

基于环量控制后缘尺寸大小对机翼气动效率影响研究

张 杰, 江善元*, 谢顶立

南昌航空大学, 江西 南昌
Email: *361068155@qq.com

收稿日期: 2020年12月20日; 录用日期: 2021年1月12日; 发布日期: 2021年1月20日

摘 要

本文提出改善翼型气动特性的方法, 本文采用了环量控制翼型增升技术, 运用数值模拟手段分析了一种后缘为圆弧状的环量控制机翼, 研究了在翼型后缘尺寸不同的条件下三维机翼气动特性的变化。对其不同攻角下机翼的气动力特性、漩涡结构等进行了研究。通过对数值仿真结果进行分析, 对比升力、阻力、升阻比和压力。速度云图结果表明随着翼型后缘圆弧尺寸改变, 整体三维机翼的气动效率发生变化。后缘尺寸偏小、圆弧趋于完整的圆机翼的气动效率越好。

关键词

环量控制, 翼型, 后缘尺寸, 数值模拟, 气动效率

The Influence of the Size of the Trailing Edge on the Aerodynamic Efficiency of the Wing Is Studied Based on the Loop Control

Jie Zhang, Shangyuan Jiang*, Dingli Xie

Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi
Email: *361068155@qq.com

Received: Dec. 20th, 2020; accepted: Jan. 12th, 2021; published: Jan. 20th, 2021

*通讯作者。

文章引用: 张杰, 江善元, 谢顶立. 基于环量控制后缘尺寸大小对机翼气动效率影响研究[J]. 动力系统与控制, 2021, 10(1): 60-69. DOI: 10.12677/dsc.2021.101007

Abstract

In this paper, a method to improve the aerodynamic characteristics of airfoil is proposed. In this paper, the loop-controlled airfoil lifting technology is adopted in the study. Numerical simulation means are used to analyze the aerodynamic characteristics of a three-dimensional airfoil with an arc-shaped trailing edge under the conditions of different dimensions of the trailing edge. The aerodynamic characteristics and vortex structure of the wing under different angles of attack are studied. By analyzing the numerical simulation results and comparing the lift force, drag force, lift-drag ratio, pressure and velocity cloud diagram, the results show that as the size of the trailing edge of the airfoil changes, the aerodynamic efficiency of the overall three-dimensional wing changes. The aerodynamic efficiency of the circular wing with smaller trailing edge size and more complete arc is better.

Keywords

Cyclic Quantity Control, Airfoil, Rear Edge Size, Numerical Simulation, Aerodynamic Efficiency

Copyright © 2021 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

环量控制技术是基于 Coanda 效应衍生出来的。其主要原理是利用流体在曲面外形上的附壁效应,通过在翼型后缘的切向射流的 Coanda 效应推迟边界层的分离,从而改变翼型后缘的驻点位置,可以极大地提高翼型的升力。与传统的高升力装置相比,环量控制技术具有操作简单、重量轻、运动部件少的优点。因此,可以减小由间隙流动引起的噪声,可以减小提升装置比重,并且可以降低制造和维护成本[1]。Rolf Radespiel 等基于环量的翼型控制原理,运用主动流动控制技术,在无缝襟翼的前后边缘结合吹气,测试了不同吹气系数下的气动特性,并进行了大雷诺数下相关的风洞测试进一步证实了无缝襟翼的巨大应用潜力[2] [3]。针对环量控制方面国内研究人员也进行了深入的研究。

本文使用数值模拟方法研究环量控制翼型后缘尺寸变化对三维机翼气动效率的影响。通过对 S3010 翼型进行修形,数值模拟利用修形后的翼型所生成展弦比为 5 的机翼在不同攻角下后缘尺寸的变化所产生的气动特性变化的研究。本文在不改变射流孔位置以及射流大小的前提下,利用环量控制原理对机翼不同后缘尺寸下的气动特性研究,实现对整体三维机翼的增升效果。

2. 计算模型数学分析

2.1. 翼型的选择

选择翼型时不仅需要考虑升阻比大的翼型,同时还为后期为课题研究内容做准备,通过对不同翼型的比较,选择低速性能较好的 S3010 翼型作为原翼型。该翼型展开位置最大弯度 10.31%在 24.6%翼弦,最大曲面 2.82%在 39.6%翼弦。利用 Profili 软件,将 S3010 翼型的数据点(点坐标)导出,将数据放大 1000 倍后复制进 CATIA 宏定义的 EXCLE 文件中,执行宏命令,含有翼型数据的点坐标在 CATIA 中自动生成,并通过宏命令中的曲线命令通过样条曲线将所有的数据点连接成翼型。通过拉伸命令拉伸成直机翼。

对 S3010 翼型进行优化改进, 修改后的弦长为 177 mm, 修形后的机翼后缘为圆弧状, 射流口设计在机翼上表面与后缘连接处。利用环量控制原理增加机翼的升力。模型图参考图 1。

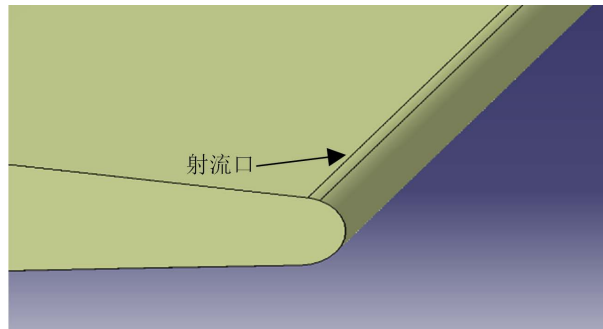


Figure 1. Three-dimensional diagram of an airfoil
图 1. 机翼三维图

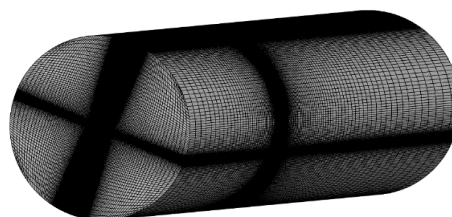
2.2. 网格的生成和计算模型的选择

图 2 中(a)为三维机翼计算域, 计算域的整体网格采用结构网格划分, 机翼表面也通过结构网格划分。为了更好的模拟机翼的外部扰流所以整体计算域采用圆柱形, 整体的尺寸大小直径为机翼展长的 10 倍, 以机翼的展长作为整体计算域的参考长度, 计算域以机翼为分割点, 前端长度为机翼展长的 10 倍向后为展长的 20 倍。入口和出口的参考半径为机翼展长的 10 倍。没有考虑机翼内补气腔的影响, 直接在后缘连接处设有射流口, 为了保证计算精度对射流口进行加密, 研究不同后缘尺寸对机翼的气动特性的影响, 因此准备了半径分别为 3.0 mm、4.2 mm、6.2 mm、8.2 mm 的四套后缘为圆弧状机翼不同后缘尺寸的网格进行计算对比, 具体对比如表 1 所示。每一套网格设置的边界条件都以圆柱形外流域作为压力远场, 采用速度入口, 压力出口。机翼表面设置为固定边界, 机翼后缘的射流口设置为射流出口边界条件。在射流速度与来流速度保持在 1.5 的比例工况条件下选择不同后缘尺寸的机翼进行仿真模拟。

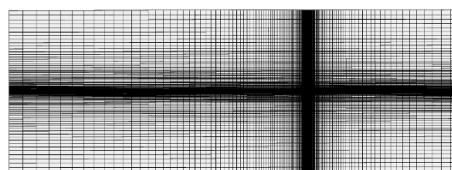
Table 1. Comparison of grids with different trailing edge sizes

表 1. 不同后缘尺寸的网格对比

3.0	4.2	6.2	8.2
6,877,610	6,699,898	6,625,063	5,957,476



(a)



(b)

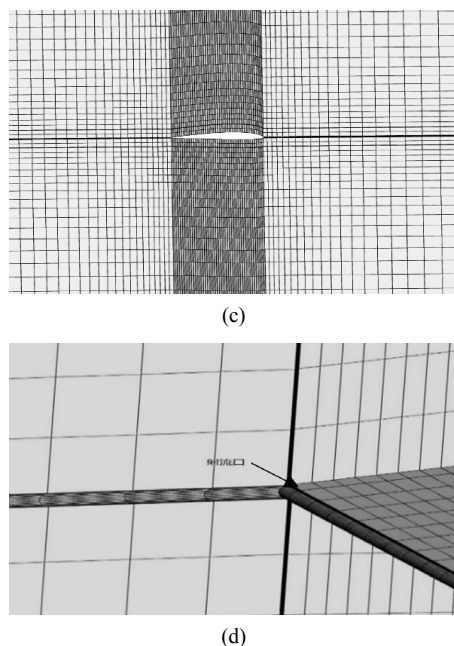


Figure 2. Calculation grid diagram. (a) Compute the domain grid; (b) Internal grid; (c) Mesh around the wings; (d) Mesh near the jet port

图 2. 计算网格示意图。(a) 计算域网格；(b) 内部网格；(c) 机翼附近网格；(d) 射流口附近网格

在 CFD 仿真中，网格的生成质量直接影响计算结果的准确性。本文使用快速高效的网格生成工具 ICEM 软件，对模型进行处理，通过该软件将模型进行分块。围绕着机翼将整个流体域划分多个块，对块进行网格的细化。对每个块的边界进行节点划分，避免网格增长率过大导致粘性求解误差偏大。机翼前缘和后缘会出现涡流现象，这两处压力梯度大，压力变化明显，为更加精确的求解这些物理现象，需要在前缘和后缘布置较多的网格，以保证计算精度及流场计算的分辨率。机翼上表面射流口会产生压力梯度变化，此处的网格也进行了加密处理保证计算精度。整体的内部网格如图 2(b)，前缘、后缘、射流口出的网格得到加密，保证计算精度。为了精确模拟计算结果，故进行计算域划分，网格由商业软件 ICEM 生成如图 2 所示。计算域流场由商业软件 Fluent 模拟，求解器设置为基于压力的三维定常计算，湍流模型选为适合外流场计算与混合流动的两方程湍流模型 $k-\omega SST$ ，速度压力耦合采用 Coupled 方式，为了计算准确性离散格式选取了精度更高的二阶迎风格式[4]。

湍流模型 $SST k-\omega$ 为低雷诺数模型，第一层网格节点高度壁面函数 y^+ 的值应该控制在(0, 1)的范围内。的定义如公式所示，其本身为无量纲度量值[5]：

$$y^+ = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \times \frac{\Delta y}{\mu}$$

式中： τ_w ——壁面处摩擦速度，具有速度纲量；

ρ ——气体密度， kg/m^3 ；

Δy ——最接近壁面的网格高度；

μ ——气体动力粘度， $\text{Pa}\cdot\text{s}$ 。

$k-\omega SST$ 是用来从近物面的 $k-\omega$ 模型过渡到远离物面的 $k-\varepsilon$ 模型。这个组合结合了近物面 $k-\omega$

模型的鲁棒性、精确性和边界层外 $k-\varepsilon$ 模型对自由来流不敏感性的优势[6]。

根据 y^+ 计算器将参考长度和来流速度输入得出值为 0.00972 保证第一层壁面高度不会过大, 导致计算结果失准。

湍动能 k 的输运方程是通过给瞬态 N-S 方程乘以该方向的速度脉动, 累加起来; 然后给 RANS 方程乘以该方向的速度脉动, 累加起来; 这两个计算结果相减, 并整理方程得到湍动能 k 的输运方程[7]。通过精确的方程推导得到湍动能 k 的输运方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(pk) + \nabla \cdot (pku) = \nabla \cdot (\Gamma_k \nabla k) + \widetilde{G}_k - Y_k + S_k$$

比能量耗散率 ω 的输运方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \nabla \cdot (\rho\omega u) = \nabla \cdot (\Gamma_\omega \nabla \omega) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega$$

两方程湍流模型 $k-\omega$ SST 的两个方程分别为湍动能 k 方程和比耗散率 ω 方程。湍流粘性系数 μ_t 可以表示为这两个参数的函数[8]:

$$\mu_t = \alpha^* \frac{\rho k}{\omega}$$

其中系数 α^* 代表低雷诺数湍流粘性衰减修正。

3. 结果与讨论

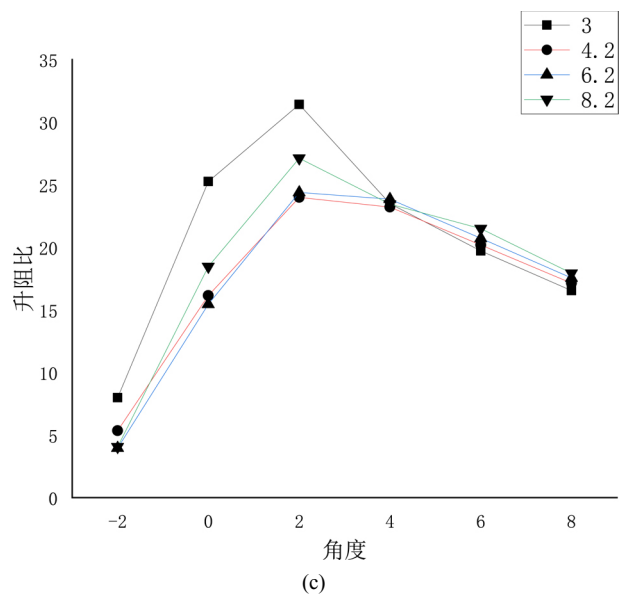
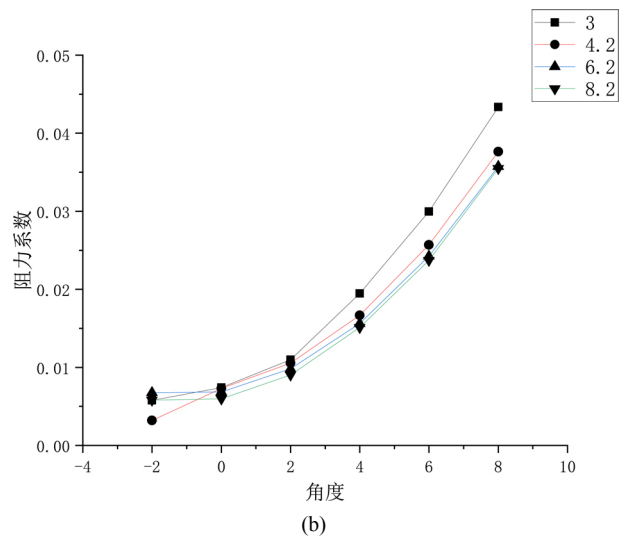
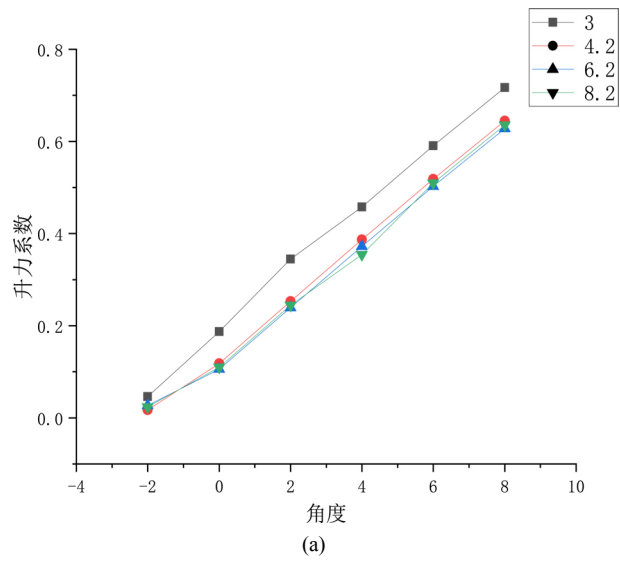
3.1. 不同后缘尺寸计算结果的分析

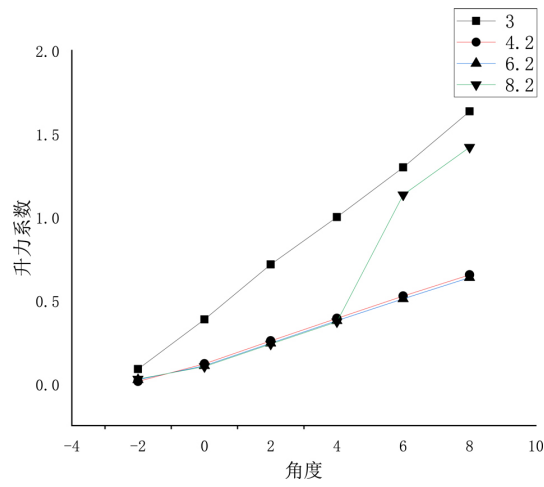
从射流口开始的机翼后缘的凸面称为柯恩达表面。无论是在外部流动还是内部流动, 柯恩达效应的有效性都与柯恩达表面的几何参数和气动参数密切相关[9]。在本文中, 我们设计了四组不同后缘尺寸不同的模型。研究了在环量控制的机理下每组模型的气动特性[10]。选择 $k-\omega$ SST 的湍流模型, 在其他条件保持不变的条件下, 进行模拟仿真, 仿真结果分不同的方面进行对比分析, 结果显示对比整体的升力系数和阻力系数如图 3 所示, 可以发现, 当马赫数为 0.1 Ma 时, 整体的升力系数随攻角而逐渐增加, 当攻角达到 8° 时, 整体的升力系数达到最大值。通过比较发现, 在 3.0 mm 后缘直径的条件下, 升力系数达到最大值, 而 3.0 mm 后缘结构产生最大升力系数的原因表明, 在变化的影响下受环量控制的机翼后缘周围的流场, 附壁射流的壁附着时间比其他条件下的要长, 这对主流流场具有很强的携带作用。使得整个流场具有更大的旋转度, 这导致机翼下表面的压力增加, 上表面的压力降低从而增加了机翼的升力。当迎角超过一定值时(称为临界迎角), 升力系数会随着迎角的增加而逐渐增加, 从而增加粘性压力和阻力系数阻力。相反的是, 升力系数开始减小, 并且阻力系数与迎角的平方成反比。当超过临界迎角时, 分离区延伸到整个上机翼表面, 阻力系数急剧增加。同时整个机翼上下表面也有产生压力梯度的可能造成整体的阻力变大。这时飞机就可能失速。数下四种不同的尺寸下机翼的升阻比发现每组数据均显示在 2° 迎角的时候升阻比最大, 最大可以达到 31。

0.15 马赫数下的升力系数、阻力系数和升阻比, 在随着来流速度和迎角的变化, 整体的气动参数对比 0.1 个马赫数下的结果如图 3 所示整体的气动参数的对比结果显示升力系数增加的同时机翼表面的阻力因素也在不断的增加, 整体的升阻比相比较略有下降。

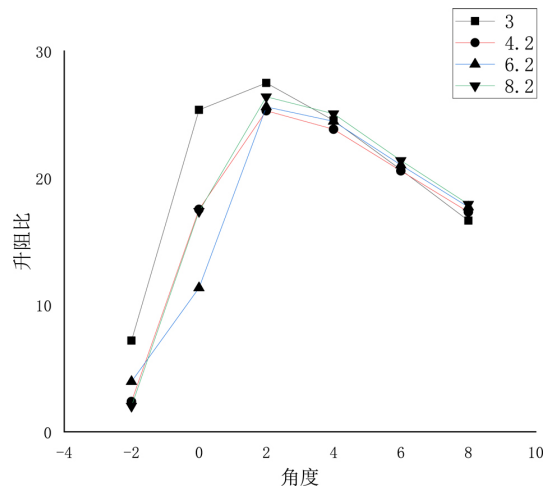
观察所有机翼仿真结果的曲线图发现在 0.1 马赫数的来流下, 4 套不同尺寸机翼的升力系数曲线图都呈现逐渐增大趋势, 阻力系数的增长相对升力系数的变化趋势则由缓慢逐步变快。升阻比的变化在 2° 时达到了峰值, 随后出现下降的趋势, 在 2° 时阻力还未达到增长临界值, 整体升阻比展现出来的效果较好。

0.15 马赫数下随着来流速度的增加, 机翼的阻力增加, 整体的气动效率对比于更低的速度有所下降。

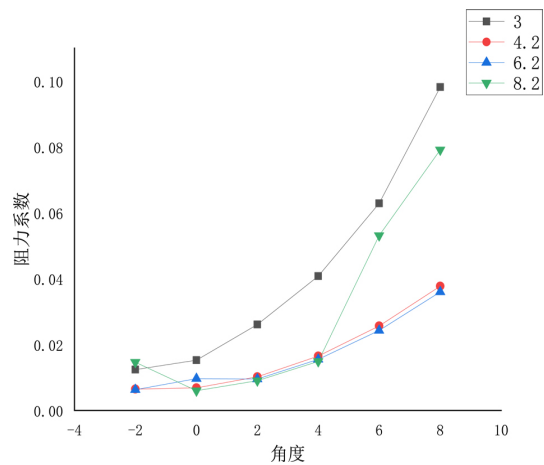




(d)



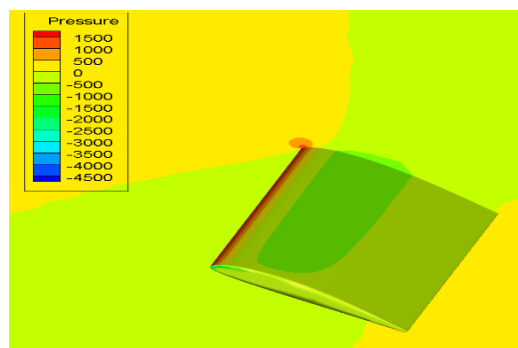
(e)



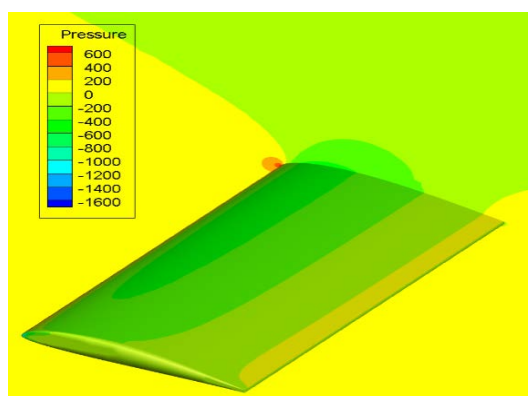
(f)

Figure 3. Comparison of calculation results. (a) Comparison diagram of 0.1 Ma lift coefficient; (b) Comparison diagram of resistance coefficient of 0.1 Ma; (c) Comparison diagram of 0.1 Ma lift-drag ratio; (d) Comparison diagram of 0.15 Ma lift coefficient; (e) Comparison diagram of 0.15 Ma resistance coefficient; (f) Comparison diagram of 0.15 Ma lift-drag ratio

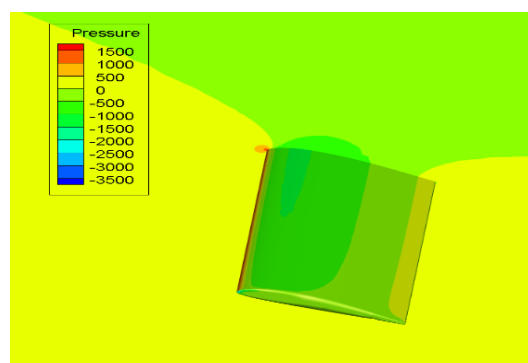
图 3. 计算结果对比图。(a) 0.1 Ma 升力系数对比图; (b) 0.1 Ma 阻力系数对比图; (c) 0.1 Ma 升阻比对比图; (d) 0.15 Ma 升力系数对比图; (e) 0.15 Ma 阻力系数对比图; (f) 0.15 Ma 升阻比对比图



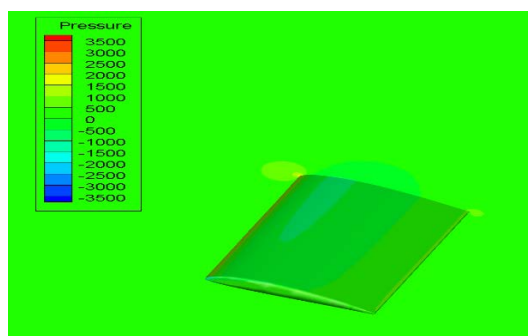
(a)



(b)



(c)



(d)

Figure 4. Pressure cloud diagram. (a) Pressure cloud map of 3.0 mm; (b) Pressure cloud map of 4.2 mm; (c) Pressure cloud map of 6.2 mm; (d) Pressure cloud map of 8.2 mm

图 4. 压力云图。(a) 3.0 mm 压力云图; (b) 4.2 mm 压力云图; (c) 6.2 mm 压力云图; (d) 8.2 mm 压力云图

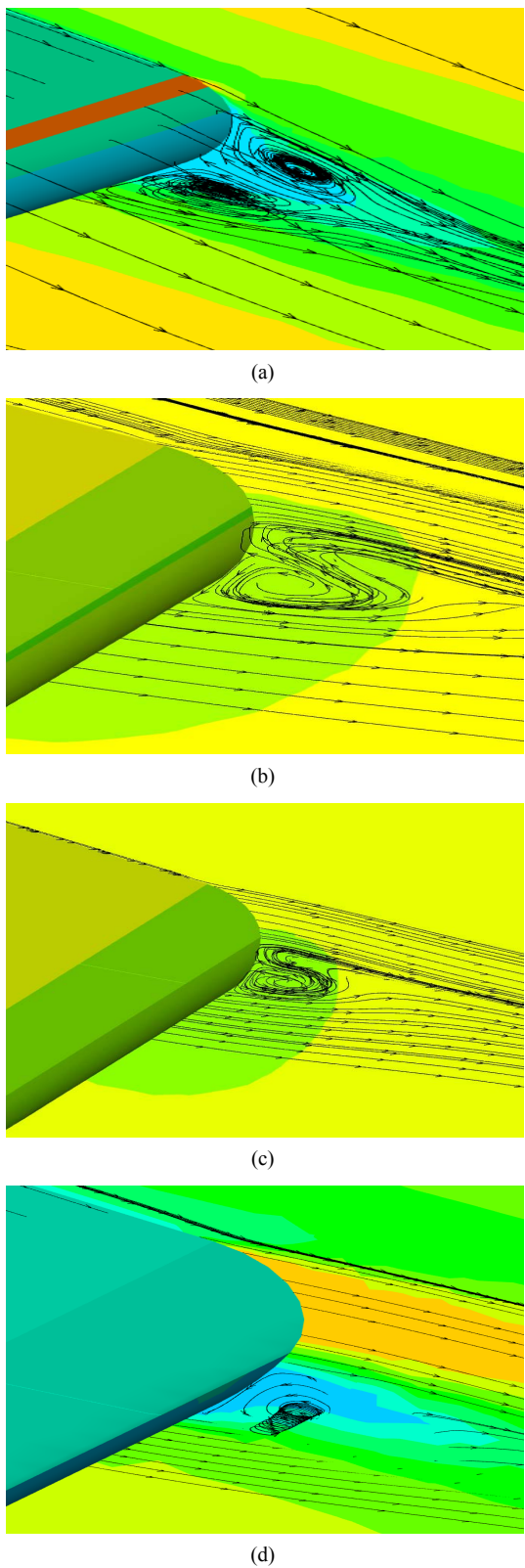


Figure 5. Trailing edge flow diagram. (a) Vortex diagram of 3.0 mm; (b) Vortex line graph of 4.2 mm; (c) Vortex line graph of 6.2 mm; (d) Vortex line graph of 8.2 mm

图 5. 后缘流线图。(a) 3.0 mm 涡线图；(b) 4.2 mm 涡线图；(c) 6.2 mm 涡线图；(d) 8.2 mm 涡线图

3.2. 结果分析

观察 4 套不同的后缘尺寸机翼对每一组算例做切片观察压力云图, 如图 4 所示, 可以发现机翼在有来流的情况下上表面为低压区, 下表面为高压区, 上边面气流流过在上边面形成负压, 使得上下表面压力急剧变化, 形成了升力, 来流速度在同一时段没有发生突变, 机翼附近气流收缩。机翼后缘开有射流口, 当上边面气流流过机翼后缘, 射流速度相比于来流速度更大, 对机翼后缘段施加了一个加速作用, 使得射流口到后缘那一段的表面气流加速造成了后缘有一个大的压力差, 形成了比较明显的压力差。

观察压力云图相同角度下, 随着后缘尺寸的变大, 机翼上表面的压力分布由小角度的梯度分布逐渐趋于更加均匀分布情况。压力值分布也在逐渐增大。

观察四组算例的流线图如图 5 所示, 每一组机翼的流线分布若能较好的捕捉到后缘的两个涡为基准判断机翼后缘附壁效应。观察图示的流线图可以发现 3.0、4.2、6.2 都可以较好的捕捉到后缘的两个涡, 8.2 mm 的流线图显示后缘的涡对附壁效应作用效果不是很好导致机翼的整体气动效率没有其他三组的效果好。

4. 结论

本文利用数值模拟的方法能够精准地模拟到利用环量控制方法对不同后缘尺寸机翼的气动特性进行研究分析。根据结果分析 3.0 mm、4.2 mm、6.2 mm、8.2 mm 四套不同的后缘尺寸机翼在不同速度下的折线图、云图, 发现每组的峰值均为 3.0 mm 时的数据最好, 3.0 mm 所对应的后缘圆弧最完整。研究结果显示在弦长、来流速度、攻角、射流速度与来流速度比值等因素均保持不变的条件下仅仅改变机翼后缘尺寸, 尺寸越小后缘的圆弧越完整, 整体的气动效率越好。

基金项目

本文由航空基金资助: 基金编号: 2010ZA56002。

参考文献

- [1] 张明昊, 袁昌盛, 田振东, 杨涛, 王登科. 共流吹气技术发展与应用研究[J]. 航空工程进展, 2019, 10(2): 147-153+186.
- [2] Pfingsten, K. and Radespiel, R. (2009) Experimental and Numerical Investigation of a Circulation Control Airfoil. 47th IJAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5-8 January 2009, Orlando, Florida.
- [3] Pfingsten, K. and Radespiel, R. (2008) Numerical Simulation of a Wing with a Gapless High-Lift System Using Circulation Control. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI*, 71-79.
- [4] 张永胜, 张毅治, 王鹏. 利用流体仿真研究文丘里流量计瞬变流动模型[J]. 航空工程进展, 2019, 39(1): 10-13.
- [5] 王欢, 李文英, 杨飞. 螺旋桨设计和基于 FLUENT 的水动力特性分析[J]. 中国农机化学报, 2015, 36(1): 63-66
- [6] 张永胜, 于小丽, 刘彦军. 6DOF 模型在涡轮流量计流体仿真中的应用[J]. 计量科学与技术, 2020, 35(8): 55-57+64.
- [7] 宋彦萍, 杨晓光, 李亚超, 等. 环量控制翼型中柯恩达效应的数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(9): 1476-1479.
- [8] 岳勇, 聂伟, 陈雯婷. 射流技术对 D U 翼型气动性能影响的数值模拟[J]. 中国农机化学报, 2019, 40(10): 169-174.
- [9] 郑无计, 张登成, 张艳华, 李靖涛. 稳定射流环量控制的仿真研究[J]. 航空计算技术, 2014, 44(4): 67-70.
- [10] 杨升科, 郭奇灵, 罗振兵, 李为民, 肖春华. 基于合成射流的机翼溢流冰防护实验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(11): 2364-2370.