

文章编号: 0258-1825(2010)02-0132-06

全动翼尖对无尾飞翼布局飞机 气动特性影响的实验研究

左林玄, 王晋军

(北京航空航天大学流体力学教育部重点实验室, 北京 100191)

摘 要:通过风洞实验对无尾飞翼布局飞机的本体气动特性和全动翼尖的操纵效能进行了研究。结果表明,此布局飞机是纵向静稳定的,但零升俯仰力矩系数为负值,这对飞机的起降不利。全动翼尖动作时将增加飞机的阻力,降低全机的最大升阻比,产生抬头力矩。全动翼尖单侧动作可在升力基本保持不变的条件下提供偏航力矩,但同时也伴随着较大的滚转力矩和俯仰力矩。此外,全动翼尖的单侧动作和侧力是弱耦合的。全动翼尖同步动作的纵向特性和单侧动作规律相似,但幅度相对要大。

关键词:飞翼布局;全动翼尖;操稳;偏航

中图分类号:V211.7 **文献标识码:**A

0 引 言

无尾飞翼布局在各种无人机方案中具有较大优势,其布局结构简单,气动效率高,具有良好的机动性、低可探测性和易于进行发动机一体化布置等众多优点。这种布局一般采用翼身融合设计,取消立尾和平尾,配置多操纵面。飞翼布局飞机在进行机动飞行时,气动力和力矩呈现显著的非线性特征,三轴力和力矩耦合严重,其运动方程已完全是六自由度的非线性方程,无法使用传统的小扰动方法和纵横向运动的解耦方法来处理。为保证飞机在全飞行包线的飞行可控,并能达到满意的飞行品质,不仅要弥补失去平尾、立尾后的安定性,而且还要获得较高的机动性和敏捷性。因此对无尾飞翼布局飞机而言,一个较大的挑战是寻找合适的操纵面配置,使其能够产生足够的偏航力矩来替代被取消的立尾,完成飞机高敏捷性所要求的各种动作^[1-2]。

早在1951年国外就开始对全动翼尖(All Moving Tip, AMT)进行探索性研究,但只是作为升力控制面或滚转控制面,现在则作为阻力面或偏航操纵面^[3-4]。全动翼尖与阻力式方向舵类似,当单侧动作时型阻和诱导阻力增大,进而产生所需的偏航力矩。

当攻角较小时,上翼面尚未分离或者分离较弱,此时当全动翼尖后缘向下偏转时,翼尖攻角增大,引起局部升力增大,由于全动翼尖通常位于全机重心之后,因此会产生低头力矩;如果此时左侧翼尖偏转,由于飞翼左侧升力增大,将产生向右的滚转力矩^[5-6]。随着攻角的增大,前缘分离涡逐渐增强,此时攻角和全动翼尖的偏度均会对分离涡的发展变化产生影响,滚转力矩的方向极有可能会改变。因此全动翼尖的动作和升力、俯仰力矩及滚转力矩耦合较大且变化规律复杂。

与传统的方向舵相比,全动翼尖的铰链力矩小、结构紧凑、占用空间不大,便于驱动,且效重比(效重比定义为单位质量的包括操纵面、作动器以及液压系统的整套装备在内的全套操纵机构所能提供的可用操纵能力,属于衡量操纵机构有效性的重要指标)较高,尤其适合薄翼型。对于小展弦比、大后掠的超声速战机,由于力臂较短且机翼厚度较小,需要功率较大且占用空间相对较小的作动器,因此全动翼尖尤其适合在小展弦比飞翼布局飞机上使用^[7-9]。风洞实验还表明,全动翼尖在大攻角阶段(60°攻角左右)仍具有良好的偏航控制能力,且其偏转所产生的偏航力矩基本不随侧滑角的改变而变化^[9],对于航向静不稳定

• 收稿日期:2008-12-12; 修订日期:2009-02-27

作者简介:左林玄(1981-),男,内蒙赤峰人,博士研究生,从事微小型飞行器/无人机电动布局研究。E-mail: zuoeddie@ase.buaa.edu.cn

的飞翼布局飞机而言,这一特性很有优势。同时,全动翼尖在全飞行包线内的偏航控制力基本不受稳定旋转的影响,提供了大攻角时的可控性及抗尾旋能力^[9]。

本文通过风洞测力实验,对某型无尾飞翼布局飞机的本体气动特性和 AMT 的操纵效能进行了研究,以期今后开展全动翼尖与俯仰襟翼、升降副翼等配合作用来解决飞翼布局的控制问题奠定基础。

1 实验模型、设备

模型采用分体式设计,分为机身、机翼、两组副翼和全动翼尖,表面经过电击处理。模型材料为硬铝,型号为 LY12CZ。布局参数如图 1 所示,模型机身长 255.02mm,展长 327.08mm,前缘后掠角 55° ,全动翼尖面积占全机参考面积的 2.95%,转动轴距布局顶点 220.74mm。模型参考中心距机身前缘 64mm。

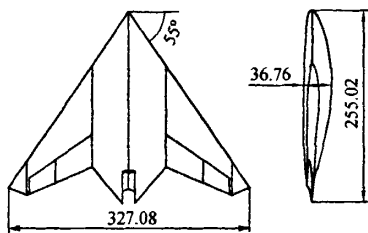


图 1 布局视图(单位:mm)

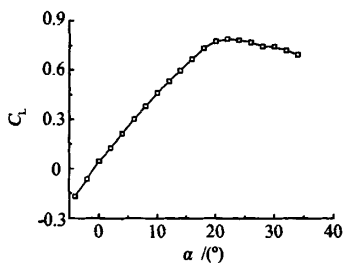
Fig. 1 Sketch of test model (unit: mm)

测力实验在北京航空航天大学 D1 低速风洞中进行,该风洞为开口式回流风洞。实验段全长 1.45m,扩散角约 5° ,截面呈椭圆形,进口尺寸为 $1.02\text{m} \times 0.76\text{m}$,出口尺寸为 $1.07\text{m} \times 0.81\text{m}$,湍流度 $\epsilon < 0.3\%$,最大可用风速为 50m/s。实验风速 $V_\infty = 20\text{m/s}$,基于机身特征长度的雷诺数 ($Re = \rho L V_\infty / \mu$) 为 3.48×10^5 。实验采用六分量腹撑天平进行测力。

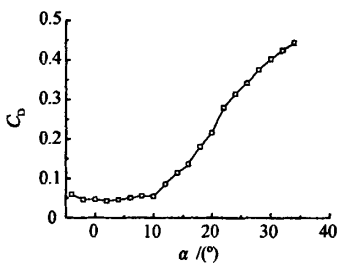
2 飞机本体气动特性

飞机本体气动特性是指操纵面不作动时,飞机的三轴力和力矩等随攻角的变化规律。飞机本体气动特性如图 2 所示。从图 2(a)可知,飞机的失速攻角 $\alpha_s = 22^\circ$,最大升力系数 $C_{L\max} = 0.79$ 。当 $\alpha \leq 10^\circ$ 时,阻力系数 C_D 基本不变,在 0.05 附近略有波动, $\alpha > 10^\circ$ 后, C_D 急剧增大。全机的升阻比特性如图 2(c) 所

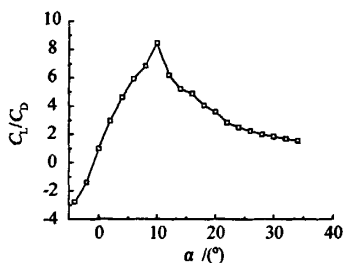
示,在 $\alpha = 10^\circ$ 时升阻比最大,即 $(C_L/C_D)_{\max} = 8.5$ 。图 2(d)反映了飞机的俯仰特性,零升俯仰力矩系数 $C_{m0} \approx 0$,这对飞机起降不利,但斜率 $C_{m\alpha} < 0$,飞机是纵向静稳定的。随着 α 的增大, $C_{m\alpha}$ 逐渐变大,在 $\alpha = 30^\circ$ 时接近于零。



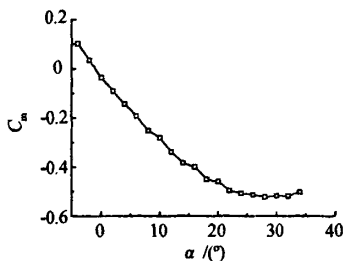
(a) $C_L \sim \alpha$



(b) $C_D \sim \alpha$



(c) $C_L/C_D \sim \alpha$



(d) $C_m \sim \alpha$

图 2 飞机本体气动特性

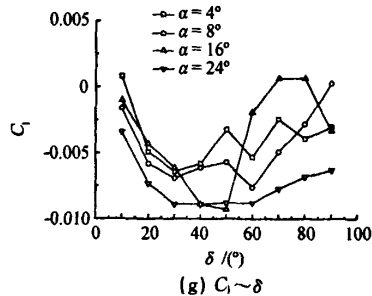
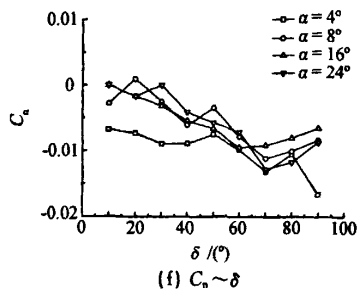
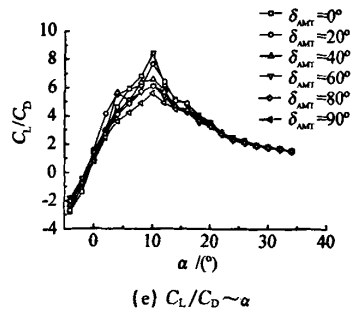
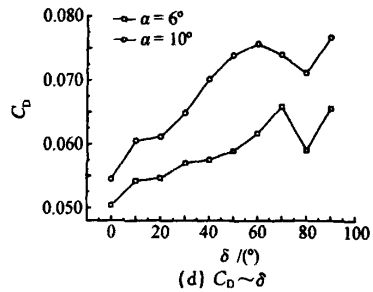
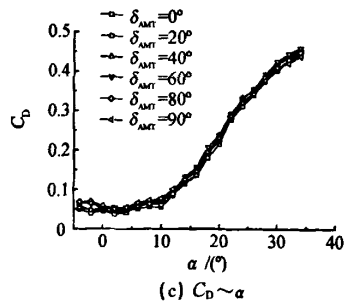
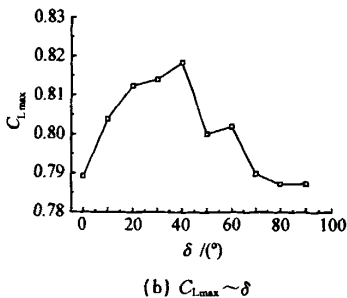
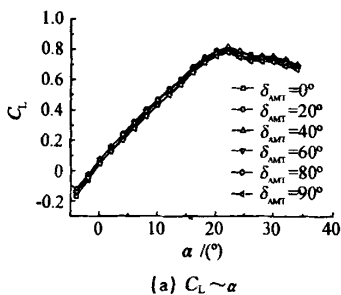
Fig. 2 Inherent aerodynamic characteristics

3 AMT 对飞机气动特性的影响

AMT 作为偏航操纵面或阻力面具有重要的研究价值。当其单侧作动时能够产生较大的离轴阻力,同时由于距气动中心较远,能够产生相当可观的偏航力矩,是较理想的偏航控制面。而当两侧同步作动时能够产生一定的阻力,可以作为阻力面来使用。实验对 AMT 单侧作动和两侧同步作动进行了研究,单侧作动是指一侧的 AMT 作动而另一侧保持不变,同步作动是指左右两侧的 AMT 保持相同的偏度。本文中以 AMT 后缘向下偏转为正,左侧翼尖为单侧作动翼尖。

3.1 单侧作动

随着舵偏角 δ 的变化, C_L 略有改变,如图 3(a)所示,但升力曲线的变化规律并未改变。 C_{Lmax} 的变化规律如图 3(b),当 $\delta \leq 40^\circ$ 时, C_{Lmax} 随着 δ 的增大一直增大; $\delta = 50^\circ$ 时 C_{Lmax} 则急剧降低,以后曲线平缓降低;在 $\delta \geq 80^\circ$ 时, C_{Lmax} 几乎为一常数。可见 AMT 单侧作动能在较小舵偏时能够起到增升的作用,但当舵偏较大时 C_{Lmax} 则降低。随着舵偏角 δ 的增大, C_D 的变化如图 3(c)所示。阻力的变化如图 3(d),可见 C_D 随 δ 的增大一直在增大,在 $\delta = 90^\circ$ 时达到最大。最大升阻比 $(C_L/C_D)_{max}$ 的变化如图 3(e)所示,可见 δ 的变化并不改变 $(C_L/C_D)_{max}$ 对应的攻角,但其值随 δ 的增大呈下降趋势。侧力 C_y 随 δ 的增大基本不变,限于篇幅未给出相关图片,AMT 单侧作动和 C_y 是弱耦合。



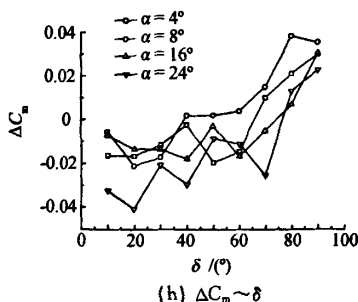


图3 AMT 单侧作动影响

Fig. 3 Effects of single AMT deflection

偏航力矩系数 C_n 随 δ 的变化趋势如图 3(f) 所示, 当 $\delta \leq 60^\circ$ 时, C_n 随 δ 的增大逐渐减小, 而 $\delta > 60^\circ$ 后, C_n 的作动效率不变或略有降低。这是由于小攻角小舵偏时, AMT 的流动结构为附着流, 此时产生的阻力增量较小, 未能形成有效的偏航力矩, 而较大攻角时, 由于流动分离, AMT 的型阻增大, 作动效率明显提高, 这和 Gillard^[9] 等人的结论是一致的。从图 3(f) 还可以看出, 当 $\delta > 6^\circ$ 后, C_n 随 α 的变化很小, 作动效率接近恒值。对比图 3(a) 和 3(f) 可知, AMT 的作动能够在升力变化不大的情况下, 达到一定的偏航控制效果, 这和 AMT 力臂较长、面积较小有很大关系。在小舵偏条件下, 滚转力矩系数 C_L 变为负值, 如图 3(g) 所示, 此时飞机具有负的滚转力矩, 这是因为左侧翼尖的单独作动会造成左半翼的升力损失, 在右半翼升力不变的情况下必然会产生负向的滚转。但是舵偏较大时, C_L 有变为正向滚转的趋势, 此时 AMT 进入局部大攻角状态, 流动结构变复杂, 规律不明显。可见, AMT 单侧作动时和滚转的耦合很紧密。俯仰力矩 C_m 的变化规律如图 3(h) 所示, 随着攻角的增大, 飞机本体先低头再抬头, 这是因为在小攻角时, 增加偏度相当于增加局部攻角, 升力会提高, 此时飞机低头, 而当攻角进一步增大时, AMT 失速, 升力下降, 飞机产生抬头力矩。从图中还可以看出, δ 增大时, 俯仰力矩增量 ΔC_m 基本上呈增大的趋势, AMT 操纵产生的俯仰效应增大。

3.2 同步作动

AMT 同步作动时飞机本体是结构对称的, 对飞机横航向特性基本没有影响, 以下将讨论 AMT 同步作动对纵向特性的影响, 且由于同步作动和单侧作动的纵向特性相似, 下文中只给出两者部分实验状态结果的对比。

AMT 同步作动对升力的影响较小, 图 4(a) 示出了小攻角状态的升力增量, 可见当舵偏较小时单侧和同步作动都能起到一定的增升作用, 但随着舵偏增大 AMT 进入完全失速状态, 有效升力面减小, 全机升

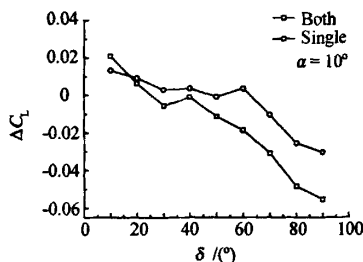
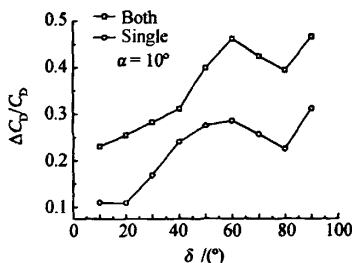
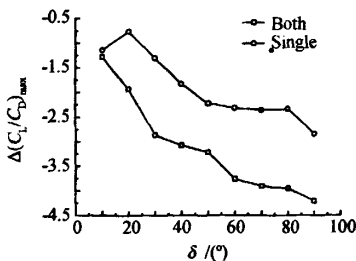
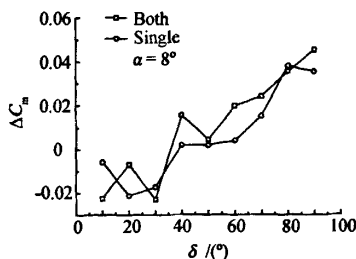
(a) AMT 作动对 C_L 的影响(b) AMT 作动对 C_D 的影响(c) AMT 作动对 $(C_L/C_D)_{max}$ 的影响(d) AMT 作动对 C_m 的影响

图4 AMT 同步作动的影响

Fig. 4 Effects of AMT simultaneous deflection

力系数略有降低,且同步作动的影响幅度较大。同步作动对阻力特性影响较为显著,如图4(b)所示,可见相对于飞机本体 C_D 而言,随着舵偏增大,同步作动的 C_D 一直呈增大趋势,在 $\delta \geq 50^\circ$ 时可以达到40%以上,同时比单侧作动的 C_D 至少大10%,部分舵偏状态甚至达到了2倍。结合图4(a)和4(b)可知AMT同步作动时能够在升力损失较小的情况下提供较大的阻力,作为阻力操纵装置是很有优势的。

AMT作动对 $(C_L/C_D)_{\max}$ 的影响如图4(c)所示,可见单侧和同步作动对 $(C_L/C_D)_{\max}$ 的影响规律基本相同,但同步作动的影响幅度要大,在 $\delta = 90^\circ$ 时甚至可以使全机 $(C_L/C_D)_{\max}$ 降低为4.5。图4(d)给出了AMT作动对 C_m 的影响,两者影响量都较小,这是由于AMT相对全机面积较小、对升力影响不大所致,但是随着舵偏的增大两者使飞机抬头的趋势都在增加。

4 结 论

本实验针对无尾飞翼布局飞机的本体特性和AMT的操纵特性进行了研究,主要结论如下:

(1)飞机本体纵向是静稳定的,但零升俯仰力矩系数 $C_{m0} \approx 0$,这对飞机起降不利。

(2)AMT单侧作动能够在升力变化较小的条件下提供一定的偏航力矩,同时也伴随着较大的滚转力矩和俯仰力矩,但和侧力是弱耦合的。

(3)AMT作动对升力影响较小,但对最大升阻比影响较大,主要是因为AMT作动对小攻角状态的阻力影响较大。

(4)AMT同步作动的纵向特性和单侧作动时相似,但幅度相对要大,因此其作为阻力操纵面是适合的。

参 考 文 献:

- [1] BOWLUS J A, MULTHOFF D, BANDA S S. Challenges and opportunities in tailless aircraft stability and control[R]. AIAA 97-3830, 1997.
- [2] 余辉. 抛弃传统方法——探索无尾战斗机的操纵技术[J]. 国际航空, 1997, (2): 46-48.
- (YU Hui. Lockheed Martin has picked ICF and restore programs for tailless fighters[J]. *International Aviation*, 1997, (2): 46-48.)
- [3] MARTZ C W, CHURCH J D, GOSLEE J W. Free flight investigation to determine force and hinge moment characteristics at zero angle of attack of a 60° sweptback half-delta tip control on a 60° sweptback delta wing at Mach numbers between 0.68 and 1.44 [R]. NACA RM L51114, 1951.
- [4] Martz C W, Church J D. Flight investigation at subsonic, transonic, and supersonic velocities of the hinge moment characteristics, lateral control effectiveness, and wing damping in roll of a 60° sweptback delta wing with half delta tip ailerons[R]. NACA RM L51G18, 1951.
- [5] 马超. 大展弦比飞翼布局飞机可控性设计[D]. [硕士学位论文]. 北京航空航天大学, 2006.
(MA Chao. Controlling ability design of large aspect ratio flying wing configuration aircraft[D]. [Graduate Dissertation]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.)
- [6] 马超, 李林, 王立新. 大展弦比飞翼布局飞机新型操纵面设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(3): 149-153.
(MA Chao, LI Lin, WANG Li-xin. Design of innovative control surfaces of flying wing aircrafts with large ratio aspect [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007, 33(3): 149-153.)
- [7] William J G. Innovative control effectors (configuration 101) dynamic wind tunnel test report rotary balance and force oscillation tests [R]. AFRL-VA-WP-TP-1998-3043, 1998.
- [8] YOUNG V S. Science and technology opportunities for unmanned aerial vehicles [A]. The 3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicles & the 7th European Micro Air vehicle Conference and Flight Competition[C]. 2007, in Toulouse, France.
- [9] Gillard W J, Dorsett K M. Directional control for tailless aircraft using all moving wing tips[R]. AIAA-97-3487, 1997.

Experimental study of the effect of AMT on aerodynamic performance of tailless flying wing aircraft

ZUO Lin-xuan, WANG Jin-jun

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics and Fluid Mechanics Key Laboratory,
Ministry of Education, Beijing 100191, China)

Abstract: The inherent aerodynamic characteristics and control effectiveness of AMT (All-Moving Tip) of a tailless flying-wing configuration aircraft were investigated in wind tunnel. The results showed that the tested configuration is static stable in longitudinal axis, however, the zero lift pitching moment coefficient is around zero, which is adverse to takeoff and landing. When AMT deflects, the drag coefficient of the aircraft increases, and the nose-up moment increases too, but the maximum lift to drag ratio decreases. The deflection of single AMT could provide considerable yaw control moment almost without variation of lift coefficient, and cause relative large rolling and pitching moments. Furthermore, it is obtained that the coupling between deflection of single AMT and side force is weak. The effects of both AMTs simultaneous deflection and single AMT deflection on longitudinal aerodynamic characteristics are similar, but the impact of AMTs simultaneous deflection is stronger.

Key words: flying-wing configuration; AMT; handling and stability; yaw