

文章编号:1000-8055(2011)02-0468-07

倾转旋翼飞行器旋翼对机翼向下载荷计算模型

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悬停和小速度前飞的直升机飞行模式下旋翼下洗流对机翼的气动干扰影响, 建立了一个机翼向下载荷的计算模型. 该模型中, 最关键的是建立旋翼对机翼的气动干扰面积模型. 此模型考虑了倾转旋翼飞行器几何尺寸条件、发动机短舱倾转角和飞行状态等参数. 最后将此模型集成到 XV-15 倾转旋翼飞行器飞行动力学模型中, 进行配平计算, 配平结果表明该倾转旋翼飞行器旋翼对机翼气动干扰产生的向下载荷模型是合理和有效的, 适用于倾转旋翼飞行器的飞行动力学研究.

关 键 词: 倾转旋翼飞行器; 飞行动力学; 气动干扰; 配平; 向下载荷

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

Mathematical model for calculating wing download 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: A mathematical model for calculating wing download of tiltrotor aircraft in helicopter mode, which covers hover and low-speed forward flight, was given according to the aerodynamic interaction effect of the rotor downwash flow on the wing. The rotor and wing interaction area model considered the tiltrotor aircraft geometry scale, the tilt angle of the nacelle and the flight condition as key elements. Then the model was integrated into the XV-15 tiltrotor aircraft flight dynamic model. The trim results show that the rotor and the wing interaction download model of tiltrotor aircraft is reasonable and effective. The wing download math model is suitable for tiltrotor aircraft flight dynamic mathematical model.

Key words: tiltrotor aircraft; flight dynamics; aerodynamic interaction; trim; download

倾转旋翼飞行器是一种新颖的飞行器, 它兼顾直升机的悬停和垂直起降性能与固定翼飞机的高速飞行优势, 在军用和民用上具有广阔的发展前景.

倾转旋翼飞行器机翼两端安装了两副可以倾

转的旋翼, 此独特的倾转旋翼和机翼构型使得旋翼和机翼之间的气动干扰作用十分明显和复杂, 尤其是在悬停和小速度前飞的直升机飞行模式下, 旋翼的下洗流会直接冲击机翼表面, 产生较大的向下载荷. 悬停时机翼的向下载荷能达到旋翼

收稿日期: 2010-01-19; 修订日期: 2010-05-12

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动力学、飞行仿真等方面研究.

E-mail: caoyy@nuaa.edu.cn

拉力的10%~15%^[1],直接影响倾转旋翼飞行器的悬停性能和有效载荷,因此在建立倾转旋翼飞行器飞行动力学模型时必须建立旋翼对机翼的向下载荷气动模型,考虑旋翼对机翼的气动干扰作用。

机翼向下载荷问题一直是倾转旋翼飞行器技术研究中的重点和难点之一。这是因为机翼向下载荷不仅直接受旋翼下洗流影响,而且与发动机短舱倾转角、机翼襟翼状态、旋翼/机翼间距、飞行条件等密切相关^[2]。国外较早地进行了倾转旋翼飞行器研究,在机翼下载方面主要由模型风洞实验^[2-3]来确定,理论计算上可以运用自由尾迹和计算流体动力学等方法,然而这些计算方法复杂、耗时大、实时性差,不适合用于飞行动力学数学模型的计算,而且并不能取得很好的计算精度。Desooper等人^[4]基于实验提出了一个适用于悬停和小速度前飞状态下的机翼下载简单计算模型,Carlson等人^[5]在建立倾转旋翼飞行器单发失效模型中运用经验公式考虑机翼的向下载荷,这两个模型中均没有考虑倾转旋翼飞行器的几何尺寸参数和飞行状态参数的影响,更不能计算侧风情况下的气动干扰载荷。本文建立了一个考虑了倾转旋翼飞行器发动机短舱倾转角、飞行器几何尺寸和飞行条件的简单有效的旋翼对机翼气动干扰向下载荷模型,并集成到作者建立的XV-15倾转旋翼飞行器飞行动力学模型^[6]中,进行配平计算。

1 机翼向下载荷计算模型

1.1 机翼气动模型

悬停和小速度前飞时,将倾转旋翼飞行器机翼分为两部分:一部分受到旋翼尾流的干扰作用,另一部分不受旋翼尾流的干扰作用。将不受旋翼尾流影响的机翼部分称为自由流区,受到旋翼尾流影响的机翼部分称为滑流区,滑流区的机翼受到旋翼下洗冲击产生向下载荷。机翼的气动模型也相应分为两部分:滑流区气动模型和自由流区气动模型。自由流区的机翼气动模型和常规飞机机翼类似,滑流区的机翼气动力模型需要考虑旋翼在机翼处的诱导速度和滑流区的面积。其中确定滑流区面积是建立机翼向下载荷模型的关键。

1.2 滑流区面积计算模型

旋翼和机翼气动干扰如图1所示,图中阴影部分就是滑流区。建立机体坐标系,坐标原点位于机体重心,X轴平行于机身轴线指向机头,Z轴垂直于飞行器对称面指向右机翼,Y轴位于飞行器对称面内,垂直于X轴指向上方。图1中 h 是由于前飞速度和发动机短舱倾转引起的旋翼尾迹后移量。图1中滑流区面积 S_{iw} 是旋翼尾迹半径 R_w 、发动机短舱倾转角 i_n (规定直升机模式是 0° ,飞机模式是 90°)、尾迹攻角 α_w 和机身侧滑角 β_f 的函数

$$S_{iw} = f(R_w, i_n, \alpha_w, \beta_f) \quad (1)$$

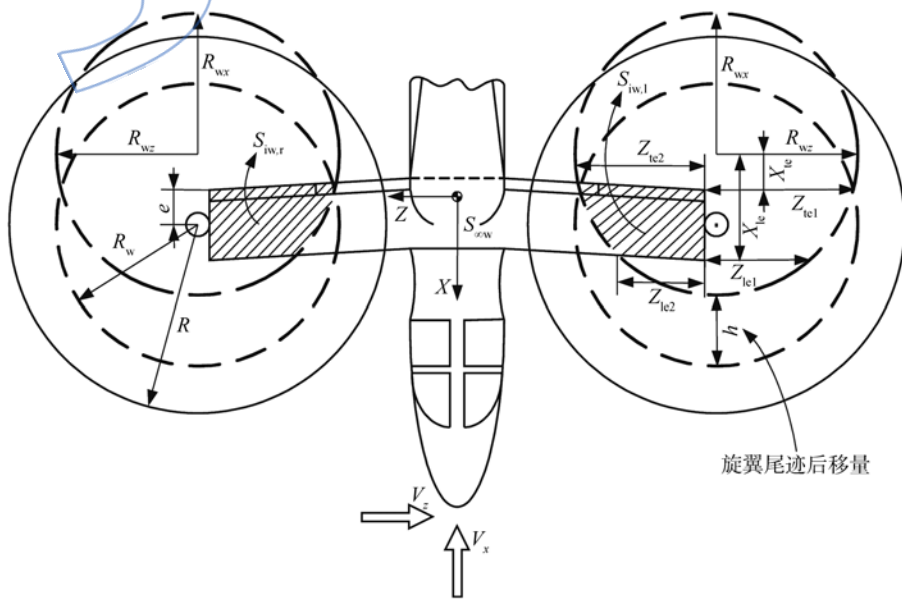


图1 旋翼和机翼气动干扰示意图

Fig.1 Model of rotor wake-wing interaction

悬停时,旋翼尾迹在机翼处的收缩半径 R_w 由下式^[7]得到:

$$R_w = R[0.78 + 0.22e^{(-0.3-21.9\sqrt{C_t-60C_t})}] \quad (2)$$

式中 R 是旋翼的半径, C_t 是旋翼的拉力系数, L_n 是发动机短舱的长度。

计算时,机翼三个轴方向的速度为

$$V_{wx,k} = -V_x - v_{tw,k} \sin i_n \quad (3)$$

$$V_{wy,k} = -V_y - v_{tw,k} \cos i_n \quad (4)$$

$$V_{wz,r} = V_z, \quad V_{wz,l} = -V_z \quad (5)$$

式(3)~式(5)中 V_x, V_y 和 V_z 是机体三个轴方向的运动速度,规定右侧滑为正。 $v_{tw,k}$ 是旋翼在机翼处的诱导速度。倾转旋翼飞行器机翼左右对称,则用字母 k 代表左机翼或者右机翼。

设机翼后缘到倾转轴的距离为 e , 机翼的弦长为 c_w , 图 1 中确定旋翼尾迹位置的各个量为

$$L = L_n \cos i_n \quad (6)$$

$$X_{te,k} = -e - L_n \sin i_n - L \frac{V_{wx,k}}{V_{wy,k}} \quad (7)$$

$$X_{le,k} = c_w + X_{te,k} \quad (8)$$

$$R_{wx,k} = \left| R_w \left[-\cos i_n + \frac{V_{wx,k}}{V_{wy,k}} \sin i_n \right] \right| \quad (9)$$

$$R_{wz,k} = R_w \sqrt{1 + \left(\frac{V_{wz,k}}{V_{wy,k}} \sin i_n \right)^2} \quad (10)$$

$$\delta_k = \arctan \left[\frac{V_{wz,k}}{V_{wy,k}} \sin i_n \right] \quad (11)$$

$$Z_{te1,k} = \frac{R_{wz,k}}{R_{wx,k}} (X_{te,k} \sin \delta_k - |\cos \delta_k| \sqrt{R_{wx,k}^2 - X_{te,k}^2}) \quad (12)$$

$$Z_{te2,k} = \frac{R_{wz,k}}{R_{wx,k}} (X_{te,k} \sin \delta_k + |\cos \delta_k| \sqrt{R_{wx,k}^2 - X_{te,k}^2}) \quad (13)$$

$$Z_{le1,k} = \frac{R_{wz,k}}{R_{wx,k}} (X_{le,k} \sin \delta_k - |\cos \delta_k| \sqrt{R_{wx,k}^2 - X_{le,k}^2}) \quad (14)$$

$$Z_{le2,k} = \frac{R_{wz,k}}{R_{wx,k}} (X_{le,k} \sin \delta_k + |\cos \delta_k| \sqrt{R_{wx,k}^2 - X_{le,k}^2}) \quad (15)$$

$$Z_{tip,k} = -\frac{V_{wz,k}}{V_{wy,k}} L \quad (16)$$

$$X_{tip1,k} = \frac{R_{wx,k}}{R_{wz,k}} (Z_{tip,k} \sin \delta_k - |\cos \delta_k| \sqrt{R_{wz,k}^2 - Z_{tip,k}^2}) \quad (17)$$

$$X_{tip2,k} = \frac{R_{wx,k}}{R_{wz,k}} (Z_{tip,k} \sin \delta_k + |\cos \delta_k| \sqrt{R_{wz,k}^2 - Z_{tip,k}^2}) \quad (18)$$

先根据飞行条件和发动机短舱倾转角判断旋翼尾迹的位置,确定旋翼尾迹的纵向位移量和侧向位移量,然后计算旋翼对机翼的干扰面积。

$F_1(C_{1k}, C_{2k})$ 和 $F_2(C_{1k}, C_{2k})$ 是计算受旋翼尾流影响的机翼面积的调用函数,计算流程详见图 2。

$F_1(C_{1k}, C_{2k})$:

$$S_{iw,k} = S_{iw,k} + A_{1k} \quad (19)$$

$F_2(C_{1k}, C_{2k})$:

$$S_{iw,k} = S_{iw,k} + \frac{1}{2} A_{1k} +$$

$$\frac{R_{wz,k}}{2R_{wx,k}} (\sin \delta_k) (C_{2k}^2 - C_{1k}^2) - Z_{tip,k} (C_{2k} - C_{1k}) \quad (20)$$

其中

$$\theta_{c1k} = \arcsin \frac{C_{1k}}{R_{wx,k}} \quad (21)$$

$$\theta_{c2k} = \arcsin \frac{C_{2k}}{R_{wx,k}} \quad (22)$$

$$A_{1k} = R_{wx,k} R_{wz,k} |\cos \delta_k| \cdot (\sin \theta_{c2k} \cos \theta_{c1k} - \sin \theta_{c1k} \cos \theta_{c2k} + \theta_{c2k} - \theta_{c1k}) \quad (23)$$

1.3 滑流区面积计算结果

本文以 XV-15 倾转旋翼飞行器为例,计算直升机模式下旋翼对机翼的干扰面积。XV-15 倾转旋翼飞行器总质量为 5897 kg,机体重心和机翼气动中心位置等原始参数见表 1,其余参数均取自文献[8]。保持旋翼拉力系数 C_t 不变, $C_t = 0.0209$, 计算滑流区面积。图 3 是右机翼受到右旋翼气动干扰的面积随前飞速度的变化图。图 4

表 1 旋翼和机翼参数

Table 1 Parameters of rotor and wing

计算时 XV-15 主要参数	数值
旋翼半径/m	3.81
发动机短舱长度/m	1.4225
机翼弦长/m	1.6
机体重心 X 方向位置(相对于机头)/m	7.65
机体重心 Y 方向位置(相对于机头)/m	2.073
机体重心 Z 方向位置(相对于机头)/m	0
机翼气动中心 X 方向位置(相对于机头)/m	7.4
机翼气动中心 Y 方向位置(相对于机头)/m	2.43
机翼气动中心 Z 方向位置(相对于机头)/m	0

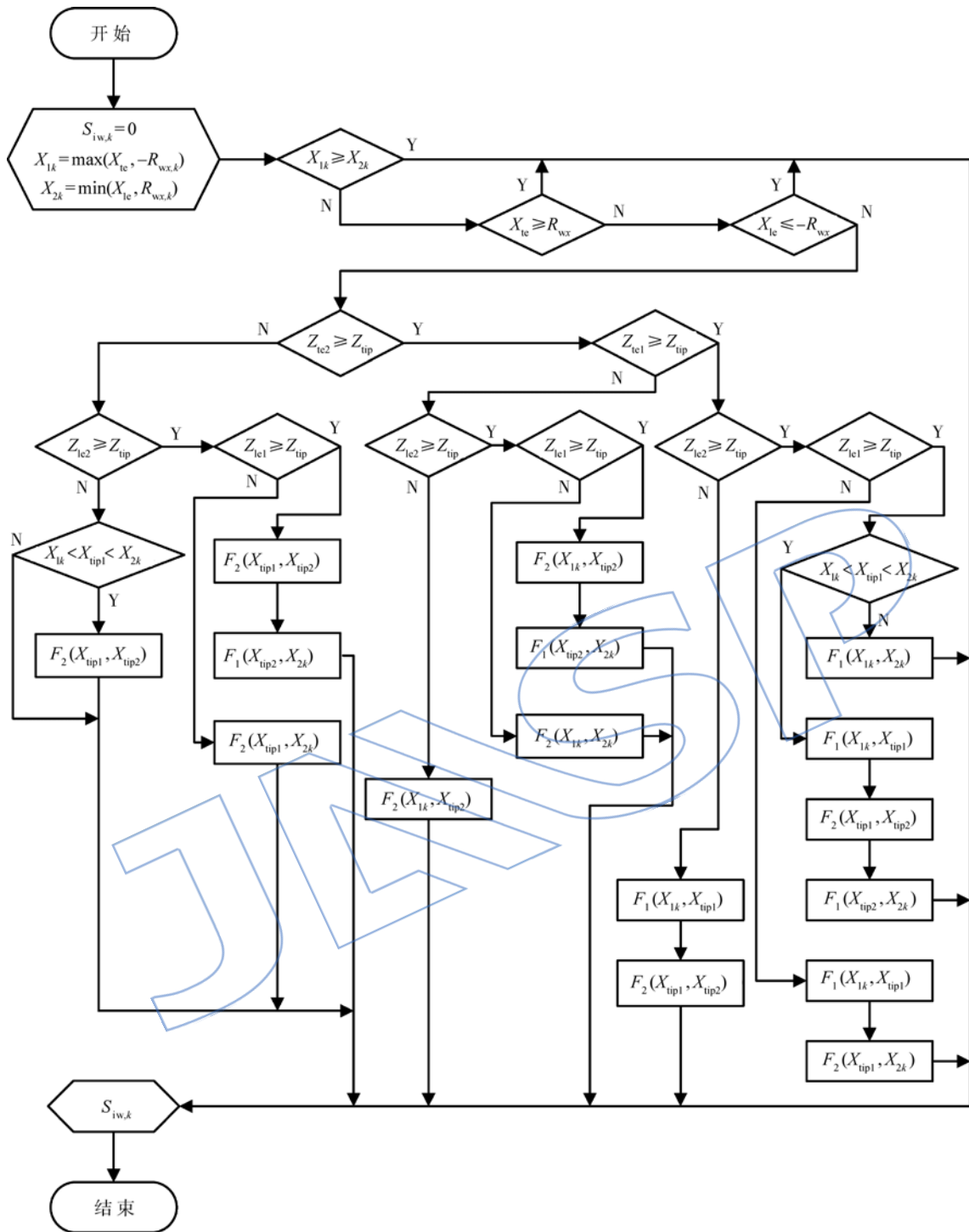


图2 旋翼对机翼干扰面积计算流程图

Fig. 2 Flow chart of computing the interaction area

是倾转旋翼飞行器前飞速度为零,即 $V_x = 0$, 右机翼受旋翼气动干扰面积随侧向风速 V_x 变化的变化图。由图3可以看出,随着前飞速度的增加,旋翼对机翼的干扰面积逐渐变小,因为前飞速度使得旋翼的尾迹向后方倾斜,对机翼的干扰作用也就逐渐减小。图4是侧滑情况下右旋翼对右机翼的干扰面积,从图中可以看出干扰面积和侧飞

速度呈线性关系。飞行器由左侧滑逐渐转为右侧滑,旋翼尾迹随着侧向风速向左侧移,右机翼滑流区面积因此逐渐增大。

1.4 机翼向下载荷计算模型

倾转旋翼飞行器悬停或低速飞行时,机翼对旋翼有阻塞作用,相当于部分地面效应,使得旋转经过机翼上方的旋翼的诱导速度有所减小,受阻

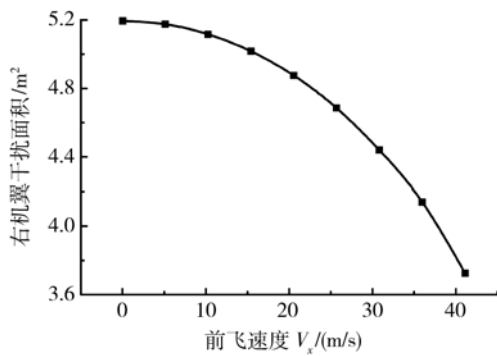


图3 右机翼受旋翼干扰面积随前飞速度的变化

Fig. 3 Rotor-wing interaction area versus forward speed

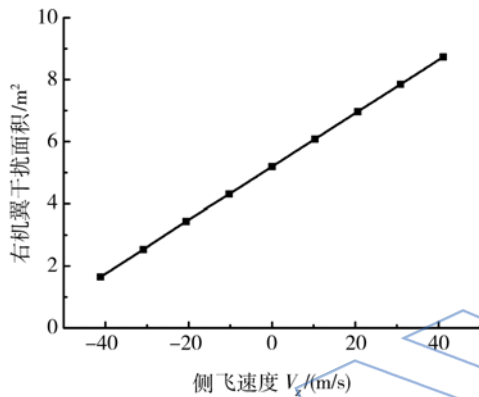


图4 右机翼受旋翼干扰面积随侧飞速度的变化

Fig. 4 Rotor-wing interaction area versus sideward speed

塞作用影响的旋翼部分诱导速度 $u_{\text{hige},k}$ 为^[9]

$$u_{\text{hige},k} = u_{i,k} [1 + (C_g - 1) (\sqrt{V_x^2 + V_z^2} / V_m - 1)^2] \quad (24)$$

式中 $u_{i,k}$ 为旋翼的诱导速度. 机翼对旋翼的阻塞作用随着前飞速度的增加而减弱, V_m 是不考虑阻塞作用的临界飞行速度. 阻塞效应系数 C_g 由模型实验得到, 它跟旋翼和机翼之间的距离有关.

旋翼在机翼处的诱导速度 $u_{\text{lw},k}$ 和滑流区机翼的动压 $q_{\text{iw},k}$ 为

$$u_{\text{lw},k} = (k_0 + k_1 \mu_k + k_2 \mu_k^2 + k_3 \lambda_k + k_4 \lambda_k^2) u_{\text{hige},k} \quad (25)$$

$$q_{\text{iw},k} = \frac{1}{2} \rho [(V_x + u_{\text{lw},k} \sin i_n)^2 + (V_y + u_{\text{lw},k} \cos i_n)^2 + V_z^2] \quad (26)$$

式(25)中 μ_k 和 λ_k 是旋翼的前进比和入流比, 常系数 $(k_0, k_1, k_2, k_3, k_4)$ 由带功率旋翼实验得到. 式(26)中 ρ 为大气密度.

滑流区机翼的升力 $L_{\text{iwp},k}$ 和阻力 $D_{\text{iwp},k}$ 为

$$L_{\text{iwp},k} = q_{\text{iw},k} S_{\text{iw},k} C_{\text{lw},k} \quad (27)$$

$$D_{\text{iwp},k} = q_{\text{iw},k} S_{\text{iw},k} C_{\text{dwp},k} \quad (28)$$

式(27)和式(28)中 $C_{\text{lw},k}$ 和 $C_{\text{dwp},k}$ 是机翼的升力系数和阻力系数. $\pm 90^\circ$ 迎角范围内的升力系数和阻力系数由风洞实验获得, 两者均是机翼襟/副翼状态, 发动机短舱倾转角、机翼迎角和马赫数的函数.

2 算例计算与分析

为了说明上述倾转旋翼飞行器旋翼和机翼气动干扰模型合理有效, 将本文中旋翼对机翼向下载荷模型和机翼对旋翼阻塞作用集成到 XV-15 倾转旋翼飞行器飞行动力学模型^[6]中, 对直升机飞行模式下的稳定飞行进行配平计算^[10-12], 计算时襟/副翼设定为 $40^\circ/25^\circ$ 状态.

图5是考虑干扰作用以及不考虑干扰作用的倾转旋翼飞行器直升机配平模式下机翼升力和旋翼升力比值图. 计算结果与 GTRS (generic tiltrotor aircraft simulation) 模型结果进行对比. GTRS 模型是由 NASA (National Aeronautics and Space Administration) 埃姆斯中心和 STI 公司开发的倾转旋翼飞行器飞行仿真模型. 公开的 XV-15 飞行数据非常少, 小速度飞行情况下的飞行数据更是难得一见, 而 GTRS 模型结果已经用 XV-15 飞行数据进行了验证, 因此目前大多数倾转旋翼飞行器飞行动力学结果均与此模型进行对比. 本文中 GTRS 模型结果均来自文献^[13].

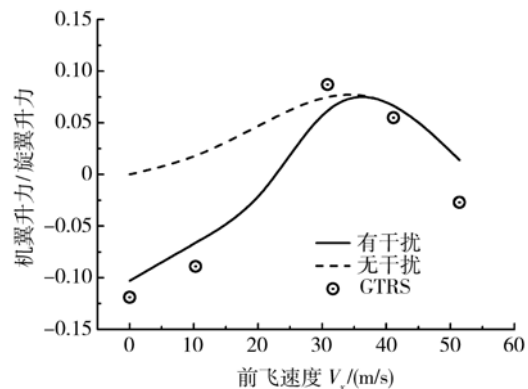


图5 配平状态下机翼升力与旋翼升力之比

Fig. 5 Ratio of wing lift to rotor lift

由图5可以看到, 加入了气动干扰模型后, 悬停时旋翼对机翼的向下冲击作用最大, 计算出的机翼向下载荷大约是旋翼拉力的 10%. 本文模型

悬停时机翼向下载荷结果比 GTRS 模型数据小一些. 随着飞行速度的增大, 机翼下载逐渐减小, 这是因为旋翼尾迹倾斜, 逐渐偏出机翼表面, 旋翼对机翼的气动干扰作用逐渐减弱.

图 6~图 9 是考虑机翼下载模型和不考虑机翼下载模型的 XV-15 倾转旋翼飞行器直升机飞行模式下旋翼桨根总距、纵向操纵杆位移、机体俯仰角和升降舵偏转角的配平结果与 GTRS 模型结果的对比图.

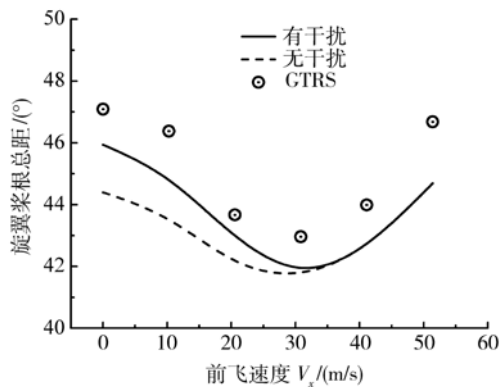


图 6 直升机模式下旋翼桨根总距配平结果
Fig. 6 Trim results of rotor collective pitch in helicopter mode

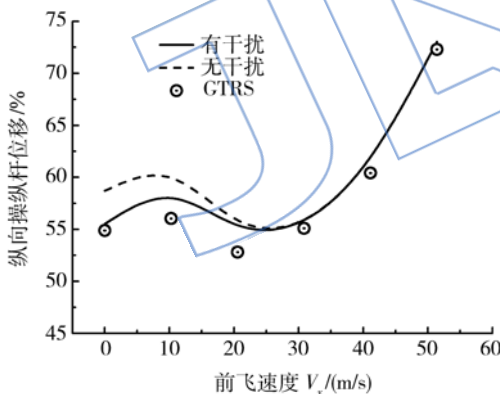


图 7 直升机模式下纵向操纵杆配平结果
Fig. 7 Trim results of longitudinal stick displacement in helicopter mode

由图 6 可以看出, 旋翼尾流对机翼冲击产生向下载荷, 旋翼则需要更大的拉力使机体平衡, 因此考虑了机翼下载模型的旋翼总距配平结果要大一些. 由图 7~图 9 可以看出, 由于机翼的气动焦点位于机体重心之前, 旋翼对机翼气动干扰的下载使机体产生低头力矩, 因此机体俯仰角要稍小一些, 纵向操纵杆的前推量也要小一些. 相应的升降舵偏转角(规定升降舵后缘向下偏转为正)要稍

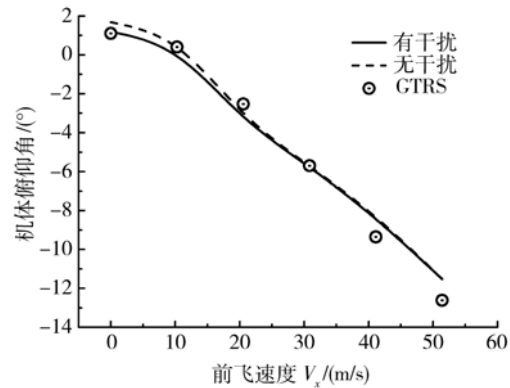


图 8 直升机模式下机体俯仰角配平结果
Fig. 8 Trim results of fuselage pitch angle in helicopter mode

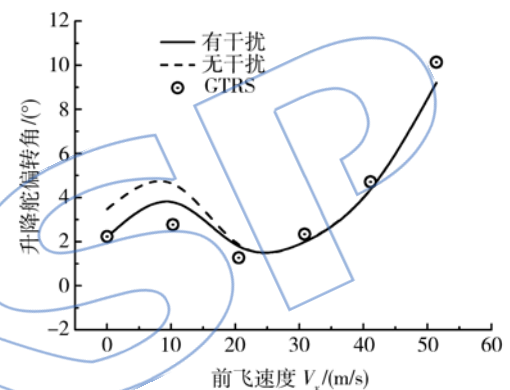


图 9 直升机模式下升降舵偏转角配平结果
Fig. 9 Trim results of elevator deflection angle in helicopter mode

小一些, 产生抬头力矩, 克服机翼下载产生的低头力矩. 从配平结果图中也可以看出旋翼尾流对机翼的向下载荷作用主要发生在悬停和小速度飞行情况下, 随着飞行速度的增加, 旋翼尾迹逐渐倾斜, 旋翼和机翼之间的气动干扰作用可以不用考虑.

3 结 论

倾转旋翼飞行器在悬停和小速度前飞条件下, 旋翼和机翼之间的气动干扰作用十分明显. 旋翼下洗流冲击机翼表面, 产生较大的向下载荷, 直接影响倾转旋翼飞行器的有效载荷和稳定平飞状态下的配平结果, 尤其是总距杆的配平结果, 因此在倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模过程中必需考虑旋翼对机翼的向下载荷.

本文建立的倾转旋翼飞行器旋翼对机翼气动干扰产生的向下载荷数学模型, 考虑了倾转旋翼飞行器的几何尺寸条件、发动机短舱倾转角和飞

行状态等参数,可以计算有侧滑情况下的向下载荷,适用于各种倾转旋翼飞行器的工程计算.将此模型加入到 XV-15 倾转旋翼飞行器的飞行动力学模型中,机翼升力和旋翼拉力比值结果表明该模型能合理有效地计算机翼下载,配平结果表明加入机翼下载模型后的结果更合理.本文模型计算快速,适合于倾转旋翼飞行器飞行性能方面的研究,更可以运用到倾转旋翼飞行器实时仿真模型中.

参考文献:

- [1] McCroskey W J, Spalart P R, Laub G H, et al. Airloads on bluff bodies, with application to the rotor-induced downloads on tilt-rotor aircraft[J]. *Vertica*, 1985, 9(1): 1-11.
- [2] Felker F F, Light J S. Rotor/wing aerodynamic interactions in hover[R]. Washington, DC: The 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society, 1986.
- [3] Felker F F, Maisel M D, Betzina M D. Full scale tilt rotor hover performance[R]. Washington, DC: The 41st Annual Forum of the American Helicopter Society, 1985.
- [4] Desopper A, Heuzé O, Routhieu V, et al. Study of the low speed characteristics of a tiltrotor[R]. Bristol, UK: The 28th European Rotorcraft Forum, 2002.
- [5] Carlson E B, Zhao Y Y, Chen R T N. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative[R]. AIAA-99-3961, 1999.
- [6] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器的操纵策略和配平方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2009, 41(1): 6-10.
CAO Yunyun, CHEN Renliang. Control strategy for tilt-rotor aircraft trimming in steady level flight[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 41(1): 6-10. (in Chinese)
- [7] Landgrebe A J. An analytical and experimental investigation of helicopter rotor hover performance and wake geometric characteristics[R]. AD 728835, 1971.
- [8] Klein G D. Linear modeling of tiltrotor aircraft (in helicopter and airplane modes) for stability analysis and preliminary design [D]. Monterey, CA: Naval Postgraduate School, 1996.
- [9] 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.
- [10] Chen R T N. A simplified rotor system mathematical model for piloted flight dynamics simulation[R]. NASA TM-78575, 1979.
- [11] Pitt D A, Peters D A. Theoretical prediction of dynamic-inflow derivatives[J]. *Vertica*, 1981, 5(1): 21-34.
- [12] 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: Science Press, 2003. (in Chinese)
- [13] Kleinhesselink K M. Stability and control modeling of tiltrotor aircraft [D]. Baltimore, Maryland: University of Maryland, 2007.