

文章编号: 1672-9897(2012)03-0045-05

低背鳍对细长平板三角翼分离涡稳定性影响的研究

孟宣市¹, 蔡晋生¹, 罗时钧², 刘 锋²

(1. 西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072; 2. 美国加州大学尔湾分校 机械与宇航工程系, 92697-3975)

摘要:对细长锥体分离涡稳定性判据进行了介绍,并应用该判据对细长体平板三角翼和加上两个不同高度背鳍组合体分离涡流场的稳定性进行了分析。为了验证理论分析的有效性,并观察气动力随迎角的变化,根据理论分析模型设计了实验模型,并在低速风洞进行了六分量天平测力实验,三角翼后掠角为 82.5° ,实验迎角范围 $12^\circ \sim 32^\circ$,侧滑角范围 $-10^\circ \sim +10^\circ$,实验雷诺数 1.66×10^6 。实验结果表明:在翼面上发生旋涡破裂前,单独细长平板三角翼的横向力/力矩在实验迎角范围内始终为零;加了两个不同高度的背鳍后,在一定迎角下,三角翼的横向力/力矩变得不为零。理论分析结果和实验结果在定性上吻合得很好,初步验证了有关文献关于细长锥体分离涡的稳定性理论。

关键词:涡的稳定性;大迎角空气动力学;背鳍;细长体;平板三角翼

中图分类号: V211.7 **文献标识码:** A

Effects of low dorsal fin on the stability of vortex flow over slender delta wing

MENG Xuan-shi¹, CAI Jin-sheng¹, LUO Shi-jun², LIU Feng²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. The Department of Mechanical and Aerospace Engineering, University of California, CA 92697-3975, America)

Abstract: A vortex stability theory for slender conical bodies which was proposed by the professors of NWPU was reviewed and used to analyze the asymmetric vortices characteristics of a flat-plate delta wing and its combinations. To verify the validity of the theoretical predictions and show the force development versus angle of attack, a wind tunnel test was conducted on a flat-plate delta wing of 82.5° degrees sweep angle and its combinations using a six-component internal strain-gage balance. The angles of attack is at $12^\circ \sim 32^\circ$ and sideslip within $\pm 10^\circ$. Two fins of different heights were tested. The ratios of the local fin height to the local wing semi-span were 0.3 and 0.6 respectively. The Reynolds number is 1.66 million. The measurement of the aerodynamic forces and moments clearly indicates that no lateral force occurs over wing-alone model at lower angles, but a steady force-asymmetry occurs over the wing-fin models at certain angles. The experimental results and the theoretical results are in good agreement qualitatively, it provides force measurement evidence of the validity of the vortex stability theory preliminarily.

Key words: vortex stability; high angle of attack aerodynamics; fin; slender body; flat-plate delta wing

0 引言

文献[1-2]发展了一套关于细长锥体在大迎角下分离涡的稳定性判据,并将其应用于圆锥、椭圆锥、三角翼及其组合体脱体涡的稳定性问题研究。对大后掠平板三角翼的前缘分离涡,其理论预测的结果为:

大后掠平板三角翼的前缘分离涡在所有的迎角下总是对称、锥型和稳定的;当增加低高度的背鳍时,原来对称、锥型流动会变得非对称或者非锥型、或者两者兼有,而当背鳍高度增加到一定程度时,旋涡会重新变得稳定。

通过平板三角翼和加上不同高度低背鳍后组合

收稿日期: 2010-12-01; 修订日期: 2011-04-05

基金项目: 国家自然科学基金(51107101); 高等学校博士学科点基金(20096102120001); 西北工业大学基础研究基金(JC201218)

体的风洞测力实验^[3-4],同时与流场显示实验^[5-6]及理论分析^[1-2]的结果进行比较和分析,以期检验上述理论结果,得出与实验结果统一的结论,并进一步揭示涡失稳后的发展状态。

1 理论分析

1.1 理论分析方法

理论假设三角翼+背鳍组合体为锥型体,沿轴向其长度无限延伸,模型后缘对流动的影响不考虑。大迎角下,流动在三角翼尖锐前缘处分离,出现分离涡。涡模型仅指机翼前缘分离出来的集中涡对,忽略了主分离涡与机翼前缘之间脱出的涡面。分离主涡从模型尖端处沿轴线向后发展,被假设为锥型流动。翼面上的二次分离涡和背鳍前缘处的分离涡同样被忽略。翼面不出现涡的破裂,流动假设为定常、无粘、不可压和锥型。流场中除了相互独立的涡对,其它地方均无旋。速度势控制方程为三维拉普拉斯方程,边界条件为固壁边界条件,并在模型尖锐前缘处满足库塔条件。应用细长体理论和锥型流假设,问题被简化为二维势流绕流。

对处于平衡位置的涡对进行很小的扰动,然后撤掉,此时涡对运动遵循涡运动方程。该方程线性化后,涡心坐标随时间变化的控制方程为两个线性齐次一阶常微分方程。用 $q(u, v)$ 表示涡心处速度, D, J 分别代表速度场散度和雅克比行列式,如式(1)。

$$J = \begin{vmatrix} \frac{\partial u}{\partial x} & \frac{\partial u}{\partial y} \\ \frac{\partial v}{\partial x} & \frac{\partial v}{\partial y} \end{vmatrix}, \quad D = \nabla \cdot q = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \quad (1)$$

$\lambda_{1,2} = 0.5[D_0 \pm (D_0^2 - 4J_0)^{1/2}]$ 为方程系数矩阵特征值,取决于 Sychev 相似系数 K ($K = \tan\alpha/\tan\epsilon$)^[7]、侧滑相似系数 K_s 和几何相似系数 h_L/s (s 为当地半展长, h_L 为当地背鳍高度),下标 0 表示该参数为涡对处于平衡位置时的参数。

加在处于平衡位置涡上的任何小扰动可以被分解为一个对称扰动和一个反对称扰动。涡对运动方程特征向量 λ_1, λ_2 的实部最大值被用来判断涡在受小的对称或反对称扰动下是否稳定。此值为正值,说明扰动是增长的(涡不稳定,并且这种不稳定性属于绝对不稳定);此值为负值,说明扰动是衰减的(涡稳定);此值为零值,说明扰动不发生改变(涡为中性稳定)。当且仅当涡对在对称和反对称扰动下都稳定时,才可以判断此时流场稳定。

1.2 理论分析结果

图1中曲线横坐标为迎角,给出的是当背鳍高度确定时,特征值实部在小的对称和非对称扰动下随迎角的变化曲线,可以看作是带不同高度背鳍、半顶角 $\epsilon = 7.5^\circ$ 、具有尖锐前缘的平板三角翼流场稳定性的判断曲线(用英文 Wing-alone 表示单独平板三角翼, Wing+0.3s-fin 用来表示带 0.3s 高度背鳍的组合体,带 0.6s 高度背鳍的组合体则用 Wing+0.6s-fin 来表示)。

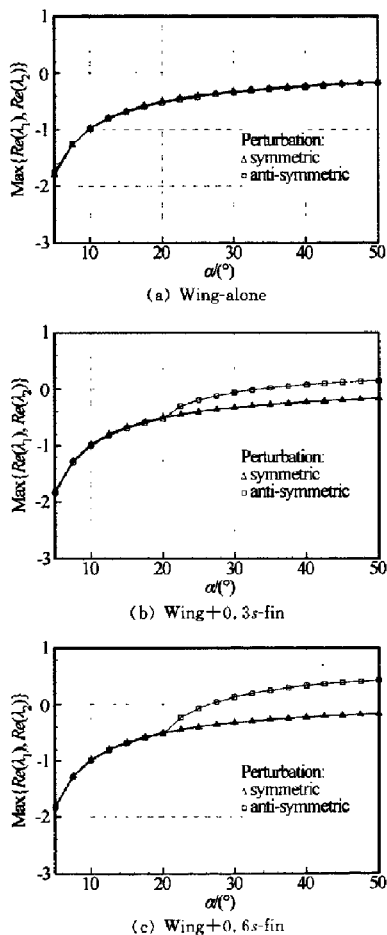


图1 特征值实部最大值在小的对称和非对称扰动下随迎角的变化曲线 ($\epsilon = 7.5^\circ, \beta = 0^\circ$)
Fig. 1 Maximum real part of eigenvalues for stability of the stationary symmetric vortex pair vs α ($\epsilon = 7.5^\circ, \beta = 0^\circ$)

图1(a)表明,对于单独平板三角翼,无论是对称扰动还是反对称扰动,稳定性曲线在整个计算迎角范围内是重合的,均为负值,说明此时处于平衡位置的涡是稳定的。图1(b)和(c)给出了半顶角 $\epsilon = 7.5^\circ$ 的平板三角翼无侧滑状态下,分别加高度为 0.3s 和 0.6s 的背鳍后,平衡对称涡对的稳定性分析结果。两个特

征向量的实部最大值为纵坐标,迎角为横坐标。对于两个平板翼+背鳍组合体,对称扰动下的稳定性曲线和单独平板三角翼稳定性曲线重合,这是因为背鳍安装在模型对称面,而且扰动对称。在反对称扰动下,两个不同组合体的稳定性曲线变化趋势变得不同。处于平衡位置的对称涡在小迎角下稳定,随着迎角的增大,涡开始变得不稳定。对于0.3s高度背鳍,不稳定性出现的迎角为 32° ,对于0.6s高度背鳍,不稳定性出现的迎角为 27° 。

2 实验设备与方案

2.1 模型参数设计

针对上述理论分析结果,设计模型半顶角 $\epsilon=7.5^\circ$,实验迎角范围为 $12^\circ\sim 32^\circ$,涵盖理论分析结果中模型分离涡流场可能发生非对称时的迎角。侧滑角范围 $\beta=-10^\circ\sim +10^\circ$ 。实验模型后掠角为 83.5° ,弦长990mm,前后缘均采用 20° 斜切角,以保证模型上表面为严格平面。背鳍厚度2.0mm、前缘削尖,固定在三角翼上表面,位于模型对称面内。设计力图使模型接近绝对的锥型,便于同理论结果相比较(见图2)。



图2 实验安装布局
Fig. 2 Layout of test

2.2 实验设备

实验在西北工业大学 NF-3 风洞进行。实验段长 \times 宽 \times 高 $=12\text{m}\times 3.5\text{m}\times 2.5\text{m}$,最大风速90m/s,气流湍流度 $\leq 0.08\%$,风洞收缩比为11。实验在25m/s风速下进行,基于三角翼根弦长的雷诺数为 1.66×10^6 。采用杆式六分量应变天平对模型气动力与力矩进行测量。

3 实验结果与分析

3.1 升力系数比较分析

图3给出了各模型升力系数 $C_L(\alpha)$ 和参考文献[8]中相应系数的比较。可以看出,虽然雷诺数不同,本实验和Shanks实验中的升力系数 C_L 仍然吻合得很好,说明雷诺数对本实验的影响很小。从曲线来

看,直到 32° 迎角,各模型升力系数 $C_L(\alpha)$ 仍然保持一条直线,说明在实验迎角范围内,模型翼面上没有出现涡的破裂。这和已有的实验结果是相符的^[9]。

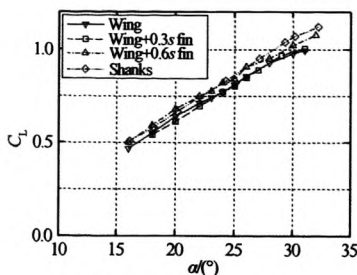


图3 升力系数 C_L 的比较
Fig. 3 Comparison of lift coefficients

3.2 重复性实验结果比较分析

图4为Wing-alone模型滚转力矩 C_l 的重复性实验结果,因为侧向力和偏航力矩随迎角变化趋势和滚转力矩变化趋势相同,所以由滚转力矩得出的结论适用于侧向力及偏航力矩(以下均以滚转力矩系数的变化特性展开研究)。对于单独机翼模型,其滚转力矩系数随迎角的变化为接近零值的一条直线,所有重复性曲线都是在零附近。对单独平板机翼模型,其横向气动力在实验迎角范围内始终为零,这是因为长平板三角翼在翼面发生涡破裂之前,流场始终对称、稳定,因此在无侧滑状态下,模型不会产生横向力和力矩。

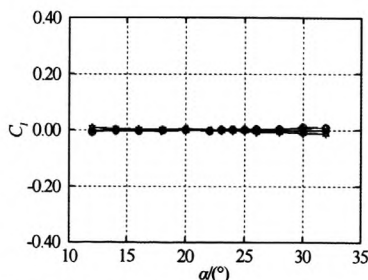


图4 Wing-alone模型滚转力矩系数 C_l 重复性实验
Fig. 4 Rolling moment coefficients of the Wing-alone model measured in 7 repetitive runs

图5与6给出了文献[3]中加背鳍三角翼组合体应变天平测力的风洞试验结果。结果表明,三角翼+0.3s背鳍模型, $C_l(\alpha)$ 曲线在 26° 迎角之前均为接近零点的近似直线,可以认为始终为零值;在 26° 以后,随着迎角增大,滚转力矩有明显增加,说明当迎角大于 26° 时,背鳍破坏了原本对称、稳定的流场,使得分离涡变得非对称,从而出现滚转力矩。对Wing+0.6s-fin模型, 22° 迎角之前滚转力矩系数为零; 22° 迎角以后, $C_l(\alpha)$ 有明显的增加。这说明加上0.6s高度的背鳍后,细长三角翼模型上在无侧滑角下流场出现

非对称涡的迎角有所提前。在 30° 迎角之后, 数据突然变得杂乱, 不具有重复性的特性, 而从升力曲线中可以肯定此时翼面上没有发生涡的破裂, 从而可知加上 $0.6s$ 高度背鳍后, 平板三角翼流场在 30° 以上的迎角下, 其涡流场为非对称、非定常。

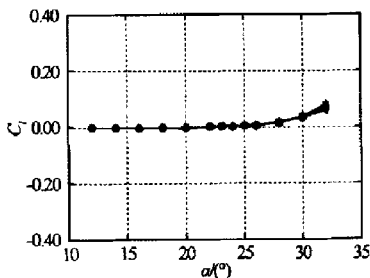


图5 Wing+0.3s fin 模型滚转力矩系数 C_l 重复性实验 ($Re=2.33 \times 10^6$)^[3]

Fig. 5 Rolling moment coefficient of the Wing+0.3s fin model measured in 7 repetitive runs^[3]

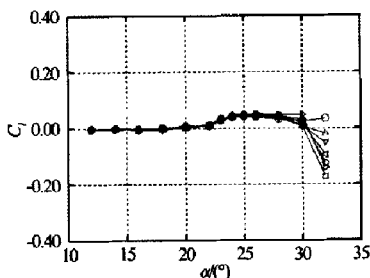


图6 Wing+0.6s fin 模型滚转力矩系数 C_l 重复性实验 ($Re=2.33 \times 10^6$)^[3]

Fig. 6 Rolling moment coefficient of the Wing+0.6s fin model measured in 7 repetitive runs^[3]

3.3 滚转力矩系数随侧滑角 β 的变化

本实验中, 由于装配误差, 法向力对侧滑和滚转力矩有干扰。因为法向力对偏航力矩和滚转力矩的干扰量对于 3 个模型都相等, 所以每个迎角下的干扰量可以通过用带背鳍组合体模型的原始横向力矩减去相同实验状态下单独三角翼的原始横向力矩, 此时得到的差值就是真正由于加了背鳍而产生的横向力矩分量。在这节里, 滚转力矩即为上述方法得到。但因为侧向力的重复性较差, 尤其是对于单独平板三角翼模型, 所以用上述方法进行分析是不科学的。

图 7 和 8 给出了 Wing+0.3s-fin 和 Wing+0.6s-fin 模型由背鳍产生的滚转力矩系数随侧滑角的变化, 为了更清楚观察在零 β 角下横向力/力矩特性, 图中只给出 β 角范围为 $-2^\circ \sim +2^\circ$ 时的曲线。

注意到, 固定迎角下, 两个横向力矩随侧滑角的变化几乎为直线。当此直线不通过零点时的迎角、即 $\Delta C_l(\beta)$ 在 $\beta=0^\circ$ 时不为零的迎角, 即为非对称力出现的迎角。对于 Wing+0.3s-fin 模型, 28° 迎角以后, 随

着迎角变化侧向力有明显增加; 而对 Wing+0.6s fin 模型, 非对称力出现的迎角为 26° 迎角。可以发现, 背鳍越高, 出现非对称力的迎角越小。这样的结论和文献[3]结论中流场出现非对称的迎角范围是一致的。

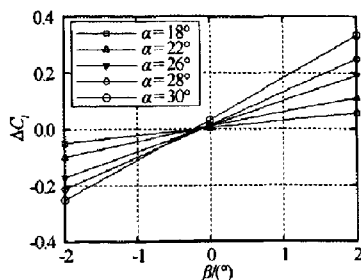


图7 滚转力矩差值随侧滑角变化(Wing+0.3s-fin 模型)
Fig. 7 Rolling-moment coefficients induced by 0.3s-fin

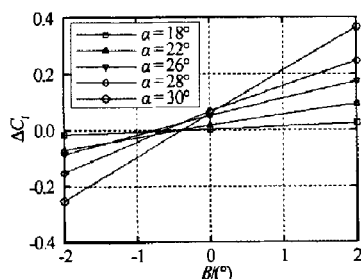


图8 滚转力矩差值随侧滑角的变化(Wing+0.6s-fin 模型)
Fig. 8 Rolling-moment coefficients induced by 0.6s-fin

4 实验和理论分析的比较

文献[1]基于线化分析方法预测了单独平板三角翼和加背鳍组合体处于平衡位置的对称涡对在小扰动下失稳的发生。而流场观测清楚表明非对称力的出现是因为从模型尖锐前缘分离产生的涡对不能再保持对称, 从而变为非对称。所以, 组合体上出现非对称力时对应的迎角可以和理论分析中流场失稳出现时的迎角相比较。

在最初理论分析中^[1], 用涡线来模拟分离涡模型, 涡核直径为零, 涡强度集中在涡线上。修正的理论^[2]考虑了涡核的影响, 涡核内近似射流和外缘的流动模拟采用欧拉方程进行数值模拟。

表 1 给出了实验结果中流场出现非对称时的迎角与理论分析中流场失稳时迎角的比较, No 表示没有不稳定的涡流场出现。观察可知, Wing+0.3s-fin 模型流场出现非对称时的迎角为 28° , 大于 Wing+0.6s-fin 模型流场出现非对称时的迎角 26° 。而理论分析中, 随着背鳍高度的增加, 流场出现失稳的迎角同样也在减小。这说明实验中力出现非对称时的迎

角和理论分析中失稳发生的迎角在定性上吻合得很好。

表1 实验结果中流场出现非对称时的迎角与理论分析中流场失稳时的迎角的比较

Table 1 Experimental angle-of-attack for force-asymmetry onset compared with theoretical AOA for instability onset

模型	实验结果	理论结果	
	非对称发生	初始理论	改进理论
Wing	No	No	No
Wing+0.3s-fin	28°	23°	32°
Wing+0.6s-fin	26°	18°	27°

定量上,初始理论分析给出的非对称出现迎角均小于改进后理论分析给出的迎角,这是因为对涡核的忽略夸大了低背鳍对涡稳定性的破坏作用。修正后的理论分析结果则与实验结果比较接近,但在定量上无法完全吻合,这是因为用于数学分析的理论模型存在很多的假设。

实验结果为理论分析预测提供了直接的测力证据,证实绝对失稳可能是细长三角翼非对称涡出现的本质原因,进一步对于细长平板三角翼加低背鳍组合体分离涡流场失稳后表现出来具体状态,烟/激光片光^[5]和PIV流场观测实验^[6]清楚地表明此时涡流场非定常、非锥型和非对称。

5 结 论

(1) 实验结果为文献[1-2]中细长锥体分离涡流场的稳定性判据提供了直接的证据,初步验证了理论分析的有效性;

(2) 在翼面上出现涡破裂前,细长三角翼的流场始终是稳定、对称的;加上低高度的背鳍后,对原来涡流场的稳定性有削弱和破坏的作用,流场变得非对称;

(3) 在0.3s~0.6s背鳍高度范围内,随着背鳍高度的增大,流场出现非对称的迎角减小。

致谢:本文得到了乔志德教授、高超教授、郗忠祥教授、高永卫教授、惠增宏高级工程师、肖春生工程师的帮助,在这里向他们表示感谢。

参考文献:

- [1] CAI J S, LIU F, LUO S J. Stability of symmetric vortex in two-dimensions and over three dimensional slender conical bodies[J]. J Fluid Mech., 2003, 480: 65-94.
- [2] CAI J S, TSAI H M, LIU F, et al. Vortex core and its effects on the stability of vortex flow over slender conical bodies[R]. AIAA 2005-0062, 2005.
- [3] 孟宣市, 乔志德, 高超, 等. 低背鳍对细长平板三角翼大迎角空气动力的影响[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 545-549.
- [4] MENG X S, JIA C, QIAO Z D, et al. Aerodynamic characteristics of slender delta wing with low dorsal fin [R]. AIAA 2007-1272, 2007.
- [5] MENG Xuan-shi, QIAO Zhi-de, GAO Chao, et al. Visualization of vortex flow over delta wing with dorsal fin [R]. AIAA 2005-1058, 2005.
- [6] 孟宣市, 乔志德, 高超, 等. 低背鳍对细长平板三角翼流场影响的 PIV 测量[J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2295-2300.
- [7] SYCHEV V. Three-dimensional hypersonic gas flow past slender bodies at high angle of attack[J]. Journal of Maths and Mech. (USSR), 1960, 24: 296-306.
- [8] SHANKS R. Low-subsonic measurements of static and dynamic stability derivatives of six flat-plate wing having leading edge sweep angles of 70° to 84°[R]. NASA TND-1822, 1963.
- [9] STAHL W, MAHMOOD M, ASGHAR A. Experimental investigations of the vortex flow on delta wings at high incidence[J]. AIAA J, 1992, 30: 1027-1032.

作者简介:



孟宣市(1976-),男,陕西兴平人,博士,副教授。研究方向:大迎角空气动力机理研究及其控制。通讯地址:陕西省西安市西北工业大学翼型叶栅重点实验室(710072),联系电话:029-88495381;Email: mxsbear@nwpu.edu.cn