

An Experimental Study on Aerodynamic Efficiency Wind Tunnel of a Kind of Internal Cavity Flow Type Airfoil

Xueyu Cao, Shanyuan Jiang, Feng Wu, Donghui Chen, Lingxian Shi

Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi
Email: 782681820@qq.com

Received: Jun. 6th, 2017; accepted: Jun. 25th, 2017; published: Jun. 29th, 2017

Abstract

In this paper, the aerodynamic efficiency of an airfoil passing through a wind tunnel is introduced, and the aerodynamic characteristics of the airfoil are compared with that of the airfoil prior to the flow cavity. The purpose of the study is to investigate the aerodynamic efficiency of the internal guiding cavity on the basis of the ordinary airfoil. The results show that the airfoil has high aerodynamic efficiency in the airfoil strength range. The research results can contribute to improving the maneuverability and high aerodynamic efficiency of aircraft.

Keywords

Diversion Cavity, Through Flow Type, Aerodynamic Efficiency, Airfoil

一种内腔通流式翼型的气动效率风洞试验研究

曹雪宇, 江善元, 吴峰, 陈冬慧, 石领先

南昌航空大学, 江西 南昌
Email: 782681820@qq.com

收稿日期: 2017年6月6日; 录用日期: 2017年6月25日; 发布日期: 2017年6月29日

摘要

本文介绍了一种内腔通流式翼型的气动效率风洞试验情况, 并与该翼型开导流腔之前的翼型的风洞数据进行了对比, 对其气动效率特点进行了研究。研究的目的是探索在普通翼型的基础上开内部导流腔后气动效率的情况。研究结果表明在翼型结构强度范围内, 本文设计的内腔通流式翼型具有高气动效率。研

究结果可为提高飞机的机动性和高气动效率作出贡献。

关键词

导流腔, 通流式, 气动效率, 翼型

Copyright © 2017 by authors and Hans Publishers Inc.

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

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



Open Access

1. 引言

随着航空技术的发展和现代化科技水平的提高, 现有的翼型气动效率的提高目前大都是通过优化方法[1]或气动效率仿真来实现。想要较大幅度提高升阻比已十分困难。本文介绍的是通过改变翼型内部结构, 形成机翼内部导流腔, 从而形成翼身和机翼内部大环流, 结合气动力的原理, 使机翼升阻比提高, 从而实现高气动效率[2]。

为了探索内腔通流式翼型的气动效率, 获得该翼型的气动特性, 笔者利用南昌航空大学低速风洞进行模型吹风试验。

2. 机翼结构设计和原理

2.1. 试验翼型的选取

由于试验翼型需要对内部结构进行设计, 所以所选翼型的最大厚度需选择较大的厚度, 这样便于内部结构的设计。并且可以为加大机翼的结构强度提供有利条件。综合试验所需条件, 本文所选翼型为 NACA4418 翼型。试验机翼为一段二维翼型, 翼型弦长 280 mm, 展长 700 mm [3]。

2.2. 机翼结构设计

内腔通流式高气动效率翼型, 翼型外形和普通翼型相同, 其特征在于: 翼型主要由位于上部的翼身上蒙板 2、翼身后蒙板 3 和位于下部的翼身下蒙板 1 组成, 翼身上蒙板 2、翼身后蒙板 3 和翼身下蒙板 1 围成的内部腔体结构设置有内部气腔 4, 翼型最前端设有通向内部气腔 4 的前缘进气口 5, 翼型后端设有通向内部气腔 4 的后部排气口 7, 翼身上蒙板 2 或者翼身后蒙板 3 上设有通向内部气腔 4 的上部排气口 6 (图 1)。

工作时, 气流的运动方向如图中箭头所示, 从前缘进气口 5 进入翼身内部, 通过机翼内的内部气腔 4, 在翼身上部的上部排气口 6 出来, 在上表面与来流汇合形成环流; 同样, 气流在内部气腔 4 到达机翼后缘, 与翼身下表面来流汇合, 形成环流; 这样机翼的升阻比、气动效率将大大提高[4]。

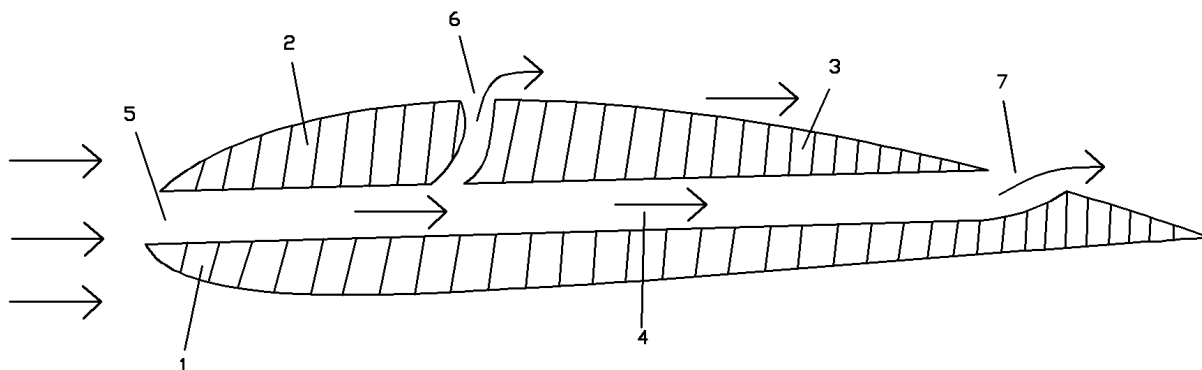
3. 试验设备与测量

3.1. 试验设备

南昌航空大学低速风洞是一座单回流双试验段风洞, 其总体尺寸要满足对风洞流场的要求又要兼顾现有风洞试验室尺寸, 按此确定风洞轮廓尺寸为宽 × 高 × 长: 9.72 m × 2.54 m × 25.48 m。

3.1.1. 风洞主要气动设计指标

试验段最大风速: 80 m/s;



在图中, 1、翼身下蒙板; 2、翼身上蒙板; 3、翼身后蒙板; 4、内部气腔; 5、前缘进气口; 6、上部排气口; 7、后部排气口

Figure 1. Wing structure design

图 1. 机翼结构设计

试验段紊流度: $\leq 0.3\%$;

空间点气流偏角: $|\Delta\alpha| \leq 0.5^\circ$, $|\Delta\beta| \leq 0.5^\circ$;

轴向静压梯度: $\leq 0.01/\text{m}$;

动压稳定性系数: $\eta \leq 0.005$;

为了满足对风洞流场的要求, 风洞大小试验段收缩比分别取 3.24 和 2.1, 稳定段内安装 4 层 20 目/英寸、 $d = 0.27 \text{ mm}$ 的不锈钢网, 和栅格对边距离 $m = 20 \text{ mm}$ 、长度 $L = 200 \text{ mm}$ 的正六边形不锈钢蜂窝器。

3.1.2. 试验段

大试验段截面为 $1.8 \times 1.4 \text{ m}^2$ 的长方形, 长 2.5 m。为消除闭口试验段壁面附面层加厚对试验段轴向静压梯度的影响, 试验段两侧壁可各采用 0.45° 扩散角的布置形式, 即试验段进口截面尺寸为 $1.8 \times 1.4 \text{ m}^2$, 出口截面尺寸为 $1.84 \times 1.4 \text{ m}^2$ 。

小试验段截面为 $1.2 \times 1.0 \text{ m}^2$ 的长方形, 长 1.8 m, 为消除闭口试验段壁面附面层加厚对试验段轴向静压梯度的影响, 试验段两侧壁可各采用 0.24° 扩散角的布置形式, 即试验段进口截面尺寸为 $1.2 \times 1.0 \text{ m}^2$, 出口截面尺寸为 $1.215 \times 1.0 \text{ m}^2$ 。在小试验段后面留有 60 mm 宽的调压缝, 使试验段静压接近洞外环境大气压[5]。

3.2. 测量天平

天平实物及测量系统如图 2 和图 3 所示。

4. 试验过程与结果

4.1. 试验过程(图 4)

a) 将选取的 NACA4418 导流腔翼型安装于风洞天平, 分别在 10 m/s 和 15 m/s 风速下进行风洞吹风试验, 迎角 $-4^\circ \sim 20^\circ$, 记录试验数据;

b) 将试验翼型进行封口处理, 就是把前缘进气口, 上部及后部出气口封闭。然后安装于风洞天平, 同样条件下分别进行 10 m/s 和 15 m/s 风速下的风洞吹风试验, 记录试验数据[6];

c) 将两组试验数据进行处理, 对比分析。

4.2. 试验结果

试验得出 NACA4418 的导流腔翼型(试验翼型)和不开导流腔的翼型(普通翼型)的风洞吹风数据, 经



Figure 2. The balance of the physical map
图 2. 天平实物图



Figure 3. Measuring system
图 3. 测量系统



Figure 4. Model test chart
图 4. 模型试验图

处理分析得出两者升力系数、阻力系数、升阻比的对比图。如下图 5~图 7 所示。

4.3. 数据对比分析

本文通过试验模型在风洞中进行吹风试验，将普通 NACA4418 翼型与本文设计的内腔通流式翼型分别进行吹风试验，得出气动数据，得出各相关气动特性曲线(包括升力特性、阻力特性、升阻比特性等) [7]，

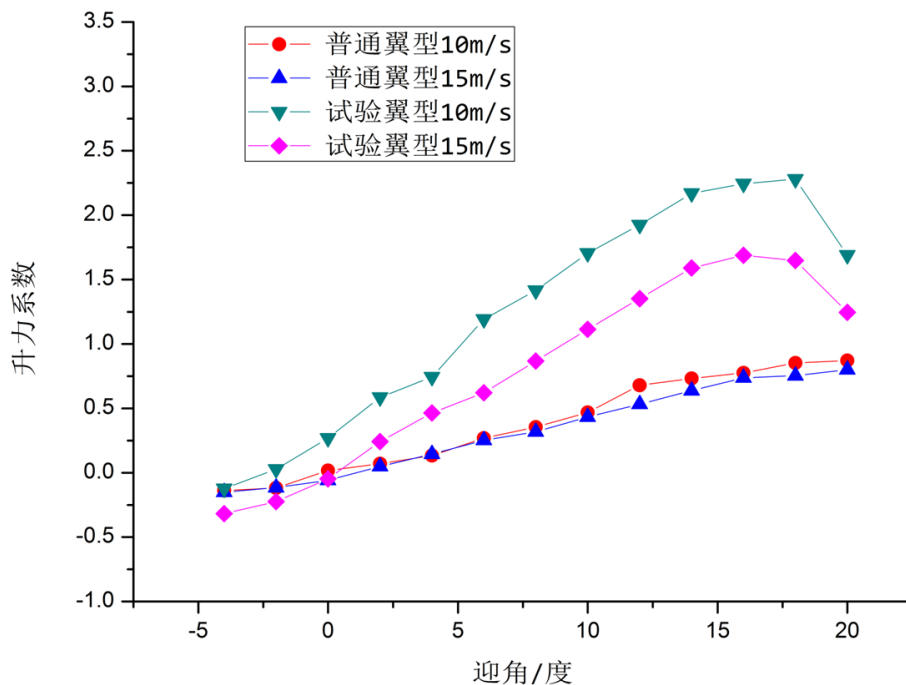


Figure 5. Comparison of lift coefficient for common airfoil and test model

图 5. 普通翼型和试验模型升力系数对比图

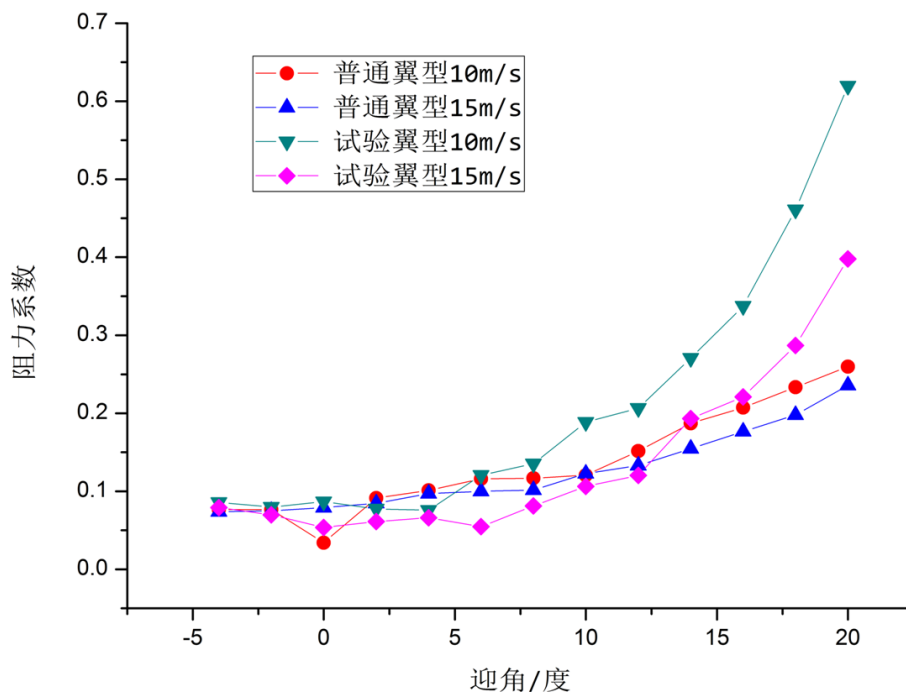


Figure 6. Comparison of resistance coefficient for common airfoil and test model

图 6. 普通翼型和试验模型阻力系数对比图

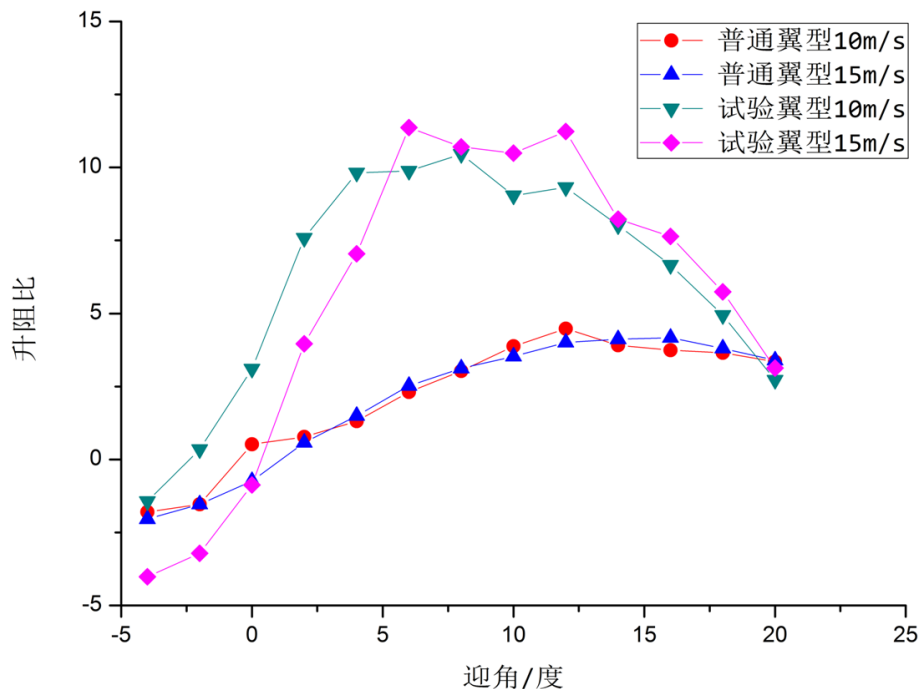


Figure 7. Contrast map of the common airfoil and the test model
图 7. 普通翼型和试验模型升阻比对比图

如图 5~图 7 所示。对这两种情况的气动数据分析如下：

(1) 升力系数随迎角变化的关系，如图 5 所示。从图中可知，普通翼型的升力系数曲线位置偏低，也就是升力系数偏小，在迎角 16° 附近普通翼型和试验翼型的升力系数差值最大。普通翼型在风速 10 m/s 和风速 15 m/s 的情况下升力系数很接近，因为普通翼型升力系数与吹风风速无关；而试验翼型由于在一定迎角的情况下，机翼迎风面积发生变化，加上机翼内部产生升力，这样试验翼型在不同风速的情况下升力系数发生变化。

(2) 阻力系数随迎角变化的关系，如图 6 所示。从图中可知，在迎角为 8° 之前，普通翼型与试验翼型的阻力曲线基本重合；但在迎角为 8° 之后，试验翼型的阻力系数增大更快，这是由于试验翼型内部结构的影响导致在一定角度后其阻力增大更快，因为一定迎角后，机翼本身有阻力，机翼内部有气流流通同样产生阻力；通过图 6 显示可以看出，试验翼型在风速 10 m/s 比风速 15 m/s 的阻力系数大。由此可见，试验翼型在风速更高的情况下阻力有下降的可能存在，这是由于试验翼型特殊的内部结构导致的[8]。

(3) 升阻比系数随迎角的变换关系，如图 7 所示。从图中可知，试验翼型的升阻比在不同迎角的变化下明显高于普通翼型，在迎角 20° 的时候，两者升阻比达到一致，可见一定迎角后试验翼型的升阻比会开始下降，而普通翼型上升后保持稳定的趋势；特别值得注意的是，在风速 15 m/s 的条件下， 0° 迎角之前试验翼型的升阻比会低于普通翼型， 0° 之后会高于普通翼型；两者在迎角 8° 左右达到最大差值。

综合上面三种曲线对比，本文设计的试验翼型在一定迎角变化范围内，升力系数会明显大于普通翼型，升阻比也明显大于普通翼型，而两者的阻力系数非常贴近。

5. 结论

对于本文设计的试验翼型，由于它采用了内腔通流式结构，气流通过翼身内部，形成流场，对机翼气动环境产生影响，从而影响了机翼的气动特性。

本文通过风洞试验对试验翼型和普通翼型进行了试验对比，通过对两种情况得到相关的升力系数、

阻力系数、升阻比等气动数据进行分析对比,得出如下结论:本文设计的内腔通流式翼型具有良好的气动效率。本文可以为翼型的结构进一步研究和多元化选择提供参考,并且可为小型飞行器风洞试验的研究作为参考依据。

参考文献 (References)

- [1] 赵童,张宇飞,陈海昕,陈迎春,张淼.面向三维机翼性能的超临界翼型优化设计方法[J].中国科学:物理学 力学 天文学,2015(10):89-101.
- [2] 吴子牛,主编.空气动力学[M].北京:清华大学出版社,2007:501-327.
- [3] 徐亚峰,刘学军,吕宏强.基于 CST 参数化方法的翼型快速设计[J].航空计算技术,2011(5):24-29+33.
- [4] 白俊强,邱亚松,华俊.改进型 Gappy POD 翼型反设计方法[J].航空学报,2013(4):762-771.
- [5] 解亚军,叶正寅,白静.微型飞行器测量天平设计与风洞试验[J].实验流体力学,2006(3):23-26.
- [6] 焦予秦,张彬乾,金承信,段卓毅,于欣.翼型气动力直接测量风洞试验技术探索[J].实验流体力学,2005(2):40-44.
- [7] 孙智伟,白俊强,高正红,肖春生,郝礼书.现代超临界翼型设计及其风洞试验[J].航空学报,2015(3):804-818.
- [8] 焦予秦,王龙,高永卫,肖春生.翼型极大迎角风洞试验技术研究[J].实验流体力学,2013(4):102-108.

期刊投稿者将享受如下服务:

1. 投稿前咨询服务 (QQ、微信、邮箱皆可)
2. 为您匹配最合适的期刊
3. 24 小时以内解答您的所有疑问
4. 友好的在线投稿界面
5. 专业的同行评审
6. 知网检索
7. 全网络覆盖式推广您的研究

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱: jast@hanspub.org