

文章编号:1000-8055(2011)10-2174-07

倾转旋翼飞行器发动机短舱 倾转角度-速度包线分析

曹芸芸, 陈仁良

(南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对倾转旋翼飞行器过渡飞行中的变体、变速特点提出了一种确定倾转旋翼飞行器从直升机模式向固定翼飞机模式过渡的发动机短舱倾转角度-速度包线分析方法. 该方法从低速段包线和高速段包线两方面开展研究, 分析倾转过程中旋翼和机翼的气动力匹配关系, 以机翼失速限制确定低速段的发动机短舱倾转角度-速度包线, 以旋翼可用功率限制确定高速段的发动机短舱倾转角度-速度包线. 最后以 XV-15 倾转旋翼飞行器为样机, 计算分析其发动机短舱倾转角度-速度包线, 并与 XV-15 的发动机短舱倾转角度-速度包线进行对比验证. 结果表明, 建立的倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线确定方法合理有效.

关 键 词: 倾转旋翼; 旋翼; 失速; 过渡飞行; 倾转模式; 倾转角度-速度包线

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Investigation on nacelle conversion envelope analysis method of tiltrotor aircraft

CAO Yun-yun, CHEN Ren-liang

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

Nanjing 210016, China)

Abstract: For conversion mode of tiltrotor aircraft from helicopter mode to fixed wing airplane mode, an analysis method based on the transition flight's characteristics of morphing, and speed change was established to investigate the nacelle conversion envelope. The method includes the lower speed and higher speed envelopes. A detailed analysis of the matching relationship between the rotors aerodynamic forces and wing aerodynamic forces in the conversion mode was conducted. The lower conversion boundary was restricted by wing stall and the upper conversion boundary restricted by available power limited by engines. The XV-15 tiltrotor aircraft was taken as an example to analyze the conversion envelope. The results fairly agree with the XV-15 data, showing that the calculation methodology for the nacelle conversion envelope of tiltrotor aircraft is reasonable and effective.

Key words: tiltrotor; rotor; stall; transition flight; conversion mode; conversion envelope

收稿日期:2010-11-02; 修订日期:2011-01-12

作者简介:曹芸芸(1981—),女,江苏南通人,博士生,主要从事旋翼飞行器飞行力学、飞行仿真等方面研究.

E-mail:caoyy@nuaa.edu.cn

倾转旋翼飞行器将直升机的垂直起降、悬停低速飞行能力和固定翼螺旋桨飞机的高速、远航优势结合在一起,是一种新型的旋翼飞行器.该飞行器以直升机模式起飞并转入前飞,当速度达到一定后旋翼随发动机短舱开始向前倾转,进入倾转模式,当发动机短舱转过 90° 后,旋翼成为螺旋桨,飞行器进入高速飞行的固定翼飞机模式.图 1 给出了倾转旋翼飞行器的三种飞行模式,即低速飞行的直升机模式、倾转模式及高速飞行的固定翼飞机模式.

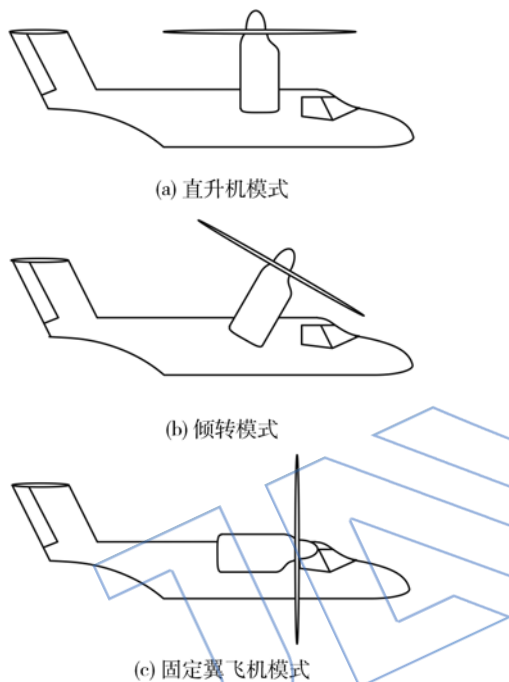


图 1 倾转旋翼飞行器三种飞行模式

Fig. 1 Three flight modes of tiltrotor aircraft

倾转模式的旋翼随发动机短舱不断倾转,飞行器的气动外形和前飞速度不断变化,因而过渡飞行是一种变构型、变速的飞行过程.为了确保过渡飞行的顺利进行,要求旋翼和机翼气动力的合理匹配来克服飞行过程中的飞行器重力和阻力.然而,前飞速度过低会导致机翼失速,前飞速度过高则受到旋翼前行桨叶压缩性与后行桨叶失速的限制以及旋翼可用功率的限制,甚至还受旋翼/机翼动力稳定性的限制.因此倾转旋翼飞行器倾转模式的发动机短舱倾转过程只能在一定的前飞速度范围内进行.

如何确定倾转旋翼飞行器过渡飞行过程中发动机短舱倾转角度-速度包线是倾转旋翼飞行器设计的关键.文献[1-5]给出了倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线,但没有具体的计算

分析方法,文献[6-8]研究了倾转旋翼飞行器倾转模式下旋翼、发动机短舱和机翼的动力稳定性问题,但没有研究发动机短舱倾转角度-速度包线问题.国内很少见到有关倾转旋翼飞行器过渡飞行中发动机短舱倾转角度-速度包线的研究报道.

倾转模式下,倾转旋翼飞行器既不同于传统直升机,也不同于固定翼飞机,因此直升机和固定翼飞机的方法均不能采用.本文根据飞行器过渡飞行中的变体、变速特点提出了一种确定倾转旋翼飞行器过渡飞行过程中发动机短舱倾转角度-速度包线分析方法.该方法以倾转模式下旋翼和机翼气动力的合理匹配为基础,然后根据低速时机翼失速限制和高速时旋翼可用功率限制来确定发动机短舱倾转角度-速度包线.最后以 XV-15 倾转旋翼飞行器为例,计算分析其发动机短舱倾转角度-速度包线,并用 XV-15 的数据进行对比验证.

1 确定发动机短舱倾转角度-速度包线分析模型

倾转旋翼飞行器在直升机模式下类似于横列式直升机,旋翼是主要的升力面、推进器.固定翼飞机模式下,机翼为升力面,旋翼仅承担螺旋桨的角色.倾转模式,旋翼随发动机短舱倾转,此时旋翼和机翼共同承担飞行器的重力,拉力则由旋翼升力倾斜产生的前向分量提供.当前飞速度较低时进行发动机短舱倾转,可能会出现机翼失速,当前飞速度太高时进行发动机短舱倾转,则受旋翼可用功率、动力稳定性等的限制^[9].为此,本文从低速段倾转包线和高速段倾转包线两方面对发动机短舱倾转角度-速度包线开展研究.

1.1 低速段发动机短舱倾转角度-速度包线

低速段的发动机短舱倾转角度-速度包线从直升机模式的悬停开始直到发动机短舱倾转至固定翼飞机模式中机翼不发生失速的最小速度.

倾转旋翼飞行器悬停时,旋翼拉力和飞行器重力平衡,此时旋翼桨盘平面水平,由于直升机模式的纵向周期变距具有调节桨盘平面的能力,故即使悬停状态,发动机短舱仍可向前倾转一定的角度,短舱的最大前倾角取决于飞行器的重心位置与旋翼的最大后倒角,可表示为

$$\left(\frac{\pi}{2} - i_n \right)_{\max} = (a_1)_{\max} + \frac{x_m}{y_m} \quad (1)$$

式中 i_n 是发动机短舱角,定义短舱与机体水平线垂直时为 90° ,平行时为 0° , a_1 是旋翼桨盘后倒

角, x_m, y_m 为旋翼桨毂中心相对飞行器重心的纵向和垂向距离. 悬停时, 根据旋翼变距与挥舞等效特性^[10], 最大后倒角为

$$(\alpha_1)_{\max} = (-B_1)_{\max} \quad (2)$$

式中 B_1 是旋翼的纵向周期变距.

以上述悬停状态为起点, 发动机短舱开始倾转进入倾转模式, 但由于此时的前飞速度较低, 发动机短舱的倾转过程除了满足飞行器升力和拉力与重力和阻力平衡外, 还应确保不同倾转角下的机翼不失速.

图2给出了发动机短舱倾转时作用在倾转旋翼飞行器质心处的外力. 图中 $s-s$ 平面是旋翼桨毂平面, $d-d$ 平面是旋翼桨盘平面, V 是前飞速度, α_f 是机身迎角, T 是旋翼拉力, G 是机体重力, L 和 D 分别是机翼升力和阻力.

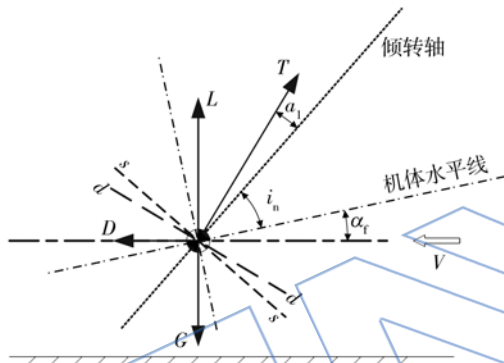


图2 作用在倾转旋翼飞行器质心处的外力
Fig. 2 Forces acting on the mass center of tiltrotor aircraft

根据图2可得如下力的平衡关系:

$$T \sin(i_n + \alpha_1 + \alpha_f) + L = G \quad (3)$$

$$T \cos(i_n + \alpha_1 + \alpha_f) = D \quad (4)$$

式(3)和(4)中的机翼升力 L 和阻力 D 可表示为

$$L = L_w = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{yw} S_w \quad (5)$$

$$D = D_w + D_f = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{dw} S_w + \frac{1}{2} \rho V^2 C_{df} S_f \quad (6)$$

其中 L_w 和 D_w 是机翼的升力和阻力, D_f 是机身的阻力, ρ 为大气密度, S_w 是机翼面积, S_f 是机身面积, C_{df} 是机身阻力系数, C_{yw} 和 C_{dw} 是机翼的升力和阻力系数, 两者均是倾转旋翼飞行器发动机短舱角 i_n 、机翼迎角 α_w 、机翼襟翼/副翼状态 F_x 和飞行马赫数 Ma 的函数, 即

$$C_{yw} = f(i_n, \alpha_w, F_x, Ma) \quad (7)$$

$$C_{dw} = f(i_n, \alpha_w, F_x, Ma) \quad (8)$$

倾转旋翼飞行器倾转飞行过程中, 飞行器的重力从主要由旋翼承担过渡到主要由机翼承担. 低速倾转时, 机翼提供的升力受机翼临界失速迎角的限制, 因此计算低速段倾转包线时, 机翼迎角取机翼临界迎角, 此时低速段倾转包线上的机翼迎角和机身迎角满足如下关系:

$$\alpha_w = \alpha_j = i_w + \alpha_f \quad (9)$$

式中 α_j 是机翼临界迎角, i_w 是机翼安装角.

倾转旋翼飞行器独特的倾转旋翼和机翼构型使得低速飞行时旋翼和机翼之间的气动干扰十分严重. 例如, 悬停时倾转旋翼飞行器旋翼对机翼的向下冲击载荷能达到旋翼拉力的 15%^[11-12]. 随着前飞速度的增大和倾转角的增加, 旋翼尾流逐渐偏离出机翼表面, 旋翼对机翼的气动干扰作用越来越弱. 为考虑旋翼对机翼的气动干扰, 本文将机翼分为两部分: 一部分为受到旋翼尾流干扰作用的滑流区, 另一部分为不受旋翼尾流干扰作用的自由流区. 则公式(5)和(6)中机翼的气动力为滑流区气动力和自由流区气动力的叠加.

受旋翼尾流作用的机翼滑流区面积 S_{wss} 采用如下公式^[13]计算:

$$S_{wss} = S_{ssmax} [\sin(ai_n) + \cos(bi_n)] \frac{\mu_{max} - \mu}{\mu_{max}} \quad (10)$$

式中 $S_{ssmax} = 2\eta_{ss} Rc$, R 为旋翼半径, c 为机翼平均弦长, η_{ss} 为影响系数, μ 为旋翼前进比, μ_{max} 为旋翼尾迹偏出机翼的最大前进比, 系数 a 和 b 由以下两式^[13]确定:

$$\sin\left(a \frac{\pi}{2}\right) + \cos\left(b \frac{\pi}{2}\right) = 1 \quad (11)$$

$$\sin\left(a \frac{\pi}{3}\right) + \cos\left(b \frac{\pi}{3}\right) = 0 \quad (12)$$

1.2 高速段发动机短舱倾转角度-速度包线

高速段的发动机短舱倾转角度-速度包线从直升机模式的最大前飞速度到固定翼飞机模式下飞行器有良好飞行姿态的前飞速度. 倾转过程中的最大前飞速度受旋翼前行桨叶压缩性、后行桨叶失速效应以及旋翼可用功率与动力稳定性等的限制, 其中旋翼可用功率的限制是最基本和最重要的限制要素, 本文根据旋翼可用功率限制来确定高速段转换包线所对应的最大前飞速度.

倾转旋翼飞行器发动机短舱在高速段倾转时, 同样必须满足机翼和旋翼提供的升力和飞行器重力平衡, 旋翼轴倾转引起的水平拉力分量和飞行器的阻力平衡. 同时应确保在倾转过程中旋

翼有足够的可用功率。

旋翼需用功率 P_r 由诱导功率 P_i 、型阻功率 P_{pr} 、废阻功率 P_p 和爬升功率 P_c 四部分组成,即

$$P_r = \frac{2}{\eta_p}(P_i + P_{pr} + P_p + P_c) \quad (13)$$

式中 η_p 为从发动机到旋翼的传动损失系数。

根据动量定理和能量守恒原理,诱导功率 P_i 、废阻功率 P_p 和爬升功率 P_c 的解析式^[14]可表示为

$$P_{ipc} = T(U_c + u_i) \quad (14)$$

式中 U_c 为垂直于旋翼平面的速度,其值为 $U_c = V \cos i_n$, u_i 为旋翼的诱导速度。

为了考虑旋翼诱导速度的非均匀性,本文用系数 K_{ind} 加以修正,其值为 1.15^[13]。则式(14)写为

$$P_{ipc} = T(U_c + K_{ind} u_i) \quad (15)$$

根据叶素理论^[14],旋翼的型阻功率为

$$P_{pr} = P_{pr0}(1 + 4.7\mu^2) \quad (16)$$

式中 $P_{pr0} = \sigma\pi R^2 \rho V_t^3 c_d/8$, σ 是旋翼实度, c_d 是桨叶阻力系数, V_t 是旋翼桨尖速度, Ω 是旋翼转速,旋翼前进比 $\mu = U_t/(\Omega R)$, U_t 是平行于旋翼平面的速度,其值为 $U_t = V \sin i_n$ 。

定义旋翼拉力系数 C_T 和功率系数 C_P 为

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2 V_t^2} \quad (17)$$

$$C_P = \frac{P}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2 V_t^3} \quad (18)$$

则旋翼功率系数可进一步表示为

$$C_P = \frac{1}{2}C_T^{3/2}(\bar{U}_c + K_{ind}\bar{u}_i) + \frac{1}{4}\sigma c_d(1 + 4.7\mu^2) \quad (19)$$

式中 $\bar{U}_c = U_c/u_h$, $\bar{u}_i = u_i/u_h$, u_h 是旋翼特性诱导速度,其值为 $u_h = \sqrt{T/(2\rho\pi R^2)}$ 。

定义 $\bar{U}_t = U_t/u_h$, 根据动量理论^[14],旋翼诱导速度满足下式

$$\bar{u}_i^4 + 2\bar{U}_c\bar{u}_i^3 + (\bar{U}_c^2 + \bar{U}_t^2)\bar{u}_i^2 = 1 \quad (20)$$

由式(13)和(18)可得倾转旋翼飞行器旋翼总需用功率为

$$P_r = \frac{1}{\eta_p}\rho\pi R^2(\Omega R)^3 C_P \quad (21)$$

这样,倾转旋翼飞行器高速段的发动机短舱倾转角度-速度包线边界在满足力的平衡关系的同时,旋翼的总需用功率不能超过发动机输出的额定功率 P_n , 即

$$P_r \leq P_n \quad (22)$$

2 算例分析

为了检验上述方法的有效性,本文以 XV-15 倾转旋翼飞行器为样机,计算其倾转模式发动机短舱倾转角度-速度包线。XV-15 的旋翼有 3 片高扭转的桨叶,两台涡轮轴发动机安装在翼尖两端的短舱内,驱动旋翼轴倾转。XV-15 旋翼轴可向后倾转 5° ,主要用于减速、后飞和自转下滑状态。本文所用到的 XV-15 的主要参数和公式中经验系数的取值见表 1,其余 XV-15 的参数均取自文献^[15-16]。

表 1 XV-15 主要参数和经验系数

Table 1 Parameters of XV-15 and empirical factors

XV-15 主要参数和经验系数	数值
总质量 M/kg	5 897
发动机短舱角 $i_n/(\circ)$	0~95
旋翼半径 R/m	3.81
旋翼转速 $\Omega/(\text{r}/\text{min})$	589
机翼平均弦长 c/m	1.6
机翼面积 S_w/m^2	16.82
机翼安装角 $i_w/(\circ)$	0
发动机额定功率 P_n/kW	1 737.5
影响系数 η_{ss}	0.85
旋翼尾迹偏出机翼的最大前进比 $\mu_{\max}$	0.13
发动机到旋翼的传动损失系数 η_p	0.95

XV-15 倾转旋翼飞行器的机翼采用全翼展襟翼,襟翼/副翼有 4 个预设位置: $0^\circ/0^\circ$, $20^\circ/12.5^\circ$, $40^\circ/25^\circ$ 和 $75^\circ/47^\circ$ 。本文计算 XV-15 发动机短舱倾转角度-速度包线时,襟翼/副翼的状态为 $40^\circ/25^\circ$,图 3 和图 4 是 XV-15 机翼在直升机模式和固定翼飞机模式下的升力系数和阻力系数随迎角变化的关系^[17],倾转模式的机翼升阻系数通过插值的方法得到。

2.1 计算流程

图 5 为确定倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线的计算流程。首先根据 XV-15 倾转旋翼飞行器的最大纵向周期变距和旋翼桨毂中心相对于飞行器重心的位置,由式(1)和(2)得到低速段倾转角度-速度包线的起始点。根据机翼不失速条件式(9),在不同的前飞速度下,计算式(5)

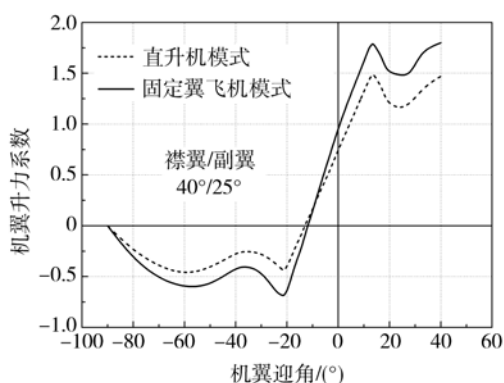


图3 XV-15 倾转旋翼飞行器机翼升力系数
随机翼迎角的变化

Fig. 3 Lift coefficient versus angle of attack of wing
of XV-15 tiltrotor aircraft

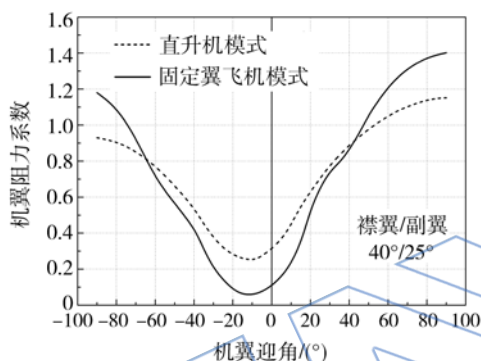


图4 XV-15 倾转旋翼飞行器机翼阻力系数
随机翼迎角的变化

Fig. 4 Drag coefficient versus angle of attack of wing
of XV-15 tiltrotor aircraft

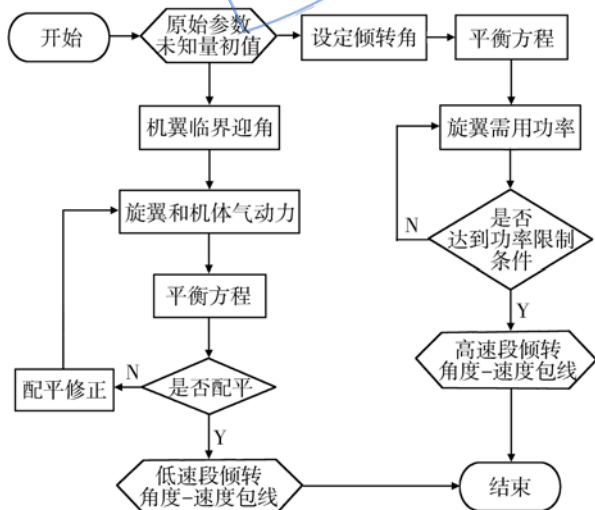


图5 倾转角度-速度包线计算流程
Fig. 5 Flowchart of computing the
conversion envelope

和(6)的机翼和机体气动力,代入平衡方程(3)和(4),并以旋翼拉力和发动机短舱角为未知量,用牛顿法进行配平计算,得到 XV-15 倾转旋翼飞行器的低速段倾转角度-速度包线. 计算高速段倾转角度-速度包线时,设定 XV-15 的发动机短舱角,用牛顿法对平衡方程(3)和(4)进行配平计算,根据式(21)求出旋翼需用功率随前飞速度的变化值,然后根据发动机输出功率限制条件式(22),得到 XV-15 倾转旋翼飞行器高速段倾转角度-速度包线.

2.2 计算结果及分析

图6是本文计算的 XV-15 倾转旋翼飞行器低速段的倾转角度-速度包线. 从图中可以看出 XV-15 保持悬停姿态,发动机短舱可以向前倾转最大角度为 10° ,倾转到固定翼飞机模式时的最小前飞速度是 54 m/s . 图7是 XV-15 倾转旋翼飞行器低速段倾转包线上的旋翼升力、机翼升力和机体阻力变化图. 由图中可以看出,随着发动机短舱带动旋翼轴的向前倾转,飞行器的升力从主要

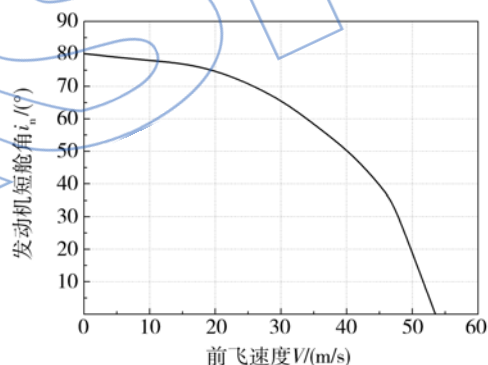


图6 低速段倾转角度-速度包线

Fig. 6 Lower boundary of conversion envelope

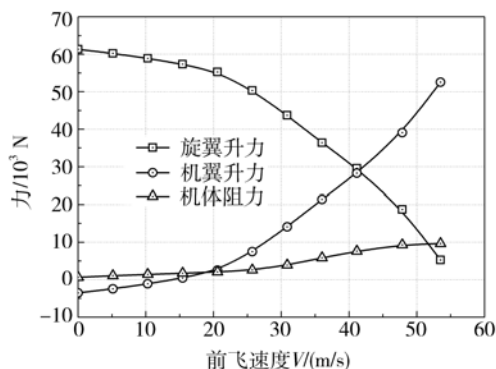


图7 低速段倾转角度-速度包线上力的变化
Fig. 7 Forces of the lower flight speed
conversion envelope

由旋翼承担过渡到主要由机翼来承担,随着飞行器前飞速度的增加,机体的阻力也在增加.悬停及小速度时,机翼的升力为负值,这主要是旋翼下洗流冲击机翼表面产生的向下冲击载荷.

图 8 给出了 XV-15 倾转旋翼飞行器发动机短舱角分别设为 90° , 75° , 60° , 45° 和 30° 时旋翼需用功率随前飞速度的变化曲线,图中还给出了 XV-15 的发动机功率限制. 根据功率相等的条件,可以得到 XV-15 倾转旋翼飞行器的高速段倾转角度-速度包线,如图 9 所示.

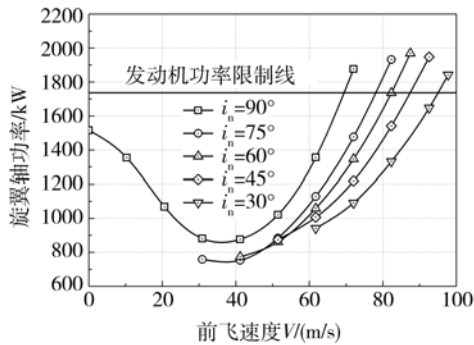


图 8 倾转模式需用功率

Fig. 8 Power required in conversion mode

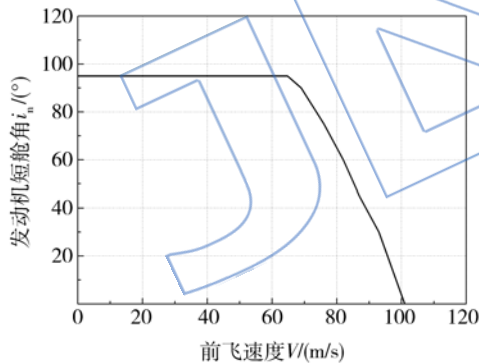


图 9 高速段倾转角度-速度包线

Fig. 9 Upper boundary of conversion envelope

图 10 为计算得到的 XV-15 倾转旋翼飞行器在不同机身迎角下发动机短舱倾转线,从图中可以看出:①倾转过程可以用不同的机身迎角、发动机短舱角和前飞速度组合完成;②当倾转旋翼飞行器从低速段倾转角度-速度包线向高速段倾转角度-速度包线过渡时,机身迎角从机翼失速迎角相对应的正迎角向负迎角变化,发动机短舱越接近水平,机身负迎角值越大.为确保过渡转换过程的飞行安全,文献[18]把高速段倾转角度-速度包线上发动机短舱角 45° 所对应的前飞速度作为中止速度,倾转过程中的前飞速度不能大于中止速度.

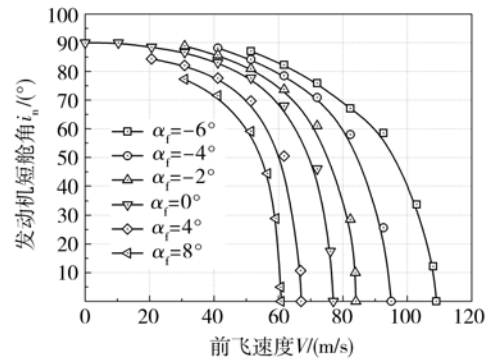


图 10 不同机身迎角下发动机短舱倾转线

Fig. 10 Conversion lines of nacelle in different angles of attack of fuselage

为此,本文根据图 9 的高速段发动机短舱倾转角度-速度包线,确定发动机短舱角 45° 所对应的中止速度.

最后,将低速段和高速段的发动机短舱倾转角度-速度包线组合,得到 XV-15 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线,如图 11 所示.图中还给出了 XV-15 实际的发动机短舱倾转角度-速度包线以及飞行数据^[1],对比发现,两者吻合得较好,说明本文建立的倾转旋翼飞行器的倾转角度-速度包线计算方法合理有效.

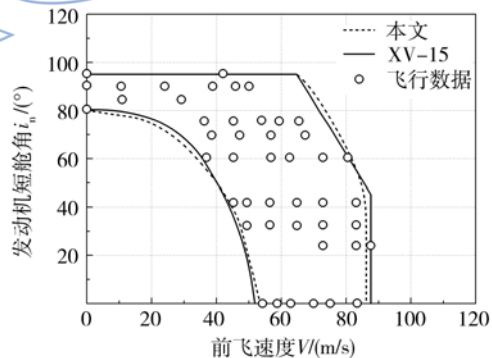


图 11 XV-15 倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线

Fig. 11 Conversion envelope of nacelle of XV-15 tiltrotor aircraft

3 结 论

本文针对倾转旋翼飞行器过渡飞行中的变体、变速特点提出了一种确定倾转旋翼飞行器过渡飞行过程中发动机短舱倾转角度-速度包线分析方法,并以 XV-15 倾转旋翼飞行器为样机计算和验证其发动机短舱倾转角度-速度包线,得到如下结论:

1) 倾转旋翼飞行器倾转过程必须保证飞行器升力与重力、拉力与阻力平衡,根据机翼失速限制和发动机可用功率限制计算得到的低速段倾转角度-速度包线和高速度段倾转角度-速度包线的方法可以合理有效地确定倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线。

2) 本文计算结果还表明倾转旋翼飞行器可以不同的机体姿态进行倾转,原因是倾转旋翼飞行器可以通过旋翼和机翼气动力分配进行调节,这是与直升机的不同之处,也是倾转旋翼飞行器的优势。

3) 本文提出的倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线的分析方法不受具体型号的限制,可用来指导倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线的设计,使倾转旋翼飞行器在直升机模式和固定翼飞机模式之间安全地转换,还可以通过进一步的研究,分析影响倾转角度-速度包线的因素,达到扩大倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角度-速度包线的目的。

参考文献:

- [1] Maisel M D, Giulianetti D J, Dugan D C. The history of the XV-15 tilt rotor aircraft: from concept to flight[R]. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, NASA SP-2000-4517, 2000.
- [2] Wilkerson J B, Schneider J J, Bartie K M. Technology needs for high-speed rotorcraft (I)[R]. NASA CR 177585, 1991.
- [3] Roberts L, Deckert W, Hickey D. Recent progress in V/STOL aircraft technology[R]. NASA TM 81281, 1981.
- [4] Dugan D C, Erhart R G, Schroers L G. The XV-15 tilt rotor research aircraft[R]. NASA TM 81244, 1980.
- [5] Maisel M D. NASA/Army XV-15 tilt rotor research aircraft familiarization document[R]. NASA TM X62, 407, 1975.
- [6] Reed W H III. Propeller-rotor whirl flutter: a state-of-the-art review[J]. Journal of Sound and Vibration, 1966, 4(3): 526-544.
- [7] Edenborough H K. Investigation of tilt-rotor VTOL aircraft rotor-pylon stability[J]. Journal of Aircraft, 1968, 5(6): 97-105.
- [8] Kunz D L. Analysis of prop-rotor whirl flutter: overview and update[R]. AIAA 2002-1602, 2002.
- [9] Wernicke K G. Performance and safety aspects of the XV-15 tilt rotor research aircraft[R]. USA: The 33rd Annual Forum of AHS International, AHS International, 1977.
- [10] 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 dynamics [M]. Beijing: The Science Press, 2003. (in Chinese)
- [11] McCroskey W J, Spalart Ph., Laub G H, et al. Airloads on bluff bodies, with application to the rotor-induced downloads on tilt-rotor aircraft [R]. Technical Memo. ADA 134642, 1983.
- [12] McVeigh M. The V-22 tilt rotor large-scale rotor performance/wing download test and comparison with theory[J]. Vertica, 1986, 10(3-4): 281-297.
- [13] Carlson E B, Zhao Y Y, Chen R T N. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative[R]. AIAA-99-3961, 1999.
- [14] Johnson W. Helicopter theory[M]. Toronto, Canada: General Publishing Company, 1980.
- [15] Kleinhesselink K M. Stability and control modeling of tiltrotor aircraft[D]. College Park, MD, USA: University of Maryland, 2007.
- [16] Klein G D. Linear modeling of tiltrotor aircraft (in helicopter and airplane modes) for stability analysis and preliminary design[D]. USA: Naval Postgraduate School, 1996.
- [17] Harendra P B, Joglekar M J, Gaffey T M. A mathematical model for real time flight simulation of the Bell model 301 tilt rotor research aircraft[R]. NASA CR-114614, 1973.
- [18] Rosenstein H J. Conceptual design of an advanced V/STOL special electronic mission aircraft[R]. USA: AHS Specialists Meeting on Rotary Wing Aircraft Conceptual Design Process, AHS International, 1989.