

小型涵道式无人机的研究进展

李远伟, 奚伯齐, 伊国兴, 王常虹

(哈尔滨工业大学 空间控制与惯性技术研究中心, 哈尔滨 150080, liyuanwei_1982@163.com)

摘要: 结合涵道式无人机发展现状阐述涵道式无人机的优点, 对无人机飞行机理进行分析, 结合动力学分析建立涵道式飞行器的数学模型, 设计控制器并进行了飞行试验. 结果表明: 涵道风扇布局飞行器具有较好的悬停性能, 在悬停和小角度机动时, 各通道之间的耦合可以忽略不计.

关键词: 涵道式无人机; 空气动力学特性; 飞行控制系统; 飞行试验

中图分类号: V249.1

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2010)05-0700-05

Recent researches on small ducted fan UAV

LI Yuan-wei, XI Bo-qi, YI Guo-xing, WANG Chang-hong

(Space Control and Inertial Technology Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China, liyuanwei_1982@163.com)

Abstract: The merit of ducted fan UAV is addressed through the illustration of recent researches on it. The flight mechanism of ducted fan vehicles is probed, then a mathematical model of the vehicle is constructed based on the analysis of aerodynamic characters for all the components of the vehicle. The controller is designed and implemented in the flight testing. The results show that the ducted fan UAV has good character of hovering, and there is little cross-coupling between the roll and pitch channels in hovering and maneuvering at a small pitch angle, which can be ignored.

Key words: ducted fan UAV; aerodynamic character; flight control system; flight testing

涵道无人机具有垂直起降和悬停的飞行特性, 在体积、隐蔽性和飞行性能上都具有鲜明的特点, 已成为当今微小型无人机研究开发领域的研究热点.

1 无人机发展

无人机是指不搭载操作人员的一种动力空中飞行器. 无人机采用空气动力为飞行器提供所需的升力, 能够自动飞行或进行远程引导; 既能一次性使用也能进行回收; 能够携带致命性或非致命性有效负载. 弹道或半弹道飞行器、巡航导弹和炮弹不能看作是无人空中飞行器.

无人机之所以深受各国青睐, 究其原因在于它相对于有人飞机具有不可比拟的优点: 无人机不受人为因素(如过载因素)的制约, 因而可以最大限度地发挥它的性能; 通过提高机动性能来增加隐蔽性和提高生存能力, 例如无人侦察机在恶劣的气候条件下可以潜入敌目标上空进行昼夜侦察, 及时提供战场信息; 无人机造价低廉, 通常一架无人机的造价在几十万美元, 至多几百万美元, 而且其使用、维护费用低, 而有人飞机由于考虑了人的因素, 动辄上千万美元; 操作灵活, 机动性好, 可以完成许多特殊的任务. 未来无人机在军事和民事上都有广泛的应用前景. 在军事领域, 采用无人机进行作战和侦察, 可以减少人员的伤亡, 还能具有超高过载的机动能力, 有利于攻击和摆脱威胁. 在民用领域, 无人机可以完成资源勘测、灾情侦察、通信中继、环境监测等繁重、重复或具有一定危险的任务.

收稿日期: 2009-04-01.

基金项目: “十一五”国防预研项目.

作者简介: 李远伟(1982—), 男, 博士研究生;

王常虹(1964—), 男, 教授, 博士生导师.

1.1 国外涵道式无人机研究现状

1.1.1 Cypher 无人机

如图 1 所示,Sikorsky 公司 Cypher 无人机飞行平台采用共轴双桨涵道式布局,机体扁平,涵道长径比较小,在平飞时涵道可以提供一部分升力,平台的飞行姿态控制是通过螺旋桨的周期变距装置来实现的.

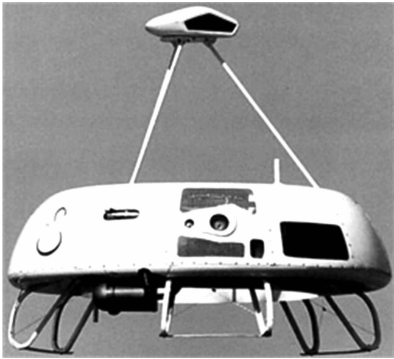


图 1 Cypher 无人机

1.1.2 OAV

2001 年,美国防高级研究计划局 (DARPA) 启动了建制无人机 (Organic Air Vehicle, OAV) 计划^[1].“极光”飞行科学公司、英航宇系统公司和霍尼韦尔公司被授予了阶段 I 的竞争性合同,开发和演示一种仅采用涵道风扇技术实现悬停和凝视能力的“未来战斗系统”II 级无人机原型.美国极光公司 (Aurora Flight Sciences) 的金眼 (Golden eye)2100 涵道无人机采用了尾部稳定翼以及涵道外部可拆卸的活动机翼,这样做的目的是提高其在平飞状态时的飞行稳定性和飞行速度.霍尼韦尔公司的 Kestrel 涵道无人机^[2],是该公司参与 OAV 竞标的早期方案,该方案将油箱布置在涵道入口的两侧,涵道长径比较小,控制舵片远离涵道出口,整机质量 <5.5 kg.联合航宇公司早期曾研制出一种涵道风扇无人机,新型无人机是根据美国的“建制无人机 - II” (OAV - II) 研制的,霍尼韦尔公司的 OAV - II 无人机经过了完全重新设计.该无人机的外形加大,载重量提高,有效载荷可达 9 kg. OAV - II 飞行器使用一个 30 kW 的重油发动机来驱动,并且可以续航 2 h、飞行 16 km.其上有有效负载包括一套激光雷达障碍规避系统和带有激光测距仪/指示器的光电/红外传感器 (见图 2).



图 2 “金眼”、OAV、OAV - II

另外英国还研制了一种碟式无人机,如图 3,该无人机还在室内实验阶段.



图 3 碟式无人机

1.1.3 “扇尾”(Fantail)无人机

新加坡也推出了自己的涵道风扇无人机 Fantail (见图 4),包括“扇尾”3000 和“扇尾”5000 垂直起落无人机.“扇尾”5000 从 2001 年开始研制,机体结构比 3000 型更简单也更轻,但全重由后者的 3 kg 增至 5.5 kg,这是因为采用了一台更大的发动机并提高了有效载荷能力.该机可搭载 400 g 有效载荷,最大平飞速度 111 km/h (比 3000 型快),可在 5 km 半径处盘旋 30 min. 该机具有垂直起降以及水平高速飞行的能力.在结构上,该无人机涵道长径比较小,涵道出口处周向布置了六片控制舵,用于转矩的平衡;在控制舵片下方还安装有呈十字布放栅格尾翼,用于控制无人机的飞行姿态.



图 4 新加坡 Fantail 5000 无人机

1.2 国内研究现状

与国外的研究成果相比,我国在涵道式无人机方面的研究起步较晚,仍处于起步阶段,还有很多关键技术问题尚在初步的摸索研究中.南京航空航天大学通过风洞实验分析了涵道风扇升力系统的升阻特性,指出涵道风扇作为升力装置仅适合于强调悬停和低速飞行性能的飞行器,对涵道式无人机的设计有很大的指导意义^[3-4].

本文研制的小型涵道式无人机,是基于美国 i - star^[5] 的原理设计的,目前处于实验阶段,并取得了较好的实验结果.

2 涵道式无人机结构设计与动力学分析

2.1 涵道式无人机总体布局

无人机为涵道风扇式结构,主要由上载荷仓、

下载荷仓、涵道风扇系统和着陆架 4 部分组成,如图 5 所示.上部为圆柱形载荷仓,可以用来安装摄像装置、飞行控制器以及各种电子设备供电电源等,涵道中间安装了活塞发动机、螺旋桨以及导流片等.发动机可以采用油机,也可采用电动机,主要取决于整个结构的质量,如果整体质量在 5 kg 以下,可以考虑采用电池动力发动机,若质量大于 5 kg,采用油发动机,可以延长飞行时间.螺旋桨为定距桨,由发动机直接驱动.下部载荷仓内部装载了姿态测量传感器(包括 3 轴陀螺仪、3 轴加速度计以及 3 轴磁强计)、GPS 模块、气压传感器等,分别用来提供无人机姿态信息、地理位置、地速信息和气压高度信息,另外,在下载荷仓下平面安装了超声波传感器用以测量超声波高度信息,用来控制无人机的起飞和降落.涵道内部是周向分布的 12 个导流片,控制舵片分布在导流片的下方,用来产生滚转、俯仰和偏航力矩.下面具体分析各部分的气动特性^[6-7].

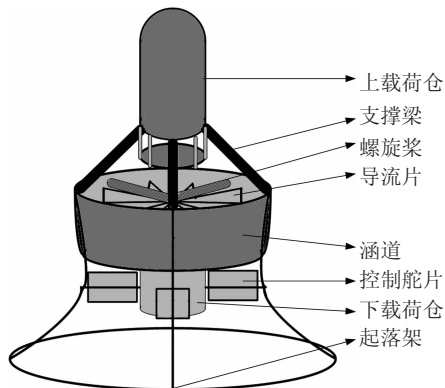


图 5 涵道式无人机结构

2.2 涵道风扇系统

涵道可以看作是一种环形机翼,将飞行器的升力系统和推进系统有效地结合起来,在低空速下增加飞行器的推力,当无人机前飞时又可以提供气动升力,以平衡重力,使螺旋桨提供的升力大部分转化成前进的动力,提高了效率^[8].

与普通的旋翼相比,涵道式旋翼除了旋翼产生拉力外,涵道壁还产生附加升力.普通螺旋桨产生的滑流会耗散一部分功率,而涵道可有效地将螺旋桨滑流转换成推力,这是同等直径的涵道风扇效率大于螺旋桨的一个原因.涵道气动结构设计的好坏决定了涵道升力系统的效率,影响涵道气动效率的结构参数主要有:涵道出口面积与螺旋桨桨盘面积之比,涵道剖面翼型以及涵道截面的长宽比.

在无人机处于悬停状态时,螺旋桨是提供升力的唯一动力来源,在机体坐标系中,螺旋桨产生

的拉力

$$T_{\text{fan}} = \int_{r_2}^{r_1} \frac{1}{2} N_b \rho \omega_p^2 c C_L(\alpha) r^2 dr. \quad (1)$$

其中: N_b 为螺旋桨桨叶数量, ρ 为空气密度, ω_p 为螺旋桨转速, c 为螺旋桨桨叶弦长, $C_L(\alpha)$ 为升力系数,由于螺旋桨桨叶的攻角随着距桨轴的距离的变化而变化,因此 $C_L(\alpha)$ 是攻角 α 的函数,文献^[9]指出升力系数 $C_L(\alpha)$ 与攻角 α 的关系^[9]如下:

$$C_L(\alpha) = C_{L0}\alpha^2 + C_{L1}\alpha + C_{L2}.$$

C_{L0}, C_{L1}, C_{L2} 为常数.螺旋桨产生的扭矩为

$$M_{\text{fan}} = \frac{1}{2} N_b \rho \omega_p^2 c \int_{\text{blade}} C_{D,\text{prop}} r^3 dr.$$

在悬停状态时,气流从正上方通过涵道时,其产生的升力或阻力都不能转化成无人机的升力,所以它本身并不产生升力,它能够增加升力主要是由于它能加速气流通过螺旋桨的速度来达到增加升力的作用.涵道限制了气体的自由流动,在设计中尽量使螺旋桨的直径接近于涵道的内径以减小螺旋桨桨尖和涵道内壁之间的距离,这样会大大降低桨叶的翼梢部位的气流绕流,从而提高螺旋桨的效率.增加旋翼的有效长度,设涵道的存在使螺旋桨的效率提高了 η , 所以涵道风扇系统产生的升力总和为

$$T = (1 + \eta) T_{\text{fan}}.$$

当无人机做前飞时,涵道本身也会产生升力和阻力,计算方法与固定翼飞机的机翼升力和阻力的计算方法一致,这也是涵道式无人机的最大优点.当高速前飞时,涵道本身可提供很大的升力,以平衡机体的重力,使螺旋桨的拉力可以大部分用来提供前飞的动力,提高了效率.

2.3 导流片

由于螺旋桨的挥舞,不仅会产生升力,同时也会有阻力,根据陀螺效应产生反扭矩,使无人机机体绕 Z 轴向与螺旋桨旋转方向相反的方向缓慢转动,而且随着螺旋桨转速的增大,反扭矩也会越大.涵道无人机可以采用共轴的双旋翼等速对转来相互抵消螺旋桨旋转产生的转矩,但是这种方式需要两套动力系统或者通过复杂的传动机构来实现双旋翼的对转.在本文研究的涵道式无人机采用了导流片偏转一定角度来平衡螺旋桨产生的扭矩,结构简单.在涵道中部对称地安装了 12 个导流片,它们只产生偏航偏转力矩^[10]:

$$M_r = 0.5 \rho c v_i^2 C_L(\alpha_{\text{opt}}) S l.$$

其中: v_i 为诱导速度, S 为导流片有效面积, α_{opt} 为攻角, l 为气压中心到无人机质心的距离.由 $M_{\text{fan}} = M_r$

得

$$\frac{1}{2}N_b\rho\omega_p^2c_{\text{prop}}\int_{\text{blade}}C_{D,\text{prop}}r^3dr=$$
$$\frac{1}{2}\rho cv_i^2C_L(\alpha_{\text{opt}})SL.$$

(2)

由于,

$$T=2\rho Av_i^2,$$

其中 A 为旋翼桨盘的面积.又由式(1)得 $T\sim\omega_p^2$,代入(2)可知 $C_L(\alpha_{\text{opt}})$ 与 ω_p 无关,进一步可得 α_{opt} 与 ω_p 无关,即导流片的初始偏转角度与螺旋桨转速无关,因此只要导流片初始角度确定后,导流片的角度就可以固定,不随着螺旋桨转速变化而变化.

2.4 控制舵片

无人机利用控制舵面的偏转角度来产生滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩,从而实现对无人姿态的控制.舵面的偏转角度不仅会产生姿态控制力矩,而且会减小螺旋桨的升力,同时会产生水平方向上的力使无人机在水平面内产生运动.舵片产生的升力和阻力可以按照常规的固定翼机翼来计算.

$$F_L=\frac{1}{2}\rho v_i^2SC_L(\alpha),$$

$$F_D=\frac{1}{2}\rho v_i^2SC_D(\alpha).$$

在悬停状态下,没有侧风干扰时,控制舵片的攻角即为舵的偏角.当然,考虑水平高速机动的情况下,就必须考虑水平方向气流速度对舵片的气动影响.

3 涵道式无人机控制系统设计

与直升机不同,涵道式无人机桨距固定,螺旋桨转速用来控制机体的升降运动,姿态控制是通过涵道下洗流对固定或可调翼板的作用力来实现,控制舵片的操纵是通过固定在涵道尾部的舵机实现的,通过这些导流板的耦合作用可以产生飞行器姿态控制力和控制力矩.飞行姿态可以是悬停,也可以是近似的高速平飞,这也是该类飞行器在飞行性能上有别于周期变距飞行器的最大特点.

无人机六自由度运动学方程如下:

$$\begin{cases} m(\dot{u}+qw-rv)=\Sigma F_x, \\ m(\dot{v}+ru-pw)=\Sigma F_y, \\ m(\dot{w}+pv-qu)=\Sigma F_z; \\ I_x\dot{p}-(I_y-I_z)qr-I_{xz}(pq+r)=\Sigma M_x, \\ I_y\dot{q}-(I_z-I_x)rp+I_{xz}(p^2-r^2)=\Sigma M_y, \\ I_z\dot{r}-(I_x-I_y)pq-I_{xz}(\dot{p}-qr)=\Sigma M_z; \end{cases}$$

(3)

$$\begin{cases} I_x\dot{p}-(I_y-I_z)qr-I_{xz}(pq+r)=\Sigma M_x, \\ I_y\dot{q}-(I_z-I_x)rp+I_{xz}(p^2-r^2)=\Sigma M_y, \\ I_z\dot{r}-(I_x-I_y)pq-I_{xz}(\dot{p}-qr)=\Sigma M_z; \end{cases}$$

(4)

$$\dot{\phi}=p+q\sin\phi\tan\theta+r\cos\phi\tan\theta,$$
$$\dot{\theta}=q\cos\phi-r\sin\phi,$$
$$\dot{\varphi}=(1/\cos\theta)(q\sin\phi+r\cos\phi).$$

将无人机所受到的力和力矩带入式(3)、(4),即得到无人机的数学模型.

无人机飞行控制系统采用串联的PID控制方案,内环实现角速率稳定控制,外环实现姿态角控制,以俯仰通道为例,控制框图见图6.

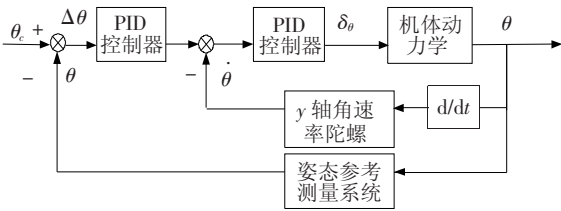


图6 姿态控制框图

飞行试验结果如图7~9所示,其中点划线表示输入的指令,实线表示飞行器姿态响应曲线.由实验结果可以看出:在小角度机动范围内,无人机的姿态响应很好地跟踪了系统的输入指令;同时,在悬停和小角度机动时,各通道之间的耦合很小,可以忽略不计.以上结论都是在小角度机动下得到的试验结果,在高速前飞状态时,必须考虑各个

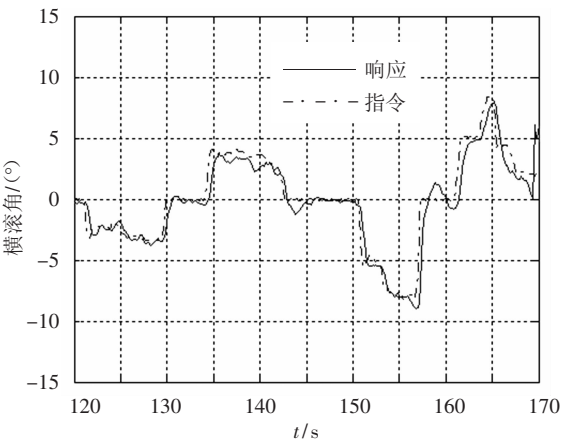


图7 滚转角姿态响应

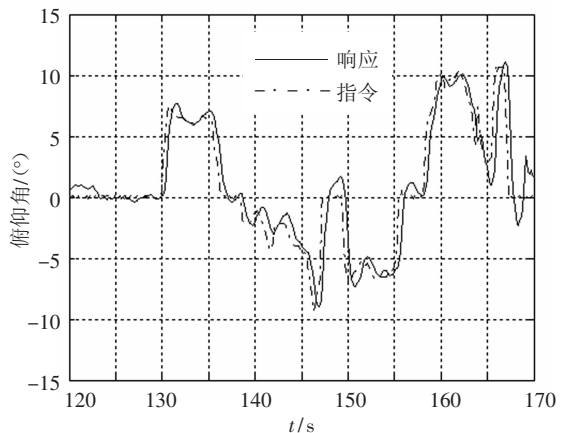


图8 俯仰角姿态响应

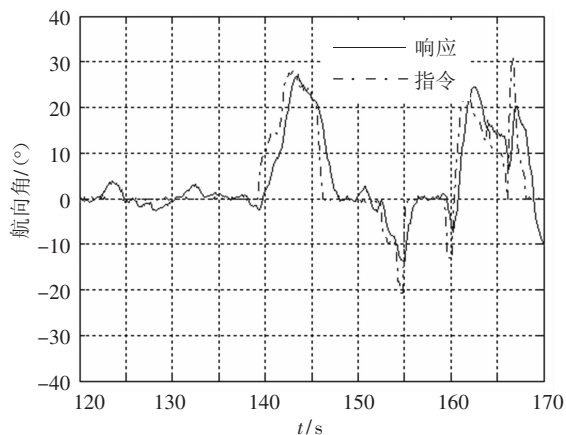


图 9 偏航角姿态响应

通道之间的耦合。

4 结 论

1) 在小角度机动下,根据简化模型设计的控制器完全满足小角度范围内的姿态跟踪性能,此时各通道之间的耦合可以忽略不计。

2) 针对大角度高速前飞状态下的流场分析,以及此时涵道风扇系统的升力、阻力的计算方法,还没有成熟的理论分析和计算方法,目前都是基于实验方法得到的结果,因此有待于进一步研究。

3) 在阵风影响下无人机的悬停控制方法也是亟待解决的一个问题。

参考文献:

[1] Office of the Secretary of Defense. Unmanned aircraft systems (UAS) roadmap 2005 – 2030 [R]. Washington: [s. n.], 2005.

[2] SPAULDING C M. Nonlinear inversion control for a ducted fan UAV [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005: 1 – 23.

[3] 李建波, 高正, 唐正飞. 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.

[4] 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, 37 (6): 680 – 684.

[5] PAUL Y O, JOYCE M, GALLAGHER J. Designing an aerial robot for hover-and-stare surveillance [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005: 1 – 23.

[6] JOHNSON E N, TURBE M A. Modeling, control, and flight testing of a small ducted fan aircraft [C]//2005 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005: 1 – 23.

[7] LOFTIN L K J. Airfoil section characteristics at high angles of attack [R]. [S. l.]: National Advisory Committee for Aeronautics, 1954: Technical note 3241.

[8] YAGGY P F. Aerodynamics of a tilting ducted fan configuration [R]. NASA TN D-981, 1961.

[9] ALPMAN E, LONG L N, KOTHMANN B D. Toward a Better Understanding of Ducted Rotor Antitorque and Directional Control in Forward Flight [G]//American Helicopter Society 59th Annual Forum. Phoenix, Arizona: [s. n.], 2003.

[10] WEIR R J. Aerodynamic design considerations for a free-flying ducted propeller [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Washington DC: [s. n.], 1988: No. 88 – 4377 – CP.

(编辑 杨 波)