

倾转旋翼飞行器的操纵策略和配平方法

曹芸芸 陈仁良

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京,210016)

摘要:根据倾转旋翼飞行器的构型特点,建立了倾转旋翼飞行器旋翼、机翼、短舱、机身、平尾(含升降舵)和垂尾(含方向舵)的气动力模型,研究了倾转旋翼飞行器的操纵策略以满足直升机模式的悬停/小速度飞行、直升机模式向固定翼飞机模式转换的过渡飞行和固定翼飞机模式的高速飞行,并运用最优方法研究倾转旋翼飞行器在不同飞行速度下作稳定对称飞行时的配平方法。最后以XV-15倾转旋翼飞行器为例,进行各种飞行模式的配平。结果表明:本文所述方法能合理地给出倾转旋翼飞行器在整个稳定飞行速度范围内的操纵量和姿态。

关键词:倾转旋翼飞行器; 稳定飞行; 配平

中图分类号: V211.52 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-2615(2009)01-0006-05

Control Strategy for Tilt-Rotor Aircraft Trimming in Steady Level Flight

Cao Yunyun, Chen Renliang

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

Abstract: A control strategy and its corresponding trimming algorithm are studied for the tilt-rotor aircraft under various symmetrical steady level flight conditions. The conditions cover the hover and low speed flight in helicopter mode, the transitional flight from helicopter to airplane and the high speed flight in fixed-wing airplane mode. General aerodynamic forces and moments of tilt-rotor, wing, fuselage, nacelle, elevator, horizontal, and vertical stabilizers are modeled. Together with the control strategy, an optimization method is utilized to obtain the trimming values. A XV-15 tilt-rotor aircraft is taken as an example to demonstrate the effectiveness of the methodology. The result shows that the trimming values, the lift distribution of rotors and the wing under the whole steady level flight conditions are reasonable.

Key words: tilt-rotor aircraft; steady level flight; trim

倾转旋翼飞行器是一种新颖的飞行器,它将直升机的垂直起降能力和固定翼飞机的高速前飞性能融为一体,在军用和民用上具有广阔的发展前景。

倾转旋翼飞行器具有3种飞行模式:悬停/小速度前飞的直升机飞行模式、巡航和高速前飞的固定翼飞机飞行模式以及从直升机模式向固定翼飞机模式转换的过渡飞行模式。为了满足直升机飞行模式和固定翼飞机飞行模式的要求,倾转旋翼飞行

器同时配备直升机和固定翼飞机的操纵系统,由此带来操纵冗余问题,尤其是在低速直升机模式向高速固定翼飞机模式转换过程中,问题变得更加复杂。在此过程中,直升机和飞机的两套操纵方式加上发动机短舱的倾转共同参与此过程的操纵,此时必须考虑转换过程的合理速度范围,保证旋翼和机翼的升力满足飞行的需要,同时还必须保证3种飞行模式下的操纵量和机体姿态的变化是连续的。操

收稿日期:2007-11-22;修订日期:2008-05-04

作者简介:曹芸芸,女,博士研究生,1981年7月生;陈仁良(联系人),男,教授,博士生导师,E-mail:crlae@nuaa.edu.cn。

纵冗余问题是倾转旋翼飞行器必须解决的技术难题之一。

由于倾转旋翼飞行器特殊的构型,人们主要围绕倾转旋翼飞行器的气动特性、性能等问题开展研究^[1-4],而对倾转旋翼飞行器在不同飞行模式下操纵冗余问题的研究很少,仅在倾转旋翼飞行器出现初期的飞行仿真模型中有所反映^[5],但是并没有加以分析和研究。

本文针对倾转旋翼飞行器对称直线飞行状态研究操纵冗余问题,首先建立适合倾转旋翼飞行器对称直线飞行的参数化气动力模型,然后在此基础上研究倾转旋翼飞行器对称直线飞行时的操纵策略,以满足直升机模式、直升机向固定翼飞机转换的过渡飞行模式和固定翼飞机模式的操纵要求,最后以XV-15倾转旋翼飞行器为例,进行各种飞行模式的配平。

1 倾转旋翼飞行器的气动力模型

倾转旋翼飞行器的气动力部件包括左/右旋翼、机身、机翼、左/右发动机短舱、平尾、升降舵、垂尾及方向舵。本文气动力建模采用机体轴系,该轴系的原点位于飞行器的质心, x 轴沿机体构造基准线,指向机头, y 轴垂直 x 轴向上,且与 x 轴构成机体纵向对称面, z 轴由右手法则确定。

1.1 旋翼气动模型

设倾转旋翼飞行器的平飞速度为 v ,机体滚转角、俯仰角和偏航角分别为 γ, θ, φ ,则欧拉转换后可得质心的运动速度 $[v_x, v_y, v_z]$,如果倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角为 i_n ,则旋翼桨毂中心的速度为

$$\begin{Bmatrix} v_{x,H} \\ v_{y,H} \\ v_{z,H} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos i_n & -\sin i_n & 0 \\ \sin i_n & \cos i_n & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{Bmatrix} \quad (1)$$

由此可得旋翼的前进比 μ 、入流比 λ_0 和侧滑角 β_w 。旋翼诱导速度可以根据动量理论得出,因此入流比可写成如下形式

$$\lambda_1 = \lambda_0 - \frac{C_T}{4\sqrt{\mu^2 + \lambda_0^2}} \quad (2)$$

倾转旋翼飞行器有两副几何尺寸和转速完全相同但转向相反的万向铰式旋翼,其中左旋翼的转向为顶视顺时针方向(左旋),右旋翼的转向为顶视逆时针方向(右旋)。确定气动力的具体方法是:首先在旋翼桨毂风轴系下计算旋翼的拉力 T_w 、后向力 H_w 、侧向力 S_w 和扭矩 Q_w ,然后通过坐标转换得到左、右旋翼在机体轴系下的力和力矩。由于倾转

旋翼飞行器的旋翼为万向铰结构,没有桨毂力矩。旋翼的后向力和侧向力与旋翼桨叶的挥舞运动直接有关。稳定飞行时,可用挥舞运动的一阶谐波来近似,设挥舞运动为: $\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi$,式中: ψ 为桨叶方位角; a_0, a_1, b_1 为挥舞运动系数,可由挥舞运动方程 $A[a_0, a_1, b_1]^T = B$ 求得, A, B 为系数矩阵^[6]。

左旋旋翼与右旋旋翼的区别在于左旋旋翼的转向与右旋旋翼相反,当飞行条件相同时,左旋旋翼的反扭矩和侧向力与右旋旋翼反向。

1.2 机翼气动模型

对倾转旋翼飞行器而言,机翼的气动力建模相当复杂,其主要原因是机翼受旋翼尾流的影响。为了考虑旋翼尾流对机翼的干扰作用,本文将机翼的气动力建模分为两部分:一部分是受旋翼尾流影响的机翼气动力,另一部分是不受旋翼尾流作用的气动力。机翼的总气动力为两者的叠加,即

$$\begin{aligned} F_w &= F_{wss} + F_{wfs} \\ M_w &= M_{wss} + M_{wfs} \end{aligned} \quad (3)$$

式中下标“ wss ”和“ wfs ”分别表示机翼受旋翼尾流和不受旋翼尾流的影响。

受旋翼尾流作用的机翼面积采用以下经验公式^[7]

$$\begin{aligned} S_{wss} &= S_{smax} \left(\sin 1.386 \left(\frac{\pi}{2} - i_n \right) + \right. \\ &\quad \left. \cos 3.114 \left(\frac{\pi}{2} - i_n \right) \right) \frac{\mu_{max} - \mu}{\mu_{max}} \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $S_{smax} = 2\eta_{ss} Rb$, R 为旋翼尾迹对机翼的作用半径, b 为机翼平均弦长, η_{ss} 为影响系数, μ_{max} 为旋翼尾迹偏出机翼的最大前进比。

受旋翼尾流作用部分的机翼速度为

$$\begin{Bmatrix} v_{x,wss} \\ v_{y,wss} \\ v_{z,wss} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \eta_i v_i \sin i_n \\ \eta_i v_i \cos i_n \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (5)$$

式中: v_i 为旋翼平均诱导速度; η_i 为诱导速度影响系数, $1 \leq \eta_i \leq 2$ 。

受旋翼尾流作用部分机翼的力和力矩为

$$\begin{aligned} D_{wss} &= q_{wss} S_{wss} C_{D,w} \\ L_{wss} &= q_{wss} S_{wss} C_{L,w} \\ M_{x,wss} &= -q_{wss} S_{wss} C_{mx,w} z_\psi \\ M_{z,wss} &= q_{wss} S_{wss} b C_{mz,w} \end{aligned} \quad (6)$$

式中: q_{wss} 为受旋翼尾流作用部分机翼动压; $C_{D,w}, C_{L,w}, C_{mz,w}$ 为机翼阻力、升力和俯仰力矩系数;滚转力矩系数 $C_{mx,w}$ 为机翼上反角、侧滑角和副翼偏转角的函数; z_ψ 为该部分机翼压力中心距纵向对称

面的距离。

不受旋翼尾流影响的机翼部分产生的气动力和力矩的分析过程一样,只要取消其中的旋翼诱导速度对机翼气流的影响即可。

1.3 发动机短舱气动模型

发动机短舱的气动力建模主要考虑飞行过程中产生的阻力及由阻力引起的俯仰力矩,发动机短舱还会对机翼、机身等部件产生气动干扰作用,由于这种干扰作用很复杂,本文没有考虑。为了研究方便,本文将发动机短舱等效为平板,于是,发动机短舱的阻力可写为

$$D_n = 1.28q_n(2S_n \cos i_n) \quad (7)$$

式中: S_n 为每个发动机短舱的最大迎风面积; q_n 为动压;平板阻力系数取1.28。

设体轴系下短舱的压力中心坐标为 (x_n, y_n, z_n) ,则短舱的阻力在体轴系下产生的俯仰力矩为

$$M_{z,n} = 2(D_n \sin(i_n + \alpha_n)x_n + D_n \cos(i_n + \alpha_n)y_n) \quad (8)$$

1.4 机身气动模型

机身的气动力计算很复杂,一般通过风洞试验得到。假设机身不受旋翼尾流的影响。机身气动力和力矩是迎角、侧滑角和马赫数等变量的函数,这里以气动力和力矩系数的形式来表示,机身的气动力和力矩为

$$\begin{aligned} D_f &= C_{D_f} \cdot q_f \cdot A_f \\ L_f &= C_{L_f} \cdot q_f \cdot A_f \\ S_f &= C_{S_f} \cdot q_f \cdot A_f \\ M_{x_f} &= C_{M_{x_f}} \cdot q_f \cdot l_f \cdot A_f \\ M_{y_f} &= C_{M_{y_f}} \cdot q_f \cdot l_f \cdot A_f \\ M_{z_f} &= C_{M_{z_f}} \cdot q_f \cdot l_f \cdot A_f \end{aligned} \quad (9)$$

式中: A_f, l_f, q_f 分别为倾转旋翼飞行器机身的特征面积、特征长度和远方来流的动压; $C_{D_f}, C_{L_f}, C_{S_f}, C_{M_{x_f}}, C_{M_{y_f}}, C_{M_{z_f}}$ 为风洞试验得到的气动力和力矩系数。

1.5 平尾和升降舵气动模型

平尾处的气流速度为

$$\begin{aligned} v_{x,h} &= \sqrt{\eta_h} v_x + \omega_y z_h - \omega_z y_h \\ v_{y,h} &= \sqrt{\eta_h} v_y + \omega_z x_h - \omega_x z_h + k_{mh} v_i \\ v_{z,h} &= \sqrt{\eta_h} v_z + \omega_x y_h - \omega_y x_h \end{aligned} \quad (10)$$

式中: η_h 为平尾的动压损失系数; k_{mh} 为旋翼尾流对平尾的干扰系数; (x_h, y_h, z_h) 为平尾气动中心在体轴系下的坐标。

如 q_h 为平尾处的动压,而升力系数 $C_{L,h}$ 是迎角和升降舵偏转角的函数,阻力系数 $C_{D,h}$ 仅是迎角的函数,则平尾产生的升力和阻力分别为

$$\begin{aligned} L_h &= q_h S_h C_{L,h} \\ D_h &= q_h S_h C_{D,h} \end{aligned} \quad (11)$$

升降舵偏角 δ_z (下偏为正)所产生的升力 L_{δ_z} 为

$$L_{\delta_z} = q_h s_h C_{y,h}^{\delta_z} \eta_z \delta_z \quad (12)$$

设 s_z 为升降舵面积, s_h 为平尾(包括升降舵)面积, χ_h 为升降舵转轴处的后掠角,则升降舵效率 η_z 由下式确定

$$\eta_z = \sqrt{\frac{s_z}{s_h} \cos \chi_h} \quad (13)$$

1.6 垂尾和方向舵气动模型

建立垂尾气动模型的过程与平尾类似,垂尾的升力和阻力分别为

$$\begin{aligned} L_v &= q_v S_v C_{L,v} \\ D_v &= q_v S_v C_{D,v} \end{aligned} \quad (14)$$

式中: q_v 为垂尾处的动压;升力系数 $C_{L,v}$ 是迎角和方向舵偏转角的函数,阻力系数 $C_{D,v}$ 很小,可以忽略不计。方向舵偏转 δ_y 时(右偏为正),产生的侧向力 F_{z,δ_y} 为

$$F_{z,\delta_y} = -q_v s_v C_{L,v}^{\delta_y} \Delta \beta_v \quad (15)$$

设 s_y 为方向舵面积, s_v 为垂尾(包括升降舵)面积, χ_v 为方向舵后缘后掠角, $\Delta \beta_v = \eta_y \delta_y$,方向舵效率 η_y 由下式确定

$$\eta_y = \sqrt{\frac{s_y}{s_v} \cos \chi_v} \quad (16)$$

2 倾转旋翼飞行器的操纵策略与对称平直飞行时的纵向配平方法

假设倾转旋翼飞行器为刚体,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零,相应的刚体欧拉方程化简为^[8]

$$\begin{aligned} \sum F_x - mg \sin \vartheta &= 0 \\ \sum F_y - mg \cos \vartheta \sin \gamma &= 0 \\ \sum F_z + mg \cos \vartheta \sin \gamma &= 0 \\ \sum M_x &= 0 \\ \sum M_y &= 0 \\ \sum M_z &= 0 \end{aligned} \quad (17)$$

式中: $\sum F_x, \sum F_y, \sum F_z$ 和 $\sum M_x, \sum M_y, \sum M_z$ 分别为左/右旋翼、机翼、机身、短舱、平尾和垂尾在质心处产生的气动合力和合力矩。

方程(17)为倾转旋翼飞行器配平的主控方程, 6个方程可以确定6个变量。倾转旋翼飞行器包含直升机和固定翼飞机的两套操纵, 另外过渡飞行过程中驾驶员还要操纵发动机短舱倾转, 显然操纵变量的个数多于方程的个数。

当倾转旋翼飞行器作对称平直飞行时, 主控方程(17)的方程个数由6个变成3个, 未知量变成5个, 即旋翼的总距、纵向周期变距、升降舵偏转角、短舱倾转角和倾转旋翼飞行器的俯仰角(迎角)。为了减少未知量, 本文采取以下操纵策略: 纵向周期变距和升降舵偏转角用纵向驾驶杆位移和发动机短舱倾转角来表示, 即

$$B_1 = B_{\max} \frac{s}{s_{\max}} \cos i_n, \delta_z = \delta_{z\max} \frac{s}{s_{\max}} \quad (18)$$

式中: B_{\max} , $\delta_{z\max}$, s_{\max} 分别为纵向最大周期变距、升降舵最大偏转角和纵向驾驶杆最大位移量; s 为驾驶杆实际位移量。

式(18)表明旋翼的纵向周期变距受纵向驾驶杆位移和发动机短舱倾转角的共同作用, 而升降舵偏角只受纵向驾驶杆位移的影响。这样当倾转旋翼飞行器以直升机模式飞行时, 纵向周期变距发挥全部作用, 当倾转旋翼飞行器以飞机模式飞行时, 纵向周期变距不发挥作用。对升降舵来说, 尽管在所有飞行模式下均有作用, 但在小速度时效果不明显。

经过上述处理后, 倾转旋翼飞行器在直升机模式和飞机模式下的配平解是唯一的, 但在过渡飞行模式下, 由于发动机短舱倾转角未知, 方程未知量个数(4个)仍然大于方程个数, 为了确定过渡飞行模式下的配平解, 本文采用最优方法, 选取的优化目标为

$$f = \min \left[\left(\sum F_x - mg \sin \vartheta \right)^2 + \left(\sum F_y - mg \cos \vartheta \sin \gamma \right)^2 + \left(\sum M_z \right)^2 \right] \quad (19)$$

相应的约束条件为确保直升机飞行模式、过渡飞行模式和固定翼飞机飞行模式的配平量随飞行速度的变化是连续的。图1为倾转旋翼飞行器配平流程图。

3 算例分析

为了说明上述操纵策略和优化方法合理可行, 本文以XV-15倾转旋翼飞行器为例, 对不同飞行模式下的稳态飞行进行配平计算。图2给出了XV-15倾转旋翼飞行器在不同飞行模式下的配平结果及旋翼、机翼的升力匹配关系。从图2可以看出:

(1)当飞行速度小于130 km/h时, 飞行器以直升机模式飞行, 当飞行速度大于240 km/h后, 飞行器以固定翼飞机模式飞行。在130~240 km/h的飞行速度范围内为直升机模式向固定翼飞行模式的过渡飞行模式。

(2)在直升机模式下, 即飞行速度小于130 km/h, 配平所需的操纵与横列式直升机一致, 但俯仰姿态变化不大, 与常规直升机有区别。其原因是随着飞行速度的增加, 倾转旋翼飞行器的机翼会产生升力, 由于机翼的气动焦点位于重心之前, 其升力产生抬头力矩, 克服旋翼前倾引起的低头力矩, 使机身的俯仰姿态基本不变。而直升机没有产生抬头力矩的机翼, 因而对直升机来说, 随着前飞速度的增加, 机身低头姿态也增加。

(3)在倾转过程中, 旋翼总距随倾转角的增加而增加; 周期变距开始减小, 当倾转过程结束时, 旋翼周期变距变为零; 升降舵偏角为了满足倾转过程中的俯仰力矩配平要求, 由倾转开始时的下偏慢慢改为上偏, 并与固定翼飞机飞行模式的升降舵偏角连续过渡。

(4)在直升机飞行模式下, 飞行器的升力主要由左、右旋翼来承担, 在固定翼飞机飞行模式下, 飞

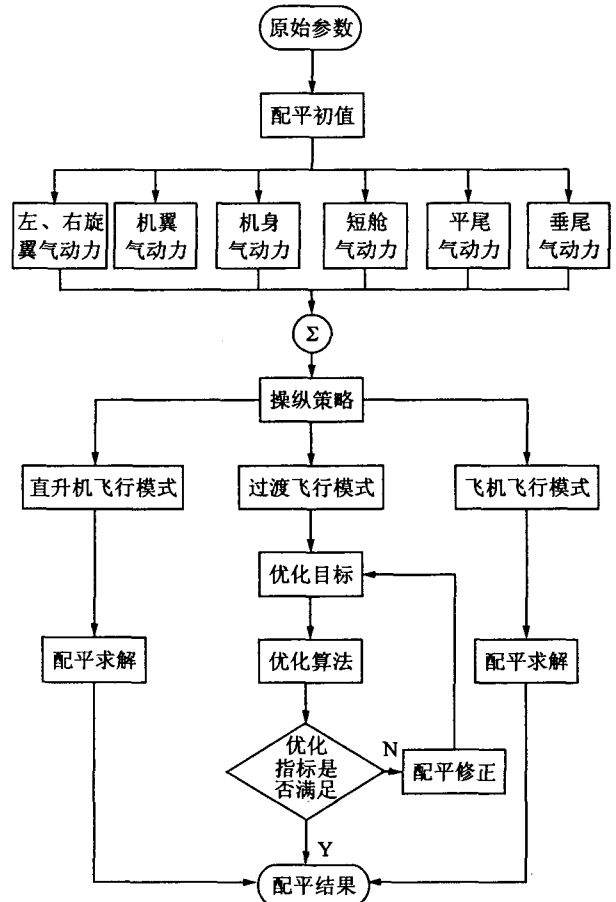


图1 倾转旋翼飞行器配平流程图

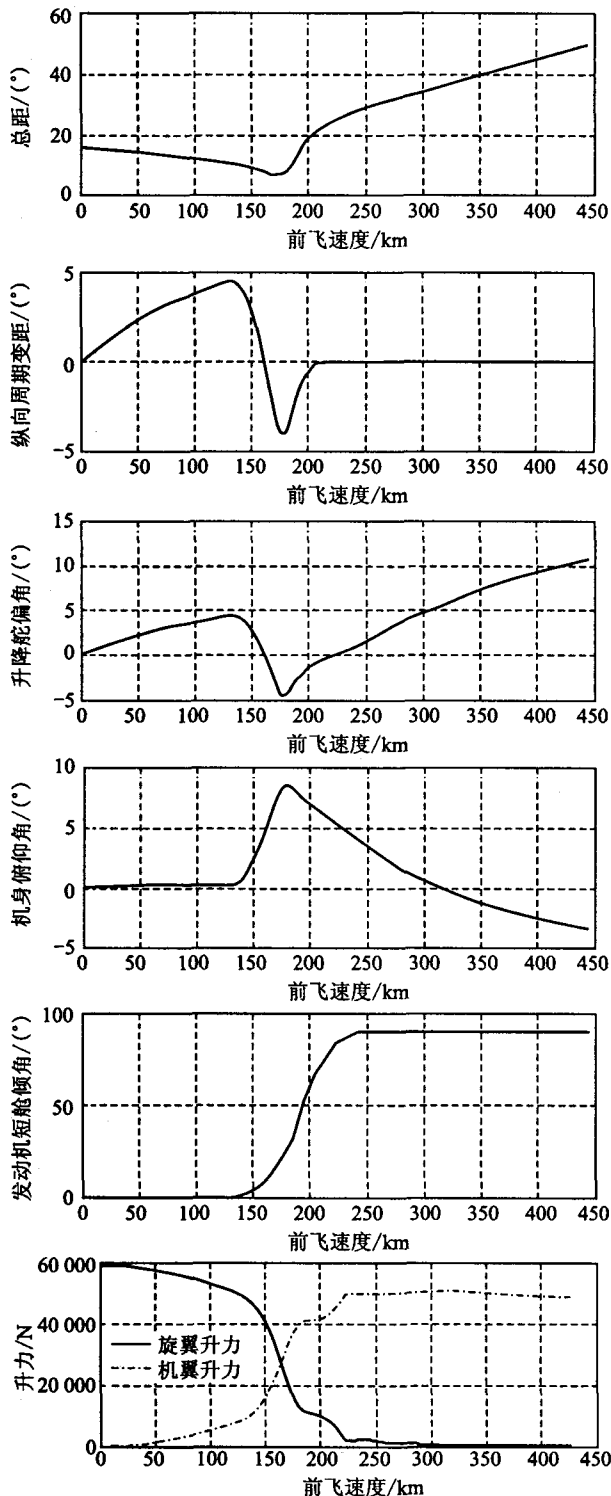


图2 XV-15 倾转旋翼飞行器对称飞行时的配平结果及旋翼、机翼的升力分配

行器的升力主要来自机翼,机身和尾翼也提供小部分升力。在过渡飞行模式,飞行器的升力从主要由旋翼承担过渡到主要由机翼承担。

4 结 论

(1)为了满足直升机的低速飞行模式和固定翼

飞机的高速飞行模式要求,倾转旋翼飞行器需同时具备直升机的操纵模式和固定翼飞机的操纵模式,因而出现操纵冗余的问题。为了解决这一问题,本文提出了一种操纵策略,解决了对称飞行时直升机飞行模式和固定翼飞机模式的操纵冗余问题,并成功地用于两种飞行模式下的配平。配平结果与常规直升机和固定翼飞机相吻合。

(2)倾转旋翼飞行器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方式也极其复杂。本文在操纵策略研究的基础上采用优化方法解决了过渡飞行中的配平问题,得到了过渡飞行中的操纵、姿态和短舱对速度的变化规律。

(3)本文所建立的适合倾转旋翼飞行器全包线飞行的旋翼、机翼、机身、短舱、升降舵、平尾和垂尾的参数化气动模型,不仅适用于本文所述的配平分析,同时也为倾转旋翼飞行器的气动布局设计提供了一种有效的分析工具。

参考文献:

- [1] Felker F F, Maisel M D, Betzina M D. Full scale tilt rotor hover performance[C]//Presented at the 41st annual forum of the AHS, Washington, DC: AHS International, 1985:501-507.
- [2] Clark D R. Analysis of the wing/rotor and rotor/rotor interactions present in tilt-rotor aircraft[J]. Vertica, 1987, 11(4): 731-749.
- [3] Desopper A, Heuzé O, Routhieau V, et al. Study of the low speed characteristics of a tiltrotor[C]//Presented at the 28th European Rotorcraft Forum, Bristol UK: European Rotorcraft Forum, 2002:16.1-14.
- [4] 李春华, 徐国华. 悬停和前飞状态倾转旋翼机的旋翼自由尾迹计算方法[J]. 空气动力学学报, 2005, 23(2): 152-156.
- [5] Harendra P B, Joglekar M J, Gaffey T M, et al. A mathematical model for real time flight simulation of the Bell model 301 tilt rotor research aircraft[R]. NASA CR-114614, 1973.
- [6] Chen R T N. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation[R]. NASA TM-78575, 1979.
- [7] Carlson E B, Zhao Yiyuan, Robert T N. Optimal tilt-rotor runway operations in one engine inoperative[R]. AIAA-99-3961, 1999.
- [8] Prouty R W. Helicopter aerodynamics [M]. News Plaza: PJS Publications Inc, 1988.