文章编号: 0258-1825(2016)01-0125-06

小展弦比飞翼标模纵航向气动特性低速实验研究

吴军飞*,秦永明,黄 湛,魏忠武,贾 毅

(中国航天空气动力技术研究院,北京 100074)

摘 要:对小展弦比飞翼气动布局外形,通过常规测力风洞实验方法得到其纵向气动特性和偏航控制特性,在分析 其气动特性后,选取典型的状态采用 PIV 实验方法对其流动机理进行研究,研究表明小展弦比飞翼在较小的迎角 下即出现前缘分离涡,随着迎角的增大,前缘分离涡强度增大,且逐渐往机体对称面方向移动,随着迎角进一步增 大,分离涡变得不稳定,涡核开始摆动,最终破裂,破裂位置从后缘开始,逐渐前移。对小展弦比飞翼气动布局飞机 的控制难点偏航控制进行研究,结果表明该飞翼布局模型在实验迎角范围内偏航方向是静稳定的,在小迎角下具 有可操纵性,迎角大于 6°后嵌入面处于破裂的前缘涡尾迹之中,操纵性降低。

关键词:小展弦比;飞翼;纵向气动特性;偏航控制

中图分类号: V211.7 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0093

Low speed experiment on longitudinal and lateral aerodynamic characteristics of the low aspect ratio flying wing calibration model

Wu Junfei^{*}, Qin Yongming, Huang Zhan, Wei Zhongwu, Jia Yi (The China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: longitudinal and lateral aerodynamic characteristics of the low aspect ratio flying wing calibration model are investigated in a low speed wind tunnel. Normal force measuring experiment is conducted to gain the longitudinal aerodynamic characteristics and yaw control characteristics, and the PIV test is also conducted to investigate the flow mechanism of the low aspect ratio flying wing. The results indicate that the leading-edge separation vortex appears on the wing's spine surface when the attack angle is at 6 degree. The vortex intensity increases and the vortex core shifts to the symmetric plane of flying wing with the increase of attack angle. Increasing the attack angle further, the vortex core becomes unsteady and begins to oscillate, finally break entirely. The broken position shifts from the ending edge to the leading edge. Yaw control characteristics of low aspect ratio flying wing is also studied in this paper. The results indicate that the flying wing is static stabile at the test attack angle. When the attack angle is less than 6 degree, it is controllable in yaw direction. And when attack angle is more than 6 degree, the yaw control ability decreases because the control surface may lays in the wake region of broken leading-edge vortex.

Keywords: low aspect ratio; flying wing; longitudinal aerodynamic characteristics; yaw control

0 引 言

小展弦比飞翼布局飞机采用全翼设计,气动特性

得到大大提高;取消了平尾(升降舵)和垂尾(方向舵) 等,显著地减小了雷达散射截面积,因此成为下一代 超声速高性能作战飞机的理想构型^[1-6],与此同时也

引用格式:吴军飞,秦永明,黄湛,等.小展弦比飞翼标模纵航向气动特性低速实验研究[J]. 空气动力学学报,2016,34(1):125-130. doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0093 Wu J F, Qin Y M, Huang Z, et al. Low speed experiment on longitudinal and lateral aerodynamic characteristics of the low aspect ratio flying wing calibration model[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(1):125-130.

收稿日期:2015-07-21; 修订日期:2015-10-23

作者简介:吴军飞*(1984-),工程师,主要从事实验空气动力学研究. E-mail: wujunfei2002@163.com

带来了操稳特性方面的诸多新问题。

一方面由于此类飞机展长较小弦长较大,翼身融 合一体,所以其压心随飞行状态变化幅度较大,易引 起纵向稳定性问题,且尾翼缺失,依靠俯仰副翼进行 俯仰操纵,操纵效率较低;另一方面由于飞翼布局具 有无垂直安定面和翼面空间大的特点,如何选择操纵 效率高且适合布置的航向操纵装置是小展弦比飞翼 布局飞机可控性设计的最重要方面。现通常采用阻 力类操纵面,即在上翼面安装一对嵌入面来进行飞行 时的偏航控制,美国的 X-47 验证机就采用了这种操 纵面(见图 1)^[7-12],然而为了增加操纵距离,嵌入式操 纵面一般位于机身上表面靠后位置,在中等、大迎角 飞行状态下处于流动分离区域,从而带来操纵效能的 不足^[13-15]。

综上所述,小展弦比飞翼布局飞机由于其翼面和 机身融合一体、前缘后掠角大、展弦比小、无垂直安定 面等特点,导致其气动特性与常规战斗机存在较大的 差异。只有对小展弦比飞翼布局飞机的气动特性进 行充分研究,才能为小展弦比飞翼布局的气动设计、 应用和改进提供依据。本课题组通过常规测力以及 典型状态下 PIV 流场显示实验方法研究其气动特性 和流动机理,重点分析了前缘涡随迎角变化时的演变 发展规律以及飞翼的偏航操稳特性,以期为小展弦比 飞翼气动布局的应用及改进提供一些参考和依据。



1 研究模型及方法

1.1 研究模型

研究模型外形见图 2,具体尺寸及无量纲参数见 表 1。因为尾支撑安装天平的需要,对模型尾部进行 了局部修改,实验模型采用自由转捩方式。纵向气动 特性实验研究时,嵌入面不打开,即与机翼上表面融 为一体;进行偏航操纵时只打开单侧嵌入面(飞行员 左侧)。

文中给出的是气流坐标轴系下的气动符号,具体 定义见 GJB1386-92。

表 1 模型具体尺寸及无量纲参数 Table 1 Specific size and parameter of the model

机长	翼展	前缘后	后缘前	平均气动	参考长	参考面	参考质
/m	/m	掠角/(°)	掠角/(°)	弦长/m	度/m	积 $/m^2$	心/m
1.393	1.039	65°	47°	0.869	0.869	0.699	0.627



图 2 侯空外形 Fig. 2 The shape of model

1.2 测力风洞实验

针对小展弦比飞翼布局纵向载荷大和侧向载荷 小气动特点研制了大法向力载荷(10000 N)、小侧向 力载荷(500 N)的天平。此次所有研究实验都在中国 航天空气动力技术研究院的 FD09 风洞中完成。FD-09 风洞是一座单回流闭口低速风洞,试验段长 12 m, 横截面积为 3 m×3 m 的四角圆化的正方形,圆角半 径为 0.5 m,试验段有效横截面积为 8.7854 m²,空风 洞最高风速为 100 m/s。风洞流场性能良好,湍流度 低于 0.10%,风洞内壁上、下各有 0.2°的扩张角,以 消除顺流而下沿壁面附面层增长的影响,试验段轴向 静压梯度基本消除。

1.3 PIV 风洞实验

PIV 系统包括图像采集、激光光源、同步控制和 图像处理等子系统,如图 3 所示。图像采集系统主要 由跨帧数字相机、图像采集板和计算机组成。本次 PIV 实验布局见图 4。



粒子播发器(图 5)是 PIV 系统里的重要设备,依 靠它产生的示踪粒子,PIV 才能获得粒子图像,提取 流场的运动信息。已发展的油雾发生器产生的示踪





图 5 粒子播发器 Fig. 5 Particle transmitters

本次试验选取两个测量截面进行试验,分别为全 机长 50%处和全机长 80%处,相机站位以及拍摄区 域见图 6。



Fig. 0 Finning domain of ca

2 结果分析

2.1 纵向气动特性

纵向气动特性的测力实验在无侧滑角、无舵偏、 风速 50 m/s 和 70 m/s 的状态下进行。通过测力实 验得到的升力系数 C_L 、俯仰力矩系数 C_m 随迎角变化 曲线(图 7),从图中可以看出,风速 50 m/s 和 70 m/s 下的纵向气动特性基本相同。在迎角 6°、14°、40°前 后, $C_L \sim \alpha$ 、 $C_m \sim \alpha$ 曲线的斜率均发生了较大变化。其 中在 6°迎角以后升力线、俯仰力矩曲线斜率有所变 大;14°迎角以后升力线、俯仰力矩曲线有所变小;40° 迎角以后升力明显降低,失速现象明显。



图 7 升力系数 C_L 、俯仰力矩系数 C_m 随迎角变化曲线 Fig. 7 The curve of C_L and C_m vs attack angle

为了研究上述气动结果,选取了风速 70 m/s 典型迎角进行了 PIV 流场显示试验。实验结果分别给出了时均结果和瞬时结果。

从 PIV 实验时均涡量图(图 8)中可以看出,当 α =6°时,机翼上开始出现前缘涡,但是涡量较小,并未 出现明显的涡核。当 α =12°时,涡心处的涡量明显增 大,说明此时已经形成集中的涡核,与测力结果对比, 可以看出集中涡的形成产生了非线性的涡升力。当 迎角由 12°增加到 20°时,50%全长截面处的涡核逐 渐扩大,且有往机体对称面移动的趋势;80%全长截 面处虽然涡的区域逐渐扩大,但是涡心处的涡量却明 显减小,说明涡核由机头发展到机尾处涡核已破裂, 结合测力结果分析,因为前缘涡在机尾处破裂,所以 对俯仰力矩影响较大。随着迎角进一步增加涡核破 裂点逐渐往机头方向发展,当迎角为 28°时,50% 全 长截面处涡核已经破裂,涡心处涡量明显减小,但涡 核的外围仍然存在环流;此迎角下 80% 全长截面处 涡核外围也不存在明显的环流,呈现出的状态是涡核 破裂后的小尺度旋涡。当迎角为 42°时前后两个截 面上均无明显的涡量,说明此时涡已完全破裂,结合 测力结果上来看,此时发生了失速。

图 9 为 PIV 实验瞬时速度矢量图,每个迎角下 给出了 3 幅瞬时图,每幅图时间隔为 20 μ s。观察 80%全机长截面,可以看出 α =12°时涡核随时间变化 基本稳定,整个旋涡从前往后呈现锥形形态; α =16° 时涡核开始出现左右摆动; α =20°时涡核已经开始破 裂,出现了几个旋涡,涡量的分布具有非定常性。综 合来看涡的破裂过程是由涡核稳定形态逐渐到涡核 开始摆动,最后发生涡的破裂。

2.2 偏航操稳特性

128

小展弦比飞翼布局设计的难点在于偏航稳定性 及操纵性,如果稳定性设计的太高,仅依靠嵌入面难 以进行偏航控制,如果稳定性设计的太低,就增加了 飞机控制系统的复杂性,也增加了飞行的危险性。

偏航操稳特性的实验研究均在风速 70 m/s 的状态下进行。从图10(a)可以看出不同侧滑角时侧向



100

200

X/mm

300









(b) $\alpha = 16^{\circ} 80\%$ 全机长位置 $\Delta t = 20 \, \mu s$



图 9 PIV 实验瞬时速度矢量图 Fig. 9 Instantaneous velocity vector of PIV test







力随迎角的变化规律。在小迎角下(0°~6°)正的侧 滑角产生负的侧向力,且侧向力系数随着侧滑角的正 向增大而负向增大;随着迎角的增大(α>6°)侧向力 出现了反号,产生此现象的主要原因为在迎角 6°以 后迎风侧前缘涡先于背风侧前缘涡破裂。

从图 10(b)为侧向力矩随迎角的变化规律。可 以看出嵌入面 0°、侧滑角 10°时,其侧向力矩系数为 负值,说明此时飞机在偏航方向具有静稳定性。

分析 0°侧滑角下,嵌入面的操纵效率,可以发现 在迎角 8°之前嵌入面具有较好的操纵效率,之后随 着迎角的增大,操纵效率逐渐降低,在迎角 14°以后 嵌入面已经失去操纵能力。10°侧滑角下,嵌入面的 操纵能力与 0°侧滑角基本类似,只是嵌入面在更小 的迎角下即失去操纵能力。分析认为嵌入面位置靠 近机尾,当前缘涡破裂以后,嵌入面处于分离涡的尾 迹之中,当地流速较低,从而导致嵌入面降低操纵效 率,当有侧滑角存在时,迎风侧前缘涡在更小的迎角 下发生破裂,嵌入面因而在更小的迎角就开始降低操 纵效率。

3 基本结论

(1)小展弦比飞翼布局的弦长较长,低速时在较小的迎角下(6°)即产生前缘分离涡。

(2) 分离涡产生以后,升力系数 C_L、俯仰力矩系数 C_m 随迎角变化曲线呈现出非线性,正是分离涡的 作用。

(3) 通过 PIV 实验研究了分离涡的发展过程。 随着迎角的增大,前缘分离涡强度增大,且逐渐往机 体对称面方向移动,而随着迎角进一步增大,分离涡 变得不稳定,涡核开始摆动,最终破裂,破裂位置从后 缘开始,逐渐前移。

(4)该飞翼布局模型实验迎角范围内是静稳定的,利用嵌入面这种偏航控制方式,在小迎角下具有 较好的操纵性,但是当前缘涡破裂以后,嵌入面处于 分离涡的尾迹之中,当地流速较低,从而导致嵌入面 降低操纵效率,甚至失去控制能力。

参考文献:

 Ma C, Li L, Wang L X. Design method of controllability of low aspect-ratio flying wing configuration combat aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 788-794. (in Chinese)
 马超,李林,王立新.小展弦比飞翼布局作战飞机可控性设计 方法[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 788-794.

[2] Fang B R. Aircraft aerodynamic layout design [M]. Beijing: A-viation Industry Press, 1997.
 方宝瑞. 飞机气动布局设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.

[3] Addington G A, Myatt J H. Control surface deflection effects on the innovative control effectors (ICE 101) design [R]. AFRL-VA-WP-T R-2000-3027.

- [4] Walker L A. Flight testing the X-36-the test pilot's per-spective[R]. NASA CR-198058, 1997.
- [5] Gillard W J, Dorsett K M. Directional control for tailless aircraft using all moving wing tips[R]. AIAA-97-3487, 1997.
- [6] Gu S F. Aircraft conceptual design [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press. 2001: 397.
 顾诵芬. 飞机总体设计 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2001: 397.
- [7] Ma S H, Wu C F, Chen H M. Study on stability and manoeuvrability of flying wing aircraft[J]. Flight dynamics, 2006, 24 (3): 17-21. (in Chinese)
 马松辉,吴成富,陈怀民.飞翼飞机稳定性与操纵性研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(3): 17-21.
- [8] Gregory A A, James H M. Control-surface deflection effects on aerodynamic response nonlinearities [R]. AIAA 2000-4107.
- [9] Shan J X, Huang Y, Su J C, et al. Effect of the novel embedded control surfaces on direction control characteristic of low-aspect-ratio flying-wing configuration [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3): 296-301. (in Chinese) 单继祥,黄勇,苏继川,等. 小展弦比飞翼布局新型嵌入面航向

率並针, 黄勇, 亦並川, 寺. 小液法比 《異市局新堂歌八面航问 控制特性研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 296-301. [10] Su J C, Huang Y, Zhong S D, et al. Research on flow characteristics of low-aspect-ratio flying-wing at transonic speed[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3): 307-312. (in Chinese)
苏继川,黄勇,钟世东,等. 小展弦比飞翼跨声速典型流动特性

研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 307-312. [11] Li Z J, Ma D L. Control characteristics analysis of drag yawing control devices of flying wing configuration[J]. Journal of Bei-

- control devices of hying wing configuration[_J]. Journal of Beljing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 695-700. (in Chinese)
 李忠剑,马东立. 飞翼布局阻力类偏航操纵装置操纵特性分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 20014, 40(5): 695-700.
- [12] Roman D, Allen J B, Liebeck R H. Aerodynamic design challenges of the blended-wing-body subsonic transport[R]. AIAA 2000-4335.
- [13] Bolsunovsky A L, Buzoverya N P, Gurevich B I, et al. Flying wing-problems and decisions [J]. Aircraft Design, 2001, 4: 193-219.
- [14] Esteban S. Static and dynamic analysis of an unconventional plane-flying wing[R]. AIAA 2001-4010.
- [15] Dmitriev V G, Denisov V E, Gurevich B I, et al. The flying wing concept-chances and risks[R]. AIAA 2003-2887.

(上接第 112 页)

- [16] Su J C, Huang Y, Li Y H, et al. Support interference of low aspect ratio flying-wing from subsonic to supersonic speed[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3): 289-295. (in Chinese) 苏继川,黄勇,李永红,等. 小展弦比飞翼亚、跨、超声速支撑干扰研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 289-295.
- [17] Su J C, Huang Y, Zhong S D, et al. Research on flow characteristics of low-aspect-ratio flying-wing at transonic speed[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3): 307-312. (in Chinese) 苏继川,黄勇,钟世东,等. 小展弦比飞翼跨声速典型流动特性 研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 307-312.