

文章编号: 0258-1825(2014)03-0400-05

# 前缘缝翼内型的气动设计研究

邓一菊, 廖振荣, 段卓毅

(中航工业第一飞机设计研究院 气动设计研究室, 西安 710089)

**摘要:**对5种不同缝翼内型的“前缘缝翼+固定翼+后缘襟翼”三段翼型进行了分析。这些三段翼型的唯一差别在于各自前缘缝翼内型形状不同,在基本缝翼内型基础上进行了一些修型,从而下表面尖点位置也相应变动。采用基于雷诺平均N-S方程的自研软件CCFD-MB进行了详细的CFD模拟,得出缝翼内型对多段翼型的雷诺数影响、失速特性、升力、阻力等气动特性的相关影响。对选取缝翼内型给出建设性结论:某些缝翼内型可能导致不利的雷诺数影响;缝翼内型修型设计,能保证其气动效率不受影响,甚至一定程度的提高,并具有很好的降噪潜力;常规的缝翼内型在气动上不是最佳选择,但气动上的损失还可以接受。最后,从气动、结构的角阐述了缝翼内型修型设计的可行性。

**关键词:**缝翼内型;雷诺数影响;修型

**中图分类号:** V211.3

**文献标识码:** A

**doi:** 10.7638/kqdlxxb-2012.0137

## 0 引言

运输机起飞降落过程中,必须使用增升装置。常规的增升装置,包括前缘缝翼和后缘襟翼(部分前缘使用克鲁格襟翼)。前缘缝翼通过前伸、下偏,可以抑制机翼上气流分离,推迟失速的发生,保证了飞机的起降安全。

前缘缝翼一般有三个位置:收起(不偏转)、起飞(缝翼偏度较小)位置、着陆(缝翼偏度最大)位置<sup>[1]</sup>。其伸出及收起通过齿轮齿条及伺服连杆驱动实现<sup>[2]</sup>。为了提高前缘缝翼的效率,往往在机翼全翼展配置前缘缝翼。前缘缝翼收起时,机翼恢复巡航外形,因此,前缘缝翼的上翼面(吸力面)其实就是机翼头部的形状,只是下翼面需要根据设计空间限制、机构安装限制进行修型,其极限是与固定翼头部贴合。

前缘缝翼作为增升装置的一个部件,在流动分离、失速控制、提高最大升力、改变升阻比方面发挥着影响,其本身的气动设计特点、复杂流动特性对于高效增升装置设计至关重要;作为一个可收放的装置,与机构设计和控制系统紧密相关;同时,最近的研究表明,前缘缝翼还是飞机进场时气动噪声的主要声源之一,是降噪设计技术研究的热点<sup>[3-6]</sup>。

从前缘缝翼的气动特性来说,研究人员特别关注缝翼后缘与固定翼头部的缝道流动、缝翼头部的加速、激波附面层干扰、缝翼尾迹与固定翼附面层的掺混等等,并且由于缝翼对于起飞、着陆构型的最大升力系数的重要影响,而最大升力系数往往受到雷诺数的影响,因此,缝翼的雷诺数影响研究也吸引了很多的注意,根据波音做的一项研究,内型与雷诺数相关性很大<sup>[7]</sup>。缝翼上翼面保持机翼外形,但是缝翼下翼面究竟用什么形状能获得比较好的气动特性?一般的观点认为缝翼下翼面气流复杂,形成空腔流动,有大量的非定常涡从空腔脱落,难以定量把握;对缝翼性能起主要作用的是缝翼与固定翼头部的缝道。因此,缝翼内型究竟用什么形状,并没有引起更多关注。但是,缝翼下翼面其实还有设计空间。

近年对于增升装置的气动噪声研究发现,缝翼是进场时主要的噪声源之一。G M LILLEY指出<sup>[8]</sup>:对缝翼而言,产生非定常流动的三个区域主要是缝翼下翼面空腔、缝翼后缘(几何外形及厚度)、缝道(从空腔出来的不稳定流动汇合缝翼后缘的不稳定流动形成的新生尾流)。前缘缝翼产生的气动噪声比后缘襟翼要大,缝翼表现出最大后向噪声。在缝翼降噪措施方面<sup>[3,9]</sup>,一个办法就是将“空腔”填充起来,空腔由缝

\* 收稿日期:2012-08-28; 修订日期:2012-10-31

基金项目:国家863高性能计算项目资助(2012AA01A304)

作者简介:邓一菊(1975-),女,硕士,高工,主要从事飞机低速气动力设计及飞机气动力分析。E-mail:dengyeju@sina.com

引用格式:邓一菊,廖振荣,段卓毅.前缘缝翼内型的气动设计研究[J].空气动力学学报,2014,32(3):400-404. doi:10.7638/kqdlxxb-2012.0137. DENG Y J, LIAO Z R, DUAN Z Y. The aerodynamic design research on slat coves[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2014, 32(3): 400-404.

翼内型形成,空腔大小、形状与当地流态直接相关。由于气流先经过缝翼下翼面的“尖角”,然后急剧地进入缝道,而缝道流动与缝翼凹陷部分形成大面积回流,多个涡在该区域形成、旋转、脱落。由此,产生阻力、不稳定的压力脉动以及气动噪声,因此,研究缝翼内型的气动影响,其实对于提高飞机的气动性能有着重要作用。

本文的研究目的是搞清楚缝翼内型在流场、气动方面的影响,并根据流动机理分析,从总体的角度对不同的缝翼内型给出结构、气动噪声影响的综合评估。

以“slat1+fix wing+flap”为基本构型(图1)。为了分析缝翼对于大迎角下的气流分离的控制能力,缝翼偏度较大,既有偏转又有前伸,与固定翼负搭接;由于大迎角下气流复杂,为避免计算发散,襟翼选取比较适中的偏度,减小襟翼上的气流分离。



图1 基本计算外形  
Fig.1 Baseline configuration

一般缝翼外形设计仅对缝翼下表面进行,需要保证缝翼收起状态机翼是干净巡航外形。理论上,缝翼下表面(以下简称内型)可与固定机翼贴合;但实际上由于运动机构设计的需要,必须留出相应的间隙。但是,由于缝翼本身较薄,内凹后后缘厚度不好保证,强度可能不够;缝翼与固定翼之间的缝道基本由缝翼内型后半段与固定翼头部形成,因此内型也会影响到缝道形状。基于上述考虑,本文设计了基本与固定翼头部贴合的基本缝翼 slat1,在 slat1 基础上设计了为留出结构间隙而内凹较多的 slat2,二者采用同一个尖角(用于与固定翼密封的挡板,见图2a);slat3 空腔较小,与 slat2 比较相似,内型最前缘点与尖点之间的过渡有轻微差异,用于分析细微处的影响(图2b、图2c),slat4、slat5 空腔整形顺滑过渡(图2d);slat5 与 slat3 空腔内型完全相同,但是 slat5 没有用于与固定翼密封连接的薄板。

计算迎角从 $-4^\circ$ 到 $24^\circ$ 。小迎角、中等迎角下计算点较少,认为在这些迎角区域可以保持线性;初始大迎角计算间隔 $2^\circ$ ,在失速迎角附近进行加密计算;来流马赫数为0.2,分别计算 $2 \times 10^6$ 、 $6 \times 10^6$ 、 $1 \times 10^7$ 三个雷诺数(基于单位弦长)。

本文分析了内型对气动力的影响,对比了内型在不同雷诺数下的升力及最大升力系数、失速迎角等特性,同时对流场的各种特征,如极限物面流线进行了定性分析。

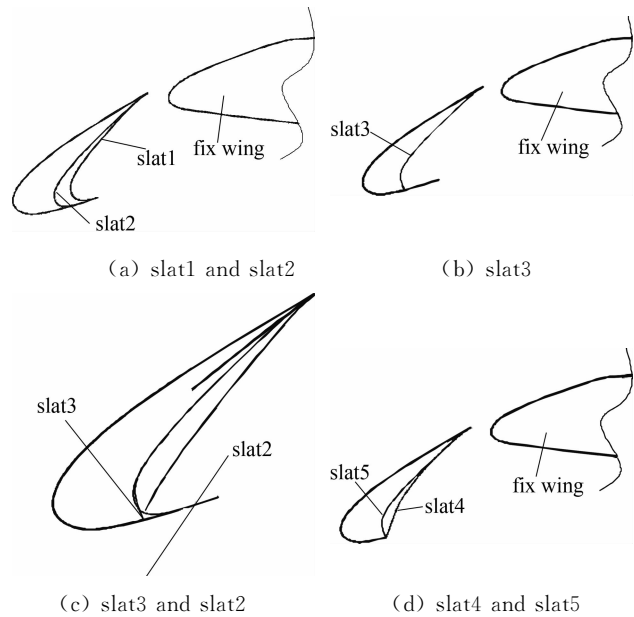


图2 5个缝翼示意图  
Fig.2 Sketch of five different slats

## 1 计算方法

采用软件ICEM生成多段翼型的计算域网格,网格量大约为 $2 \times 10^5$ ,边界层拓扑为“C”型结构,附面层第一层网格保持在 $1 \times 10^{-6}$ 量级,边界层网格增长率保持在1.15左右;前后远场设置在翼型长度的40倍处,主翼弦向布置了约177个点,前缘点网格间距约为弦长的0.05%,缝翼弦向布置了约149个点,襟翼弦向布置了约91个点,各翼段后缘均进行了加密,以捕捉尾迹区,模型网格如图3所示。

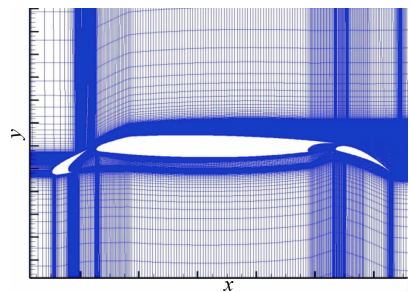


图3 计算网格  
Fig.3 Computational mesh

计算采用求解器CCFD-MB进行数值模拟,以有限体积法构造空间半离散格式,无粘通量项采用二阶Roe迎风通量差分格式离散,粘性通量项采用中心差分格式离散,隐式时间推进,采用多重网格技术加速收敛,湍流模型采用SA。

采用该软件对NHLP2D多段翼型<sup>[9]</sup>进行了计算验证,网格如图4,计算与试验结果的对比如图5、图6。计算与试验的对比表明,该计算软件用于多段翼型气动力分析失速特性稍显乐观,但升力与阻力的

计算总体上比较可靠。

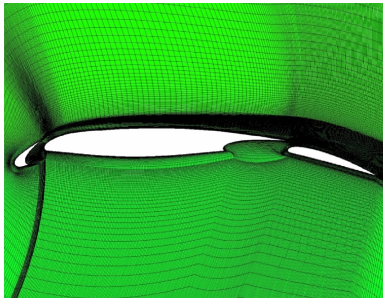


图4 NHP2D 网格

Fig. 4 Meshes for NHP2D

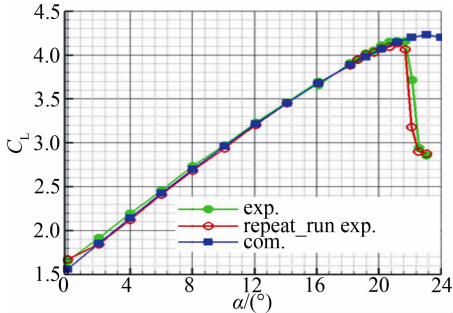


图5 NHP2D 计算与试验升力系数对比

Fig. 5 Comparison of NHP2D lift coefficient between computation and experiment

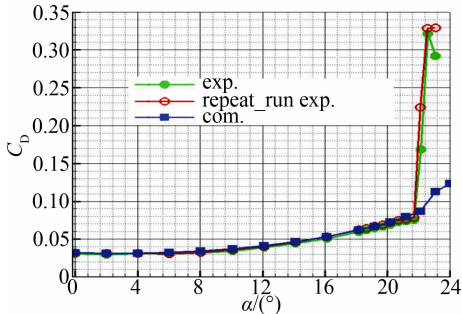


图6 NHP2D 计算与试验升力系数对比

Fig. 6 Comparison of NHP2D drag coefficient between computation and experiment

## 2 计算结果及分析

### 2.1 内型差异的气动力影响

从图7所示的各构型  $1 \times 10^7$  万雷诺数升力系数随迎角变化曲线可见,去掉内型尖点、有缝翼修型的 slat4 和 slat5 有一定优势,整体上升力系数略大,而缝翼内型凹陷的 slat1、slat2、slat3 线性段升力特性比较接近。由于结构间隙以及运动机构安装的需要,slat3、slat 2 在 slat 1 的基础上内凹更多,可方便前缘缝翼机构安装,而 slat 3 比 slat 2 在失速特性方面表现更和缓,这说明为了结构方便,采用 slat 3 的内型完全可取。slat 4 与 slat 5 在内型修型处理上有较大差异。slat 4 采用了内型修型的概念,填补了部分空腔。由于将下翼面的挡板截掉了,这两个外形本身形成的空腔都不算大,因此,气动力上表现的差异也不

算大。有内型修型的 slat 4 失速特性更加和缓,最大升力系数增加,失速迎角也略有增大。

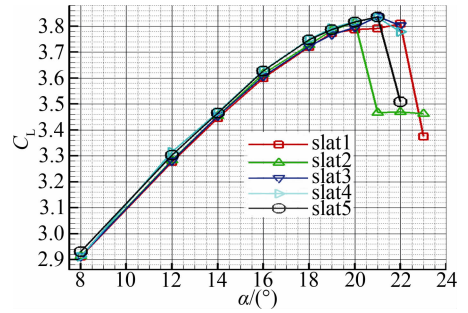


图7 带不同缝翼的三段翼型升力系数对比

Fig. 7 Comparisons of the 3-elements airfoils containing slat1-slat5

内型差异最大的 slat 2 与 slat 4 的对比见图8, slat 4 的升力特性全面优于 slat 2,而在迎角  $8^\circ$  到  $20^\circ$  之间,内型进行修型的 slat 4 阻力略有减小(图9)。在迎角  $8^\circ$  到  $20^\circ$  之间,内型进行修型的 slat 4 与 slat 5 多段翼型升阻比稍大(图10)。可见配合升力与阻力各自的优势,缝翼内型进行整流修型对于提高多段翼型升阻比较有效。NLR 对缝翼内型修改进行了二维试验<sup>[10]</sup>,分析了内型修型对阻力的影响。在迎角  $8^\circ$  到  $15^\circ$  范围内,前缘缝翼内型进行了修型的“无吊钩圆形”与“凹线整形”两种构型相对基本前缘缝翼构型阻力减小(图11)。可见本文计算结果从趋势上与该研究结果相同。

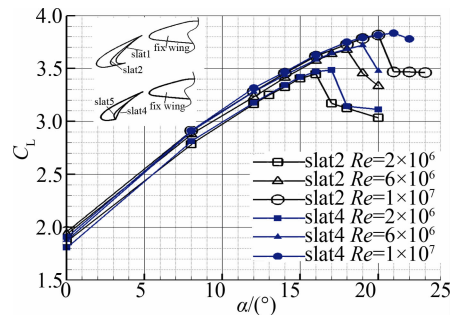


图8 缝翼2与缝翼4的升力系数对比

Fig. 8 Comparisons of lift coefficients of the 3-elements airfoils containing slat2 and slat4

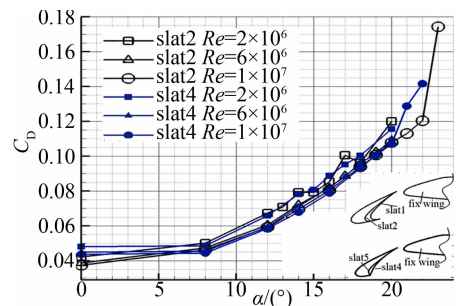


图9 缝翼2与缝翼4的阻力系数对比

Fig. 9 Comparisons of drag coefficients of the 3-elements airfoils containing slat2 and slat4



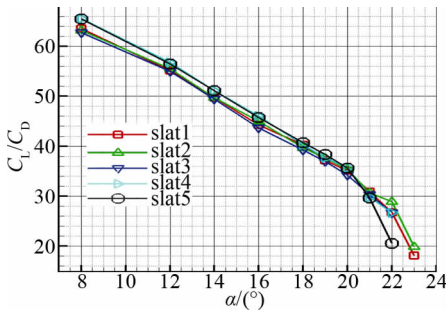


图 10 不同缝翼内型的 3 段翼型升阻比对比  
 Fig. 10 Comparisons of lift to drag ratio of the 3-elements airfoils containing slat2 and slat4

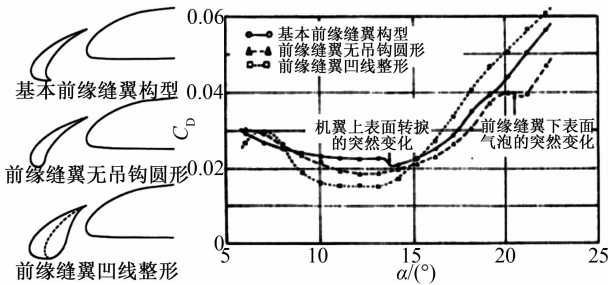


图 11 缝翼下翼面内凹修型对阻力的影响<sup>[9]</sup>  
 Fig. 11 Influence of slat cove fairing on drag

### 2.2 内型差异随雷诺数变化

Boeing 公司进行了详细的关于前缘缝翼形状对最大升力系数及雷诺数的敏感影响研究<sup>[7]</sup>, 对一个四段翼型的着陆构型(该多段翼型为后缘双襟缝翼, 前缘匹配了 4 种不同前缘缝翼形状与偏度)进行了前缘装置形状对雷诺数和最大升力系数的敏感性影响研究, 如图 12。总体上, 最大升力系数随雷诺数增加而几乎线性增大; 但是 L44 前缘装置表现出最大升力系数不随雷诺数变化的特性, 甚至在雷诺数  $7 \times 10^6$  以后, 最大升力系数缓慢减小; L43 前缘装置有较大内凹, 内型呈勾型, 缝翼偏度增加、缝翼缝道宽度增加, 最大升力系数有明显提高; L22 内型修型很大, 几乎不存在空腔, 最大升力系数比类似缝道参数及偏度的 L43、L44 有显著的增加。尤其与 L44 相比, 在小雷诺数下, L22 最大升力系数略小, 但是, 随着雷诺数增大, L22 最大升力系数增大较多; 与 L43 相比, 则在各个雷诺数下整体增加了 0.2 左右的最大升力系数。

可见, 缝翼内型对增升装置的最大升力系数、雷诺数影响有着重要影响。

本文计算结果(图 13)表明: 缝翼内凹较大的 slat1 与 slat2 最大升力系数随雷诺数变化增加趋势较缓; 内型进行修型的 slat4 最大升力系数相对最大, 随雷诺数增加保持较好的增加趋势; 现在飞机上常用的 slat3(缝翼内型内凹较大, 但在内型前点处用近似直板过渡便于加工)以及将挡板去掉后的 slat5, 随雷诺数变化最大升力系数表现不稳定, 应该与涡脱落的非定常效应有关。

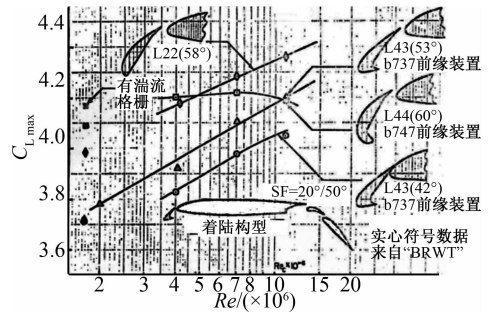


图 12 不同前缘对着陆构型的最大升力影响(波音资料)  
 Fig. 12 Influences of leading edges device shape on  $C_{L,max}$ /Reynolds numbers sensitivity

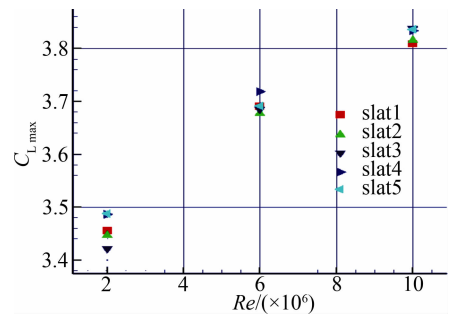


图 13 本文不同缝翼最大升力系数随雷诺数变化  
 Fig. 13 Maximum lift coefficient changes with Reynolds numbers with different slats

### 2.3 内型差异对流场的影响

图 14 为雷诺数  $1 \times 10^7$  下的缝翼空腔在失速迎角附近时的流线图, 从图中可以看出, slat4 在大迎角时, 各雷诺数下缝翼空腔均不产生涡系, 这对减阻和机体噪声的减弱有好处; 而 slat5 尽管也没有下挡板, 但是直到迎角  $20^\circ$  时, 缝翼空腔的涡系才彻底消失。

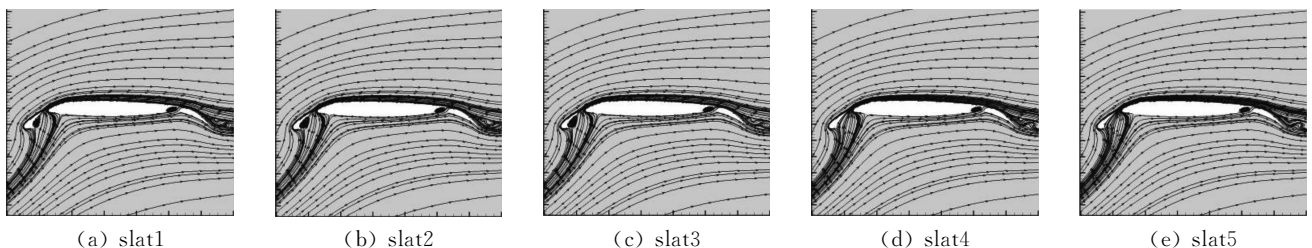


图 14  $Re=1 \times 10^7, \alpha=20^\circ$  流线图

Fig. 14 Streamlines at  $Re=1 \times 10^7, \alpha=20^\circ$

### 3 结 论

前缘缝翼对于运输机的分离失速特性有关键影响,直接影响到飞机的起飞降落的安全性,因此在设计中需要给予足够的重视。缝翼下表面气流复杂,缝翼下表面的内型设计空间较小,内型空间牵涉到缝翼滑轨机构的安装,往往会因为结构、机构、强度等的约束限制,修改气动设计。从本文的分析来看,缝翼内型有以下几方面影响:

(1) 内型的形状对于增升装置的升力、阻力、最大升力系数、升阻比、失速特性等气动力特性有一定影响。从本文分析可见,某些缝翼内型可能导致不利的雷诺数影响,这是需要在设计中避免的情况。

(2) 常用的缝翼内型在气动上可能不是最佳选择,但与缝翼内型修型相比,气动特性上的影响还可以接受。

(3) 采用缝翼内型修型设计,与采用“填充材料”降噪的措施原理上比较接近,而且还能保证其气动效率不受影响,甚至一定程度的提高。从减阻、降噪的角度,内型修型的设计表现出较好的特性,值得深入研究。

#### 参 考 文 献:

[1] Van DAM C P. The aerodynamic design of multi-element high-

lift systems for transport airplanes[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, (38): 101-144.

[2] RUDOLPH P K C. High-lift systems on commercial transport airliners[R]. NASA CR-4746.

[3] LOCKARD D P, LILLEY G M. The airframe noise reduction challenge[R]. NASA TM 2004-213013.

[4] ZHU Z Q, WANG X L, WU Z C, et al. Discussion of design methods for silent and fuel efficient medium range civil transport [J]. *ACTA Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2008, 29(3): 562-572. (in Chinese)

朱自强, 王晓璐, 吴宗成, 等. 高经济性静音中航程民航机设计方法讨论[J]. *航空学报*, 2008, 29(3): 562-572.

[5] ZHANG H C, SONG W P. Research on airframe noise analysis and reduction methods[J]. *Noise and Vibration Control*, 2008, 4(2): 69-71. (in Chinese)

张浩驰, 宋文萍. 飞机机体噪声降噪方法研究进展[J]. *噪声与振动控制*, 2008, 4(2): 69-71.

[6] EWERT R. Slat noise trend predictions using CAA with stochastic sound sources from a random particle mesh method (RPM) [R]. 27th AIAA Aeroacoustics Conference, AIAA 2006-2667.

[7] GILLETTE W B, MCINTOSH W M. Aircraft configuration synthesis PART II: aerodynamics[M]. Edition 4. The BOEING Company, ACC 3007.

[8] LILLEYS G M. The prediction of airframe noise and comparison with experiment [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2001, 239(4): 849-859.

[9] MITSUHIRO MURAYMA. CFD validation for high lift devices: three-element airfoil[J]. *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, 2008, 49(163): 40-48.

[10] HAINES A B. Scale effects on aircraft and weapon aerodynamics[R]. AGARD AG 323.

## Aerodynamic design research on slat coves

DENG Yiju, LIAO Zhenrong, DUAN Zhuoyi

(Aerodynamics Department, The First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** Five different three-elements airfoils which contain slat, fix foil and flap were analyzed. The only difference of those three-elements airfoils is the shape of the slat coves, which are faired to five shape, and the cusps are changed with the fairing accordingly. Using the RANS simulation of the in house CFD tool “CCFD-MB”, the relative aerodynamic characters of the coves, such as the Reynolds effects, the stall behaviors, the lift and the drag coefficients, were analyzed. Some of the similar researches done by Boeing and DLR were also mentioned in the document as reference work. The paper indicates some beneficial results: some kinds of the slat coves may lead to negative Reynolds effects; some kinds of cove fairings provide better aero efficiency and potential noise reduction tendency; the normal slat coves wildly adopted in industry design are not the best choices from the point of aerodynamic, yet the aerodynamic characteristic are acceptable. Some suggestions on the choice of slat coves were given according to the consideration of aerodynamic and structure.

**Key words:** slat coves; Reynolds effects; cove fairing