

# 扰流板下偏对增升装置气动性能的影响及流动机理研究

刘江<sup>1</sup>, 郑隆乾<sup>2</sup>, 白俊强<sup>1</sup>, 沈广琛<sup>1</sup>, 刘睿<sup>1</sup>

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.上海飞机设计研究院, 上海 200232)

**摘要:**采用计算流体力学方法,针对有、无扰流板下偏的二维和三维增升装置进行数值模拟,研究了扰流板下偏对着陆构型气动性能的影响及其流动机理。结果表明:相比于初始构型,扰流板下偏且保持缝道参数不变时,可以改善着陆构型的气动性能,线性段在相同迎角下的升力系数明显增大,最大升力系数也增大;当扰流板下偏角度增大到 $10^\circ$ 时,线性段升力系数上移0.2左右,最大升力系数增大了约4.2%。流动机理分析表明:一方面,扰流板下偏可以增大主翼的弯度和环量,造成对缝翼的上洗作用以及襟翼的下洗作用增强,结果使主翼和缝翼的升力增大,襟翼的升力减小,最终体现在总的升力增大;另一方面,扰流板下偏,有利于增强缝道射流的柯恩达效应,改善襟翼上表面附面层的速度型,延缓了分离区的出现,对襟翼升力的减小具有一定的抑制作用。

**关键词:**扰流板下偏;CFD;增升装置;流动机理;气动性能

**中图分类号:**V211.3

**文献标志码:**A

**文章编号:**1000-2758(2017)05-0813-08

新一代宽体客机,如波音787及空客350客机均采用形式简单的简单襟翼及定轴旋转机构,以方便实现巡航阶段改变机翼的后缘弯度,从而达到提高飞机气动效率和减小阻力的目的<sup>[1]</sup>。然而,简单襟翼的效率普遍会低于传统的富勒襟翼。因此为了保证起飞着陆阶段增升装置效率,需要下偏扰流板,以保证良好的缝道参数,提高增升装置效率。在我国大力发展远程宽体客机的背景下,研究下偏扰流板对增升装置气动性能的影响,重要而且必要。

增升装置气动性能的好坏对民机起降阶段整体性能的优劣起着关键性作用。对于一架典型的双发喷气式民用运输机来说,起飞时,全机升阻比1%的增量可以转化为1270 kg的商载;着陆时,在进场速度不变的条件下,最大升力系数增加1%将多载22个乘客或近2000 kg的货物;在飞机下滑角固定的情况下,线性段升力系数0.1的增量相当于飞机迎角减小 $1^\circ$ ,对于给定的擦尾角,可以使起落架高度减小35.56 cm和空重减少635 kg<sup>[2-3]</sup>。本文只针对增升装置着陆构型探究扰流板下偏对其气动性能

影响。

国内外有关扰流板下偏的研究文献较少,且在近几年才兴起。王晓亮等<sup>[4]</sup>采用RANS方程结合S-A湍流模型的CFD方法,对有无扰流板下偏的增升装置进行了数值模拟,结果表明若是下偏前后保持缝道参数不变,则增升装置的气动特性会有所提升;徐琳等<sup>[5]</sup>使用优化设计的方法,将扰流板下偏角度作为一个新的构型优化变量,通过对比最优构型和基本构型的气动特性,得出最优起飞着陆构型的升力系数要远远大于基本构型;Scholz等<sup>[6]</sup>采用试验和数值模拟方法,在扰流板下偏的二维增升构型的基础上,引入射流式涡流发生器(VGJ)的主动流动控制手段,结果表明:相比原始构型,带VGJ的构型可以有效地抑制下偏扰流板上表面的失速,从而使扰流板和襟翼的下偏角度有一个大幅度的增加,因此产生更大的升力系数;沈广琛等<sup>[7]</sup>利用扰流板下偏改变巡航机翼弯度,改善机翼巡航阶段的升阻比特性,从而减少油耗,提高了经济效益。

综上所述,近年来的相关研究都表明扰流板下

偏后可以改善增升装置的气动性能,但扰流板下偏对增升装置的作用机理却没有详细的解释。因此,本文采用 RANS 方程结合 SST 湍流模型 CFD 方法,针对不同扰流板下偏角度的二维和三维增升装置着陆构型进行数值模拟,通过对比扰流板下偏前后的升力系数、阻力系数、升阻比系数以及压力分布,得到扰流板下偏对增升装置气动特性的影响规律,并从增升装置流动机理和环量控制 2 个角度细致地阐述了扰流板下偏的流动机理。

## 1 计算方法

### 1.1 数值方法

近些年来,基于雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程的流场求解方法已在工程设计中得到广泛应用<sup>[8]</sup>,其控制方程为:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \mathbf{J} \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{U}$  是解向量,  $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$ 、 $\mathbf{H}$  是通量项,  $\mathbf{J}$  代表源项。RANS 方程的离散采用有限体积法,空间离散格式为二阶迎风 Roe 格式,该格式不仅能在求解精度与求解效率之间达到较好的平衡,并在实际中得到了广泛运用,而且其计算精度能满足对分离流等复杂流动现象的捕捉;时间推进方式采用 LU-SGS 隐式时间推进算法。

### 1.1 湍流模型

为了封闭 RANS 方程,本文采用 Menter 提出的 SST 湍流模型<sup>[9]</sup>,其具体方程式如下:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial k}{\partial x_j} = P_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \mu_t / \sigma_k) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = P_\omega - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \mu_t / \sigma_k) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (3)$$

$$\mu_t = \min \left( \frac{\rho k}{\omega}, \frac{a_1 \rho k}{\Omega F_2} \right) \quad (4)$$

$k$ - $\omega$  SST 湍流模型在边界层内部采用 Wilcox  $k$ - $\omega$  模型,在边界层边缘和自由剪切层采用高雷诺数 Jones-Launder  $k$ - $\omega$  模型,其间通过一个混合函数  $F$  进行过渡,属于积分到壁面的两方程涡黏性模型。该湍流模型充分利用了  $k$ - $\omega$  模型对逆压梯度流动具

有较高的模拟精度以及  $k$ - $\omega$  模型对湍流初始参数不敏感的优点,同时避免了两者的缺点。故该模型既适合计算附面层流动,也适合计算分离流动离开物面之后在空间的发展。国内外的大量实践表明  $k$ - $\omega$  SST 湍流模型能够比较准确地模拟航空航天领域的分离流、漩涡流等复杂流动现象<sup>[10]</sup>。

### 1.2 计算网格

研究表明,精心设计的多块结构网格较之非结构网格在模拟增升装置方面能够获得更为优秀的流场结果和计算精度<sup>[11]</sup>。然而对于包含短舱挂架等复杂几何细节的三维增升装置,多块结构网格的生成相当困难,所以欧洲和日本的高升力研究项目大都采用非结构网格<sup>[12]</sup>,其气动力计算结果与试验数据对比,构型局部变动导致的气动力变化量计算比较准确,但相同条件下绝对值偏差较大。因此为了尽量准确地捕捉流场细节,本文提到的所有构型仍然采用多块结构网格,并对流场参数梯度变化比较剧烈的区域(比如前缘、缝道、各部件之间的缝隙等)进行大量加密。同时,为了对比同一构型下偏扰流板前后对增升装置气动特性的影响,还采用了实体网格空化策略:首先生成不偏扰流板构型的网格,再将扰流板和襟翼的网格下偏相同的目标角度,最后将扰流板不偏时与襟翼重叠部分的网格空化成流场,得到下偏扰流板构型的网格。这样,2 个构型除了扰流板和襟翼的空间,其余空间部分的网格保持一致,使得计算结果的可比性更强。

## 2 计算方法的可靠性验证

### 2.1 二维 LIT2 构型算例

采用二维增升装置标模 LIT2 进行计算方法可信度的验证。计算网格如图 1a) 所示,网格单元数为 84 000。计算条件为风洞试验工况:  $Ma = 0.197$ ,  $Re = 3.52 \times 10^6$ 。计算所得的升力系数曲线和阻力系数曲线与风洞试验结果对比分别如图 1b) 和图 1c) 所示,从图中可以看出,计算结果与试验结果吻合良好。该算例表明本文采用的计算方法可以满足二维简单三段翼数值模拟的需求。

### 2.2 三维 DLR-F11 构型算例

为了更加全面地验证本文采用的计算方法的可靠性,采用欧洲第二次高升力预测会议的标模 DLR-F11 增升装置构型进行流场数值模拟。计算模型和

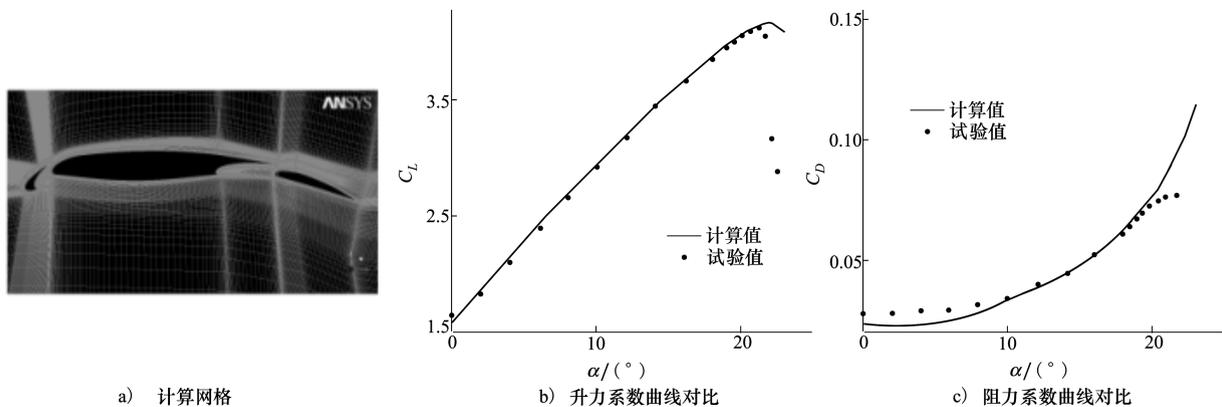


图 1 LIT2 网格及计算结果

表面网格如图 2a) 所示,该模型缝翼和襟翼分别下偏 26.5°和 32°,其平均气动弦长为 0.347 1 m。

计算网格节点数为 39 427 829,网格单元数为 38 990 208。计算状态  $s$  为: $Ma = 0.175, Re = 15.1 \times 10^6$ (基于平均气动弦长)。图 2b) 为计算所得的升力系数曲线与试验结果的对比,可以看出计算结果和试验结果吻合较好。尤其是对失速迎角和最大升力系数的捕捉比较准确,计算所得失速迎角比试验值大 0.4°,最大升力系数大 0.06,且线性段的升力系数斜率与试验吻合较好。该算例表明本文针对三维复杂构型增升装置采用的计算方法是可信的。

### 3 计算结果分析

#### 3.1 带扰流板下偏的二维增升构型气动特性

本节应用某民用运输飞机着陆构型的 kink 位置剖面作为未偏扰流板的初始构型,研究扰流板下偏对二维着陆构型气动特性的影响。计算构型如图 3 所示。

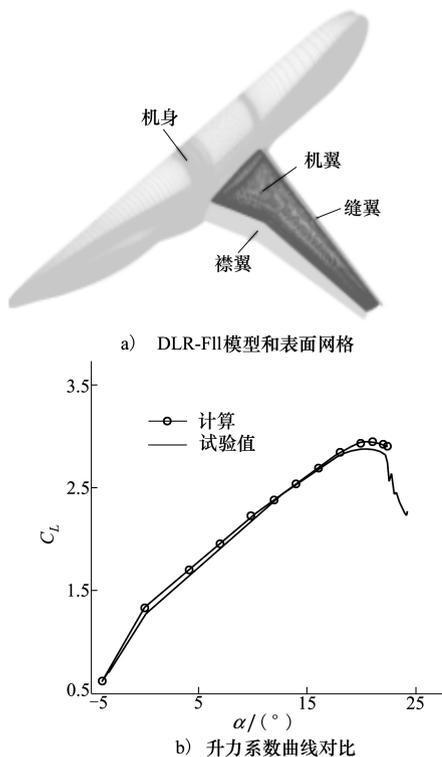


图 2 DLR-F11 模型网格及计算结果

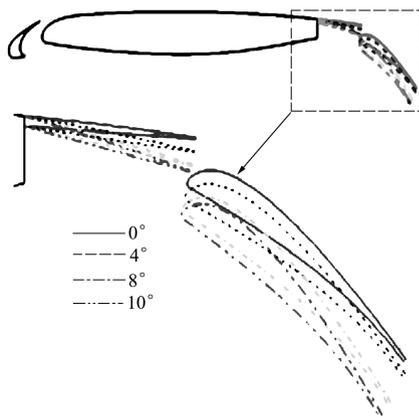


图 3 带扰流板偏转的二维增升着陆构型

由缝翼、主翼和襟翼三部分组成,其中缝翼偏转 25°,襟翼偏转 38°,扰流片下偏角度分别为 0°、4°、8°、10°,下偏前后保持扰流板与襟翼的缝道参数不变,且襟翼的缝道宽度为 2.08%,搭接量为 0.64%。计算状态为: $Ma = 0.2$ ,参考高度为海平面,参考弦长 6.523 3 m。计算所得的升力系数曲线、阻力系数曲线和升阻比曲线分别如图 4 所示。

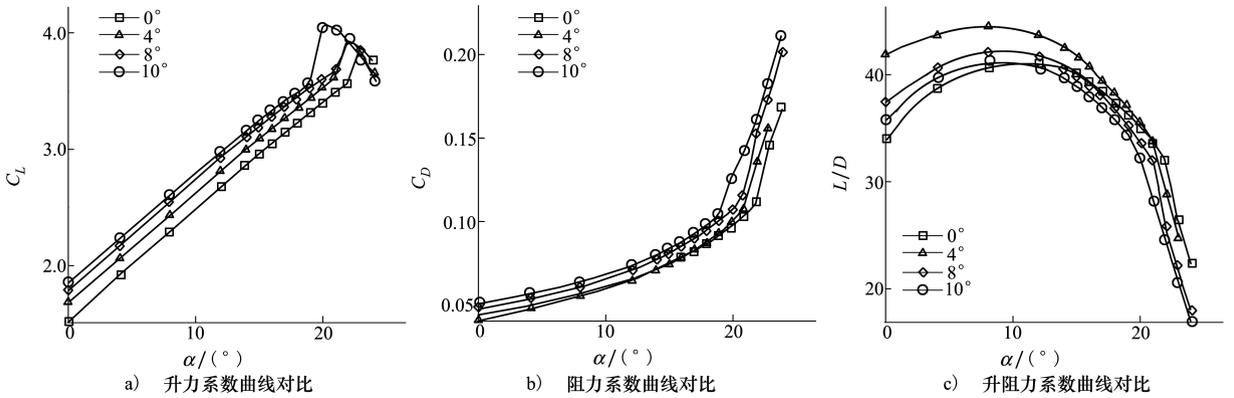


图 4 带扰流板偏转的二维增升着陆构型的计算结果

从图 4 可以看出,首先随着扰流板下偏角度从 4°增大到 10°,线性段升力系数在相同迎角下明显增大,失速迎角减小且最大升力系数增大;其次当扰流板下偏 4°时,阻力系数在大部分迎角范围内没有明显增大或减小,而当扰流板下偏角度增大到 8°和 10°时,阻力系数有一个显著的增量,这是由于扰流板下偏角度较大时,相对于来流的迎风面积增大,主翼的压差阻力增大;最后,从升阻比系数曲线对比得出,扰流板下偏 4°时,二维增升构型的气动效率最高,随着下偏角度的增大,最大升阻比逐渐靠近初始构型,在大迎角情况时甚至小于初始构型。

吸力峰值增大,主翼的上表面流速增大,下表面的流速减小,上下表面的压差增大,襟翼的头部峰值减小。压力分布的变化反映在各部件的升力系数变化中,如表 1 所示,缝翼和主翼的升力增大,而襟翼的升力减小,其中主要是主翼升力系数的增大使得总的升力系数增大。

表 1  $\alpha=4^\circ$ 时扰流板下偏 10°前后升力系数的部件力分析

扰流板偏角	$C_L$	缝翼 $C_L$	主翼 $C_L$	襟翼 $C_L$
0°(初始)	1.906 3	0.123 6	1.521 4	0.261 3
10°	2.226 9	0.181 2	1.833 3	0.212 5
差量	0.320 6	0.057 6	0.311 9	-0.048 8

### 3.2 带扰流板下偏的三维增升构型气动特性

通过 3.1 节中对下偏扰流板时二维增升着陆构型气动特性的分析,可以得出,扰流板下偏且保持缝道参数不变时,二维增升着陆构型的升力系数增大,同时升阻比系数在小迎角时提高。为了验证上述结论对三维构型的适用性,本节针对某型民用运输飞机的 2 个三维增升装置着陆构型(有无扰流板下偏)进行数值计算。带扰流板下偏的三维增升构型如图 6 所示,其中前缘增升装置由内翼段前缘下

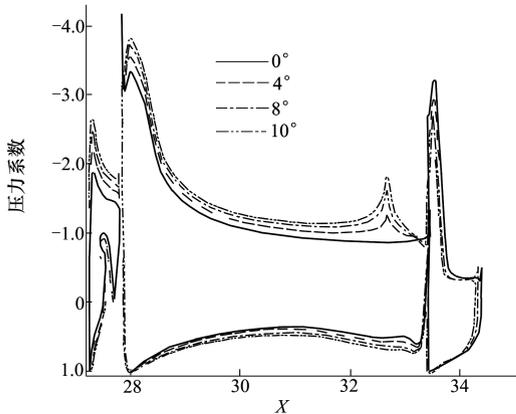


图 5  $\alpha=4^\circ$ 时二维增升着陆构型的压力分布

为了进一步说明扰流板下偏对二维增升构型的增升作用,图 5 给出了  $\alpha=4^\circ$ 时不同下偏角度的二维增升着陆构型的压力分布,其中横轴表示翼型的弦向位置,表 1 给出了  $\alpha=4^\circ$ 时扰流板下偏 10°前后升力系数的部件力分析结果。从图 5 可以看出,相较于不偏扰流板时的压力分布,扰流板下偏后,缝翼的

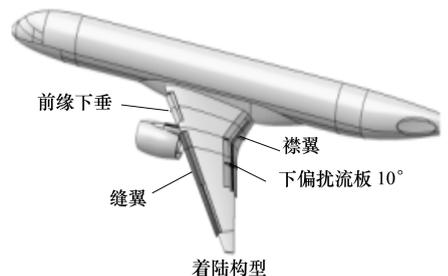


图 6 扰流板下偏 10°的三维增升着陆构型

垂和外翼段缝翼组成,后缘增升装置则由襟翼和下偏 10°的扰流板组成,且下偏前后保持扰流板与襟翼之间的缝道宽度和搭接量不变。计算状态为: $Ma$

$=0.2$ ,参考高度为海平面,参考面积为  $194.25 \text{ m}^2$ ,参考弦长为  $8.11 \text{ m}$ 。计算所得的升力系数、阻力系数和升阻比系数曲线如图 7 所示。

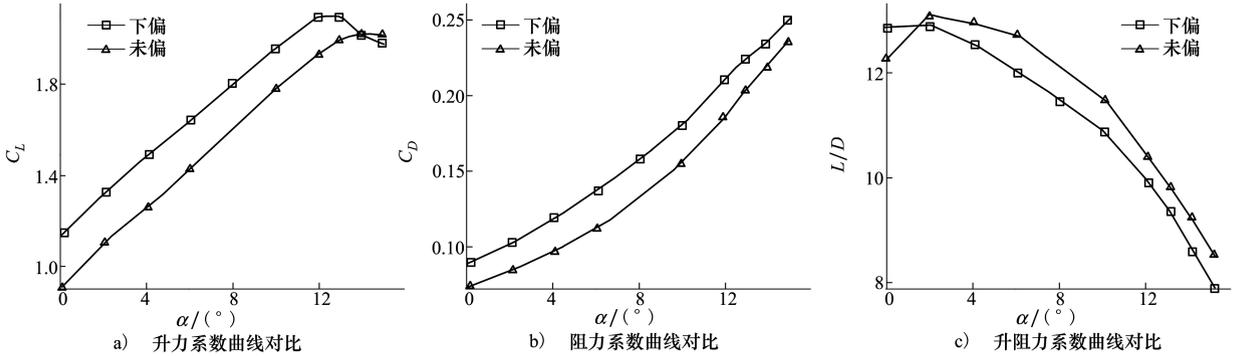


图 7 带扰流板偏转的三维增升着陆构型的计算结果

从图 7 可以看出,相较于不偏构型,下偏构型的线性段升力系数在相同迎角下增大 0.2 左右,最大升力系数增大了 0.08,相较于初始值增大了约 4.2%,失速迎角减小 1°;阻力系数一直增大,升阻比系数在小迎角的时候增大,而当迎角大于一定值后,升阻比系数明显减小。由此可见,在相同的下偏角度(10°)下,扰流板对三维增升装置着陆构型和二维增升装置着陆构型气动特性的影响是相似的。

性能。本节针对 3.2 节图 6 所示的三维增升装置着陆构型(有无扰流板下偏),分别选取内翼段  $Y=6.542 \text{ m}$  和外翼段  $Y=14.257 \text{ m}$  站位,其翼型剖面外形下偏前后对比如图 8 所示,通过对比 2 个站位处的流场特性,从增升装置流动机理和环量控制 2 个角度来说明扰流板下偏对增升装置着陆构型气动特性影响的内在机制。

### 4 扰流板下偏流动机理分析

#### 4.1 从增升装置流动机理的角度

上一节的计算结果分析表明,扰流板下偏可以增大升力系数,从而改善增升装置着陆构型的气动

20 世纪 70 年代,A M O Smith<sup>[13]</sup>提出了在多段翼绕流中缝道的 5 个主要有利影响。上游部件单元的环量会对其后方的单元诱导产生一个下洗影响,比如缝翼产生的下洗会诱导一个与主翼来流方向相反的速度,从而降低主翼的吸力峰值;下游部件单元

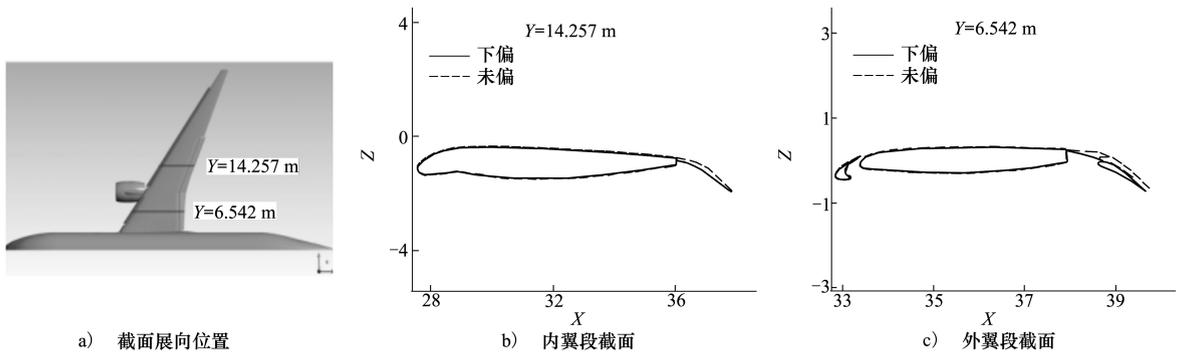


图 8 内翼段和外翼段截面的展向位置及几何形状对比

产生的环量会对前方单元诱导产生一个上洗影响,比如襟翼产生的环量会对主翼后缘诱导产生一个上洗流动,从而提高主翼的升力。图 9a) 和图 9b) 分别给出了  $\alpha=12^\circ$  时内翼段和外翼段 2 个站位处下偏前后的压力分布。从 2 幅图的对比中都可以看出,

首先,扰流板下偏后,由于在翼型几何局部产生一个曲率突变,来流在这里加速形成一个负压峰值,同时主翼的弯度增大,使得上翼面的流速明显增大,从而主翼的升力增大。其次,由于主翼的环量增大,其对襟翼诱导产生的下洗作用增强,导致襟翼头部的吸

力峰值减小,降低了压力恢复的要求,有利于延缓襟翼上表面流动的分流,但也使得襟翼的升力减小;同时主翼对缝翼的上洗作用增强,相当于增大了缝翼前方自由来流的当地迎角,缝翼头部的负压峰值增大,这同时解释了表 1 中缝翼升力增大的原因;最后,虽然缝翼对主翼的下洗作用增强和襟翼对主翼的上洗作用减弱造成主翼升力的一部分损失,但相当于主翼升力增量来说是一个小量,最终还是主翼升力的增大决定了总的升力增大。

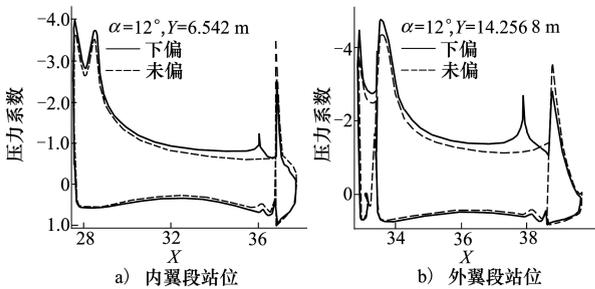


图 9  $\alpha = 12^\circ$  时 2 个站位处的的压力分布对比

图 10a) 和图 10b) 分别给出了  $\alpha = 12^\circ$  时扰流板不偏构型和下偏构型外翼段的压强云图。相较于未偏构型,扰流板下偏后,缝翼头部、主翼头部和扰流板上表面的压强减小,而襟翼头部的压强增大;同时主翼上表面低压区的范围增大以及下表面的高压区的范围增大,使得主翼上下表面的压差增大,从而使得总的升力增大。

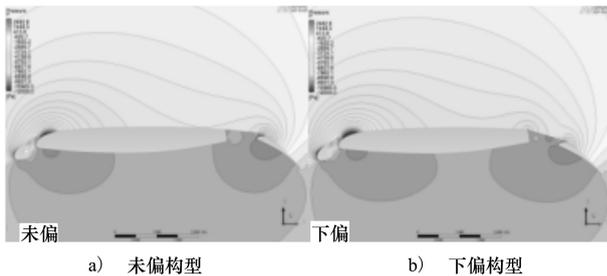


图 10  $\alpha = 12^\circ$  时下偏前后外翼段的压强云图

### 4.2 从环量控制的角度

柯恩达效应 (Coanda effect) 指出,如果平顺流动的流体经过具有一定弯度的凸表面的时候,有向凸表面吸附的趋势,而流体能保持与凸面附体靠的是流体中的压强与绕曲面形成的离心力平衡。朱自强等<sup>[14]</sup>的研究指出,环量控制技术是基于柯恩达效应 (Coanda effect) 衍生出来的,其主要原理是利用壁面射流在曲面外形上的附壁效应,流线的这种偏转相当于翼型具有了气动型弯曲,增大了环量和升

力,起到了机械式高升力系统的效果。

图 11a) 和图 11b) 分别给出了  $\alpha = 12^\circ$  时扰流板下偏前后,主翼后缘、襟翼的马赫数云图,图中标注的 3 块区域分别为缝道射流、主翼尾迹以及襟翼分离区。

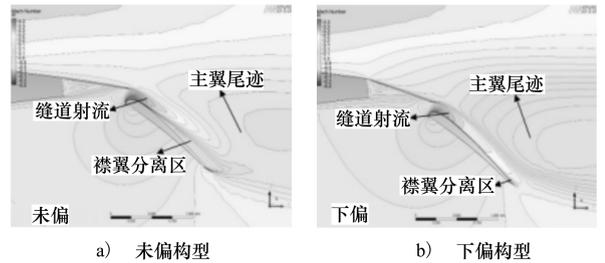


图 11  $\alpha = 12^\circ$  时下偏前后内翼段的马赫数云图

可以看出,当扰流板下偏后,缝道射流吸附于襟翼上表面的范围扩大,即柯恩达效应增强,相应的襟翼分离区明显减小,有助于增大襟翼后部上下表面的压差。结合 4.1 节的分析,可以给出造成上述现象的原因:扰流板下偏使主翼上表面流速增大,主翼的环量增大,对襟翼上方流动区域诱导的下洗作用增强,即与不偏扰流板相比,下偏扰流板增强了主翼尾迹区(即低速高压区)靠近襟翼上表面附面层的趋势,使得高速低压的缝道射流的附壁效应增强,有助于襟翼上表面的分离点的延迟,从而减小了襟翼分离区的大小。然而,由于主翼尾迹通常有与襟翼附面层融合的趋势,融合的结果是使襟翼附面层的厚度较正常情况下增厚很多,导致襟翼上表面流动产生分离的可能性增加;同时主翼尾迹越靠近襟翼上表面,其对襟翼升力增加的抑制作用越强。

为了更加直观地说明扰流板下偏前后柯恩达效应的变化,图 12 给出了扰流板不偏构型和下偏构型内翼段襟翼上方 2 个位置处的速度型对比。图 12a) 为 2 个构型襟翼上表面测量附面层速度型的 2 个监测位置示意图。其中位置 1 在距离襟翼头部较近且没有发生明显分离的区域,位置 2 在距离襟翼后缘较近且不偏构型已发生明显分离的区域,位置 1 和位置 2 在扰流板下偏前后相对于襟翼前缘的距离不变。图 12b)、图 12c) 分别为 2 个构型  $\alpha = 12^\circ$  时在位置 1、2 处的速度型对比,图中横坐标为速度大小,纵坐标为离开物面的法向距离与当地弦长的比值。从图中可以看出,在位置 1 处 2 个构型的速度型差别已经很大,能非常明显地看出下偏构型比不偏构型在距物面相同距离处的速度大得多,同时

不偏构型的附面层厚度达到了下偏构型的3倍左右,从而在相同的逆压梯度下更容易产生分离。在位置2处除了上述特征外,不偏构型已经出现全面的大范围分离且在距物面较近的区域出现了回流,

下偏构型的附面层厚度较位置1处几乎没有变化,同时主翼尾迹在缝道射流的上方,没有与襟翼附面层发生融合,避免了附面层增厚的不利影响。

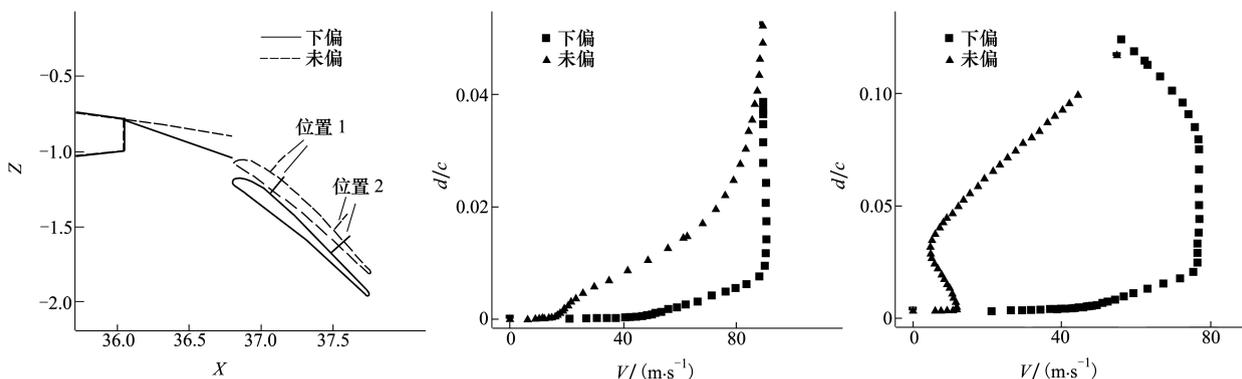


图12  $\alpha=12^\circ$ 时内翼段的2个速度型测量点位置及速度型对比

## 5 结论

1)通过数值模拟研究了扰流板下偏对二维和三维增升装置着陆构型气动性能的影响。在扰流板下偏且保持缝道参数不变时,可以改善增升装置着陆构型的气动性能,具体表现在:线性段在相同迎角下的升力系数明显增大,最大升力系数也增大,同时随着扰流板下偏角度的增大,升力系数的增量逐渐加大。

2)从增升装置流动机理和环量控制2个角度详细地阐述了扰流板下偏对增升装置着陆构型气动特性影响的内在机制。一方面,扰流板下偏可以增大主翼的弯度和环量,造成对襟翼的下洗作用增强以及对缝翼的上洗作用也增强,结果使主翼和缝翼的升力增大,襟翼的升力减小,最终体现在总的升力增大;另一方面,扰流板下偏,有利于增强缝道射流的柯恩达效应,改善襟翼上表面附面层的速度型,延缓了分离区的出现,对襟翼升力的减小具有一定的抑制作用。

## 参考文献:

- [1] Morris C, Sheahan J, Dykman J, et al. Control System Design for a Variable Camber Continuous Trailing Edge Flap System on an Elastic Wing[C]//AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013
- [2] Nakayama H, Kim H J, Matsushima K, et al. Aerodynamic Optimization of Multi-Element Airfoil[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006
- [3] Yokokawa Y, Murayama M, Ito T, et al. Experiment and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model[C]//AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2006
- [4] Wang X L, Wang F X, Li Y L. Aerodynamic Characteristics of High-Lift Devices with Downward Deflection of Spoiler[J]. Journal of Aircraft, 2015, 48(2):730-735
- [5] 徐琳, 田云, 刘沛清, 等. 大型飞机后缘铰链襟翼与扰流板下偏联合主动控制的二维绕流数值研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2014, 112(1):52-57  
Xu Lin, Tian Yun, Liu Peiqing, et al. 2D Numerical Study Based on Active Control of Trailing Edge High Lift Devices with Downward Deflection of Spoiler for Large Aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2014, 112(1): 52-57 (in Chinese)
- [6] Casper M, Scholz P. Active Flow Control on a Two Element High-Lift Airfoil with Drooped Spoiler[C]//AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2013
- [7] 沈广琛, 白俊强, 刘南, 等. 新型机翼后缘变弯运动机构仿真及其气动影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(4):

578-586

Shen Guangchen, Bai Junqiang, Liu Nan, et al. Mechanical Simulation and Aerodynamic Analysis on a New Type of Wing Trailing Edge Variable Camber[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(4):578-586 (in Chinese)

- [8] Rumsey C L, Ying S X. Prediction of High Lift: Review of Present Cfd Capability[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2):145-180
- [9] Menter F R. Zonal Two-Equation K-W Turbulence Model for Aerodynamic Flows[R]. AIAA-1933-2906
- [10] Catalano P, Amato M. An Evaluation of RANS Turbulence Modelling for Aerodynamic Applications[J]. Aerospace Science & Technology, 2003, 7(7):493-509
- [11] Eliasson P, Catalano P, Pape M C L, et al. Improved CFD Predictions for High Lift Flows in the European Project EUROLIFT II [C]//AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2007
- [12] Von H G, Schade N, Der J W B V, et al. CFD-Prediction of Maximum-Lift-Effects on Realistic High-Lift-Commercial-Aircraft-Configurations within the European Project EUROLIFT II [C]//AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2007
- [13] Smith A M O. High-Lift Aerodynamic[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(6):501-530
- [14] 朱自强, 吴宗成. 环量控制技术研究[J]. 航空学报, 2016, 37(2):411-428  
Zhu Ziqiang, Wu Zongcheng. Study on the Circulation Control Technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2):411-428 (in Chinese)

## Study on Flow Mechanism and Aerodynamic Characteristic of High-Lift Devices with Drooped Spoiler

Liu Jiang<sup>1</sup>, Zheng Longqian<sup>2</sup>, Bai Junqiang<sup>1</sup>, Shen Guangchen<sup>1</sup>, Liu Rui<sup>1</sup>  
 (1.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
 2. Shanghai Aircraft Design Institute, Shanghai 200232, China)

**Abstract:** Taking advantage of computational fluid dynamics, the simulation of two-dimensional and three-dimensional high-lift devices with deflection of spoiler or not was done. The flow mechanism and aerodynamic characteristic of high-lift devices landing configuration with drooped spoiler were studied. The result indicated that the aerodynamic performance of the landing configuration can be improved when the spoiler deflected and the parameters of the gap and overlap were kept constant compared with the initial configuration, the lift coefficient of the linear section at the same angle of attack significantly increased, and the maximum lift coefficient also increased; When the spoiler deflection angle increased to 10°, the linear section of the lift coefficient moved up about 0.2 and the maximum lift coefficient increased by about 4.2%. The analysis of the flow mechanism showed that: on the one hand, the camber and circulation of the main wing can be enhanced by the deflection of spoiler, and the washing effect on the slat and the flushing effect on the flap were enhanced, as a result, the lift of main wing and slat increased and the lift of flap decreased, which was reflected in the increase of the total lift; on the other hand, deflection of spoiler is helpful to enhance the Coanda effect of the slotted jet and improve the speed of the upper surface of the flap, resulting in delaying the emergence of the separation zone and restraining the decrease of the flap lift.

**Keywords:** deflection of spoiler; CFD; high-lift devices; flow mechanism; aerodynamic characteristic; angle of attack; drag coefficient; flow fields; lift drag ratio; Mach number; turbulence models