

# 亚声速飞机阻力源及减阻措施研究



叶露\*, 赵赶超

中国民用航空飞行学院, 四川 广汉 618307

**摘要:** 为了降低亚声速飞机的阻力, 提升运行的经济性, 选择某一典型亚声速飞机为研究对象, 分析了其阻力产生的原因及分类, 提出了针对不同阻力源的减阻措施。数值研究结果表明, 通过在机身后体加装涡流发生器能够减小摩擦阻力; 加装侧鳍能够显著减小压差阻力, 改善大迎角性能; 使用拐折式翼梢小翼能够进一步减小诱导阻力。

**关键词:** 亚声速飞机; 阻力源; 涡流发生器; 侧鳍; 拐折式翼梢小翼

中图分类号: V221

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.11.006

通过飞机的快速访问记录器(Quick Access Recorder, QAR)监控数据统计分析可知, 飞机阻力的大小对飞机运行的经济性影响较大。因此, 研究亚声速飞机阻力的构成及形成原因, 并采取相应的减阻措施, 可以大大优化飞机的气动性能, 降低运行成本。同时, 阻力的减小也可减少发动机尾气的排放, 达到绿色飞行的目的<sup>[1]</sup>。

本文基于以往的研究成果, 分析了亚声速飞机阻力的分类及产生原因, 并针对不同类型的阻力特点及占比, 提出了相应的减小及优化措施。

## 1 亚声速飞机阻力源分析

对于亚声速飞机, 导致阻力产生的原因有空气黏性和升力。空气黏性所引起的阻力有干扰、摩擦和压差阻力, 一般统称为废阻力。升力所导致的阻力称为诱导阻力, 也叫升致阻力<sup>[2]</sup>。

摩擦阻力的产生是由于空气流过飞机表面时, 紧贴表面的空气由于空气黏性的影响流速减为零, 根据作用力和反作用, 流速减为零的空气给飞机一个与运动方向相反的力, 即摩擦阻力。边界层的类型、转捩点位置以及物体表面积大小会影响摩擦阻力大小<sup>[1,2]</sup>。

压差阻力的产生是由于流经机翼前缘的空气受阻力增大, 后缘因气流分离压力降低, 前后出现了压力差, 产生的阻碍飞机前进的力, 即为压差阻力。迎风面积大小、物体

形状以及分离点的位置会影响压差阻力大小<sup>[2]</sup>。

干扰阻力的产生是由于流过机翼和机身连接部位的气流彼此干扰而额外形成的阻力。通过机翼机身光滑过渡设计及加装翼根整流装置可以减小干扰阻力<sup>[2]</sup>。

诱导阻力的产生是由于翼尖涡的诱导, 额外引起气流的向下运动, 改变了原来相对气流速度的方向, 使得升力向后倾斜。向后倾斜的升力在相对气流速度方向分解出一个阻碍飞机前进的力, 该力就是诱导阻力<sup>[2]</sup>。加装翼梢小翼可以明显减小诱导阻力。

在上述4类阻力中, 摩擦阻力占总阻力的50%, 诱导阻力占30%, 压差阻力占15%, 干扰阻力占5%<sup>[2]</sup>。

因此, 减小摩擦、压差和诱导阻力对于优化飞机的阻力特性有着重要意义。然而, 目前国内外对上述阻力的减小也仅局限在减小飞机表面的粗糙程度、飞机外形更加流线型以及加装传统翼梢小翼等常规减阻方法<sup>[8]</sup>。本文在此基础上, 提出了通过加装涡流发生器、侧鳍以及在常规翼梢小翼的竖直段上加装横侧段来进一步优化其阻力特性<sup>[3]</sup>。

## 2 研究方法

采用N-S方程作为控制方程进行数值模拟的求解, 选用 $k-\epsilon$ 湍流模型<sup>[4]</sup>, 差分方法采用二阶迎风格式<sup>[7]</sup>, 边界条件采用物面处无滑移条件, 远场采用自由流条件。

针对不同的网格拓扑结构的影响, 选用O-H型网格<sup>[4]</sup>,

收稿日期: 2019-08-20; 退修日期: 2019-09-27; 录用日期: 2019-10-11

基金项目: 国家自然科学基金(U1733127)

\*通信作者. Tel.: 13378138011 E-mail: yelucafuc@163.com

引用格式: Ye Lu, Zhao Ganchao. Drag source and drag reduction measures study of subsonic aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(11): 36-40. 叶露, 赵赶超. 亚声速飞机阻力源及减阻措施研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(11): 36-40.

基本构型计算网格总数 600 万, 第一层网格尺寸为  $10^{-5}c_A$  ( $c_A$  为全机的平均气动弦长), 边界层增长比率为 1.16。对于带涡流发生器和侧鳍的计算网格采用混合网格, 仅仅在布置涡流发生器的局部后体用各向异性的非结构网格将涡流发生器全部包住, 在每对反旋型涡流发生器中间仍然采用结构化网格。为了保证计算精度, 为涡流发生器及后体进行了局部加密, 以期更好地把握流场的剧烈变化<sup>[9]</sup>。

### 3 涡流发生器对摩擦阻力影响研究

通过加装的涡流发生器所产生的涡流, 增加边界层内空气的动能, 增加了空气克服逆压梯度的能力, 延缓气流分离, 达到减小摩擦阻力的目的<sup>[6]</sup>。由此可知, 对黏性流动的把握能力, 特别是对边界层发展和分离特性的模拟能力, 直接影响涡流发生器的设计。本文基于以往的研究结果, 所设计出的布置在机身后体的微型涡流发生器参数考虑了如下情况: 后体分离线位置及该处的边界层厚度; 涡流发生器的几何参数; 涡流发生器在机身上的安装位置和安装角; 涡流发生器在机身上的布置形式, 包括涡流发生器排列方式、间距和旋转方向等。涡流发生器的布置位置示意图及局部放大图如图 1 所示, 计算的网格如图 2 所示。

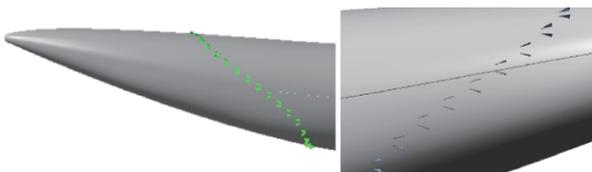


图 1 涡流发生器布置位置示意图

Fig.1 The figure of vortex generator arrangement position

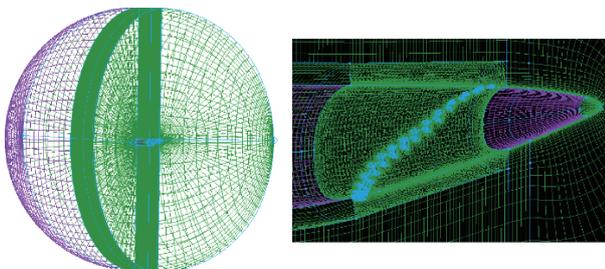


图 2 计算网格示意图

Fig.2 Grid model

通过对原模型和加装涡流发生器后模型数值结果可知, 原模型的摩擦阻力系数为 0.00631, 加装涡流发生器后的模型的摩擦阻力系数为 0.00583, 使得摩擦阻力减小了约 7%。

图 3 给出了原模型及加装涡流发生器后模型的流线谱

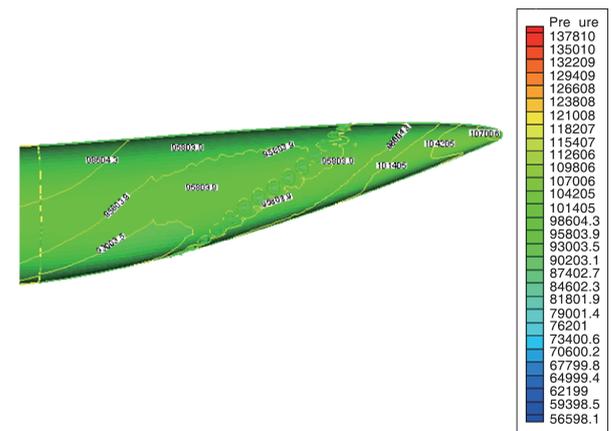
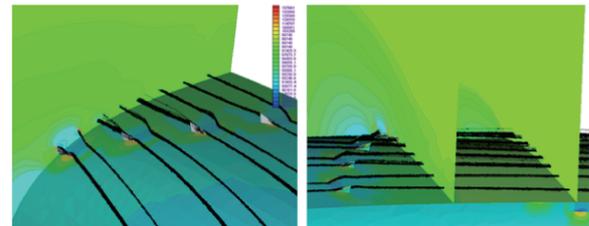
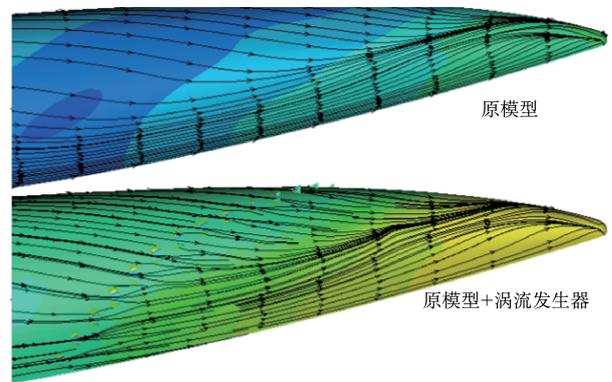


图 3 加涡流发生器后的流线图及压力分布图

Fig.3 Streamline and pressure distribution diagram after adding vortex generator

及压力分布图。由此可知, 涡流发生器对降低摩擦阻力有很大的贡献, 这是因为涡流发生器改变了后体边界层内的流动形态, 使边界层内的速度变大、动能变大, 增强了边界层抗分离的能力, 导致摩擦阻减小。同时, 在后体对称面下母线附近, 涡流发生器使边界层厚度有所减小。

### 4 侧鳍对压差阻力影响研究

压差阻力的产生主要是因为飞机后部气流出现了边界层分离, 产生了旋涡, 旋涡的低压和飞机前方的高压所带来的压力差即为压差阻力。通过在机身后体加装侧鳍, 利用

侧鳍产生的旋涡,控制机身后体流场流动,达到减小压差阻力的目的<sup>[5]</sup>。侧鳍的布置位置示意图如图4所示,计算的网格如图5所示。

通过对原模型和加侧鳍后模型数值结果可知,原模型的压差阻力系数为0.00163,加装侧鳍后的模型的压差阻力系数为0.0014,使得压差阻力减小了约13.8%。

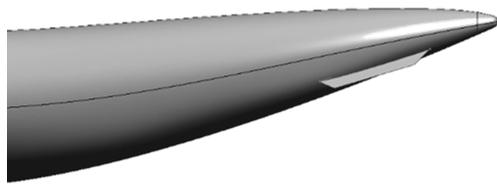


图4 侧鳍布置位置示意图

Fig.4 The figure of rear body end plate arrangement position

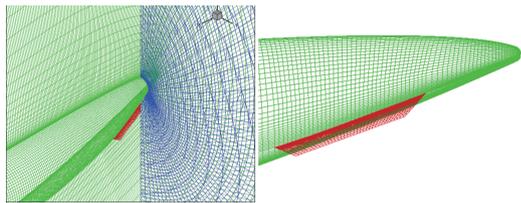


图5 计算网格示意图

Fig.5 Grid model

图6给出了原模型和加装侧鳍后的流线及压力分布情况。由此可知,与基准外形相比,加装侧鳍的后体表面气流分离依然存在,但强度有所减弱。从机身后体的压力分布来看,加装侧鳍后,机身后体的低压值减小,使得前后压力差减小,优化了压差阻力性能。从流动本质来说,侧鳍对上下表面流线起到有效的整流与隔离,削弱了极限流线的汇聚,流过后体的流线更顺畅,未产生明显三维分离流动,尾涡形成不明显<sup>[7]</sup>。

从图7的机身后体流动情况来看,加装侧鳍后,后体流态与周向两个压力梯度都有不同程度的减小,减小了压差阻力。

### 5 拐折式翼梢小翼对诱导阻力影响研究

通过诱导阻力产生的机理可知,削弱翼尖涡的强度可以达到减小诱导阻力的目的。目前,传统的方法是在机翼的翼尖部位加装翼梢小翼,即在机翼翼尖处增加竖直段。本文在传统的竖直段基础上,再增加了横侧段,极大地优化了机翼的诱导阻力性能。模型如图8所示,计算的网格如图9所示。

通过数值结果可知,基本机翼的诱导阻力系数为

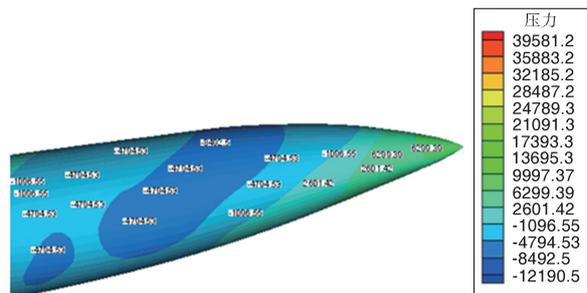
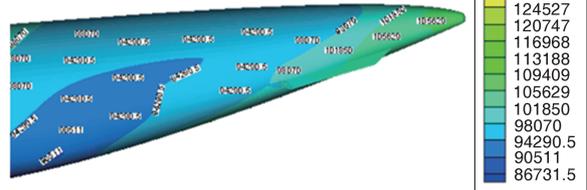
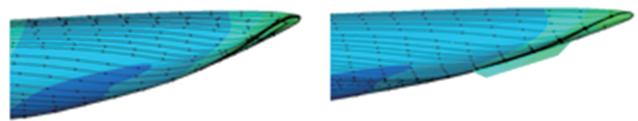


图6 加侧鳍后的流线图及压力分布图

Fig.6 Streamline and pressure distribution diagram after adding rear body end plate

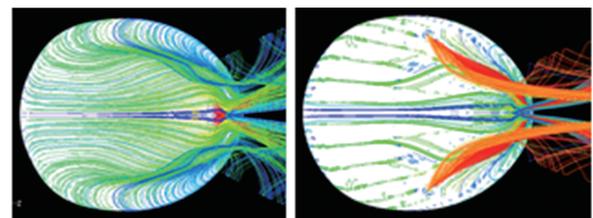


图7 机身后体流线

Fig.7 Airframe rear body streamline

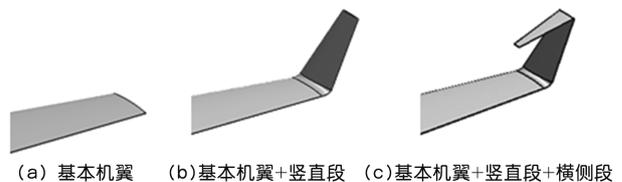


图8 常规翼梢小翼的竖直段上加装横侧段示意图

Fig.8 The figure of vertical section add to the lateral section of winglets

0.00163,拐折式翼梢小翼的诱导阻力系数为0.00148,使得诱导阻力减小了约9%。图10给出了在 $Ma=0.6, \alpha=7^\circ$ 时三

种机翼流态。此时,基本机翼已为失速状态。加竖直段后,在很大程度上改变了基本机翼表面的流动情况,使得沿展向机翼前缘的二次分离流动消失。对于拐折式翼梢小翼,进一步改善了基本机翼表面流动,二次分离区已经消失,改善了飞机的气动性能和失速特性。

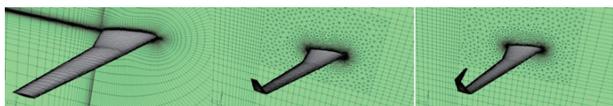


图9 计算网格示意图

Fig.9 Grid model

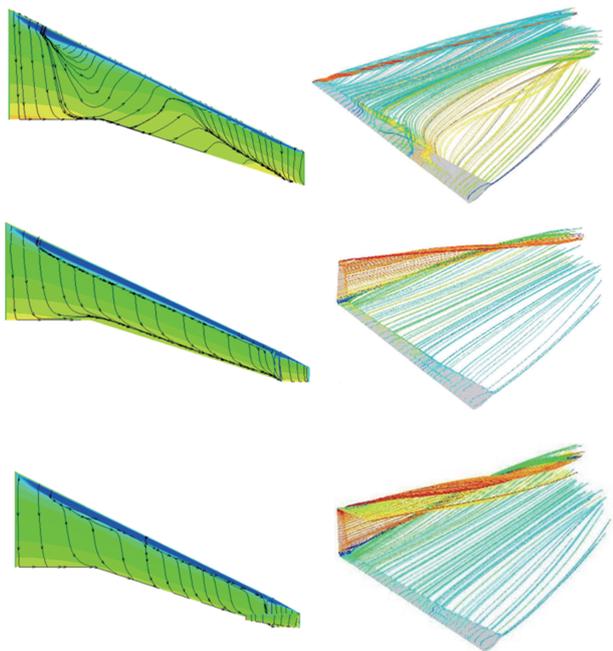


图10 拐折式翼梢小翼的流态

Fig.10 Streamline and pressure distribution diagram after vertical section add to the lateral section of winglets

从翼尖涡的强度来看,基本机翼上有大面积的分离气流卷入翼尖涡,使得翼尖涡强度增大;加装竖直段机翼后,展向流线和旋涡分布较为均匀;在竖直段加横侧段机翼后,展向流动和旋涡分布更为柔和均匀,强度很弱。因此,和基本机翼相比,常规翼梢小翼的竖直段上加装横侧段诱导气动性能提高了约11%,与加竖直段机翼相比,诱导气动性能提高了约4%。

## 6 结论

本文通过数值模拟的方法,提出了减小摩擦阻力、压差阻力和诱导阻力的方法,得出如下结论:

(1) 加装涡流发生器,增加了边界层内的动能,使得摩擦阻力显著显小。

(2) 加装侧鳍,能够有效地改善飞机后体流动,削弱旋涡强度,使得压差阻力减小。

(3) 使用拐折式翼梢小翼,很大程度上削弱了翼尖涡的强度,改善了机翼表面的流动,使得诱导阻力减小。

AST

## 参考文献

- [1] 刘沛清,张雯,郭昊. 大型运输机的减阻技术[J]. 力学与实践,2018,40(2):129-139.  
Liu Peiqing, Zhang Wen, Guo Hao. Drag reduction technique for large transport aircraft[J]. Mechanics in Engineering, 2018, 40(2): 129-139.(in Chinese)
- [2] 叶露,陈红英,周泽友. 空气动力学与飞行原理[M]. 大连:大连海事大学出版社,2019.  
Ye Lu, Chen Hongying, Zhou Zeyou. Aerodynamics and flight principles[M]. Dalian: Maritime University Press, 2019. (in Chinese)
- [3] 张永升,刘丹,郎卫东. 后体参数对运输机后体阻力的影响[J]. 力学季刊,2013, 34(4):114-118.  
Zhang Yongsheng, Liu Dan, Lang Weidong. Effects of geometry parameters on drag about afterbodies of transport aircraft[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2013, 34(4): 114-118. (in Chinese)
- [4] 张建军,张彬乾,王元元,等. 运输机上翘后体侧鳍减阻技术研究[J]. 机械科学与技术,2009,28(6):26-29.  
Zhang Jianjun, Zhang Binqian, Wang Yuanyuan, et al. A study of drag reduction of strakes for the upswept afterbody of a transport aircraft[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009,28(6):26-29. (in Chinese)
- [5] 叶露,周泽友. 民用飞机机身尾部端板阻力特性研究[J]. 液压与气动,2018(12): 25-29.  
Ye Lu, Zhou Zeyou. Drag characteristics of civil aircraft fuselage's afterbody end plate [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2018(12): 25-29. (in Chinese)
- [6] Barckmann K, Tropea C, Grundmann S. Attenuation of tollmien-schlichting waves using plasma actuator vortex generators[J]. AIAA Journal, 2015, 53(5): 1384-1388.
- [7] Shahinfar S, Sattarzadeh S S, Fransson J H M, et al. Revival of

- classical vortex generators now for transition delay[J]. Physical Review Letters, 2012, 109(7): 074501.
- [8] 周林,叶林峰,王伟. C-130 战术运输机的气动布局设计特点[J]. 航空科学技术, 2017, 28(12): 5-8.  
Zhou Lin, Ye Linfeng, Wang Wei. Aerodynamic layout design features of C-130 tactical transport aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(12): 5-8. (in Chinese)
- [9] 朱海涛,白文. 基于非定常CFD方法跨声速民用飞机标模俯仰气动导数计算研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(7): 19-24.

Zhu Haitao, Bai Wen. Static and dynamic pitch derivatives of transonic full aircraft configuration with unsteady CFD method [J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(7): 19-24. (in Chinese) (责任编辑 王昕)

#### 作者简介

叶露(1983—)男,副教授。主要研究方向:飞机气动布局设计、飞行性能、飞行程序、航行新技术的应用。

Tel:13378138011

E-mail:yelucafuc@163.com

## Drag Source and Drag Reduction Measures Study of Subsonic Aircraft

Ye Lu\*, Zhao Ganchao

*Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China*

**Abstract:** In order to reduce the drag of subsonic aircraft and improve the economy of their operation, the paper choose the shape of a typical subsonic aircraft as the research object, analyse the causes and classifications of the drag of subsonic aircraft, and put forward the drag reduction measures for different sources of drag by means of numerical simulation. The results show that the frictional drag can be reduced by installing vortex generator on the rear body of the fuselage, the form drag can be significantly reduced by installing the after body end plate, improving high angle of attack performance and the induced drag can be further reduced by using the vertical section add to the lateral section of the winglets.

**Key Words:** subsonic aircraft; drag source; vortex generator; after body end plate; vertical section add to the lateral section of winglets

**Received:** 2019-08-20; **Revised:** 2019-09-27; **Accepted:** 2019-10-11

**Foundation item:** National Natural Science Foundation (U1733127)

\***Corresponding author.** Tel. :13378138011 **E-mail:** yelucafuc@163.com