文章编号:1673-1522(2017)05-0487-04　DOI: 10.7682/j.issn.1673-1522.2017.05.014

后缘隔板对充气式机翼翼型气动力影响分析

康小伟,郭卫刚,李　冰

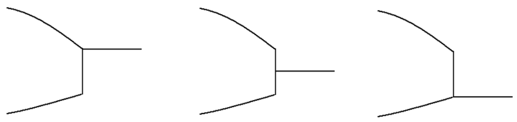
(海军航空大学,山东 烟台 264001)

摘　要:以充气式机翼为背景,研究了安装后缘隔板充气式翼型的气动特性。以翼型E387为基础生成的钝后缘翼型为研究对象,采用大涡模拟方法对安装中部隔板的充气式翼型进行了流场数值计算,并与未安装隔板的情况进行了对比。总结了后缘中部隔板对充气式翼型气动特性影响的变化规律,为充气式机翼设计提供参考。

关键词:充气式机翼;钝后缘翼型;隔板;气动力

中图分类号:V279;V211.41　**文献标志码:**A

相比传统飞行器机翼的复杂结构,充气式机翼具有封装体积小、抗过载高、质量小、成本低等优点[1]。充气式机翼主要由多个充气气囊组成,大多采用多梁式充气结构,导致机翼的后缘为钝后缘。钝后缘翼型具有结构和气动效率2个方面的优点。在结构方面,相对于相同厚度翼型而言,钝后缘增加了翼型的面积和转动惯量;在气动方面,钝后缘提高了翼型的最大升力系数和升力线斜率,并减小了翼型表面流动对前缘粗糙度的敏感性[2-4]。钝后缘翼型可以使一部分压力恢复发生于尾迹部分,从而减小了翼型上表面的逆压梯度,减缓了附面层的分离趋势,提高了翼型的升力特性[5-12]。但是,由于钝后缘脱体涡的存在,也使得翼型的阻力有非常大的增加;其主要原因是流动经过钝后缘翼型时,在其后缘底部的台阶转角处将会加速,导致压力下降并形成定常或周期性的低压漩涡结构,引起能量耗散,从而产生相当大的底部阻力[3]。最近几年,国外文献提出[13-17],可以在翼型的钝后缘安装隔板、楔形板、空腔等装置,能够削弱后缘的低压漩涡结构,从而达到减小阻力的目的;其中,隔板是结构最简单的一种装置,如图1所示。



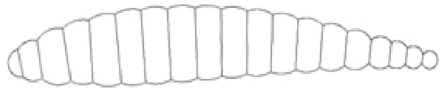
a)上部　b)中部　c)下部
a)Up　b)Mid　c)Down

图1　隔板布局示意图
Fig.1 Layout of trailing edge splitter

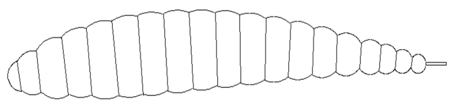
根据文献[17]和充气式机翼翼型的形状特点[18],本文利用大涡模拟方法对安装中部隔板的情况进行了仿真计算,并分析了中部隔板对充气式机翼翼型气动特性的影响。

1 计算模型

以翼型E398作为基本翼型,利用图形法和气泡原理得到的充气式机翼翼型,如图2 a)所示[18]。该翼型的表面是由多段圆弧线连接而成,并且和拉条在翼型内部可以形成多个气囊空间,其后缘为钝后缘;为降低钝后缘对翼型气动特性的影响,在其后缘安装了中部隔板,如图2 b)所示。



a)无隔板
a)No splitter



b)中部隔板
b)Mid splitter

图2　充气式机翼翼型
Fig.2 Airfoil of inflatable wing

2 数值方法和计算网格

采用压强与速度耦合的SIMPLE算法,湍流模型采用LES(其中亚格子应力模型采用Smagorinsky-Lily模型)。其中,压强插值采用二阶格式,动量方程插值采用中心格式,能量方程插值为二阶迎风格式;时间

收稿日期:2017-02-18;　**修回日期:**2017-07-22
作者简介:康小伟(1980-),男,讲师,硕士。

采用二阶隐式格式,其步长为 0.001 s 。

在计算域中,翼型的弦长为 0.26 m ,计算域的外边界半径为 3.0 m ,以满足流场计算要求,如图3所示。

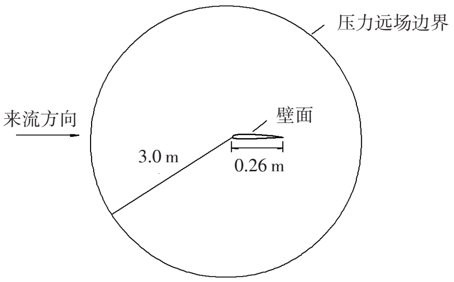
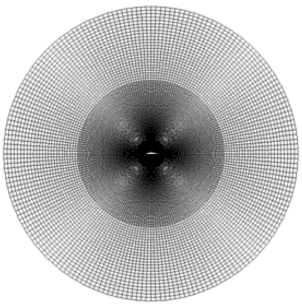


图3 计算域

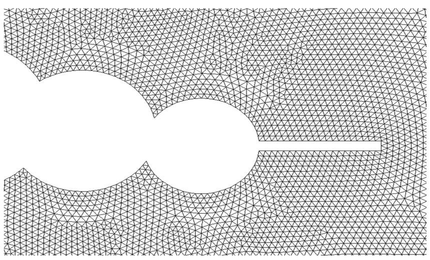
Fig.3 Computational domain

由于翼型的后缘是钝后缘,无论是否安装隔板,后缘处均会出现流动分离;同时,为了避免因后缘附近的网格过于集中,形成"网格激波",则在划分网格时采用O型网格以提高网格质量。其中,翼型表面的网格尺寸为 0.5 mm ,外边界的网格尺寸为 100 mm ,网格单元总数为 480 690 ,如图4所示。



a)网格

a)Grid



b)钝后缘附近网格

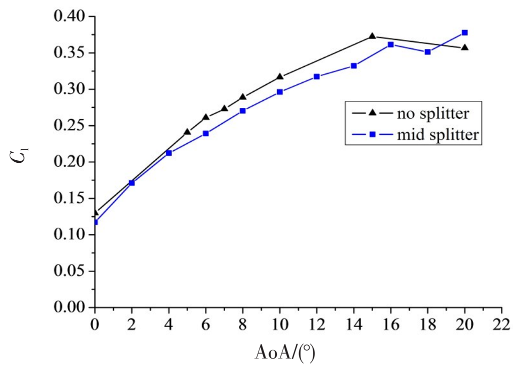
b)Grid of blunt trailing edge

图4 网格划分

Fig.4 Mesh generation

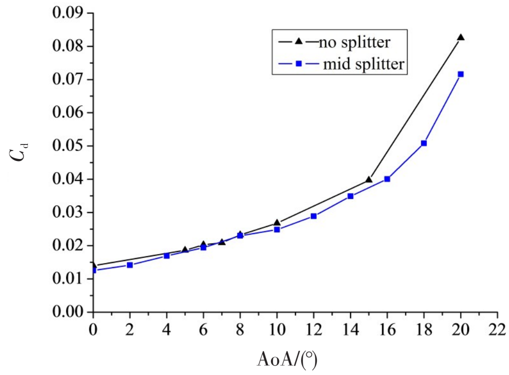
3 计算与分析

在迎角为 0°~20° 的11个工况下,对安装中部隔板的充气式机翼翼型的表面流动进行了数值模拟计算,得到了其升力系数、阻力系数和升阻比。考虑到充气式机翼翼型钝后缘附近可能出现周期性漩涡流动,本文所有算例均采用非定常计算,力系数为平均值。计算结果说明见图5。



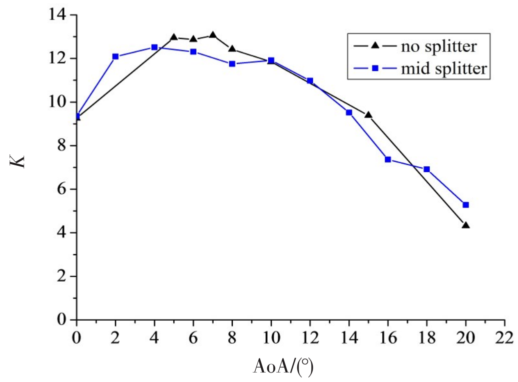
a)升力系数

a)Lift coefficient



b)阻力系数

b)Drag coefficient



c)升阻比

c)Lift-drag ratio

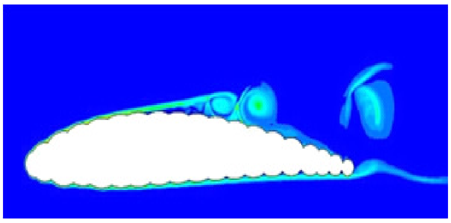
图5 中部隔板状况计算对比

Fig.5 Comparison of computational results for mid splitter

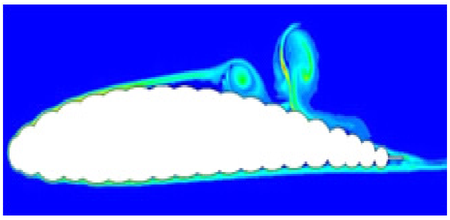
如前面所描述,本文对比了安装中部隔板和未安装隔板2种布局。本文计算结果说明,钝后缘安装中部隔板产生了以下影响:升力系数在小迎角时基本无

变化，然后随着迎角的增加，升力系数明显减小，失速迎角略有增大；阻力系数在中小迎角时变化较小，在大迎角时明显减小；升阻比变化基本不大，但是最大升阻比减小，有利迎角减小。

此外，安装中部隔板后，翼型后缘的气流不再产生漩涡，而是附在隔板上下两侧向后流动，图6为迎角0°下翼型后缘附近的漩涡。



a）无隔板
a）No splitter



b）中部隔板
b）Mid splitter

图6　翼型后缘附近漩涡
Fig.6　Vortex of tailing edge

4　结论

本文对安装中部隔板的充气式机翼翼型进行了流场仿真计算，并就其气动特性与未安装隔板情况进行了对比。对于安装中部隔板的充气式机翼翼型，得出以下结论。

1）安装中部隔板以损失一定的升力为代价获得减阻效果，但是其在小迎角时升力损失较小，所以其适合在小迎角飞行时使用。

2）充气式机翼是由弧形蒙皮和内部拉条构成，其后缘结构尺寸小；在不降低气动特性的情况小，可以采用后缘中部隔板可以简化其后缘结构。

今后将进一步开展研究，采用数值优化方法找出充气式机翼翼型中部隔板布局的最优参数。

参考文献：

[1] DAVID CADOGAN，TIM SMITH，RYAN LEE，et al. Inflatable and rigidizable wing components for unmanned aerial vehicle[R]. AIAA 2003-1801. 2003：1-8.

[2] BAKER J P，VAN DAM C P. Drag reduction of blunt trailing- edge airfoils[C]//BBAA VI International Colloquium on Bluff Bodies Aerodynamics & Applications. Milano：Berlin-Brandenburg Aerospace Allianz，2008：1-7.

[3] SONG KE，LI DONG. Research on drag reduction devices for flatback airfoils[J]. ACTA Aerodynamic Sinica，2011，29（6）：795-800.

[4] BARONE M，PAQUETTE J. Aeroacoustics and aerodynamic performance of a rotor with flatback airfoils[Z]. Warsaw：European Wind Energy Conference，2010：1-10.

[5] 邓磊，乔志德，杨旭东，等. 大厚度钝后缘翼型气动性能计算研究[J]. 航空计算技术，2011，41（2）：43-47.
DENG LEI，QIAO ZHIDE1，YANG XUDONG，et al. Computational aerodynamic analysis of thick flatback airfoils[J]. Aeronautical Computing Technique，2011，41（2）：43-47.（in Chinese）

[6] JONATHON P BAKER，VAN DAM C P. Drag reduction of blunt trailing edge airfoils[C]//International Colloquium：Bluff Bodies Aerodynamics & Applications Milano. Italy，2008：1-7.

[7] BAKER J，MAYDA E，VAN DAM C P. Computational and experimental analysis of thick fatback wind turbine airfoils[R]. AIAA 2006-193. 2006：1-12.

[8] YANG KE，ZHANG LEI，XU JIANZHONG. Simulation of aerodynamic performance affected by vortex generators on blunt trailing-edge airfoils[J]. Science China Technological Science，2010，53（1）：1-7.

[9] STANDISH K J，VAN DAM C P. Analysis of blunt trailing edge airfoils[R]. AIAA2003-0353. 2003：1-11.

[10] AUBRYN M COOPERMAN，ANTHONY W MCLENNAN，RAYMOND CHOW，et al. Aerodynamic performance of thick blunt trailing edge airfoils[R]. AIAA 2010-4228. 2010：1-8.

[11] 邓磊，乔志德，杨旭东，等. 基于N-S方程和自由转捩预测耦合求解的钝后缘翼型气动性能计算[J]. 空气动力学报，2011，29（5）：613-618.
DENG LEI，QIAO ZHIDE，YANG XUDONG，et al. Computational aerodynamic analysis of thick flatback airfoils coupling RANS and transition prediction code[J]. Acta Aerodynamica Sinica，2011，29（5）：613-618.（in Chinese）

[12] 张磊，杨科，徐建中，等. 钝尾缘翼型非定常气动特性及

机理[J]. 工程热物理学报，2011，32(3)：387-390.
ZHANG LEI, YANG KE, XU JIANZHONG, et al. Unsteady aerodynamic performance and mechanism of blunt trailing-edge airfoils[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(3): 387-390. (in Chinese)

[13] 夏商周，申振华. 改型尾缘对翼型流场影响的数值模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报，2005，22(5)：1-3.
XIA SHANGZHOU, SHEN ZHENHUA. Numerical simulation effect of modified trailing edge on airfoil flow field [J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2005, 22(5): 1-3. (in Chinese)

[14] VAN DAM C P, DANIEL L KAHN, DALE E BERG. Trailing edge modifications for flatback airfoils[R]. Sandia Report 2008-1781. 2008: 1-23.

[15] 张磊，杨科，赵晓路，等. 不同后缘改型方式对风力机钝后缘翼型气动性能的影响[J]. 工程热物理学报，2009，30(5)：773-776.
ZHANG LEI, YANG KE, ZHAO XIAOLU, et al. Aerodynamic influence of different trailing-edge changing methods to the blunt brailing-edge airfoil[J]. Journal of Engineering Thermo Physics, 2009, 30(5): 773-776. (in Chinese)

[16] 王勋年，李士伟，陈立. 采用尾部隔板降低类客车体阻力的研究[J]. 实验流体力学，2011，25(2)：58-62.
WANG XUNNIAN, LI SHIWEI, CHEN LI. Investigation on reducing drag of the bus-like body using tail clapboards[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(2): 58-62. (in Chinese)

[17] 宋科，郝礼书，乔志德. 钝后缘翼型的后缘隔板减阻研究[J]. 航空计算技术，2010，40(6)：62-65.
SONG KE, HAO LISHU, QIAO ZHIDE. Blunt trailing edge airfoils drag reduction with splitter[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(6): 62-65. (in Chinese)

[18] 康小伟. 炮射无人机充气式机翼优化设计[D]. 烟台：海军航空工程学院，2011.
KANG XIAOWEI. Optimization design of inflatable wing for gun-launched unmanned aerial vehicle[D]. Yantai: Naval Aeronautical and Astronautical University, 2011. (in Chinese)

Aerodynamic Performances Analysis of the Influence of Trailing Edge Splitter on Inflatable Airfoils'

KANG Xiaowei, GUO Weigang, LI Bing

(Naval Aviation University, Yantai Shandong 264001, China)

Abstract: Based on the inflatable wing, the flow over the airfoil of inflatable wing with middle trailing edge splitter was numerically simulated by the large eddy simulation method. The inflatable airfoil was blunt trailing edge conducted by airfoil E387. Verification was done between the middle splitter results and no splitter results. The variations of the aerodynamic characteristics were summarized to provide useful references for inflatable wing design.

Key words: inflatable wing; blunt trailing edge airfoil; splitter; aerodynamic performance