

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.02.006

## 共轴刚性旋翼飞行器配平特性及验证

袁野 陈仁良 李攀

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210006)

**摘要:**针对共轴刚性旋翼与常规旋翼的区别,从挥舞运动、变距操纵和诱导速度 3 方面建立共轴刚性旋翼的气动力模型。采用等效挥舞运动概念,建立共轴刚性旋翼的挥舞运动方程;引入提前操纵角概念,建立与共轴刚性旋翼挥舞频率相适应的变距操纵模型;引入上下旋翼干扰因子,建立共轴刚性旋翼的诱导速度模型。在此基础上,建立共轴刚性旋翼飞行器飞行动力学模型,并以 XH-59A 直升机为例计算纯直升机飞行模式的配平特性,使用飞行试验数据验证了理论模型的正确性,同时讨论了共轴刚性旋翼飞行器与常规直升机配平特性的异同点。

**关键词:**直升机;共轴刚性旋翼;挥舞运动;动态入流;配平特性

**中图分类号:**V212.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2016)02-0186-08

### Trim Characteristics and Verification of Coaxial Rigid Rotor Aircraft

Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pan

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** Aiming at the difference between the coaxial rigid rotor and the conventional rotor, the aerodynamic models of coaxial rigid rotor are built in terms of rotor flapping, pitch control and induced velocity. The flapping movement function of the coaxial rigid rotor is introduced based on the concept of equivalent flapping. The pitch control motion fitting with the flapping frequency of coaxial rigid rotor is modeled based on the concept of control phase angle. The induced inflow velocity of the coaxial rigid rotor is modeled by using the interference factor. With the flight dynamic models mentioned above, the trim characteristics of pure-helicopter mode with the example of XH-59A helicopter are analyzed, and the models are verified by the flight test data. Comparison of the trim characteristics between coaxial rigid rotor aircraft and conventional single rotor helicopter is performed.

**Key words:** helicopter; coaxial rigid rotor; flapping motion; dynamic inflow; trim characteristics

共轴刚性旋翼飞行器是一种新型直升机,相比于常规直升机 300 km/h 左右的最大平飞速度,最新的共轴刚性旋翼飞行器 S-97 直升机的最大平飞速度可达 482 km/h。所以共轴刚性旋翼飞行器能

够显著地提高直升机的飞行速度,具有潜在军用和民用价值。

直升机的配平特性与旋翼气动特性密切相关,旋翼气动力受桨叶挥舞运动、变距操纵和旋翼诱导

**基金项目:**国家自然科学基金青年科学基金(51405227)资助项目;航空科学基金(20145752034)资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目。

**收稿日期:**2015-10-01;**修订日期:**2016-01-01

**通信作者:**陈仁良,男,教授,博士生导师,E-mail:crlae@nuaa.edu.cn。

**引用格式:**袁野,陈仁良,李攀.共轴刚性旋翼飞行器配平特性及验证[J].南京航空航天大学学报,2016,48(2):186-193. Yuan Ye, Chen Renliang, Li Pan. Trim characteristics and verification of coaxial rigid rotor aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(2): 186-193.

速度的共同作用。变距操纵改变桨叶翼型迎角,引起桨叶挥舞运动与旋翼气动力的变化,进而引起诱导速度的变化。变化的诱导速度和桨叶挥舞运动反过来改变桨叶翼型的迎角,进而影响变距操纵,构成了挥舞运动、变距操纵和诱导速度复杂的耦合关系。共轴刚性旋翼飞行器采用了前行桨叶概念旋翼,其主要特点是挥舞刚度较大,其一阶挥舞频率远大于常规直升机旋翼<sup>[1]</sup>,从而改变了挥舞运动、变距操纵和诱导速度三者之间的耦合关系。此外,共轴刚性旋翼之间的间距小于常规共轴旋翼间的间距,上下旋翼的气动干扰严重,影响旋翼的诱导速度,进一步改变了挥舞运动、变距操纵和诱导速度三者之间的耦合关系,使共轴刚性旋翼具有与常规直升机旋翼不同的独特的旋翼气动特性,直接影响共轴刚性旋翼飞行器的配平特性。

自 20 世纪 60 年代以来,国内外研究者就开始针对共轴刚性旋翼飞行器气动特性等问题进行研究<sup>[2]</sup>。而目前已有的研究主要集中在共轴刚性旋翼的气动特性上,文献[3]利用实验方法研究了共轴刚性旋翼飞行器旋翼间的干扰。文献[4~8]针对共轴刚性旋翼间的干扰以及旋翼附近流场情况进行研究。这些气动特性的研究为飞行动力学研究提供了参考,但以上研究主要考虑因素为旋翼在给定变距操纵情况下的旋翼特性,并没有考虑挥舞运动、变距操纵和诱导速度 3 方面的共同作用对旋翼气动特性的影响。文献[9,10]则对通过风洞试验给出了不同情况下的配平纵向周期变距和桨毂载荷的试验结果。但这些文献并没有对其配平特性进行详尽的理论分析,同时没有与常规直升机进行对比进而说明共轴刚性旋翼飞行器的配平特点。中国国内对于共轴刚性旋翼飞行器的研究刚刚起步,文献[11]对共轴刚性旋翼飞行器的特点进行了简要分析和总结。文献[12]的研究主要集中在共轴刚性旋翼飞行器动力学特性的分析上。文献[13,14]主要研究了共轴刚性旋翼直升机的气动干扰问题。文献[15]对共轴刚性旋翼的飞行动力学问题进行了初步的研究,但配平结果中只有与常规单旋翼带尾桨直升机的比对结果,缺乏说明性。

依据以上分析,针对共轴刚性旋翼与常规旋翼的区别,从旋翼挥舞运动、变距操纵和诱导速度 3 方面建立共轴刚性旋翼的气动力模型,建立共轴刚性旋翼的挥舞运动模型、变距操纵模型以及诱导速度模型。在此基础上,建立了共轴刚性旋翼飞行器飞行动力学模型,同时计算了模型在纯直升机模式下的配平结果,并与样例飞行试验数据进行了比

对。同时,通过对比常规直升机的配平特性分析说明了共轴刚性旋翼飞行器的配平特性。

## 1 共轴刚性旋翼飞行器飞行动力学模型

### 1.1 旋翼飞行动力学模型

共轴刚性旋翼的挥舞运动模型、变距操纵模型以及诱导速度入流模型与常规直升机有较大差别。因此,为了保证模型的准确性,需要对以上 3 个共轴刚性旋翼气动特性的影响因素进行针对性建模。

#### 1.1.1 共轴刚性旋翼挥舞运动模型

共轴刚性旋翼本质上是一种较刚硬的无轴承旋翼,其一阶挥舞频率要远大于纯铰接式旋翼,大约在  $1.4 \Omega$  到  $1.6 \Omega$  之间<sup>[10]</sup>。若直接采用纯铰接式旋翼桨叶的刚体挥舞运动来模拟其一阶弹性挥舞运动,等效挥舞铰外伸量约为  $300\% \sim 400\%$ ,显然难以在振型上保证与真实的一阶弹性挥舞运动近似。因此,本文采用基于一阶弹性挥舞振型的等效挥舞外伸量和等效挥舞约束弹簧刚度的方法建立挥舞运动方程。

共轴刚性旋翼一阶挥舞频率表达式为<sup>[16]</sup>

$$\omega_n = \sqrt{1 + \frac{eM_\beta}{I_\beta} + \frac{K_0}{I_\beta\Omega^2}} \cdot \Omega \quad (1)$$

式中: $e$ 为无量纲等效挥舞铰偏置量; $M_\beta$ 为桨叶质量静矩; $I_\beta$ 为桨叶惯性矩; $K_0$ 为不旋转情况下的桨叶挥舞刚度; $\Omega$ 为旋翼转速; $\omega_n$ 为共轴刚性旋翼的一阶挥舞频率。

在利用刚性挥舞运动来拟合桨叶的一阶弹性挥舞运动时,为了保证精确性,在保证刚性旋翼的一阶挥舞频率不变的同时要保证桨叶刚体挥舞运动振型与一阶弹性挥舞近似相同,拟合方法如图 1 所示<sup>[17]</sup>。图中, $z$ 表示挥舞位移量。如图所示,本文采用旋翼桨叶一阶弹性挥舞振型外端近似直线段延长线与  $x$  轴的交点位置确定等效挥舞铰外伸量,确保桨叶刚体挥舞运动振型与一阶弹性挥舞运动振型近似;同时为保证挥舞频率相同,在等效挥

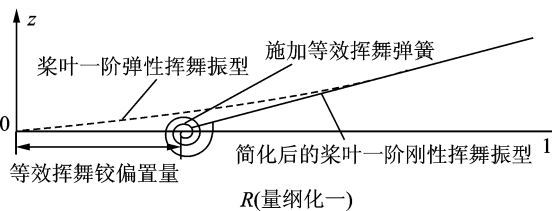


图 1 刚性旋翼挥舞等效方法示意图

Fig. 1 Schematic diagram of rigid rotor flapping equivalence

舞铰处增加挥舞约束弹簧挥舞约束弹簧刚度为

$$K_{10} = (\omega_n^2 - 1 - \frac{eM_\beta}{I_\beta}) I_\beta \Omega^2 \quad (2)$$

根据上述方法,则可以完成对共轴刚性旋翼挥舞动力学方程的构建:

在共轴刚性旋翼的挥舞方程中,作用于旋翼单片桨叶挥舞铰处的力矩主要有:离心力力矩  $M_{CF}$ 、挥舞惯性力矩  $M_I$ 、机身角速度引起哥氏力矩  $M_{Cor}$ 、机身角加速度引起的惯性力矩  $M_{BA}$ 、机身加速度引起的惯性力矩  $M_{BL}$ 、桨叶重力力矩  $M_G$ 、气动升力矩  $M_A$ ,以及等效挥舞铰弹簧刚度所产生的力矩  $M_R$ ,它们的表达式分别为

$$M_{CF} = \Omega^2 (I_\beta \cos\beta + eM_\beta) \sin\beta \quad (3)$$

$$M_I = I_\beta \ddot{\beta} \quad (4)$$

$$M_{Cor} = -2\Omega (I_\beta + eM_\beta) (p \cos\psi - q \sin\psi) \quad (5)$$

$$M_{BA} = -I_\beta (\dot{p} \sin\psi + \dot{q} \cos\psi) \quad (6)$$

$$M_{BL} = -M_\beta (\dot{\omega} - uq + vp) \quad (7)$$

$$M_G = M_\beta g \quad (8)$$

$$M_A = - \int_e^R r dF_z \quad (9)$$

$$M_R = K_{10} \beta \quad (10)$$

式中:  $F_z$  为桨叶微元的垂向力;  $p, q, r$  分别是机身三向角速度;  $u, v, w$  为体轴系下的速度;  $\beta$  为旋翼挥舞角。上述诸力矩的代数和应等于零,据此可得到旋翼桨叶挥舞运动的动力学方程

$$\ddot{\beta} + C_1 \dot{\beta} + C_2 \beta = C_3 \quad (11)$$

桨叶挥舞角的一阶谐波表达式及一阶、二阶导数表达式如下

$$\beta = a_0 - a_1 \cos\psi_1 - b_1 \sin\psi_1 \quad (12)$$

$$\dot{\beta} = \dot{a}_0 - (\dot{a}_1 + b_1 \Omega) \cos\psi - (\dot{b}_1 - a_1 \Omega) \sin\psi \quad (13)$$

$$\ddot{\beta} = \ddot{a}_0 - (\ddot{a}_1 + 2\dot{b}_1 \Omega - a_1 \Omega^2) \cos\psi - (\ddot{b}_1 - 2\dot{a}_1 \Omega - b_1 \Omega^2) \sin\psi \quad (14)$$

式中:  $a_0$  为旋翼锥度角;  $a_1$  为旋翼挥舞后倒角;  $b_1$  为旋翼挥舞侧倒角;  $\psi$  表示方位角。将挥舞方程代入式(11),通过分解可以得到

$$\begin{bmatrix} \ddot{a}_0 \\ \ddot{a}_1 \\ \ddot{b}_1 \end{bmatrix} + \mathbf{D}_d \begin{bmatrix} \dot{a}_0 \\ \dot{a}_1 \\ \dot{b}_1 \end{bmatrix} + \mathbf{K}_d \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ b_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中:  $\mathbf{D}_d$  为旋翼桨盘运动阻尼矩阵;  $\mathbf{K}_d$  为刚度矩阵;  $\mathbf{F} = [F_1 \ F_2 \ F_3]$  为外激力项。对于稳定飞行配平计算,可不考虑桨盘的运动加速度和速度项,通过刚度矩阵和外激力项直接求解桨盘锥度角、后倒角和侧倒角。上旋翼与下旋翼挥舞方程形式相同。

### 1.1.2 共轴刚性旋翼变距操纵模型

共轴刚性旋翼变距操纵与常规铰接式旋翼的不同主要体现在两个方面:第一是由于共轴刚性旋翼系统是由两套旋翼组成的,其产生俯仰和滚转操纵力矩需要由两组旋翼系统协调完成;第二是由于共轴刚性旋翼的挥舞频率明显高于常规铰接式旋翼,因此旋翼挥舞响应相对于变距操纵输入的滞后角要明显小于常规铰接式旋翼。

针对现有模型,本文中的共轴刚性旋翼的变距表达式为

$$\theta_L(t) = \theta_{012} + \theta_{01} - (A_1 + \Delta A_1) \cos(\psi_L + \Gamma) + (B_1 - \Delta B_1) \sin(\psi_L + \Gamma) \quad (16)$$

$$\theta_U(t) = \theta_{012} - \theta_{01} - (A_1 - \Delta A_1) \cos(\psi_U + \Gamma) - (B_1 + \Delta B_1) \sin(\psi_U + \Gamma) \quad (17)$$

式中:  $\theta_{012}$  为旋翼的总距;  $\theta_{01}$  为旋翼的差动变距;  $A_1, B_1$  分别为纵向、横向周期变距;  $\Delta A_1, \Delta B_1$  分别为差动纵向、横向周期变距;  $\Gamma$  为旋翼的提前操纵角;  $\psi_L, \psi_U$  分别为下、上旋翼桨叶的方位角,它们的方向相反。

对于常规单旋翼带尾桨直升机来说,提前操纵角  $\Gamma$  应与挥舞响应滞后角近似相同来保证其在周期变距操纵时不会产生较大的耦合现象。但对于包括共轴刚性旋翼在内的共轴旋翼来说,由于上下旋翼的协同作用,纵横向操纵耦合会因为上下旋翼相互反转而抵消,因此,在不同的前飞速度下提前操纵角  $\Gamma$  可以与挥舞响应滞后角不同,并且可以随着前飞速度进行变化。

### 1.1.3 共轴刚性旋翼诱导速度模型

理论计算和试验研究表明,共轴式旋翼系统在悬停、前飞状态下,上下旋翼桨盘处垂向诱导速度分布与单旋翼系统的相类似<sup>[18]</sup>。可以采用引入干扰因子的 Pitt-Peters 动态入流模型假设<sup>[19]</sup>。

因此在不考虑上下旋翼干扰的情况下,可以取上下旋翼桨盘的诱导速度分布表达式为

$$v'_{iL} = v_L + v_{Ls} \bar{r} \sin(\varphi_L) + v_{Lc} \bar{r} \cos(\varphi_L) \quad (18)$$

$$v'_{iU} = v_U + v_{Us} \bar{r} \sin(\varphi_U) + v_{Uc} \bar{r} \cos(\varphi_U) \quad (19)$$

式中:  $v_U, v_L$  分别为上下旋翼的平均诱导速度;  $v_{Us}, v_{Ls}$  分别为上下旋翼诱导速度的一阶正弦谐波分量;  $v_{Uc}, v_{Lc}$  分别为上下旋翼诱导速度的一阶余弦谐波分量;  $\bar{r}$  为当地桨叶的径向位置。入流方程可以表示为

$$\mathbf{M} \begin{bmatrix} v_L \\ v_{Ls} \\ v_{Lc} \end{bmatrix} + \mathbf{V} \mathbf{L}^{-1} \begin{bmatrix} v_L \\ v_{Ls} \\ v_{Lc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{L,Ta} \\ -C_{L,La} \\ -C_{L,Ma} \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中:  $\mathbf{M}$  为显在质量矩阵;  $\mathbf{V}$  为质量流量参数矩阵;  $\mathbf{L}$  为增广后的入流增益矩阵;  $C_{L_{Ta}}$  为下旋翼拉力系数中的气动力部分;  $C_{L_{La}}$  和  $C_{L_{Ma}}$  分别为下旋翼名义气动滚转和俯仰力矩系数。  $\mathbf{M}$  和  $\mathbf{V}$  分别为

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \frac{128}{75\pi} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{16}{24\pi} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{16}{24\pi} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} V_m & 0 & 0 \\ 0 & \bar{V} & 0 \\ 0 & 0 & \bar{V} \end{bmatrix},$$

其中:  $V_m = \sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 + \mu_z)^2}$   
 $\bar{V} = \frac{\mu^2 + (\lambda_0 + \mu_z)(2\lambda_0 + \mu_z)}{V_m},$

$\mu_z$  为入流比。尾迹弯曲增广后的入流增益矩阵  $\mathbf{L}$  表示为

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & 0 & -\frac{15\pi X}{64} \\ 0 & 2(1 + X^2) & 0 \\ \frac{15\pi X}{64} & 0 & 2(1 - X^2) \end{bmatrix} \quad (21)$$

式中:  $X = \tan(\chi/2)$ ;  $\chi = \arctan(\mu/(\lambda_0 + \mu_z))$ ;  $\chi$  为尾迹倾斜参数;  $X$  为准定常尾迹倾斜参数。

共轴刚性旋翼飞行器的气动干扰随前飞速度会发生改变,本文考虑到满足工程需要,使模型便于计算,上下旋翼的气动干扰通过引入干扰因子  $\delta_L$ 、 $\delta_U$  来确定,  $\delta_L$  表示上旋翼对下旋翼的干扰系数,  $\delta_U$  表示下旋翼对上旋翼的干扰系数,这是一个与上下旋翼的间距与飞行状态有关的经验系数。在加入干扰项之后,共轴刚性旋翼上下旋翼桨盘的诱导速度分布表达式为<sup>[20]</sup>

$$v_{iL} = v_L + \delta_L v_U + (v_{Ls} - \delta_L v_{Us}) \bar{r} \sin\varphi + (v_{Uc} + \delta_L v_{Uc}) \bar{r} \cos\varphi \quad (22)$$

$$v_{iU} = v_U + \delta_U v_L + (v_{Us} - \delta_U v_{Ls}) \bar{r} \sin\varphi + (v_{Uc} + \delta_U v_{Uc}) \bar{r} \cos\varphi \quad (23)$$

由于上旋翼和下旋翼是相互反转的,因此诱导速度的一阶正弦谐波分量的相互干扰量为负。其中干扰系数可以参考文献[21]。

#### 1.1.4 旋翼气动力

综合旋翼挥舞方程、变距操纵以及诱导速度模型,同时考虑惯性效应<sup>[18]</sup>,旋翼载荷可表示为

$$T_{W1} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R (-a_z m dr + dF_{zb}) d\psi \quad (24)$$

$$Y_{W1} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R (\cos\psi dF_{yb} - \beta \sin\psi dF_{zb}) d\psi \quad (25)$$

$$H_{W1} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R (-\sin\psi dF_{yb} - \beta \cos\psi dF_{zb}) d\psi \quad (26)$$

$$L_{W1} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left( K\beta + \int_{eR}^R (dF_{zb} - a_z m dr) eR \right) \sin\psi d\psi \quad (27)$$

$$M_{W1} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} - \left( K\beta + \int_{eR}^R (dF_{zb} - a_z m dr) eR \right) \cos\psi d\psi \quad (28)$$

$$N_{W1} = \frac{N_b}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R dF_{yb} r d\psi \quad (29)$$

式中:  $T_{W1}$ ,  $Y_{W1}$ ,  $H_{W1}$  分别为旋翼的拉力、侧向力及水平力;  $L_{W1}$ ,  $M_{W1}$ ,  $N_{W1}$  分别为滚转、俯仰及偏航力矩;  $N_b$  为旋翼桨叶片数;  $m$  为桨叶单位长度的质量;  $a_z$  为剖面加速度的法向分量;  $F_{zb}$ ,  $F_{yb}$  为桨叶微元的垂向力及后向力。

上下旋翼气动力形式相似,但上旋翼采用左手坐标系,因此在计算旋翼系统产生的气动力和气动力矩时应进行坐标转换,转换公式为

$$\begin{bmatrix} H_{W1} \\ Y_{W1} \\ T_{W1} \end{bmatrix}_{\text{Righthand}} = \begin{bmatrix} H_{W1} \\ -Y_{W1} \\ T_{W1} \end{bmatrix}_{\text{Lefthand}} \quad (30)$$

$$\begin{bmatrix} L_{W1} \\ M_{W1} \\ N_{W1} \end{bmatrix}_{\text{Righthand}} = \begin{bmatrix} -L_{W1} \\ M_{W1} \\ -N_{W1} \end{bmatrix}_{\text{Lefthand}} \quad (31)$$

## 1.2 机身模型

设机身气动中心  $\mathbf{F}$  相对重心的位置为  $(x_F, y_F, z_F)$ , 则该处当地速度分量为

$$\begin{bmatrix} u_F \\ v_F \\ w_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u + z_F q - y_F r \\ v + x_F r - z_F p \\ w + y_F p - x_F q \end{bmatrix} \quad (32)$$

机身当地攻角、侧滑角和动压分别为

$$\alpha_F = \arctan \frac{w_F}{u_F} \quad (33)$$

$$\beta_F = \arcsin \frac{v_F}{\sqrt{u_F^2 + v_F^2 + w_F^2}} \quad (34)$$

$$q_F = \frac{1}{2} \rho (u_F^2 + v_F^2 + w_F^2) \quad (35)$$

由此可以得到在给定状态下的机身当地攻角和侧滑角,从而可以通过吹风数据得到机身的三向力系数和三向力矩系数。机身在给定状态下的气动力由式(36,37)可得

$$\begin{bmatrix} X_F \\ Y_F \\ Z_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -q_F S_F C_{DF} \\ -q_F S_F C_{YF} \\ -q_F S_F C_{LF} \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$\begin{bmatrix} L_F \\ M_F \\ N_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_F S_F l_F C_{RF} \\ q_F S_F l_F C_{MF} \\ q_F S_F l_F C_{NF} \end{bmatrix} \quad (37)$$

式中:  $S_F$  为机身最大迎风面积;  $l_F$  为机身长度;  $C_{LF}, C_{DF}, C_{YF}$  分别为机身的气动升力、阻力及侧力系数;  $C_{RF}, C_{MF}, C_{NF}$  分别为机身的气动滚转力矩、俯仰力矩及偏航力矩系数。  $X_F, Y_F, Z_F$  与  $L_F, M_F, N_F$  分别为机身产生的三向力和三向力矩。

### 1.3 平尾模型

设平尾气动中心相对中心的位置为  $(x_{HS}, y_{HS}, z_{HS})$ , 则该处当地速度表达式为

$$\begin{bmatrix} u_{HS} \\ v_{HS} \\ w_{HS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u + z_{HS}q - y_{HS}r \\ v + x_{HS}r - z_{HS}p \\ w + y_{HS}p - x_{HS}q \end{bmatrix} \quad (38)$$

平尾当地攻角、侧滑角和动压分别为

$$\alpha_{HS} = \arctan \frac{w_{HS}}{u_{HS}} + \alpha_{0HS} = \alpha_{1HS} + \alpha_{0HS} \quad (39)$$

$$\beta_{HS} = \arcsin \frac{v_{HS}}{\sqrt{u_{HS}^2 + v_{HS}^2 + w_{HS}^2}} \quad (40)$$

$$q_{HS} = \frac{1}{2} \rho (u_{HS}^2 + v_{HS}^2 + w_{HS}^2) \quad (41)$$

式中:  $\alpha_{0HS}$  为平尾安装角;  $\alpha_{HS}, \beta_{HS}, q_{HS}$  分别为平尾的当地攻角、侧滑角和动压。通过平尾当地攻角, 对平尾采用的翼型升阻力系数表进行差值, 得到了在给定攻角状态下的平尾翼型升力和阻力系数。因此, 得到平尾产生的气动力如下

$$\begin{bmatrix} X_{HS} \\ Y_{HS} \\ Z_{HS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta_{HS} \cos\alpha_{1HS} & -\sin\beta_{HS} \cos\alpha_{1HS} & -\sin\alpha_{1HS} \\ \sin\beta_{HS} & \cos\beta_{HS} & 0 \\ \cos\beta_{HS} \sin\alpha_{1HS} & -\sin\beta_{HS} \sin\alpha_{1HS} & \cos\alpha_{1HS} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -q_{HS} S_{HS} C_{DHS} \\ 0 \\ -q_{HS} S_{HS} C_{LHS} \end{bmatrix} \quad (42)$$

$$\begin{bmatrix} L_{HS} \\ M_{HS} \\ N_{HS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{HS} Z_{HS} - z_{HS} Y_{HS} \\ z_{HS} X_{HS} - x_{HS} Z_{HS} \\ x_{HS} Y_{HS} - y_{HS} X_{HS} \end{bmatrix} \quad (43)$$

式中:  $C_{DHS}$  和  $C_{LHS}$  为平尾翼型的阻力系数和升力系数;  $S_{HS}$  为平尾面积;  $x_{HS}, y_{HS}, z_{HS}$  为平尾的坐标。

### 1.4 垂尾模型

设垂尾气动中心相对中心的位置为  $(x_{VS}, y_{VS}, z_{VS})$ 。垂尾部分模型建立方式平尾相似。根据侧滑角可以得出垂尾在给定状态下的升阻力在给定状态下的大小。因此, 垂尾气动力和力矩的表达式为

$$\begin{bmatrix} X_{VS} \\ Y_{VS} \\ Z_{VS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta_{VS} \cos\alpha_{VS} & -\sin\alpha_{VS} & -\sin\beta_{VS} \cos\alpha_{VS} \\ \cos\beta_{VS} \sin\alpha_{VS} & \cos\alpha_{VS} & -\sin\beta_{VS} \sin\alpha_{VS} \\ \sin\beta_{VS} & 0 & \cos\beta_{VS} \end{bmatrix} \times$$

$$\begin{bmatrix} -q_{VS} S_{VS} C_{DVS} \\ -q_{VS} S_{VS} C_{LVS} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (45)$$

$$\begin{bmatrix} L_{VS} \\ M_{VS} \\ N_{VS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{VS} Z_{VS} - z_{VS} Y_{VS} \\ z_{VS} X_{VS} - x_{VS} Z_{VS} \\ x_{VS} Y_{VS} - y_{VS} X_{VS} \end{bmatrix}$$

式中:  $\alpha_{VS}, \beta_{VS}, q_{VS}$  分别为垂尾的当地迎角、侧滑角和动压;  $S_{VS}$  为垂尾面积;  $C_{DVS}, C_{LVS}$  分别为垂尾翼型的当地迎角下的阻力系数和升力系数; 垂尾计算方式与平尾计算相似, 定义与 1.3 节类似, 但需要将平尾参数改变为垂尾的相关参数。

## 2 共轴刚性旋翼飞行器配平

在稳定直线飞行时, 共轴刚性旋翼飞行器机体的线加速度, 角加速度和角速度均为零。因此可得共轴刚性旋翼飞行器的平衡方程为

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{SUM} g \sin\theta \\ -M_{SUM} g \cos\theta \sin\phi \\ -M_{SUM} g \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \quad (46)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (47)$$

式中:  $X, Y, Z$  以及  $L, M, N$  分别为共轴刚性旋翼飞行器所受到的气动力和力矩;  $M_{SUM}$  为全机重量;  $\theta$  为机体俯仰角;  $\phi$  为机体滚转角。其中

$$\begin{aligned} X &= X_{LowRotor} + X_{UpRotor} + X_F + X_{HS} + X_{VS}, \\ Y &= Y_{LowRotor} + Y_{UpRotor} + Y_F + Y_{HS} + Y_{VS}, \\ Z &= Z_{LowRotor} + Z_{UpRotor} + Z_F + Z_{HS} + Z_{VS}, \\ L &= L_{LowRotor} + L_{UpRotor} + L_F + L_{HS} + L_{VS}, \\ M &= M_{LowRotor} + M_{UpRotor} + M_F + M_{HS} + M_{VS}, \\ N &= N_{LowRotor} + N_{UpRotor} + N_F + N_{HS} + N_{VS}. \end{aligned}$$

配平计算的流程见图 2。

对于给定的飞行状态带入计算初值后, 通过挥舞方程和动态入流得到其在给定飞行状态下的挥舞量以及诱导速度分布, 从而得到了旋翼的气动载荷, 然后通过旋翼的气动载荷与其他部分所产生的气动力累加得到了共轴刚性旋翼飞行器的所受到的气动力和力矩, 判定其是否满足平衡方程。若不满足则可以通过牛顿迭代法得到新的飞行状态重新进行计算; 当飞行器所受的气动力和力矩满足平衡方程, 则输出配平结果完成配平。

## 3 算例与结果分析

为了验证的共轴刚性旋翼飞行器飞行动力学模型正确性, 本文以 XH-59A 共轴刚性旋翼飞行

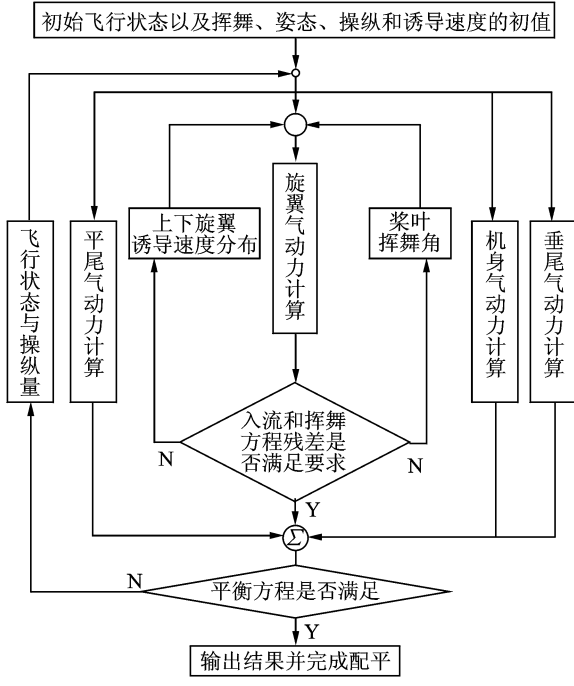


图2 配平计算流程图

Fig.2 Flow chart of trim calculation

器为例,在推进装置不产生推力的情况下进行悬停及不同平飞速度的配平计算,其中飞行质量为5 000 kg,飞行高度为3 048 m<sup>[11]</sup>。使用XH-59A纯直升机飞行模式的飞行试验数据进行比对验证,机身部分的吹风数据取自文献[22]。

根据飞行试验给定的条件,当前飞速度低于40 m/s时,旋翼的提前操纵角为40°;当前飞速度在40~60 m/s范围内时,旋翼的提前操纵角为50°;当前飞速度高于60 m/s时,旋翼的提前操纵角为60°。同时给定纵向周期变距差动和横向周期变距差动均为零。

针对上述条件,进行悬停到前飞速度80 m/s的配平计算,结果如图3~8所示,图中还给出了对应的共轴刚性旋翼飞行器的飞行试验数据(试飞值)以及常规共轴直升机的飞行试验数据(对比值)<sup>[18]</sup>作为对比说明。

从图3~8中可以看出,共轴刚性旋翼飞行器的总距配平结果与常规直升机的配平结果类似,其总距随前飞速度呈马鞍形变化。

共轴刚性旋翼飞行器纵向周期变距配平值在前飞速度为20~40 m/s区域出现了负梯度的情况(图4),而常规共轴旋翼并没有这一现象。这是由于共轴刚性旋翼飞行器采用较大面积的平尾,而采用大面积平尾是由共轴刚性旋翼的迎角稳定性较差等原因而导致的。

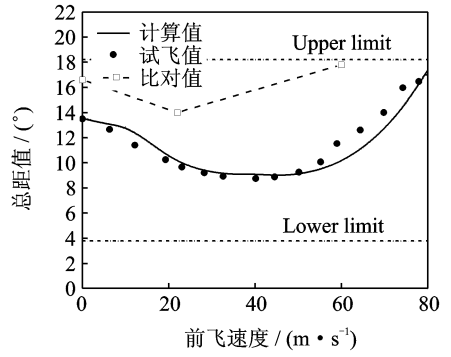


图3 总距值对比图

Fig.3 Comparison diagram of collective pitch

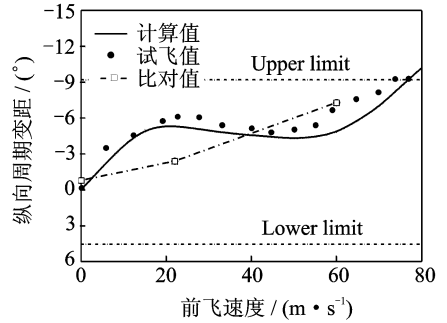


图4 纵向周期变距对比图

Fig.4 Comparison diagram of longitudinal cyclic pitch

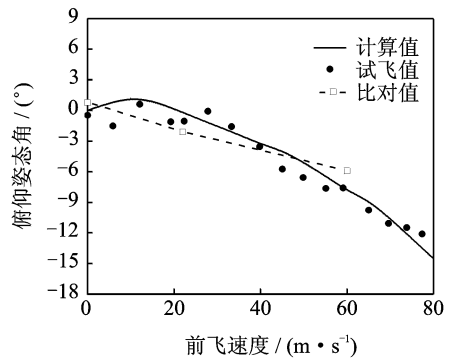


图5 俯仰姿态角对比图

Fig.5 Comparison diagram of pitch angle

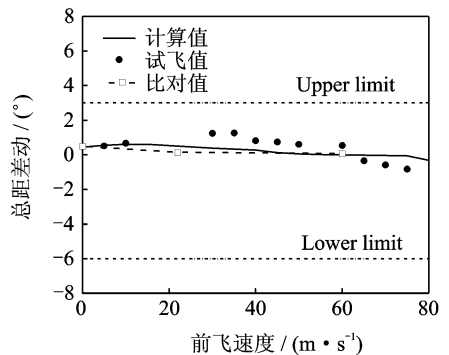


图6 总距差动对比图

Fig.6 Comparison diagram of differential collective pitch

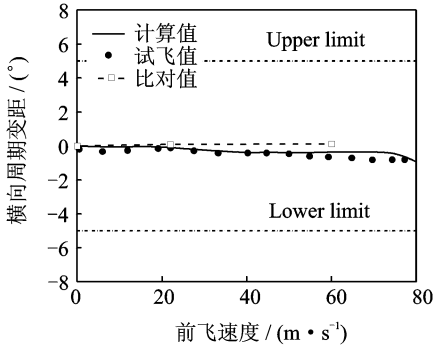


图7 横向周期变距对比图

Fig. 7 Comparison diagram of lateral cyclic pitch

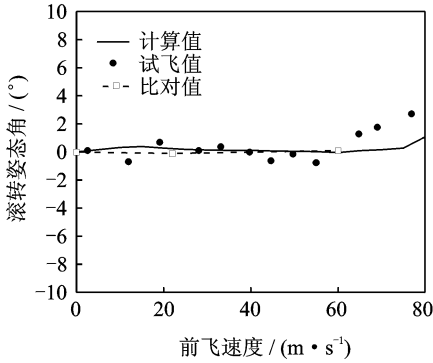


图8 滚转姿态角对比图

Fig. 8 Comparison diagram of roll angle

共轴刚性旋翼飞行器的俯仰姿态随前飞速度的增大而逐渐低头,在同样速度下的低头幅度明显大于常规共轴直升机。这是由于共轴刚性旋翼的挥舞刚度较大,在前飞时桨尖平面与机身平面近似于固定连接。因此共轴刚性旋翼飞行器为了让旋翼产生推进力而使桨尖平面前倾时,带动机身前倾的幅度会更为明显,因此其高速时其俯仰姿态角低头更严重。

总距差动操纵是共轴直升机所特有的,用于控制直升机的偏航,从总距差动值配平特性曲线可以看出(图6)。其在小速度情况下总距差动相对较大,随前飞速度的增加,总距差动逐渐减小,这是由于上、下旋翼干扰在小速度情况下较大,随速度的增加,上、下旋翼干扰的逐渐减小。总距差动配平特性与常规共轴直升机基本相同。

共轴刚性旋翼飞行器的横向配平特性结果随前飞速度变化不大,横向周期变距和滚转姿态角在不同的前飞速度下的配平位置均在中立位附近。这是因为共轴刚性旋翼飞行器取消了尾桨,因此在不同速度下的配平飞行中不会产生较大的横向力,同时上下旋翼产生的滚转力矩相互抵消。因此,共

轴刚性旋翼飞行器的横向周期变距和滚转姿态角在不同速度下均处于中立位置附近。横向配平特性结果与常规共轴直升机基本相同。

## 4 结 论

(1) 本文针对共轴刚性旋翼与常规旋翼的区别,从旋翼挥舞运动、变距操纵和诱导速度3方面建立共轴刚性旋翼的气动力模型,利用等效挥舞运动概念,提前操纵角概念和上下旋翼干扰系数来分别处理共轴刚性旋翼的以上3方面特点,建立共轴刚性旋翼飞行力学模型。

(2) 本文基于共轴刚性旋翼模型构建了共轴刚性旋翼飞行器飞行力学模型,并在纯直升机模式下与样例直升机进行了比对验证,且比对效果良好,可以用于分析飞行动力学特性。

(3) 根据本文建立的共轴刚性旋翼飞行器飞行力学模型的配平特性分析,得到了共轴刚性飞行器的配平特性的特点:其高速时配平俯仰姿态角会明显低于常规直升机;纵向周期变距在中速段出现负梯度的情况;配平滚转角和横向周期变距在不同前飞速度下基本不变。

## 参考文献:

- [1] Coleman C P. A survey of theoretical and experimental coaxial rotor aerodynamic research [R]. NASA-TP-3675, 1997.
- [2] Burgess R K. The ABC rotor: a historical perspective [C] // The 60th Annual Forum of American Helicopter Society. Baltimore: American Helicopter Society, 2004.
- [3] Paglino V M, Beno E A. Full-scale wind-tunnel investigation of the advancing blade concept rotor system [R]. USAAMRDL TR 71-25, 1971.
- [4] Yeo H, Johnson W. Investigation of maximum blade loading capability of lift-offset rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59(1): 293-301.
- [5] Bagai A. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator™ main rotor blade [C] // The 64th Annual Forum of American Helicopter Society. [S. l.]: American Helicopter Society, 2008.
- [6] Kim H W, Kenyon A R, Duraisamy K, et al. Interactional aerodynamics and acoustics of a propeller-augmented compound coaxial helicopter [C] // 9th American Helicopter Society Aeromechanics Specialists' Meeting. San Francisco: American Helicopter Society, 2008.
- [7] Kim H W, Kenyon A R, Duraisamy K, et al. Interactional aerodynamics and acoustics of a

- hingeless coaxial helicopter with an auxiliary propeller in forward flight[J]. *Aeronautical Journal*, 2010, 113(1140):65-78.
- [8] Kim H W, Brown R E. Modelling the aerodynamics of coaxial helicopters—— From an isolated rotor to a complete aircraft[C]//EKC2008 Proceedings of the EU-Korea Conference on Science and Technology. [S. l.]:Berlin Heidelberg Springer, 2008:45-59.
- [9] Halley D H. ABC helicopter stability, control, and vibration evaluation on the Princeton dynamic model track[C]// The 29th American Helicopter Society Annual National Forum. Washington D C: American Helicopter Society, 1973.
- [10] Ruddell A J, Groth W, McCutcheon R. Advancing blade concept (ABC) technology demonstrator[C]// The 36th American Helicopter Society Annual National Forum. Washington D C: American Helicopter Society, 1980.
- [11] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. *航空科学技术*, 2012 19(3): 9-14.  
Deng Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter [J]. *Aeronautical Technology & Science*, 2012 19(3): 9-14.
- [12] 陈全龙, 韩景龙, 员海玮. 前行桨叶概念旋翼动力学分析方法[J]. *航空学报*, 2014, 35(9): 2451-2460.  
Chen Quanlong, Han Jinglong, Yun Haiwei. Analytical method for advancing blade concept rotor dynamic [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(9): 2451-2460.
- [13] Lyu W L, Xu G H. New-trim-method-based investigation on the cyclic-pitch-effected advancing-blade-concept helicopter aerodynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(4): 1365-1371.
- [14] 李文浩. 复合式高速直升机旋翼/机身气动干扰特性的 CFD 分析[D]. 南京, 南京航空航天大学, 2012.  
Li Wenhao. Analysis on aerodynamic interactions of the compound high-speed helicopter rotor/fuselage based on CFD[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012.
- [15] 张银. 复合式共轴刚性旋翼直升机气动干扰及飞行特性分析[D]. 南京, 南京航空航天大学, 2014.  
Zhang Yin. Research on aerodynamic interaction and flight characteristics of compound helicopter with rigid coaxial rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014.
- [16] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.  
Gao Zheng, Chen Renliang. Helicopter flight dynamic[M]. Beijing: Science Press, 2003.
- [17] Padfield G D. Helicopter flight dynamics [M]. Liverpool: John Wiley & Sons, 2008.
- [18] 周国仪. 共轴式直升机飞行动力学建模及数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.  
Zhou Guoyi. A mathematical model and numerical simulation for coaxial helicopter flight dynamics[D]. Beijing: Beihang University, 2002.
- [19] Peters D A, Haquang N. Technical note: Dynamic inflow for practical applications[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1988, 33(4): 64-68.
- [20] 徐冠峰, 陈铭. 小型共轴式直升机旋翼桨叶铰链力矩研究[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(8): 1805-1810.  
Xu Guanfeng, Chen Ming. Research on rotor blade hinge moment of a small-scale coaxial helicopter[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1805-1810.
- [21] Felker III F F. Performance and loads data from a wind tunnel test of a full-scale, coaxial, hingeless rotor helicopter[R]. NASA-TM-81329, 1981.
- [22] Phelps A E, Mineck R E. Aerodynamic characteristics of a counter-rotating, coaxial, hingeless rotor helicopter model with auxiliary propulsion[R]. NASA-TM-78705, 1978.



