

短舱扰流片对运输机增升装置气动特性的影响

张文升¹, 陈海昕^{1,*}, 张宇飞¹, 符松¹, 陈迎春², 李亚林², 周涛²

1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084

2. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200235

摘要: 以民用运输机增升装置复杂增升构型气动设计为背景, 针对短舱扰流片对增升构型气动性能的影响, 借助数值模拟对流动控制效果和影响机理进行研究。数值结果表明: 合理的扰流片设计可以明显改善增升装置的气动特性, 提高最大升力系数 0.3 以上, 增大失速迎角 3° 左右。短舱扰流片安装参数研究表明: 短舱扰流片产生旋涡强度对其推迟失速的效果有明显影响; 在所研究的范围内, 短舱扰流片弦向位置明显影响扰流片的当地来流迎角, 进而改变所产生旋涡的强度; 扰流片的周向安装角主要影响扰流片的来流强度, 同样影响所产生旋涡的强度; 扰流片面积对提高升力系数贡献不大, 主要影响失速形态。

关键词: 运输机; 增升装置; 短舱扰流片; 气动特性; 机理; 安装参数

中图分类号: V211.3 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2013)01-0076-10

增升装置气动设计是民用运输机设计的重要环节, 决定着气动设计方案的成败。从经济性角度看, 增升装置应能尽量缩短飞机的起飞着陆场, 降低机场建设成本, 加速航班周转; 从安全性角度看, 在飞机起飞、着陆及复飞过程中, 增升装置必须提供足够的升力以保证飞机安全。文献调研表明^[1], 增升装置着陆最大升力系数增加 1%, 在同一进场速度下可增加 22 个乘客或 2 t 有效载荷; 起飞升阻比增加 1%, 可增加 14 个乘客或 1.25 t 有效载荷; 升力曲线线性段升力系数增加 0.1, 可使擦地角减小 1°, 使起落架长度缩短, 减重约 600 kg。

近耦合发动机对增升装置的气动性能影响巨大, 这种情况在发动机涵道比日趋增大的情况下显得尤为严重。安装发动机短舱后, 大迎角状态下短舱的尾迹在机翼上表面上方卷起一个较大的旋涡, 该旋涡破裂使流动发生大面积分离, 从而导

致失速提前, 最大升力系数降低^[2-3]。这种情况在增升构型上将更为严重, 往往使得未考虑短舱干扰而设计的增升构型的最大升力系数及失速迎角无法满足要求。为消除短舱带来的不利影响, 飞机公司一般都在短舱的适当位置安装扰流片以抑制流动分离, 从而提高增升构型的失速迎角及最大升力系数^[3-4]。欧盟于 2000 年启动了研究项目 EUROLIFT^[5], 开展增升装置的实验分析及数值模拟, 后续又启动了项目 EUROLIFT II^[6], 其中的一项重要任务就是进行增升构型短舱扰流片流动控制手段研究, 其实验结果表明: 短舱扰流片可有效地提高增升装置安装短舱后的最大升力系数和失速迎角。目前国内对短舱扰流片的研究尚少, 西北工业大学的邱亚松等^[7]对短舱扰流片进行了初步研究。

尽管计算流体力学(CFD)与计算机硬件条件

收稿日期: 2012-02-17; 退修日期: 2012-03-28; 录用日期: 2012-07-09; 网络出版时间: 2012-11-01 14:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121101.1440.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(10972120, 10932005)

* 通讯作者. Tel.: 010-62772915 E-mail: chenhaixin@tsinghua.edu.cn

引用格式: Zhang W S, Chen H X, Zhang Y F, et al. Nacelle strake's aerodynamic characteristics effects on high-lift configuration of transport aircraft. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(1): 76-85. 张文升, 陈海昕, 张宇飞, 等. 短舱扰流片对运输机增升装置气动特性的影响. *航空学报*, 2013, 34(1): 76-85.

已经取得了长足发展,数值模拟增升装置黏性流动仍然是一个很大的挑战,其困难主要来源于增升装置复杂的几何构型及流场结构。增升装置构型复杂表现为襟翼和缝翼侧缘存在类似“剪刀差”结构,导致网格生成十分困难。增升装置流动结构复杂表现为多段机翼会出现层流/湍流转捩、层流分离和湍流分离等流动现象,“剪刀差”侧缘会诱导旋涡尾迹等,并且这些流动现象之间还存在相互干扰。而短舱扰流片的加入使得无论是网格生成还是流场结构都变得更为复杂。对短舱扰流片产生旋涡的强度和轨迹进行精确地捕捉是 CFD 面临的巨大挑战。

本文首先采用 AIAA 第一届增升装置预测会议^[8]的标准算例验证数值方法,然后完成民用运输机全机(包括机身、机翼、平尾、立尾、发动机短舱、挂架、襟翼滑轨整流罩)带增升装置(全展长缝翼、内外襟翼)的复杂构型计算,在此基础上,开展短舱扰流片的流动规律和影响机理研究,并进行参数影响分析。

1 数值方法及验证

1.1 数值方法

数值分析采用课题组自行开发的 NSAWET (Navier-Stokes Analysis based on Window Embedment Technology)^[9]流场分析软件。该软件为多块结构网格雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)求解器,基于有限体积架构,对流项离散可采用 Jameson 中心差分、van Leer Flux-Vector Splitting(FVS)、Roe Averaged Flux Difference Splitting(FDS)等格式,时间推进采用 Runge-Kutta 显式或 Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel (LU-SGS)隐式方法,具有多种可选湍流模式,并具有基于 MPI(即一种消息传递编程模型的标准)的大规模并行计算能力。基于课题组以往的研究结论^[9],本文的计算采用 Roe FDS 格式、LU-SGS 隐式方法和 $k-\omega$ 剪切应力输运(SST)湍流模式。

1.2 增升装置标准模型算例验证

为发展实用的湍流模型和数值方法以分析增升装置流场,提升对高升力构型流场的理解,加强

CFD 在实际工程设计与优化中的预测能力, AIAA 于 2010 年举办了第一届增升装置预测会议,提供了增升装置标准模型及相应的风洞试验数据。标准模型包含两个构型,均由机身、全展长缝翼和全展长单缝襟翼组成,两个构型仅在襟翼偏角上有所不同,本文针对构型 1 进行数值模拟,并与风洞试验数据对比,如图 1 所示。

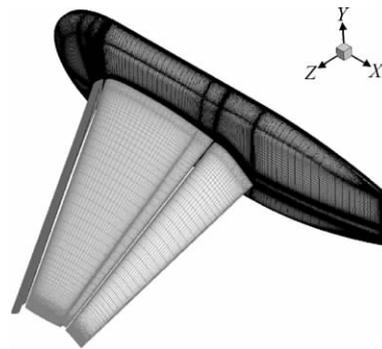


图 1 增升装置标准构型 1 表面网格

Fig. 1 Surface grid of the high-lift configuration standard model 1

构型 1 缝翼偏角为 30° ,襟翼偏角为 25° ,风洞试验来流马赫数 $Ma_\infty = 0.2$,基于平均气动弦长的雷诺数 $Re = 4.3 \times 10^6$ 。数值计算采用多块结构网格(见图 1),网格总数为 3×10^7 ,壁面第 1 层网格 Y^+ 小于 1。

图 2 显示了升力系数 C_L 计算与风洞试验的

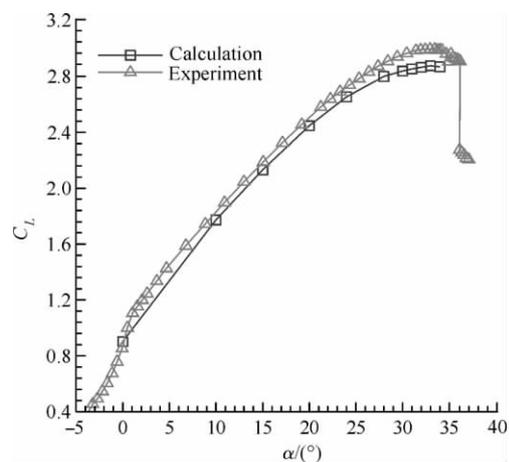


图 2 升力系数计算与风洞试验结果对比

Fig. 2 Lift coefficient results comparison between calculation and wind tunnel experiment

结果对比,由图可见,计算结果整体比试验结果略小,但总体吻合良好,线性段升力系数最大误差为3%,斜率保持一致,最大升力系数误差为3.99%,计算结果失速迎角 α 为 34° ,试验结果为 33° ,相差 1° 。

图3显示了迎角为 15° 时标准模型的表面压力系数 C_p 云图及表面流线图。从图上可以看到,主翼翼尖附近和襟翼后缘都存在流动分离,且在展向范围较大。图4显示了计算与试验在不同展向位置的升力系数分布对比,在17%~70%展向位置的升力系数分布段,计算与试验结果吻合得非常好。从以上计算与试验结果的对比分析来看,本文使用的NSAWET程序是准确可靠的,在此基础上进行增升构型预测及短舱扰流片效应分析具有很好的可信度。

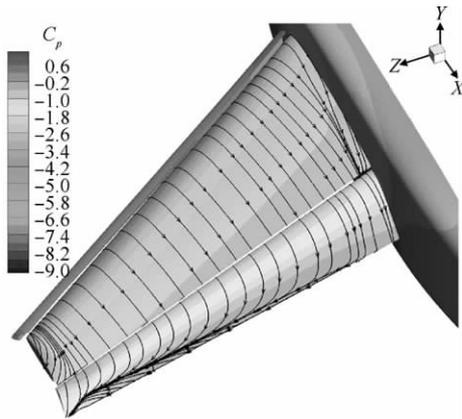
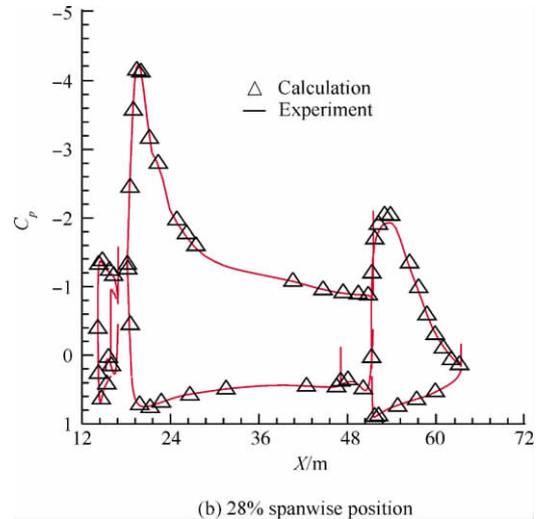
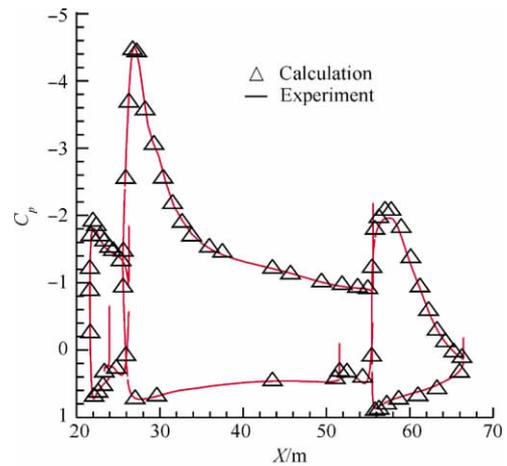


图3 表面压力系数云图及表面流线

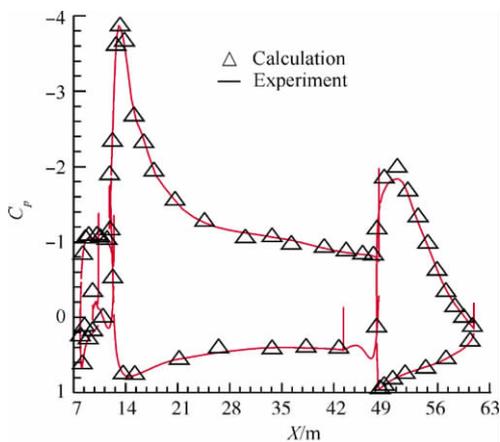
Fig 3 Surface pressure coefficient contour and surface streamlines



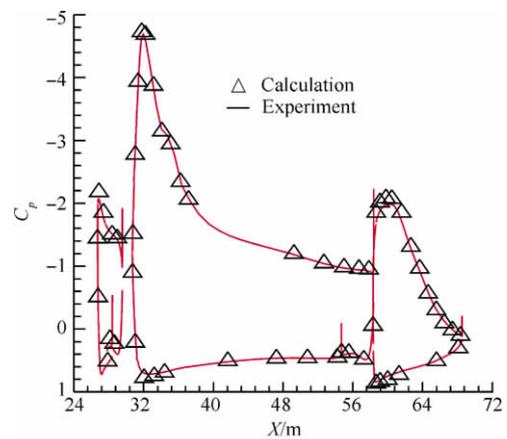
(b) 28% spanwise position



(c) 41% spanwise position



(a) 17% spanwise position



(d) 50% spanwise position

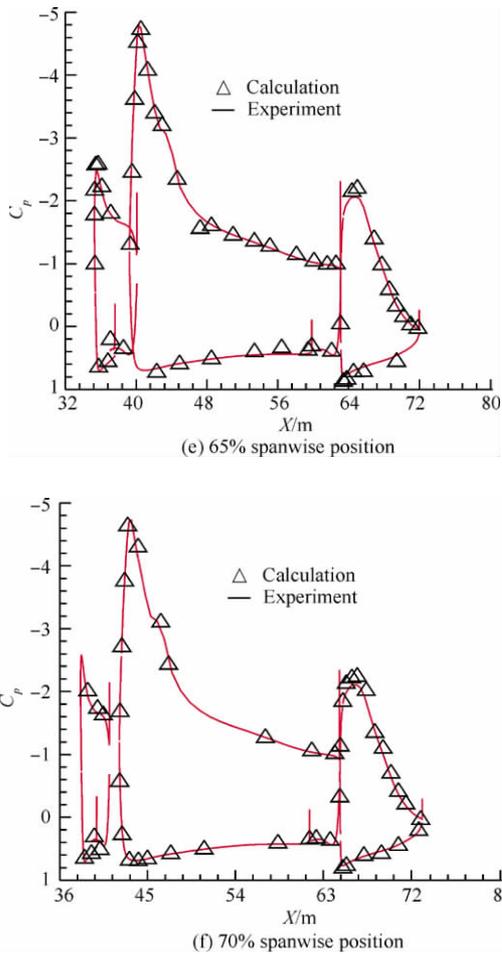


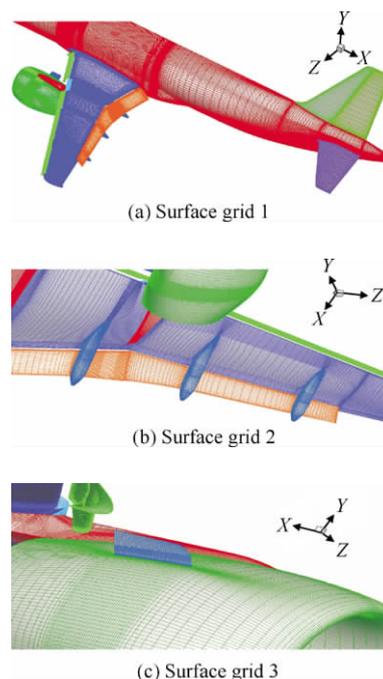
图4 不同展向压力系数分布计算与风洞试验结果对比
Fig. 4 Pressure coefficient distribution results comparison between calculation and wind tunnel experiment at different spanwise position

2 短舱扰流片工作机理与参数影响研究

2.1 网格生成

目前针对增升装置全机带襟翼滑轨整流罩和短舱扰流片等部件的复杂构型网格生成难度极大、尤其是“剪刀差”附近特殊的几何外形给结构网格的生成带来的巨大挑战,一般采用非结构网格^[10]、自适应直角网格^[11]或结构网格的面搭接网格^[9,12]、嵌套网格等策略。欧盟 EUROLIFT II 项目的研究成果表明^[10]:使用非结构网格及可靠的求解器可以较好地模拟增升装置流场,但需要很大的网格量;使用面搭接网格或嵌套网格需要细致分析网格依赖性。

传统的点对点搭接结构网格最有利于准确模拟黏性流体的边界层及边界层/旋涡干扰流动。本文的增升装置研究模型十分复杂,模型包括机身、主翼、缝翼、襟翼、翼梢小翼、发动机短舱、挂架、短舱扰流片、襟翼滑轨整流罩、平尾和立尾等,点对点结构网格生成难度很大。本文成功采用商业软件 ICEM-CFD 生成了高质量的点对点搭接结构网格。图 5(a)~图 5(c)为增升装置构型的表面网格,图 5(d)和图 5(e)为空间网格。采用 O 型空间网格包围壁面的方法改善网格质量且实现边界层网格加密,襟翼和缝翼侧缘均采用 O 型网格包裹以准确模拟侧缘的边界层/旋涡干扰流动。计算网格总数为 3.3×10^7 ,壁面法向第 1 层网格厚度为 2.5×10^{-6} (取平均气动弦长为 1),保证 Y^+ 不大于 1,边界层网格厚度的增长率为 1.2。通过精细调整网格拓扑结构和网格分布来提高网格质量,以保证计算结果的可靠性。ICEM-CFD 软件检测的网格质量大于 0.3,局部网格最小角度为 15° 。增升装置的网格数量和网格分布对计算结果影响很大^[10],在短舱扰流片参数影响分析过程中为排除网格对结果的影响,短舱扰流片改变后的不同构型均使用相同的网格拓扑结构及网格分布,仅在局部根据外形改变对网格进行微调,以尽可能保持网格的一致性,便于识别构型本身变化带来的气动特性差异。



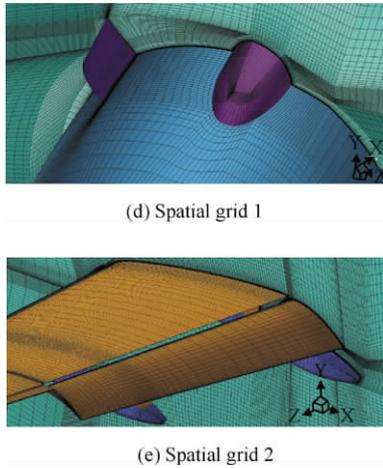


图5 增压装置的表面网格及空间网格

Fig. 5 Surface and spatial grids of high-lift configuration

2.2 短舱扰流片工作机理

通过对比有无短舱扰流片的流动现象,研究其对短舱所引发的主翼上表面分离的控制机理。

图6显示了 $Ma_\infty = 0.2$ 、 $Re = 2.0 \times 10^7$ 、 $\alpha = 12^\circ$ 和 $\alpha = 14^\circ$ 时,有无短舱扰流片的空间总压系数云图对比,其中 C_{p_0} 为总压系数,表示流动区域内的能量损失 ($C_{p_0} = 2(p_0 - p_{0\infty})/(\rho V_\infty^2)$), p_0 为总压, ρ 、 V_∞ 和 $p_{0\infty}$ 分别为来流密度、来流速度和来流总压)。如图6(a)所示,对于无扰流片构型,在近失速迎角为 12° 时,气流经过发动机短舱阻滞后在主翼上表面形成了大片低能量区,当迎角进一步增大时,该低能量区将突然扩大,并产生流动分离,使主翼发生失速。这是安装发动机短舱使增压构型气动特性变差的根本原因。安装扰流片后,扰流片产生了一个明显的旋涡,该旋涡流经机翼的上表面,穿过低能量区所在的位置。图6(b)显示在 12° 迎角下,主翼上表面由短舱引起的低能量流动区被扰流片的旋涡消除。图6(c)显示 14° 迎角下无扰流片构型已发生明显失速,而在图6(d)的加扰流片构型中,由短舱扰流片产生的旋涡一方面将主翼上表面的分离区进行切割,另一方面也将周边高能流动带进这片低能量流动区域,从而有效地抑制流动分离,推迟失速。因此,短舱扰流片卷起旋涡的强度和其流经的轨迹是影响其流动控制效果的主要因素。

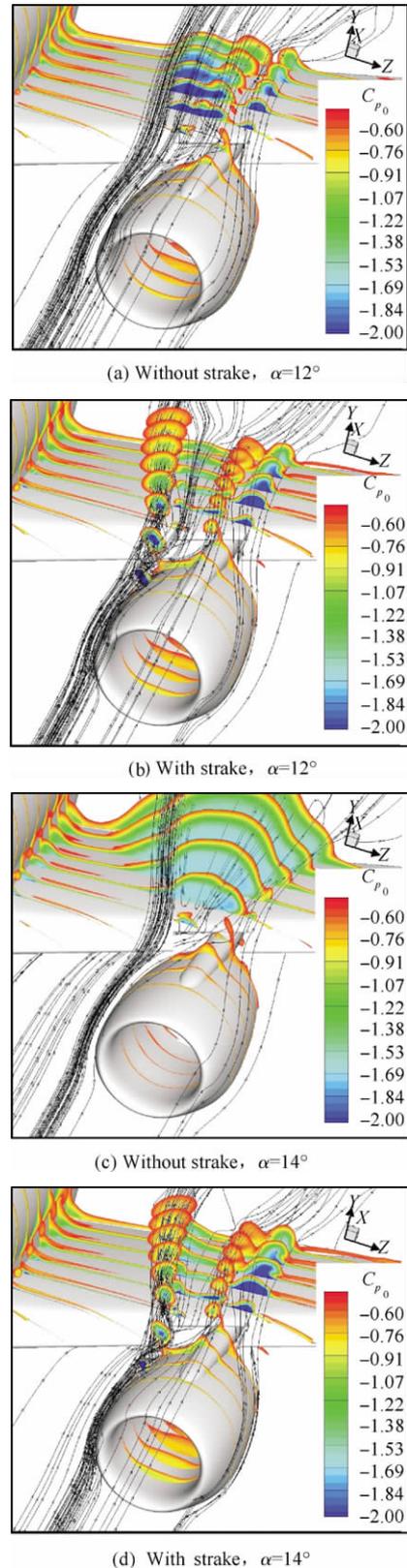


图6 有无扰流片构型总压系数云图对比

Fig. 6 Spatial stagnation pressure coefficient contour comparison between models with and without strake

图 7 给出了 $Ma_\infty=0.2$ 、 $Re=2.0\times 10^7$ 和 $\alpha=14^\circ$ 时,发动机短舱附近(展向 35% 截面)主翼及襟翼的压力系数分布,图中 c 为当地弦长。从有/无扰流片的压力系数分布曲线对比来看,发动机短舱对增升装置气动特性的不利影响包含两方面:①引起主翼上表面流动分离,图中没有扰流片的主翼上表面压力系数分布呈大范围失速状态,升力损失严重;②主翼上方的分离流区会阻塞流向其后方的气流,使发动机短舱附近范围的襟翼提前分离和失速。显然,引入扰流片后,不仅主翼的升力明显增加,襟翼也从分离状态恢复到流动附着状态,升力增加明显。

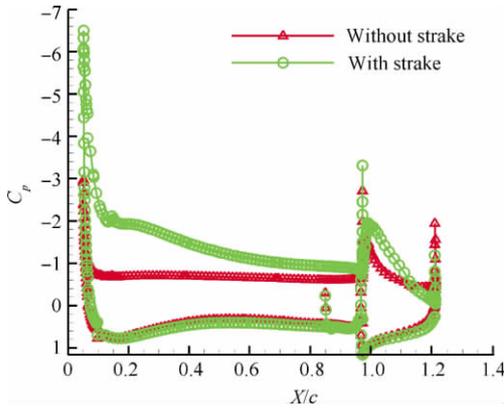


图 7 展向 35% 截面表面压力系数分布对比

Fig. 7 Surface pressure coefficient distribution comparison at 35% spanwise section

2.3 短舱扰流片参数影响研究

对短舱扰流片的参数化设计在国外已有较为系统的实验研究^[13-15]。为积累设计经验,本文对短舱扰流片的相对弦向安装位置、周向安装角和面积进行参数变化,通过数值方法分析其流动控制效果,以获得各参数的影响规律,其中相对弦向安装位置定义为扰流片后缘点距发动机外涵出口平面的距离与短舱外涵弦长之比,周向安装角定义为扰流片所在平面与水平面所夹的锐角。本文仅讨论短舱内侧安装的扰流片,包括 6 种不同扰流片构型,相应的参数见表 1,其中面积 $S_0=0.17\text{ m}^2$ 。

表 1 不同扰流片的参数

Table 1 Parameters of different strakes

Model	Axial location/ %	Circumferential angle/($^\circ$)	Area
Strake 1	38.9	40	S_0
Strake 2	30.6	40	S_0
Strake 3	64.3	40	S_0
Strake 4	30.6	50	S_0
Strake 5	30.6	60	S_0
Strake 6	30.6	40	$\frac{2}{3} S_0$

图 8 显示了 $Ma_\infty=0.2$ 、 $Re=2.0\times 10^7$ 时,6 种构型相应的升力系数曲线。安装扰流片之后,相比原始构型最大升力系数可提高 0.3 左右,线性段升力系数也有所提升,失速迎角增大了 3° 。从图中可以看出:① Strake 1、Strake 2 和 Strake 3 仅相对弦向安装位置不同,其中 Strake 1 和 Strake 2 的弦向位置比较靠后,效果均优于 Strake 3;② Strake 1 的位置较 Strake 2 略为靠前,升力系数也略微偏低;③ 3 个构型的失速迎角相同,可见扰流片弦向位置主要影响最大升力系数,弦向安装位置越小控制效果越好;④ Strake 2、Strake 4 和 Strake 5 的周向安装角依次增大,周向安装角越小流动控制效果越好,且周向安装角对最大升力系数和失速迎角均有较大影响;⑤ Strake 2 和 Strake 6 位置相同,面积不同,它们的最大升力系数区别不大,失速形态差别较大,面积较小的 Strake 6 的失速较为突然,因此,扰流片面积的影响主要体现在失速形态上。

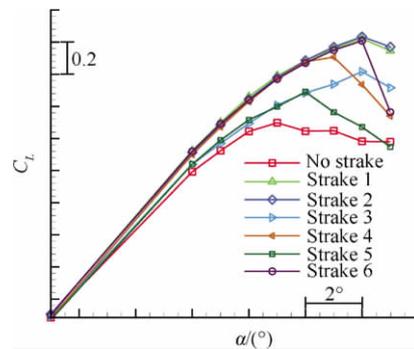
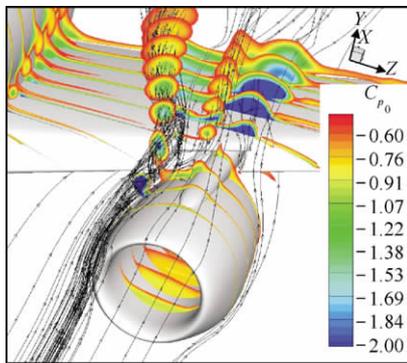


图 8 不同构型升力系数曲线

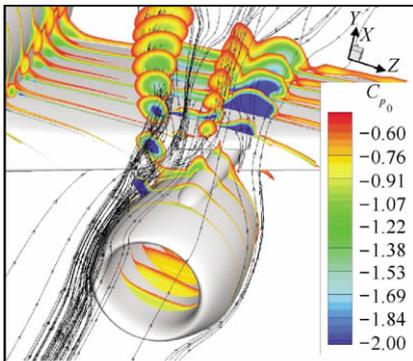
Fig. 8 Lift coefficient curves of different configurations

从图 8 可知,在所设计的 6 种扰流片中, Strake 2 的效果最好, Strake 5 的效果最差。

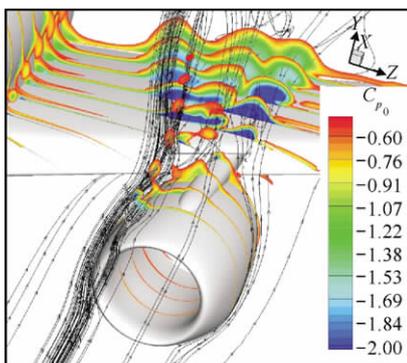
图 9 给出了 $Ma_\infty = 0.2$ 、 $Re = 2.0 \times 10^7$ 和 $\alpha = 16^\circ$ 时, 6 种扰流片构型的空间总压系数云图及流线图。从流线卷起的紧密程度和涡核向外的总压变化可判断旋涡的强度。由图 9 可知, Strake 2 非常有效地消除了由发动机短舱引起的流动分离, 其产生的旋涡强度最大, 而 Strake 5 效果较差, 其旋涡强度最弱。由此看来, 扰流片诱导的旋涡强度直接影响其流动控制效果, 旋涡强度越强效果越好。



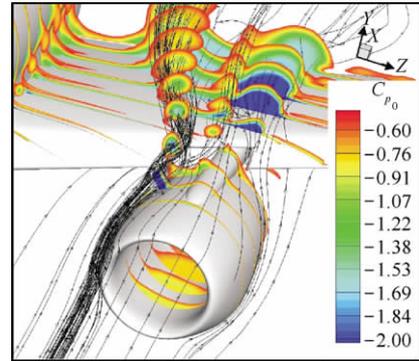
(a) Strake 1



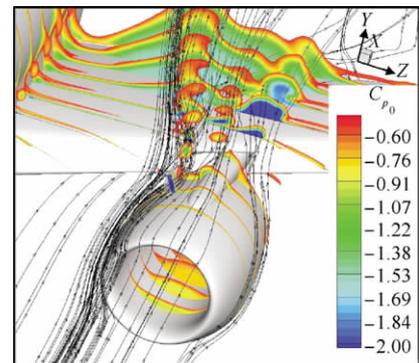
(b) Strake 2



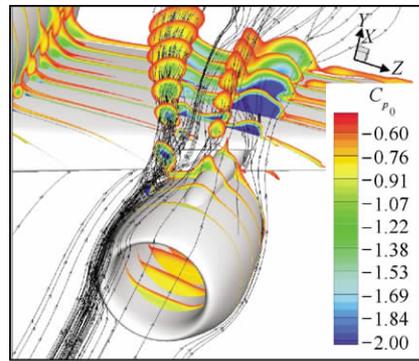
(c) Strake 3



(d) Strake 4



(e) Strake 5



(f) Strake 6

图 9 不同扰流片构型的总压系数云图及空间流线对比
Fig. 9 Spatial stagnation pressure coefficient contours and space streamlines comparison between different strake configurations

从图 9 可以看出: ① Strake 2 所卷起的旋涡强度最强, Strake 1 次之, Strake 3 最差, 说明扰流片的相对弦向安装位置越小, 其产生的旋涡强度越强, 从而效果越好; ② Strake 2、Strake 4 和 Strake 5 所卷起的旋涡强度依次减弱, 说明扰流片的周向安装角越小, 其产生的旋涡强度越强, 从而控制效果越好。

图 10 显示了 6 种不同构型扰流片的短舱表面流线。从图上可以看出,靠近短舱唇口,短舱附近流动以弦向速度分量为主。而越往后,短舱背风面流动的周向速度分量越强。这一趋势在干净短舱上同样存在。较大的周向速度分量导致了 Strake 1 和 Strake 2 所处位置的当地来流迎角较大。而 Strake 3 由于靠近短舱唇口,当地来流迎角明显小于 Strake 1 和 Strake 2。由图 9 的空间总压系数及流线分析可以看出,在 Strake 1、Strake 2、Strake 3 中,Strake 3 所卷起的旋涡最弱,这说明扰流片的当地来流迎角是决定扰流片诱导旋涡强度的重要因素。在本文研究的范围内,较小的相对弦向位置可以使得扰流片处于更为有利的当地流动迎角中,使扰流片诱导的旋涡强度更强,从而可以更好地抑制机翼上表面流动分离。

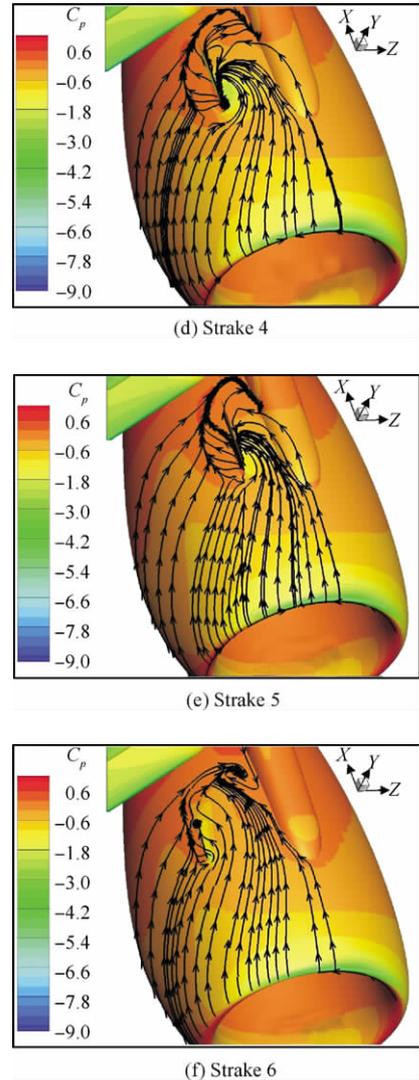
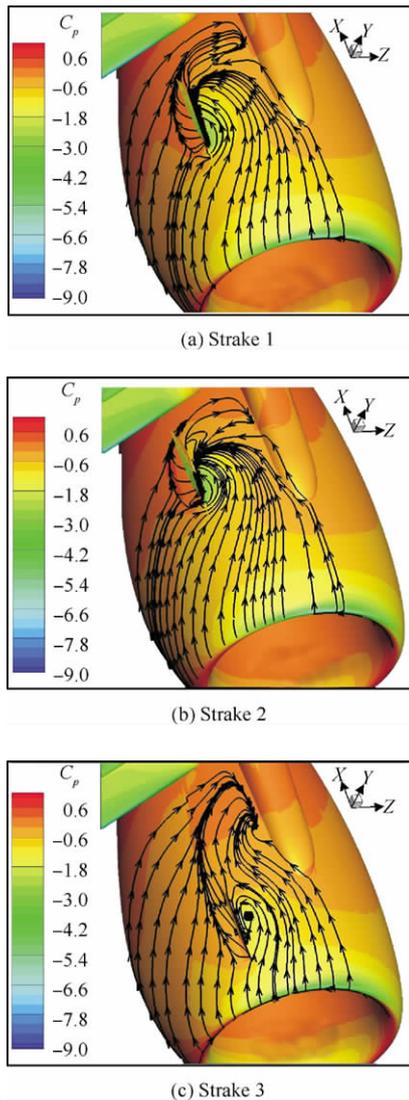


图 10 不同扰流片附近的表面流线

Fig. 10 Surface streamlines around different strakes

图 11 显示了 $Ma_\infty = 0.2$ 、 $Re = 2.0 \times 10^7$ 和 $\alpha = 16^\circ$ 时,无扰流片构型在 31% 相对弦向位置截面 (Strake 2、Strake 4、Strake 5 长度方向的 50% 处) 的马赫数云图,图中 3 条黑色短粗线分别表示 Strake 2、Strake 4 和 Strake 5 的周向安装方位。从图中可以明显看到,Strake 2、Strake 4 和 Strake 5 所处位置的来流马赫数逐渐减小。由图 9 显示的空间总压系数云图知道,3 种扰流片产生的旋涡强度依次下降。因此扰流片的当地来流速度同样是影响扰流片旋涡强度的重要因素。图 10 中这 3 个扰流片所处的当地迎角看不出明显差别,在当地迎角近乎相同的条件下,来流速度越

大, 扰流片卷起的旋涡强度越强, 从而可以更好地抑制机翼上表面的流动分离。在本文讨论的范围内, 较小的周向安装角使得扰流片处于更大的来流速度中。

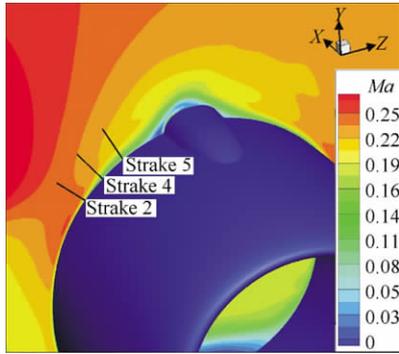


图 11 增升装置无扰流片构型在 31% 弦向位置截面的马赫数云图

Fig. 11 Mach number contour of high-lift configuration without strake at 31% section in chord-direction

3 结 论

1) 短舱扰流片可以有效地消除由发动机短舱引起的主翼上表面的大迎角流动分离, 增加主翼和襟翼上表面吸力, 从而大幅改善增升构型的气动特性。在所研究的构型上可提高最大升力系数 0.3 以上, 增大失速迎角 3° 左右。

2) 扰流片诱导旋涡的强度是影响流动控制效果的关键因素。弦向位置决定扰流片的当地迎角, 继而导致产生旋涡强度不同, 从而影响最大升力系数。设计时可首先根据干净短舱的表面流线选取合适的位置以使扰流片处于有利的流动条件中。周向安装角决定扰流片的来流速度, 继而影响扰流片产生旋涡不同, 从而影响最大升力系数和失速迎角。设计时可以根据干净短舱附近的空速分布, 选取合适位置保证扰流片的来流强度。在所考察的参数范围内, 面积主要影响增升构型的失速形态。

3) 短舱扰流片具有强烈的工程应用背景, 实际上, 短舱扰流片的弦向、周向安装位置及面积还需考虑机构约束以及高速巡航阻力约束等。本文尚未涉及的扰流片偏转角及扰流片旋涡轨迹等的影响需要进一步仔细研究。

参 考 文 献

- [1] van Dam C P. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(2): 101-144.
- [2] Qiu Y S, Bai J Q, Huang L, et al. Study on influence of wing-mounted engine nacelle on aerodynamic performance of high-lift system. *Aeronautical Computing Technique*, 2010, 40(6): 86-89. (in Chinese)
邱亚松, 白俊强, 黄琳, 等. 翼吊发动机短舱对增升装置气动特性影响研究. *航空计算技术*, 2010, 40(6): 86-89.
- [3] Rudnik R. Stall behaviour of the EUROLIFT high lift configurations. AIAA-2008-836, 2008.
- [4] Geyr H F, Schade N, vd Burg J W, et al. CFD prediction of maximum lift effects on realistic high-lift-commercial-aircraft-configurations within the European project EUROLIFT II. AIAA-2007-4299, 2007.
- [5] Hansen H, Thiede P, Moens F, et al. Overview about the European high lift research programme EUROLIFT. AIAA-2004-767, 2004.
- [6] Rudnik R, Geyr H F. The European high lift project EUROLIFT II-objectives, approach, and structure. AIAA-2007-4296, 2007.
- [7] Qiu Y S, Bai J Q, Li Y L, et al. Study on influence of complex geometry details on the aerodynamic performance of high-lift system. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(3): 4214-4219. (in Chinese)
邱亚松, 白俊强, 李亚林, 等. 复杂几何细节对增升装置气动性能影响研究. *航空学报*, 2012, 33(3): 4214-4219.
- [8] Slotnick J P, Hannon J A, Chaffin M. Overview of the first AIAA CFD high lift prediction workshop. AIAA-2011-862, 2011.
- [9] Chen H X, Fu S, Li F W. Navier-Stokes simulations for transport aircraft wing/body high-lift configurations. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(5): 883-890.
- [10] Eliasson P, Catalano P, Le Pape M C, et al. Improved CFD predictions for high lift flows in the European project EUROLIFT II. AIAA-2007-4303, 2007.
- [11] Sang W M, Li F W. Numerical analysis of flows around 3-D high-lift system by adaptive cartesian grid method. *Acta Mechanica Sinica*, 2005, 37(1): 80-86. (in Chinese)
桑为民, 李凤蔚. 采用自适应直角网格计算三维增升装置绕流. *力学学报*, 2005, 37(1): 80-86.
- [12] Shi Y B, Wang H J, Li J. Exploring a feasible method of CFD simulation of high-lift aircraft configuration using patched-grid generation method and multi-grid technique. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2010, 28(1): 143-146. (in Chinese)
石永彬, 王豪杰, 李杰. 基于面搭接多重网格技术的全机

- 增升装置绕流数值模拟. 西北工业大学学报, 2010, 28 (1): 143-146.
- [13] Kanazaki M, Yokokawa Y, Murayama M, et al. Efficient design exploration of nacelle chine installation in wind tunnel testing. AIAA-2008-155, 2008.
- [14] Yokokawa Y, Murayama M, Kanazaki M, et al. Investigation and improvement of high-lift aerodynamic performances in low-speed wind tunnel testing. AIAA-2008-350, 2008.
- [15] Yokokawa Y, Murayama M, Uchida H, et al. Aerodynamic influence of a half-span model installation for high-lift configuration experiment. AIAA-2010-684, 2010.

作者简介:

张文升 男, 硕士研究生。主要研究方向: 气动设计, 计算流体力学。

Tel: 010-62772915

E-mail: zhangws09@mails.tsinghua.edu.cn

陈海昕 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 空气动力学, 飞机设计。

Tel: 010-62772915

E-mail: chenhaixin@tsinghua.edu.cn

Nacelle Strake's Aerodynamic Characteristics Effects on High-lift Configuration of Transport Aircraft

ZHANG Wensheng¹, CHEN Haixin¹*, ZHANG Yufei¹, FU Song¹, CHEN Yingchun², LI Yalin², ZHOU Tao²

1. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China

2. COMAC Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 200235, China

Abstract: The present paper focuses on the mechanism investigation and parametric analysis of the nacelle strake mounted on the high-lift configuration of civil transport aircraft. Numerical simulation is carried out for this research. Results show that appropriate design of strake could greatly improve the aerodynamics performance of the high-lift configuration. The maximum lift coefficient can be increased by least 0.3 and the angle of attack can be increased by 3°. Through parametric analysis of the nacelle strake, it's found that the strength of the vortex generated by the strake is a key factor of its stall delay effect. In the research, influences of the installation parameters of the inboard strake are that through affecting the strake's local angle of attack, the axial location of the strake controls the strength of the vortex; the circumferential angle affects the strake's incoming flow speed, and then controls the strength of strake's wake; the area of the strake nearly has no effect on lift coefficient of high-lift configuration, it mainly affects the stall behaviors of the high-lift configuration.

Key words: transport aircraft; high-lift configuration; nacelle strake; aerodynamic characteristics; mechanisms; installation parameter

Received: 2012-02-17; Revised: 2012-03-28; Accepted: 2012-07-09; Published online: 2012-11-01 14:40

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121101.1440.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (10972120, 10932005)

* Corresponding author. Tel.: 010-62772915 E-mail: chenhaixin@tsinghua.edu.cn