

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.04.021

一种圆翼飞行器风洞实验与随动机制

齐贤德¹ 程昭武¹ 白存儒²

(1. 中国航空博物馆,北京,102211;2. 西北工业大学航空学院,西安,710072)

摘要:阐述了圆翼随动机制的基本原理,研制了无人验证机,并进行了风洞实验研究。结果表明:可以绕其圆心自由转动的圆形机翼(简称“圆翼”)能随其两侧气动阻力的不平衡而转动,从而消除翼面上的侧滑效应。采用这种气动结构的飞机具有绕其立轴转动,在转弯时可实现机翼无倾斜的航向机动能力。圆翼相对其任一轴线都是对称的。当机头偏离航向线而发生侧滑时,与机身同轴的圆翼在气动阻力的作用下,向反方向转动,以新的纵轴对正航向,继续保持机翼的气动平衡。

关键词:新概念飞机气动布局;圆形机翼飞机;圆形随动机翼;超机动飞行

中图分类号:V21 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2015)04-0613-06

Wind Tunnel Experiment and Passive Rotation of Round Wing Aircraft

Qi Xiande¹, Cheng Zhaowu¹, Bai Cunru²

(1. China Aviation Museum, Beijing, 102211, China;

2. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China)

Abstract: An unmanned aerial vehicle is developed and the wind tunnel test is carried out to illustrate the basic principle of circular wing servo-mechanism. Test results show that the circular wing (rounded wing) rotating around its center, can twirl therewith due to the imbalance of aerodynamic resistance from both sides, thus it eliminates the sliding effect of wing surface. Aircraft with this kind of aerodynamic structure possesses head mobility without leaning wing when it rotates around its vertical axis. Circular wing is symmetrically relative to its axis. During the nose deviation from route, circular wing, sharing the same axis with fuselage, rotates to the opposite direction under the aerodynamic resistance, to enter the course in new longitudinal axis and maintain the aerodynamic balance of wings.

Key words: new concept aircraft aerodynamic configuration; round wing aircraft; passive rotary round wing; supermaneuver flight

2013年8月27日,俄罗斯的第五代战斗机T-50完成了所谓的“平螺旋”动作。目前,俄罗斯的苏-37、米格-29OVT和美国的X-29实验机都在进行小半径、机翼无倾斜转弯的实验。

尽管超视距攻击将成为未来空战的主要模式,空空导弹也已具备全向攻击和越肩发射的功能,但有关各国在提高战斗机机动飞行能力方面的努力并未放松,而且更加重视对非常规机动飞行动作的探索。

现代战斗机的设计,正在极力地追求高机动飞行能力。究其目的,是为了尽可能地快速改变飞机的航向,借以使机头快速指向目标或规避敌方的攻击。因为在未来信息饱和的空战环境中,要想先发制胜和躲过敌方导弹的攻击,仍需要有非凡的航向机动能力,而且在第一波的超视距攻击之后,漏网的飞机展开近距离格斗也是不可避免的。

常规飞机的航向机动是以机翼倾斜,利用升力的水平分力起向心力作用来完成的。要缩短盘旋

半径,提高盘旋角速率,就要拉杆增大飞机的迎角和升力。然而,在高速飞行时,提高升力的潜力有限。这就是高机动飞行技术进步缓慢的重要原因之一^[1]。

如果让飞行员蹬舵,使机头绕飞机立轴转动,只需几秒的时间就可以改变航向 360°。但当飞行员蹬舵,使飞机产生偏航角时,飞机的方向安定性使飞机停留在一个侧滑角上,侧滑角效应又使飞机向转弯一侧倾斜并下降。

矢量推力技术的应用,可以提供足够的方向操纵力矩来完成水平转弯,再利用电传操纵系统控制飞机的平衡。不过这样的飞发一体化控制系统为了保证在不同的发动机推力、飞行速度和飞行姿态下控制飞机平衡,其软件设计异常复杂。前面提到的几种飞机所做的水平转弯,只是在一定条件下的表演动作,距离实战应用还很远^[2]。

本文提出的圆翼随气动布局,可以很好地完成持续、稳定的水平转弯,为实现高机动飞行开辟了一条可行的出路。高机动飞行通过扩大飞机临界迎角和可用升力来提高机动飞行能力,超机动飞行希望超过失速迎角仍能实现机动飞行,而圆翼随动布局试图不借助机翼升力的参与进行机动飞行。

1 原理分析

迄今,实用的飞机仅能完成沿或绕其纵轴的加速运动。例如,常规飞机转弯时,首先让飞机绕纵轴滚转,使机翼倾斜,再利用升力的水平分力起向心力作用,进入转弯运动。这样的机动在提高盘旋角速率时,受到飞机的最大可用升力、发动机可用功率和飞机与飞行员承受过载能力的限制,因而无法满足机头快速指向目标的要求^[3]。

飞机盘旋一周的时间为

$$t = \frac{2\pi r}{v} \quad (1)$$

式中: r 表示盘旋半径; v 表示盘旋速度。

盘旋半径

$$r = \frac{2G}{C_L \rho g S \sin \beta} \quad (2)$$

式中: G 表示飞行重量; C_L 表示升力系数; ρ 表示空气密度; g 表示重力加速度; S 表示机翼面积; β 表示飞机倾斜坡度。

将式(2)代入式(1)中

$$t = \frac{4\pi G}{C_L \rho g S v \sin \beta} \quad (3)$$

由式(3)看到:既定飞机在一定高度上以一定速度盘旋时,为了得到最短盘旋时间,飞行员只有保持

盘旋极限坡度 70°左右,拉杆增加 C_L 值,缩短盘旋时间的努力已趋于极限,也就是说盘旋坡度不可能达到 90°。最先进的高机动飞机盘旋一周的时间也需要 20~30 s。

如果让机头绕立轴转动,几秒钟的时间内就能完成盘旋一周的任务。但当飞行员操纵方向舵偏转提供方向操纵力矩,使机头绕立轴偏转时,因产生侧滑角而引来新的问题。此时,飞机垂直安定面产生方向安定力矩,同时飞机在偏转过程中形成阻转力矩。当方向安定力矩与阻转力矩之和等于方向操纵力矩时,飞机就保持在一个侧滑角上。侧滑外翼先是因旋转而增加了与气流的相对速度,而且形成侧滑角后,侧滑前半翼即通常所说的外翼上的相对气流较后半翼平顺,升力随之增加。于是飞机向飞行员蹬舵一侧即机头偏转一侧倾斜并下降高度,因为全机阻力增加,速度减小,升力下降。所以常规飞机不能靠蹬舵实现水平转弯。

2 方案设计

2.1 物理模型

采用圆形机翼装于机身背部上方,通过环形轨道和轴承,使其可以绕自身的圆心自由转动,也就是上半翼可相对下半翼运动。在飞机侧滑中,前半翼升力增加,阻力也同时增加,前、后机翼的阻力差相对于圆翼的圆心形成力矩,迫使前半翼后退,使其升力与阻力减少至与后半翼相平衡。于是飞机就沿着新的机翼纵轴前进。圆形相对于其任一直径都是左右对称的,所以随气动载荷变化而转动的圆形机翼有可能以其任一直径作为纵轴仍能保持两侧翼面的气动力平衡。这就是圆翼随动的概念。这样气动布局的飞机,当其绕立轴纵轴偏转时,发动机的推力线也随之变化,并推动飞机沿小半径转弯,从而改变航向线。各时序的推力线恰好是转弯航线当时的切线。而在整个转弯过程中,圆翼始终保持水平。

飞机在绕立轴转动中,圆翼在两侧气动阻力差异的作用下,不断以新的纵轴对正相对气流,消除机翼上表面的侧滑效应,保证了飞机的平衡。

为便于分析,现将以上方案简化为上下重叠的两个同心共轴、同半径、质量均匀分布、可绕通过圆心并垂直于盘面的轴转动的圆盘物理模型。其上盘代表圆形机翼,下盘代表机身与动力装置组合。它们的转动惯量 I 为

$$I = \sum m_i r_i^2 \quad (4)$$

式中: m_i 代表第 i 个质点的质量; r_i 代表第 i 个质点到转轴的距离。

用积分代替求和

$$dm = d(\rho\pi r^2) = 2\pi\rho r dr$$

$$I = \int_0^R r^2 dm = \int_0^R r^2 \cdot 2\pi\rho r dr = 2\pi\rho \int_0^R r^3 dr = 2\pi\rho \cdot \frac{1}{4}R^4 = \frac{1}{2}\rho\pi R^2 \cdot R^2 = \frac{1}{2}mR^2 \quad (5)$$

式中: m, R 分别表示圆盘的质量和半径; ρ 表示物体密度; r 表示体元至转轴的距离。

现以转动角速度 ω 表示定轴转动的动能 T

$$T = \frac{1}{2}I\omega^2 = \frac{1}{4}mR^2\omega^2$$

当下盘即机身绕垂直轴转动,也就是飞机偏航时,上盘即圆翼按照牛顿第三定律向反方向转动。它们的转动动能 T 分别以 $T_{\text{上}}$ 和 $T_{\text{下}}$ 表示: $T_{\text{上}} = T_{\text{下}}$,即 $\frac{1}{4}m_{\text{上}}R^2\omega_{\text{上}}^2 = \frac{1}{4}m_{\text{下}}R^2\omega_{\text{下}}^2$,化简: $m_{\text{上}}\omega_{\text{上}}^2 = m_{\text{下}}\omega_{\text{下}}^2$, $\omega_{\text{上}}/\omega_{\text{下}} = \sqrt{\frac{m_{\text{下}}}{m_{\text{上}}}}$ 。即上、下盘的旋转速度与二者的质量平方根成反比。

2.2 实验模型

实验模型为木质模型。圆形机翼下表面为平面、上表面外沿为半椭圆曲线,中间为平面。水平尾翼与升降舵、垂直尾翼与方向舵用金属铰片连接,并根据需要用不同角度的铰片实现不同的升降舵偏转角和方向舵偏转角。实验模型长度 0.621 6 m,翼展 0.45 m,展弦比 1.27。实验模型参数由中国航空博物馆提供。圆形机翼飞机模型尺寸见图 1,其模型实物示意图见图 2。

2.3 实验风洞

实验风洞为西北工业大学低(变)湍流度风洞(Low(variable)turbulence wind tunnel, LT-WT),见图 3。LTWT 风洞流场品质优良,满足国军标要求。该风洞具有单独的三元实验段和串列的二元、三元实验段布局。

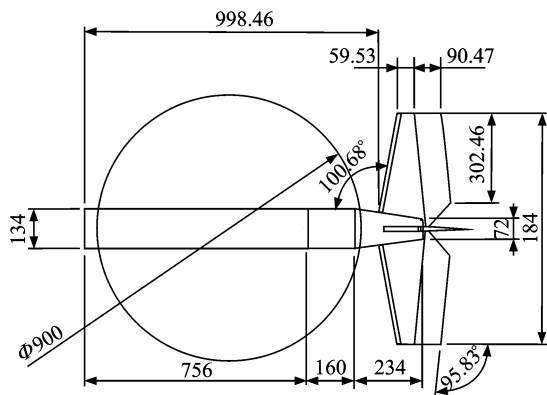
本次实验在 LTWT 风洞的三元实验段中进行,三元实验段尺寸为 1.05 m×1.2 m×2.8 m。风速 5~25 m/s。

2.4 实验天平

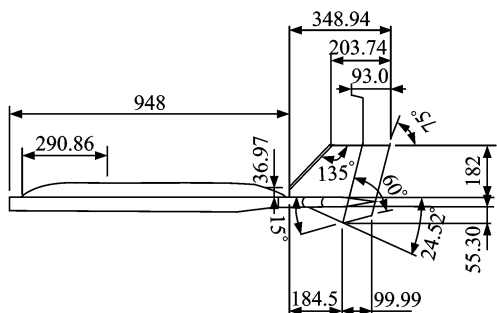
实验中采用的天平为:西北工业大学低湍流度风洞 $\Phi 12$ 高精度专用天平,该天平由中国空气动力研究与发展中心设计并加工制造,升力设计载荷 100 N,阻力 35 N,力矩载荷 4.0 N·m。

2.5 实验状态

圆形机翼模型在无舵面偏转角下分别进行 3



(a) 风洞模型俯视图



(b) 风洞模型侧视图

图 1 圆形机翼飞机模型尺寸示意图

Fig. 1 Dimension diagram of circular wing aircraft model



图 2 圆形机翼飞机模型实物示意图

Fig. 2 Physical model of circular wing aircraft

个雷诺数状态下的测力实验,实验雷诺数为 2.39×10^5 ($v=10$ m/s), 3.59×10^5 ($v=15$ m/s), 4.79×10^5 ($v=20$ m/s)。在实验雷诺数为 3.59×10^5 时,分别进行了有方向舵偏转角、升降舵偏转角的测力实验,以及无舵面偏转角、有侧滑角的测力实验。

3 风洞实验

为了检验圆形机翼外形能否适应未来战斗机的气动要求,2011 年在西北工业大学 LTWT 风洞,对圆形机翼的气动特性进行了较广泛的探索。实验结果证明其具有乐观的前景^[4-5]。

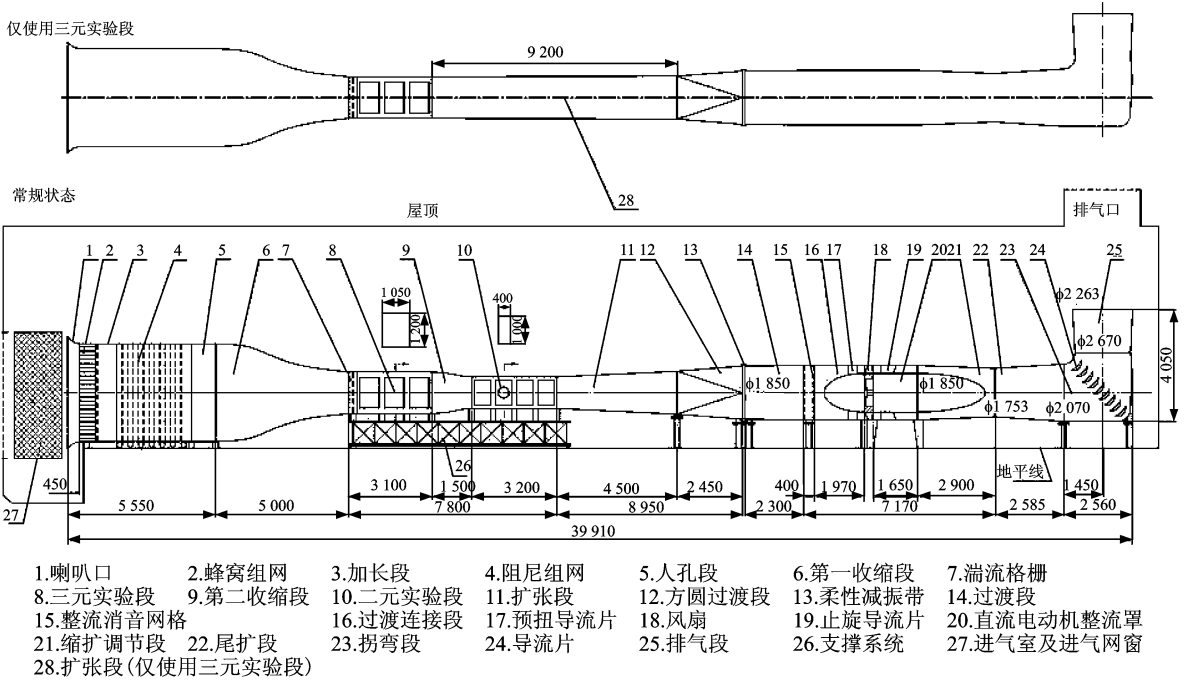


图3 西北工业大学低(变)湍流度风洞布局示意图

Fig. 3 Low (variable) turbulence wind tunnel layout in Northwest Polytechnical University

3.1 气动效率

圆形机翼的展弦比(λ)极低

$$\lambda = D/b_{\text{平均}} = D^2/D \cdot b_{\text{平均}} = (2r)^2/S = 4r^2/\pi r^2 \approx 1.27 \quad (6)$$

式中: D 表示翼展或直径; $b_{\text{平均}}$ 表示平均气动弦; S 表示机翼面积; r 表示圆翼半径。最大升阻比为

$$K_{\text{最大}} = \frac{1}{2} \sqrt{\pi\lambda/Cx_0} \quad (7)$$

式中: Cx_0 表示零升阻力。

人们直观地担心圆翼的 $K_{\text{最大}}$ 较小,不利于亚声速巡航。风洞实验结果表明:圆翼的 $K_{\text{最大}}$ 可以达到8~13,与中等展弦比 $\lambda \geq 3$ 的机翼相当;其 $K_{\text{最大}}/Cx_0 \approx 150^{[6]}$,国外的这一实验数据约为110^[7],说明它能适应广阔的飞行包线。

3.2 非线性升力

图4为风洞实验报告(LTWT-2012001)无舵面偏转角模型实验升力系数 C_y 随迎角 α 变化曲线^[6]。图4表明,圆形机翼从中等迎角之后,出现明显的非线性升力,最大迎角超过36°,最大升力系数 $C_{L\text{最大}}$ 超过2,其低速特性显著优于常规机翼。

3.3 水平转弯的实现

图5为速度 $v = 15 \text{ m/s}$ 时,不同侧滑角 β 下的滚转力矩系数 C_{mx} 随迎角 α 的变化。图5表明,圆翼存在侧滑角 β 时,出现绕纵轴的滚转力矩,并随 β 角的增大而加大。这正是常规飞机无法进行

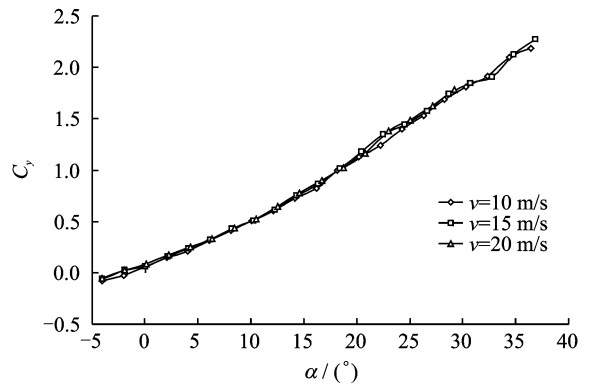


图4 无舵面偏转角模型实验升力系数曲线

Fig. 4 Lift coefficient curve of non-rudder surface deflection model experiment

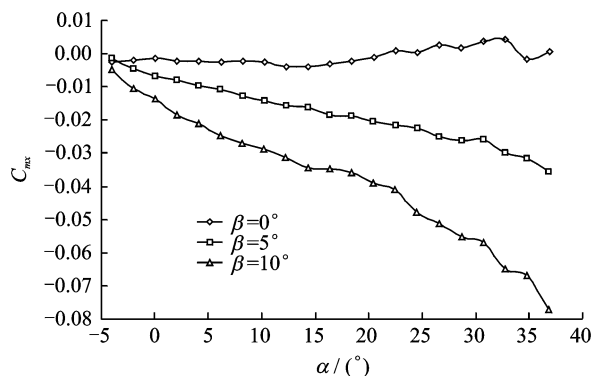


图5 侧滑角对滚转力矩系数的影响

Fig. 5 Influence of sideslip angle on rolling moment coefficient

稳定的水平转弯的症结所在。同时也说明采用圆翼随动措施,消除侧滑效应的合理性。

3.4 水平转弯的操纵性

图 6 为速度 $v=15\text{ m/s}$ 时,不同方向舵偏角 δy 下侧向力系数 C_z 随迎角 α 的变化。图 7 为速度 $v=15\text{ m/s}$ 时,不同方向舵偏角 δy 下偏航力矩系数 C_{my} 随迎角 α 的变化。对比图 6,7 发现,圆翼的侧向力系数很低,而偏航力矩系数很高,由此说明在无人验证机上,不利用矢量推力技术,仅依靠常规的方向舵偏转,就能轻松完成水平转弯操纵的原因。

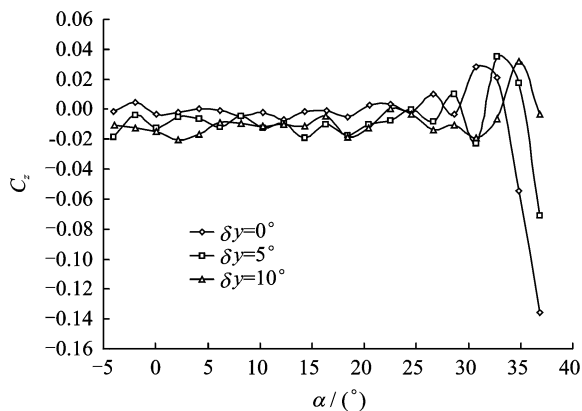


图 6 方向舵偏转角对侧向力系数的影响

Fig. 6 Influence of deflection angle on lateral force coefficient

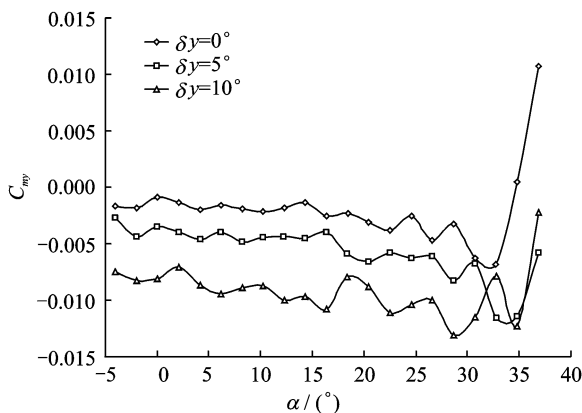


图 7 方向舵偏转角对偏航力矩系数的影响

Fig. 7 Influence of rudder deflection angle on yaw moment coefficient

3.5 圆翼的飞行安全性

图 8 为速度 $v=15\text{ m/s}$ 时,不同侧滑角 β 下侧向力系数 C_z 随迎角 α 的变化。图 9 为速度 $v=15\text{ m/s}$ 时,不同侧滑角 β 下偏航力矩系数 C_{my} 随迎角 α 的变化。从图 8,9 判断,在大迎角 ($\alpha > 25^\circ$) 范围,风洞吹风模型的垂直安定面在圆翼的涡系干扰下,已经失效。圆翼飞机有“机翼自转”的缺陷在这

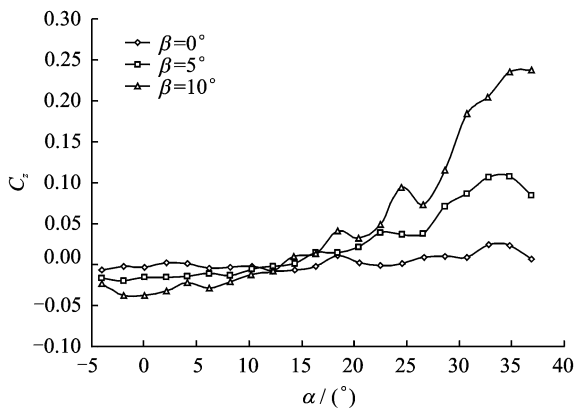


图 8 侧滑角对侧向力系数的影响

Fig. 8 Influence of sideslip angle on side force coefficient

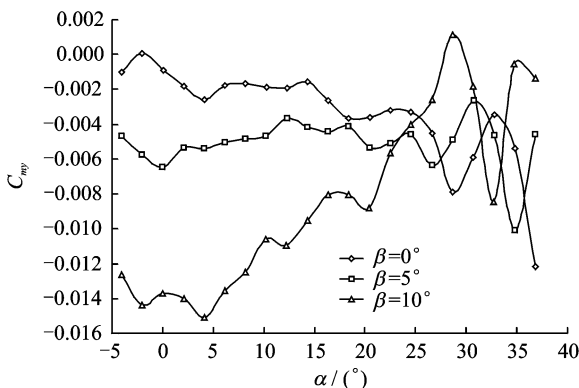


图 9 侧滑角对偏航力矩系数的影响

Fig. 9 Influence of sideslip angle on yaw moment coefficient

里找到了原因^[8]。

此外,在中、小迎角范围,圆翼因无法布置上反角等侧向稳定性措施,因而在方向安定性的作用下,容易进入“急盘旋下降”的危险状态。本文提到的无人验证机,在圆翼锁定状态下的试飞中,曾多次进入这种危险状态。圆翼采取随动后,侧向稳定性明显改善。

由此看来,在圆翼飞机上采取增强侧向稳定性的措施和慎重选择垂直尾翼的配置是必要的。

圆形机翼的展弦比 λ 极低,约为 1.27,表明其将有可能适应超声速巡航。

鉴于上述实验结果,笔者组织了无人验证机模型的设计与研制,主要设计参数为:翼展 0.9 m,圆翼质量 1.251 kg,机长 1.3 m,动力为一台涵道风扇,机翼面积 0.636 m²,推力 19 N,全质量 4.053 kg。装配的主要设备有遥控系统,未装自动驾驶系统,装有机载摄像头,可在地面观察圆翼转动情况。

4 模型试飞

虽然理论模型和风洞实验都证明圆形机翼的气动特性能够适应未来战斗机的气动要求,那么实际试飞结果又是否具有乐观的前景呢?

2011年9月2日,圆翼新概念飞行器研究小组研制的随动圆翼无人验证机(见图10)在中国航空博物馆拖机道进行了试飞,成功地完成了水平转弯机动飞行(见图11)。



图10 无人验证机在地面

Fig. 10 Unmanned aircraft on ground



图11 无人验证机在空中作水平转弯

Fig. 11 Unmanned aircraft making a horizontal turn in the air

遥控操纵师认为:采取圆翼随动技术的无人机水平转弯比常规的压坡度转弯,转弯半径大幅度减小,操纵起来更轻松,比传统的固定圆翼无人机更灵敏、更安全。

在空中进行两次 90° 的左转弯,落地后检查发现,圆翼向右转动 345° ,其后安装机载摄像设备,使地面人员可以观察到圆翼在空中随动情况。由于该无人机的机身和动力组合不是质量均匀的盘形,它的发动机、电池和舵机等设备造成了质量集中,改变了物体密度,再加上空气动力的干预,因而圆翼随动角度与理论计算值有一定差别。

2011年10月,该机参加“中航工业杯无人飞行器大奖赛”,按计划完成了全套飞行动作,取得了较好的成绩。

5 结束语

飞机采用圆翼随动技术,使绕立轴水平航向机动的设想得到了初步证实。如果进一步完善圆翼飞机重心前、后配置和飞机姿态控制措施,同样有可能实现沿立轴加速度的直接升力、沿横轴加速度的直接侧力和绕横轴加速度的“后空翻”等非正规机动。

此外,圆翼飞机有较小的浸润面积、圆滑的外缘和弧形上、下表面,这些特征都有利于缩小雷达反射面积,具有较好的隐身特性。

参考文献:

- [1] 朱自强,陈炳永,李津. 现代飞机设计中的空气动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1995:43-93.
Zhu Ziqiang, Chen Bingyong, Li Jin. Aerodynamics for modern aircraft design[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1995: 43-93.
- [2] Benjamin Gal-Or. Vectored propulsion supermaneuverability and robot aircraft [M]. [S. l.]: Springer-Verlag, 1991:33.
- [3] 雷先科 H M. 机动飞行实用空气动力学[M]. 北京:中国人民解放军空军司令部,1979:391.
- [4] 白存儒. 某圆形翼风洞实验数据报告[R]. LTWT-2010009. 西安:西北工业大学,2010.
Bai Cunru. Certain round wing wind tunnel test report [R]. LTWT-2010009. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2010.
- [5] 白存儒,马彪,安龙. 某圆形机翼模型实验数据报告[R]. LTWT-2011004. 西安:西北工业大学,2011.
Bai Cunru, Ma Biao, An Long. Certain round wing model test report [R]. LTWT-2011004. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2011.
- [6] 白存儒,刘慧颖. 某圆形翼飞机布局实验数据报告[R]. LTWT-2012001. 西安:西北工业大学,2012.
Bai Cunru, Liu Huiying. Certain round wing aircraft layout test report [R]. LTWT-2012001. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2012.
- [7] Rose B, Buttler T. Flying saucer aircraft[M]. Midland: Ian Allan Publishing,2006: 21.
- [8] Lorenz R D. Spinning flight[M]. New York: Springer, 2006:220.