

小型无人涵道飞行器飞行动力学特性

赵 洪, 李建波, 崔 钊

(南京航空航天大学 航空宇航学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为了研究无人涵道飞行器的配平特性与稳定性, 首先进行了全尺寸涵道螺旋桨风洞吹风试验, 分析了涵道螺旋桨的气动特性并建立了涵道螺旋桨的气动模型, 在此基础上建立了无人涵道飞行器的飞行动力学数学模型, 对无人涵道飞行器进行了配平特性与稳定性分析。结果表明: 前飞速度与迎角对涵道螺旋桨气动特性影响很大, 导致无人涵道飞行器在不同前飞速度下稳定性与操纵性变化较大。在悬停及小前飞速度下, 无人涵道飞行器是一种类似倒立摆的不稳定体, 而且气动阻尼较小, 无人涵道飞行器的速度与姿态角发散很快, 倍幅时间约为 0.5 s; 在大前飞速度下, 无人涵道飞行器的气动阻尼增加, 飞行稳定性改善, 但出现了纵向反操纵现象, 增加了无人涵道飞行器的飞行控制难度。

关 键 词: 无人涵道飞行器; 飞行动力学; 配平; 稳定性; 操纵性

中图分类号: V212.5

文献标志码: A

Flight dynamics characteristics of miniature unmanned ducted vehicle

ZHAO Hong, LI Jian-bo, CUI Zhao

(State Key Laboratory of Helicopter Rotorcraft Aeromechanics,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To investigate the flight characteristics of unmanned ducted vehicle, a full-scale ducted propeller wind tunnel test was conducted to build the aerodynamic model and analyze the aerodynamic characteristics of ducted propeller. On these foundations, the flight dynamic mathematical model of the vehicle was established to investigate the characteristics trimming and stability of unmanned ducted vehicle. The results indicate that the aerodynamic characteristics of the ducted-propeller are strongly influenced by the forward speed and attitude angle, leading to significant variations in stability and maneuverability of the unmanned ducted vehicle at different forward speeds. This unmanned ducted vehicle is an unstable body similar to inverted pendulum in hover and low forward speed. The aerodynamic damping is small, while the speed and attitude angle diverge quickly, with double amplitude in 0.5 s. The flight stability is improved due to the increase of aerodynamic damping at high forward speed. The reverse control brings difficulties to flight control the unmanned ducted vehicle.

Key words: unmanned ducted vehicle; flight dynamics; trimming; stability; maneuverability

无人涵道飞行器具有良好的垂直起降、悬停、低速前飞性能。该无人涵道飞行器将旋转部件安装在涵道内, 具有较高的使用安全性, 而且其体积

小、结构紧凑、能长时间悬停, 可用于探险、搜救、交通巡视、情报侦察等方面, 在军民使用上潜力巨大, 已成为当前无人机研究领域的一大热点。

收稿日期: 2013-03-25

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NS2012003); 江苏高校优势学科建设工程资助

作者简介: 赵洪(1989—), 男, 江西上饶人, 硕士生, 主要从事飞行器总体设计研究。

无人涵道飞行器是一种较为新型的航空器,其在气动布局、飞行动力学特性以及飞行控制上与传统构型无人机相比表现出较大的差异。国外在无人涵道飞行器的设计与飞行控制上已积累了较多的经验与方法,并且已有多款无人涵道飞行器投入使用。美国较早利用风洞对涵道风扇的气动性能进行了试验研究,发现涵道风扇系统相比孤立旋翼/风扇有明显的增升效果与安全性能,可作为推/升力装置应用在垂直起降无人涵道飞行器上^[1],又提出了利用位于涵道尾流中的操纵舵面实现对无人涵道飞行器的操纵方法,并展开了相关的试验研究^[2-3]。近些年来,国内外逐步开始利用数值分析方法对无人涵道飞行器进行建模与分析^[4-5]。由于无人涵道飞行器中的涵道与螺旋桨在工作时相互影响,尤其是无人涵道飞行器在大姿态角前飞时伴随着复杂的气流分离^[6],国内外暂时还没有成熟的数值解析方法对前飞时涵道螺旋桨的气动特性进行精确建模,风洞试验方法目前是涵道风扇系统气动性能的主要研究方法。

国内对无人涵道飞行器的研究起步较晚,南京航空航天大学率先通过吹风试验研究了涵道风扇升力系统的气动特性^[7-8],研究指出涵道风扇作为推/升力装置较适合于强调悬停和低速飞行性能的无人涵道飞行器,对无人涵道飞行器的设计和应用有一定的指导意义。

本文对一种无人涵道飞行器的飞行动力学特性展开研究。该无人涵道飞行器主要包括机身、涵道、螺旋桨、操纵舵面、起落架等部件,其中任务设备安装在机身顶部,如图 1 所示。无人涵道飞行器主要由涵道内部的螺旋桨提供推力,通过偏转涵道尾部的操纵舵面进行无人涵道飞行器的姿态操

纵,无人涵道飞行器部分总体参数见表 1。

表 1 无人涵道飞行器部分总体参数
Table 1 Unmanned ducted vehicle's partial general parameters

起飞质量/ kg	无人涵道飞行 器高度/m	涵道直径/ m	涵道高度/ m
3.2	0.6	0.4	0.16

无人涵道飞行器的飞行动力学特性与固定翼飞机和直升机有较大区别,为了更好地进行无人涵道飞行器飞行动力学特性研究,本文在低速风洞中对涵道螺旋桨装置进行了吹风试验,在此基础上构建了无人涵道飞行器的全量飞行动力学模型,对无人涵道飞行器在各个飞行状态下的飞行动力学特性进行分析。本文研究的结果可为无人涵道飞行器的总体设计与飞行控制律设计提供一定的参考。

1 飞行动力学建模

无人涵道飞行器的非线性飞行动力学方程包括无人涵道飞行器主要气动部件的气动力模型以及无人涵道飞行器机体运动方程。无人涵道飞行器主要气动部件包括涵道、螺旋桨、操纵舵面以及机身,由于无人涵道飞行器飞行速度较低,起落架的气动力较小,可以忽略不计。

1.1 机身气动力

无人涵道飞行器的机身为细长旋成体,机身的气动力计算可以根据文献[9]中的方法,风轴系下机身的升力、阻力、俯仰力矩分别为

$$\begin{cases} L_f = q \left[S_f \cdot \sin 2\alpha \cdot \cos \left[\frac{\alpha}{2} \right] + C_{d,90} \cdot A_p \cdot \sin^2 \alpha \cdot \cos \alpha \right] \\ D_f = q \left[(A_p \cdot C_{d,0}) \cdot \cos^3 \alpha + S_f \cdot \sin 2\alpha \cdot \sin \left[\frac{\alpha}{2} \right] + C_{d,90} \cdot A_p \cdot \sin^3 \alpha \right] \\ M_f = q \left[Q - S_f \cdot (l - x_m) \cdot \sin 2\alpha \cdot \cos \left[\frac{\alpha}{2} \right] \right] \end{cases} \quad (1)$$

式中 q 为机身处动压; α 为机身迎角(定义悬停时 $\alpha=90^\circ$); S_f , A_p 分别为机身的表面积与最大迎风截面积; Q 为机身体积; l , x_m 分别为机身长度与机身底部相对重心距离; $C_{d,0}$, $C_{d,90}$ 分别为机身迎角为 0° , 90° 时的阻力系数。

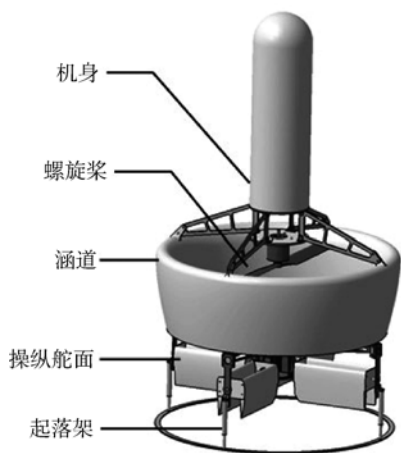


图 1 无人涵道飞行器组成结构图

Fig. 1 Unmanned ducted vehicle structure drawing

机身气动力是在风轴系下求解的,转换至体轴系下代入动力学方程中。

1.2 涵道螺旋桨气动力

涵道螺旋桨工作时,螺旋桨与涵道之间存在相互影响^[10-11]:涵道改变了螺旋桨的流场,影响了螺旋桨的拉力与扭矩;螺旋桨的抽吸作用在涵道唇口产生绕流,产生了附加拉力,尤其在前飞时,涵道同时处在前飞来流与螺旋桨吸流中,造成涵道螺旋桨气动力的不对称,而且还存在着复杂的气流分离现象,使得涵道螺旋桨气动特性尤为复杂。通过风洞吹风试验获取涵道螺旋桨的气动力模型,相比常规的建模方法有更高的置信度。

在南京航空航天大学的低速风洞中对本文的涵道螺旋桨进行了吹风试验,涵道螺旋桨的吹风试验装置如图2所示。吹风试验中的状态变量包括迎角、螺旋桨转速以及来流速度。

吹风试验测得了体轴系下试验模型的3个气动力与3个力矩。其中纵向的气动力为沿着涵道螺旋桨轴线方向的涵道螺旋桨轴向力 F_x 、涵道螺旋桨纵向平面内与涵道螺旋桨拉力垂直的法向力

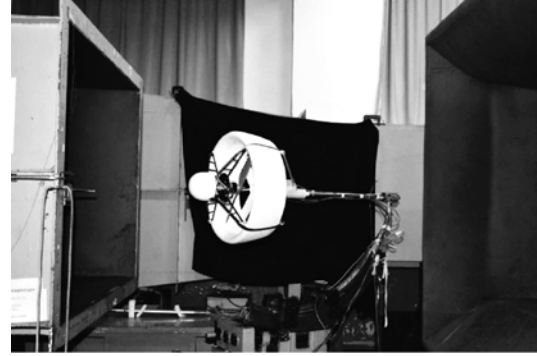


图2 风洞试验模型

Fig. 2 Model in wind tunnel test

F_n ,纵向力矩主要是涵道螺旋桨的俯仰力矩 M_y 。

涵道内的螺旋桨旋转时会产生反扭矩。在涵道内部布置了多片辐射状排布、有翼型截面的导流片。涵道内导流片平衡了大部分的螺旋桨反扭矩,其余的反扭矩 M_z 由操纵舵面平衡。涵道螺旋桨的部分吹风试验结果如图3所示,其中气动力均转换至无人涵道飞行器的重心处(涵道唇口上方),定义涵道对称轴与前飞速度夹角为迎角。

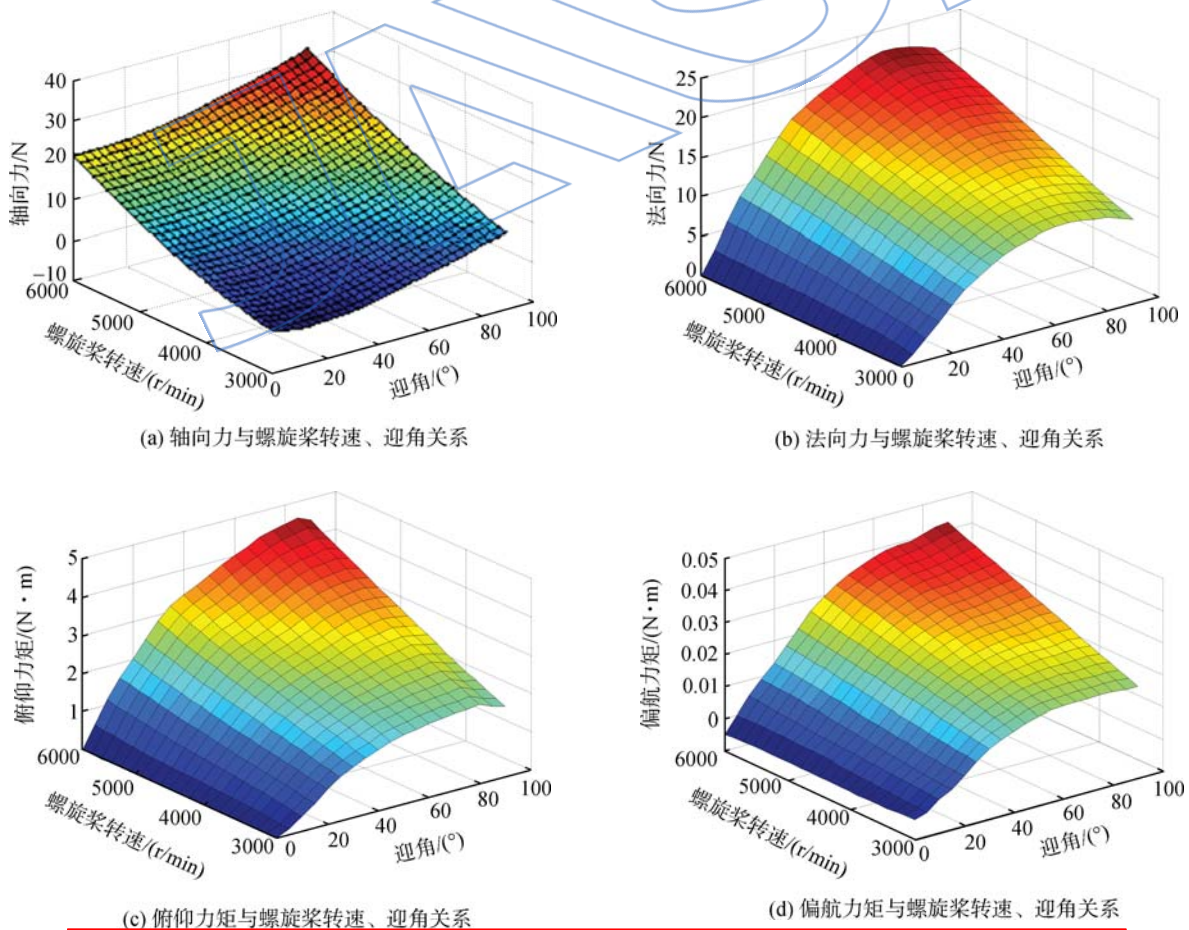


图3 10 m/s 前飞速度下涵道螺旋桨吹风试验数据

Fig. 3 Test data of ducted propeller at 10 m/s forward speed

由风洞试验数据可以看出涵道螺旋桨在前飞状态下气动力变化较复杂. 在前方来流与螺旋桨吸流的共同作用下, 涵道唇口绕流产生了附加的吸力, 与螺旋桨推力一道构成了涵道螺旋桨的轴向力, 该值随螺旋桨转速、机体迎角增加而增加, 随轴向风速增加而减小. 涵道改变了前方来流速度方向, 在纵向平面内产生了较大的法向力与俯仰力矩. 在低速大迎角时, 涵道法向力主要为动量阻力; 在高速小迎角时, 涵道类似于环形机翼, 涵道的法向力主要为涵道升力. 涵道上的法向力与涵道唇口非对称气流引起的吸力相对重心形成了涵道的俯仰力矩.

把风洞试验的实测数据进行最小二乘法拟合, 可以得出机体坐标系下涵道螺旋桨的气动力和力矩

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{dp} &= [-F_n \quad 0 \quad -F_t]^T \\ \mathbf{M}_{dp} &= [0 \quad M_y \quad M_z]^T \end{aligned} \quad (2)$$

式中表达的是无侧滑情况下涵道螺旋桨的气动力与力矩. 由于涵道螺旋桨是轴对称的, 有侧滑时可以将来流进行合成, 求解出合气动力, 然后分解到机体坐标系下.

1.3 操纵舵面气动力

无人涵道飞行器的涵道下方有4组独立偏转的操纵舵面, 每组操纵舵面均由两片矩形操纵舵面组成(如图1所示). 这4组操纵舵面处在涵道螺旋桨滑流中, 偏转操纵舵面可以产生相对重心的操纵力矩.

由无人涵道飞行器转动形成的操纵舵面压力中心速度为

$$\begin{bmatrix} V_{x, \text{vane}} \\ V_{y, \text{vane}} \\ V_{z, \text{vane}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & Z_{\text{vane}} & -Y_{\text{vane}} \\ Z_{\text{vane}} & 0 & X_{\text{vane}} \\ Y_{\text{vane}} & -X_{\text{vane}} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为机体坐标系中绕坐标轴的3个机体角速度.

作用在4个操纵舵面上的气动力记为 $F_i, i=1, 2, 3, 4$. 操纵舵面上的升力可以表示为^[12-13]

$$\begin{cases} F_i = \frac{1}{2} \rho S_v V_e^2 C_{lv} \\ V_e = \frac{V_0 \cos \alpha + \sqrt{(V_0 \cos \alpha)^2 + \frac{4F_t}{\rho A_d}}}{2} \\ C_{lv} = C_{l\delta} (\delta_i + \alpha_0 + \alpha_p) \end{cases} \quad (4)$$

式中 V_0 为前方来流速度; V_e 为涵道出口处气流速度, 由动量理论求得; $C_{lv}, C_{l\delta}$ 分别为操纵舵面的升力系数与升力系数斜率, 可由文献[13]方法求

得; S_v, A_d 分别为操纵舵面的面积与涵道出口面积; α_0, δ_i 分别为操纵舵面翼型零升迎角与操纵舵面偏转角.

无人涵道飞行器在前飞时, 操纵舵面同时处在涵道螺旋桨尾流与前方来流中, 合成气流相对于涵道轴线有气流偏置角 α_p ^[14]

$$\alpha_p = \arctan \frac{\eta V_0 \sin \alpha}{V_e + V_0 \cos \alpha} \quad (5)$$

其中 η 为气流偏置修正系数.

操纵舵面1、操纵舵面3气动力

$$\begin{cases} F_{1,3} = \frac{1}{2} \rho s V_e^2 C_{l\delta} (\delta_i + \alpha_{p,y} \mp \alpha_0) \\ \alpha_{p,y} = \arctan \frac{\eta V_y \sin \alpha}{V_e + V_y \cos \alpha} \end{cases} \quad (6)$$

式中 s 为操纵舵面面积.

操纵舵面2、操纵舵面4气动力

$$\begin{cases} F_{2,4} = \frac{1}{2} \rho s V_e^2 C_{l\delta} (\delta_i + \alpha_{p,x} \pm \alpha_0) \\ \alpha_{p,x} = \arctan \frac{\eta V_x \sin \alpha}{V_e + V_x \cos \alpha} \end{cases} \quad (7)$$

操纵舵面上气动力的合力为

$$\mathbf{F}_{\text{vanes}} = \begin{bmatrix} F_2 + F_4 \\ F_1 + F_3 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

操纵舵面上气动力作用点坐标分别为

$$[\mathbf{A}_1 \quad \mathbf{A}_2 \quad \mathbf{A}_3 \quad \mathbf{A}_4]^T = \begin{bmatrix} l & 0 & L \\ 0 & l & L \\ -l & 0 & L \\ 0 & -l & L \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中 l, L 分别为操纵舵面气动力至机体中心轴线与至无人涵道飞行器重心的垂向距离, 见图4.

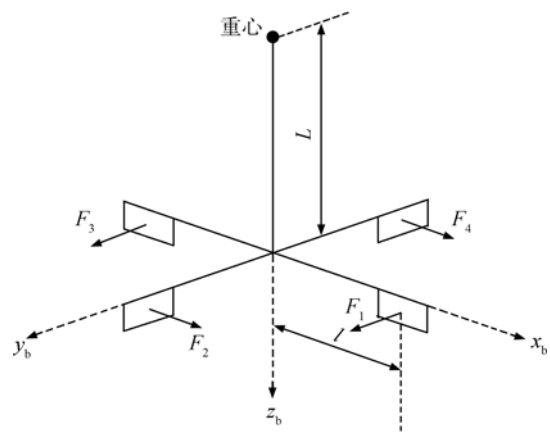


图4 操纵舵面上的气动力

Fig. 4 Aerodynamic force acted on control vanes

操纵舵面上气动力产生的力矩为

$$\mathbf{M}_{\text{vanes}} = \begin{bmatrix} M_{x,v} \\ M_{y,v} \\ M_{z,v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -L(F_1 + F_3) \\ L(F_2 + F_4) \\ l(F_1 - F_2 - F_3 + F_4) \end{bmatrix} \quad (10)$$

1.4 无人涵道飞行器重力分量与陀螺力矩

在机体坐标系下无人涵道飞行器的重力表示为

$$\mathbf{F}_{\text{grav}} = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (11)$$

涵道内的电动机与螺旋桨高速旋转,当无人涵道飞行器转动时会产生陀螺力矩,陀螺力矩为

$$\mathbf{M}_{\text{gyro}} = I_b \omega \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中 I_b , ω 分别为电动机螺旋桨的转动惯量与转速; p , q 分别为无人涵道飞行器滚转和俯仰角速率。

1.5 动力学方程

无人涵道飞行器的运动包括重心的平动与绕质心的转动,无人涵道飞行器及其机体坐标系定义如图 5 所示,机体坐标系原点位于无人涵道飞行器的重心。

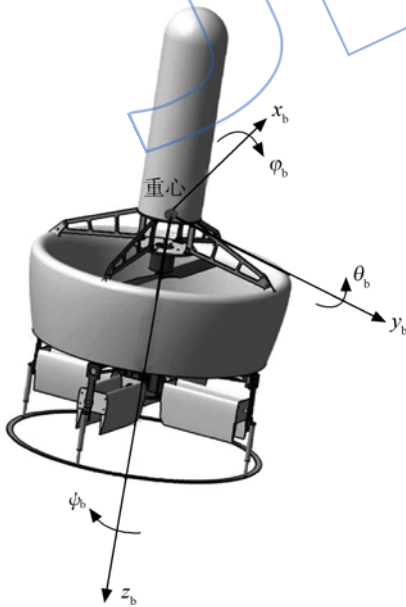


图 5 无人涵道飞行器的机体坐标系

Fig. 5 Body coordinate system on unmanned ducted vehicle

设无人涵道飞行器质量为 m , 作用于无人涵

道飞行器重心合外力为 $\mathbf{F}$, 由牛顿第二定律得无人涵道飞行器运动学方程

$$\begin{cases} m \left(\frac{dV_x}{dt} + V_z \omega_y - V_y \omega_z \right) + mg \sin \theta_b = \sum F_x \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z - V_z \omega_x \right) - mg \cos \theta_b \sin \phi_b = \sum F_y \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + V_y \omega_x - V_x \omega_y \right) - mg \cos \theta_b \cos \phi_b = \sum F_z \end{cases} \quad (13)$$

无人涵道飞行器的转动来自作用于无人涵道飞行器上的外力矩. 利用动量矩定理建立无人涵道飞行器绕重心转动的动力学方程

$$\begin{cases} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) = \sum M_x \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) = \sum M_y \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) = \sum M_z \end{cases} \quad (14)$$

式中 I_x , I_y , I_z 为无人涵道飞行器转动惯量。

补充无人涵道飞行器姿态角与角速度之间的运动学关系

$$\begin{cases} \frac{d\theta_b}{dt} = \omega_y \cos \phi_b - \omega_z \sin \phi_b \\ \frac{d\phi_b}{dt} = \omega_x + \tan \theta_b (\omega_y \sin \phi_b + \omega_z \cos \phi_b) \\ \frac{d\psi_b}{dt} = \frac{\omega_y \sin \phi_b + \omega_z \cos \phi_b}{\cos \theta_b} \end{cases} \quad (15)$$

根据建立的无人涵道飞行器的飞行动力学模型,在 Simulink 仿真环境中分别建立无人涵道飞行器的操纵输入模块、无人涵道飞行器的气动力模块、机体运动模块和输出模块,其中无人涵道飞行器的气动力模块包括涵道螺旋桨气动力模块与操纵舵面气动力模块,构建的无人涵道飞行器仿真模型如图 6 所示。

由于无人涵道飞行器的俯仰、滚转、偏航运动均靠组合偏转操纵舵面实现,操纵舵面组的偏转运动具有较强的耦合性,所以在操纵输入模块中需要对操纵舵面组操纵进行解耦,规律如下:

$$\begin{bmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \delta_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\delta_{\text{roll}}}{2} + \frac{\delta_{\text{yaw}}}{4} \\ \frac{\delta_{\text{pitch}}}{2} - \frac{\delta_{\text{yaw}}}{4} \\ -\frac{\delta_{\text{roll}}}{2} - \frac{\delta_{\text{yaw}}}{4} \\ \frac{\delta_{\text{pitch}}}{2} + \frac{\delta_{\text{yaw}}}{4} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中 δ_{pitch} , δ_{roll} , δ_{yaw} 分别为纵向操纵量、横向操纵量以及航向操纵量。

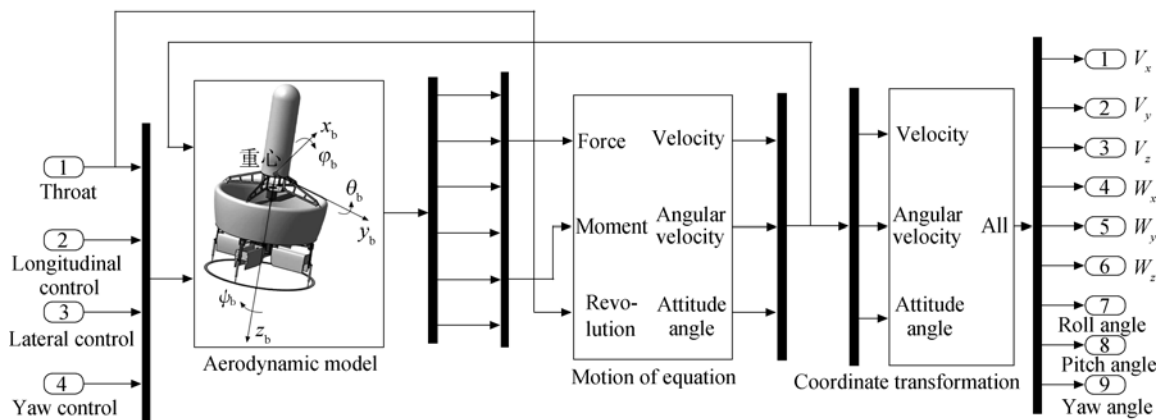


图 6 无人涵道飞行器 Simulink 仿真模型

Fig. 6 Simulink simulation model of unmanned ducted vehicle

2 无人涵道飞行器配平计算分析

在 Simulink 仿真环境下对两种不同重心位置:一个重心位于涵道唇口处(低重心),另一个重心位于涵道唇口上方 0.05 m 处(高重心).无人涵道飞行器在各个飞行状态下进行配平计算分析,求得无人涵道飞行器在不同前飞速度下的配平结果,如图 7~图 9 所示。

图 7 为无人涵道飞行器俯仰角随前飞速度变化情况.无人涵道飞行器在悬停时,俯仰角为 0° ,前飞时,无人涵道飞行器需前倾一定角度,利用涵道螺旋桨推力分量克服前飞阻力.由于无人涵道飞行器内的螺旋桨是刚性的,不能像直升机旋翼一样通过挥舞运动增大桨盘迎角,为了提高前飞速度,无人涵道飞行器需进行较大地纵向姿态操纵.大前飞速度时,无人涵道飞行器升力主要由涵道提供,螺旋桨提供推力,无人涵道飞行器的飞行方式类似固定翼飞机。

图 8 给出了涵道内螺旋桨转速随前飞速度变化趋势.无人涵道飞行器由悬停转入小速度前飞时,无人涵道飞行器的前飞阻力,主要是动量阻力逐步增加,需要无人涵道飞行器增加螺旋桨转速与前倾角以克服前飞阻力.随着无人涵道飞行器前飞速度进一步加大,涵道的迎角减小,无人涵道飞行器的动量阻力减小,所需的螺旋桨转速减小.从图 3(a)可以看出当无人涵道飞行器前飞速度大于 10 m/s 时,涵道螺旋桨的轴向力随前飞速度与前倾角的增加而下降较快,而无人涵道飞行器的前飞阻力在增加,此时需提高螺旋桨转速以提供足够的前飞动力。

图 9 为无人涵道飞行器纵向操纵舵面偏转角随前飞速度变化情况.无人涵道飞行器由悬停转

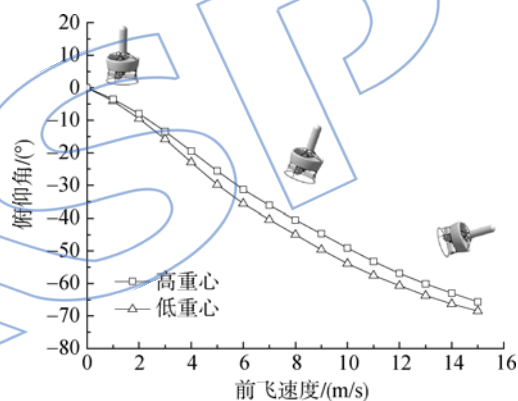


图 7 俯仰角与前飞速度关系

Fig. 7 Relationship of pitch angle and forward speed

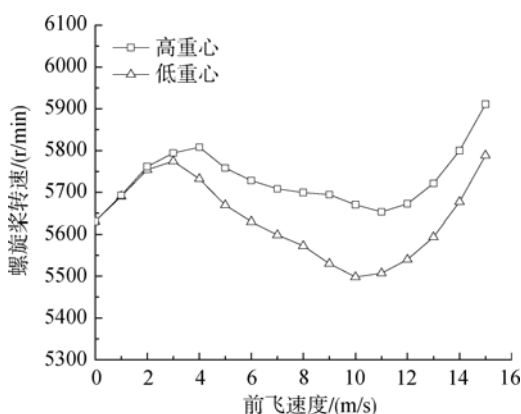


图 8 螺旋桨转速与前飞速度关系

Fig. 8 Relationship propeller's rotating speed and forward speed

向小速度前飞时,受涵道唇口处不对称气流影响会产生较大的抬头力矩,需要对操纵舵面进行较

大的纵向操纵以提供低头力矩. 随着前飞速度进一步增加, 无人涵道飞行器迎角逐步减小, 由图 3 (c)可以看出涵道上产生的俯仰力矩随着迎角减小而快速减小. 另外涵道螺旋桨尾流速度增加, 只需要对操纵舵面进行较小偏转. 在大前飞速度下, 无人涵道飞行器出现纵向反操纵现象.

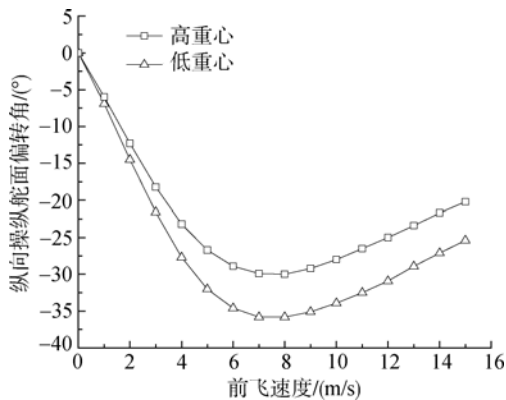


图 9 纵向操纵舵面偏转角与前飞速度关系

Fig. 9 Relationship of offset angles on longitudinal control vanes and forward speed

对比两种不同重心位置的无人涵道飞行器配平特性曲线可以看出, 适当提高重心位置有利于减少无人涵道飞行器的配平难度. 这主要是因为高重心位置能增大操纵舵面的力臂以提高操纵功效, 并可利用涵道的飞行阻力相对重心产生低头力矩来抵消一部分涵道唇口处产生的抬头力矩.

3 无人涵道飞行器稳定性分析

从无人涵道飞行器的配平特性考虑, 无人涵道飞行器的重心布置在在升力面之上, 位于涵道唇口上方. 这种高重心的构型特点使无人涵道飞行器是一种类似倒立摆的自然不稳定体, 需要飞行控制系统进行增稳. 另外, 涵道螺旋桨的气动特性对无人涵道飞行器的飞行稳定性产生了较大影响. 根据吹风试验结果显示, 涵道螺旋桨在小姿态角与大姿态角下的气动导数极性相反, 导致无人涵道飞行器在不同前飞速度时稳定性出现变化.

为了便于说明和理解运动模态的物理特性, 一般将运动方程进行纵横向解耦, 根据无人涵道飞行器的小扰动线性化^[15-16]模型得到无人涵道飞行器在各前飞速度下解耦后的特征根. 将无人涵道飞行器不同前飞速度下的特征值分布绘制于复平面上, 如图 10、图 11 所示. 由于无人涵道飞行器具有轴对称特性, 解耦后的纵横向特征根根轨迹比较相似.

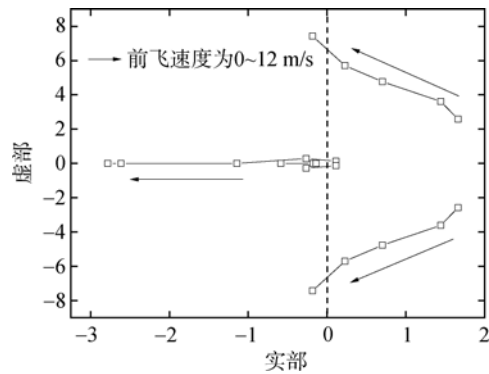


图 10 纵向特征根根轨迹

Fig. 10 Loci of longitudinal eigenvalues

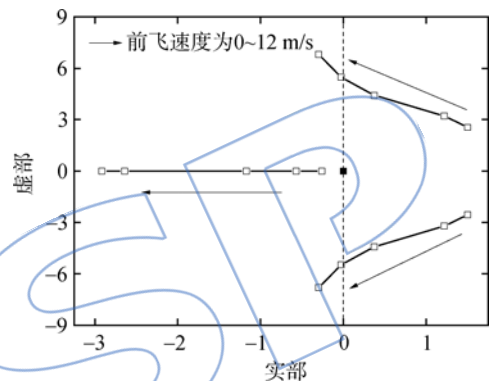


图 11 横向特征根根轨迹

Fig. 11 Loci of lateral eigenvalues

从图 10 可以看出, 在悬停及小速度前飞时, 无人涵道飞行器纵向运动具有 4 个特征值, 2 个负实根对应无人涵道飞行器的迎角与俯仰角, 衰减较快; 共轭复根对应无人涵道飞行器的速度与迎角, 运动周期短而且发散迅速, 倍幅时间约为 0.5 s, 周期约为 2 s. 无人涵道飞行器在悬停及小速度前飞时是很不稳定的, 无人涵道飞行器的速度与姿态将很快发散.

随着前飞速度加大, 无人涵道飞行器纵向特征值从右半平面跃过虚轴进入左半平面. 涵道的气动阻尼随速度增加而加大, 无人涵道飞行器振荡频率加快, 周期变短, 表现为振荡收敛, 对应沉浮模态.

当前飞速度大于 12 m/s 时, 无人涵道飞行器的迎角小于 30°, 无人涵道飞行器的飞行方式类似固定翼飞机, 涵道相当于环形机翼^[17], 操纵舵面相当于尾翼. 无人涵道飞行器重心位于气动中心之前, 无人涵道飞行器纵向稳定性逐渐改善.

图 11 显示在前飞时, 无人涵道飞行器的横向稳定性与纵向稳定性相似. 无人涵道飞行器有位于原点的特征值, 该特征值对应于无人涵道飞行

器的偏航运动. 由于无人涵道飞行器没有偏航阻尼, 无人涵道飞行器对偏航运动具有“随遇平衡”的特点, 使得无人涵道飞行器在前飞时易出现荷兰滚^[18].

通过以上分析可以看出, 无人涵道飞行器在不同前飞速度下飞行稳定性变化较大, 尤其在悬停与小速度前飞状态下稳定性很差, 常规的飞行控制方法难以满足无人涵道飞行器的控制要求, 需采用高鲁棒性的非线性控制方法.

4 结 论

本文以风洞试验研究为基础, 建立一种无人涵道飞行器飞行动力学模型, 对无人涵道飞行器进行了配平计算与稳定性分析, 得到以下结论:

1) 重心位置对无人涵道飞行器的操纵性和稳定性有较大影响, 适当提高无人涵道飞行器重心位置有利于无人涵道飞行器配平与提高操纵功效, 但降低了无人涵道飞行器的稳定性.

2) 无人涵道飞行器在前飞时, 俯仰力矩随着前飞速度增大呈现先增大后变小的趋势, 处于涵道螺旋桨尾流中的操纵舵面纵向偏转角也呈现类似规律, 使得无人涵道飞行器在大前飞速度下出现反操纵现象.

3) 无人涵道飞行器在悬停及小速度前飞时, 无人涵道飞行器是一种类似倒立摆的自然不稳定体, 而且气动阻尼较小, 无人涵道飞行器的飞行稳定性较差. 随着前飞速度增加, 无人涵道飞行器的气动阻尼增加, 飞行稳定性改善, 无人涵道飞行器的飞行需要高鲁棒性的非线性飞行控制系统进行辅助.

参考文献:

- [1] Moshier M, Bulaga R. Wind tunnel performance investigation of the solo trek XfV ducted fan system[R]. Arlington, VA: Defense Advanced Research Projects Agency Defense Sciences Office (DARPA/DSO), 2001.
- [2] Abrego A I, Bulaga R W. Performance study of a ducted fan system[R]. San Francisco: Proceedings of AHS Aerodynamics, Acoustics, Test and Evaluation Technical Specialist Meeting, 2002.
- [3] Harris R. Investigation of control effectors for ducted fan VTOL UAVs[D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [4] Lind R, Nathman J K, Gilchrist L. Ducted rotor performance calculations and comparisons with experimental data [R]. Reno, Nevada: 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [5] Chang I C, Rajagopalan R G. CFD analysis for ducted fans with validation[R]. Orlando, Florida: 21th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2003.
- [6] Martin P, Tung C. Performance and flow field measurements on a 10-inch ducted rotor VTOL UAV[R]. Baltimore: American Helicopter Society 60th Annual Forum, 2004.
- [7] 李建波, 高正, 唐正飞, 等. 涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 164-168.
LI Jianbo, GAO Zheng, TANG Zhengfei, et al. Experimental investigation on lift and drag of ducted fan system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(2): 164-168. (in Chinese)
- [8] 李建波, 高正. 涵道风扇空气动力学特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 36(6): 680-684.
LI Jianbo, GAO Zheng. Aerodynamic characteristics analysis of ducted fan [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 36(6): 680-684. (in Chinese)
- [9] Allen H J, Perkins E W. A study of effects of viscosity on flow over slender inclined bodies of revolution[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA Report 1048, 1949.
- [10] Graf W E. Effects of duct lip shaping and various control devices on the hover and forward flight performance of ducted fan UAVs[D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2005.
- [11] Fleming J, Jones T, Ng W. Improving control system effectiveness for ducted fan VTOL UAVS operating in crosswinds[R]. AIAA-2003-6514, 2003.
- [12] Roskam J. Airplane flight dynamics and automatic flight controls; Part I chapters 1 through 6 [M]. Lawrence: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1979.
- [13] 吴大为, 王亮. 微型螺旋桨滑流内舵面操纵特性实验研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(5): 567-572.
WU Dawei, WANG Liang. Experimental investigation on plain flap control characteristics in slipstream of small scale propeller[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(5): 567-572. (in Chinese)
- [14] Tobias E L. Development of modeling and simulation tools for analysis of ducted fan aircraft[D]. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2008.
- [15] 高正, 陈仁良. 直升机飞行力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [16] 普劳蒂. 直升机性能及稳定性和操纵性[M]. 高正, 陈文轩, 施永立, 等译. 北京: 航空工业出版社, 1990.
- [17] Fletcher H S. Experimental investigation of lift, drag and pitching moment of five annular airfoils[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA TN 4117, 1957.
- [18] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.