

# 自转旋翼/机翼组合构型飞行器飞行动力学特性

王俊超 李建波

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

**摘要:**针对一种自转旋翼/机翼组合构型飞行器的飞行动力学特性进行了研究,通过和样例自转旋翼机的对比,分析了它的配平特性、稳定性及操纵响应方面的一些特点。研究表明通过自转旋翼和机翼的组合运用,本文研究的高速型旋翼机飞行速度显著提高,高速前飞时自转旋翼逐步卸载,其转速逐步下降到了低速前飞时的40%;该高速型旋翼机的浮沉模态在低速阶段不稳定,但周期和倍幅时间比较长,随着前飞速度的增加,各模态均趋于稳定;该高速型旋翼机的纵横向周期变距操纵响应略小于样例自转旋翼机,可以考虑增加襟副翼来改善。

**关键词:**自转旋翼;机翼;模态;飞行动力学

中图分类号:V212.4

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)03-0399-07

## Flight Dynamics Characteristics of Autorotating Rotor/Wing Combination Aircraft

Wang Junchao, Li Jianbo

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,  
Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** The flight dynamics characteristics of an aircraft with autorotating rotor and wing are investigated. The characteristics of trim, stability and control response are analyzed by comparing with the sample of autogyro. The results indicate that the speed of gyroplane can be increased significantly by applying autorotating rotor and wing. The autorotating rotor is gradually offloading in high speed forward flight and the rotate speed drops to 40% of low speed forward flight. The phugoid modal of the gyroplane is unstable at a low speed, but the period of the modal is long. All modals of the gyroplane become stable when the forward flight speed increases. The control response of cyclic pitch of the gyroplane is less smaller than that of the sample of autogyro and it can be improved by adding flaps and ailerons.

**Key words:** autorotating rotor; wings; modal; flight dynamics

自转旋翼机(多称为旋翼机)在直升机之前已经出现,20世纪20年代西班牙人西尔瓦(Juan de la Cierva)设计制造的C-3旋翼机比西科斯基的VS300直升机早了十几年。旋翼机在20世纪三四十年代曾经大量使用,近几年来又获得了新的发展<sup>[1]</sup>。早期的旋翼/机翼组合形式的构型只是简单地在固定翼飞机上加装自转旋翼,后来由于升力配平问题大多数旋翼机取消了机翼。这种没有机翼的旋翼机(国外有专利文献称之为Autogyro<sup>[2]</sup>,国内

有学者称之为自转旋翼机)由于自转旋翼升阻比较低,飞行速度难以提高<sup>[3]</sup>。本文研究的高速型旋翼机在这种自转旋翼机的基础上采用了减阻增升措施,让它的飞行速度得到提高,高速型旋翼机通过自转旋翼和机翼的组合使其既具有良好的低速性能,又能快速飞行<sup>[4]</sup>。这种自转旋翼/机翼组合构型的飞行器也是近年来研究的热点,如美国的卡特公司与NASA合作研制的Cater Copter,相关专利中将这种高速型旋翼机称之为gyroplane<sup>[2]</sup>,这种高

速型旋翼机的构型决定了它的飞行动力学特性与自转旋翼机以及传统构型的直升机有所不同。国内对这种 gyroplane 的研究很少,但对自转旋翼机的研究有一定的基础,如南航在研的 ZX-1 旋翼机<sup>[6]</sup>。本文以此样例旋翼机为基础,提出了一种旋翼机的高速型方案。针对其飞行动力学特性进行了研究,通过和样例自转旋翼机的对比,分析了它的配平特性、稳定性及操纵响应方面的一些特点,期望对自转旋翼/机翼组合构型飞行器的设计提供一些有益的结论。

## 1 高速型旋翼机模型简介

本文的研究对象高速型旋翼机模型如图 1(a) 所示,它在样例自转旋翼机图 1(b) 的基础上采用了减阻、增升措施,主要手段是设计增加机翼和前飞收起落架。该模型以自转旋翼和机翼作为主升力面,以推力螺旋桨作为前进动力。在低速飞行时,旋翼承担主要的升力。在高速飞行时将起落架收起,主要依靠高升阻比的机翼提供升力,使低升阻比的旋翼卸载,即在旋翼和机翼产生同样大小升力的情况下,机翼的阻力更小,高速型旋翼机的总阻力降低,前飞速度提高。该高速型旋翼机部分总体参数见表 1。

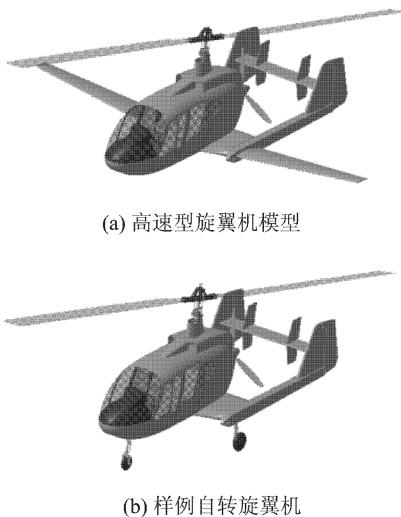


图 1 样例自转旋翼机和高速型旋翼机模型

表 1 高速型旋翼机部分总体参数

起飞质量/kg	发动机额定功率/kW	螺旋桨直径/m	螺旋桨工作转速/( $r \cdot \min^{-1}$ )	旋翼半径/m	翼展/m
1 880	298.28	2.2	2 650	6.4	10.2

## 2 翼身融合体的气动力和力矩计算

在计算时考虑到机身和机翼的相互诱导作用<sup>[6]</sup>,翼身融合体的绕流流场是一个复杂的三维流动过程,因此在分析高速型旋翼机的飞行动力学特性前,本文借助较为成熟的 CFD 计算方法,期望获得准确的翼身融合体气动力和力矩,为飞行动力学特性的研究奠定基础。

描述翼身融合体的绕流运动可由流体动力学的控制方程推出,包括连续性方程、动量方程、能量方程和湍流输运方程<sup>[7]</sup>。为了提高计算的效率,计算域从里到外分为网格密度不同的两层,均采用非结构化网格,如图 2 所示。翼身融合体表面采用固壁边界。

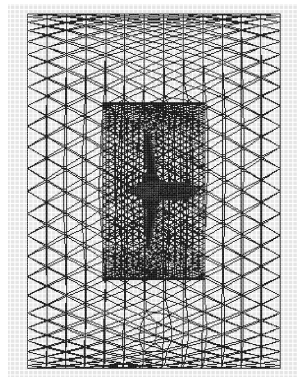


图 2 计算域及网格划分

为了验证计算方法的正确性与可行性,在计算翼身融合体的气动力和力矩之前,本文先将此 CFD 方法对机身模型进行计算,并将计算结果与风洞试验值对比。本文计算状态众多,限于篇幅原因,在此仅列出机身模型在零侧滑角、不同迎角时的升力系数和阻力系数的 CFD 方法计算值与试验值的对比,如图 3,4 所示,从图中可以看出计算值与试验

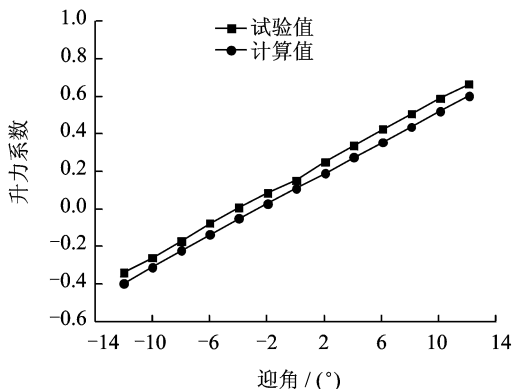


图 3 机身升力系数随迎角的变化图

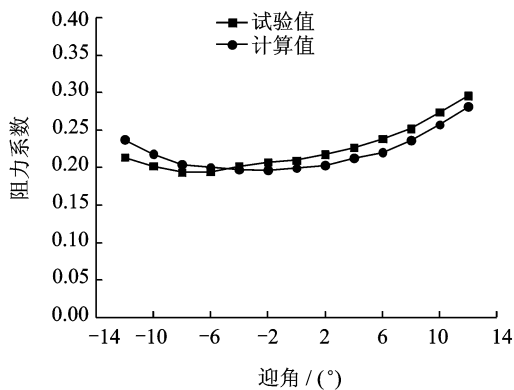


图4 机身阻力系数随迎角的变化图

值吻合较好。

用上述方法即可计算出翼身融合体在不同迎角和侧滑角组合时的气动力和力矩。

### 3 配平特性

在分析飞行动力学特性时采用机体坐标系,通过求解6自由度欧拉运动方程、机体姿态方程和旋翼转速方程<sup>[8]</sup>,本文对高速型旋翼机在不同前飞速度下的操纵量和姿态角进行了配平分析,结果如图5~10所示。从图中可以看出:

(1)通过自转旋翼和机翼的组合运用,该高速型旋翼机飞行速度显著提高。

(2)该高速型旋翼机和样例自转旋翼机的纵向周期变距变化类似,需要说明的是,自转旋翼机总距一般是不变的,而高速型旋翼机的总距要随着前飞速度增加有所降低,否则旋翼转速难以降低。

(3)该高速型旋翼机俯仰角和侧倾角较小,飞行姿态良好。

(4)桨盘迎角随着前飞速度的增加而逐渐减小,不同的是在相同前飞速度下,该高速型旋翼机的桨盘迎角较样例自转旋翼机要小。

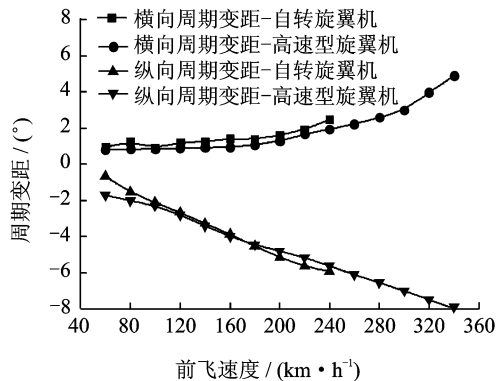


图6 周期变距随前飞速度的变化图

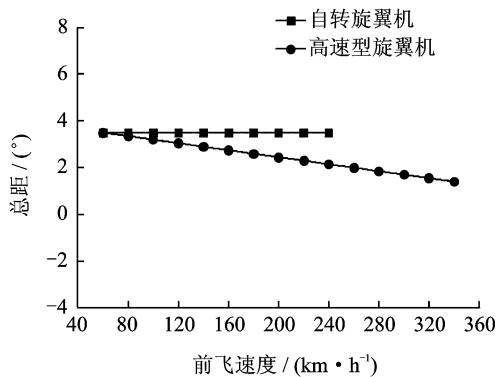


图7 总距随前飞速度的变化图

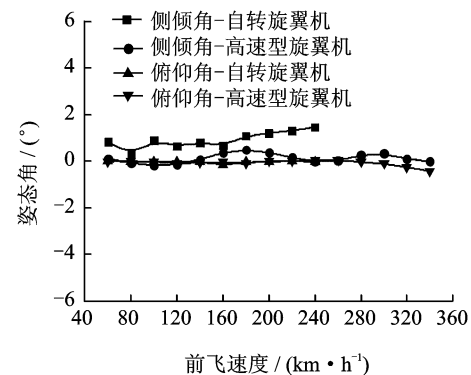


图8 机体姿态角随前飞速度的变化图

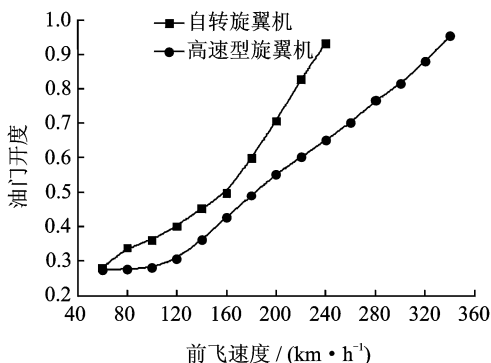


图5 油门开度随前飞速度的变化图

(5)样例自转旋翼机的旋翼转速在 28.56~27.40 rad/s 之间(即旋翼桨尖速度在 182.78~175.36 m/s),变化范围相对较小,而该高速型旋翼机的旋翼转速变化范围较大,在 28.42~11.43 rad/s 之间(即桨尖速度在 181.89~73.15 m/s,高速前飞时的旋翼转速约为低速前飞时的40%)。转速的下降说明自转旋翼逐步卸载。当然,要维持这么低的转速,除了要控制总距和桨盘迎角外,还需加大旋翼的惯性,以使其能在较低的转速下维持稳定,如采用桨尖配重等措施。

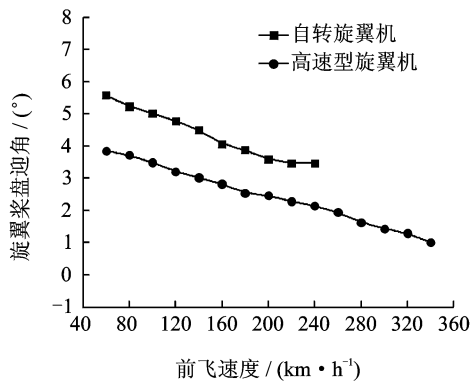


图9 旋翼桨盘迎角随前飞速度的变化图

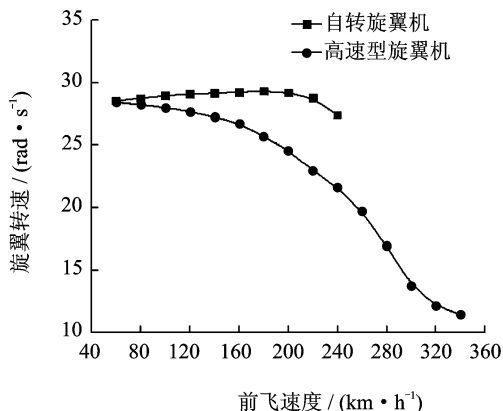


图10 旋翼转速随前飞速度的变化图

## 4 稳定性分析

利用“小扰动”假设将该高速型旋翼机的运动方程线性化<sup>[9]</sup>,从而可以得到旋翼机的小扰动线性化方程组,如下

$$A\dot{X} = BX + CU \quad (1)$$

式中:  $X = [\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z, \Delta \omega_x, \Delta \omega_y, \Delta \omega_z, \Delta \gamma, \Delta \phi, \Delta \vartheta]^T$  为状态变量,分别为机体坐标系的各向线速度、角速度和姿态角。  $U = [\Delta \chi_{PR}, \Delta \delta_{VT}, \Delta A_1, \Delta B_1, \Delta \varphi_1]^T$  为操纵输入增量,分别为油门开度、方向舵偏角、横向周期变距、纵向周期变距和总距。  $A$  为广义质量矩阵,  $B$  为气动导数矩阵,  $C$  为操纵导数矩阵。求解运动方程的特征方程可以得到高速型旋翼机前飞时的耦合特征根。

为了便于说明和理解运动模式的物理特性,一般将运动方程(1)进行纵横向解耦,如方程组(2)和(3),分别为纵向运动方程组和横向运动方程组。分别求解方程(2,3)的特征方程即可得到解耦后的特征根。结果如图11~16所示。

$$\begin{cases} A_{4 \times 4} \dot{X} = B_{4 \times 4} X + C_{4 \times 3} U \\ \dot{X} = (\Delta \dot{V}_x, \Delta \dot{V}_y, \Delta \dot{\omega}_z, \Delta \dot{\vartheta})^T \\ X = (\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta \omega_z, \Delta \vartheta)^T \\ U = (\Delta \chi_{PR}, \Delta B_1, \Delta \varphi_1)^T \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} A_{5 \times 5} \dot{X} = B_{5 \times 5} X + C_{5 \times 2} U \\ \dot{X} = (\Delta \dot{V}_z, \Delta \dot{\omega}_x, \Delta \dot{\omega}_y, \Delta \dot{\gamma}, \Delta \dot{\phi})^T \\ X = (\Delta V_z, \Delta \omega_x, \Delta \omega_y, \Delta \gamma, \Delta \phi)^T U = (\Delta \delta_{VT}, \Delta A_1)^T \end{cases} \quad (3)$$

从图11,12可以看出,在低速段,样例自转旋翼机和该高速型旋翼机都有不稳定根,随着前飞速度的增加,所有耦合特征根都趋于稳定。当样例自转旋翼机和该高速型旋翼机的前飞速度超过120 km/h后,特征根都趋于稳定,稳定性良好。

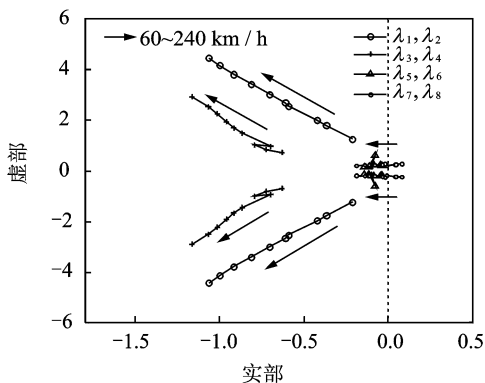


图11 自转旋翼机耦合特征根根轨迹

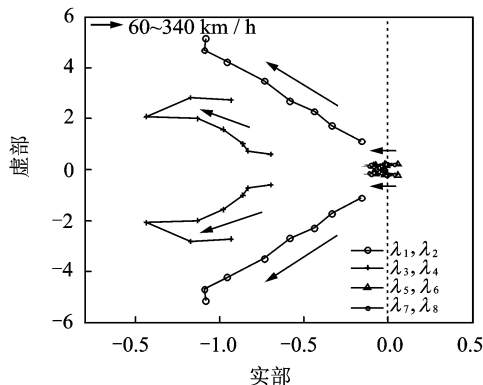


图12 高速型旋翼机耦合特征根根轨迹

从图13,14可以看出,样例自转旋翼机和该高速型旋翼机的浮沉模态在低速阶段不稳定,在60 km/h时,样例自转旋翼机的浮沉模态周期为26.28 s,倍幅时间为38.72 s,该高速型旋翼机的浮沉模态周期为36.38 s,倍幅时间为24.57 s。好在周期和倍幅时间比较长,驾驶员可以比较容易地抑制,且这个速度不是高速型旋翼机的常用速度,飞行过程中很快就过去了。随着前飞速度的增加,样

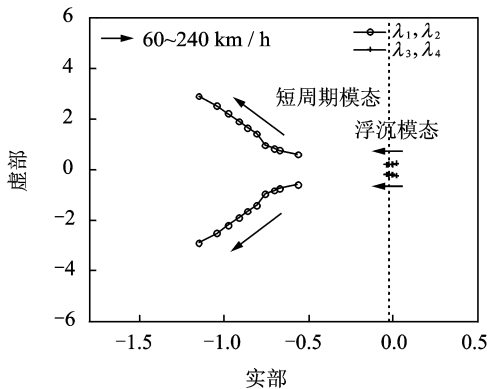


图13 自旋旋翼机非耦合纵向特征根根轨迹

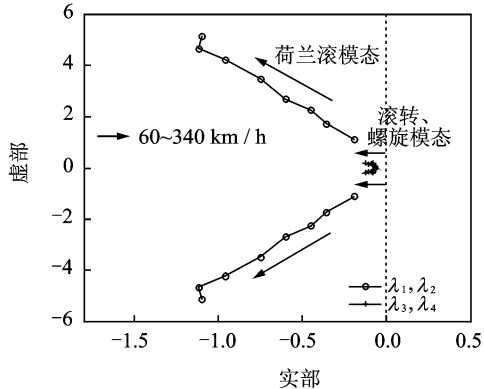


图16 高速型旋翼机非耦合横向特征根根轨迹

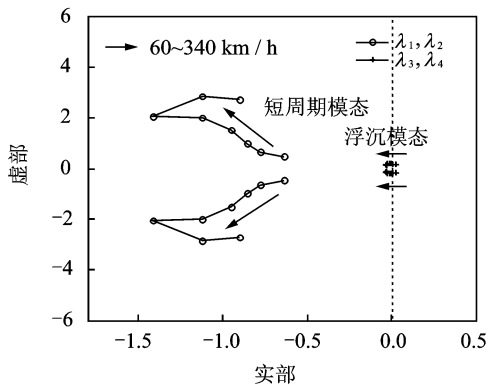


图14 高速型旋翼机非耦合纵向特征根根轨迹

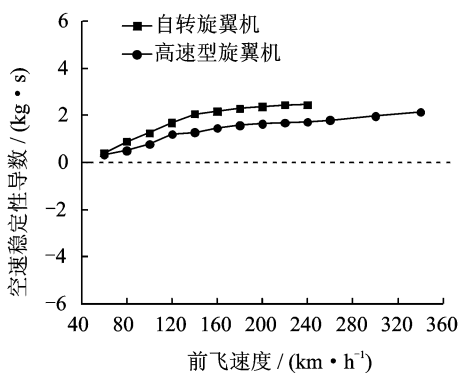


图17 空速稳定性导数随前飞速度的变化图

例自旋旋翼机和该高速型旋翼机的浮沉模态均趋向稳定;两者的短周期模态都在稳定区域,周期和半衰时间都很小,很快就收敛了。

从图15,16可以看出,样例自旋旋翼机和该高速型旋翼机的荷兰滚模态周期和半衰时间均随着前飞速度的增加而减少,趋于稳定。滚转、螺旋模态也随着前飞速度的增加趋于稳定。

该高速型旋翼机在不同前飞速度下的部分气动导数计算结果如图17~21所示,结果显示,该高速型旋翼机的各气动导数随前飞速度的增加均趋

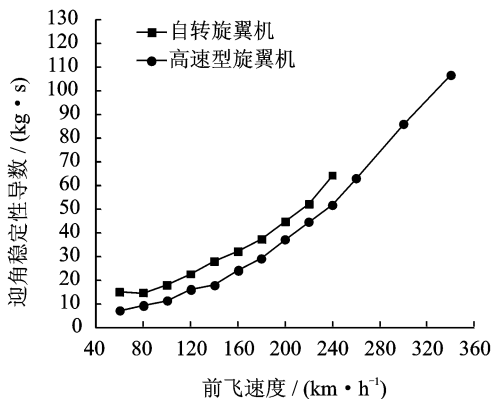


图18 迎角稳定性导数随前飞速度的变化图

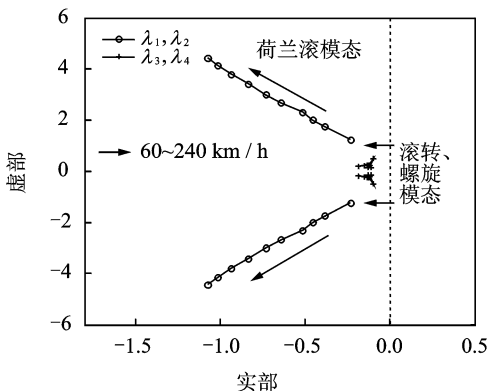


图15 自旋旋翼机非耦合横向特征根根轨迹

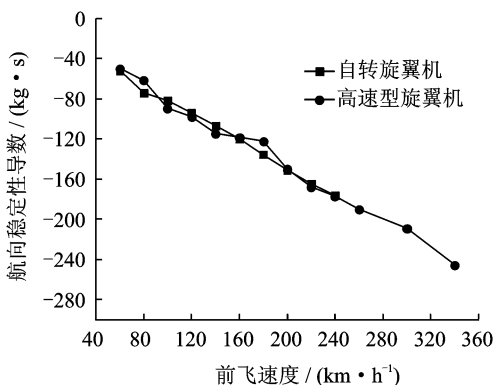


图19 航向稳定性导数随前飞速度的变化图

于稳定(空速稳定性导数和迎角稳定性导数为正时稳定,其余各导数为负时稳定)。

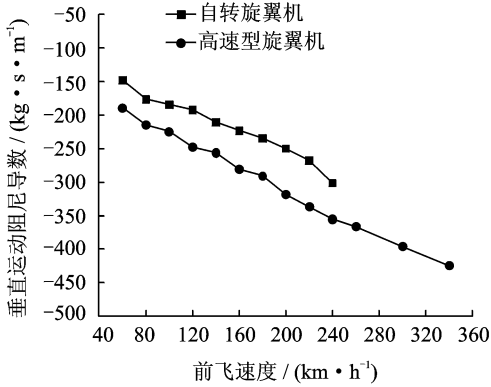


图20 垂直运动阻尼导数随前飞速度的变化图

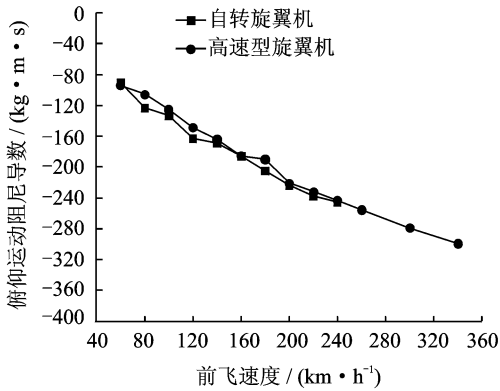


图21 俯仰运动阻尼导数随前飞速度的变化图

## 5 操纵响应分析

针对该高速型旋翼机的操纵特性,在200 km/h的飞行速度下,分别对油门开度、横向周期变距、纵向周期变距、方向舵施加阶跃操纵后引起的机体响应如图22~25所示。

(1)该高速型旋翼机的油门开度阶跃输入0.1,前向速度在2.5 s内变化了0.867 9 m/s,大于样例自转旋翼机,原因是在相同的速度点高速型旋翼机的阻力小于样例自转旋翼机,所以同样的油门阶跃输入引起的前飞速度增量要大。

(2)该高速型旋翼机的横向周期变距阶跃输入为 $1^\circ$ ,侧向速度在2.5 s内变化 $-0.162 2$  m/s,纵向周期变距阶跃输入 $1^\circ$ ,使俯仰角在2.5 s内变化 $1.310 8^\circ$ ,均小于样例自转旋翼机,原因是旋翼被卸载,气动力减小,操纵引起的响应也减小,可以考虑增加襟副翼来改善纵横向操纵响应。

(3)该高速型旋翼机的方向舵阶跃输入 $1^\circ$ ,偏航角变化 $1.871 3^\circ$ ,操纵响应类似于样例自转旋

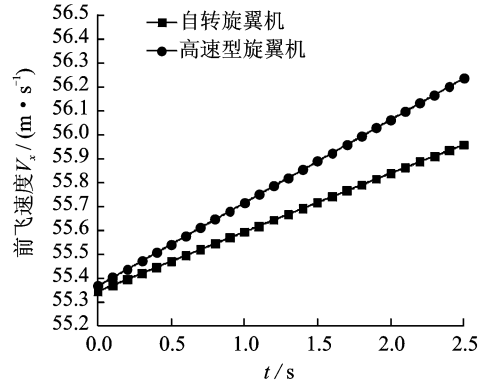


图22 前飞速度对油门开度阶跃操纵输入的响应

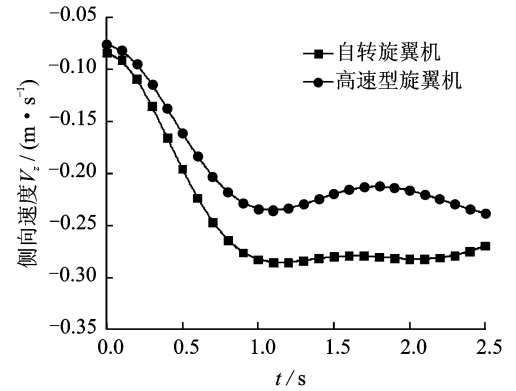


图23 侧向速度对横向周期变距阶跃操纵输入的响应

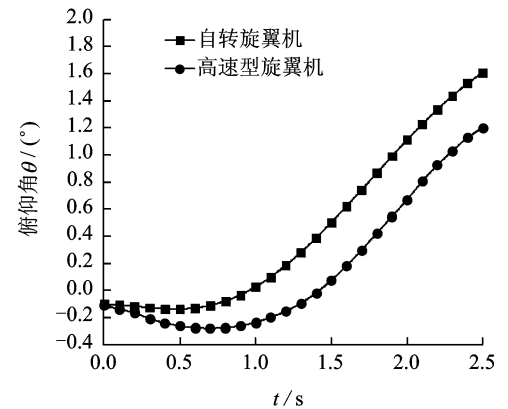


图24 俯仰角对纵向周期变距阶跃操纵输入的响应

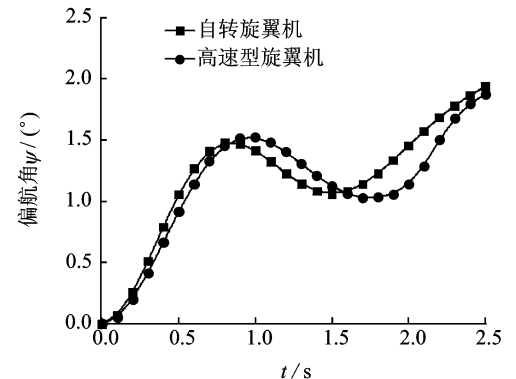


图25 偏航角对方向舵阶跃操纵输入的响应

翼机。

## 6 结 论

(1)通过自转旋翼和机翼的组合运用,本文研究的高速型旋翼机飞行速度显著提高,高速前飞时自转旋翼的转速逐步下降到了低速前飞时的40%,这说明随着飞行速度的增加,自转旋翼逐步卸载,自转旋翼组合机翼提高飞行速度的方案可行。

(2)本文研究的高速型旋翼机纵向运动模式中的浮沉模态在低速阶段不稳定,但周期和倍幅时间比较长,驾驶员可以比较容易的抑制,随着前飞速度的增加,该模态趋于稳定;横航向各运动模态在全速范围内均处于稳定区域;各气动导数随前飞速度的增加均趋于稳定。总的来说,该高速型旋翼机飞行稳定性良好。

(3)本文研究的高速型旋翼机的纵横向周期变距操纵响应略小于样例自转旋翼机,原因是高速前飞时旋翼逐步卸载,气动力减小,操纵引起的响应也减小。在自转旋翼/机翼组合构型飞行器的设计过程中,可以考虑增加襟副翼来改善纵横向操纵响应。

## 参考文献:

- [1] Niemi E E, Gowda B V. Gyroplane rotor aerodynamics revisited-blade flapping and RPM variation in zero-g flight [C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando, Florida: AIAA, 2011.
- [2] Cater J W. Extreme mu rotor: United States 6986642 B2[P]. 2006-01-17.
- [3] Cater J W. High speed rotor aircraft: United States, 6435453 B1[P]. 2002-08-20.
- [4] 王焕瑾,高正. 旋翼自转状态在高速直升机升力转移过程中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(1):1-5.
- [5] 朱清华. 自转旋翼飞行器总体设计关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学航空宇航学院, 2007.
- [6] 昂海松,童明波,余雄庆. 航空航天概论[M]. 北京:科学出版社, 2008:59-61.
- [7] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京:清华大学出版社, 2004:7-13.
- [8] 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.
- [9] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社, 2003:43-53.