

文章编号: 1000-8055(2022)01-0142-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210333

# 短舱外侧导流片对民用运输机低速特性影响

王祁旻, 郑隆乾, 张美红

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

**摘 要:** 以提升民用运输机起降构型大迎角阶段的气动性能为目的, 通过开展基于求解雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程的数值模拟, 研究了翼吊短舱布局飞机的失速附近的流场特征, 分析了短舱外侧导流片的作用机理以及导流片的安装位置和安装角对流动控制效果的影响。短舱外侧导流片能够在高迎角工况下产生诱导涡, 抑制外侧前缘缝翼放下后, 在吊挂/短舱后主翼上翼面后缘出现的分离, 能够达到提升全机最大升力系数的效果。短舱外侧导流片的安装位置会影响诱导涡的涡强以及涡在主翼上翼面的展向位置和高度, 安装角主要影响诱导涡的涡强。在所研究的设计区间内, 短舱外侧导流片能够提升全机最大升力系数约 2.1%。

**关 键 词:** 短舱外侧导流片; 增升装置; 翼吊短舱布局; 流动控制; 最大升力系数

中图分类号: V224<sup>+</sup>.2

文献标志码: A

## Influence of outboard nacelle chine on the low-speed characteristics of civil transport aircraft

WANG Qimin, ZHENG Longqian, ZHANG Meihong

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute,  
Commercial Aircraft Corporation of China, Limited, Shanghai 201210, China)

**Abstract:** For the purpose of improving the aerodynamic performance of the civil transport aircraft with the high-lift devices deployed at high angle of attack, the numerical simulation method of Reynolds average Navier-Stokes (RANS) turbulence model was used to analyze the stall characteristics of aircraft with the wing-mounted nacelle configuration. The mechanism of the outboard nacelle chine was investigated. Design exploration of the installation position and angle of the outboard nacelle chine was carried out. The vortex from the outboard slat and main wing aggravated the flow separation on the wing upper surface behind the nacelle/pylon. The vortex induced by designed outboard nacelle chine suppressed the flow separation, which increased the maximum lift coefficient. The installation position of the outboard nacelle chine affected the intensity, spanwise position and height of the induced vortex. The installation angle mainly affected the induced vortex intensity. The maximum lift coefficient increased by 2.1% with the outboard nacelle chine.

**Key words:** outboard nacelle chine; high-lift devices;  
wing-mounted nacelle configuration; flow control; maximum lift coefficient

收稿日期: 2021-06-28

基金项目: 国家重点研发计划(2020YFA0712000)

作者简介: 王祁旻(1991—), 男, 工程师, 硕士, 主要研究方向为气动设计与计算流体力学等。

引用格式: 王祁旻, 郑隆乾, 张美红. 短舱外侧导流片对民用运输机低速特性影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(1): 142-151. WANG Qimin, ZHENG Longqian, ZHANG Meihong. Influence of outboard nacelle chine on the low-speed characteristics of civil transport aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(1): 142-151.

当代民用客机的设计为了追求环保和经济等方面的性能,往往采用不断增大涵道比的发动机提升发动机的燃油效率<sup>[1-2]</sup>。目前,大型民用客机主流的发动机布局形式为翼吊短舱布局形式,它具有提升发动机来流品质、降低翼根弯矩、降低舱内噪声和提升维修性等优势<sup>[3]</sup>。但是这种布局形式对飞机增升装置的气动性能产生不利的影响<sup>[4]</sup>。飞机的增升装置如果无法为飞机提供足够的升力,一方面会对飞机的起飞、复飞和着陆的安全性埋下隐患,甚至出现飞行事故;另一方面,会增加起飞和着陆的场长,降低飞机的机场适应性,对经济性产生影响。对于一般大型双发运输机,在进场速度不变的情况下,如果最大升力系数能提升1%,飞机能够增加22名乘客或者近2 t的商载<sup>[5]</sup>。

增大涵道比的发动机意味着更大尺寸的短舱,在起落架高度和发动机离地间隙的约束之下,短舱的安装位置与机翼更加接近,近耦合发动机和吊挂使得前缘增升装置无法连续布置在机翼前缘<sup>[5]</sup>。当飞机处于大迎角时,打开的前缘增升装置的端面与吊挂诱导出低能量的涡系导致飞机提前失速。此外,短舱在中大迎角产生的低速分离气流会直接发展至机翼上表面。它们都会导致飞机大迎角的气动特性迅速恶化,飞机性能受到严重影响<sup>[4]</sup>。

针对以上问题,一项重要的措施就是在大涵道比的发动机上安装短舱导流片。短舱导流片可以布置在吊挂两侧,靠内翼侧的称为短舱内侧导流片,靠外翼侧的称为短舱外侧导流片。国内外对短舱内侧导流片的流动机理进行了大量的研究。第二届欧洲高升力计划(EUROLIFT II)通过CFD(computational fluid dynamics)和风洞试验的结果表明:短舱内侧导流片能够有效提升全机的失速迎角和最大升力系数<sup>[6-8]</sup>。日本宇宙航空研究开发机构通过体视PIV(particle image velocimetry)技术揭示了短舱内侧导流片的诱导涡的细节流场结构<sup>[9]</sup>。基于CFD和风洞试验方法,研究揭示了CRM-HL(high-lift common research model)在大迎角条件下的流场结构,证明了增加短舱内侧导流片能够缓解短舱/吊挂尾迹诱导的翼面分离<sup>[10]</sup>。针对民用运输机,短舱内侧导流片能够有效地改善短舱/吊挂与增升装置端面诱导的低速空间涡系,达到提高失速迎角和最大升力系数的作用<sup>[10-11]</sup>。此外,国内外学者也对短舱内侧

导流片的优化设计准则开展了研究<sup>[4,10-11]</sup>。日本宇宙航空研究开发机构采用高效的全局优化方法,利用风洞试验手段研究了短舱内侧导流片的优化设计工作<sup>[12-13]</sup>。

目前,国内外学者对于短舱内侧导流片的作用机理和设计准则开展了较为丰富的研究,关于短舱外侧导流片的相关研究并不多见。为了进一步提升民用运输机的性能,关于短舱外侧导流片的相关研究显得尤为迫切。本文将针对安装短舱内侧导流片的民用运输机,通过CFD数值模拟,研究了短舱外侧导流片的作用机理,分析短舱外侧导流片安装位置和安装角对飞机气动特性和空间流场的影响,提出优化短舱外侧导流片的初步设计准则,为民用运输机短舱外侧导流片设计提供技术支撑。

## 1 数值模拟

本文对翼吊发动机布局形式的民用运输机低速着陆构型进行CFD数值模拟,并与风洞试验的结果进行对比,分析短舱/吊挂/增升装置之间的相互影响,进而研究短舱外侧导流的气动机理与特性。

### 1.1 物理模型

本文数值模拟所用的基本构型为民用运输机低速着陆构型(下文简称构型Base),主要部件包括机身、前缘缝翼、主翼、后缘襟翼、翼梢小翼、短舱、短舱导流片、吊挂、垂尾和平尾,如图1(a)所示。图1(b)中所示为构型基础上增加了短舱外侧导流片(红色)。

### 1.2 计算网格

数值模拟采用全机半模,生成非结构网格,远场距离设置超过100倍的平均气动弦长,空间网格单元数量约为3 000万。近壁面网格采用六面体或三棱柱网格,网格增长率小于1.25,远场采用四面体非结构网格,生成的空间网格如图2所示。

### 1.3 计算方法和边界条件

基于流体连续性假设,笛卡儿坐标系下的三维Navier-Stokes(N-S)方程守恒形式的基本控制方程如下:

$$\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} + \frac{\partial F_1(\mathbf{W})}{\partial x} + \frac{\partial F_2(\mathbf{W})}{\partial y} + \frac{\partial F_3(\mathbf{W})}{\partial z} = \frac{\partial G_1(\mathbf{W})}{\partial x} + \frac{\partial G_2(\mathbf{W})}{\partial y} + \frac{\partial G_3(\mathbf{W})}{\partial z} + S$$

式中 $\mathbf{W}$ 为所求解的守恒变量向量; $F$ 和 $G$ 为 $\mathbf{W}$ 的

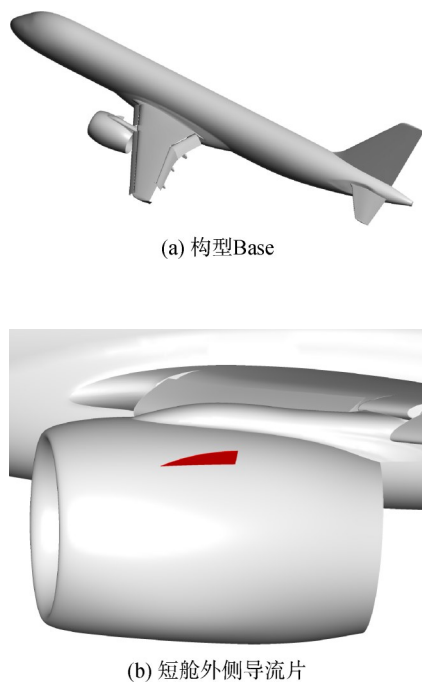


图1 构型Base和短舱外侧导流片

Fig.1 Model Base and outboard nacelle chine

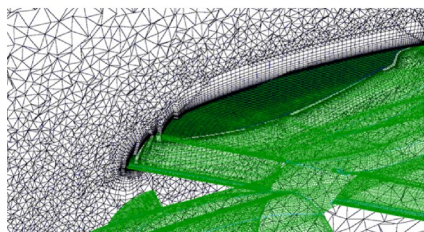


图2 表面网格与近机翼表面的空间网格

Fig.2 Surface mesh and mesh near wing

函数,分别描述对流与扩散过程; $S$ 为源项。本文的数值模拟是求解雷诺平均方程(Reynold average N-S, RANS)。空间离散采用 median dual 格点格式离散控制体,求解变量和流体的特性参数储存在网格点上。计算控制体边界的对流通量方

法采用二阶迎风格式,时间推进采用全隐式时间推进格式,并采用累加校正的代数多重网格方法加速计算收敛。湍流模型采用  $k-\omega$  SST (shear stress transport) 两方程模型。

CFD求解采用以下边界条件:远场对应的机头方向和机尾方向分别采用进口和出口边界条件,远场侧采用自由边界条件,对称面采用对称边界条件,飞机表面采用无滑移壁面边界条件,如图3所示。

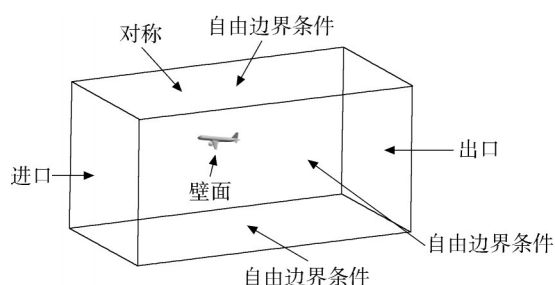


图3 边界条件设置

Fig.3 Boundary conditions

#### 1.4 数值模拟方法验证

起飞和着陆工况下,民用运输机的增升装置打开后,流动特性十分复杂,这对准确的气动力特性计算和流场特征的捕捉提出了挑战<sup>[14-19]</sup>。为保证计算网格的适用性和数值模拟方法的准确性,将对构型Base风洞试验状态进行CFD模拟。风洞试验工况的来流马赫数为0.2,以机翼平均气动弦长为参考长度的雷诺数,其值为  $2.6 \times 10^6$ 。数值模拟的模型尺寸、来流马赫数和雷诺数与风洞试验保持一致。图4为构型Base数值模拟与风洞试验结果的对比。图中红色曲线为数值模拟数据(CFD),蓝色为风洞试验数据。 $C_L$ 代表升力系数, $C_D$ 代表阻力系数, $C_M$ 代表俯仰力矩系数, $\alpha$ 代表迎角。

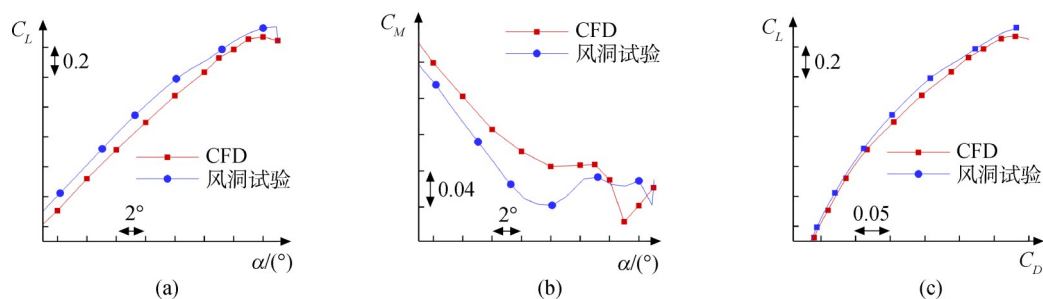


图4 数值模拟与风洞试验结果的比较

Fig.4 Comparison of numerical simulation and wind tunnel test

由图 4 可知,数值模拟比风洞试验升力系数略小,斜率一致,最大误差为 3%;同升力的阻力系数( $C_D$ )数值模拟结果略大,为 0.002~0.004,误差约为 2%。在非线性段时,数值模拟的最大升力系数误差为 2.67%,失速迎角不超过 1°;同升力的阻力系数数值模拟结果比风洞试验大,随着迎角增加,阻力的差量先增加后减小,误差为 2%~5%;俯仰力矩形态吻合一致。因此,本文所采用的计算网格和数值模拟方法是可靠的,可以开展进一步计算分析。

2 短舱外侧导流片作用机理

将构型 Base 的短舱内侧导流片按照短舱对称面对称到外翼侧短舱,作为短舱外侧导流片作用机理分析的基础构型,称为构型 Sym。数值模拟的计算工况的来流马赫数为 0.2,以机翼平均气动弦长为参考长度的雷诺数为  $2 \times 10^7$ 。

从图 5 可以看出,在升力的线性段,外侧导流片对于全机的升力影响很小;构型 Sym 的阻力约增加 0.001 5,占总阻力的 1% 左右;B 区域中,构型 Sym 的  $C_M/C_L$  的斜率有所减小,略微降低了全机的静稳定性。在失速点附近,构型 Sym 的升力系数会有明显的上升趋势,失速迎角没有改变,最大升力系数增加约 1.4%;阻力方面,构型 Sym 约增加 0.004,占总阻力的 1% 左右;俯仰力矩方面,构型 Sym 改变了在失速迎角附近力矩上仰的趋势,但是对俯仰力矩平台区起始迎角几乎没有

影响。

表 1 展示了构型 Sym 相比于构型 Base,不同部件升力变化占总升力变化的百分比。 $\alpha - \alpha_{\text{stall}}$  表示距离失速迎角的迎角差值。缝翼、主翼和襟翼的升力变化占全机升力变化的占比超过 65%。平尾的升力略有下降,说明机翼升力增加后,机翼下洗有所增强。以上述数据说明短舱外侧导流片在失速段增强了机翼的升力系数。

表 1 部件升力变化占总升力变化的百分比

Table 1 Percentage of the change in the lift of the component to the change in the total lift %

| $(\alpha - \alpha_{\text{stall}})/(^{\circ})$ | 缝翼    | 主翼    | 襟翼     | 平尾    |
|-----------------------------------------------|-------|-------|--------|-------|
| -1                                            | 9.11  | 39.44 | 26.49  | -5.95 |
| 0                                             | 7.98  | 35.65 | 22.89  | -5.85 |
| 1                                             | 26.61 | 63.62 | -15.43 | 3.24  |

图 6 为构型 Base 和构型 Sym 失速点的空间总压分布、顺流向壁面切应力和总压等于 98.5% 来流动压的等值面对比图。由图 6(a)可知,由于内缝翼下偏,主翼和缝翼端面诱导出的较多的能量较低的空间涡系。构型 Base 的短舱内侧导流片诱导涡能够很好地抑制空间涡系在失速点附近的发展,起到了延缓失速迎角的作用。同时,结合图 6(c),在吊挂外侧,由于外缝翼下偏,主翼和外缝翼内端面也会诱导出的低能量空间涡系随着流向逐渐向内翼发展,短舱后主翼上方流场受影响区域逐渐增加,导致短舱后的主翼容易发生流动分离,出现升力系数损失。图 6(b)中,构型 Sym 的短舱外侧导流片诱导出一个空间涡,空间涡的走向在导流片处生成,随着短舱向吊挂上方发展,并逐渐发展至主翼后缘上方。短舱外侧导流片诱导涡基本与外缝翼下偏后诱导的低能量空间涡系保持方向一致,垂直高度稍高。短舱外侧导流片在大迎角时产生的强涡旋能将自由流的能量注入主翼上方的低速流动区域,减小此分离区域的面积,限制吊挂后分离区域的发展。对比图 6(c)和图 6(d)中,短舱后主翼的分离区面积大幅减小,内翼的分离区没有出现明显变化。

通过 Q 准则的方法,对比了图 6(e)和图 6(f),构型 Sym 短舱外侧导流片诱导的空间涡与低能量空间涡系相互作用,改善了短舱后主翼上方的气流分离。图 7 可以看出,短舱后主翼分离区被抑制后,在短舱两侧的机翼升力系数有所提升。

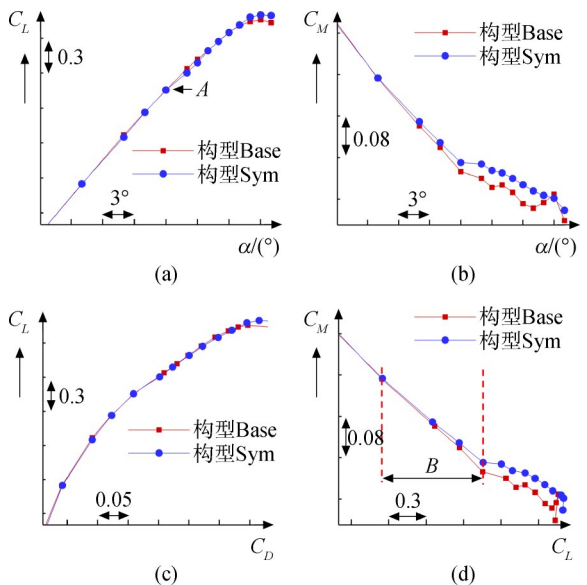


图 5 有无短舱外侧导流片数值模拟结果对比  
Fig.5 Numerical simulation results with/without outboard nacelle chine

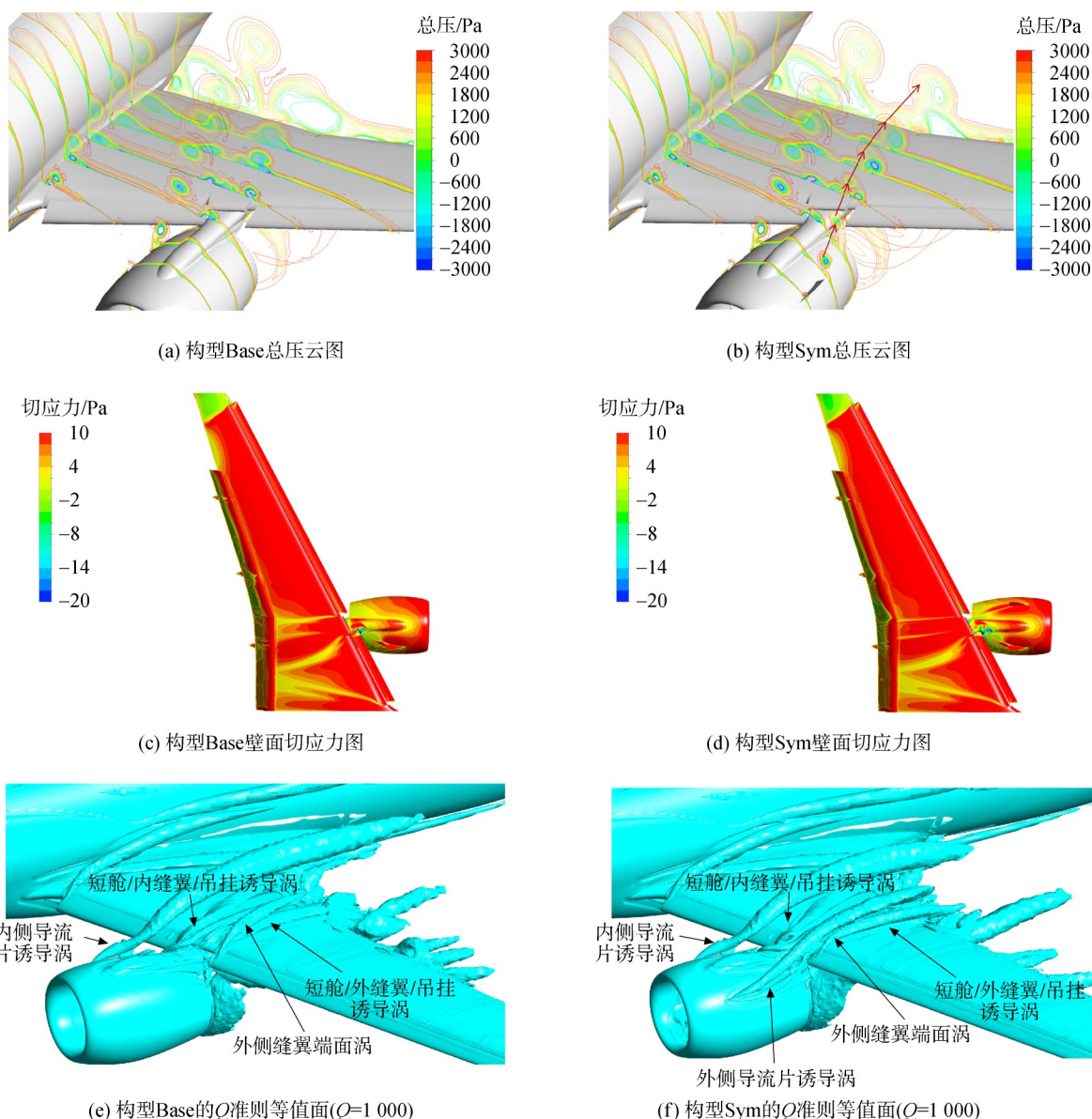


图6 构型Base和构型Sym的流场(失速点)

Fig.6 Flow field of model Base and model Sym (at stall angle)

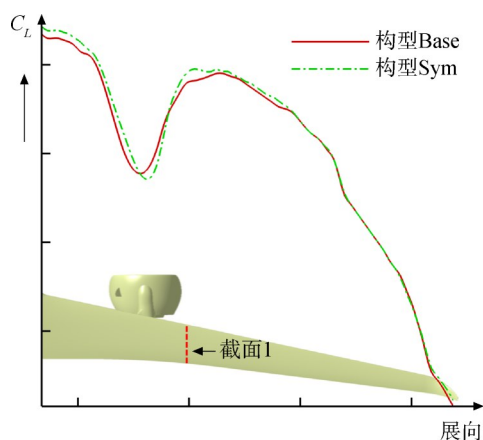


Fig.7 Lift coefficient spanwise distribution of the wing (at stall angle)

图8展示了图7中截面1处的机翼压力分布,其中 $C_p$ 代表压力系数。受短舱外侧导流片影响,主翼后缘的表面流动有所改善。主翼后缘处的气流流速增加,使得襟翼头部的吸力峰值提高,分离位置推后。因此,短舱外侧导流片提高了机翼截面1附近所提供的升力。

在图5中的A点,全机的升力处于线性段。通过 $Q$ 准则的方法,图9呈现了A点处,构型Base和构型Sym的空间中的涡量的分布。主翼翼面上的空间流场特征基本一致。构型Sym外侧导流片诱导的空间涡能量较低,顺流向影响区域很小,对全机气动特性影响很小。对比图6和图9,迎角增加会使短舱外侧导流片诱导的涡强

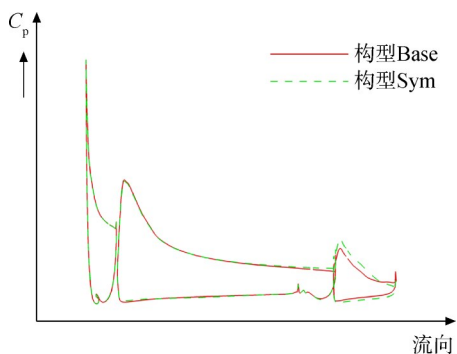
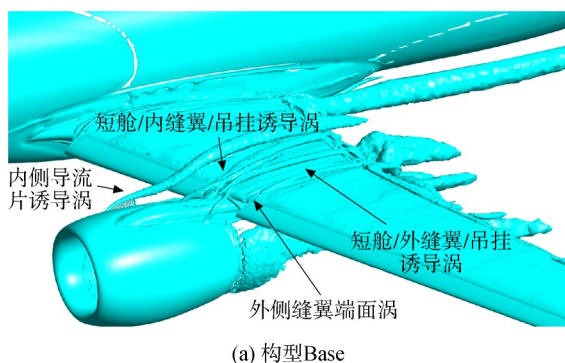
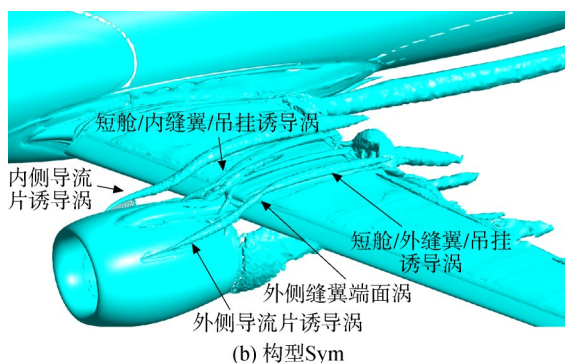


图8 截面1处的压力系数分布(失速点)

Fig.8 Pressure coefficient of section 1 (at stall angle)



(a) 构型Base



(b) 构型Sym

图9 构型Base和构型Sym的Q准则等值面  
( $Q=1\ 000$ , 迎角在线性段)Fig.9 Q-criterion iso-surface of model Base and model Sym ( $Q=1\ 000$ , within linear part of lift curve)

增强。

综上所述,短舱外侧导流片在全机迎角较小时,诱导空间涡强较小,对全机纵向气动特性影响几乎可以忽略;在失速段随着涡强逐渐增加,构型Sym诱导的空间涡抑制了主翼和外缝翼内端面会诱导出的低能量空间涡系随流向的发展,使得机翼的升力系数增加,进而全机升力增加。因此,短舱外侧导流片诱导涡的涡强和发展轨迹是影响其作用效果的主要因素。

### 3 短舱外侧导流片参数影响

#### 3.1 短舱外侧导流片参数定义

国内外对短舱内侧导流片的参数影响研究已经有相关的研究。参考短舱内侧导流片的参数定义,本文将对短舱外侧导流片的弦向安装位置、周向角和安装角进行参数变化,通过数值模拟方法分析其流动控制效果,以获得各参数的影响规律。周向角定义为短舱导流片后缘点所在过短舱轴线平面与纵向对称面的夹角( $\varphi$ ),短舱进口视角顺时针方向为正。弦向安装位置定义为导流片后缘点在外涵 $90^\circ$ 弦线投影点到外涵出口距离与外涵 $90^\circ$ 弦长的比值( $X_n$ )。安装角定义为导流片与短舱导流片短舱周向角平面的夹角( $\theta$ ),向下偏转为正。外侧导流片参数见图10。本文的设计参数均为相对于构型Sym的差值。

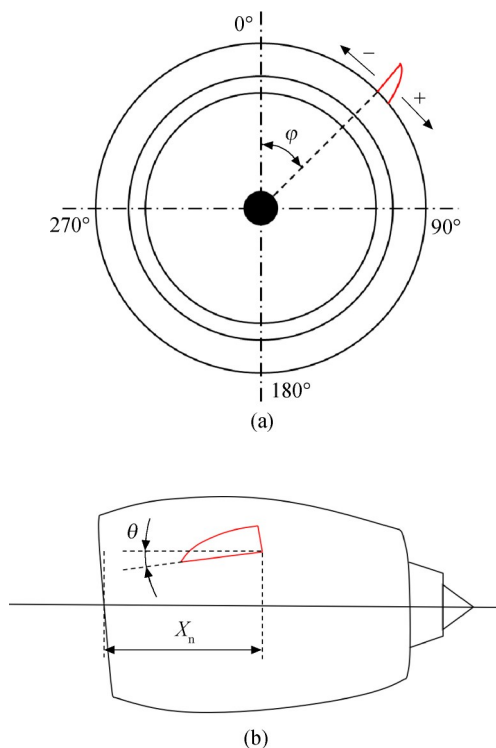


图10 短舱外侧导流片参数的定义

Fig.10 Parameters of the outboard nacelle chine

#### 3.2 位置方案

通过数值模拟技术,将分析弦向安装位置和周向角对气动特性的影响。不同位置参数的方案示意图见图11,方案参数见表2。

图12给出了构型Base短舱外侧表面的流线,周向角和弦向安装位置越大,短舱表面的当地迎

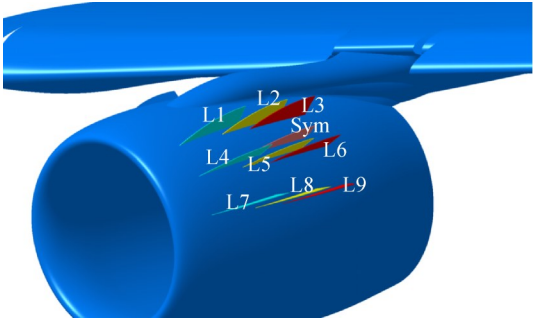


图 11 位置方案示意图

Fig.11 Schematic of location plans

表 2 位置参数方案

Table 2 Location plans

| 方案 | $\varphi$ 改变量/(°) | $X_n$ 改变量 |
|----|-------------------|-----------|
| L1 | -15               | 0.07      |
| L2 | -15               | -0.03     |
| L3 | -15               | -0.18     |
| L4 | 5                 | 0.07      |
| L5 | 5                 | -0.03     |
| L6 | 5                 | -0.18     |
| L7 | 25                | 0.07      |
| L8 | 25                | -0.03     |
| L9 | 25                | -0.18     |

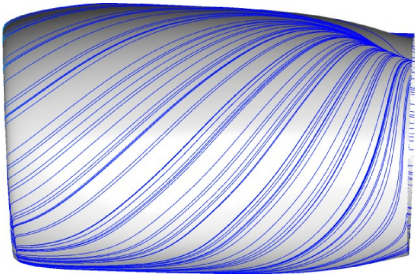


图 12 构型 Base 短舱外侧表面流线(失速点)

Fig.12 Streamlines on the outer surface of model Base (at stall angle)

角与导流片夹角越大,涡核能量较高。

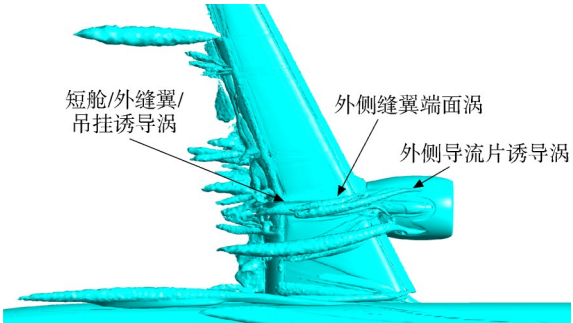
不同位置方案的数值模拟结果见表 3,失速迎角和最大升力系数增加量的基准为构型 Base。周向角较小的方案效果较差。相同弦向安装位置,周向角越大,最大升力系数越大;相同周向角( $>50^\circ$ ),弦向安装位置越靠后,最大升力系数越大,失速迎角有延迟的趋势。其中,L7 和 L8 方案相比于构型 Sym,最大升力系数能够提升 0.7%,相比构型 Base,能够提升 2.1%。

表 3 位置参数数值模拟结果

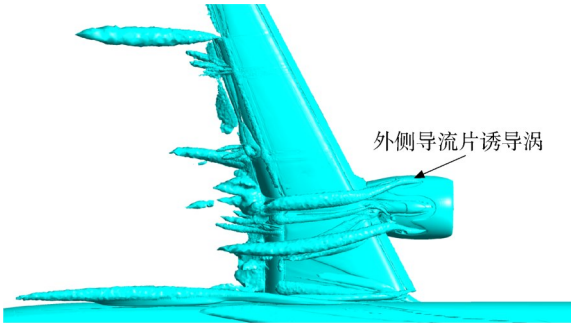
Table 3 Numerical simulation results of the different location plans

| 方案 | 失速迎角增加量/(°) | 最大升力系数增加量/% |
|----|-------------|-------------|
| L1 | +1          | +1.1        |
| L2 | +1          | +1.1        |
| L3 | +1          | +1.4        |
| L4 | +1          | +1.4        |
| L5 | 0           | +1.4        |
| L6 | +1          | +1.4        |
| L7 | +1          | +2.1        |
| L8 | 0           | +2.1        |
| L9 | 0           | +1.7        |

基于  $Q$  准则等值面结果,图 13 呈现了不同位置方案导流片诱导涡的发展轨迹与涡强度的对比。较小的周向角的导流片靠近吊挂,导流片当地气流流向与导流片安装角夹角较小,诱导涡涡核能量较低,流动控制效果较差。相同弦向安装位置、周向角越大,以及相同周向角、弦向安装位置越靠后,导流片诱导涡越强,相对位置也越靠下且靠外,对分离抑制得越好,最大升力系数越大,失速迎角有延迟的趋势。



(a) 方案 L1



(b) 方案 L4

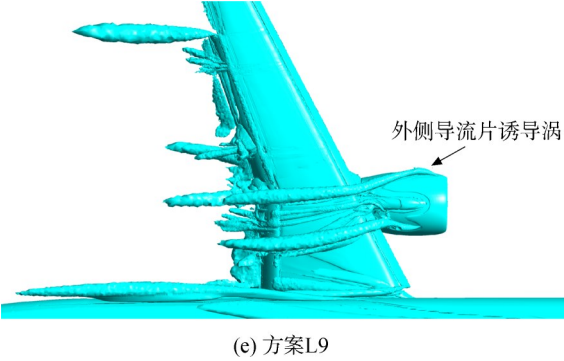
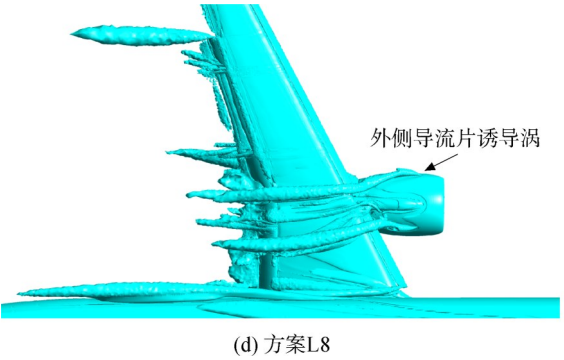
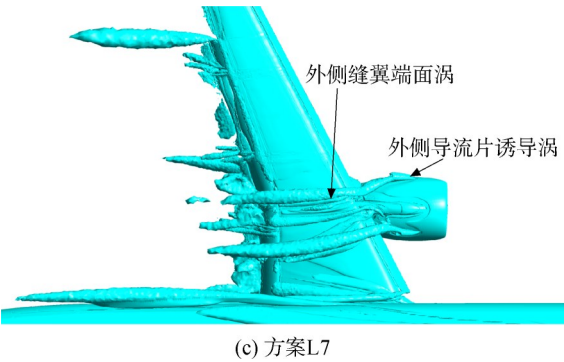


图 13 位置方案  $Q$  准则等值面 ( $Q=1\ 000$ , 失速点)  
Fig.13  $Q$ -criterion iso-surface of the different location plans ( $Q=1\ 000$ , at stall angle)

3.3 安装角方案

数值模拟结果见表 4,失速迎角和最大升力系数增加量的基准为构型 Base。导流片安装角增加,最大升力系数减小。

图 14 给出了方案 A1 和 A2 的  $Q$  准则等值面

| 表 4 安装角方案数值模拟结果                                                                |                                 |                            |                 |
|--------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------|----------------------------|-----------------|
| Table 4 Numerical simulation results of the different installation angle plans |                                 |                            |                 |
| 方案                                                                             | $\theta$ 改变量/<br>( $^{\circ}$ ) | 失速迎角<br>增加量/( $^{\circ}$ ) | 最大升力系数<br>增加量/% |
| A1                                                                             | -5                              | 0                          | +1.7            |
| A2                                                                             | +5                              | -1                         | +0.8            |

图( $Q=1\ 000$ )。不同安装角方案对导流片诱导涡的空间位置不产生影响,方案 A1 的安装角最小,且与当地流线夹角越大,诱导涡的核心涡越强,能够较好地改善主翼后缘的流动,提升最大升力系数。方案 A2 的安装角与当地流线夹角最小,诱导涡的核心涡强最小,随流向衰减得也最快,流动控制效果最差,失速迎角减小,最大升力系数降低。因此,安装角越小,诱导涡的涡强越强,流动控制效果越好。

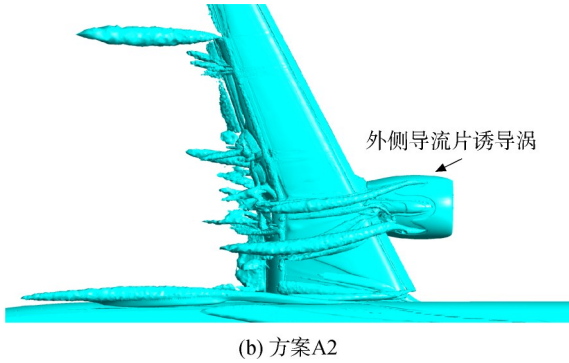
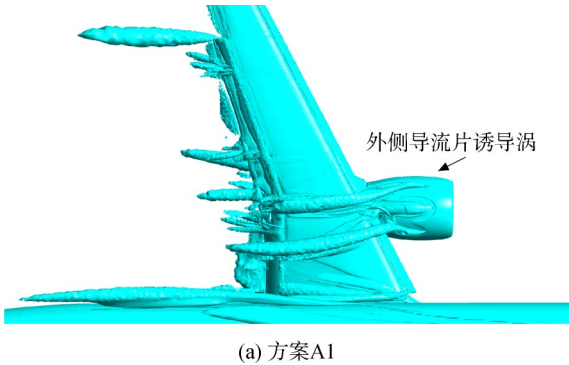


图 14 安装角方案  $Q$  准则等值面 ( $Q=1\ 000$ , 失速点)  
Fig.14  $Q$ -criterion iso-surface of the different installation angle plans ( $Q=1\ 000$ , at stall angle)

3.4 综合设计方案

位置方案中的 L7 和 L8 方案的最大升力系数相同,考虑到导流片安装所需结构局部加强的可实现性等因素,选取位置更接近构型 Sym 的 L8 方案作为优化的基础。选取位置方案中的 L8 方案和安装角方案中的 A1 方案的设计参数,进行综合设计验证。

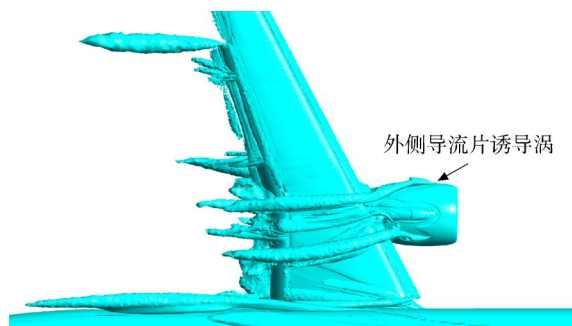
数值模拟结果见表 5,失速迎角和最大升力系数增加量的基准为构型 Base。方案 Z1 相比于构型 Base 的最大升力系数能够增加 2.1%。

表 5 综合方案数值模拟结果

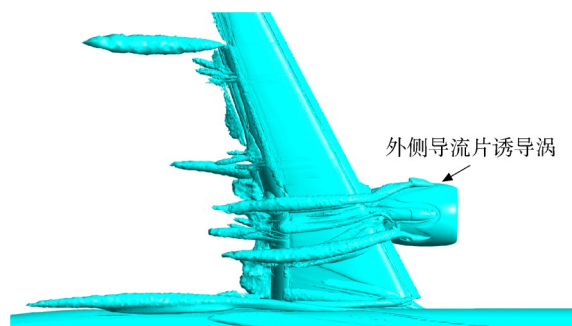
Table 5 Numerical simulation results of the final plan

| 方案 | $\varphi$ 改变量/(°) | $X_n$ 改变量 | $\theta$ 改变量/(°) | 失速迎角增加量/(°) | 最大升力系数增加量/% |
|----|-------------------|-----------|------------------|-------------|-------------|
| Z1 | 25                | -0.03     | -5               | 0           | +2.1        |

图 15 给出了方案 L8 和方案 Z1 的  $Q$  准则等值面图 ( $Q=1\ 000$ ), 可以看出在方案 L8 的基础上, 安装角增加, 对涡强的增加作用已经很小。结合图 6, 构型 Sym 已经能够对外缝翼下偏后诱导的低能量空间涡系导致的分离产生比较好的抑制效果, 通过流动控制手段提升此区域的流动品质带来气动性能的提升空间相对较小。如果继续增加导流片尺寸去寻求更大的涡强, 将会需要短舱局部加强来满足强度等方面的要求, 提升的收益可能很难超过为此付出的代价。



(a) 方案L8



(b) 方案Z1

图 15 综合优化方案  $Q$  准则等值面 ( $Q=1\ 000$ , 失速点)Fig.15  $Q$ -criterion iso-surface of the final plans  
( $Q=1\ 000$ , at stall angle)

## 4 结 论

1) 外缝翼下偏, 主翼和外缝翼内端面会诱导出的低能量空间涡系随着流向逐渐向内翼发展, 短舱后主翼上方流场受影响区域逐渐增加, 导致

短舱后方的主翼容易发生流动分离, 造成全机升力的损失。

2) 安装构型 Sym 的短舱外侧导流片后, 最大升力系数能够提升 1.4%。其基本原理为: 短舱外侧导流片在大迎角时产生的强涡旋能将自由来流的能量注入主翼上方的低速流动区域, 改善了主翼后缘的流动, 提升了襟翼头部的吸力峰值, 推后了襟翼的分离位置, 提升了最大升力系数。

3) 短舱外侧导流片相同弦向安装位置、周向角越大, 以及相同周向角、弦向安装位置越靠后, 导流片诱导涡越强, 相对位置也越靠下且越靠外, 对分离抑制得越好, 最优位置方案的最大升力系数能在构型 Base 的基础上提升 2.1%。

4) 短舱外侧导流片安装角越小, 诱导涡的涡强越强, 流动控制效果越好。在构型 Sym 方案的位置基础上优化安装角, 最大升力系数能在构型 Base 的基础上, 全机最大升力系数提升 1.7%。

5) 短舱外侧导流片的综合优化方案对外缝翼下偏后诱导的低能量空间涡系导致的分离产生明显的抑制效果, 对相比于构型 Base 的基础上, 全机最大升力系数提升 2.1%。

## 参考文献:

- [1] 陈迎春, 张美红, 张森, 等. 大型客机气动设计综述[J]. 航空学报, 2019, 40(1): 30-46.  
CHEN Yingchun, ZHANG Meihong, ZHANG Miao, et al. Review of large civil aircraft aerodynamic design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(1): 30-46. (in Chinese)
- [2] RUDOLPH P K C. High-lift systems on commercial subsonic airliners[R]. AIAA-2009-2128, 2009.
- [3] 张冬云, 张美红, 王美黎, 等. 翼吊布局民机短舱位置气动影响[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 781-786.  
ZHANG Dongyun, ZHANG Meihong, WANG Meili, et al. Aerodynamic influence of nacelle position of a wing-mounted civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 781-786. (in Chinese)
- [4] 白俊强, 刘南, 邱亚松, 等. 民用运输机短舱涡流片设计研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(2): 190-196.  
BAI Junqiang, LIU Nan, QIU Yasong, et al. The design of nacelle chine in large civil transport aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(2): 190-196. (in Chinese)
- [5] 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[J].航空学报,2013,34(1):76-85.
- ZHANG Wensheng, CHEN Haixin, ZHANG Yufei, et al. Nacelle strake's aerodynamic characteristics effects on high-lift configuration of transport aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(1):76-85. (in Chinese)
- [6] ELIASSON P, CATALANO P, PAPE L M C, et al. Improved CFD predictions for high lift flows in the European project EUROLIFT II [R]. AIAA 2007-4303, 2007.
- [7] GRYR H F, SCHADE N, BURG J W V D, et al. CFD prediction of maximum lift effects on realistic high-lift-commercial-aircraft-configurations within the European project EUROLIFT II [R]. AIAA-2007-4299, 2007.
- [8] QUIX H, SCHULZ M, QUEST J, et al. Low speed high lift validation tests within the European project EUROLIFT II [R]. AIAA-2007-4298, 2007.
- [9] KATO H, WATANABE S, MURAYAMA M, et al. PIV investigation of nacelle chine effects on high-lift system performance [R]. AIAA-2008-240, 2008.
- [10] KOKLU M, LIN J C, HANNON J A, et al. Mitigation of nacelle/pylon wake on the high-lift common research model using a nacelle chine [R]. AIAA-2020-0786, 2020.
- [11] 白俊强, 刘南, 邱亚松, 等. 大型民用运输机短舱涡流片增升效率以及参数影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(3):522-529.
- BAI Junqiang, LIU Nan, QIU Yasong, et al. Investigation on influence of nacelle chine of large civil transport aircraft on high-lift efficiency and on influence of relevant parameter[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(3):522-529. (in Chinese)
- [12] KANAZAKI M, YOKOKAWA Y, MURAYAMA M, et al. Efficient design exploration of nacelle chine installation in wind tunnel testing [R]. AIAA-2008-155, 2008.
- [13] KANAZAKI M, YOKOKAWA Y, MURAYAMA M, et al. Nacelle chine installation based on wind-tunnel test using efficient global optimization[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2008, 51(173):146-150.
- [14] 邱亚松, 白俊强, 黄琳, 等. 翼吊发动机短舱对三维增升装置的影响及改善措施研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1):7-13.
- QIU Yasong, BAI Junqiang, HUANG Lin, et al. Study about influence of wing-mounted engine nacelle on high-lift system and improvement measures[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1):7-13. (in Chinese)
- [15] 钟园, 杨小权, 刘凯礼, 等. 民用飞机低速俯仰力矩特性改善研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(4):569-577.
- ZHONG Yuan, YANG Xiaoquan, LIU Kaili, et al. Study on improvement of low speed pitching moment characteristics civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(4):569-577. (in Chinese)
- [16] 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[J]. 航空学报, 2012, 33(3):421-429.
- QIU Yasong, BAI Junqiang, LI Yalin, et al. Study on influence of complex geometry details on the aerodynamic performance of high-lift system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(3):421-429. (in Chinese)
- [17] RUMSEY C L, SLOTNICK J P, LONG M, et al. Summary of the first AIAA CFD high-lift prediction workshop[R]. Journal of Aircraft, 2011, 48(6):2068-2079.
- [18] YOKOKAWA Y, MURAYAMA M, ITO T, et al. Experiment and CFD of a high-lift configuration civil transport aircraft model[R]. AIAA-2006-3452, 2006.
- [19] 刘凯礼, 孙一峰, 钟园, 等. 民用飞机进气道的侧风畸变研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2):289-296.
- LIU Kaili, SUN Yifeng, ZHONG Yuan, et al. Research on inlet distortion under crosswind for civil aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2):289-296. (in Chinese)

(编辑:陈越)