

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.01.014

# 民用飞机前缘缝翼气动力特性 SCCH 试验研究

巴玉龙<sup>1</sup> 张召明<sup>2</sup>

(1. 中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院, 上海, 201210;

2. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

**摘要:** 针对民用飞机增升装置对机翼气动力特性的影响, 在南京航空航天大学 NH-2 低速风洞开展了某型号客机等弦长后掠半模 (Swept constant chord half-model, SCCH) 增升装置测力风洞试验研究。试验来流马赫数为 0.2, 基于机翼弦长的试验雷诺数为  $1.85 \times 10^6$ 。通过试验结果, 重点分析了前缘缝翼的偏角、缝道宽度及缝道搭接量对机翼增升装置增升效率的影响, 得到了起飞构型和着陆构型缝翼偏角及缝道的最佳组合参数。试验研究发现, 缝翼偏角从  $18^\circ$  增加到  $24^\circ$  时, 失速迎角和最大升力系数都增大, 缝翼偏角从  $25^\circ$  增加到  $31^\circ$  时, 失速迎角增大, 最大升力系数没有明显的变化。起飞构型前缘缝翼最佳缝道宽度为  $1.5\% \sim 2.0\%$ , 最佳缝道搭接量为  $1.0\%$  左右; 着陆构型缝翼最佳缝道宽度为  $2.0\% \sim 2.5\%$ , 最佳缝道搭接量为  $-1.0\% \sim 0\%$ 。最佳缝道宽度随缝翼偏角的增加呈现增大趋势。

**关键词:** 民用飞机; 增升装置; 前缘缝翼; 风洞试验; 升力系数

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2017)01-0090-06

## Slat Aerodynamic Characteristic of High-Lift Configuration of Airplane in Wind-Tunnel with SCCH Model

BA Yulong<sup>1</sup>, ZHANG Zhaoming<sup>2</sup>

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China Ltd, Shanghai, 201210, China; 2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** Focusing the influence of high-lift configuration of an airplane on wing aerodynamic characteristics, an experiment is conducted in NH-2 low-speed wind tunnel over a swept constant chord half-model (SCCH) high-lift configuration of a civil aircraft. In this experiment, the Mach number is 0.2 and the Reynolds number is  $1.85 \times 10^6$ . The effect of slat deployment angle, gap and over-lap on efficiency of high-lift configuration is investigated. Based on the test results, best slat parameters of this model are obtained for both take-off and landing configurations. The results show that both the stall angle of attack and the maximum lift coefficient increase with the slat deployment angle increasing from  $18^\circ$  to  $24^\circ$ , and only the stall angle of attack increases while the maximum lift coefficient does not change obviously when the angle increasing from  $25^\circ$  to  $31^\circ$ . The best slat gap width is from  $1.5\%$  to  $2.0\%$  for take-off configuration, while  $2.0\%$  to  $2.5\%$  for landing configuration. The best over-lap is around  $1.0\%$  for take-off configuration, while  $-1.0\%$  to  $0\%$  for landing configuration. The best slat gap width presents increasing trend with the increase of the slat deployment angle.

**Key words:** airplane; high-lift configuration; slat; wind tunnel test; lift coefficient

收稿日期: 2016-03-03; 修订日期: 2016-11-10

通信作者: 巴玉龙, 男, 工程师, E-mail: bayulong@comac.cc.

引用格式: 巴玉龙, 张召明. 民用飞机前缘缝翼气动力特性 SCCH 试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(1): 90-95. BA Yulong, ZHANG Zhaoming. Slat aerodynamic characteristic of high-lift configuration of airplane in wind-tunnel with SCCH model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(1): 90-95.

飞机机翼的气动力设计,除了需要考虑高速巡航性能外,还需要在低速起降构型下,尽可能降低起飞和着陆速度,缩短滑跑距离,以最小的巡航性能损失来实现优秀的场域性能。通常这意味着要求飞机在着陆时有高的最大升力系数,而起飞时不仅要求有高的最大升力系数,还要求有高的升阻比。因此,必须在机翼上采用增升装置设计来满足这些要求。增升装置设计是现代大型运输类飞机提高起飞质量、缩短起降滑跑距离以增强机场适应性的关键技术,是提高飞机国际竞争力的最有效手段之一<sup>[1-2]</sup>。增升装置包括前缘增升装置和后缘增升装置,在飞机起飞和着陆时,前、后缘增升装置配合使用才能达到最大的增升效果。

前缘增升装置主要用来抑制飞机在大迎角下的机翼前缘分离,进而延迟失速迎角,提高最大升力系数<sup>[3]</sup>。前缘增升装置有前缘襟翼、机翼前缘下垂、前缘缝翼和克鲁格襟翼等类型。相对其他前缘增升装置,前缘缝翼产生的最大升力系数较大,失速迎角大,失速特性好,结构质量轻,操纵系统简单<sup>[4]</sup>,是当代民机设计中最常用的前缘增升装置。B737, B777, B787, A320 和 A350 等客机都采用了前缘缝翼。

随着民用运输机和军用飞机的飞速发展,国内外开展了许多与机翼增升装置相关的研究工作。欧洲 EUROLIFT 计划<sup>[5-7]</sup>开展了增升装置二维构型、三维简化构型和真实构型的研究。技术联合工程计划(The Technical Co-operation Program, TTCP)和多国合作研究计划(UKDERA, USDN, NASA, USDAF)开展了两种新布局机翼的增升装置研究<sup>[8]</sup>。国内也开展了多项关于民用飞机增升装置的研究工作<sup>[9-10]</sup>。但是,这些工作主要以数值计算为主,试验验证工作较少。特别是新的适航验证条款对民用客机起降性能的要求更为严格,因此,很有必要进行相关的试验研究工作,为民用飞机机翼增升装置的设计提供依据。

为了研究前缘缝翼对民用飞机气动特性的影响,在南京航空航天大学 NH-2 低速风洞开展了某型号客机等弦长后掠半模(Swept constant chord half-model, SCCH)增升装置测力风洞试验研究。在起飞和着陆两种不同的构型下,针对缝翼偏度、缝道搭接量和缝道宽度等参数进行了风洞试验研究,从而获得带前缘缝翼的流动特性和缝翼偏度、缝道搭接量和缝道宽度对机翼气动特性影响的很有价值的试验结果,为机翼增升装置三维设计提供依据。

## 1 试验方法

试验在南京航空航天大学 NH-2 低速风洞进行。NH-2 风洞是一座 1982 年投入运行的串置双试验段闭口回流式低速风洞。风洞为全钢结构,电机功率为 1 250 kW,试验段尺寸(宽×高×长):第 1 试验段为 5.1 m×2.5 m×6 m;第 2 试验段为 3 m×2.5 m×6 m。速度范围:第 1 试验段为 0~31 m/s,第 2 试验段为 0~93 m/s。

试验模型包括两个部分,如图 1 所示:第 1 部分为带有前、后缘增升装置的 SCCH 机翼;第 2 部分是带有椭圆形头部和后部的圆柱形机身。机身与洞壁之间装有带迷宫槽的边界层垫板,以避免风洞洞壁边界层的干扰并减少机身与垫板间的串流。机翼翼型选自某大型客机机翼中间某个剖面,模型机翼弦长 450 mm,后掠角 32.4°,机翼半展长 1 350 mm,机身长 1 750 mm,边界层垫板厚度 96 mm,迷宫槽与机身对称面的间隙 8 mm。模型的设计和加工均满足 GJB180—2006《低速风洞飞机模型设计准则》要求。

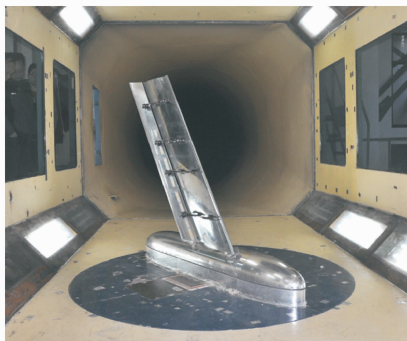


图 1 NH-2 风洞中的试验模型

Fig. 1 Test model in NH-2 wind tunnel

试验在 NH-2 风洞第 2 试验段进行,风速为 60 m/s,基于机翼弦长的雷诺数为  $1.85 \times 10^6$ ,本次试验的系统测量误差为:升力系数误差不大于 0.001,阻力误差不大于 4 counts。增升装置的参数定义见《飞机设计手册第六册》<sup>[4]</sup>及文献<sup>[10]</sup>。模型前缘增升装置采用缝翼,后缘增升装置采用大后退式单缝富勒襟翼,均采用托架安装定位,如图 2 所示。从内翼到外翼共有 4 组托架,依次编号为 1#, 2#, 3# 和 4#。托架对机翼气动力(升力系数  $C_L$ ,阻力系数  $C_D$ )的影响量如图 3~4 所示,托架对升力的影响量在 0.005 量级,对阻力的影响量在 0.012 量级。可见,托架对升力影响很小,对阻力的影响也是平移性质的,不改变阻力随迎角的变化规律。所以此托架组不会引起流场的明显改变,试验数据可靠。



图2 模型增升装置安装示意图  
Fig. 2 Set-up of high-lift configuration

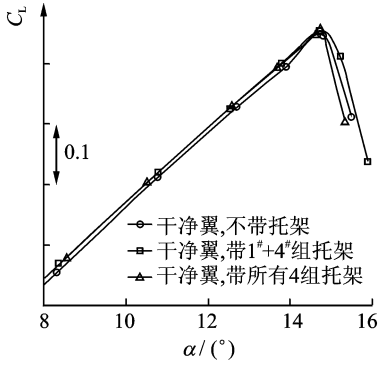


图3 托架对升力影响

Fig. 3 Effect of brackets on lift coefficient

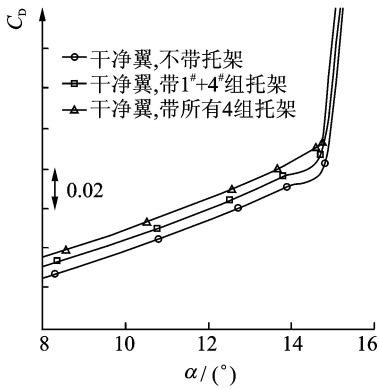


图4 托架对阻力影响

Fig. 4 Effect of brackets on drag coefficient

## 2 结果分析

试验分别进行了起飞构型和着陆构型前缘缝翼偏角( $\delta_s$ )、缝道宽度( $G_s$ )和缝道搭接量( $L_s$ )影响试验,起飞构型后缘襟翼偏角固定在 $20^{\circ}$ ,着陆构型后缘襟翼偏角固定在 $35^{\circ}$ 。

### 2.1 缝翼偏角

飞机起飞时,需尽可能降低起飞速度,缩短滑跑距离,还需要大的爬升梯度<sup>[4]</sup>,因此,起飞构型的优化目标是高的最大升力系数( $C_{L,max}$ )和大的升阻比( $K$ )。图5给出了缝道参数固定情况下前缘缝翼偏角影响的试验结果。由图5可知,缝翼偏角从 $\delta_s = 18^{\circ}$ 逐渐增加到 $24^{\circ}$ 时,失速迎角( $\alpha_{cr}$ )明显增加,最大升力系数也随着失速迎角的增加而增大(图5(a))。前缘缝翼打开后,降低了主翼头部吸力峰,把流动分离推迟到更大的迎角,即增加了失速迎角,从而增加最大升力系数<sup>[4]</sup>。前缘缝翼在一定范围内增加偏度时,对主翼产生更大的下洗,机翼的升力有所损失,不过在大迎角时边界层仍可保持附着,能获得最大的升力系数<sup>[11]</sup>。相比其他3个偏度, $\delta_s = 20^{\circ}$ 缝翼线性段升力系数最大(图5(a)),从而在同迎角阻力差别不大的情况下, $\delta_s = 20^{\circ}$ 缝翼对应的同升力下的阻力系数最小(图5(b))。同时, $\delta_s = 20^{\circ}$ 缝翼的升阻比是4个状态中最大的一个(图5(c))。 $\delta_s = 22^{\circ}$ 升阻特性稍差于 $\delta_s = 20^{\circ}$ ,但最大升力系数较优,因此,起飞缝翼偏角应在 $\delta_s = 20^{\circ}$ 和 $22^{\circ}$ 之间权衡。

飞机着陆时,需尽可能降低飞行速度,缩短滑跑距离<sup>[4]</sup>。因此,着陆构型的优化目标是高的最大升力系数。同时,着陆构型后缘襟翼偏度较大,给飞机的稳定性带来较大挑战。增升装置偏转所带来的低头力矩变化量,要靠平尾向上偏转产生的抬头力矩增量来平衡,而平尾上偏产生的负升力增

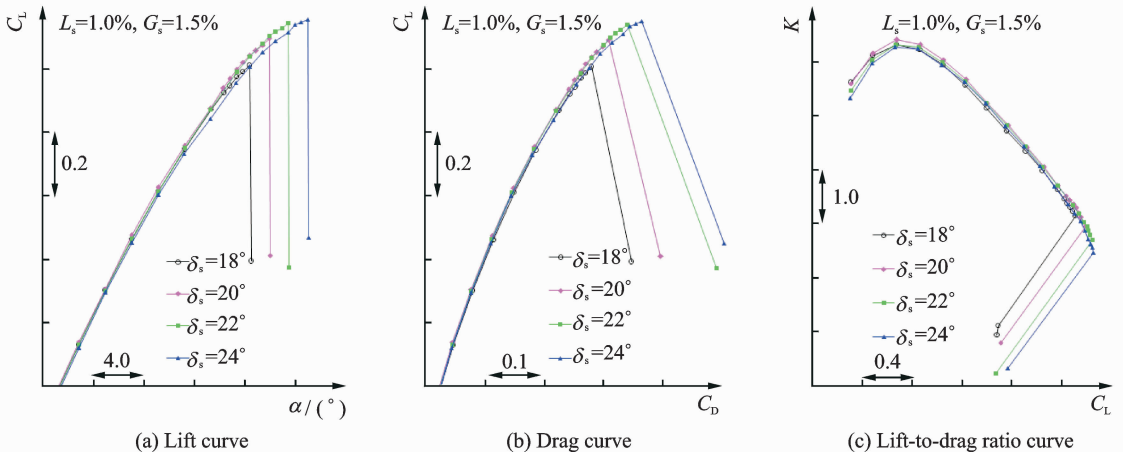


图5 缝翼偏角的影响(起飞构型)

Fig. 5 Effect of slat deployment angle for take-off configuration

量又部分抵消了由增升装置偏转带来的升力增量。这个升力增量的损失相当可观,据统计,有的飞机可达到 30% 左右<sup>[4,9]</sup>。某些型号在着陆构型出现的纵向力矩上仰问题使得飞机在失速前两度就已经失稳。力矩特性直接关系到飞机的稳定性和安全性,飞机着陆构型增升装置的设计应重点考虑有平稳纵向力矩系数的状态。图 6 给出了缝道参数固定的情况下前缘缝翼偏角影响的试验结果。由图可知,缝翼偏角从  $\delta_s = 25^\circ$  逐渐增加到  $31^\circ$  时,失速迎角明显增加,但由于主翼升力的损失严重,导致线性段升力下降,进而造成最大升力系数变化不明显的结果(图 6(a))。 $\delta_s = 27^\circ$  缝翼的纵向力矩( $C_m$ )是 4 个状态中变化最平缓的一个(图 6(c)),同时有着较大的线性段升力系数。因此, $\delta_s = 27^\circ$  应是最佳着陆缝翼偏角。

### 2.2 缝翼缝道宽度

前缘缝翼的缝道参数  $G_s$  代表采用机翼弦长无量纲化的缝道宽度。在增升装置设计中,缝翼缝道

宽度必须与后缘襟翼的缝道参数相匹配,以获得最佳的增升效果。除缝翼的偏角外,另一个影响缝翼增升效率的主要参数就是缝翼的缝道宽度。缝道宽度代表缝翼与主翼的间隙大小,合适的缝道宽度能获得最佳的增升效果。

图 7 给出了缝翼缝道宽度影响的试验结果,缝翼偏角和搭接量分别固定在  $\delta_s = 22^\circ$  和  $L_s = 1.0\%$ 。由图 7 可知,缝道宽度在  $0.5\% \sim 1.5\%$  区间内增大时,失速迎角不变,但最大升力系数增大,最大升阻比减小,再增大  $G_s$  到  $2\%$  和  $2.5\%$  时,  $C_{L,max}$  保持在与  $G_s = 1.5\%$  的同等水平,很难再增大,最大升阻比继续减小。 $G_s = 2.5\%$  线性段升力相比较小的缝道宽度有稍许损失,导致升阻比也较差。 $G_s = 0.5\%$  和  $1.0\%$  虽然有最大的升阻比,但是最大升力系数较小。兼顾升力系数和升阻特性,  $G_s = 1.5\%$  是起飞构型的最佳选择。以高的最大升力系数为优化目标,同时兼顾纵向力矩特性,优化出着陆构型的最佳缝道宽度为  $2.0\% \sim 2.5\%$ 。

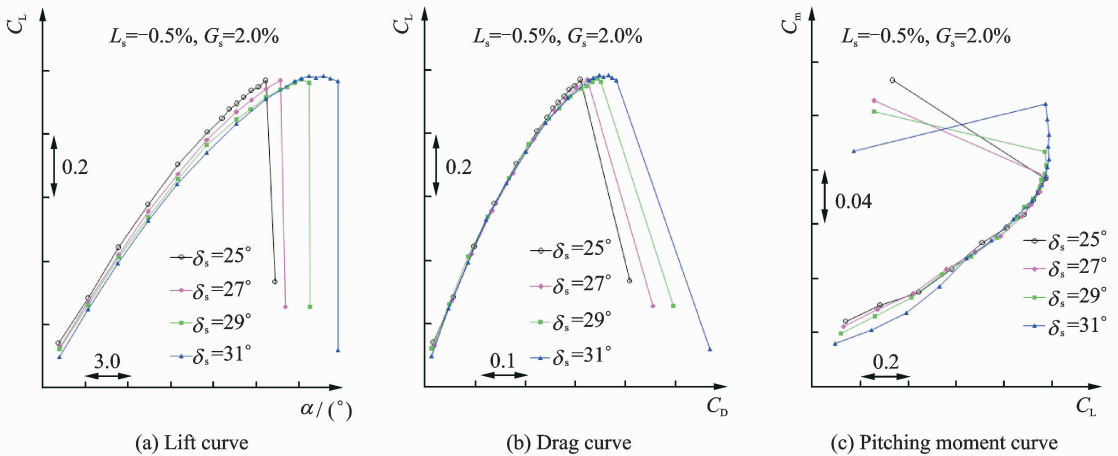


图 6 缝翼偏角的影响(着陆构型)

Fig. 6 Effect of slat deployment angle for landing configuration

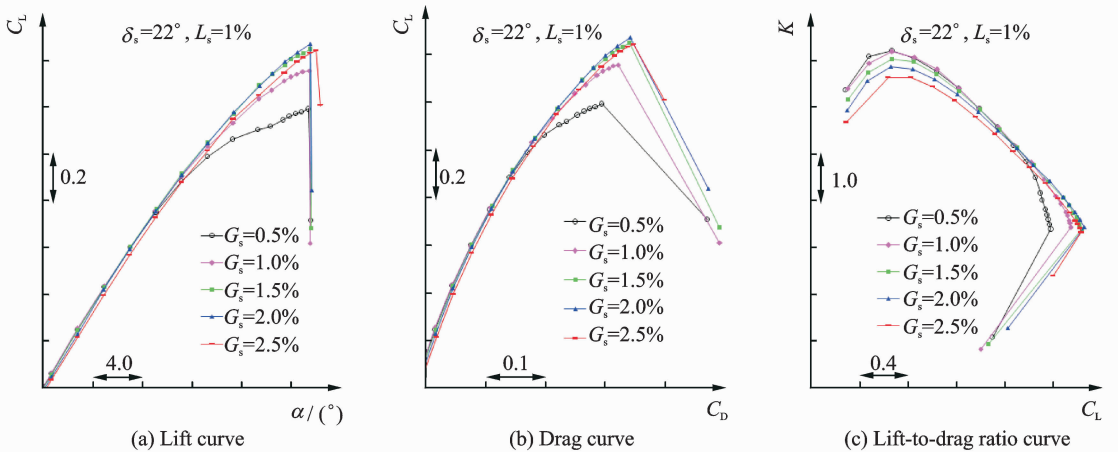


图 7 缝翼缝道宽度的影响

Fig. 7 Effect of slat gap width for take-off configuration

相关资料显示,当缝翼偏度在  $20^\circ \sim 25^\circ$  时,最佳的缝翼缝道宽度应为弦长的  $2\% \sim 2.5\%$  [4,12],这与本期试验的结果较为接近。图8给出了不同缝翼偏角对应的最佳缝道宽度的试验结果。由图可知,起飞构型最佳缝翼  $G_s$  在  $1.5\% \sim 2.0\%$ ,着陆构型最佳缝翼  $G_s$  在  $2.0\% \sim 2.5\%$ 。缝道宽度随缝翼偏角的增大呈现增加的趋势。

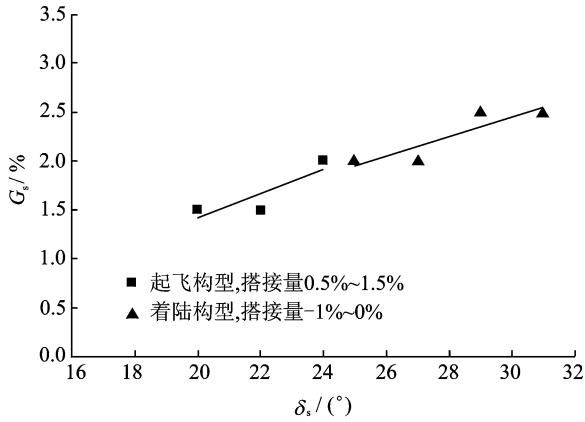


图8 最佳缝道宽度随缝翼角度的变化规律

Fig. 8 Variation of best slat gap width with slat deployment angle

### 2.3 缝翼缝道搭接量

前缘缝翼的缝道参数  $L_s$  代表采用机翼弦长无量纲化的缝道搭接量。相对偏角和缝道宽度,缝翼

搭接量较为次要,对增升效率的影响不如其他两个参数重要 [4]。缝翼搭接量是反映缝翼与主翼纵向位置的一个参数。若缝翼离主翼段太远,缝翼远离主翼段的上洗流场,缝翼效果不明显;若缝翼太靠近主翼,机翼当地上洗增强,导致缝翼产生更大的升力,缝翼升力增加,产生过大的下洗,主翼段吸力峰下降 [12]。

图9给出了起飞构型缝翼搭接量影响的试验结果,缝翼偏度和缝道宽度分别固定在  $\delta_s = 22^\circ$  和  $G_s = 1.5\%$ 。由图9可知,搭接量的影响量明显小于缝道宽度。对于该试验状态,缝翼搭接量在  $L_s = 0.5\%$  到  $1.5\%$  之间变化时,失速迎角保持不变,但  $L_s = 1.0\%$  升力非线性段优于其他两个状态,最大升力系数最大(图9(a))。  $L_s = 1.0\%$  构型最大升阻比略差于  $L_s = 0.5\%$  构型,但在升力非线性段,升阻特性的优势比较明显(图9(b,c))。试验也在其他缝翼偏角下进行了搭接量的影响试验,发现起飞构型最佳缝翼缝道搭接量在  $1.0\%$  附近,着陆构型最佳缝翼缝道搭接量在  $-1.0\% \sim 0\%$  区间。因此,  $L_s = 1.0\%$  应是最佳起飞缝翼缝道搭接量。以高的最大升力系数为优化目标,同时兼顾纵向力矩特性,优化出着陆构型的最佳缝翼缝道搭接量为  $-1\% \sim 0\%$ 。

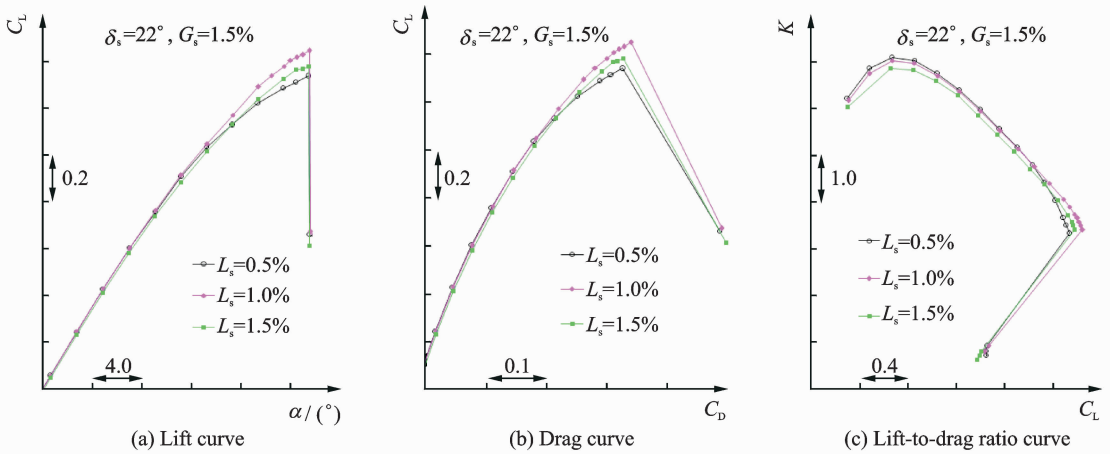


图9 缝翼缝道搭接量的影响

Fig. 9 Effect of slat over-lap for take-off configuration

## 3 结论

本文在来流马赫数为  $0.2$ , 试验雷诺数为  $1.85 \times 10^6$  的条件下,进行了某型号客机 SCCH 风洞试验。通过开展前缘缝翼偏角、缝道宽度和缝道搭接量 3 个参数的试验研究,对比和分析其中 1 个参数改变对机翼气动特性的影响,得出如下结论:

(1) 该模型在起飞构型下,缝翼最佳偏角为

$20^\circ \sim 22^\circ$ ; 在着陆构型下,缝翼最佳偏角为  $27^\circ$ 。

(2) 缝道宽度随缝翼偏角的增大呈现增加的趋势,起飞构型缝翼最佳缝道宽度为机翼弦长的  $1.5\% \sim 2.0\%$ ,着陆构型的缝翼最佳缝道宽度为机翼弦长的  $2.0\% \sim 2.5\%$ 。

(3) 缝道搭接量的影响小于缝道宽度,起飞构型缝翼最佳缝道搭接量在  $1.0\%$  左右,着陆构型缝翼最佳缝道搭接量在  $-1.0\% \sim 0\%$  区间。

## 参考文献:

- [1] 陈迎春,李亚林,叶军科,等. C919 飞机增升装置工程应用技术研究进展[J]. 航空工程进展,2010,1(1):1-5.  
CHEN Yingchun, LI Yalin, YE Junke, et al. Study progress about high-lift system of C919 airplane[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010,1(1):1-5.
- [2] PETER K C R. High-lift systems on commercial subsonic airliners[R]. NASA Contractor Report 4746, 1996.
- [3] STRÜBER H. The aerodynamic design of the A350 XWB-900 high lift system [C]// The 29th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. St. Petersburg, Russia:[s. n.], 2014:1-10.
- [4] 张锡金. 飞机设计手册第六分册(气动设计) [M]. 北京:航空工业出版社,2002.  
ZHANG Xijin. The 6th fascicule of aircraft design handbook [M]. Beijing: Aeronautical Industry Press, 2002.
- [5] JOHNSON P L, JONES K M, MADSON M D. Experimental investigation of a simplified 3D high lift configuration in support of CFD validation[R]. AIAA 2000-4217,2000.
- [6] RUDNIK R, GERMAIN E. Scaling effects on the EUROLIFT high lift configurations [R]. AIAA 2007-0752,2007.
- [7] JOCHEN W, JOEL B, OLIVIER A, et al. Advanced high-lift design by numerical methods and wind tunnel verification within the European project EUROLIFT II [R]. AIAA 2007-4300,2007.
- [8] GHEE T A, TAYLOR N J. Low-speed wind tunnel tests on a lambda wing high-lift configuration [R]. AIAA 2004-4843,2004.
- [9] 周涛,李亚林,梁益华,等. 襟翼对民用飞机失速特性的影响[J]. 上海交通大学学报,2012,46(8):1328-1333.  
ZHOU Tao, LI Yalin, LIANG Yihua, et al. Effect of slat and flap on stall characteristic of civil aircraft [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University,2012,46(8):1328-1333.
- [10] 叶军科,陈迎春,李亚林,等. 民用飞机增升装置缝道参数气动影响的试验研究[J]. 复旦学报(自然科学版),2012,51(4):415-420.  
YE Junke, CHEN Yingchun, LI Yalin, et al. Slot tests on a high lift configuration model of an airplane[J]. Journal of Fudan University (Natural Science),2012,51(4):415-420.
- [11] ED O. Aerodynamic design of transport aircraft [M]. Delft: Delft University of Technology Press,2009.
- [12] WOODWARD D S, LEAN D E. Where is high-lift today? —A review of past UK research programs [R]. AGARD Conference Proceedings 515: High-Lift System Aerodynamics,1992.

