


図 3-10  $r/R=0.825$  および  $r/R=0.550$  位置における $\alpha(\Psi)$ ,  $c_l(\Psi)$

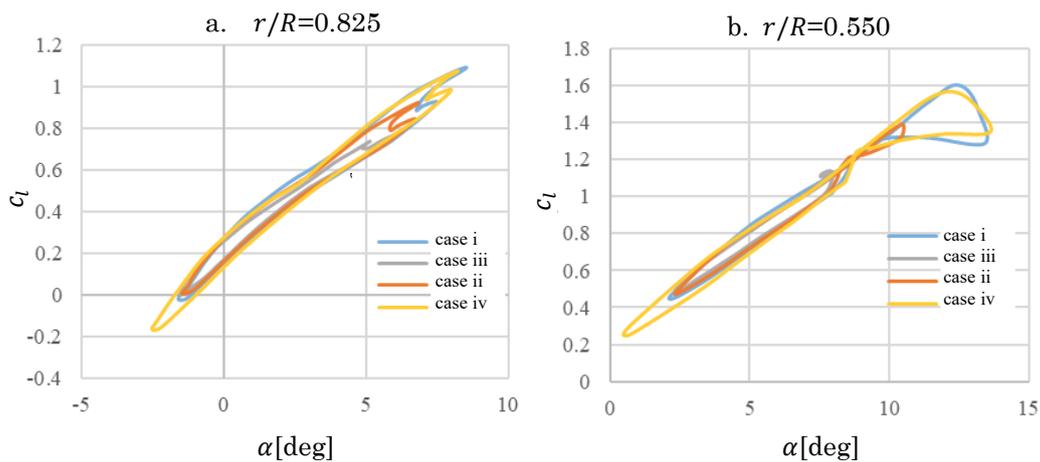


図 3-11  $r/R=0.825$  および  $r/R=0.550$  位置における $\alpha - c_l$  プロット

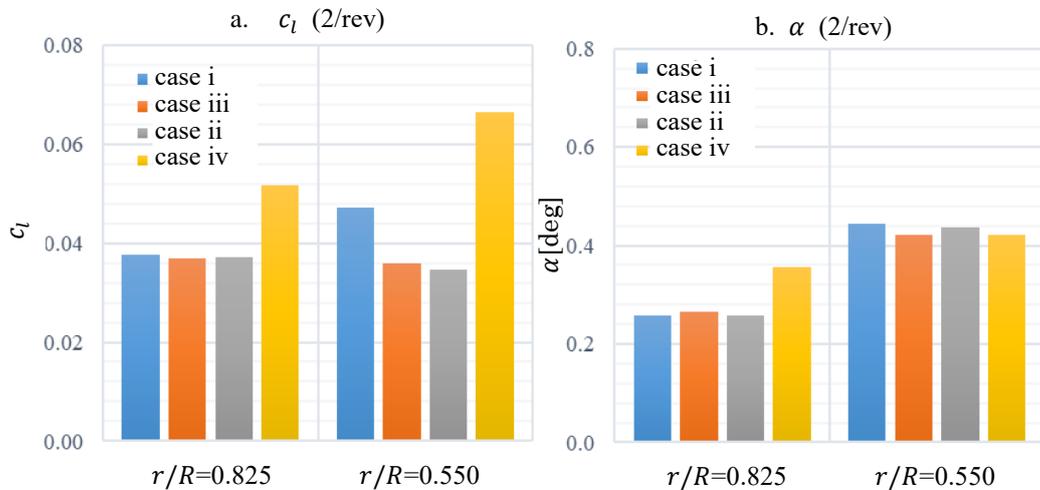


図 3-12  $r/R=0.825$  および  $r/R=0.550$  位置における  $c_l$  および  $\alpha(2/\text{rev})$  プロット

上述の通り，図 3-10 a および c はブレードの代表的なアウトボード側 ( $r/R=0.825$ ) とインボード側 ( $r/R=0.550$ ) での  $\alpha(\Psi)$  のアジマス角による時系列データをプロットしている． $\alpha(\Psi)$  はブレードピッチ角  $\theta$  とフラップアングル  $\beta$  とインフローとなどから計算される．ブレードのフラップ方向の弾性変形は小さく， $\alpha(\Psi)$  に与える影響は無視できる．本解析結果では  $\theta$  と  $\beta$  は  $1/\text{rev}$  成分しか含んでおらず，インフローが  $2/\text{rev}$  以上の高調波を含んでいる． $\alpha(\Psi)$  の高調波はインフローによるものとなる．

また，図 3-10 b および d に示される  $c_l(\Psi)$  は同じく図 3-10 a および c に対して線形の 1 対 1 の関係にない．これは CAMRAD II における解析の中でダイナミックストール<sup>[48]</sup> を考慮しており  $c_l$  が  $\alpha$  に対して一意に決まらないからである．ダイナミックストールに関しては本解析では CAMRAD II のなかでオプションの 1 つである Leishman Beddoes model<sup>[49]-[51]</sup> が適用されている．図 3-11 a および b はそれぞれ  $r/R=0.825$  および  $0.550$  位置における  $\alpha - c_l$  プロットを示しており，ダイナミックストールによるヒステリシスを表している．図 3-11 a および b に示されるように， $\alpha(\Psi)$  の振幅や  $\alpha$  の最大値が大きくなるにつれヒステリシスの度合いは大きくなるが，これは Lim et al<sup>[42]</sup> がダイナミックストールの程度は  $\dot{\alpha}(\Psi)$  における最大値に依存し，また  $\alpha(\Psi)$  の最大値にも依存すると述べていることから妥当であると判断できる．

以上の議論から図 3-12 a および b との間に相似性がないことはダイナミックストールの影響を受けているからであることが分かった．このダイナミックストールの影響に

より  $2/\text{rev}$   $c_l$ の大小関係が決定し、その後、主に  $1/\text{rev}$  周期のチップボルテックスに高調波が重畳することでインフローにも  $2/\text{rev}$  周期の成分が含まれることになり、 $2/\text{rev}$   $\alpha$  が現れることになるので両者に相似性がないことになる。

ダイナミックストールの特性を考慮に入れるとダイナミックストールの程度は大きい順番で  $\text{case iv} > \text{case i} > \text{case iii} > \text{case ii}$  となる。そしてこの大小関係は  $4/\text{rev}$   $F_{z\text{hub}}$ の大小関係とも一致する。上述のように、ダイナミックストールの程度は $\dot{\alpha}(\Psi)$ 、および $\alpha(\Psi)$ の最大値に依存するためである。図 3-10 a および c において $\alpha(\Psi)$ および $\dot{\alpha}(\Psi)$ いずれも上記の振動の大きさの順番と合致する。今回解析を実施した中で振動が最大であった  $\text{case iv}$  (重心位置左舷後方) と最小であった  $\text{case ii}$  (重心位置右舷後方) についてベースライン位置からの各変数の差分に着目して説明する。

#### [case iv]

重心が後方移動することで $\theta$ が増加し、胴体揚力が増加するため、①平均的な $\alpha(\Psi)$ は減少する。また同時に、重心が左舷方向に移動するため $\phi$ も減少する。トリムを保つために TPP を右傾させる必要があり、②負の $\Delta\theta_{1c}$ 入力が必要となる(この結果負の $\Delta\beta_{1s}$ 応答が発生して TPP が右傾する。負の $\Delta\theta_{1c}$ 入力により、同時にノーズアップとなるピッチングモーメントが発生するため $\theta$ が更に増加しようとする。トリム保持のため、TPP を前傾させるために③負の $\Delta\theta_{1s}$  ( $\Psi=90^\circ$ でピッチ角減少、 $\Psi=270^\circ$ でピッチ角増加) 入力が必要となる。この①~③の過程を経て図 3-10 a および c に示される通り、 $\alpha(\Psi)$ の平均値は減少しているものの、 $1/\text{rev}$ の変動の振幅が増加し、結果として $\alpha(\Psi)$ の最大値は微増し、 $\dot{\alpha}(\Psi)$ は増加する。

#### [case ii]

$\text{case iv}$ の時と同様に、重心が後方移動することで $\theta$ が増加し、胴体揚力が増加するため、① $\alpha(\Psi)$ の平均値は減少する。重心が右舷方向に移動するため $\phi$ も増加する。トリムを保つために TPP を左傾させる必要があり、②正の $\Delta\theta_{1c}$ 入力が必要となる(この結果正の $\Delta\beta_{1s}$ 応答が発生して TPP が左傾する。正の $\Delta\theta_{1c}$ 入力により、同時にノーズダウンとなるピッチモーメントが発生するため $\theta$ が減少しようとする。トリム保持のため、TPP を後傾させるために③正の $\Delta\theta_{1s}$  ( $\Psi=90^\circ$ でピッチ角減少、 $\Psi=270^\circ$ でピッチ角増加) 入力が必要となる。この①~③の過程を経て図 3-10 a および c に示される通り、 $\alpha(\Psi)$ の平均値が減少しかつ、 $1/\text{rev}$ の変動の振幅が減少するため、結果として $\alpha(\Psi)$ の最大値と $\dot{\alpha}(\Psi)$ は減少し、ダイナミックストールの度合いは低くなる。

補遺 E では、意図的にダイナミックストールが起きにくい、静的失速角を  $90^\circ$  とした翼型特性を作成して同一の解析を実施した結果を示す。メインロータハブでの  $4/\text{rev}$  振動成分は非常に小さく、機体振動を支配的に決定する  $4/\text{rev } F_{z_{\text{hub}}}$  荷重に関しては図 E-2 c に示されるように 650 N(case i), 350 N(case ii), 550 N(case iii), 530N(case iv) であり、図 3-9 に示される  $4/\text{rev } F_{z_{\text{hub}}}$  荷重の大きさと比較しても 8%~17%程度であり、機体の  $4/\text{rev}$  振動を決定するものはダイナミックストールによるものが支配的であるということが分かった。振動の大小に関する考察もダイナミックストールの程度についての考察によって説明できることになる。

## 第4章 重心移動による影響

第3章ではベースラインヘリコプタである SH-60K において重心位置を変化させたときに機体振動がどう変化するかについて述べた。ここでは、4.1 において 4/rev 振動が特に大きくなる case iv を除いて case i (ベースライン), case iii (ベースラインと振動最小位置の中間位置), case ii (振動最小位置) の3箇所についてメインロータの必要馬力について検討する。

また、4.2 項では機体の固有安定性に重心移動が与える影響について、4.1 項と同じ重心位置3箇所にて検討を実施した。

### 4.1 メインロータに必要パワーに与える影響について

回転翼機のエンジンが消費するパワーについては、大きく分けると3種類挙げる事が出来る。メインロータが回転するときメインロータブレードの翼型に作用する揚力が TPP (チップパスプレーン) に沿って円周運動する方向に対して垂直から後方に傾いているため、揚力の正弦成分に逆らってメインロータを回転し続ける必要が生じる。この時に必要となるパワーをインデューストパワーと呼ぶ。また、同時に翼型に抗力が働いているが、この抗力の余弦成分に対しても同様なことが言える。こちらをプロファイルパワーと呼ぶ。現実にはテールロータでも同様なパワーが必要となるが、ここではメインロータを駆動させるために必要となるパワーのほうが支配的であるためテールロータを駆動するために必要なパワーは議論しない。また、水平巡行時にはその飛行速度  $V_C$  の2乗に比例して増加する胴体に作用する抗力に打ち勝って機体を推進させるパワーが必要であり、これをパラサイトパワーと呼ぶ。一般に、平均的な  $\alpha$  が大きくなる条件ではインデューストパワーもプロファイルパワーもその由来から分かるように大きくなる傾向がある。また、パラサイトパワーについては、速度以外にもその時の機体ピッチ姿勢角で胴体の等価抵抗面積の大きさが変化する影響が現れることになる。

図 4-1 はそれぞれの重心位置において巡航速度がホバリングから 72.0 m/s(140 kt)までの間でメインロータに必要となるパワーを示している。トータルパワーの内訳としてパラサイトパワーとプロファイルパワーとインデューストパワーをそれぞれグレー、オレンジ、ブルーで色分けしている。また図 4-2 は機体のピッチ、およびロール角を、また胴体および水平尾翼に作用する  $-z$  方向の空力荷重、ならびに水平尾翼に作用する  $-z$  方向の空力荷重を示している。

プロファイルパワーおよびインデューストパワーに関してはブレードのピッチアングルの変動が大きく、各ブレードセクションの $\alpha$ 変動が大きいほど増加する。特にホバリング時には case i よりも case ii では 30%、また case iii では 10%それぞれトータルパワーが増加する。これらのホバリング時のパワー増加は case i と比べて大きなデメリットとなる。一方で高速巡航飛行時にはパラサイトパワーおよびプロファイルパワーについて case ii と case iii が case i よりも大きくなるがこれは重心が後方に移動することで大きなピッチ角となるためであり、図 4-2 a, b, および c を比較すると分かる。一方で胴体および水平尾翼に作用する $-z$ 荷重は増加するためメインロータ推力は減少するためインデューストパワーは減少する。この結果として高速巡航飛行時での 3 ケースの重心位置の比較ではホバリング時より差は小さい。トータルパワーの最大値は 3 ケースの重心位置ともに今回解析を実施した最大速度である 72.0m/s での値となるが上述の理由から値の大きさにあまり差がない。従ってメインロータパワーの観点からこれらの重心位置 3 ケースに関しては許容することができる。

図 4-2 において CG がベースライン位置より離れるに従い機体ピッチ/ロール角が大きくなる。最も大きなピッチ角は速度が 10.3m/s あるいは 15.4m/s で到達するが、これはこの時に水平尾翼に作用する $-z$ 荷重が大きく減少するためである。低速時は水平尾翼に作用する $-z$ 荷重は胴体に作用する $-z$ 荷重よりも大きくなる。

この水平尾翼に作用する $-z$ 荷重の減少はメインロータブレードのチップボルテックスと水平尾翼との干渉が原因で発生しているものである。case ii で見られる 23 deg ものピッチ角はパイロットにとって許容できないものである。ここで、巡航飛行速度が大きければ胴体に働く $-z$ 荷重は水平尾翼に働く $-z$ 荷重よりも大きくなる。先述の通り、胴体に作用する $-z$ 荷重はメインロータの推力を低下させるためインデューストパワーを低下させることになる。

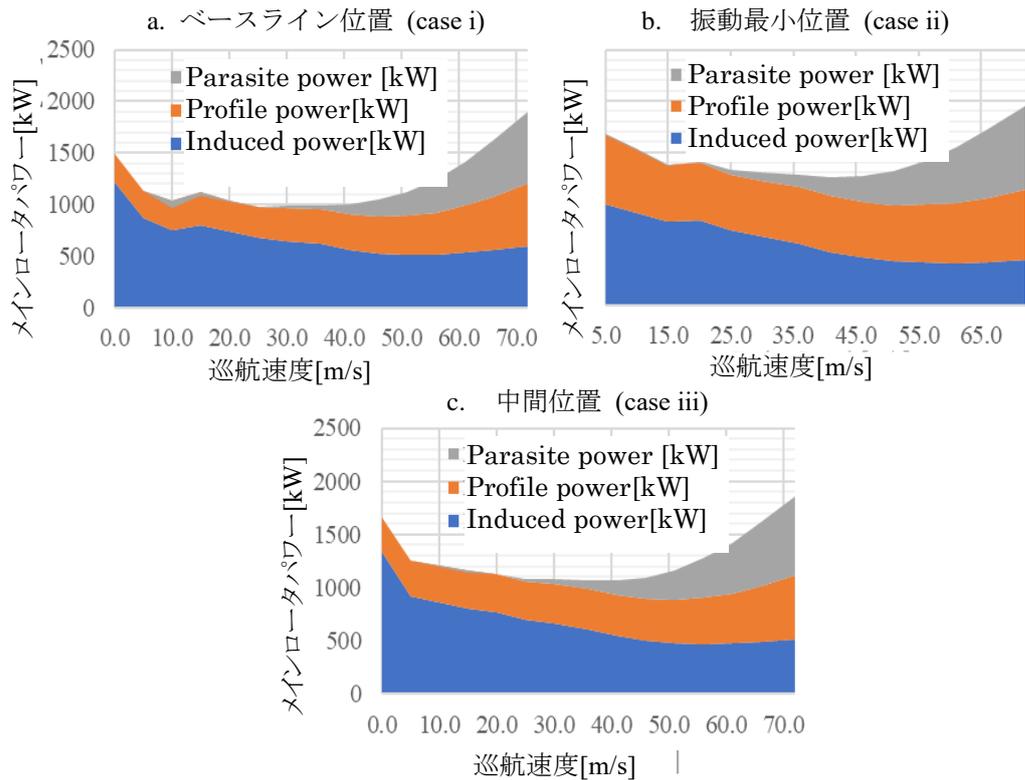


図 4-1 3つの重心位置におけるメインロータの必要パワー

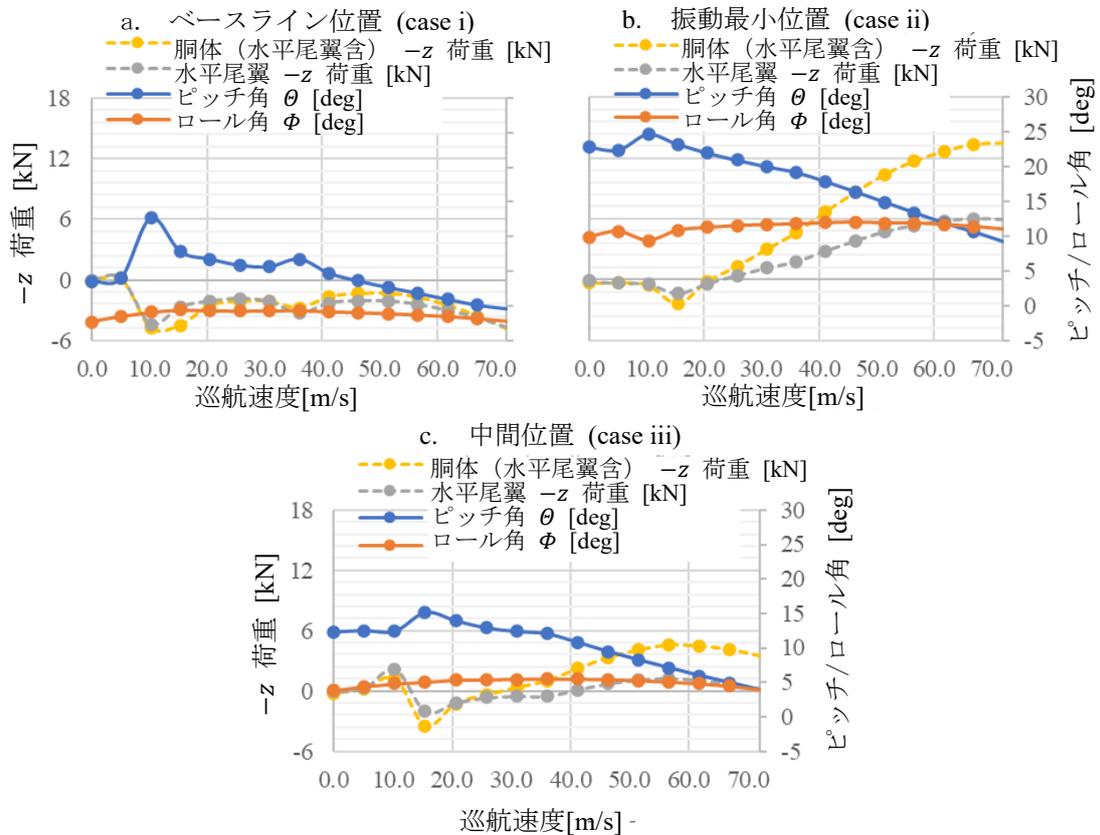


図 4-2 機体ピッチ/ロール角および胴体 (水平尾翼含) /水平尾翼-z荷重

## 4.2 固有安定性に与える影響について

第 3 章で示したように、重心の移動により振動が低減することは解析的に検証されたが、一般に回転翼機の重心位置はメインロータシャフト直下付近で設計されることが多いため重心位置を移動させることにより安定性に対する影響が懸念される。本論文では CAMRAD II でのトリム解析結果を用いて安定性解析を実施することとした。

### 4.2.1 解析を実施したケース

これまで、重心移動による機体振動やメインロータパワーへの影響を解析により検討してきたが、機体の安定性に及ぼす影響についても検討を実施する必要がある。これまで同様、対象とする機体は SH-60K であり、重心位置は図 4-3 に示す case i (ベースライン位置) :  $[x, y] = [0.0 \text{ m}, 0.0 \text{ m}]$ , case ii (振動最小位置近傍の重心位置が最も離れた場所) :  $[x, y] = [-1.68 \text{ m}, 0.912 \text{ m}]$ , case iii (ベースラインと case ii の中間位置) :  $[x, y] = [-0.760 \text{ m}, 0.456 \text{ m}]$  において検討を実施した。いずれの重心位置においても機体の巡航速度は 0.0, 30.9, 及び 61.7 m/s (それぞれ 0, 60, 120 kt) の 3 ケースで検討を実施した。

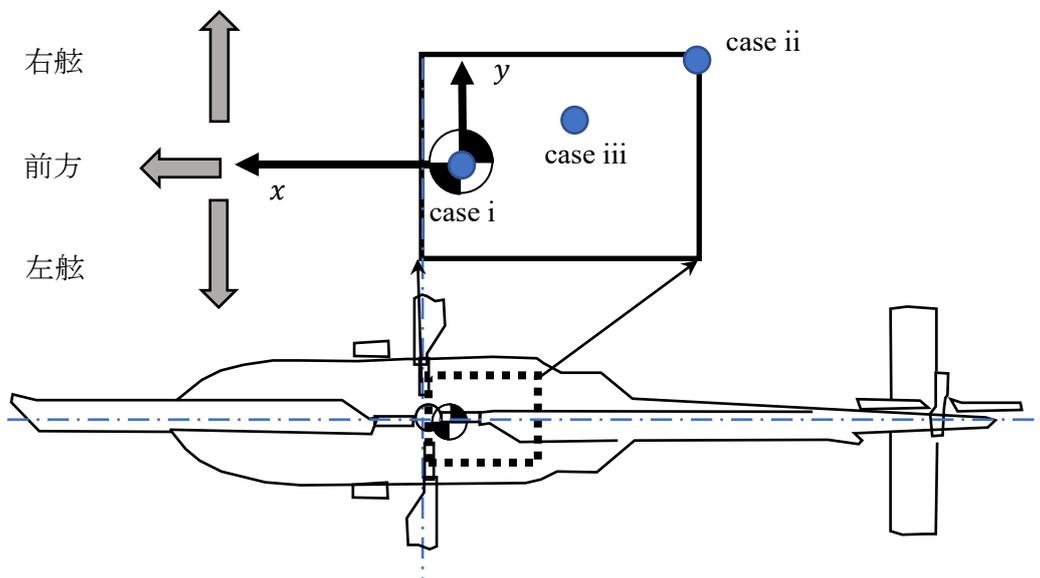


図 4-3 解析対象での CG 位置

#### 4.2.2 運動方程式と線形化

機体の重心の並進及び重心周りの回転の運動方程式<sup>[41]</sup>は式(3-3)で既に示したが、ここでは重心位置に作用する荷重およびモーメントは  $4/rev$  成分ではなく、 $X, Y, Z, L, M, N$  と書き換える。また、簡単のため  $x-z$  平面に対して胴体構造は対称であると仮定すると  $I_{xy} = I_{yz} = 0$  となる。また、オイラー角と機体レートとの関係式を考慮し機体重心位置における速度、レート及びオイラー角の時間微分項を表記すると式(4-1)のように記載することができる。

$$\begin{aligned}
 \dot{u} &= -(wq - vr) + \frac{X}{m} - g \sin \theta \\
 \dot{v} &= -(ur - wp) + \frac{Y}{m} + g \cos \theta \sin \phi \\
 \dot{w} &= -(vp - uq) + \frac{Z}{m} + g \cos \theta \cos \phi \\
 \dot{p} &= \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} qr + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} (\dot{r} + pq) + \frac{L}{I_{xx}} \\
 \dot{q} &= \frac{(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} rp + \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (r^2 - p^2) + \frac{M}{I_{yy}} \\
 \dot{r} &= \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} pq + \frac{I_{xz}}{I_{zz}} (\dot{p} + qr) + \frac{N}{I_{zz}} \\
 \dot{\phi} &= p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\
 \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\
 \dot{\psi} &= q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta
 \end{aligned} \tag{4-1}$$

ヨー角  $\psi$  は機体に働く空気力、重力に対して影響を及ぼさないため、(4-1)式のうち9番目の式については省いた形で検討を進められる。ベクトル  $\vec{x} = [u, v, w, p, q, r, \theta, \phi]^T$  とすると各解析評価点でのトリム点近傍で微小擾乱  $\Delta \vec{x}$  に対して式(4-1)を線形化することができるため、

$$\Delta \dot{\vec{x}} = \mathbf{A} \Delta \vec{x} \tag{4-2}$$

と表記することができる。この結果、微小擾乱  $\Delta \vec{x}$  を与えた後の機体の重心位置に働く荷重やモーメントに対して  $X$  を例に挙げると、

$$X = X_e + \frac{\partial X}{\partial u} \Delta u + \frac{\partial X}{\partial v} \Delta v + \cdots \frac{\partial X}{\partial \theta} \Delta \theta \quad (4-3)$$

と線形化された成分が支配的であると考え、また式(4-3)の各項を式(4-4)と記載することにする。

$$X_i = \frac{\partial X}{\partial i}, \quad (i = u, v, w, p, q, r, \theta, \Phi) \quad (4-4)$$

ここで更に $L_i$ ,  $N_i$  については式(4-5)を導入する。

$$\begin{aligned} L'_i &= \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2} L_i + \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2} N_i \\ N'_i &= \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2} L_i + \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2} N_i \end{aligned} \quad (i = u, v, w, p, q, r) \quad (4-5)$$

式(4-3)~(4-5)を用いて式(4-2)中におけるマトリックス  $\mathbf{A}$  を表記すると、式(4-6)のよう書くことができる<sup>[52]</sup>。

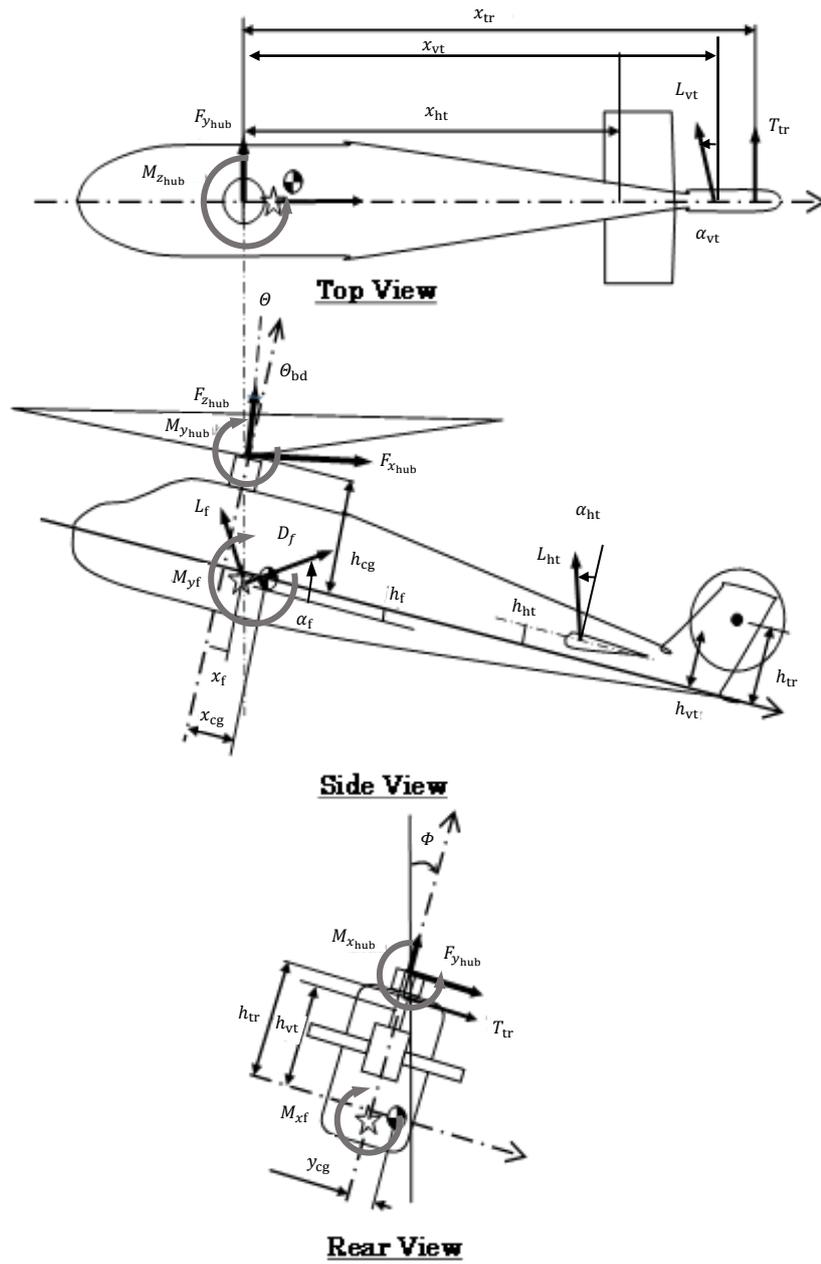
$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_v}{m} & \frac{X_w}{m} & \frac{X_p}{m} & \frac{X_q}{m} - W_e & \frac{X_r}{m} + V_e & \frac{X_\theta}{m} - g \cos \theta_e & 0 \\ \frac{Y_u}{m} & \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_w}{m} & \frac{Y_p}{m} + W_e & \frac{Y_q}{m} & \frac{Y_r}{m} - U_e & \frac{Y_\theta}{m} - g \sin \theta_e \sin \Phi_e & g \cos \theta_e \cos \Phi_e \\ \frac{Z_u}{m} & \frac{Z_v}{m} & \frac{Z_w}{m} & \frac{Z_p}{m} - V_e & \frac{Z_q}{m} - U_e & \frac{Z_r}{m} & \frac{Z_\theta}{m} - g \sin \theta_e \cos \Phi_e & -g \cos \theta_e \sin \Phi_e \\ L'_u & L'_v & L'_w & L'_p & L'_q & L'_r & 0 & 0 \\ \frac{M_u}{I_{yy}} & \frac{M_v}{I_{yy}} & \frac{M_w}{I_{yy}} & \frac{M_p}{I_{yy}} & \frac{M_q}{I_{yy}} & \frac{M_r}{I_{yy}} & 0 & 0 \\ N'_u & N'_v & N'_w & N'_p & N'_q & N'_r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cos \Phi_e & -\sin \Phi_e & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \sin \Phi_e \tan \theta_e & \cos \Phi_e \tan \theta_e & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4-6)$$

機体はトリム状態であり、 $P_e = Q_e = R_e = 0$  rad/s であることを考慮している。

### 4.2.3 重心位置に働く荷重

4.2.2 項で導出したマトリックス  $\mathbf{A}$  を求めるために、まず安定性解析を実施する条件でのトリム解析を実施する。メインロータ、テールロータ、胴体に働く荷重とモーメント、及び水平/垂直安定板に働く荷重を用いて、機体重心位置に働く荷重、モーメントを数値解析により求め、式 (4-6)中のトリム姿勢角を求める。これは第2章にて実施した CAMRAD II での解析結果をそのまま使用することができる。CAMRAD II を用いた解析では、ブレードをスパン方向の翼素に分割し、翼素へのインフロー、空力荷重を自由後流モデル(Free Wake Model) により算出した。さらに、翼素に働く空力荷重を積算し、ブレードに働く空力荷重とした。この際、ブレードがフラッピング運動をすることによるインフロー成分も考慮する。このため後述するように、微小擾乱が入力された際の翼素への流入速度には、フラッピング運動の変化による流入速度の変化も加えられる。また、胴体や水平/垂直安定板に働く空気力にはメインロータの後流による影響も加味されている。メインロータ、及びテールロータに働く荷重、モーメントは指定した分割での翼素に働く荷重を積算した上でメインロータブレード 1 回転の平均値を求めている。図 4-4 に胴体に作用するこれらの荷重、及びモーメントを図示する。図 4-4 で図示される荷重を用いると機体重心位置に働く荷重及びモーメントは式(4-7)のように書くことができる。

$$\begin{aligned}
 X &= -F_{x_{\text{hub}}} \cos \theta_{\text{bd}} + F_{z_{\text{hub}}} \sin \theta_{\text{bd}} + L_f \sin \alpha_f - D_f \cos \alpha_f + L_{\text{ht}} \sin \alpha_{\text{ht}} + L_{\text{vt}} \sin \alpha_{\text{vt}} \\
 Y &= F_{y_{\text{hub}}} + T_{\text{tr}} + L_{\text{vt}} \cos \alpha_{\text{vt}} \\
 Z &= -F_{z_{\text{hub}}} \cos \theta_{\text{bd}} - F_{x_{\text{hub}}} \sin \theta_{\text{bd}} - L_f \cos \alpha_f - L_{\text{ht}} \cos \alpha_{\text{ht}} \\
 L &= -M_{x_{\text{hub}}} \cos \theta_{\text{bd}} + M_{x_f} + M_{z_{\text{hub}}} \sin \theta_{\text{bd}} + (F_{z_{\text{hub}}} \cos \theta_{\text{bd}} y_{\text{cg}} + F_{x_{\text{hub}}} \sin \theta_{\text{bd}} y_{\text{cg}}) y_{\text{cg}} \\
 &\quad + F_{y_{\text{hub}}} h_{\text{cg}} + T_{\text{tr}} h_{\text{tr}} + L_{\text{ht}} \cos \alpha_{\text{ht}} y_{\text{cg}} + L_{\text{vt}} \cos \alpha_{\text{vt}} h_{\text{vt}} \\
 M &= M_{y_{\text{hub}}} + M_{y_f} + (F_{z_{\text{hub}}} \cos \theta_{\text{bd}} + F_{x_{\text{hub}}} \sin \theta_{\text{bd}}) x_{\text{cg}} + (F_{x_{\text{hub}}} \cos \theta_{\text{bd}} - F_{z_{\text{hub}}} \sin \theta_{\text{bd}}) h_{\text{cg}} \\
 &\quad - L_{\text{ht}} \cos \alpha_{\text{ht}} (x_{\text{ht}} - x_{\text{cg}}) - L_{\text{ht}} \sin \alpha_{\text{ht}} h_{\text{ht}} + (L_f \cos \alpha_f + D_f \sin \alpha_f) (x_{\text{cg}} - x_f) + (L_f \sin \alpha_f - D_f \cos \alpha_f) h_f \\
 N &= -M_{z_{\text{hub}}} \cos \theta_{\text{bd}} - M_{x_{\text{hub}}} \sin \theta_{\text{bd}} + F_{y_{\text{hub}}} x_{\text{cg}} - T_{\text{tr}} (x_{\text{tr}} - x_{\text{cg}}) \\
 &\quad - L_{\text{vt}} \cos \alpha_{\text{vt}} (x_{\text{vt}} - x_{\text{cg}}) + (F_{z_{\text{hub}}} \sin \theta_{\text{bd}} - F_{x_{\text{hub}}} \cos \theta_{\text{bd}}) y_{\text{cg}}
 \end{aligned} \tag{4-7}$$



⊕ CG

☆ 胴体に働く空力作用点

図 4-4 機体に作用する荷重

ここで、微小擾乱 $\Delta\vec{x} = [\Delta u, \Delta v, \Delta w, \Delta p, \Delta q, \Delta r, \Delta\theta, \Delta\Phi]^T$ に対する荷重，モーメントの増加量は大きく3つに分けて下記のように算出した。

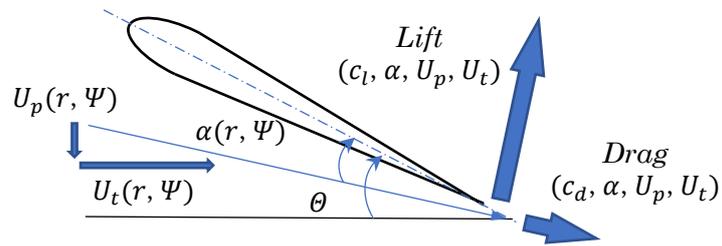
i)           メインロータ荷重( $F_{x_{hub}}, F_{y_{hub}}, F_{z_{hub}}, M_{x_{hub}}, M_{y_{hub}}, M_{z_{hub}}$ )

トリム状態での CAMRAD II の解析結果に含まれる，アジマス角毎の各翼素の $\alpha(r, \Psi)$ ， $c_l(r, \Psi)$ ， $c_d(r, \Psi)$  を用いる．微小擾乱が入力された際の翼素への流入速度は，微小擾乱による変化量 $\Delta U_p(r, \Psi)$ 及び $\Delta U_t(r, \Psi)$ をトリム点での値に足し合わせて，式(4-8)に示すように，

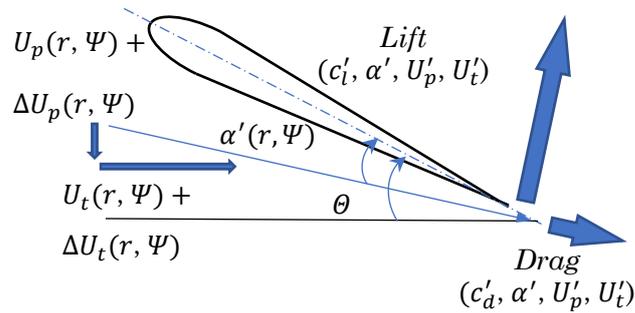
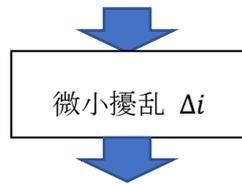
$$\begin{aligned} U'_p(r, \Psi) &= U_p(r, \Psi) + \Delta U_p(r, \Psi) \\ U'_t(r, \Psi) &= U_t(r, \Psi) + \Delta U_t(r, \Psi) \end{aligned} \quad (4-8)$$

で得られる．これらを下に得られる $\alpha'(r, \Psi)$ ， $c'_l(r, \Psi)$ ， $c'_d(r, \Psi)$  を使用して翼素に働く揚力，抗力，さらにはメインロータ荷重，およびモーメントを算出する．ブレードはリードラグ方向にも運動の自由度を持つが実際にはリードラグダンパによりその角度変化量は小さく，本4.2項では考慮しなかった．図4-5に翼型断面への流入速度，働く揚力，抗力を図示する．翼素に働くピッチングモーメントについては，CAMRADIIによってトリム条件を求める際は考慮した．一方で，安定微係数を求める際には，微小擾乱によるピッチングモーメントの変化がメインロータ荷重に与える影響は十分に小さいため無視した．

CAMRAD II では，ダイナミックストールが考慮されるため，図4-6に模式的に示す様に，ブレードが1回転する際において $\alpha$ に対して一意の $c_l$ ， $c_d$ の値とならない場合がある．微小擾乱を考え，その値を0に近づけて行った極限として安定微係数を求めるが，微小擾乱の符号によって安定微係数が一致しない可能性がある．そこで，本解析では，トリム解析で得られた，ロータ半径位置 $r$ での $c_l(r, \Psi)$ を $\alpha$ に対して線形で最小2乗近似した関係式を，また， $c_d(r, \Psi)$ については2次関数で最小2乗近似した関係式を近似的に用い，上記の問題を回避した．図4-6において橙色の線が，上記近似式を模式的に示したものである．



トリム状態



微小擾乱入力時

図 4-5 メインロータブレード翼素断面

ii) テールロータ推力荷重 ( $T_{tr}$ )

本論文における CAMRAD II による解析において、テールロータは  $T_{tr}$  のみを発生するリジッドロータとしてモデル化している。また、同解析において、メインロータ後流の  $T_{tr}$  への影響は考慮されている。一方、本安定性解析において微小擾乱による  $T_{tr}$  の変

化は、機体重心の並進運動、重心周りの機体の回転運動によるテールロータ回転面中央位置での流入速度の変化のみをテールロータ翼素での流入速度変化分として考慮した。ここで、微小擾乱によるメインロータ後流の変化の効果は無視している。

iii) 胴体荷重、及び水平/垂直安定板荷重( $L_f, D_f, M_{yf}, L_{ht}, L_{vt}$ )

本論文における CAMRAD II による解析において、メインロータ後流の  $L_f, D_f, M_{yf}, L_{ht}, L_{vt}$  への影響は考慮されている。一方、本安定性解析において微小擾乱によるこれらの変化は、機体重心の並進運動、重心周りの機体の回転運動による胴体空力荷重作用点、水平/垂直安定板の空力荷重作用点での流入速度の変化のみをそれぞれの空力荷重作用点での流入速度変化分として考慮した。ここで、微小擾乱によるメインロータ後流の変化の効果は無視している。

上記 i)~iii)の方法で式(4-3)に記載された荷重の増加量を求めることができる。結果として式(4-4)で示された安定微係数の値を算出し、式(4-2)および式(4-6)に示されたマトリックス  $\mathbf{A}$  を求めることができる。

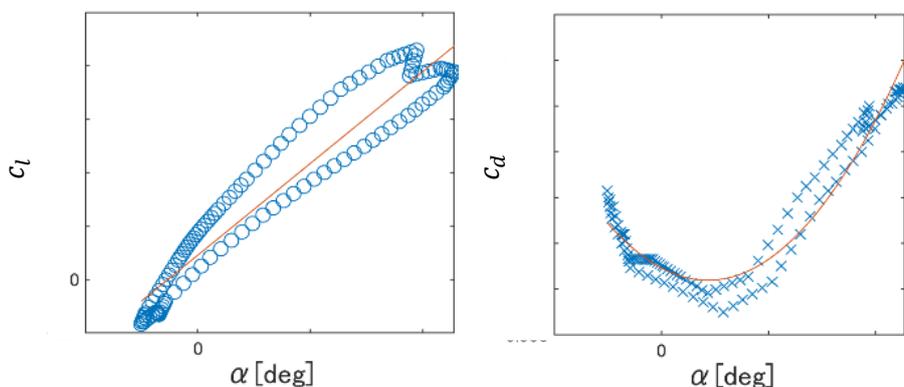


図 4-6  $c_l(r, \Psi), c_d(r, \Psi)$  の  $\alpha$  での近似式 (模式図)

微小擾乱入力時のメインロータ荷重の数値解析について補遺 D に示す。

#### 4.2.4 安定性解析結果

4.2.1 項で示した重心位置 case i~case iii について、巡航速度 0.0, 30.9, 61.7 m/s (0, 60, 120kt)でのトリム条件において、式(4-2)および式(4-6)におけるマトリックス  $\mathbf{A}$  の各成分を求めた。

マトリックス $\mathbf{A}$ について、各ケースにつき 8 個の固有値とそれぞれに対応する固有ベクトル（モード形）が得られた。全ての解析条件において、2 組の共役複素数解と 4 つの実数解の固有値が得られた。解析対象とした重心位置、巡航速度に依らず、本解析機体の固有運動は、2 種類の振動運動、4 種類の非振動運動とからなる。

ここでは 1 例として重心位置 case i の巡航速度 0.0 m/sでのモード形を第 4-7 図に示す。図 4-7 は、凡例に色分けされて示されている固有ベクトルの実数成分（横軸）、虚数成分（縦軸）を矢印として示したポーラーチャートである。ここで、速度  $u, v, w$  は[m/s], 角速度  $p, q, r$  及び角度  $\theta, \phi$  はそれぞれ[deg/s]及び[deg]での表示となっている。4 種類の非振動モードについては固有ベクトルが全て実数となるためそれぞれの成分間に位相差がなく、全て横軸上にプロットされている。矢印の大きな成分がそのモード形を特徴づけており、それぞれロールモード、ピッチモード、沈下モード、旋回モードと判断できる。2 種類の振動モードについては  $v, p, \phi$  が大きく、横方向のフゴイドモードととらえることができる。そのうち 1 つのモードは縦方向の速度  $u$  が  $v$  と同程度の大きさでかつ位相差がなく存在しており  $x$ - $y$  平面上斜め方向に運動しているモードである。このモードを横フゴイドモード（前後並進運動あり）とし、他方を縦フゴイドモードとする。

図 4-8 に、各モードについて各巡航速度、各重心位置での固有値実部の変化を示している。巡航速度、固有値実部の値が、それぞれ横軸、縦軸の値であり、重心位置がパラメータある。ロールモード、ピッチモード、及び沈下モードについては重心位置による差は僅かであり、固有値実部の値は負であり重心位置、及び巡航速度によらず運動は安定である。ただし、巡航速度が上昇するに従いロールモード、ピッチモードは減衰がやや遅くなる傾向を示し、沈下モードについてはその逆で、減衰が速くなる傾向にある。また、同様に非振動モードの旋回降下モードについてはホバリングにおいては重心位置による差がないが、巡航速度が増加するに従い重心位置 case iii および case ii において固有値実部の値は正となり運動が発散する。

図 4-9 においては、振動モード、すなわち横フゴイドモードと縦フゴイドモード（前

後並進運動あり) について、各重心位置での巡航速度に対する固有値の変化を示している。グラフの横軸は固有値実部の値であり 0 を超えた右半面が不安定側であり、縦軸は固有値虚部の値であり振動の角振動数を表している。横フゴイドモードでは重心位置 case i では巡航速度に依らず実部の値が正であり、不安定な運動である。巡航速度が増加するに従って、運動の発散は遅く、角振動数は大きくなる。重心位置 case iii 及び case ii ではいずれの場合も、巡航速度の上昇に伴い大きく安定側、低角振動数側へと変化する。巡航速度が 61.7m/s の時は、重心位置 case iii, case ii のいずれの場合も、本モードは安定である。巡航速度 30.9m/s の時は、重心位置 case ii の場合は安定であるが、重心位置 case iii の場合は運動が発散する。

横フゴイドモード(前後並進運動あり)はホバリング時、重心位置に依らず、中立安定に近い。重心位置 case i 及び case iii ではホバリングから巡航速度が上昇する際、安定側、低角振動数側になり、さらに巡航速度が増加すると不安定側へと移動する。巡航速度が 61.7m/s の時、重心位置 case i 及び case iii で運動が発散する。重心位置 case ii の場合、ホバリングから巡航速度が上昇すると、不安定側、高角振動数側に移動する。ただし、巡航速度が 30.9 m/s でも 61.7 m/s でも固有値はほぼ等しい。

図 4-8, 図 4-9 に示される様に、非振動モードである旋回モード、沈下モードにおける  $\lambda$  の値、および振動モードである横フゴイドモード、横フゴイドモード(前後並進運動あり)における  $\lambda$ ,  $\omega$  は、ホバリングにおいては重心位置が変化してもおおよそ同一の値となっている。一方、前進飛行において、これらの値は重心位置に強く依存している。これは以下の様に説明できる。ホバリング、前進飛行において重心位置が変わっても、モーメントに関する安定微係数は、ほとんど変化しない。これは、本機ロータのバネ乗数が小さく、ロータブレードから胴体に伝達するモーメントが小さいためである。一方、重心位置変化による荷重に関する安定微係数の変化は、ホバリングでは小さく前進飛行で大きい。これは前進飛行においては、ロータだけでなく胴体、スタビレータでも大きな空気力を発生し、重心位置の変化、すなわちトリム状態の変化によって、ロータの発生する空気力が大きく変わるためである。以上の事実が、ホバリングと前進飛行での、重心位置変化の旋回モード、および沈下モードの  $\lambda$  への影響、および横フゴイドモード、横フゴイドモード(前後並進運動あり)における  $\lambda$ ,  $\omega$  への影響の差の原因である。

一方、前進飛行では重心移動による機体のピッチ角の違いにより胴体、及びスタビレータに働く揚力に差が生じる。巡航速度が増加するにつれてこれらの揚力が増大する。

これらの揚力が大きくなるとメインロータ推力が減少するので、前進飛行時には重心位置によって非振動モードの $\lambda$ 、また振動モードの $\lambda$ 、 $\omega$ の値が異なる。

重心位置 case ii については、図 4-8 に示す巡航速度 30.9m/s、61.7m/sにおいて旋回モードが発散する。重心位置 case iii でも発散することは同様であるが、重心位置 case iii よりも重心位置 case ii で発散速度が大きい。このことが、重心位置 case iii は運用上許容され重心位置 case ii は許容されていないことに対応する可能性がある。

一方、重心位置 case i だけでなく重心位置 case iii は運用上許容されているため、重心位置 case iii で旋回モード、及び横フゴイドモード（縦運動あり）が不安定となることに対しても既存の SAS で対応できると考えられる。重心位置 case ii においても既存の SAS をそのままの状態、あるいはまだ余裕のあるサーボのゲイン等パラメータ調整の結果、重心位置 case iii と同様に安全に運用できる可能性はあると考えられる。3.2 項より重心を重心位置 case iii と case ii との間に置くことで、最大で 60%の振動低減が可能となる。なお、安定性解析とは別に機体の機動性などの検証に際しては ADS 33<sup>[53]</sup>に従った検証を別途実施する必要がある。

また、4.1 において、重心位置 case i から case iii まではメインロータパワーの増加がほとんどなく、重心位置 case ii になると低速域において、特にホバリングの際には 2 割ほど必要パワーが増加する結果が示されている。重心移動により得られる振動低減はホバリング時のパワー増加とのトレードオフになる。

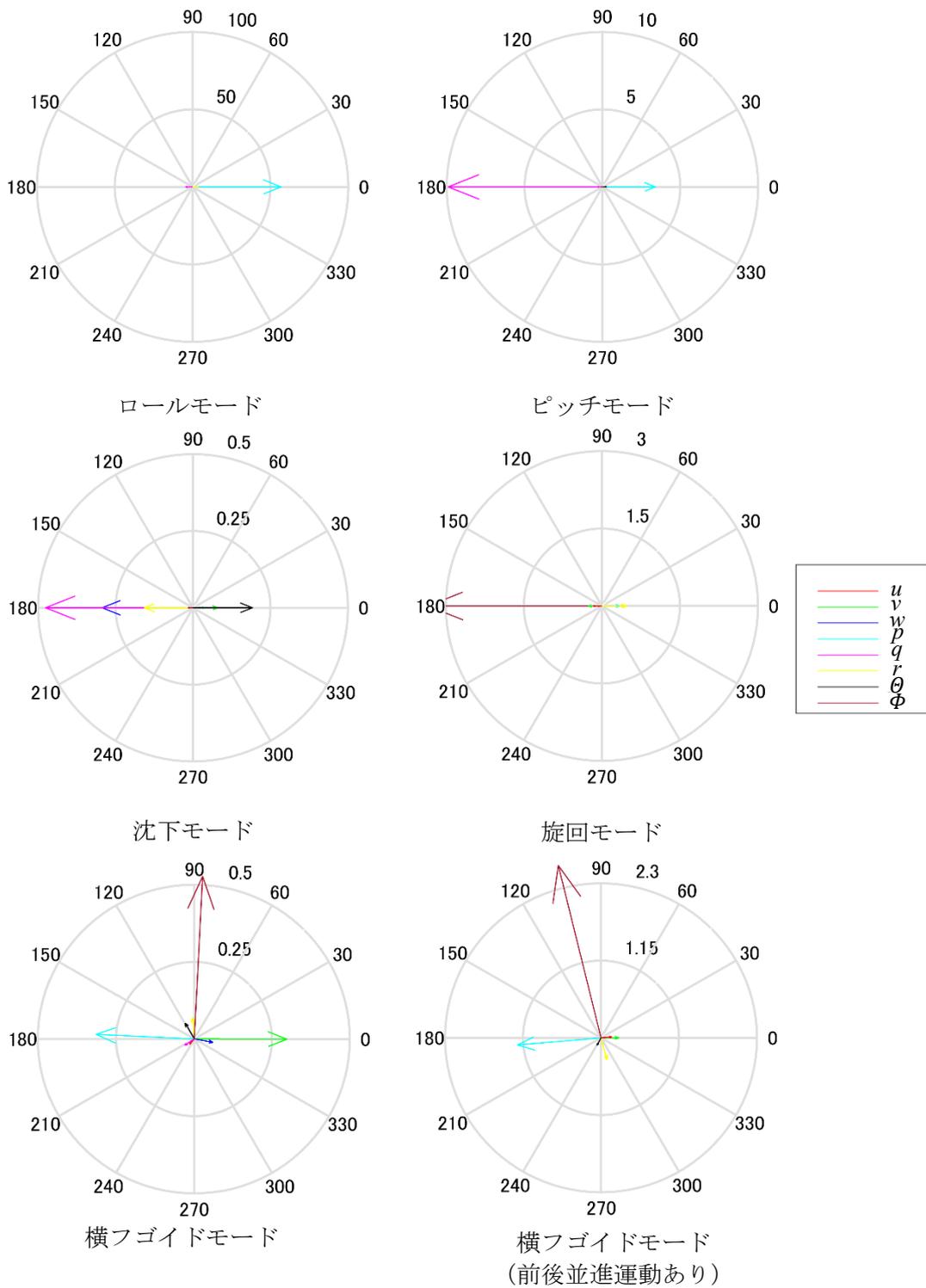


図 4-7 モード形ポラーチャート(重心位置 case i, 前進速度は 0.0m/s)  
 半径方向の数値の単位は m/s, deg あるいは deg/s. また, 周方向の数値の単位は deg.

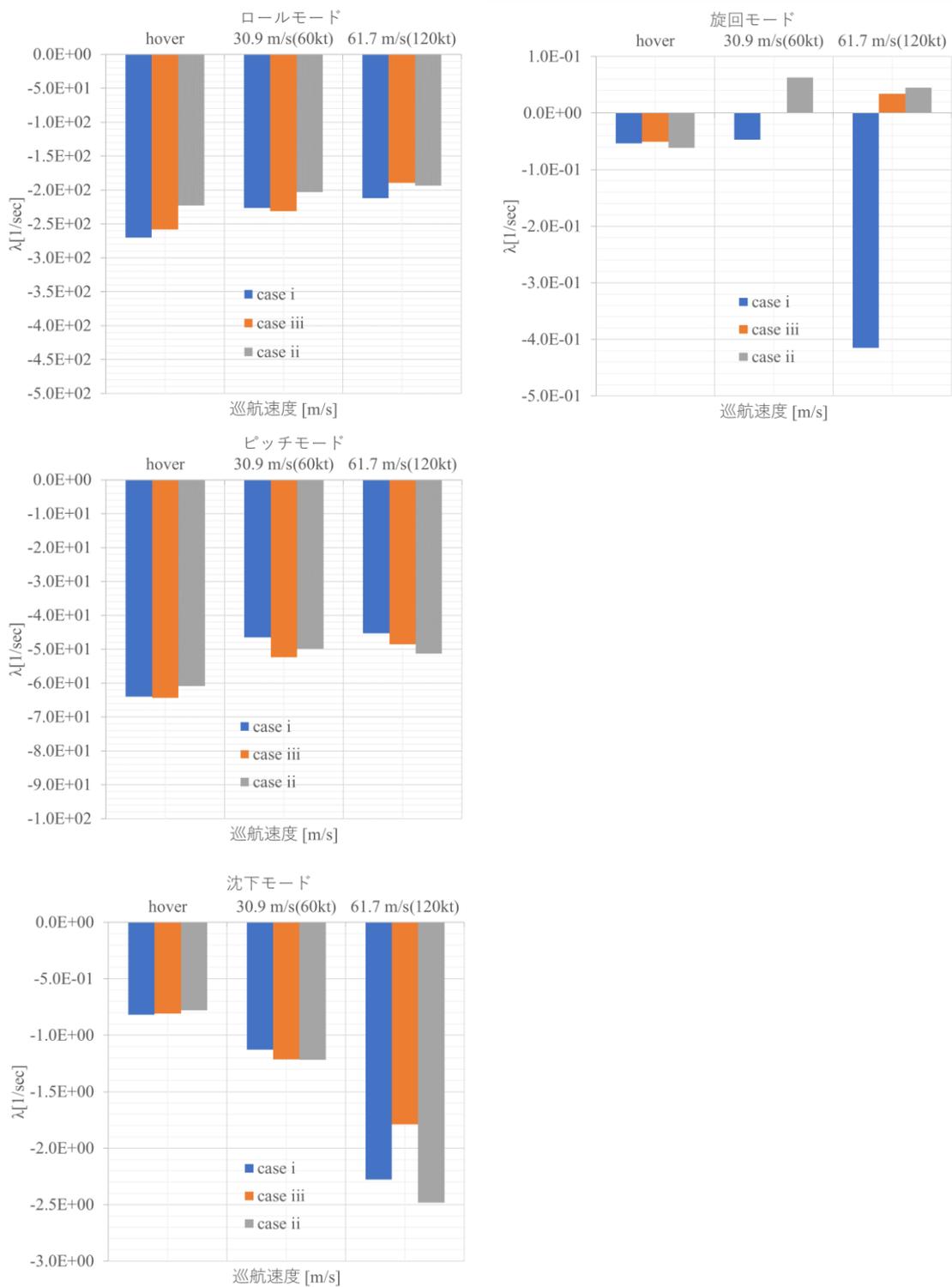


図 4-8 重心位置の違いによる固有値実部の変化

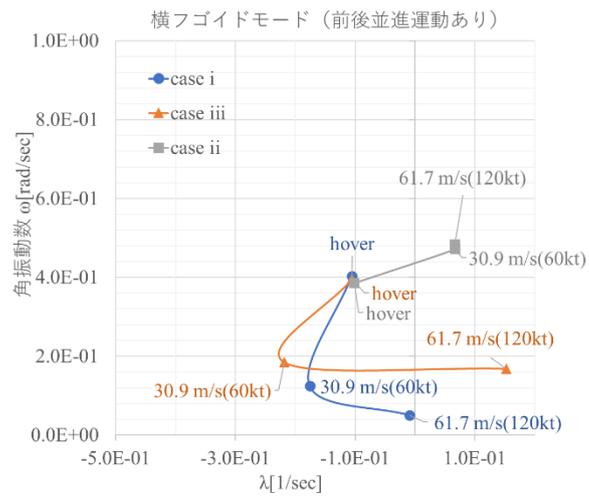
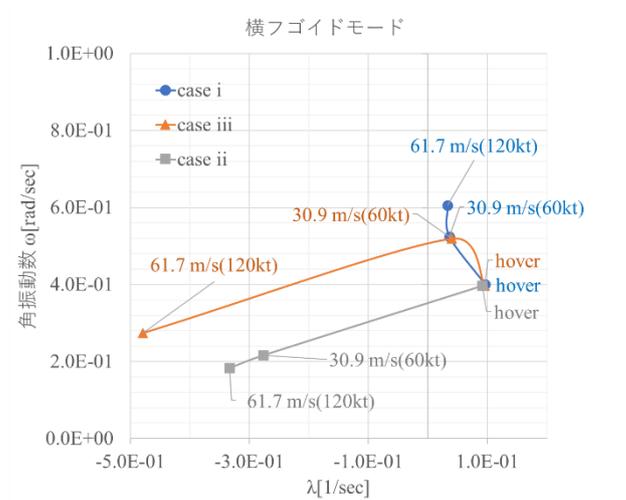


図 4-9 各重心位置での複素数固有値の変化

## 第5章 重心移動の代替案に関する考察

これまで、SH-60Kにおける重心位置を通常的位置からオフセットすることにより、4/rev 振動荷重の低減ができることを解析的に検証した。通常的位置での振動に対して大きく右舷後方に重心移動させると60%、またその中間に相当する重心位置ではメインロータ必要馬力にほぼ影響を生じさせることなく20%の振動低減効果があることが示された。

ところが一方で、重心をメインロータシャフトの直下より大きく動かすことに関しては複数の懸念事項が挙げられる。その1つめは安定性の問題である。SH-60Kにおいては2つのモードに関して重心位置の移動量に応じてより発散傾向を示すようになるが上記の2つの位置の中間となる重心位置は重心の制限範囲内である。もう1つ懸念されることは横方向に必要な重心移動が難しいことである。

特に横方向の重心移動に関しては回転翼機の胴体形状が縦方向に長細いこともあり搭載装備品の移動による実現が難しい。また、着陸状態からホバリングへ移行する際に重心移動方向とは逆方向へのサイクリック操舵を入力しながらコレクティブ操作をする必要があるため、サイクリック操舵余裕が少なくなる傾向にある。さらに、主脚が地面より離れる際に機体のロール運動が発生するため、一時的に片脚状態となりダイナミックロールオーバに陥らないように注意する必要がある。

ホバリング時には4/rev 振動荷重は小さいので重心移動のメリットが小さいこと、また上記ダイナミックロールオーバの懸念もあることから横方向の重心位置は可動式であることが理想的である。しかしながら機内装備品の移動により重心位置を横方向に可動式とすることは単独では実現が難しい。そこで、代替手法としてメインロータシャフトを右へ傾けることを提案する。シャフトを含むメインギアボックスが胴体取付部において、4本のストラットで吊架されてストラットの伸縮により振動絶縁する様式はADVC(active damper for vibration control)<sup>[54]</sup>として提案されている例がある。アクチュエータのストロークが大きければメインロータシャフトを傾けることも可能となる。このことにより、重心位置はシャフトから相対的に右方向に位置することとなり、重心位置を右方向へ移動させることと等価となる。一方で、縦方向については重心位置を可動式にする必要はないものの、ベースライン位置からの重心移動量は少なくなるほうが望ましい。そのためにスタビレータ舵角を負として重心が後方に移動することによるメインロ

ータハブ中央位置におけるピッチングモーメント増加を模擬することを提案する。検討対象はこれまでと同一の中型ヘリコプタ SH-60K（機体質量 $m=9,979$  [kg]）とし、 $61.7\text{m/s}(120\text{kt})$ 巡航時におけるトリム解析を CAMRAD II により行い、メインロータハブに働く  $4/\text{rev}$  振動荷重を算出した。決められたシャフト右傾角、及びスタビレータ迎角を機体のコンフィグレーションとした条件で同一の重心範囲でのトリム解析を実施しそれらを比較することで各々の代替手法が有効であるかどうかを検討した。5.1, 5.2 項において振動に対するシャフトの傾き、およびスタビレータの負の取付角の効果を評価するために、まず重心移動のみの場合の解析結果を示す。3.2 項で示されている通り、パイロット座席における  $4/\text{rev}$  加速度は $z$ -方向成分が支配的であり、機体の振動は  $4/\text{rev}$   $F_z$  振動荷重により決定づけられることが分かっており、これらの値はそれぞれ図 2-5 c, 図 3-2 c に示されている。また、考察のために機体姿勢角とスタビレータ及び胴体に作用する  $F_z$  荷重については図 2-3, 図 2-4 に示されている。

重心を移動させることが機体のトリム状態に変化を与えることで、結果的に  $4/\text{rev}$  振動が変化する。メインロータシャフトから重心位置が離れることによりメインロータハブ中央にインプレーンモーメントが働く作用に注目すると重心移動の代替手法は

- ①メインロータシャフトの傾斜角変更
- ②スタビレータの取付角変更

の 2 種類を考えることができる。このうち、①は重心の前後、左右両方向への移動に対しての対応可能性がある。しかし、縦方向の重心移動に関してはメインロータハブ中央により大きなモーメントを作用させることによるトリム状態への影響だけでなく、機体ピッチ姿勢角が増加し胴体揚力が増加しメインロータ推力が減少することによる  $4/\text{rev}$  振動荷重の低減効果が大きい。このため、メインロータシャフトを後方に傾斜させた際、水平飛行中のトリムピッチ姿勢角は減少し胴体及びスタビレータの揚力が減少するためロータ推力が増加し、振動低減の効果は相殺されてしまうことが予測される。ロータ推力の大きさと  $4/\text{rev}$  振動の大きさとの関係を確認するため、図 5-1 に機体質量をベースラインから 10%低下させたとき ( $m=8,981$ [kg]) の解析結果を示す。トリム時のピッチ角が減少してしまうため胴体に働く揚力が減少してしまうことからメインロータの推力の減少量も 10%を下回ることになるが、 $4/\text{rev}$   $F_{z_{\text{hub}}}$  は 10%程度減少している。そこで、横方向の重心移動の代替手段として①を、また縦方向の代替手段として②の効果を解析により検証する。

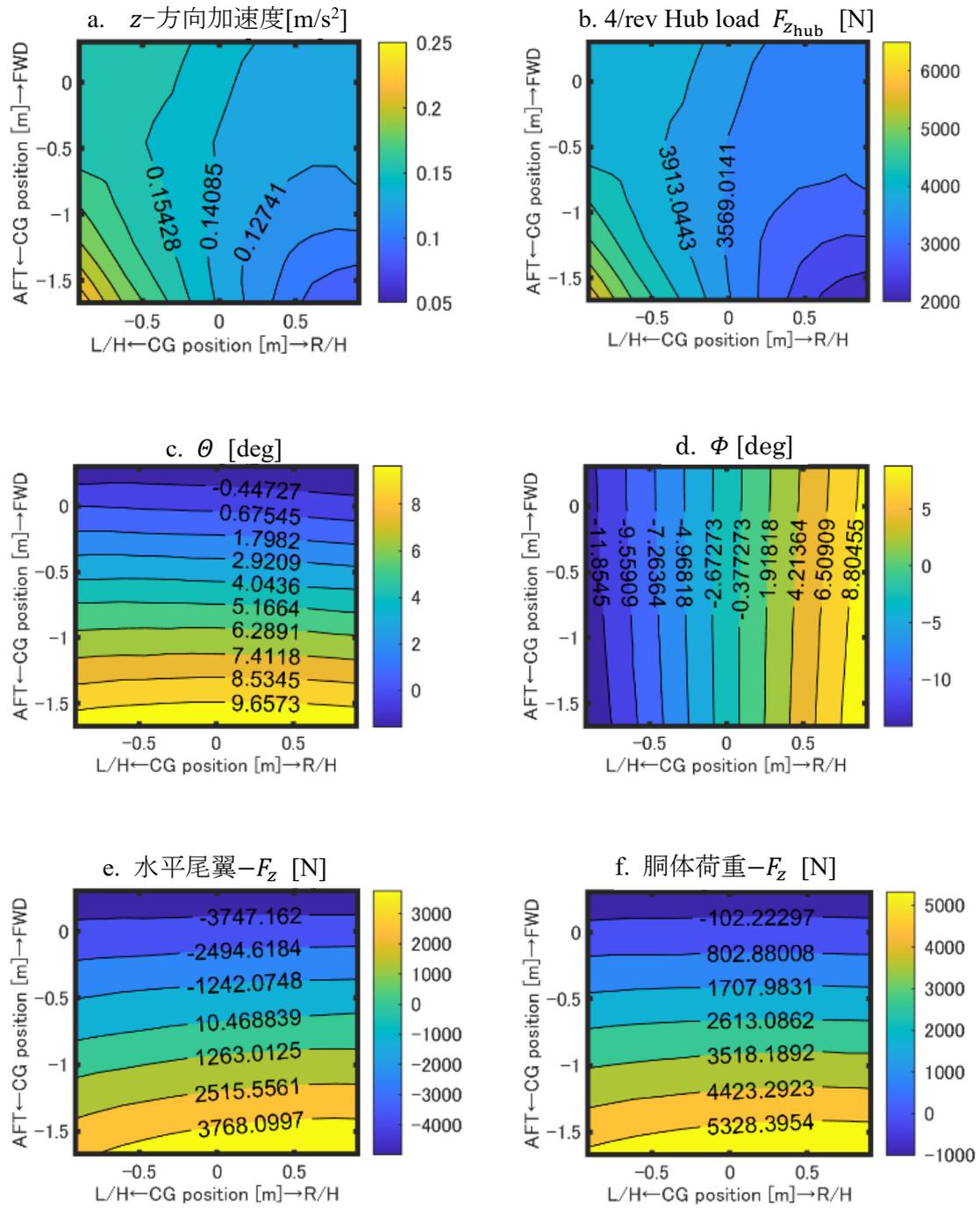


図 5-1 重心移動の効果（機体質量 10%減）

## 5.1 メインロータシャフト右傾の効果

図 5-2 に示す様にメインロータシャフトを右方向に傾けることにより，シャフト軸に対して重心位置が相対的に右方向に移動した状態となる．ここではシャフトの右方向の傾き角  $\phi = 0, 20, 30 \text{ deg}$  の 3 ケースについてその効果を検討した結果を示す．なお， $\phi = 0 \text{ deg}$  のケースは，図 2-3～2-5，および図 3-2 に検討結果を示したベースラインのケースに対応する．上記 3 ケースは，横方向移動量  $\delta_{lat} = 0, 0.265, 0.388 \text{ m}$  の重心移動のケースに相当する．

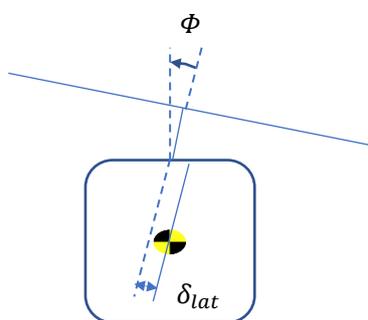


図 5-2 シャフトの傾き角 $\phi$ と重心横方向移動量 $\delta_{lat}$

ここで，シャフトの傾き角 $\phi = 20, 30 \text{ deg}$ の時の結果をそれぞれ図 5-3 a, b，図 5-4 a, b に示す．これらのケースは，重心移動が $\delta_{lat} = 0.265, 0.388 \text{ m}$ のケースに対応する．図 5-3，図 5-4 は，図 2-2～2-4，および図 3-2 の結果を左方向に $\delta_{lat}$ だけスライドした結果におおよそ類似しているが完全に一致しているわけではない．メインロータシャフトを傾けることによって，重心位置が側方に相対的に移動すると同時に胴体の空力作用位置，及びスタビレータ位置も同時に側方に移動する．この結果，メインロータの吹きおろしによる影響が変化するためそれぞれの揚力が変化すること，またテールロータの推力ベクトルがシャフトの傾き分上方に傾くことの 2 点がベースラインの状態から異なるためである．

図 5-4 から， $\phi = 30 \text{ deg}$ の場合は重心位置を後方に移動させることができれば効果的に 4/rev 振動を低減させることができることが分かる．

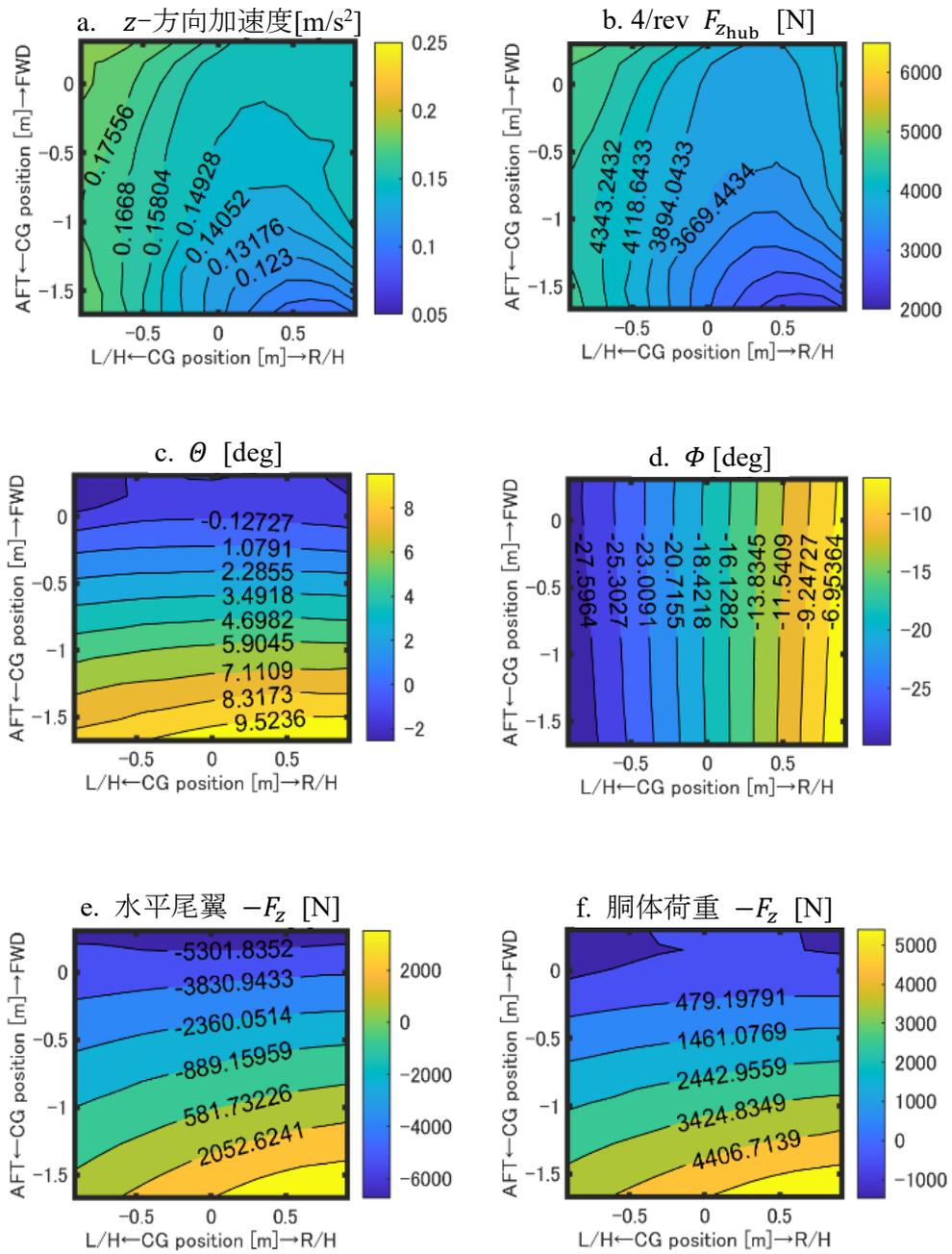


図 5-3 重心移動の効果 (メインロータシャフト右傾 20 deg)

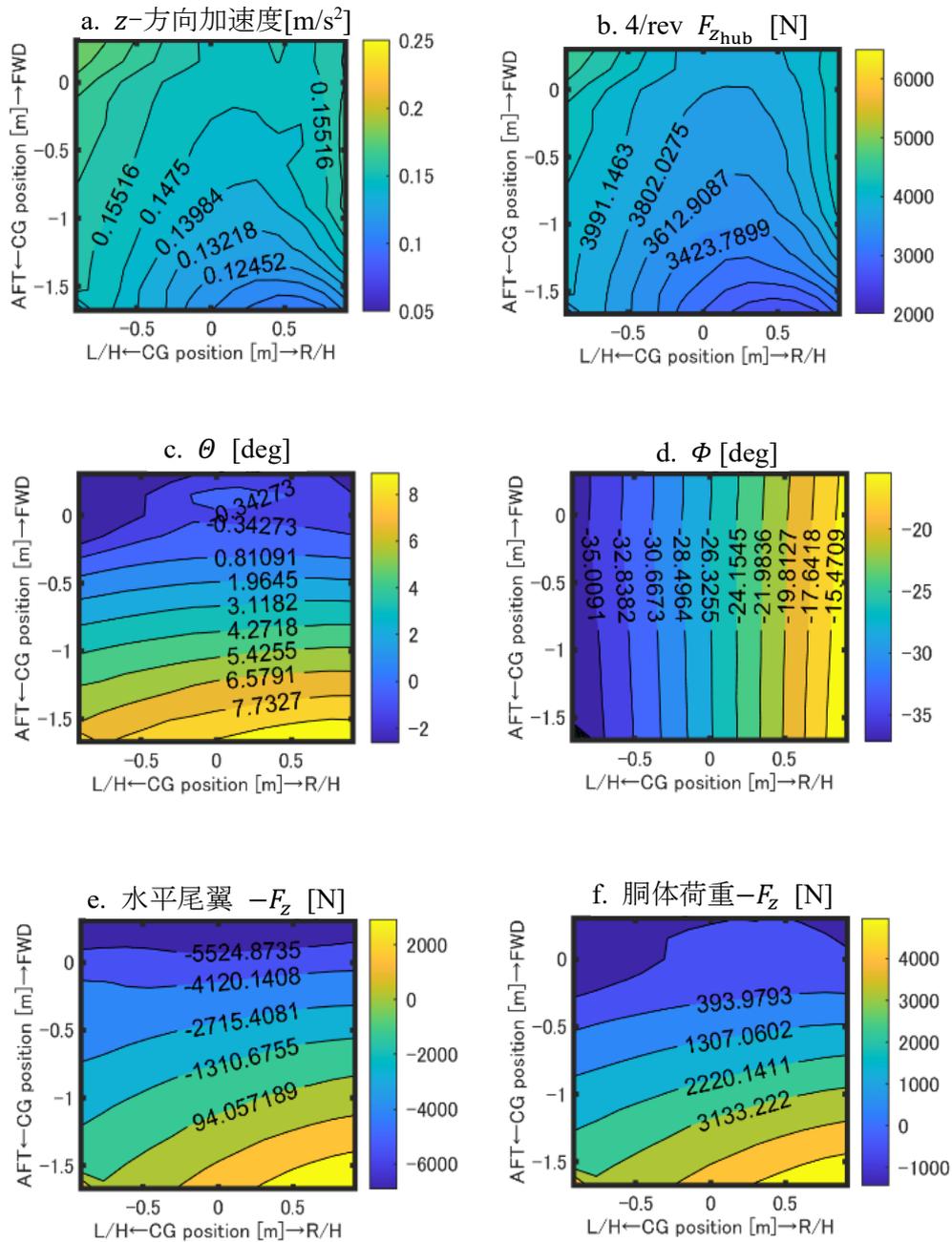


図 5-4 重心移動の効果 (メインロータシャフト右傾 30 deg)

## 5.2 スタビレータの取付角減少の結果

横方向の重心位置移動量はメインロータシャフトを右方向に傾けることで少なくすることができる。5.1 項で示された。重心の縦方向の移動量についても緩和することができる。先述の通りメインロータシャフトを後ろに傾けることにより重心位置を相対的に後方に移動させることはできるがトリム時の胴体のピッチ角が減少することにより胴体及びスタビレータの揚力が減少するため大きな 4/rev 振動低減効果は得られない。そこで、スタビレータの胴体への取付角を減少させることでスタビレータの揚力が減少し重心を後方に移動させたことと同様の効果が発揮され、重心の後方への移動量を減少する可能性を検討する。このケースはシャフトを後傾させることとは異なりピッチ角が上昇するため胴体揚力は減少せず、振動低減代替手法としての検討の価値がある。メインロータシャフトの取付角は右方向に $\Phi = 20[\text{deg}]$ だけ傾け、さらにスタビレータを胴体に対して $-10[\text{deg}]$ の取付角とし、5.1 項と同様の解析を実施した。図 5-5 にその結果を示す。

図 5-5 a, b と図 5-3 a, b とを比較すると分布に大きな差は見られず、図 5-5 のほうが僅かに 4/rev  $F_{z_{hub}}$  とその応答となるパイロット席 z-方向加速度が大きい。これはスタビレータの胴体への取付角の減少により、重心の後方への移動量を減少させる可能性を否定する結果である。スタビレータの取付角を $-10[\text{deg}]$ まで減少させることで図 5-5 e に示されるようにスタビレータに負の揚力が発生すること、また図 5-5 f において示される胴体に働く揚力は、図 5-5 c に示されるピッチ角の増大に伴い増加する。しかし、先に述べたスタビレータの負の揚力の増加が胴体に働く揚力の増加に勝り、僅かに 4/rev 振動荷重が増える結果となった。

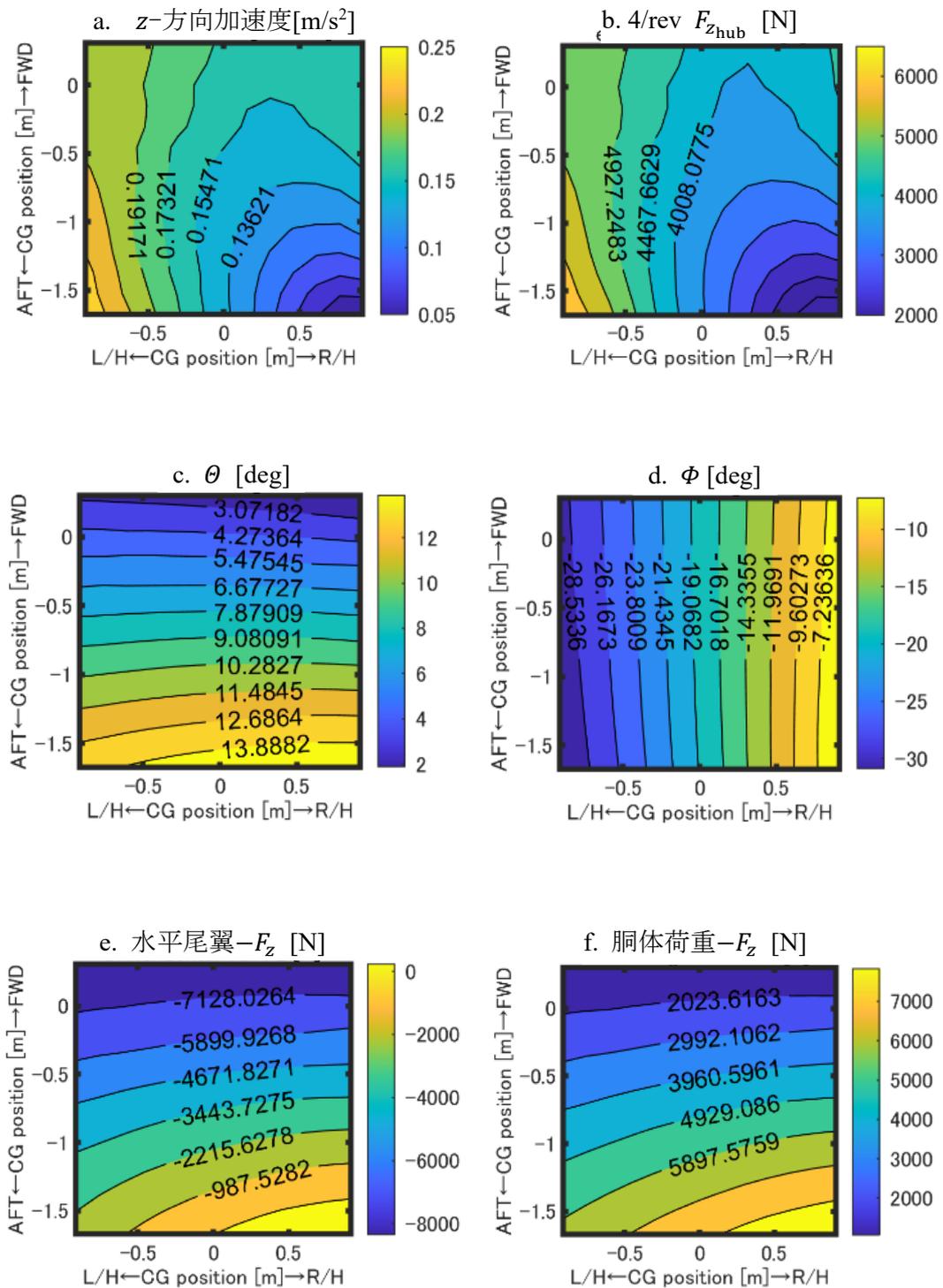


図 5-5 重心移動の効果 (シャフト右傾 20 deg + スタビ迎角-10 deg)

## 第6章 結論

本論文では、重心移動による回転翼機の振動低減を検討した。シングルロータヘリコプタに関する解析において高い信頼性を有する CAMRAD II を用いた数値解析により、トリム解析を実施しトリムに関わる諸変数やメインロータブレードの動的応答、さらには振動荷重およびモーメントを取得した。結論として以下を得た。

- 1) 2章では SH-60K において重心位置を既存のベースライン位置から前後左右に移動させたときのトリム解析を実施し、その際のメインロータハブ中央位置における 4/rev 振動荷重、およびモーメントを整理した。6つの  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$ ,  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$  成分のコンタープロットから、それぞれの荷重、モーメント成分を極小とする重心位置が存在することを示した。
- 2) 3章では2章で導出した 4/rev 振動荷重およびモーメントを用いて機体のパイロット席を代表する位置においての  $x$ -、 $y$ -、 $z$ -方向の加速度を算出した。その結果、パイロット座席位置での  $z$  方向の加速度が支配的であり、ベースラインからの重心移動によって上記加速度が、ベースライン時の値の 40% まで低減した。また、振動が最小となる重心位置を検討するために 4/rev の  $F_{z_{\text{hub}}}$  荷重を指標にすることが簡単な方法であることを示した。これは、 $z$ -方向に比べ  $x$ -、 $y$ -方向の 4/rev 振動荷重が小さく、さらに各軸回りの慣性モーメントに比較してメインロータハブ中央位置でのインプレーンモーメント振動成分が小さいためである。このことより加速度の値は機体のどの場所においてもほぼ共通である。SH-60K とは同じ全関節型のロータを採用しており、機体質量が約半分の機体サイズの MH2000 について、SH-60K についてと同一のプロセスでパイロット座席位置での加速度を求めた。この結果、SH-60K のパイロット座席位置での加速度と同様、4/rev の  $F_{z_{\text{hub}}}$  荷重を指標にすることができることを示した。また、Euler の運動方程式について、微小項を無視することによりパイロット座席の加速度は解析的に解くことが可能であり、この結果得られた数式からもパイロット座席位置の支配的な  $z$ -方向の加速度は  $F_{z_{\text{hub}}}/m$  と書けることを示した。さらに、SH-60K について上記の解析結果を基に、4/rev  $F_{z_{\text{hub}}}$  荷重の発生メカニズムについて考察を加えた。回転中のメインロータブレードの翼根側および翼端側において  $\alpha(\Psi)$ ,  $c_l(\Psi)$  中の 2/rev 成分に注目すると、 $\alpha(\Psi)$  中の 2/rev 成分の

大小関係は $c_l(\Psi)$ の  $2/\text{rev}$  成分の大小関係とは一致しないことが分かった。ダイナミックストールが $c_l(\Psi)$ の  $2/\text{rev}$  成分に影響を与えており、 $c_l(\Psi)$ の  $2/\text{rev}$  成分の大小関係が  $4/\text{rev}$   $F_{z_{\text{hub}}}$  荷重の大小関係を決定していることが明らかになった。

- 3) 4 章では重心オフセットが機体に与える影響について検討した。4.1 項ではメインロータパワーに対する影響、及びトリム姿勢角への影響を検討した。低速域における必要パワーに注目すると、重心オフセットの増加に従いサイクリックピッチインプットが増加するためインデューストパワーおよびプロファイルパワーが増加する。結果として低速域で必要なトータルパワーは増加する。これに対して、高速域では重心オフセットによる必要パワーの変化はほとんどない。これは重心オフセットによってインデューストパワーが減少しプロファイルとパラサイトパワーが増加し、これらが相殺するためである。ベースライン位置と振動が最小となる重心位置の間である case iii では低速域のメインロータパワーの増加は 10%に抑えられかつ、機体のピッチ、ロール角も全ての巡航速度域で許容される程度である。重心がこの位置にあり 61.7m/s で巡航飛行中、パイロット座席でのz-方向加速度はベースライン位置での値に比べ 20%程度減少する。また、4.2 項では重心オフセットの固有安定性への影響を定量的に評価するために、重心移動時の安定性解析を実施した。その際、振動荷重を導出する際に用いた CAMRAD II による解析結果を用いた。結果として、重心位置がベースラインから移動すると、高巡航速度時に非振動モードの旋回モードと振動モードである横フゴイドモード（前後並進運動あり）の 2 種類のモードが不安定になることが分かった。固有運動の安定性の見地からは、開発企業が示す許容重心位置の限界である上記 case iii での重心位置まで重心位置を移動可能であると考えられる。重心を case iii での位置まで移動することで、振動をベースラインでの値から 20%低減させることが可能である。さらに、case iii 以上にベースラインから移動した case ii での重心位置と case iii での重心位置との間に重心位置を置くことは、運用上許容されていない。しかし、上記領域に重心位置を置くことで、ベースラインでの値に比べ最大 60%の振動低減が可能である。この大きなメリットがあれば、既存の SAS のパラメータ調整等で、上記領域に重心位置を置くことを検討することには大きな意義がある。ただし、その際、重心オフセット量に応じてホバリング時のパワーが上昇することに留意する必要がある。

- 4) 5章では回転翼機の重心移動の代替手法について検討を行った。装備品移動による横方向の重心移動が難しい場合は、シャフトを横方向に傾けることで重心移動の代替となりうる。ただし、離着陸時のダイナミックロールオーバを防ぐ観点において横方向のシャフトの傾きは可動式のほうが望ましい。一方で縦方向（後方）の重心移動についてはシャフトを前傾させることでは代替とはならず、スタビレータの取付角を負にすることにより代替させることも不可能である。
- 5) 各章での結論を総合して、これまでの機体の様にロータシャフト直下に近い位置に重心を置くのではなく、本論文で示された結果、知見を機体開発段階で考慮し重心位置を決定すべきである。

## 補遺 A 表 1-1～表 1-6 の根拠

表 1-1～表 1-6 には回転する 4 枚のメインロータブレードのルート荷重について、周波数成分ごとに MRH 中央位置を原点とする固定座標系である  $x_{\text{hub}}-y_{\text{hub}}-z_{\text{hub}}$  座標系での荷重およびモーメントに変換して表示している。ここでは表中で 4 本のブレードの荷重がキャンセルされて、結果として 0 となるケース以外についてその導出について示す (m=1 番目のブレードのアジマス角を  $\Psi$  とする)。

### A-1. 表 1-1

#### ➤ 定常成分

自明であり、省略する。

#### ➤ 4/rev 成分

$$\begin{aligned} F_{z_{\text{hub}}} &= \sum_{m=1}^4 \{S_{z4c} \cos 4\Psi_m + S_{z4s} \sin 4\Psi_m\} \\ &= S_{z4c} \left\{ \cos 4\Psi + \cos 4\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + \cos 4(\Psi + \pi) + \cos 4\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \right\} \\ &\quad + S_{z4s} \left\{ \sin 4\Psi + \sin 4\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + \sin 4(\Psi + \pi) + \sin 4\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \right\} \\ &= 4\{S_{z4c} \cos 4\Psi + S_{z4s} \sin 4\Psi\} \end{aligned}$$

### A-2. 表 1-2

#### ➤ 1/rev 成分

[cos 成分]

$$\begin{aligned} F_{x_{\text{hub}}} &= \cos \Psi \{S_{x1c} \sin \Psi + S_{r1c} \cos \Psi\} + \cos\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x1c} \cos \Psi - S_{r1c} \sin \Psi\} \\ &\quad + \cos(\Psi + \pi) \{-S_{x1c} \sin \Psi - S_{r1c} \cos \Psi\} + \cos\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \{-S_{x1c} \cos \Psi + S_{r1c} \sin \Psi\} \\ &= 2S_{r1c} \end{aligned}$$

[sin 成分]

$$\begin{aligned} F_{x_{\text{hub}}} &= \sin \Psi \{S_{x1s} \sin \Psi + S_{r1s} \cos \Psi\} + \sin\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x1s} \cos \Psi - S_{r1s} \sin \Psi\} \\ &\quad + \sin(\Psi + \pi) \{-S_{x1s} \sin \Psi - S_{r1s} \cos \Psi\} + \sin\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \{-S_{x1s} \cos \Psi + S_{r1s} \sin \Psi\} \\ &= 2S_{x1s} \end{aligned}$$

#### ➤ 3/rev 成分について

[cos 成分]

$$\begin{aligned}
 F_{x_{\text{hub}}} &= \cos 3\Psi \{S_{x3c} \sin \Psi + S_{r3c} \cos \Psi\} + \cos 3\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x3c} \cos \Psi - S_{r3c} \sin \Psi\} \\
 &\quad + \cos 3(\Psi + \pi) \{-S_{x3c} \sin \Psi - S_{r3c} \cos \Psi\} + \cos 3\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \{-S_{x3c} \cos \Psi + S_{r3c} \sin \Psi\} \\
 &= 2(S_{r3c} \cos 4\Psi + S_{x3c} \sin 4\Psi)
 \end{aligned}$$

[sin 成分]

$$\begin{aligned}
 F_{x_{\text{hub}}} &= \sin 3\Psi \{S_{x3s} \sin \Psi + S_{r3s} \cos \Psi\} + \sin 3\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x3s} \cos \Psi - S_{r3s} \sin \Psi\} \\
 &\quad + \sin 3(\Psi + \pi) \{-S_{x3s} \sin \Psi - S_{r3s} \cos \Psi\} + \sin 3\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \{-S_{x3s} \cos \Psi + S_{r3s} \sin \Psi\} \\
 &= 2(S_{r3s} \sin 4\Psi - S_{x3s} \cos 4\Psi)
 \end{aligned}$$

➤ 5/rev 成分について

[cos 成分]

$$\begin{aligned}
 F_{x_{\text{hub}}} &= \cos 5\Psi \{S_{x5c} \sin \Psi + S_{r5c} \cos \Psi\} + \cos 5\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x5c} \cos \Psi - S_{r5c} \sin \Psi\} \\
 &\quad + \cos 5(\Psi + \pi) \{-S_{x5c} \sin \Psi - S_{r5c} \cos \Psi\} + \cos 5\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \{-S_{x5c} \cos \Psi + S_{r5c} \sin \Psi\} \\
 &= 2(S_{r5c} \cos 4\Psi - S_{x5c} \sin 4\Psi)
 \end{aligned}$$

[sin 成分]

$$\begin{aligned}
 F_{x_{\text{hub}}} &= \sin 5\Psi \{S_{x5s} \sin \Psi + S_{r5s} \cos \Psi\} + \sin 5\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x5s} \cos \Psi - S_{r5s} \sin \Psi\} \\
 &\quad + \sin 5(\Psi + \pi) \{-S_{x5s} \sin \Psi - S_{r5s} \cos \Psi\} + \sin 5\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \{-S_{x5s} \cos \Psi + S_{r5s} \sin \Psi\} \\
 &= 2(S_{r5s} \cos 4\Psi - S_{x5s} \sin 4\Psi)
 \end{aligned}$$

A-3. 表 1-3

➤ 1/rev 成分

[cos 成分]

$$\begin{aligned}
 F_{x_{\text{hub}}} &= \cos \Psi \{-S_{x1c} \cos \Psi + S_{r1c} \sin \Psi\} + \cos\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x1c} \sin \Psi + S_{r1c} \cos \Psi\} \\
 &\quad + \cos(\Psi + \pi) \{S_{x1c} \cos \Psi - S_{r1c} \sin \Psi\} + \cos\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \{-S_{x1c} \sin \Psi - S_{r1c} \cos \Psi\} \\
 &= -2S_{x1c}
 \end{aligned}$$

[sin 成分]

$$\begin{aligned}
 F_{x_{\text{hub}}} &= \sin \Psi \{-S_{x1s} \cos \Psi + S_{r1s} \sin \Psi\} + \sin\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x1s} \sin \Psi + S_{r1s} \cos \Psi\} \\
 &\quad + \sin(\Psi + \pi) \{S_{x1s} \cos \Psi - S_{r1s} \sin \Psi\} + \sin\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \{-S_{x1s} \sin \Psi - S_{r1s} \cos \Psi\} \\
 &= 2S_{r1s}
 \end{aligned}$$

➤ 3/rev 成分について

[cos 成分]

$$F_{x_{\text{hub}}} = \cos 3\Psi \{-S_{x3c} \cos \Psi + S_{r3c} \sin \Psi\} + \cos 3\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) \{S_{x3c} \sin \Psi + S_{r3c} \cos \Psi\}$$

$$\begin{aligned}
& +\cos 3(\Psi + \pi)\{S_{x3c} \cos \Psi - S_{r3c} \sin \Psi\} + \cos 3\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\{-S_{x3c} \sin \Psi - S_{r3c} \cos \Psi\} \\
& = 2(S_{r3c} \sin 4\Psi - S_{x3c} \cos 4\Psi)
\end{aligned}$$

[sin 成分]

$$\begin{aligned}
F_{x_{\text{hub}}} &= \sin 3\Psi \{-S_{x3s} \cos \Psi + S_{r3s} \sin \Psi\} + \sin 3\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\{S_{x3s} \sin \Psi + S_{r3s} \cos \Psi\} \\
& + \sin 3(\Psi + \pi)\{S_{x3s} \cos \Psi - S_{r3s} \sin \Psi\} + \sin 3\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\{-S_{x3s} \sin \Psi - S_{r3s} \cos \Psi\} \\
& = -2(S_{r3s} \cos 4\Psi + S_{x3s} \sin 4\Psi)
\end{aligned}$$

➤ 5/rev 成分について

[cos 成分]

$$\begin{aligned}
F_{x_{\text{hub}}} &= \cos 5\Psi \{-S_{x5c} \cos \Psi + S_{r5c} \sin \Psi\} + \cos 5\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\{S_{x5c} \sin \Psi + S_{r5c} \cos \Psi\} \\
& + \cos 5(\Psi + \pi)\{S_{x5c} \cos \Psi - S_{r5c} \sin \Psi\} + \cos 5\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\{-S_{x5c} \sin \Psi - S_{r5c} \cos \Psi\} \\
& = -2(S_{r5c} \sin 4\Psi + S_{x5c} \cos 4\Psi)
\end{aligned}$$

[sin 成分]

$$\begin{aligned}
F_{x_{\text{hub}}} &= \sin 5\Psi \{-S_{x5s} \cos \Psi + S_{r5s} \sin \Psi\} + \sin 5\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\{S_{x5s} \sin \Psi + S_{r5s} \cos \Psi\} \\
& + \sin 5(\Psi + \pi)\{S_{x5s} \cos \Psi - S_{r5s} \sin \Psi\} + \sin 5\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\{-S_{x5s} \sin \Psi - S_{r5s} \cos \Psi\} \\
& = -2(S_{r5s} \sin 4\Psi + S_{x5s} \cos 4\Psi)
\end{aligned}$$

A-4. 表 1-4

➤ 1/rev 成分

[cos + sin 成分]

$$\begin{aligned}
F_{x_{\text{hub}}} &= \sin \Psi \{N_{F1c} \cos \Psi + N_{F1s} \sin \Psi\} + \cos \Psi \left\{N_{F1c} \cos\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + N_{F1s} \sin\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\right\} \\
& - \sin \Psi \{N_{F1c} \cos(\Psi + \pi) + N_{F1s} \sin(\Psi + \pi)\} - \cos \Psi \left\{N_{F1c} \cos\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) + N_{F1s} \sin\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\right\} \\
& = 2N_{F1s}
\end{aligned}$$

➤ 3/rev 成分について

[cos + sin 成分]

$$\begin{aligned}
F_{x_{\text{hub}}} &= \sin \Psi \{N_{F3c} \cos 3\Psi + N_{F3s} \sin 3\Psi\} + \cos \Psi \left\{N_{F3c} \cos 3\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + N_{F3s} \sin 3\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\right\} \\
& - \sin \Psi \{N_{F3c} \cos 3(\Psi + \pi) + N_{F3s} \sin 3(\Psi + \pi)\} - \cos \Psi \left\{N_{F3c} \cos 3\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) + N_{F3s} \sin 3\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\right\} \\
& = 2(N_{F3c} \sin 4\Psi - N_{F3s} \cos 4\Psi)
\end{aligned}$$

➤ 5/rev 成分について

[cos + sin 成分]

$$\begin{aligned}
F_{x_{\text{hub}}} &= \sin \Psi \{N_{F5c} \cos 5\Psi + N_{F5s} \sin 5\Psi\} + \cos \Psi \left\{N_{F5c} \cos 5\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + N_{F5s} \sin 5\left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\right\} \\
& - \sin \Psi \{N_{F5c} \cos 5(\Psi + \pi) + N_{F5s} \sin 5(\Psi + \pi)\} - \cos \Psi \left\{N_{F5c} \cos 5\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) + N_{F5s} \sin 5\left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\right\}
\end{aligned}$$

$$=2(N_{F5s} \cos 4\Psi - N_{F5c} \sin 4\Psi)$$

A-5. 表 1-5

➤ 1/rev 成分

[cos + sin 成分]

$$\begin{aligned} F_{x_{\text{hub}}} &= -\cos \Psi \{N_{F1c} \cos \Psi + N_{F1s} \sin \Psi\} + \sin \Psi \left\{N_{F1c} \cos \left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + N_{F1s} \sin \left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\right\} \\ &\quad + \cos \Psi \{N_{F1c} \cos(\Psi + \pi) + N_{F1s} \sin(\Psi + \pi)\} - \sin \Psi \left\{N_{F1c} \cos \left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) + N_{F1s} \sin \left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\right\} \\ &= -2N_{F1c} \end{aligned}$$

➤ 3/rev 成分について

[cos + sin 成分]

$$\begin{aligned} F_{x_{\text{hub}}} &= -\cos \Psi \{N_{F3c} \cos 3\Psi + N_{F3s} \sin 3\Psi\} + \sin \Psi \left\{N_{F3c} \cos 3 \left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + N_{F3s} \sin 3 \left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\right\} \\ &\quad + \cos \Psi \{N_{F3c} \cos 3(\Psi + \pi) + N_{F3s} \sin 3(\Psi + \pi)\} - \sin \Psi \left\{N_{F3c} \cos 3 \left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) + N_{F3s} \sin 3 \left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\right\} \\ &= -2(N_{F3c} \cos 4\Psi + N_{F3s} \sin 4\Psi) \end{aligned}$$

➤ 5/rev 成分について

[cos + sin 成分]

$$\begin{aligned} F_{x_{\text{hub}}} &= -\cos \Psi \{N_{F5c} \cos 5\Psi + N_{F5s} \sin 5\Psi\} + \sin \Psi \left\{N_{F5c} \cos 5 \left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + N_{F5s} \sin 5 \left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right)\right\} \\ &\quad + \cos \Psi \{N_{F5c} \cos 5(\Psi + \pi) + N_{F5s} \sin 5(\Psi + \pi)\} - \sin \Psi \left\{N_{F5c} \cos 5 \left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) + N_{F5s} \sin 5 \left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right)\right\} \\ &= -2(N_{F5c} \cos 4\Psi + N_{F5s} \sin 4\Psi) \end{aligned}$$

A-6. 表 1-6

➤ 定常成分

自明であり，省略する。

➤ 4/rev 成分

$$\begin{aligned} F_{z_{\text{hub}}} &= \sum_{m=1}^4 \{N_{L4c} \cos 4\Psi_m + N_{L4s} \sin 4\Psi_m\} \\ &= N_{L4c} \left\{ \cos 4\Psi + \cos 4 \left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + \cos 4(\Psi + \pi) + \cos 4 \left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \right\} \\ &\quad + N_{L4s} \left\{ \sin 4\Psi + \sin 4 \left(\Psi + \frac{\pi}{2}\right) + \sin 4(\Psi + \pi) + \sin 4 \left(\Psi + \frac{3\pi}{2}\right) \right\} \\ &= 4\{N_{L4c} \cos 4\Psi + N_{L4s} \sin 4\Psi\} \end{aligned}$$

## 補遺 B MRB(Main Rotor Blade)固有振動数

SH-60K のメインロータブレードの固有振動数及びモード形解析結果について示す。表 B-1 と図 B-1 はメインロータブレードが常用回転数(258 rpm)で回転しているときの固有振動数及びモード形を示している。ここではラグ 1 次とフラップ 1 次についてそのモード形が剛体モードであることからモード形の図示は省略する。

表 B-1 SH-60K MRB の固有振動数解析結果

No.	モード名称	固有振動数	モード形
1	ラグ 1 次	0.2522/rev	-
2	フラップ 1 次	1.0286/rev	-
3	ピッチ 1 次	2.7733/rev	図 B-1 a
4	ピッチ 2 次	4.3435/rev	図 B-1 b
5	ピッチ 3 次	4.7898/rev	図 B-1 c

注 1:フラップ/ラグ変位はロータ半径で無次元化され、ピッチ角はラジアンである。

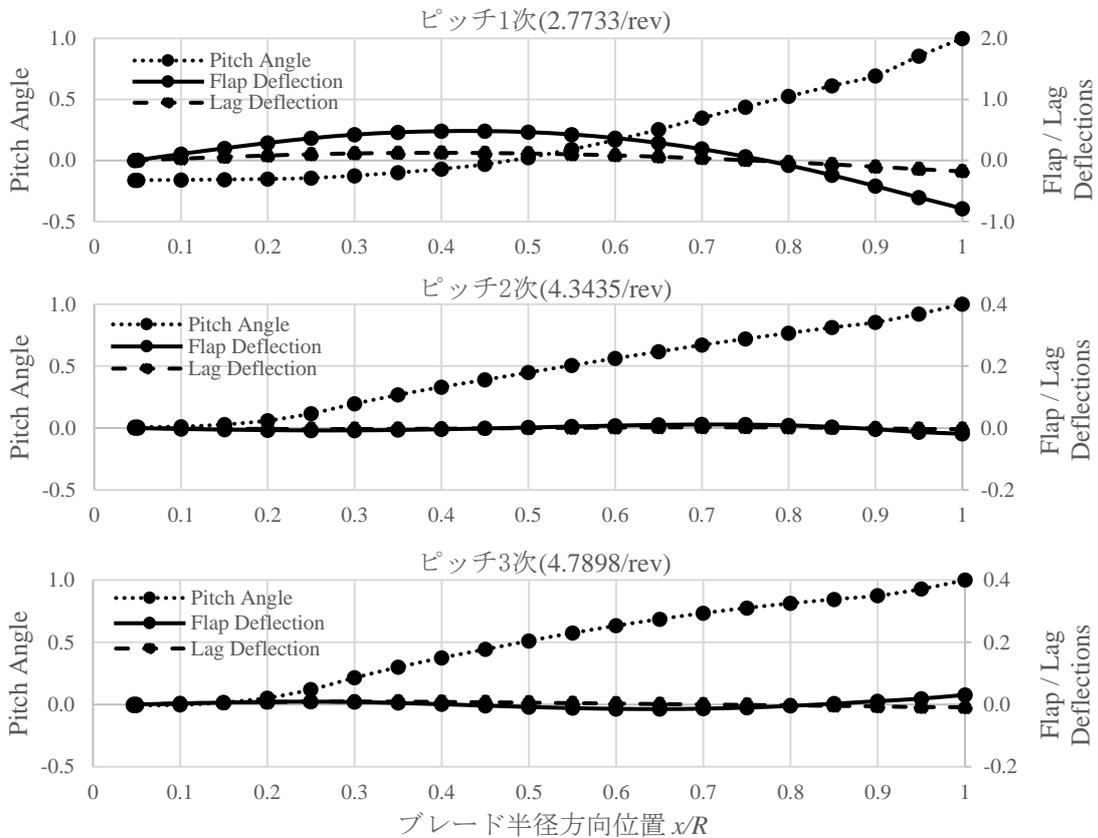


図 B-1 SH-60K MRB のモード形

## 補遺 C 低中速域での解析結果

重心移動によるトリム状態の変化は、機体速度が低中速域でも生じるため、機体の振動低減にも効果があると考えられる。ここでは、低速域として 20.6 m/s (40kt) および 41.2 m/s (80kt) において CAMRAD II による解析を実施した。図 C-1, 図 C-2 に 20.6 m/s および 41.2 m/s でのトリム変数結果を示す。また図 C-3, 図 C-4 でそれぞれ 20.6 m/s および 41.2 m/s での胴体及び水平尾翼に作用する  $F_x$  及び  $-F_z$  を、図 C-5, 図 C-6 で同じく、20.6 m/s および 41.2 m/s におけるメインロータハブ中央位置での 4/rev 荷重およびモーメント（振幅）を、そして図 C-7 および図 C-8 に図 C-5, 図 C-6 と図 C-5, 図 C-6 の位相情報より計算された 20.6 m/s および 41.2 m/s でのパイロット座席での  $z$ -方向の加速度を示す。

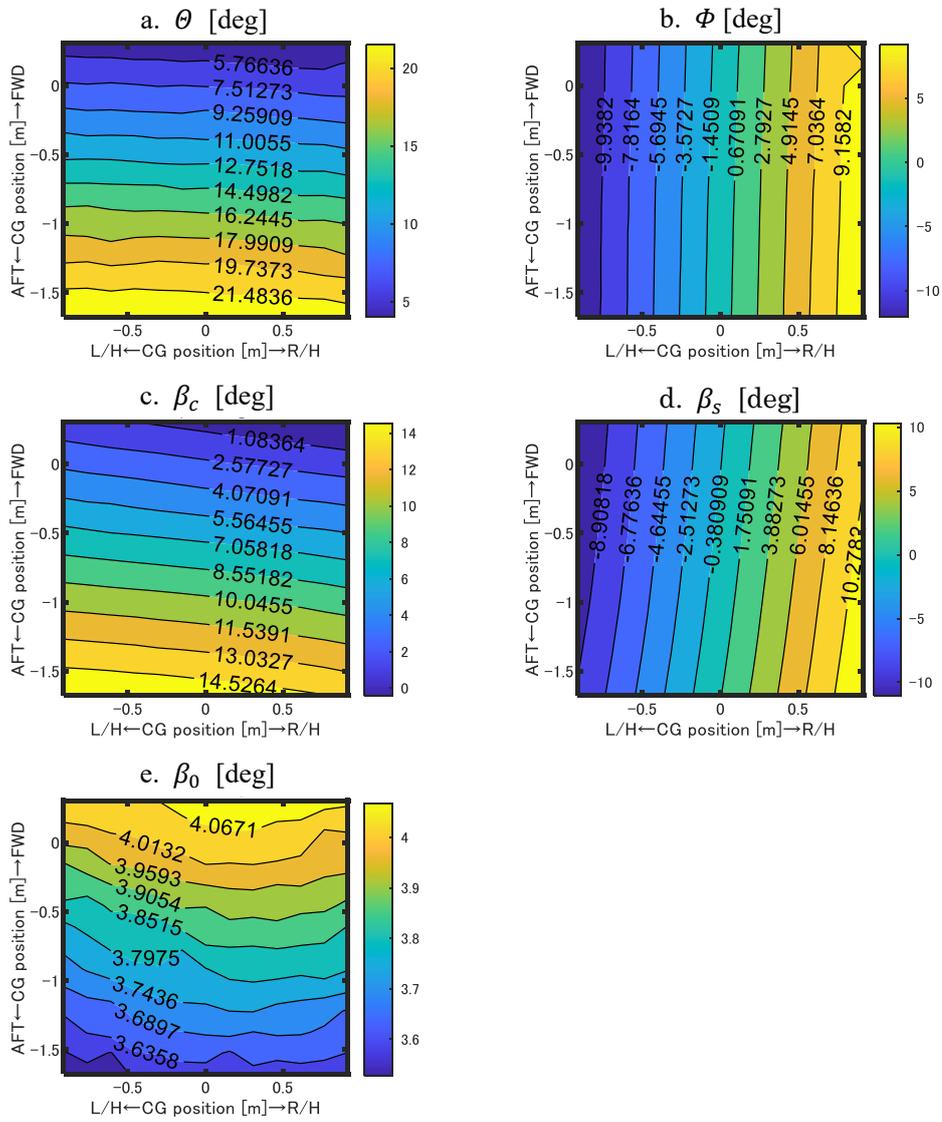


図 C-1 重心移動に伴うトリム変数解析結果 ( $V_c = 20.6$  m/s)

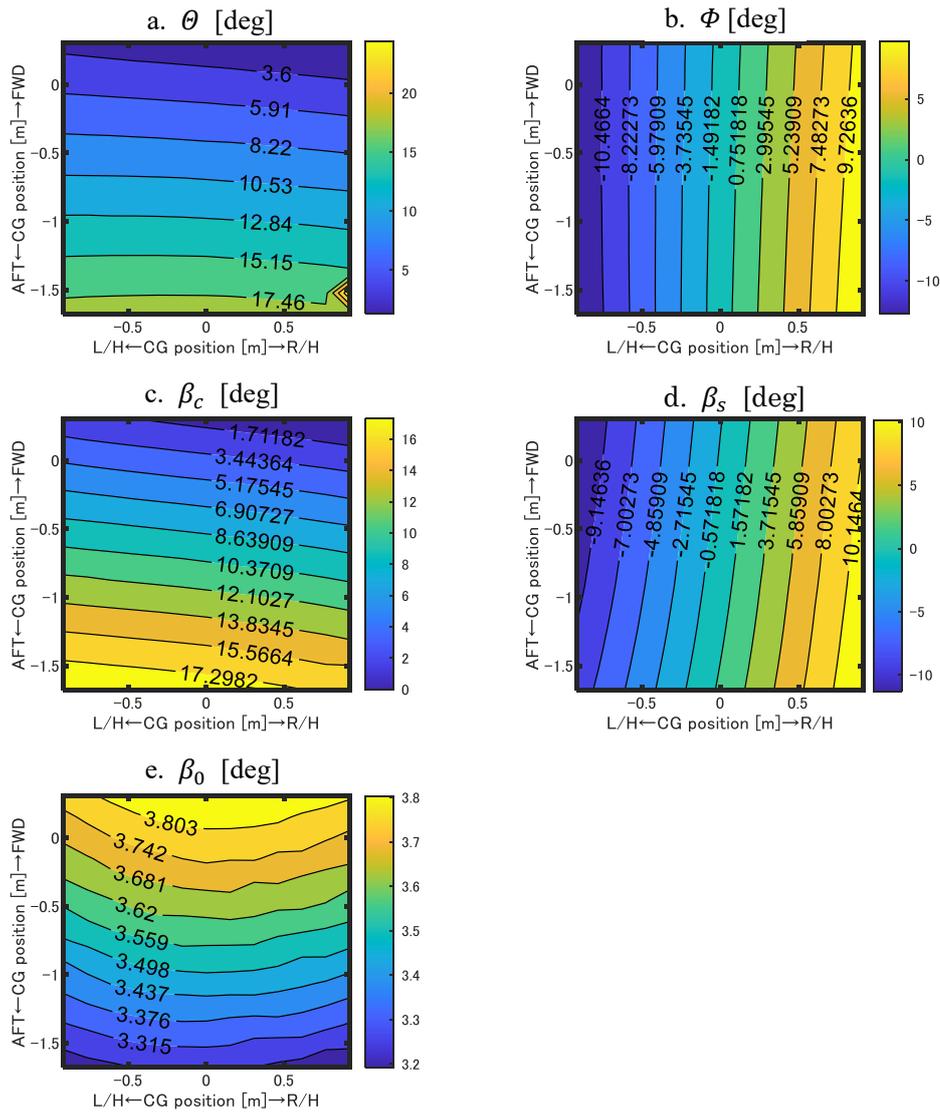


図 C-2 重心移動に伴うトリム変数解析結果 ( $V_c = 41.2$  m/s)

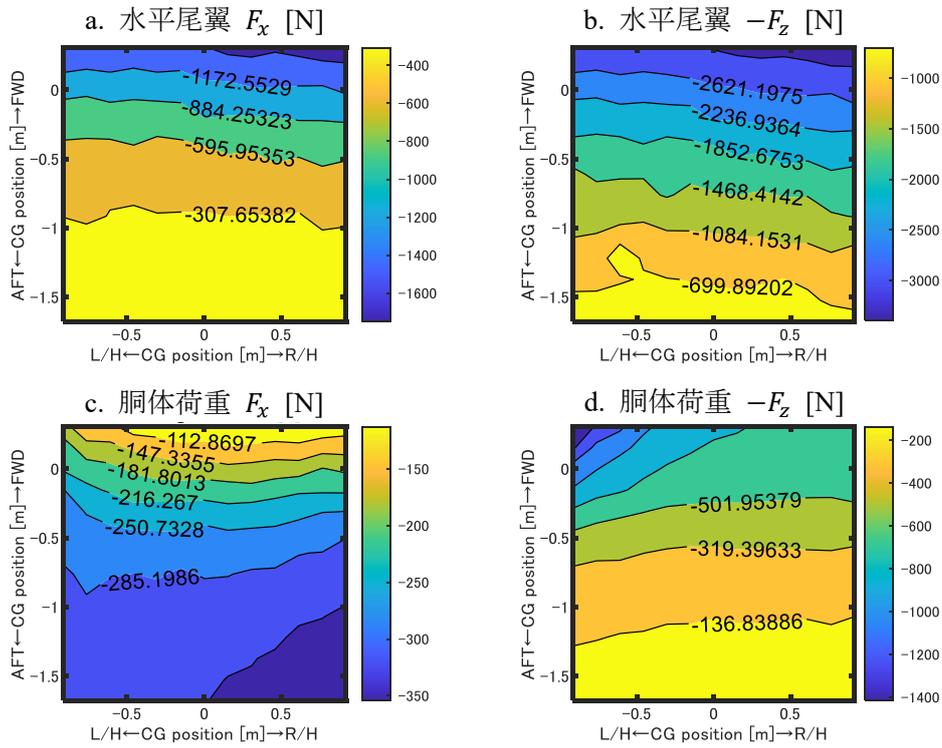


図 C-3 胴体及び水平尾翼に作用する $F_x$ 及び $-F_z$  ( $V_c = 20.6\text{m/s}$ )

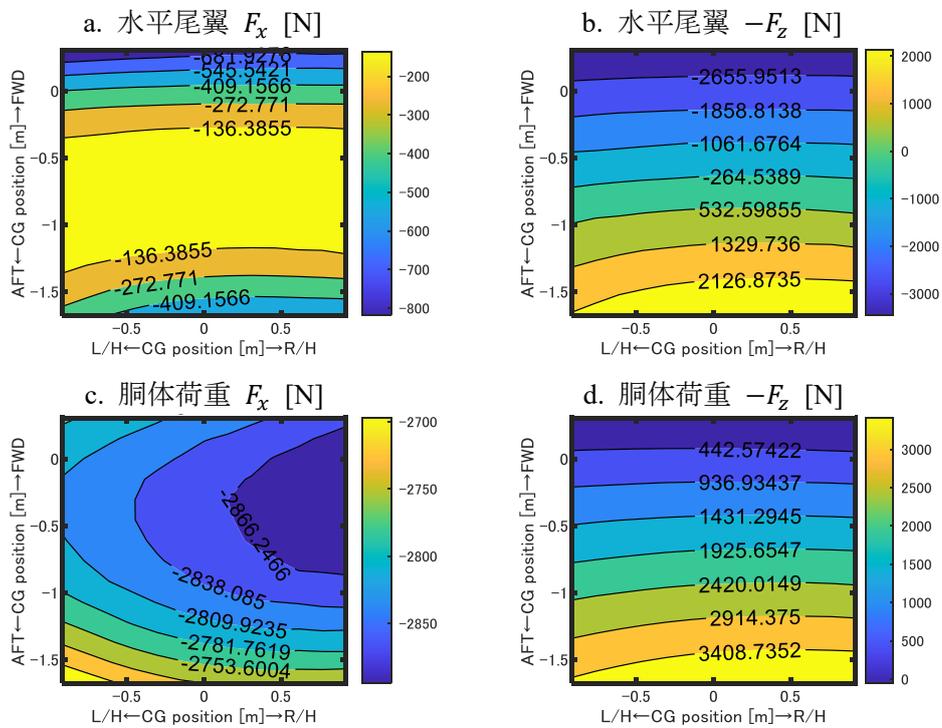


図 C-4 胴体及び水平尾翼に作用する $F_x$ 及び $-F_z$  ( $V_c = 41.2\text{ m/s}$ )

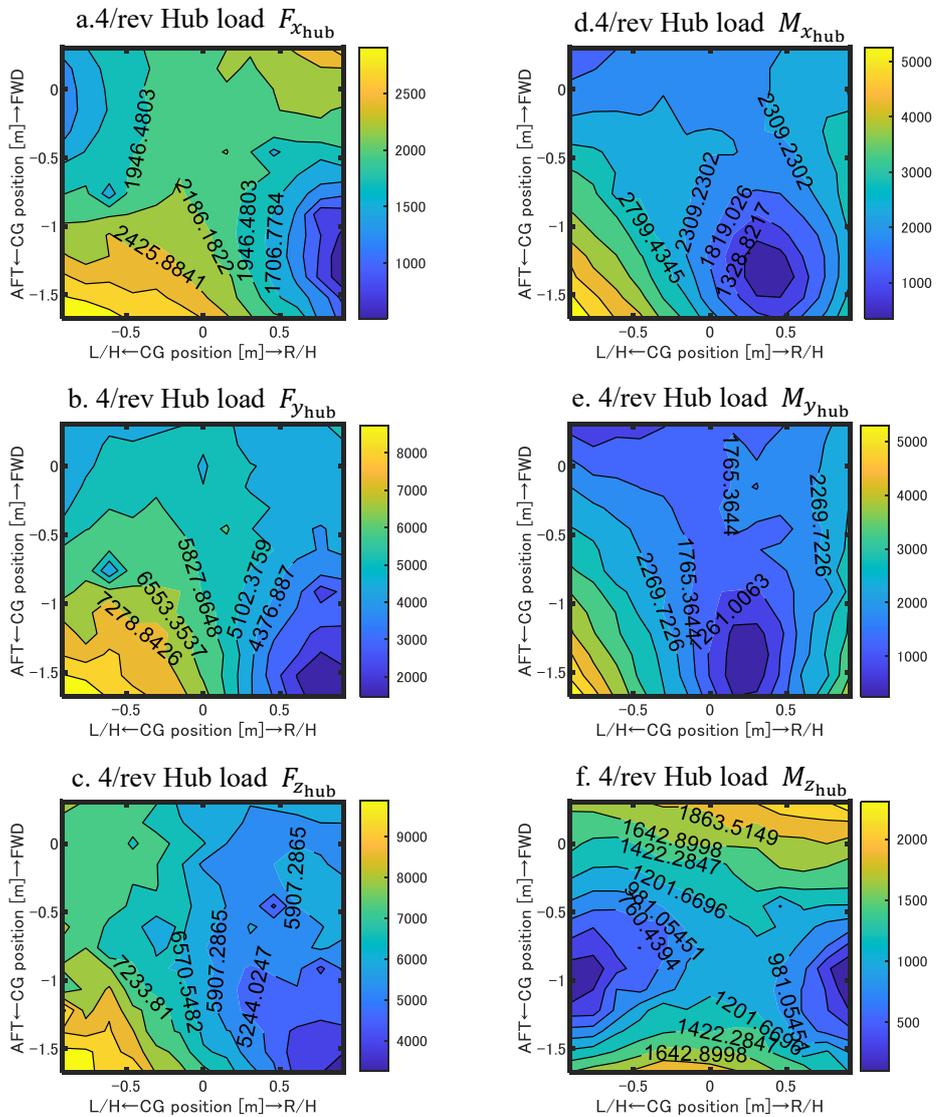


図 C-5 メインロータハブ中央位置での 4/rev 荷重およびモーメント  
(振幅,  $V_c = 20.6$  m/s)

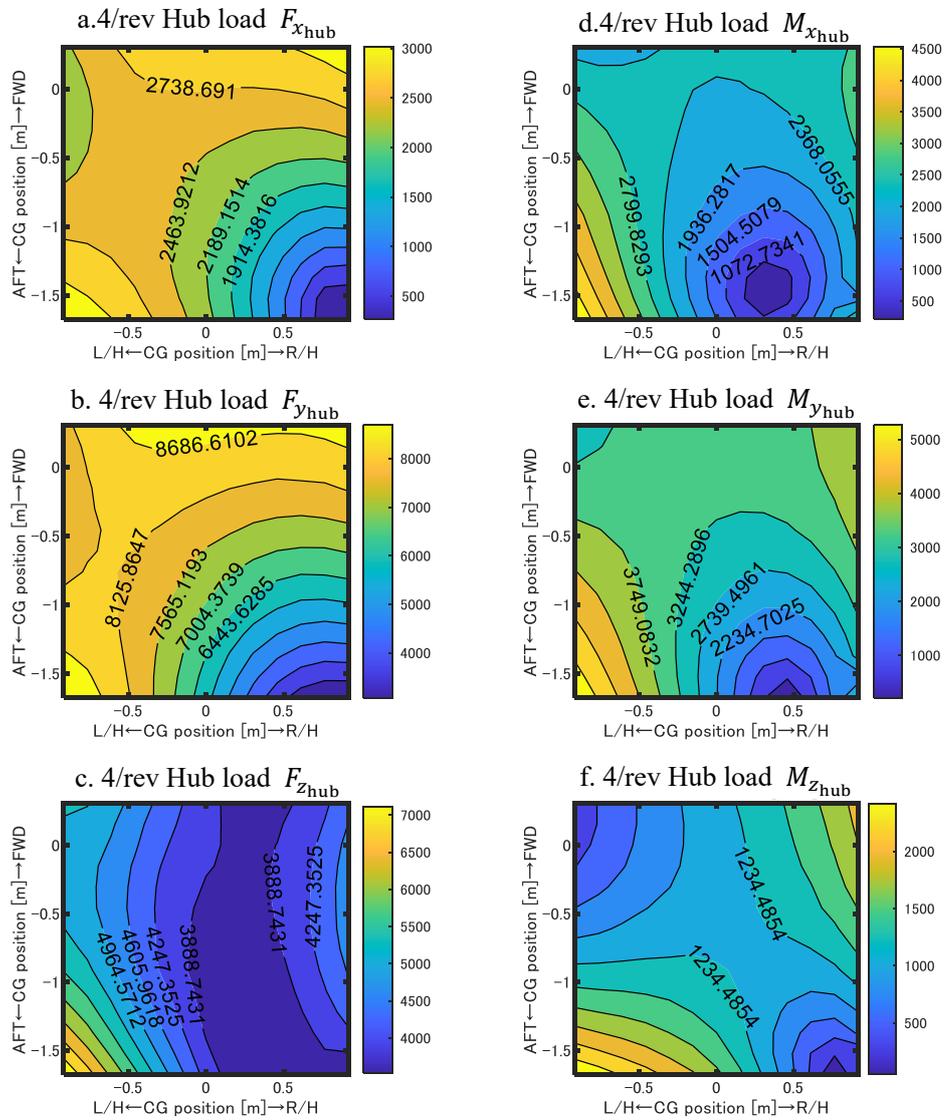


図 C-6 メインロータハブ中央位置での 4/rev 荷重およびモーメント  
(振幅,  $V_c = 41.2$  m/s)

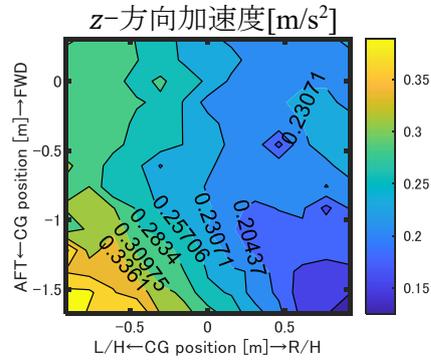


図 C-7 パイロット座席における $F_{z_{hub}}$ による $z$ -方向の加速度 ( $V_c = 20.6\text{m/s}$ )

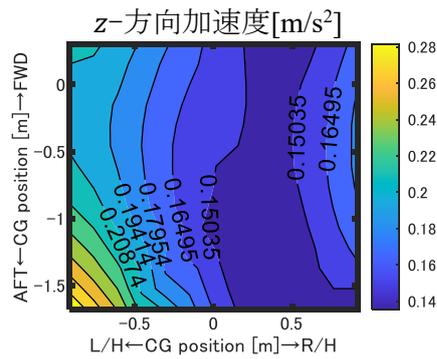


図 C-8 パイロット座席における $F_{z_{hub}}$ による $z$ -方向の加速度 ( $V_c = 41.2\text{ m/s}$ )

図 C-7, および図 C-8 を見て分かるように, 高速域で振動低減効果のある右舷, 後方の領域では低, 中速域でも振動は低減しており実運用で問題が発生することはないと考えられる.

## 補遺 D 微小擾乱時のメインロータ荷重

4.2.3 項 i) にて示したメインロータ荷重およびモーメントの増加量について、その計算方法を示す。メインロータブレードの各翼素における流体の流速は、図 4-5 に従って微小擾乱成分ごとに以下の様に導出される。

### 1. $\Delta u$ 擾乱時

$$\Delta U_t(r, \Psi) = \Delta u \cos \alpha_{bd} \sin \Psi \quad (\text{D-1})$$

$$\Delta U_p(r, \Psi) = \Delta u \sin(\beta(\Psi)) \cos \Psi + \Delta u \sin \alpha_{bd} + \Delta U'_p(r, \Psi)$$

となる。 $\Delta U'_p(r, \Psi)$ は微小擾乱により各翼素断面に生じる速度の変動の結果フラッピング角が変化することによる速度変化分である。トリム状態 ( $U_{te}(r, \Psi)$   $U_{pe}(r, \Psi)$ ) でのフラッピング角  $\beta(\Psi)$ は、

$$\beta(\Psi) = \beta_0 + \beta_{1s} \sin(\Psi) + \beta_{1c} \cos(\Psi) \quad (\text{D-2})$$

と書くことができる。ここで、微小擾乱 $\Delta u$ による(D-1)式のうち、 $\Delta U'_p(r, \Psi)$ を除いた流入速度をブレードのフラッピング方程式に代入して微小擾乱時のフラッピング角を $\beta(\Psi)|_{\Delta u}$ と書くことにして式(D-3)のように書くことができる。

$$\beta(\Psi)|_{\Delta u} = \beta_0|_{\Delta u} + \beta_{1s}|_{\Delta u} \sin(\Psi) + \beta_{1c}|_{\Delta u} \cos(\Psi) \quad (\text{D-3})$$

ここで式(D-3)のフラッピング角となることから式(D-1)の $U_p(r, \Psi) + \Delta U_p(r, \Psi)$ には式(D-4)を足すことで最終的に各翼素に流入する速度を得る。

$$\begin{aligned} \Delta U'_p(r, \Psi) &= r \Delta \dot{\beta} + \Delta(V \cos(\theta - \theta_{bd}) \sin(\beta(\Psi)) \cos \Psi) \\ &= r \Omega (\sin \Psi (\beta_{1c} - \beta_{1c}|_{\Delta u}) + \cos \Psi (\beta_{1s}|_{\Delta u} - \beta_{1s})) \\ &+ V \cos(\theta - \theta_{bd}) \cos \Psi \{(\beta_0|_{\Delta u} - \beta_0) + \cos \Psi (\beta_{1c}|_{\Delta u} - \beta_{1c}) + \sin \Psi (\beta_{1s}|_{\Delta u} - \beta_{1s})\} \end{aligned} \quad (\text{D-4})$$

トリム時のブレードピッチ角から各翼素における $\alpha$ を求め最小二乗近似で得ら

れた図 4-6 に例示される $c_l(\alpha)$ ,  $c_d(\alpha)$ も用いて微小擾乱後のメインロータハブ中央位置における荷重及びモーメントを求めることができる。

## 2. $\Delta v$ 擾乱時

$\Delta v$ 擾乱時には各翼素断面での流体の流入速度は式(D-5)のように書くことができる。

$$\begin{aligned}\Delta U_t(r, \Psi) &= \Delta v \cos \Psi & (D-5) \\ \Delta U_p(r, \Psi) &= \Delta v \sin \beta (-\sin \Psi) + \Delta U'_p(r, \Psi)\end{aligned}$$

$\Delta U'_p(r, \Psi)$ を算出するプロセスは $\Delta u$ 擾乱時と同一であり, 式(D-4)で示される数式を数値解析で求めて式(D-5)に代入する。以降同様であり各翼素断面への流入速度のみ示す。

## 3. $\Delta w$ 擾乱時

$\Delta w$ 擾乱時には各翼素断面での流体の流入速度は式(D-6)のように書くことができる。

$$\begin{aligned}\Delta U_t(r, \Psi) &= \Delta w \sin \theta_{bd} \sin \Psi & (D-6) \\ \Delta U_p(r, \Psi) &= \Delta w \cos \theta_{bd} + \Delta U'_p(r, \Psi)\end{aligned}$$

## 4. $\Delta p$ 擾乱時

$\Delta p$ 擾乱時には各翼素断面での流体の流入速度は式(D-7)のように書くことができる。

$$\Delta U_t(r, \Psi) = \Delta p (r \sin \theta_{bd} \sin \Psi + h_{cg} \cos \Psi) \quad (D-7)$$

$$\Delta U_p(r, \Psi) = \Delta p (r \cos \theta_{bd} (-\sin \Psi) + h_{cg} \sin \beta (-\sin \Psi) + y_{cg} \cos \theta_{bd}) + \Delta U'_p(r, \Psi)$$

5.  $\Delta q$ 擾乱時

$$\Delta U_t(r, \Psi) = \Delta q h_{cg} \cos \theta_{bd} \sin \Psi \quad (D-8)$$

$$\Delta U_p(r, \Psi) = \Delta q (r (-\cos \Psi) - h_{cg} \cos \theta_{bd} \sin \beta \cos \Psi - x_{cg} \cos \theta_{bd}) + \Delta U'_p(r, \Psi)$$

6.  $\Delta r$ 擾乱時

$$\Delta U_t(r, \Psi) = -\Delta r (r \cos \theta_{bd} + \cos \theta_{bd} (x_{cg} \cos \Psi - y_{cg} \sin \Psi)) \quad (D-9)$$

$$\begin{aligned} \Delta U_p(r, \Psi) = \Delta r (r \sin \theta_{bd} (-\sin \Psi) + \cos \theta_{bd} (x_{cg} \sin \beta \sin \Psi - y_{cg} \sin \beta \cos \Psi)) \\ + \Delta U'_p(r, \Psi) \end{aligned}$$

7.  $\Delta \theta$ 擾乱時

$$\Delta U_t(r, \Psi) = V \sin \Psi (\cos(\theta_{bd} - \theta - \Delta \theta) - \cos(\theta_{bd} - \theta)) \quad (D-10)$$

$$\Delta U_p(r, \Psi) = V \sin \beta \cos \Psi (\cos(\theta_{bd} - \theta - \Delta \theta) - \cos(\theta_{bd} - \theta)) + \Delta U'_p(r, \Psi)$$

8.  $\Delta \Phi$ 擾乱時

各翼素に対する流体速度の変動なし.

参考：全関節ブレードのフラッピング方程式

SH-60K は全関節型ブレードであり，ルート部のフラッピング回転方向のバネを $K_\beta$ ，ブレードのフラッピングヒンジ周りの慣性モーメントを $I_\beta$ としてヒンジオフセットを $e_o$ とすると式(D-11)の通り書くことができる．

$$\beta^{**} + v_\beta^2 \beta - \bar{M}_\beta = \varepsilon \quad (\text{D-11})$$

$$v_\beta^2 = 1 + \bar{e}_o \widehat{S}_\beta + \frac{K_\beta}{I_\beta \Omega^2}, \quad \bar{e}_o = \frac{e_o}{R - e_o} \approx \frac{e_o}{R}, \quad \widehat{S}_\beta = \frac{S_\beta (R - e_o)}{I_\beta}, \quad \bar{M}_\beta = \frac{\int_0^R r F_z dr}{I_\beta \Omega^2}$$

ここで， $\beta^* = \frac{d\beta}{d\psi} = \frac{d\beta}{dt} \frac{1}{\frac{d\psi}{dt}} = \frac{\dot{\beta}}{\Omega}$  である．

微小擾乱時のフラッピング角は上述の通り式(D-3)のように書くことができるため，ガラーキン法により式(D-12)のように書くことができる．

$$\begin{aligned} 2\pi v_\beta^2 \beta_o |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) d\Psi &= 0 \\ \pi(v_\beta^2 - 1) \beta_{1c} |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) \cos \Psi_j d\Psi &= 0 \\ \pi(v_\beta^2 - 1) \beta_{1s} |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) \sin \Psi_j d\Psi &= 0 \end{aligned} \quad (\text{D-12})$$

上記は並進運動速度の微小擾乱 $\Delta u$ ， $\Delta v$ ， $\Delta w$ および姿勢角の微小擾乱 $\Delta \Phi$ ， $\Delta \Psi$ に対して有効なフラッピング方程式であり，回転運動角速度の微小擾乱 $\Delta p$ ， $\Delta q$ ， $\Delta r$ に対してはジャイロ効果が加わることから式(D-11)はそれぞれの回転方向に対して異なり，式(D-13)のように書くことができる．

$$\beta^{**} + v_\beta^2 \beta - \bar{M}_\beta - \frac{1}{\Omega^2} \cos \theta_{bd} \left(1 + \bar{e} S_\beta^*\right) (2\Omega p \cos \Psi + \dot{p} \sin \Psi) = \varepsilon \quad (\text{for } p)$$

$$\beta^{**} + v_\beta^2 \beta - \bar{M}_\beta + \frac{1}{\Omega^2} \left(1 + \bar{e} S_\beta^*\right) (2\Omega q \sin \Psi - \dot{q} \cos \Psi) = \varepsilon \quad (\text{for } q) \quad (\text{D-13})$$

$$\beta^{**} + v_\beta^2 \beta - \bar{M}_\beta + \frac{1}{\Omega^2} \sin \theta_{bd} \left(1 + \bar{e} S_\beta^*\right) (2\Omega r \cos \Psi + \dot{r} \sin \Psi) = \varepsilon \quad (\text{for } r)$$

ここで、式(D-12)と同様にガラーキン法によりそれぞれの微小擾乱に対して式(D-14)～(D-15)のようにフラッピング角を解くことができる。

For  $\Delta p$ :

$$2\pi v_\beta^2 \beta_0 |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) d\Psi = 0$$

$$\pi(v_\beta^2 - 1)\beta_{1c} |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) \cos \Psi_j d\Psi - 2\pi p \frac{1}{\Omega} \cos \theta_{bd} \left(1 + \bar{e} S_\beta^*\right) = 0 \quad (\text{D-14})$$

$$\pi(v_\beta^2 - 1)\beta_{1s} |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) \sin \Psi_j d\Psi - \pi \dot{p} \frac{1}{\Omega^2} \cos \theta_{bd} \left(1 + \bar{e} S_\beta^*\right) = 0$$

For  $\Delta q$ :

$$2\pi v_\beta^2 \beta_0 |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) d\Psi = 0$$

$$\pi(v_\beta^2 - 1)\beta_{1c} |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) \cos \Psi_j d\Psi - \pi \dot{q} \frac{1}{\Omega^2} \left(1 + \bar{e} S_\beta^*\right) = 0 \quad (\text{D-15})$$

$$\pi(v_\beta^2 - 1)\beta_{1s} |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) \sin \Psi_j d\Psi + 2\pi q \frac{1}{\Omega} \left(1 + \bar{e} S_\beta^*\right) = 0$$

For  $\Delta r$ :

$$2\pi v_\beta^2 \beta_0 |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) d\Psi = 0$$

$$\pi(v_\beta^2 - 1)\beta_{1c} |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) \cos \Psi_j d\Psi + 2\pi r \frac{1}{\Omega} \sin \theta_{bd} (1 + \bar{e} S_\beta^*) = 0 \quad (\text{D-16})$$

$$\pi(v_\beta^2 - 1)\beta_{1s} |_{\Delta i} - \sum_{j=1}^M \bar{M}_\beta(\Psi_j) \sin \Psi_j d\Psi + \pi r \frac{1}{\Omega^2} \sin \theta_{bd} (1 + \bar{e} S_\beta^*) = 0$$

以上のように、微小擾乱が入力された後のブレードのフラッピング角は式(D-12)～(D-16)を数値解析して求めることができる。

## 補遺 E ダイナミックストールの影響

3.5 において示したように、ダイナミックストールが生じた際の  $2/\text{rev } c_l(\Psi)$  が  $4/\text{rev } F_{zhub}$  の主な原因となる。ここではダイナミックストールが起きにくい仮想の翼型特性を仮定して、CAMRAD II による解析を実施した結果を示す。CAMRAD II においては  $c_l$ ,  $c_d$ ,  $c_m$  についてマッハ数毎にその特性を  $-180 \text{ deg} < \alpha < 180 \text{ deg}$  の範囲においてテーブルルックアップ方式により定義することになるが、このうち  $c_l$  について静的失速角度を  $\pm 90 \text{ deg}$  と仮想的に定義して  $0 \text{ deg}$  から線形で定義することにした。

この仮想的な翼型特性を用いて CAMRAD II にてトリム解析を実施した結果を図 E-1 および図 E-2 に示す。図 E-1 に示されるトリム条件は翼型特性を大幅に変更した影響を強くは受けておらずほぼ図 2-3 と同一の条件であるが、図 E-2 に示される  $4/\text{rev}$  振動荷重およびモーメントはダイナミックストールを考慮している場合の結果である図 2-5 と比較すると大きく低減しており、この結果からもダイナミックストールが  $4/\text{rev}$  振動に大きく関係していることが分かる。

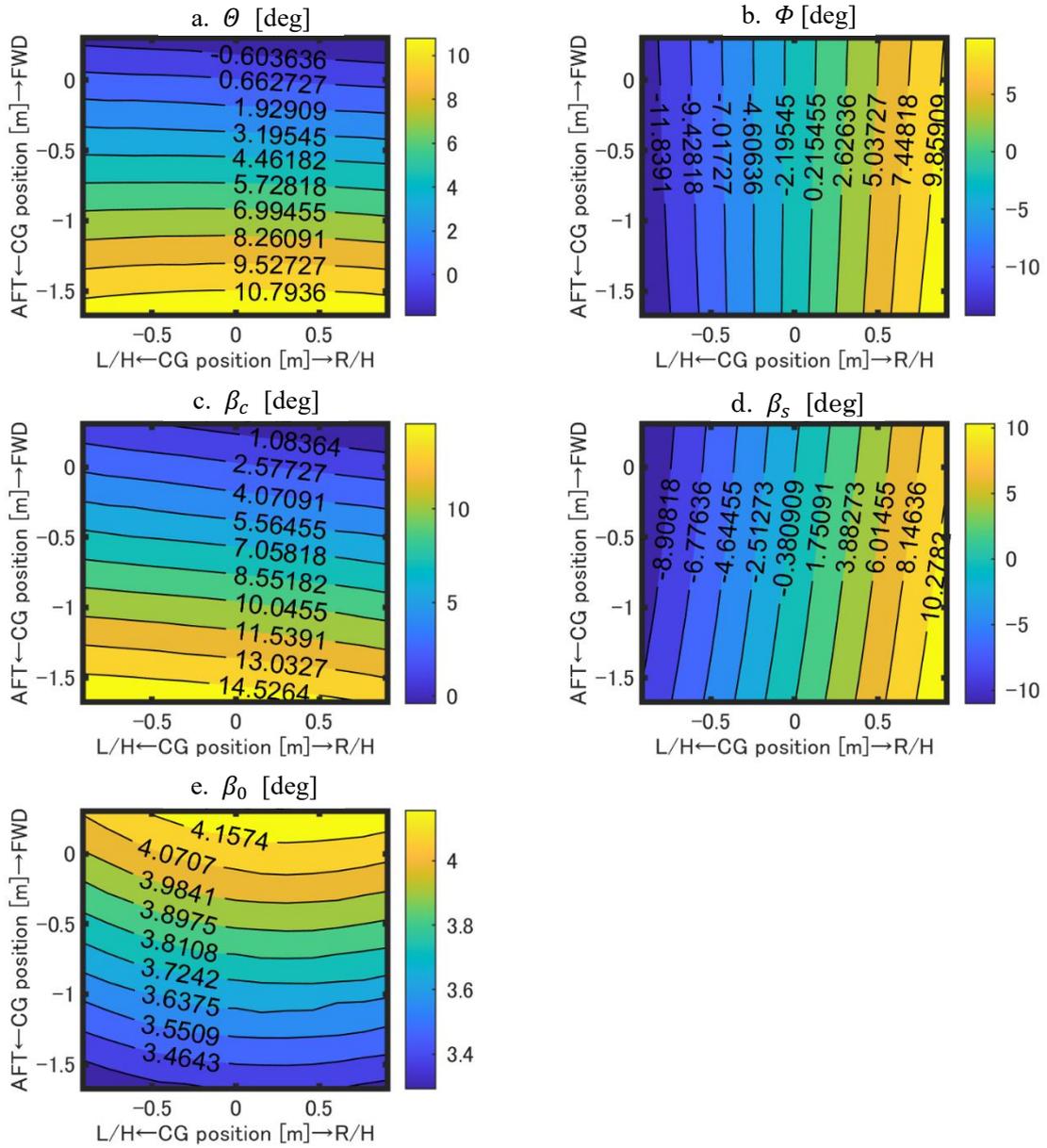


図 E-1 重心移動に伴うトリム変数解析結果（ダイナミックストールの影響小）

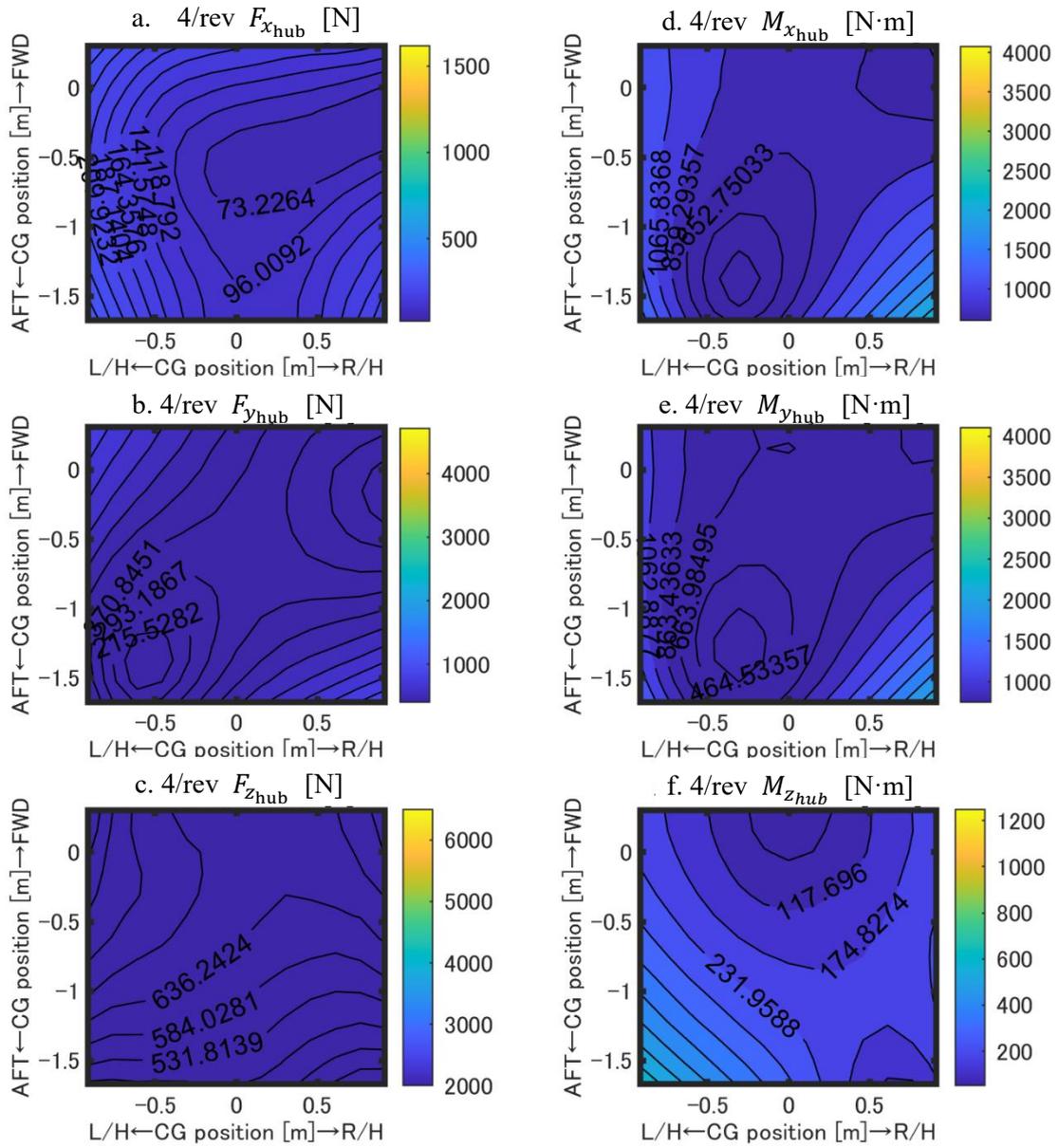


図 E-2 MRH 中央位置における 4/rev 振動荷重及びモーメント (振幅,  $V_c = 61.7\text{m/s}$ )  
(ダイナミックストールの影響小)

## 参考文献

- [1] Milton, A. Schwartzberg., Roger, L. Smith., James, L. Means., Harold, Y. H., Law, David. P. Chappell., Single-Rotor Helicopter Design and Performance Estimation Programs. Volume I. Methodology, Defense Technical Information Center, 1977.
- [2] Doyle, D., *CH-47 Chinook*, Squadron/Signal Publications, 2018.
- [3] Coleman, C.P., A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research, NASA Ames Research Center, Technical Publication, 1997, pp. 1-24.
- [4] Kaur, R. and Kishan, P. M.: INTERMESHING ROTOR HELICOPTER “KAMAN K-MAX”, International Research Journal of Modernization in Engineering Technology and Science., 2021. pp.870-874.
- [5] [https://www.mhi.com/jp/products/defense/sh60k\\_patrol\\_helicopter.html](https://www.mhi.com/jp/products/defense/sh60k_patrol_helicopter.html), as of Apr. 22. 2023.
- [6] [https://www.khi.co.jp/mobility/aero/helicopters/ch\\_47j.html](https://www.khi.co.jp/mobility/aero/helicopters/ch_47j.html), as of Apr. 22. 2023.
- [7] <https://akagi-heli.co.jp/aircrafts/>, as of Apr. 22. 2023.
- [8] [https://ja.wikipedia.org/wiki/%E3%82%AB%E3%83%9E%E3%83%B3\\_K-MAX](https://ja.wikipedia.org/wiki/%E3%82%AB%E3%83%9E%E3%83%B3_K-MAX), as of Apr. 22. 2023.
- [9] Prouty, R. W., Helicopter Performance, Stability, and Control 2<sup>nd</sup> Edition, Krieger Publishing Company, Melbourne, 2001.
- [10] Johnson, W., Rotorcraft Aeromechanics, Cambridge University Press., New York, 2013, pp. 443-448, pp. 710–746.
- [11] Stupar, S., Simonović, A., Jovanović, M., Measurement and Analysis of Vibrations on the Helicopter Structure in Order to Detect Defects of Operating Elements., Scientific Technical Review, Vol.62, No.1,2012, pp.58-63.
- [12] Farrar, C., Lieven, N.: Damage prognosis: the future of structural health monitoring, Philosophical Transaction of the Royal Society, 2007, Vol.365, pp.623-632.
- [13] Ali, M.K., Youssef, M.F.H., Hamaad, M.A., El-Butch, A.A.: A Study on Fault Diagnosis by Vibration Analysis at Different Loading and Speed Conditions, 13th International Conference on Aerospace Science & Aviation Technology, Egypt, 2010.

- [14] Jovanovic, M.: Analysis of low frequency vibration on structural connection elements of helicopter Gazelle, Military Technical Courier, 2010, pp.17-36.
- [15] Jovanovic, M., Filipovic, Z., Stupar, S., Simonovic, A.: An example of equipment subsystem for aircraft life extending model, 4th International Scientific Conference on Defensive Technology, OTEH 2011, Belgrade, Serbia, 2011.
- [16] Harris, M. C.: Shock and vibration handbook, McGraw-Hill, 4th ed., New York, 1996.
- [17] Ferguson, K., Thomson, D. and Anderson, D. (2017) Investigation of a Compound Helicopter Flying the Depart and Abort Mission Task Element. AHS Rotorcraft Handling Qualities Conference, Huntsville, AL, USA, 22-23 Feb 2017.
- [18] Bielawa, R. L.: Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Renton, Virginia, 2006, pp. 239–274.
- [19] Gaffey, T. and Balke, R., "Isolation of Rotor Induced Vibration with the Bell Focal Pylon-Nodal Beam System," SAE Technical Paper 760892, 1976
- [20] Flannelly, W., G. "The dynamic antiresonant vibration isolator", 22nd annual forum of AHS, may 1966, pp.152-160.
- [21] Schuett, E., P. "Application of passive helicopter isolation for alleviation of rotor induced vibration", Journal of American Helicopter Society, April 1969, pp.34-48.
- [22] Rita, A., D., McGarvey, J., H. and Jones, R. "Helicopter rotor isolation evaluation utilizing the dynamic antiresonant isolator", Journal of American Helicopter Society, January 1978, pp.22-29.
- [23] Desjardins, R., A. and Hooper, W., E. "Antiresonant rotor isolation for vibration reduction", Journal of American Helicopter Society, July 1980, pp.46-55.
- [24] Braun, D. "Development of antiresonant force isolators for helicopter vibration reduction", Journal of American Helicopter Society, October 1980, pp.37-44.
- [25] Halwes, D., R. "LIVE – liquid inertia vibration eliminator", 36th annual forum of AHS, Washington, D.C., May 1980.
- [26] Kakaley, D.E., Jolly, M. R., Buckner, G. D., An offset hub active vibration control system for mitigating helicopter vibrations during power loss: Simulation and experimental demonstration, Aerospace Science and Technology, Volume 77, June 2018, pp.610-625.

- [27] Friedmann, P.P., Rotary-Wing Aeroelasticity: Current Status and Future Trends, AIAA J., Vol 42., No. 10, October 2004, pp.1965.
- [28] Straub, F. and Charles, B.: Preliminary Assessment of Advanced Rotor/Control System Concepts (ARCS), Technical Report 90-D03, USA AVSCOM, 1990.
- [29] Ormiston, R.: Aeroelastic Considerations for Rotorcraft Primary Control with On-Blade Elevons, American Helicopter Society 57th Annual Forum Proceedings, Washington, D.C., May 2001.
- [30] Shen, J. and Chopra, I.: Actuation Requirements for a Swashplateless Helicopter Control System with Trailing-Edge Flaps, 43rd AIAA/ ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and 10th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, AIAA-2002-1444, Denver, Colorado, April 22–25, 2002.
- [31] Shen, J. and Chopra, I.: A Parametric Design Study for a Swashplateless Helicopter Rotor with Trailing-Edge Flaps, American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montreal, Canada, June 11–13, 2002.
- [32] Shen, J. and Chopra, I.: A Parametric Design Study for a Swashplateless Helicopter Rotor with Trailing-Edge Flaps, J. Am. Helicopter Soc., 49, 1 (2004), pp. 43–53.
- [33] Shen, J. and Chopra, I.: Swashplateless Helicopter Rotor System with Trailing-Edge Flaps for Flight and Vibration Controls, J. Aircraft, 2006, pp. 346–352.
- [34] Bluman, J. and Gandhi, F.: Reducing Trailing Edge Flap Deflection Requirements in Primary Control with a Movable Horizontal Tail, J. Am. Helicopter Soc., 2011.
- [35] Shen, J. and Chopra, I.: Swashplateless Helicopter Rotor with Trailing Edge Flaps, AIAA J., 2004, pp. 208–214.
- [36] Friedmann, P. P. and Millott, T. A.: Vibration Reduction in Rotorcraft Using Active Control: A Comparison of Various Approaches, J. Guidance, Control, and Dynamics., 1995, pp. 664–673.
- [37] Shen, J. and Chopra, I.: Aeroelastic Stability of Trailing-Edge Flap Helicopter Rotors, J. Am. Helicopter Soc., 2003, pp. 236–243.
- [38] Gandhi, F. S. and Sekura, M. K.: Helicopter Vibration Reduction Using Fixed-System Auxiliary Moments, AIAA J., 2004, pp. 501– 512.

- [39] Yoshizaki, Y., Gandhi, F. S., and Sekura, M. K.: Swashplateless Control of a Rotary-Wing UAV Using Variable RPM and a Movable CG, American Helicopter Society 62nd Annual Forum, Phoenix, AZ, May 9–11, 2006.
- [40] Steiner, J. H., Gandhi, F. S., and Yoshizaki, Y.: An Investigation of Variable Rotor RPM on Performance and Trim, American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montreal, Canada, April 29–May 1, 2008.
- [41] Johnson, W.: Rotorcraft Aeromechanics Applications of a Comprehensive Analysis, Heli Japan 98: AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Disaster Relief, Nagarafukumitsu, Gifu, Japan, April 21–23, 1998.
- [42] Lim, J.W., Yu, Y.H., Johnson, W., “Calculation of Rotor Blade–Vortex Interaction Airloads Using a Multiple-Trailer Free-Wake Model,” *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 6, November–December 2003, pp.1123-1130.
- [43] Johnson, W., “A History of Rotorcraft Comprehensive Analyses”, AHS 69th Annual Forum, Phoenix, Arizona, May 21–23, 2013.
- [44] Cheng, Q.Y., et al, “A Coupled Helicopter Rotor/Fuselage Dynamics Model Using Finite Element Multi-body,” *MATEC Web Conf.*, vol. 77, p. 01016, 2016.
- [45] Hansford. R. E., “Considerations in the Development of the Coupled Rotor Fuselage Model,” Presented at the American Helicopter Society 48th Annual Forum, Washington D.C., June 1992.
- [46] Bauchau, A. O., J. Rodriguez, and S.Y. Chen. “Coupled Rotor-Fuselage Analysis with Finite Motions Using Component Mode Synthesis,” *Journal of the American Helicopter Society*, 49(2):201-211, 2004.
- [47] Etkin, B., and Reid, L.D., *Dynamics of Flight Stability and Control*, John Wiley and Sons Inc., 1995, Toronto, pp. 97–102.
- [48] Johnson, W., “Rotorcraft Aerodynamics Models for a Comprehensive Analysis,” Presented at the American Helicopter Society 54th Annual Forum, Washington, DC, May 20–22, 1998.
- [49] Leishman, J.G., and Beddoes, T.S. "A Semi-Empirical Model for Dynamic Stall." *Journal of the American Helicopter Society*, Volume 24, Number 3, July 1989.

- [50] Leishman, J.G., and Beddoes, T.S. "A Generalized Model for Airfoil Unsteady Aerodynamic Behavior and Dynamic Stall Using the Indicial Method." American Helicopter Society Forum, June 1986.
- [51] Leishman, J.G., and Crouse, G.L., Jr. "State-Space Model for Unsteady Airfoil Behavior and Dynamic Stall." AIAA Paper Number 89-1319, April 1989.
- [52] Padfield, G.D., Helicopter Flight Dynamics: Including a treatment of Tiltrotor Aircraft. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc., 3rd ed., 2018.
- [53] ADS 33, Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft Rev. E, Feb. 29.
- [54] Bertolino, C. A., Gaidano, M., Smorto, S., Porro, G. P., Sorli, M., "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." Multidisciplinary Digital Publishing Institute, Aerospace 2023, 10, 391.

## 謝辞

本論文を執筆するにあたり週末を中心に熱心にご指導いただいた砂田先生には非常にお世話になりました。論文のテーマについては長年漠然とその構想を頭に描いていたものの実行に移すことがなかった自分の背中を押してくれた妻にまず感謝の念を表します。また、砂田先生へのご縁を結んでいただいた三菱重工の澤田氏、また JAXA 青山氏に感謝申し上げます。また三菱重工 山内氏に名古屋大学の社会人特別選抜試験を受験することを快諾していただいたことは忘れることはないでしょう。

論文の審査におきましては主査の砂田先生をはじめ原先生、稲守先生そして静岡理工科大学の佐藤先生に貴重なご意見たくさんいただきました。おかげさまで論文の質を高めることができました。ありがとうございます。

また、社会人のため日頃より事務的な手続きで山口皓平助教と豊田様には多大なるご支援をいただきました。ここに感謝申し上げます。

# 研究業績

## 発表論文

[1] Yoshizaki. Y, Sunada. S, “Analysis of Rotorcraft Vibration Reduction Using a Center-of-Gravity Offset”, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 66, No. 1, pp. 1–9, 2023.

[2] 吉崎 裕治, 砂田 茂, “回転翼機の振動低減を目的とする重心オフセットが安定性に与える影響について”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol 71, No.3, pp.105-111, 2023.

[3] 吉崎 裕治, 砂田 茂, “回転翼機における振動低減のための重心移動の代替案についての一考察”, 日本航空宇宙学会論文集, in press.

## 国際会議での発表

[1] Yoshizaki. Y, Sunada. S, “Analysis of Rotorcraft Vibration Reduction Using a Center-of-Gravity Offset”, The Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Niigata, 2022., p.10.

[2] Yoshizaki. Y, Sunada. S, “Analysis of Rotorcraft Vibration Reduction Using a Center-of-Gravity Offset”, Workshop on Rotorcraft between Japan and Korea, 2023., presented on the web.