

复合式共轴直升机过渡模式的操纵策略

王 强¹, 陈 铭¹, 徐冠峰²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国人民解放军总参谋部 陆航研究所, 北京 101121)

摘 要: 根据复合式共轴直升机的构型特点,建立了上/下旋翼、机翼、机身、全动平尾、垂尾(含方向舵)和螺旋桨的气动力模型,并在此基础上建立了过渡过程的配平方程.针对过渡飞行过程的操纵冗余问题,分别采用线性过渡和功率最小优化过渡两种过渡飞行方案,对复合式共轴直升机的过渡飞行过程的操纵策略进行了研究.以样例复合式共轴直升机为例,进行了过渡飞行模式下两种操纵策略的配平计算,并对两种过渡操纵策略下的需用功率、操纵量和姿态进行了对比.结果表明:所述两种过渡方案均能解决操纵冗余问题,并能合理给出过渡模式的操纵量和姿态.在操纵量变化的平稳度、飞行控制的难易程度和飞行品质方面,线性过渡方案更优.

关 键 词: 复合式共轴直升机; 直升机模式; 固定翼飞机模式; 过渡模式; 操纵冗余; 操纵策略; 配平
中图分类号: V212.4 **文献标志码:** A

Control strategy for compound coaxial helicopter under conversion mode

WANG Qiang¹, CHEN Ming¹, XU Guan-feng²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Army Aviation Research Institute, the Headquarters of General Staff,
the Chinese People's Liberation Army, Beijing 101121, China)

Abstract: According to the characteristics of the compound coaxial helicopter, the general aerodynamic forces and moments of rotors, wing, fuselage, stabilator, vertical stabilizers (containing the rudder) and propeller were modeled and a trimming equation set was established accordingly. In view of the controlling redundancy problem, a control strategy was studied for the compound coaxial helicopter under conversion mode, using the linear transition method and minimal power optimization transition method. A sample compound coaxial helicopter was taken as an example to demonstrate the effectiveness of the method. Then the trimming values, the attitude angles and the power of these two methods were compared. The result shows that both the two methods can solve the controlling redundancy problem, while the trimming values and the attitude angles are reasonable and the linear transition method is better in the smooth change of the control values, the difficulty level of the controlling system and the flight quality.

Key words: compound coaxial helicopter; helicopter mode; airplane mode;
conversion mode; controlling redundancy problem; control strategy; trim

常规直升机的最大巡航速度通常为 300 km/h,而固定翼飞机的飞行速度可以很高,但需要机场跑道滑跑起落,且不能悬停和低速飞行^[1]. 复合式直升机既能高效率地垂直起降、悬停,又能高速度、远航程和长航时地飞行. 同时,它的一些特性如振动水平和机动性能与普通直升机相比都有所改善^[2],因此在军事和民用领域都具有较大的实用价值,成为近年直升机研究的热点之一.

在型号研制方面,有美国 20 世纪 90 年代研制的“速度鹰”(Speed Hawk)(图 1)^[3],欧洲直升机公司于 2010 年首次试飞成功的 X3 复合式直升机(图 2)等复合式单旋翼直升机,还有美国的 X2 和俄罗斯的卡 92 等复合式共轴直升机.



图 1 速度鹰
Fig. 1 Speed Hawk



图 2 X3 复合式直升机
Fig. 2 X3 compound helicopter

复合式直升机配备了一套由直升机操纵系统和固定翼飞机操纵系统组成的复合式操纵系统. 在不同的飞行状态中,尤其是在低速直升机模式向高速固定翼飞机模式过渡时,直升机和固定翼飞机的两套操纵方式共同参与操纵,由此带来操纵冗余问题.

近年来,国外针对复合式直升机开展了许多研究,如 Bühler 等用自由尾迹和源板法研究了复合式直升机旋翼、机翼和机身之间的气动干扰情况^[4]. Yeo 等研究复合式直升机在高速飞行时旋翼的气动特性^[5]. 在操纵策略和操纵冗余问题的

研究方面,Johnson, Yeo 等在对几种重型民用旋翼飞行器方案进行的对比研究中^[6-8],分别阐述了大型复合式单旋翼直升机方案、大型复合式纵列直升机方案和大型复合式共轴直升机(如图 3 所示)方案在不同速度阶段的操纵策略和配平方法. 美国马里兰大学的 Amiraux 等在 AHS(American Helicopter Society)直升机设计竞赛中也采用复合式直升机方案并对操纵策略进行了研究^[9]. 该方案悬停时采用常规直升机操纵方式进行操纵;高速前飞时,为增加操纵性,采用直升机和固定翼飞机混合操纵方式进行操纵.



图 3 大型复合式共轴直升机方案
Fig. 3 Scheme of large compound coaxial helicopter

本文针对复合式共轴直升机定常飞行时的操纵冗余问题,建立了适合复合式共轴直升机的气动模型,在此基础上采用线性过渡和功率最小优化过渡两种方案研究了过渡模式下的操纵策略,并对两种过渡操纵策略的操纵量、姿态和需用功率进行了对比. 最后对样例复合式共轴直升机(如图 4 所示)进行了过渡模式下两种操纵策略的配平计算,对配平结果进行了对比分析.

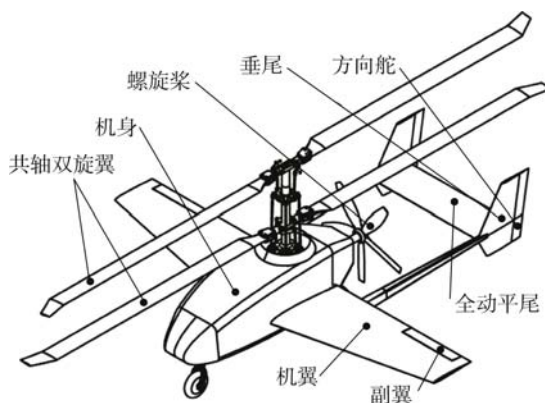


图 4 样例复合式共轴直升机
Fig. 4 Sample compound coaxial helicopter

1 气动力模型

复合式共轴直升机的气动力部件包括共轴双旋翼、机翼(加副翼)、螺旋桨、机身、全动平尾、垂尾及方向舵。本文气动力建模采用机体轴系,用于确定直升机的空中姿态。该坐标系原点位于飞行器的质心, x 轴平行于机体构造基准线,指向机头; y 轴垂直于 x 轴向上; z 轴按右手法则确定。

1.1 旋翼气动力模型

1.1.1 入流模型

本文将单旋翼 Pitt-Peters 入流模型推广到复合式共轴直升机,建立 1 阶谐波形式的共轴双旋翼静态非均匀入流模型^[10]。

上旋翼的入流计算模型为

$$v_{11} = v_1 + \delta_1 v_2 + (K_1 v_1 + K_2 \delta_1 v_2) \frac{r}{R} \cos \phi_1 \quad (1)$$

式中 R 为旋翼半径; r 为旋翼展向位置; ϕ_1 为旋翼周向角。

同理,考虑上旋翼的气动影响,下旋翼的入流计算模型为

$$v_{12} = v_2 + \delta_2 v_1 + (K_2 v_2 + K_1 \delta_2 v_1) \frac{r}{R} \cos \phi_2 \quad (2)$$

式中 δ_1 和 δ_2 为共轴双旋翼的气动干扰因子,是与上/下旋翼的间距、直升机飞行状态有关的经验系数; δ_1 表示下旋翼对上旋翼的影响, δ_2 表示上旋翼对下旋翼的影响。 v_1 和 v_2 分别是上/下旋翼固有的平均诱导速度,由动量理论给出。 K_1 和 K_2 分别是上/下旋翼尾迹倾角的经验函数,称之为诱导速度畸变因子,是上/下旋翼桨毂-气流坐标系中定义的前进比和 1 阶谐波入流比的函数。

1.1.2 旋翼挥舞运动

上旋翼的挥舞角用 1 阶傅里叶级数表示

$$\beta_{ur} = a_{0ur} - a_{1ur} \cos \phi_1 - b_{1ur} \sin \phi_1 \quad (3)$$

式中 β_{ur} 为挥舞角; a_{0ur} , a_{1ur} 和 b_{1ur} 为挥舞运动系数; ϕ_1 为方位角。

由挥舞铰处力矩为 0 可得上旋翼的挥舞运动方程

$$I_{\beta ur} \ddot{\beta}_{ur} + I_{\beta ur} \Omega^2 \beta_{ur} + M_{cor} + M_r = M_l g - M_s g \quad (4)$$

式中 $I_{\beta ur}$ 为旋翼绕挥舞铰的惯性矩; M_{cor} 为哥氏力力矩; M_r 为约束弹簧力矩; M_l 为气动力矩; M_s 为上旋翼绕挥舞铰的质量静矩。

下旋翼挥舞运动的求解与上旋翼类似。

1.1.3 旋翼气动力

首先用叶素法,在旋翼桨毂风轴系下计算上旋翼的拉力 T_{ur} 、后向力 H_{ur} 、侧向力 S_{ur} 和扭矩 Q_{ur} ,然后通过坐标转换得到上旋翼在机体轴坐标系下的力和力矩。

下旋翼为左旋,其气动力模型的建立和上旋翼类似,但反扭矩和侧向力与上旋翼相反。

1.2 机翼气动力

机翼的气动环境由于受到旋翼尾流的影响而变得非常复杂,尤其是在悬停和低速前飞状态下。根据旋翼尾流对机翼的干扰效应,把机翼划分为两个区域(如图 5 所示):受旋翼尾流影响的区域(称为滑流区,用下标“wss”表示)和不受旋翼尾流影响的区域(称为自由流区,用下标“wfs”表示)。

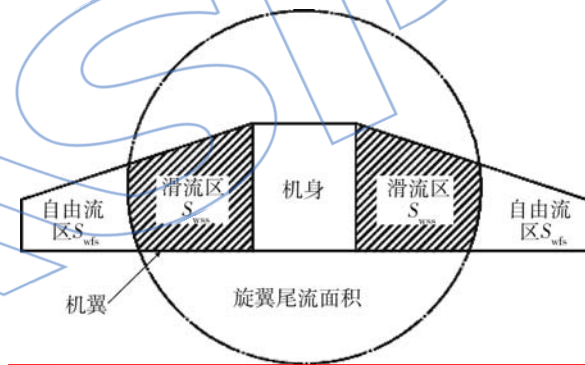


图 5 旋翼尾流对机翼的干扰影响

Fig. 5 Interference of the rotor's downwash with the wing

机翼的总气动力和力矩为滑流区及自由流区的气动力和力矩的叠加,即

$$F_w = F_{wss} + F_{wfs} \quad M_w = M_{wss} + M_{wfs} \quad (5)$$

计算滑流区面积采用以下经验公式^[11]:

$$S_{wss} = S_{wss, \max} [\sin(1.386 \cdot \pi/2) + \cos(3.114 \cdot \pi/2)] \frac{\mu_{\max} - \mu}{\mu_{\max}} \quad (6)$$

式中 $\mu_{\max}$ 为旋翼尾迹偏出机翼的最大前进比; $S_{wss, \max}$ 为最大滑流区面积,等于悬停时旋翼尾流扫在机翼上的面积。旋翼尾流半径可采用文献^[12]中的简化公式计算

$$R_w = \{0.78 + 0.22$$

$$\exp[-(0.3 + 2Z_{rw} \sqrt{2C_T} + 60C_T)]\} \cdot R \quad (7)$$

式中 Z_{rw} 为旋翼桨毂到机翼之间的距离无量纲形

式, C_T 为旋翼拉力系数.

机翼在滑流区的气流速度由旋翼在机翼的诱导速度和远方来流叠加而成

$$\begin{bmatrix} v_{x,wss} \\ v_{y,wss} \\ v_{z,wss} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ u_{y,r} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中直升机旋翼下洗对机翼纵向、侧向的速度影响较小,忽略不计.垂向诱导速度为

$$u_{y,r} = k_1 v_1 + k_2 v_2 \quad (9)$$

式中 k_1, k_2 为上/下旋翼的下洗因子,由风洞试验给出.

计算机翼气动力时,将其分为左右机翼两部分分别计算.

左机翼在滑流区的力和力矩为

$$\begin{aligned} D_{wssl} &= q_{wss} S_{wss} C_{D,w} \\ L_{wssl} &= q_{wss} S_{wss} (C_{L,w} + \Delta C_{L,w}) \\ M_{x,wssl} &= q_{wss} S_{wss} b C_{m,x,w} \end{aligned} \quad (10)$$

式中 D_{wssl}, L_{wssl} 和 $M_{x,wssl}$ 分别为左机翼的阻力、升力和力矩; q_{wss} 为受旋翼尾流作用的部分机翼动压; $C_{D,w}, C_{L,w}$ 为机翼阻力、升力系数(计入副翼偏转角的影响); 滚转力矩系数 $C_{m,x,w}$ 为机翼上反角、侧滑角和副翼偏转角的函数; b 为左机翼压力中心距纵向对称面的距离.

左机翼在自由区产生的气动力和力矩的分析过程一样,只需取消其中的旋翼诱导速度对机翼气流的影响即可.

采用相同的办法对右机翼进行气动力的建模,把左右机翼的空气动力进行叠加,然后转换到体轴系下.

对于本文所用的算例,机翼翼展小于旋翼直径,因而机翼均处于滑流区域内,自由流区域面积为0.

1.3 机身气动力和力矩

由于受到上/下旋翼、机翼及螺旋桨等相互干扰的影响,机身气动力计算很复杂,一个有效的办法是通过风洞试验的方法得到机身的气动系数来计算机身气动力和气动力矩(如图6所示).这些气动力系数分别为阻力系数 C_{xf} 、升力系数 C_{yf} 、侧力系数 C_{zf} 、滚转力矩系数 m_{xf} 、偏航力矩系数 m_{yf} 和俯仰力矩系数 m_{zf} , 它们都是与机身的攻角 α_f 和侧滑角 β_f 的函数.

机身的气动力和力矩可表示为

$$\begin{bmatrix} F_{xf} \\ F_{yf} \\ F_{zf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_{xf}C \\ C_{yf}C - (K_{\perp} - 1)G \\ C_{zf}C \end{bmatrix} \quad (11)$$

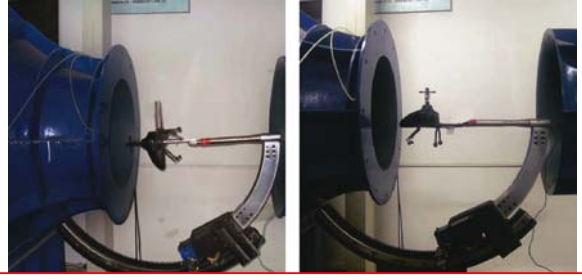


图6 机身风洞试验

Fig. 6 Wind tunnel experiment of fuselage

$$\begin{bmatrix} M_{xf} \\ M_{yf} \\ M_{zf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{xf}CL \\ m_{yf}CL \\ m_{zf}CL \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中 $C = 1/2 \rho V^2 S_f$, ρ 为当地空气密度, V 为直升机飞行速度,且 $V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$, S_f 为机身最大截面积, L 为机身的特征长度, $K_{\perp}$ 为垂直增重系数, G 为总重力.

1.4 平尾气动力和力矩

复合式共轴直升机的平尾在大部分速度下都位于旋翼尾流之中,气动环境复杂,其气流速度由旋翼在平尾处的诱导速度和远方来流叠加而成.

$$\begin{cases} v_{x,h} = \sqrt{\eta_h} v_x + \omega_y z_h - \omega_z y_h \\ v_{y,h} = \sqrt{\eta_h} v_y + \omega_z x_h - \omega_x z_h + u_{y,h} \\ v_{z,h} = \sqrt{\eta_h} v_z + \omega_x y_h - \omega_y x_h \end{cases} \quad (13)$$

式中 η_h 为平尾动压损失系数; $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ 为机体姿态角速度; (x_h, y_h, z_h) 为平尾气动中心在体轴系下的坐标. 直升机旋翼对平尾纵向、侧向的速度影响较小,忽略不计,垂向诱导速度 $u_{y,h}$ 的计算方法和机翼处类似.

平尾气动压力中心处动压为

$$q_h = \frac{1}{2} \rho (v_{x,h}^2 + v_{y,h}^2 + v_{z,h}^2) \quad (14)$$

平尾处产生的升力和阻力分别为

$$L_h = q_h S_h C_{L,h} \quad D_h = q_h S_h C_{D,h} \quad (15)$$

该平尾为全动平尾, S_h 为平尾面积,其升力系数 $C_{L,h}$ 和阻力系数 $C_{D,h}$ 由风洞试验得到,并拟合成曲线,是攻角的函数.

1.5 垂尾气动力和力矩

为了改善航向操纵性能,样例复合式共轴直升机有两个带方向舵的垂尾. 建立垂尾气动模型的过程与平尾类似,垂尾的升力(升力中包含了方向舵偏转引起量^[13])和阻力分别为

$$\begin{cases} L_v = q_v S_v (C_{L,v} + \Delta C_{L,v}) \\ D_v = q_v S_v C_{D,v} \end{cases} \quad (16)$$

式中 q_v 为垂尾处的动压, S_v 为方向舵面积, $C_{L,v}$ 为升力系数, $C_{D,v}$ 为阻力系数. 垂尾的阻力系数和升力系数由风洞试验得到, 并拟合成曲线, 是攻角的函数.

1.6 螺旋桨气动模型

本文所采用的推力螺旋桨的气动环境也和平尾类似, 在大部分前飞速度下都位于旋翼尾流之中, 其气流速度由旋翼在螺旋桨处的诱导速度和远方来流叠加而成

$$\begin{cases} v_{x,lj} = \sqrt{\eta_{lj}} v_x + \omega_y z_{lj} - \omega_z y_{lj} \\ v_{y,lj} = \sqrt{\eta_{lj}} v_y + \omega_z x_{lj} - \omega_x z_{lj} + v_{y,lj} \\ v_{z,lj} = \sqrt{\eta_{lj}} v_z + \omega_x y_{lj} - \omega_y x_{lj} \end{cases} \quad (17)$$

式中 η_{lj} 为螺旋桨动压损失系数; (x_{lj}, y_{lj}, z_{lj}) 为螺旋桨气动中心在体轴系下的坐标. 直升机旋翼尾流对螺旋桨纵向、侧向的速度影响较小, 忽略不计, 垂向诱导速度 $v_{z,lj}$ 的计算方法和机翼处类似.

其气动模型与旋翼相似, 但没有纵横向周期变距, 只有总距操纵 θ_{clj} .

1.7 补充方程

上/下旋翼固有的平均诱导速度与其对应的拉力的关系由动量理论给出, 它们相互隐含, 在进行数值计算时, 要进行迭代求解, 表达式为

$$T_{ur} = \frac{2\rho A v_1 \sqrt{V_{xur}^2 + V_{zur}^2 + (V_{yur} + v_1 + \delta_1 v_2)^2}}{2\rho A v_1 \sqrt{V_{xur}^2 + V_{zur}^2 + (V_{yur} + v_1 + \delta_1 v_2)^2}} \quad (18)$$

$$T_{lr} = \frac{2\rho A v_2 \sqrt{V_{xlr}^2 + V_{zlr}^2 + (V_{ylr} + v_2 + \delta_2 v_1)^2}}{2\rho A v_2 \sqrt{V_{xlr}^2 + V_{zlr}^2 + (V_{ylr} + v_2 + \delta_2 v_1)^2}} \quad (19)$$

螺旋桨的平均诱导速度与其对应的拉力的关系由动量理论给出, 表达式为

$$T_{lj} = 2\rho A v_3 \sqrt{V_{xlj}^2 + V_{zlj}^2 + (V_{ylj} + v_3)^2} \quad (20)$$

2 过渡模式的操纵策略

2.1 复合式共轴直升机的操纵模式

复合式共轴直升机同时配备直升机和固定翼飞机两套操纵系统, 两套操纵系统的操纵效率在不同的前飞速度和飞行模式下均有不同. 复合式共轴直升机在悬停和低速前飞时, 处于直升机模式; 在中等速度前飞时, 处于过渡模式; 在高速前

飞时, 处于固定翼飞机模式. 各种飞行模式下的操纵方法如表 1 所示.

表 1 复合式共轴直升机 3 种模式下的操纵方法
Table 1 Control methods of compound coaxial helicopter in three flight modes

模式	操纵方法			
	滚转	俯仰	偏航	功率(拉力)
直升机模式	横向周期变距	纵向周期变距	上下旋翼总距差动	旋翼总距油门联动
过渡模式	直升机和固定翼飞机操纵系统均参与操纵, 根据不同的过渡过程操纵策略而不同			
固定翼飞机模式	副翼	升降舵	方向舵	螺旋桨总距油门联动

2.2 操纵策略选择的目标

在过渡飞行模式(低速直升机模式向高速固定翼飞机模式过渡的过程)中, 两套操纵机构共同参与操纵, 需要确定两套操纵机构的操纵量. 因此必须建立合适的操纵策略.

本文的操纵策略选择应实现以下目标:

1) 3 种飞行模式下, 机身俯仰姿态应处于给定范围内. 过渡过程中, 机体姿态不应有太大变化, 同时要避免机翼失速.

2) 3 种飞行模式下的操纵量变化平稳连续, 升降舵和纵向周期变距配平量不应过大, 保证操纵系统留有足够的机动余量, 满足飞行品质及飞行安全要求.

3) 全机需用功率不应超过发动机可用功率.

4) 过渡过程在合理的速度范围, 旋翼和机翼的升力满足飞行需要.

2.3 配平方程

假设复合式共轴直升机为刚体, 则当其作稳定飞行时, 机体线加速度、角加速度和角速度都为 0, 相应的刚体欧拉方程化简为^[14]

$$\sum F_x - G \sin \vartheta = 0$$

$$\sum F_y - G \cos \vartheta \cos \gamma = 0$$

$$\sum F_z - G \cos \vartheta \sin \gamma = 0$$

$$\sum M_x = 0$$

$$\sum M_y = 0$$

$$\sum M_z = 0 \quad (21)$$

式中 $\sum F_x, \sum F_y, \sum F_z, \sum M_x, \sum M_y, \sum M_z$ 分别为上/下旋翼、机翼、机身、平尾、垂尾和螺旋桨在质心处产生的气动合力和合力矩, ϑ, γ 分别表示机体俯仰角和滚转角, 方程组(21)加上3个补充方程(18)~式(20)共9个方程。

配平所需的操纵变量包括直升机操纵量(旋翼总距、横向周期变距、纵向周期变距和航向操纵)和固定翼飞机操纵量(副翼、升降舵、方向舵和螺旋桨总距)8个操纵量, 加上机体俯仰角、滚转角和上/下旋翼桨盘及螺旋桨固有平均诱导速度共有13个量, 即

$$[\theta, A_{1c}, B_{1c}, \theta_c, \delta_a, \delta_e, \delta_r, \theta_{clj}, \vartheta, \gamma, v_1, v_2, v_3]^T$$

其中 $\theta, A_{1c}, B_{1c}, \theta_c$ 分别表示旋翼总距操纵、纵向周期变距和航向差动变距操纵; $\delta_a, \delta_e, \delta_r, \theta_{clj}$ 分别表示副翼偏转角、升降舵偏角、方向舵偏角和螺旋桨桨距; v_3 为螺旋桨桨盘固有平均诱导速度。

9个方程无法得到唯一解, 即产生操纵冗余问题。解决该问题有两种方法, 增加4个补充方程, 或采用优化算法来确定唯一最优解。这两种方法分别对应下文的两种过渡方案。

2.4 过渡方案

过渡过程的本质为低速直升机模式与高速固定翼飞机模式相互转换的过程中, 两套操纵系统操纵权限的转换。过渡过程采用如下两种方案:

2.4.1 方案1 线性过渡

从低速直升机模式向高速固定翼飞机模式过渡时, 直升机操纵量逐渐过渡到某一固定值, 与此同时固定翼飞机操纵系统操纵权限开始逐步增加并最终拥有全部操纵权限。固定翼飞机模式向直升机模式过渡时, 固定翼飞机操纵量逐渐过渡到某一固定值, 与此同时直升机操纵系统操纵权限开始逐步增加并最终拥有全部操纵权限。

以直升机模式向固定翼飞机模式过渡为例, 为保证过渡模式的连续性, 将对直升机操纵量进行线性比例约束。假设过渡过程开始(直升机模式结束)时直升机操纵量为 U_0 , 过渡过程结束(固定翼飞机模式开始)时直升机操纵量为 U_1 , 采用线性比例关系来控制过渡过程中直升机操纵量的变化, 即相当于增加了由4个方程构成的补充方程组

$$U = \frac{U_1 - U_0}{\mu_1 - \mu_0}(\mu - \mu_0) + U_0 \quad (22)$$

式中 $U = [\theta, A_{1c}, B_{1c}, \theta_c]$ 为直升机的4个操纵量, μ_0, μ_1 和 μ 分别为过渡状态起点、终点和过渡过程中的前进比。

方程(18)~方程(21)和方程(22)组成了过渡模式(线性过渡方案)下的方程组, 可进行配平求解。

2.4.2 方案2 功率最小优化过渡

采用优化方法来确定复合式共轴直升机在过渡过程中的配平值, 即以优化值作为配平方程组的唯一解, 以此来解决操纵冗余问题。

优化目标为需用功率最小, 即

目标函数

$$\sigma = \min \sum P \quad (23)$$

约束条件

$$\begin{cases} 5^\circ \leq \theta \leq 8^\circ, -1^\circ \leq A_{1c} \leq 1^\circ, \\ 0^\circ \leq B_{1c} \leq 3^\circ, -1^\circ \leq \theta_c \leq 1^\circ \end{cases} \quad (24)$$

式中 $\sum P$ 为旋翼、机翼、螺旋桨、机身和尾翼等各气动部件需用功率之和, 是操纵量、姿态角和前飞速度的函数, 过渡过程的起点和终点与方案1相同, 优化方法采用复合形法。

方程(18)~方程(21), 方程(23)和方程(24)组成了过渡模式(功率最小优化过渡方案)下的方程组, 可进行配平求解。

2.5 过渡过程的速度范围的选择

复合式共轴直升机过渡过程的最小速度应为保证机翼不失速, 此时固定翼飞机操纵舵面具有一定的操纵功效。过渡过程最小速度参考文献[15], 表达式如下:

$$V_s = 3.6 \sqrt{\frac{2G}{C_{ls}\rho S}} \quad (25)$$

其中 V_s 为失速速度, S 为机翼面积, C_{ls} 为失速升力系数, 可由升力系数曲线或直接由风洞试验结果分析确定。

过渡过程的最大速度为直升机模式下的最大前飞速度, 主要受前行桨叶压缩、后行桨叶失速和旋翼可用功率等因素限制, 其中旋翼可用功率的限制是最基本和最重要的限制要素, 将以此作为复合式共轴直升机过渡过程最大速度的限制边界。

2.6 过渡模式配平程序流程

过渡模式配平程序流程图如图7所示。

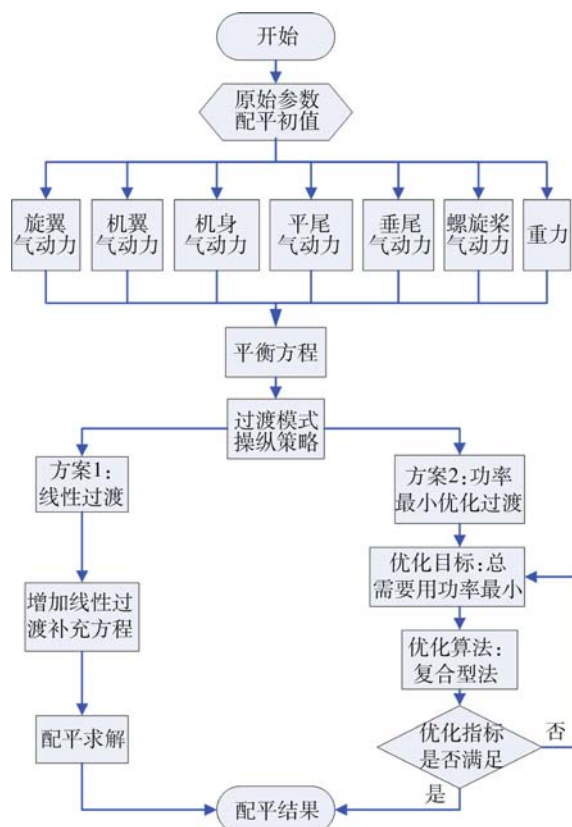


图 7 过渡模式配平程序流程

Fig. 7 Program flow chart of trimming in conversation model

3 算例分析

以样例复合式共轴直升机(如图 4)为算例进行计算分析,其总体参数如表 2 和表 3 和图 8 所示。

表 2 主旋翼和推力螺旋桨主要几何参数

Table 2 Main geometry parameters of rotor and propulsor

	主旋翼	螺旋桨
直径/m	7	1.2
实度	0.04	0.008
翼型	OA 212	NACA 0012
扭转角度/(°)	-10	20

表 3 机翼和尾翼主要几何参数

Table 3 Main geometry parameters of wing and empennage

	机翼	垂尾	平尾
翼型	NACA 23012	NACA 0008	NACA 0010
展长/m	3.5		1.27
根弦/m	0.74		0.4
梢根比	0.57		1

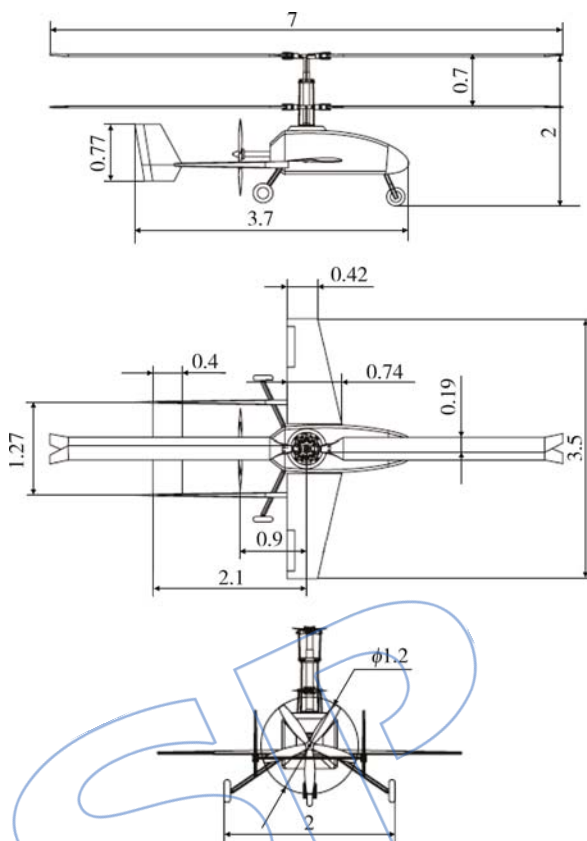


图 8 样例复合式共轴直升机三视图(单位:m)

Fig. 8 Three views of the sample compound coaxial helicopter (unit:m)

根据式(25)过渡过程速度范围的选择方法,算例中选取的过渡过程的速度范围为

$$0.11 < \mu \leq 0.15 \quad (26)$$

当前进比 $\mu \leq 0.11$ 时,复合式共轴直升机以直升机模式飞行;当 $0.11 < \mu \leq 0.15$ 时,以过渡模式飞行;当 $\mu \geq 0.15$ 时,以固定翼飞机模式飞行。

图 9~图 11 分别对线性过渡和功率最小优化过渡两种方案的需用功率和操纵量进行了对比研究。

图 9 给出了样例复合式共轴直升机在过渡模式下分别采用线性过渡和功率最小优化过渡时的需用功率对比,从图中可以看出:采用功率最小的方式进行过渡可以节省约 2%~8% 的功率。

图 10 和图 11 给出了样例复合式共轴直升机采用线性过渡和功率最小优化过渡时的直升机模式操纵量和固定翼飞机模式操纵量对比,从图中可以看出:线性过渡方案在过渡阶段只需要较少的杆位移就能实现配平,而且杆位移变化连续平稳,线性度较好,接近单调变化,有利于飞行控制的实现。功率最小优化过渡操纵量变化较频繁,线性度较差,尤其是纵向操纵(直升机的纵向周期变

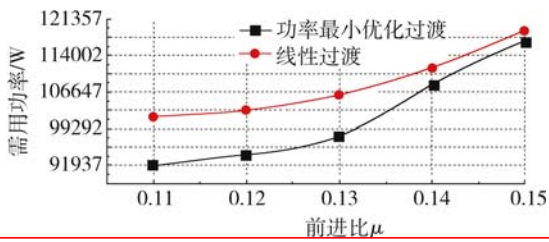


图9 两种过渡方案的需用功率对比

Fig. 9 Required power comparison of the two transition methods

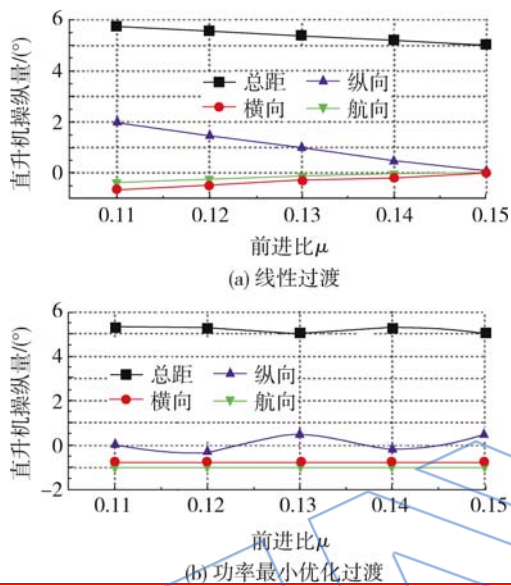


图10 两种过渡方案的直升机操纵量对比

Fig. 10 Helicopter control value comparison of the two transition methods

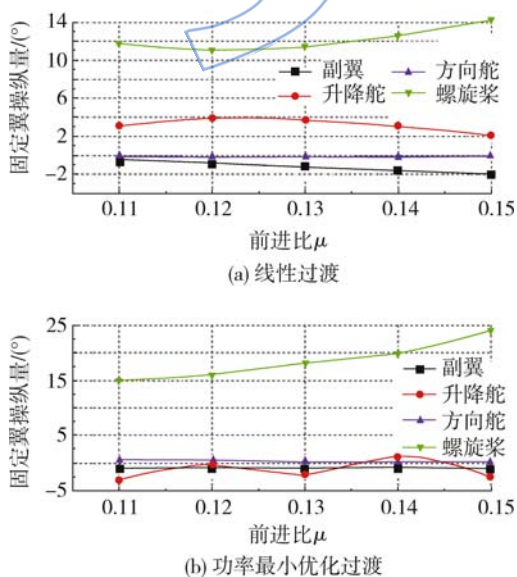


图11 两种过渡方案的固定翼飞机操纵量对比

Fig. 11 Fixed-wing control value comparison of the two transition methods

距操纵和固定翼飞机的升降舵操纵)有起伏波动。造成这种现象可能的原因是随着前飞速度的增加,旋翼尾迹倾斜角不断增大,旋翼尾流在机翼、机身和平尾上的作用位置和大小,机身的姿态角,各气动部件的需用功率也不断变化,基于功率最小优化的过渡算法将对各操纵量进行寻优和配平,因而各操纵量的配平结果也很难达到平稳连续,对安全飞行和飞行品质都不利。

图12给出了样例复合式共轴直升机采用线性过渡和功率最小优化过渡过程中的姿态角变化对比,从图中可以看出:采用线性过渡方案的姿态角变化连续平稳,而采用功率最小优化过渡方案姿态变化有起伏波动。

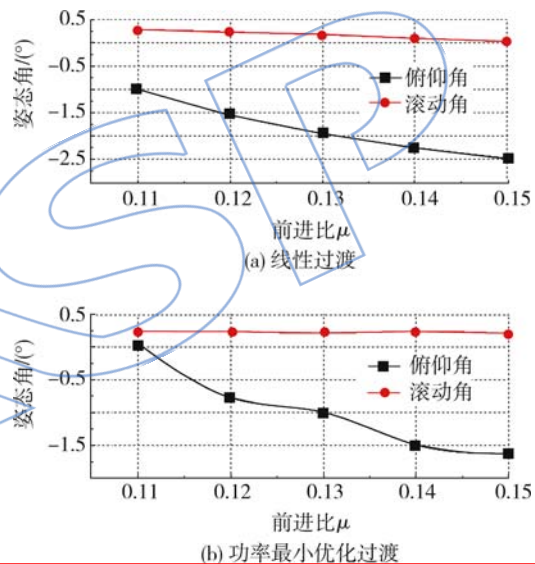


图12 两种过渡方案的机体姿态角对比

Fig. 12 Attitude angle comparison of the two transition methods

4 结 论

1) 复合式共轴直升机从直升机飞行模式转换到固定翼飞机飞行模式的过程相当复杂,除了操纵冗余问题,还存在飞行器的升力匹配问题,因而为实现这一过渡飞行的操纵策略也极其复杂。本文采用两种过渡操纵策略:一种是线性过渡;另一种是功率最小优化过渡。两种方法均解决了过渡飞行中的配平问题,得到了过渡飞行中的操纵和姿态对速度的变化规律。

2) 本文对两种过渡方案的需用功率、操纵量和姿态角进行了对比。功率最小优化过渡方案在过渡过程中的需用功率略小于线性过渡方案;线性过渡方案可以很好地实现直升机操纵量向固定

翼飞机操纵量的结合,在操纵量变化的平稳度、飞行控制的难易程度和飞行品质方面优于功率最小优化过渡方案。

参考文献:

- [1] Orchard M, Newman S. Some design issues for the optimisation of the compound helicopter configuration[C]// Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society. [S. l.]: American Helicopter Society, 2000: 1357-1369.
- [2] 王焕瑾, 高正. 高速直升机方案研究[J]. 飞行力学, 2005, 3(1): 38-42.
WANG Huanjin, GAO Zheng. The solution of a high speed helicopter[J]. Flight Dynamics, 2005, 3(1): 38-42. (in Chinese)
- [3] ZHS Jane's. Jane's helicopter markets and systems[M]. [S. l.]: Jane's Information Group, 2008.
- [4] Bühler M, Newman S J. The aerodynamics of the compound helicopter configuration[J]. The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, 1996, 100(994): 111-120.
- [5] Yeo H, Johnson W. Aeromechanics analysis of a compound helicopter[R]. Phoenix, US: American Helicopter Society 62nd Annual Forum Report, 2006.
- [6] Johnson W, Yamauchi G K, Watts M E. Design and technology requirements for civil heavy lift rotorcraft[R]. San Francisco, US: American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference Report, 2006.
- [7] Johnson W, Yeo H, Acree C W Jr. Performance of advanced heavy-lift, high-speed rotorcraft configurations[R]. Seoul, Korea: AHS International Forum Report on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, 2007.
- [8] Yeo H, Johnson W. Optimum design of a compound helicopter[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1210-1221.
- [9] Amiraux M. The Dart T690/E550 [EB/OL]. [2012-08-07]. <http://www.vtol.org/download.cfm?downloadfile=AEE05C70-E08F-11E1-B0E20050568D0042&-typename=dmFile&-fieldname=filename>.
- [10] 周国仪, 胡继忠, 曹义华, 等. 共轴式直升机双旋翼载荷计算模型研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 343-347.
ZHOU Guoyi, HU Jizhong, CAO Yihua, et al. Mathematical model for twin rotor loads of a coaxial helicopter[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 343-347. (in Chinese)
- [11] Carlson E B, ZHAO Yiyuan, Chen R T N. Optimal tilt-rotor runway operations in one engine inoperative[R]. AIAA-99-3961, 1999.
- [12] Harendra P B, Joglekar M J, Gaffey T M, et al. V/STOL tilt rotor study: Volume 5 a mathematical model for real time flight simulation of the Bell model 301 tilt rotor research aircraft[R]. NASA-CR-114614, 1973.
- [13] 熊海泉, 刘旭, 郑本武. 飞机飞行动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
- [14] Prouty R W. Helicopter aerodynamics[M]. News Plaza: PJS Publications Inc, 1988.
- [15] 张锡金, 马文彪, 李陆豫, 等. 飞机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.