

文章编号:1674-8190(2018)03-368-07

ELA-07 自转旋翼机飞行力学特性分析

马存旺,林清,崔跃理,吴伟伟

(中国航空空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司,北京 100074)

摘要: 自转旋翼机与同类直升机相比,具有其独特优势,现已在民用领域得到广泛应用。为了给自转旋翼机的无人化飞行控制提供理论参考,分析其特点、优势及使用中存在的问题,基于该类飞行器的特点,在旋翼可变转速、螺旋桨、机体气动力基础上,建立自转旋翼机的飞行动力学模型;以整体倾斜桨盘式 ELA-07AGRO 为样例,对该自转旋翼机进行配平和稳定性计算;对其在巡航飞行时(120 km/h)的操纵量、姿态角和模态进行提取,并与计算结果做对比分析。结果表明:在常规飞行速度范围内,样例自转旋翼机的桨盘纵向操纵单调向前压杆,横向操纵单调向左压杆(幅值很小),方向舵逐渐向右偏转,油门先减小后增大;稳定性方面,螺旋和荷兰滚模态的发散非常缓慢,而长/短周期、旋翼转速和滚转收敛模态都是稳定的,即样例自转旋翼机具有良好的飞行稳定性。

关键词: 自转旋翼机;飞行动力学;配平;稳定性

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.03.010

Analysis on Flight Dynamics Characteristic for ELA-07 Autogyro

Ma Cunwang, Lin Qing, Cui Yueli, Wu Weiwei

(Cai Hong Unmanned Aerial Vehicle Technology Co., Ltd., China Academy of
Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Compared with similar helicopters, the autogyro has its unique advantages and has been widely applied in the civilian field. In order to provide theoretical reference for unmanned flight control of autogyro, the features, advantages and exiting problems of autogyro are analyzed thoroughly. Based on the variable speed of main rotor, propeller and airframe, the flight dynamic model of autogyro is built. The ELA-07AGRO is taken as an sample of autogyro, which is modeled and trimmed; and its stability is analyzed. Besides, the manipulation variables, Euler angles and flight modes are extracted from the flight test data and compared with the results of the calculation. The comparisons show that in the regular speed range, the longitudinal control of the sample autogyro needs to be pushed forward monotonously; the lateral control needs to be mildly pushed left monotonously; the rudder is turn to left; the throttle first decrease and then increase. As for the stability of flight modes, the spiral and Dutch-roll model is slowly divergent, and in the long/short period, phugoid, rotorspeed and roll subsidence modes are stable. It can be concluded that the sample autogyro has good stability.

Key words: autogyro; flight dynamics; trimming; stability

0 引言

自转旋翼机与同类直升机相比,具有结构简

单、安全性高、经济性好、抗风能力强、使用维护方便、对起降场地要求低(可在平坦路面或硬质草地起降)等特点,已在民用领域被广泛应用,并且在军用领域也有一定的应用。近年来,随着无人机行业的迅猛发展,无人自转旋翼机已成为研发热点之一^[1]。

自转旋翼机与直升机相比最大的劣势在于不

能悬停,这也是其沉寂多年的主要原因^[2],但是对于轻小型航空器,上述独特的优势使自转旋翼机的应用领域非常广泛,例如森林防火、农药喷洒、治安巡逻、反恐作战等。但由于没有明确的适航标准,加之飞行员对其飞行动力学特性认识不够,使得人为因素造成了严重的飞行安全问题。根据国外的统计数据,自转旋翼机每1 000飞行小时就有6次致命事故,远远高于一般固定翼飞机的每1 000飞行小时的0.015次致命事故。针对这一情况,1993年~2008年,英国的S. S. Houston等^[3-8]对该类飞行器的气动、飞行力学、飞行品质进行了详细研究,研究成果汇总于文献[9]中。国内,朱清华^[10]、王俊超等^[11]、陆洋等^[12]对自转旋翼机的总体设计、气动、飞行力学等技术进行了系统性研究;陈森等^[13-14]、王寅等^[15]对无人自转旋翼机的飞行控制技术进行了探索研究;此外,文献[16-19]分别从不同角度出发,深入探讨了自转旋翼机的相关技术问题。

随着无人机热潮的兴起,无人自转旋翼机的性能优势越来越得到人们的认可,但上述研究均是基于有人自转旋翼机的技术问题展开的。本文以整体倾斜桨盘式的西班牙ELA-07无人自转旋翼机为研究对象,首先建立自转旋翼机的飞行动力学模型,然后对其进行求解,探讨该类飞行器的配平特性和稳定性;在此基础上,通过已完成飞行试验的辨识结果,与计算结果比较,分析其在巡航飞行(120 km/h)时的操纵量和稳定性。

1 自转旋翼机飞行力学建模

在飞行力学建模过程中,考虑到自转旋翼机的旋翼—机体基本不存在气动干扰的特点,旋翼采用常用的叶素理论,机体部分采用固定翼方式进行整体气动特性评估(而非像常规直升机将机身、平尾、垂尾分别独立建模),并且在机体的气动特性计算中计入螺旋桨滑流对垂尾和方向舵的影响,这样处理也符合该类飞行器是介于直升机和固定翼飞机之间的特点。

1.1 机体运动方程

在美式机体坐标系下,自转旋翼机的六自由度欧拉运动方程为

$$\begin{cases} m\dot{V}_x = m(V_y\omega_z - V_z\omega_y) - mg\sin\theta + F_x \\ m\dot{V}_y = m(V_z\omega_x - V_x\omega_z) - mg\cos\theta\cos\phi + F_y \\ m\dot{V}_z = m(V_x\omega_y - V_y\omega_x) + mg\cos\theta\sin\phi + F_z \\ I_x\dot{\omega}_x = (I_y - I_z)\omega_y\omega_z + I_{xy}(\dot{\omega}_y - \omega_z\omega_x) + M_x \\ I_y\dot{\omega}_y = (I_z - I_x)\omega_z\omega_x + I_{xy}(\dot{\omega}_x + \omega_y\omega_z) + M_y \\ I_z\dot{\omega}_z = (I_x - I_y)\omega_x\omega_y + I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) + M_z \end{cases} \quad (1)$$

其中,

$$\begin{cases} \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{MR} + \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{PR} + \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_A \\ \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{MR} + \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{PR} + \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_A \end{cases} \quad (2)$$

式中:MR为旋翼、PR为螺旋桨、A为机体。

机体姿态方程:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \omega_x - \tan\theta(\omega_y\cos\phi - \omega_z\sin\phi) \\ \dot{\theta} = \omega_y\sin\phi + \omega_z\cos\phi \\ \dot{\Psi} = \frac{1}{\cos\theta}(\omega_y\cos\phi - \omega_z\sin\phi) \end{cases} \quad (3)$$

式中: ϕ 、 θ 、 Ψ 分别为机体的滚转角、俯仰角和偏航角。

此外,自转旋翼机的旋翼转速可在一定范围内变化,其运动满足:

$$\dot{\Omega} = \frac{Q}{I_o} \quad (4)$$

式中:Q为旋翼扭矩; I_o 为旋翼绕旋转中心的旋转惯量。

1.2 旋翼气动力模型

采用叶素理论计算桨叶气动力,并通过低阶动态入流模型来计算旋翼诱导速度^[19],同时应考虑旋翼的非定常挥舞运动。

整个建模过程与直升机旋翼的建模相似,但需注意自转旋翼机桨盘来流方向和桨盘迎角的定义。

1.3 螺旋桨模型

根据CFD计算结果,在不同空速、不同油门下的推力曲线运用插值方法进行计算,在给定前速度和油门开度的状态下,即可得出螺旋桨的实际输出推力。

$$T_{PR} = f(V_x, \chi_{PR}) \quad (5)$$

式中： χ_{PR} 为油门开度； T_{PR} 为螺旋桨的实际输出推力。

螺旋桨(后视左旋)产生的扭矩：

$$Q_{PR} = \frac{T_{PR} V_x}{\Omega} \quad (6)$$

因此，在机体坐标系中，螺旋桨产生的气动推力为

$$\begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{PR} = \begin{Bmatrix} T_{PR} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (7)$$

螺旋桨气动力对机体重心的力矩：

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{PR} = \begin{Bmatrix} Q_{PR} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -z_{HS} & y_{HS} \\ z_{HS} & 0 & -x_{HS} \\ -y_{HS} & x_{HS} & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{Bmatrix}_{PR} \quad (8)$$

1.4 机体气动力模型

通常，旋翼飞行器的飞行力学建模是将机身、平尾、垂尾、起落架分开处理，但考虑到自转旋翼机的旋翼为自转，机体并不处在旋翼流场中，且为了考虑螺旋桨滑流的影响，将其作为整体处理，本文所做风洞试验(如图 1 所示)证明是合理的。CFD 计算与试验结果的对比如图 2 所示。

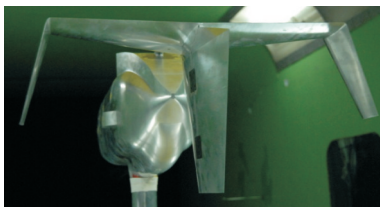
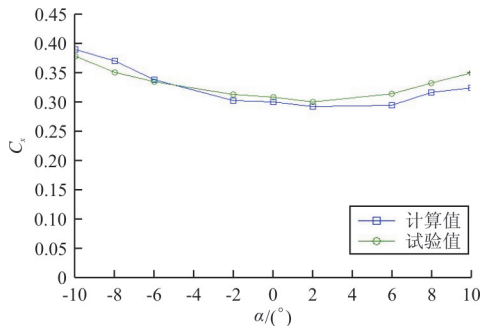
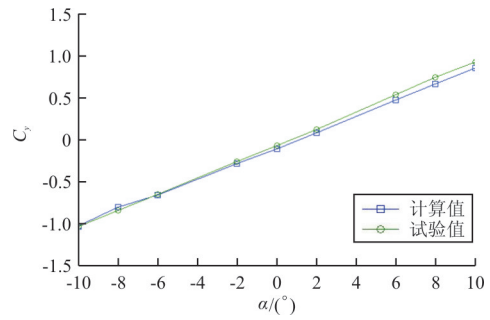


图 1 本文所做的机体风洞试验

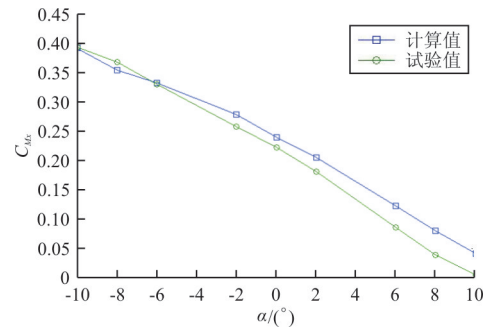
Fig. 1 Wind tunnel test of the body in this paper



(a) C_x 随迎角的变化



(b) C_y 随迎角的变化



(c) 俯仰力矩系数随迎角的变化

图 2 CFD 计算与试验结果对比

Fig. 2 Comparison between the calculated results and the experimental results

因此，本文将机身、平尾、垂尾、起落架作为一个整体进行建模，其气动力和力矩为

$$\begin{Bmatrix} F_{xA} \\ F_{yA} \\ F_{zA} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_{XA} \\ C_{YA} \\ C_{ZA} \end{Bmatrix} q_A S_A \quad (9)$$

$$\begin{Bmatrix} M_{xA} \\ M_{yA} \\ M_{zA} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_{LA} \\ C_{NA} \\ C_{MA} \end{Bmatrix} q_A S_A l_A \quad (10)$$

式中：所有的气动力和力矩系数均为机体迎角 α_A 和侧滑角 β_A 的函数，可由 CFD 计算得到； S_A 为机体参考面积； l_A 为机体参考长度。

全机网格划分如图 3 所示。

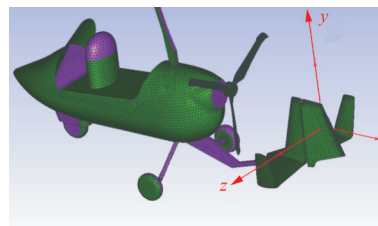


图 3 样例自转旋翼全机网格

Fig. 3 Grid for sample autogyro

机体重心处的当地动压为

$$q_A = \frac{1}{2} \rho (V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)_A \quad (11)$$

2 样例自转旋翼机配平计算及稳定性分析

2.1 样例自转旋翼机简介

本文以西班牙的 ELA-07AGRO 作为样例自转旋翼机,其旋翼系统为两叶跷跷板旋翼,采用整体倾斜桨盘来完成俯仰和滚转操纵,该机的主要参数及三维外形图分别如表 1 和图 4 所示。

表 1 样例自转旋翼机主要参数

Table 1 Main parameters of sample autogyro

参 数	数 值
总重/kg	500
空重/kg	约为 275
发动机功率/hp	115
机身面积/m ²	0.7
机身长度/m	5.1
螺旋桨直径/m	1.73
螺旋桨最大转速/rpm	2 387
旋翼实度	0.032 7
旋翼半径/m	4.25
桨叶弦长/m	0.22
桨叶扭转角/(°)	0
桨叶片数	2



图 4 ELA-07 自转旋翼机

Fig. 4 The ELA-07 autogyro

2.2 配平结果

基于上述飞行动力学模型,得出样例自转旋翼机在 500 m 海拔高度下常用飞行速度范围内的配平曲线。操纵量(桨盘纵向、横向倾角、油门开度、方向舵)配平结果如图 5~图 8 所示,姿态角及旋翼转速配平结果如图 9~图 14 所示。

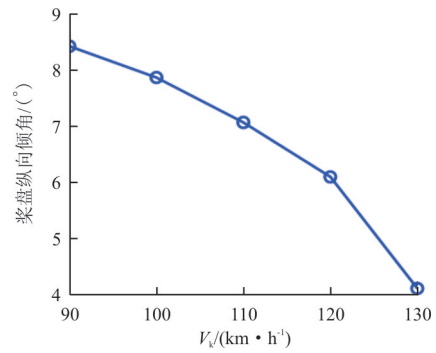


图 5 桨盘纵向操纵量随前飞速度变化曲线

Fig. 5 Rotor longitudinal control & forward speed

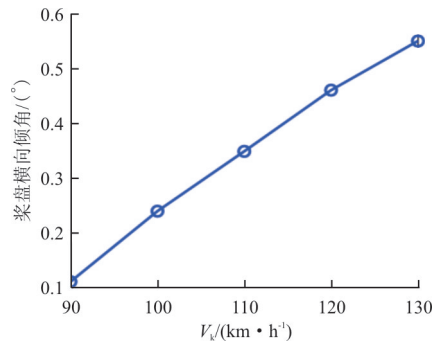


图 6 桨盘横向操纵量随前飞速度变化曲线

Fig. 6 Rotor lateral control & forward speed

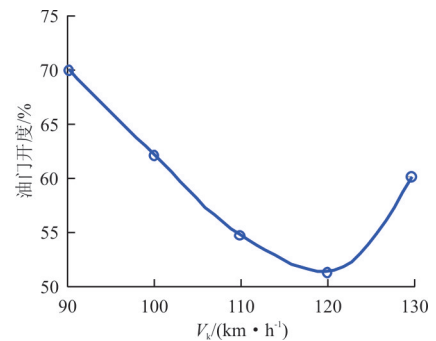


图 7 油门开度随前飞速度变化曲线

Fig. 7 Throttle & forward speed

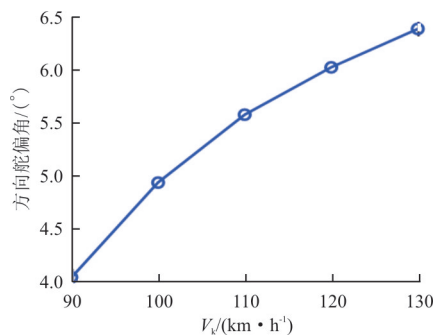


图 8 方向舵操纵量随前飞速度变化曲线

Fig. 8 Angle of rudder & forward speed

从图 5~图 8 可以看出:随着前飞速度的增加,桨盘的纵向操纵量从 8.5°前推到 4°,其原因是

前飞速度增加加大了桨盘入流量,为了保证一定的旋翼转速和升力,须适当减小桨盘纵向倾角(ELA-07AGRO旋翼机桨盘纵向操纵量为 $20^{\circ}\sim-2^{\circ}$ (后倒为正));桨盘横向操纵量从 0.1° 向左压倒 0.6° ,其主要作用是削弱吹风引起的横向挥舞;油门开度从70%(90 km/h)先减小到50%(118 km/h)再增加到60%(130 km/h),符合样例旋翼机的速度-功率关系;方向舵操纵量从 4° 增加到 6.5° ,舵面上产生的气动力主要用于平衡机体产生的偏航力矩。

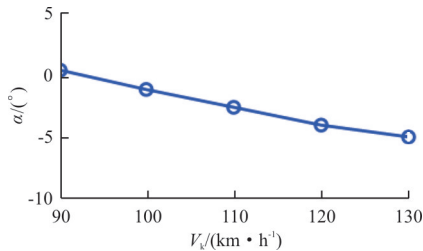


图9 迎角随前飞速度变化的配平曲线
Fig. 9 Angle of attack & forward speed

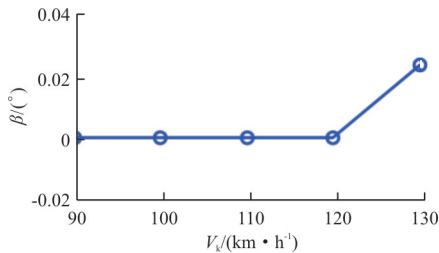


图10 侧滑角随前飞速度变化的配平曲线
Fig. 10 Angle of sideslip & forward speed

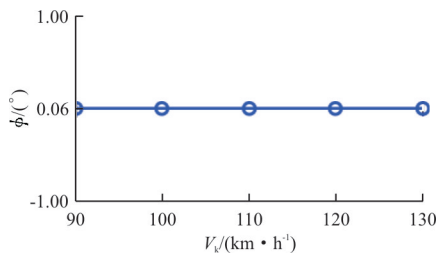


图11 滚转角随前飞速度变化的配平曲线
Fig. 11 Angle of roll & forward speed

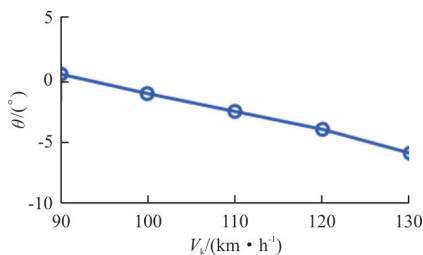


图12 俯仰角随前飞速度变化的配平曲线
Fig. 12 Angle of pitch & forward speed

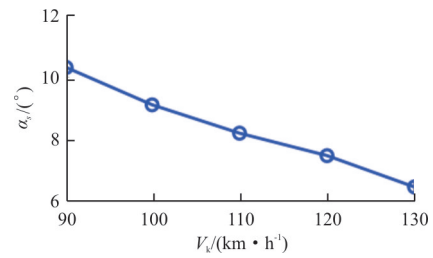


图13 桨盘后倒角随前飞速度变化的配平曲线
Fig. 13 Angle of rotor longitudinal tilt & forward speed

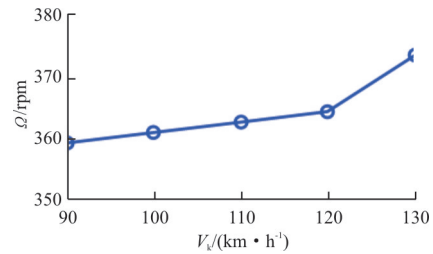


图14 旋翼转速随前飞速度变化的配平曲线
Fig. 14 Rotor speed & forward speed

从图9~图11可以看出:随着前飞速度的增加,样例旋翼机的迎角逐渐减小,这是由于随着桨盘操纵杆前推,产生的低头力矩所致。虽然旋翼机前飞时螺旋桨反扭矩需要螺旋桨侧倒来平衡,但由于侧滑角和滚转角比迎角低两个数量级,认为配平条件下,样例旋翼机的这两个状态量保持得很好,接近 0° 。

从图12可以看出:样例旋翼机的俯仰角逐渐减小,其原因与迎角的变化原因相同,但减小的幅值不大,在 5° 之内,比常规直升机要小,这是因为自转旋翼机旋翼的主要作用为产生升力,兼顾配平,拉力由螺旋桨提供;而常规直升机为获得较大的前飞速度,必须由较大的前倾桨盘来获得前向分力,致使产生更大的低头力矩。

从图13可以看出:飞行速度从90 km/h增加到130 km/h后,桨盘后倒角从 10.3° 减小到 6.3° (后倒为正),变化了约 4° 。

从图14可以看出:满足配平需要,旋翼转速从360 rpm增加到375 rpm,转速虽在变化,但变化范围不大,这是旋翼为了保证随来流变化产生恒定升力而进行的自动调整。

2.3 稳定性分析

自转旋翼机与传统单旋翼直升机相比,增加了

旋翼转速自由度,与之相应,运动模态也增加了旋翼转速模态。纵向运动模态包括浮沉模态、短周期模态和旋翼转速模态,横向模态包括滚转收敛模态、螺旋模态和荷兰滚模态。

ELA-07自转旋翼机的飞行速度通常都在90~130 km/h之间,故本文分别取飞行速度为90、120、130 km/h三个点来研究样例自转旋翼机的稳定性。不同速度下的运动模态如表2所示。

表2 不同速度下的运动模态

Table 2 Mode under different forward speed

模 态	数 值		
	V=90 km/h	V=120 km/h	V=130 km/h
短周期	-4.760 9	-5.346 0	-5.708 4
	-0.255 2	-0.287 8	-0.299 1
浮 沉	-0.155 2± 0.376 8i	-0.099 5± 0.356 6i	-0.075 8± 0.333 8i
旋翼转速模态	-0.205 1	-0.371 1	-0.468 7
滚 转	-8.107 7	-8.005 3	-7.943 7
螺 旋	0.003 0	-0.019 5	-0.023 4
荷兰滚	-0.002 7± 0.063 7i	0.008 2± 0.076 0i	0.009 8± 0.131 6i

从表2可以看出:样例自转旋翼机的短周期、长周期、旋翼转速和滚转收敛模态在常规飞行速度范围内稳定性良好;随着速度的增加,螺旋模态逐渐变得稳定,而荷兰滚模态逐渐变得不稳定,前者平均倍幅时间为2 000 s(90 km/h),后者平均倍幅时间为610 s(90 km/h),发散非常缓慢,只要在飞控系统设计中给予一定的考虑,便有足够的时间加以抑制;另外,荷兰滚模态的特征根与固定翼或常规直升机有较大差别,可能的原因是在螺旋桨滑流的影响下,垂尾数据与真值存在一定的差异所致。

2.4 与试验数据的对比

为了深入研究样例自转旋翼机的飞行力学特性,本文于2015年3月~10月开展了50余架次的飞行参数采集试验,采集了爬升、平飞、下滑状态下的多组飞行参数。根据文献[9],试验中采用了211激励和扫频激励,前者由脉宽比为2:1:1正负交替的脉冲组成,用于激发纵向短周期模态、旋翼转速模态、横侧向滚转和荷兰滚模态;后者通过施加频率连续增大的正弦谐波,使激励涵盖所有目标频率,用于激发纵向长周期模态,横侧向螺旋

模态。

飞行参数采集是以100 Hz频率在线存储数据,地面解码并剔除野值后进行数据处理和气动参数辨识。根据状态位截取每次激励数据,根据时域相关性和频域相关函数筛选有效激励数据,建立自转旋翼纵向、横侧向辨识候选模型,基于时域/频域方程误差法逐一辨识每次激励的纵向和横侧向气动参数,最后通过统计各个气动参数的期望值,确定状态空间方程。

飞行参数采集中平飞速度为120 km/h,采集的数据包括各个操纵量和姿态量,通过气动参数辨识获得120 km/h的状态空间方程,并以此得到该速度下的运动模态,所有结果如表3所示。

表3 配平状态下(120 km/h)的操纵量、状态量和模态

Table 3 The value of control, state and mode under trimmed condition(120 km/h)

参 数	数 值	参 数	数 值
旋翼纵向倾角/(°)	6	短周期	-0.673±1.57i
旋翼横向倾角/(°)	-1	浮沉	-0.0406±0.290i
方向舵角度/(°)	4	旋翼转速模态	-0.481
油门/%	45	滚转	-2.07
机身俯仰角/(°)	-3.5	螺旋	-0.0815
机身滚转角/(°)	1	荷兰滚	-0.442+1.64i
旋翼转速/rpm	350		

从表3可以看出:四个操纵量、俯仰角和旋翼转速的计算值与试验值非常接近,滚转角计算结果为0°,而飞行参数采集值为1°;运动模态中的长周期、旋翼、滚转、螺旋模态的计算值与试验值处于相同量级内,短周期模态的辨识结果为一对共轭根,荷兰滚模态计算值是轻微发散,但辨识结果则是振荡收敛,主要原因可能是本文建立的飞行力学模型中横侧向模型存在一定误差,需要在后续工作中通过修正机身,尤其是滑流中尾翼的气动数据、惯性参数、完善旋翼主轴摩擦模型来减小模型误差。

3 结 论

(1) 在配平状态下,样例自转旋翼机随前飞速度的增加,桨盘的纵向操纵杆逐渐向前压杆,横向操纵杆逐渐向左压杆(幅值较小),油门开度先减小后增大,方向舵操纵则逐渐向右增加。

(2) 根据计算及试验结果,120 km/h应为样

例自转旋翼机的有利速度,且在巡航速度范围内具有良好的飞行稳定性。

(3) 比较计算与试验的运动模态发现,要想更准确地评估样例自转旋翼机的横侧向特性,需要建立更准确的飞行力学方程,例如建立更加准确的旋翼气动模型、修正滑流中尾翼的气动数据、惯性参数、完善旋翼主轴摩擦模型等。

参考文献

- [1] 李世秋. 无人自转旋翼机现状及在军事领域的应用研究[J]. 飞航导弹, 2014, 1: 49-53.
Li Shiqiu. Present situation application in military field of unmanned atogyro[J]. Winged Missile, 2014, 1: 49-53. (in Chinese)
- [2] Leishman J G. Development of autogyro: a technical perspective[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(4): 765-781.
- [3] Houston S S, Thomson D G, Spathopoulos V M. Experiments in autogyro airworthiness for improved handling qualities[C]//Proceedings of 57th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington DC, American, 2001.
- [4] Houston S S. Analysis of rotorcraft flight dynamics in autorotation[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25(1): 33-39.
- [5] Bagiev M, Thomson D G, Houston S S. Autogyro inverse simulation for handling qualities assessment[C]//Proceedings of the 29th ERF, 2003.
- [6] Bagiev M, Thomson D G, Houston S S. Autogyro handling qualities assessment[C]//Proceedings of American Helicopter Society 60th Annual Forum, 2004.
- [7] Houston S S. Validation of a non-linear individual blade rotorcraft flight dynamics model using a perturbation method[J]. The Aeronautical Journal, 1994, 98(7): 260-266.
- [8] Houston S S. Longitudinal stability of gyroplanes[J]. The Aeronautical Journal, 1996, 100(1): 1-6.
- [9] The Aerodynamics of gyroplanes[R]. The Stationery Office on Behalf of the UK Civil Aviation Authority, 2010.
- [10] 朱清华. 自转旋翼飞行器总体设计关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
Zhu Qinghua. Research on key technologies of gyroplane preliminary design [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [11] 王俊超, 李建波. 机翼对自转旋翼机纵向稳定性的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 151-160.
Wang Junchao, Li Jianbo. Effects of wing on autogyro longitudinal stability [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 151-160. (in Chinese)
- [12] 陆洋, 李建波, 朱清华. 自转旋翼机配平及操纵响应特性[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(5): 577-582.
Lu Yang, Li Jianbo, Zhu Qinghua. Trim and control response characteristics of autogyro[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(5): 577-582. (in Chinese)
- [13] 陈淼. 自转式无人旋翼机飞行控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
Chen Miao. Study on flight control technology of self rotating unmanned rotor machine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [14] 陈淼, 王道波, 盛守照, 等. 无人旋翼机转弯飞行导航控制研究[J]. 电光与控制, 2012, 19(3): 6-11.
Chen Miao, Wang Daobo, Sheng Shouzhao, et al. Study on navigation control of turning flight for unmanned rotorcraft [J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(3): 6-11. (in Chinese)
- [15] 王寅, 王道波. 在线滚动优化下的无人自转旋翼机自动起飞控制[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(11): 1526-1533.
Wang Yin, Wang Daobo. Autonomous takeoff controller design for the unmanned gyroplane with online receding horizon control algorithm [J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(11): 1526-1533. (in Chinese)
- [16] 王焕瑾, 高正. 自转旋翼的气动优势和稳定转速[J]. 航空学报, 2001, 22(4): 337-339.
Wang Huanjin, Gao Zheng. Aerodynamic virtue and steady rotary speed of autorotating rotor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(4): 337-339. (in Chinese)
- [17] Pruter I, Duda H. A new flight training device for modern lightweight gyroplanes[C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2011.
- [18] 王俊超, 李建波, 韩东. 自转旋翼机飞行性能理论建模技术[J]. 航空学报, 2014, 35(12): 3244-3253.
Wang Junchao, Li Jianbo, Han Dong. Theoretical modeling technology for gyroplane flight performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3244-3253. (in Chinese)
- [19] 林清. 旋翼-机翼复合式垂直/短距起降无人机多模态控制研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016.
Ling Qing. Multi-mode control for hybrid V/STOL unmanned aerial vehicle with rotor and wing [D]. Beijing: Beihang University, 2016. (in Chinese)

作者简介:

马存旺(1977-),男,博士,高级工程师。主要研究方向:无人旋翼飞行器总体设计和结构设计。

林清(1987-),男,博士,工程师。主要研究方向:无人旋翼飞行器飞行控制。

崔跃理(1988-),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人旋翼飞行器气动计算。

吴伟伟(1987-),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人旋翼飞行器总体和气动。

(编辑:马文静)