后掠翼对细长体中段大迎角绕流的影响

李国辉 邓学蓥

(空军航空大学 军事仿真技术研究所，长春 130022) (北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083)

摘 要：采用在细长体顶点处添加扰动块的方式使细长体的绕流具有确定性.研究了在大迎角下,后掠翼对细长体绕流结构和气动力特性的影响.实验结果表明,在 30°迎角时,细长体中段背风侧的流动和压力分布受到后掠翼与头部背涡的双重控制.在迎角 $\alpha=40°\sim60°$ 范围内,后掠翼对细长体中段绕流起主控作用,使细长体中段背风侧流动呈现完全分离流状态,使得中段背风侧的压力分布保持为均值.

关 键 词：细长体；大迎角空气动力学；后掠翼

中图分类号：V 211

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)01-0001-04

Influence on flow around mid-part of slender at high AOA by sweep wing

Li Guohui

(Military Simulation Technology Institute, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

Deng Xueying

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The flow around a slender was fixed in this way which a tiny perturbation was located on the nose of the slender. The influence on flow structure and aerodynamic of a slender by sweep wing at high angle of attack was studied. The experimental results indicate that at angle of attack 30°, the flow and pressure distribution of mid-part leeside of a slender are dominated by sweep wing and forebody vortices. At angles of attack $\alpha=40°\sim60°$, sweep wing dominates the flow around the mid-part of a slender only, and the flow of mid-part leeside of a slender becomes full separate flow, the pressure distribution of mid-part leeside of a slender retains constant.

Key words: slender; high angle of attack aerodynamic; sweep wing

大量实验结果表明[1-4],大迎角下的细长体非对称涡流场对模型头部扰动具有高度敏感性,从而导致非对称涡流场的不确定性.这种实验结果的不确定性使得研究机翼对细长体的干扰特性难以进行,因为无法分辨细长体上气动力的变化到底是由于加上机翼引起的还是由于细长体绕流的不确定性引起的,这也使得单独细长体的实验结果难以直接应用到飞机设计中.最近陈学锐等人[5]通过采用在尖头细长体模型头部设置人工扰动的方法,使得由于模型加工中存在的扰动大小和分布的随机性所引起的流动不确定性转变为有规律的确定性非对称涡流动,并且不会改变非对称涡的双稳态流动特性.这一研究成果使得研究机翼对细长体流场结构和气动力特性的干扰成为可能.本文通过在细长体头部添加人工扰动,使细长体绕流流动具有确定性和重复性,再在此基础上研究后掠翼对细长体绕流结构和气动力特性的影响.

1 实验模型和设备

1.1 实验模型

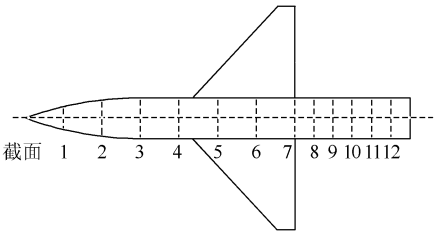
本次实验的细长体模型为一个尖拱形头部的

收稿日期：2005-12-21

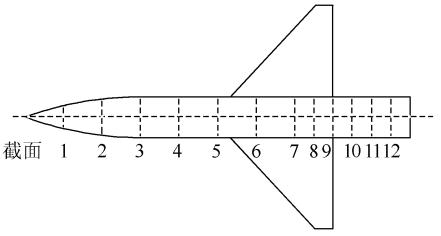
基金项目：航空基础科学基金资助项目(02A5148)

作者简介：李国辉(1966－),男,湖南永兴人,讲师,ghleebh0368@sina.com.cn.

细长旋成体钢制测压模型. 模型的长细比为10，头部长细比为3，后体直径 D 为90 mm. 在测压模型上设置12个测压截面，位置分别为 $x/D=1.0$，2.0，3.0，4.0，5.0，6.0，7.0，7.5，8.0，8.5，9.0，9.5. 每个测压截面设置24个测压孔，测压孔沿周向均匀分布，间隔15°. 机翼模型为一平板型后掠翼，厚度5 mm，机翼上无测压孔. 机翼前缘后掠角为45°，后缘后掠角为0°. 机翼在细长体上的周向安装位置为 $\theta=90°$，270°. 机翼与细长体测压截面的位置关系如图1所示.



a 机翼位于位置1



b 机翼位于位置2

图1 机翼与测压截面的位置关系

1.2 风洞和测试设备及实验条件

实验是在北京航空航天大学的D-4回流式低速风洞中进行的，实验段长2.5 m，宽1.5 m，湍流度0.08%. 本实验使用的压力扫描和数据采集系统是PSI公司网络智能压力扫描阀Model 9016，压力传感器的测量精度为0.05%. 本次实验的风速 V_∞ 为30 m/s，实验雷诺数 $Re=V_\infty D/\gamma=1.8\times10^5$. 本实验雷诺数属亚临界雷诺数范围.

1.3 扰动块的设置

为使流动具有确定性，在模型的顶点处粘上一微型塑料块作为扰动块，扰动块的尺寸如图2所示. 为模拟细长体大迎角下的双稳态效应，在实验中扰动块设置了45°，135°，225°和315° 4个周向位置. 如图2所示.

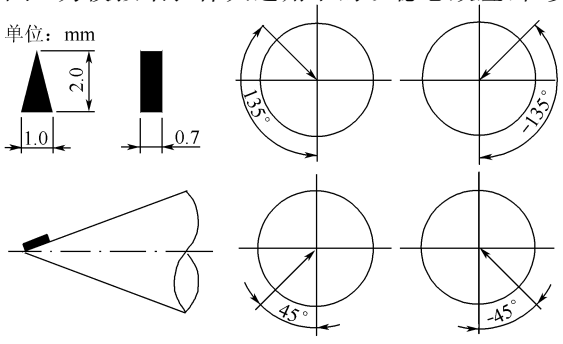


图2 扰动块的形状及周向安装位置

2 实验结果和讨论

为了便于分析问题方便，根据机翼在细长体上的轴向安装位置，将细长体分为头部、中段和后段3部分，见图3. 本文主要讨论在大迎角下，机翼对细长体中段的截面压力分布和绕流结构的影响.

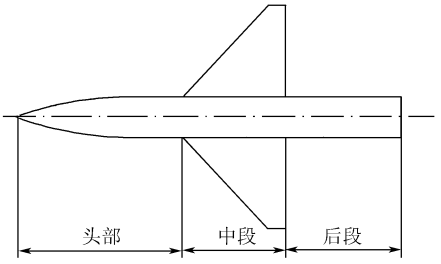
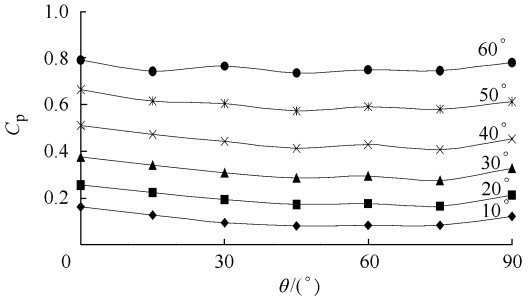


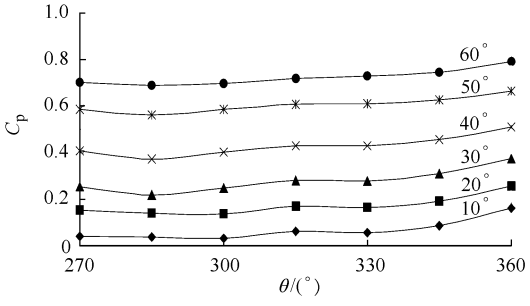
图3 细长体的分段

2.1 细长体中段迎风侧的情况

图4给出了第7截面迎风侧压力分布随迎角的变化关系曲线，其中 C_p 为压力系数.



a $\theta=0°\sim90°$



b $\theta=270°\sim360°$

图4 第7截面迎风侧压力分布随迎角变化曲线

从图4中可见，从小迎角开始，加上后掠翼以后，迎风侧的压力均变为正压力，且压力分布曲线为一直线，不随周向角的变化而变化，与单独细长体的压力分布表现出截然不同的性质，而与后掠翼的下翼面的压力分布特性相同. 这说明细长体中段迎风侧的流动结构与压力分布特性主要受后掠翼的控制，表现出与后掠翼下翼面同样的压力

分布特性.而随着迎角的增加,后掠翼对气流的阻挡作用增强,下翼面的压力也随之增大,造成细长体中段迎风侧的压力也增大,压力分布曲线随迎角的增加而上移.

单独细长体在大迎角下能形成多涡系结构,这是由于细长体附面层内的涡量通过细长体上的分离线离开物面不断输送到细长体的背涡.而加上后掠翼以后,后掠翼使细长体中段迎风侧和背风侧的附面层分隔开,使得中段迎风侧和背风侧的边界层只能通过后掠翼前缘分离,并入后掠翼的前缘涡.此时细长体中段上不再有涡量提供给细长体背涡,细长体背涡的涡量完全是由后掠翼顶点前的细长体头部上的分离线处分离出的涡量提供的.因此加上后掠翼后,在细长体中段上只可能有细长体头部背涡和后掠翼前缘涡这两种涡.

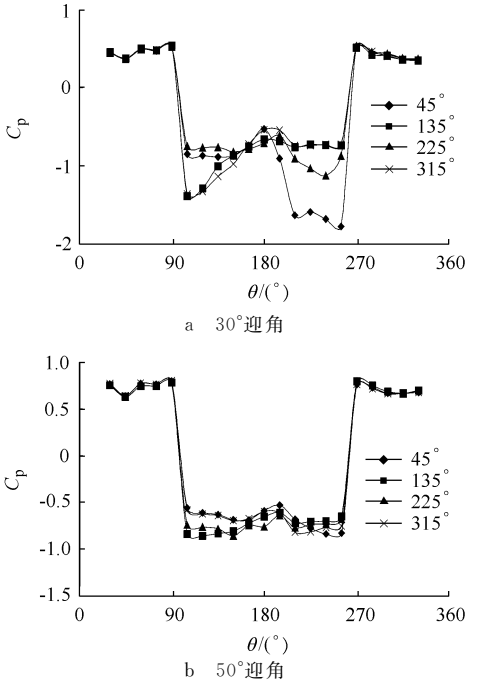
对于尖拱型细长体,在迎角 $\alpha \geqslant 30°$ 时,细长体上会出现非对称背涡,造成细长体截面压力分布不对称.随着细长体头部滚转角的变化,会使细长体背涡的流态在"左涡型"和"右涡型"之间交替变换,从而造成细长体截面压力分布左右交替变化,截面侧向力的方向也左右交替变化,非对称背涡流动表现出"双稳态"现象.这种"双稳态"现象是细长体非对称背涡的一个固有特性.而通过在细长体顶点处加扰动块的方式,可以对细长体的非对称背涡流动起到一个触发的作用.通过扰动块周向位置的变化,代替细长体头部滚转角的变化,使细长体大迎角绕流的"双稳态"特性表现出来.在 50°迎角时,这种"双稳态"现象表现最明显.那么大迎角下这种头部非对称背涡是否会对中段迎风侧的压力分布产生影响呢? 本文用中段同一截面在相同迎角,不同扰动块周向位置下的压力分布曲线来判断非对称背涡的影响.如果非对称背涡有影响,则迎风侧的压力分布曲线应随扰动块周向位置的变化而变化;反之,则说明没有影响.

图 5 是后掠翼位于位置 1 时,第 5 截面压力分布的变化曲线.从图 5 可见,在 30°迎角时,扰动块处于不同的周向位置时,迎风侧的压力分布曲线完全重合,在 50°迎角时的情况也是如此.这说明在大迎角下,细长体头部的非对称背涡对中段迎风侧的绕流和压力分布没有影响.而此时对中段迎风侧的绕流起主控作用的是后掠翼.

2.2　细长体中段背风侧的情况($\theta = 90° \sim 270°$)

1) $\alpha = 30°$ 的情况

当迎角 $\alpha \geqslant 30°$ 时,在细长体上出现非对称背涡,截面压力分布表现出非对称性.从图 5a 可见,在 30°迎角时,在细长体中段背风侧,压力分布表现出明显的非对称性,表明此时头部的非对称背涡对中段背风侧的压力分布产生了较大的影响.同时,扰动块位置的变化会引起中段背风侧的压力分布峰值左右交替变化,表现出"双稳态"特性,而这正是头部非对称背涡的固有特性.这说明此时头部的非对称背涡对细长体中段背风侧的流动影响较大,不可忽略.



a　30°迎角

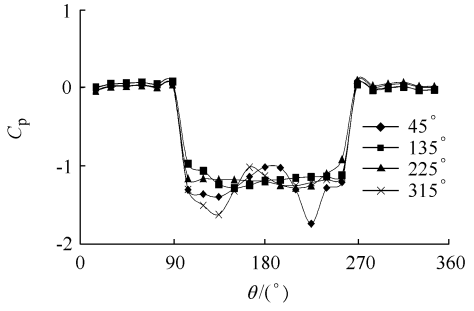
b　50°迎角

图 5　不同扰动块周向位置下第 5 截面的压力分布

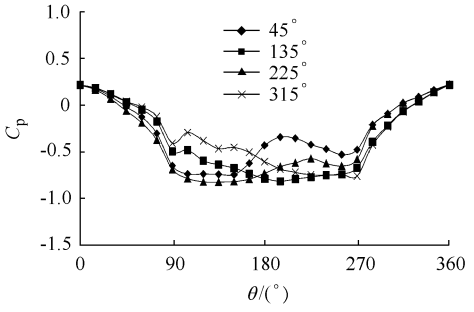
对于沿细长体轴向,中段背风侧的压力分布变化,图 6 是后掠翼位于位置 1 时,第 6 截面和第 7 截面的压力分布随扰动块周向位置变化的曲线.从图 6 可见,扰动块位置的变化也会使第 6 截面和第 7 截面背风侧的压力分布发生变化.但其压力变化的幅值明显比第 5 截面小,并且压力分布随扰动块位置的变化没有表现出明显的"双稳态"特性.这说明细长体头部背涡对第 6 截面和第 7 截面的压力分布仍有影响,但相比于第 5 截面,这种影响明显要小.注意到后掠翼位于位置 1 时,第 7 截面与后掠翼的后缘平齐,即第 7 截面是细长体中段的后端.由此可见,在 30°迎角时,整个细长体中段的绕流和压力分布都受到头部背涡的影响.这种影响在细长体中段的前部比较强,到了中段的后部就比较弱了.因此在 30°迎角时,细长体中段背风侧的流动和压力分布受到后掠翼与头部背涡的双重控制.

2) $\alpha = 40° \sim 60°$ 的情况

对于后掠翼前缘涡,在大迎角下,前缘涡会产生破裂,并且随着迎角的增大,前缘涡破裂点的位置会前移.大量实验证实,对于本文实验所用的这



a 第6截面

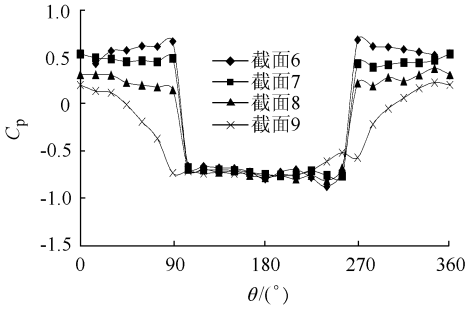


b 第7截面

图6 不同扰动块周向位置下第6截面和第7截面的压力分布

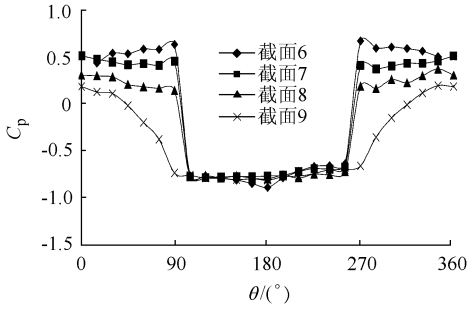
种45°前缘后掠角的平板型三角翼，在40°迎角时，其前缘涡已完全破裂，整个机翼上表面呈现完全分离流状态. 吕志咏等人[6]通过流场测量发现，当机翼涡破裂点达到翼顶点附近以后，翼面上就为完全分离流所控制. 对于本文的实验模型来说，此时细长体中段背风侧完全处于后掠翼的完全分离流控制之下，整个背风侧基本上都是完全分离流区.

图7所示为40°迎角时，不同扰动块周向位置下的细长体中段压力分布. 从图7中可见，不同扰动块周向位置下，细长体中段背风侧压力分布不变，说明此时头部背涡对细长体中段背风侧的压力分布没有影响.

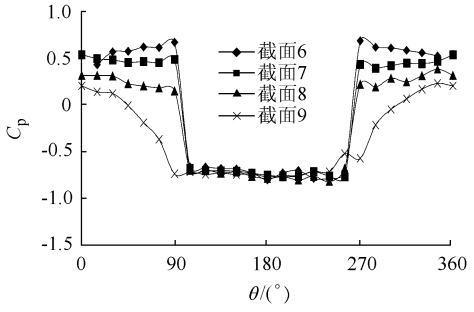


a 扰动块位于45°

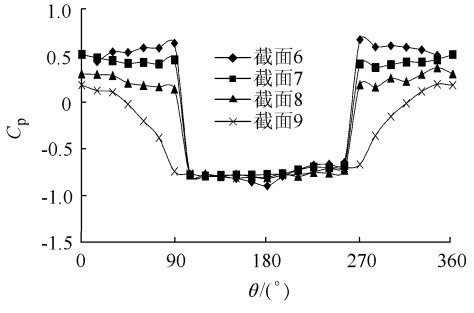
头部背涡对中段背风侧的压力分布没有影响，这说明从细长体头部拖出的背涡流到细长体中段后，要么发生破裂，要么由于离物面远，因而对物面的压力分布没有什么影响了. 陈南茜[7]通过水洞显示实验发现，在40°迎角时，头部背涡流到后掠翼顶点处即发生破裂，后掠翼处于3个不同轴向位置时均如此. 而Malcolm[8]的实验则显示，在50°迎角时，头部背涡只是从物面上拖出，并不发生破裂. 本文没有做流场显示实验，所以不能妄断背涡是破裂还是拖出. 但从细长体中段的压力分布特性可以看到，不管怎样，在迎角$\alpha=40°\sim60°$范围，头部背涡对细长体中段背风侧的影响很小，此时背风侧主要是受后掠翼完全分离流的控制.



b 扰动块位于135°



c 扰动块位于225°



d 扰动块位于315°

图7 不同扰动块周向位置下细长体中段压力分布

(下转第9页)