中国科学: 技术科学 2013 年 第 43 卷 第 10 期: 1063 ~ 1070
www.scichina.com tech.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

轻型飞机翼根整流设计方法研究

张彬乾[①], 袁广田[①], 沈冬[①], 熊贤鹏[②*], 朱百六[②]

① 西北工业大学航空学院, 西安 710072;
② 中国通用飞机设计研究院, 珠海 519000
* E-mail: bqzhang@nwpu.edu.cn

收稿日期: 2013-01-25; 接受日期: 2013-03-27

摘要 受成本和用户市场限制, 轻型飞机通常采用相对简单的增升系统满足起降、爬升等极高的飞行安全要求, 这些飞行状态涉及飞机的大迎角空气动力学特性. 翼身接合部流动分离是影响大迎角性能的主要因素之一, 因此, 控制翼身接合部的流动分离, 对改善轻型飞机的大迎角性能具有重要的工程应用价值. 本文采用 CFD 和风洞试验方法, 针对某轻型飞机增升构型开展翼根整流设计方法研究, 给出了翼身接合部形状影响流动分离的物理机制, 由前缘、展向和中后段构成的整流设计方法, 整流参数及其三维参数化建模方法. 采用该设计方法完成的某轻型飞机翼根整流设计方案, 有效控制了翼根流动分离, 改善了大迎角气动性能, 有利于提高飞行安全性. 研究结果已用于中国通用飞机公司某轻型飞机研制.

关键词
轻型飞机
翼根整流
流动机理
设计方法
参数化建模

在飞机各部件相互干扰的现象中, 机翼与机身间的相互干扰最为重要[1, 2]. 此干扰效应[3]使翼根流动过早分离, 阻力增大, 对飞机的中等和大迎角性能产生不利影响, 包括升力线性段变短, 最大升力和失速迎角减小等, 从而对飞机起降性能和飞行安全性产生严重影响.

对于轻型飞机, 其用户市场决定了不能采用复杂的高性能增升系统设计, 通常采用相对简单的增升系统满足起降、爬升等极高的飞行安全要求. 这些飞行状态涉及飞机大迎角性能, 而翼身干扰所引起的流动分离是影响飞机大迎角性能的主要原因之一. 此外, 与大型飞机相比, 轻型飞机机体小, 结构紧凑, 可整流范围小, 整流难度大. 因此, 开展轻型飞机翼根整流研究, 控制翼身接合部的流动分离, 提高大迎角飞行性能, 对提高轻型飞机安全性和市场竞争力具有重要的工程应用价值.

针对翼身干扰造成翼根流动分离问题, 国内外的研究基本可以分为两大类: 一种是采用柱体加水平板或垂直板加机翼两种简化模型研究翼身干扰, 该方法为纯粹的理论性研究[4], 与工程实际存在较大的差别; 另一种是针对某一具体工程问题, 经验性地给出较为合理的整流方案[5], 而对流动机理和设计方法缺乏系统深入的研究, 缺乏普遍性指导意义. 因此, 现存的两种研究方法均具有较大的局限性.

本文针对某下单翼轻型飞机翼根流动分离问题, 选取流动相互干扰和分离最为严重的着陆构型开展研究, 提出轻型飞机翼身接合部整流设计方法, 既解决该轻型飞机的大迎角飞行问题, 又可验证所提出整流设计方法的可行性与适用性. 首先, 采用 CFD 方法, 研究着陆构型的翼身接合部外形特征与翼根流动分离的关系, 分析造成流动分离的主要影响因素; 在此基础上, 提出翼根整流设计方法, 包括设计思想、设计原则及翼根整流型面参数化建模方法. 其次, 采用提出的翼根整流设计方法对该轻型飞机进

中文版发表信息: 张彬乾, 袁广田, 沈冬, 等. 轻型飞机翼根整流设计方法研究. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 1063–1070, doi: 10.1360/092013-110

行翼根整流设计, 给出了整流设计方案及对飞机大迎角气动性能的影响, 并用 CFD 方法与风洞试验进行验证.

1 研究模型与方法

1.1 研究模型

研究模型为某轻型飞机着陆构型, 机长 2.24 m, 翼展 2.46 m, 机翼后缘采用简单双缝襟翼, 襟翼偏度 40°, 见图 1.

1.2 研究方法与验证

采用数值求解雷诺平均 N-S 方程(RANS), 有限体积法进行离散, 隐式时间推进, k-ω湍流模型的数值研究方法, 半模计算网格总数 980 万. 计算状态与风洞试验状态相同, 速度 70 m/s, 高度 H=0 m, 以机翼平均气动弦为参考长度的雷诺数 Re=1.48×10^6. 计算所用全机表面网格如图 1 所示.

为保证本文所采用的 CFD 方法的可靠性与准确性, 采用该轻型飞机基本构型(舵面不偏转的干净外形)和增升构型(飞机起降时增升装置打开的外形)的风洞试验结果对计算方法进行验证. 计算方法也用 NACA trip wing 标模[6]进行过验证[7, 8].

风洞试验在中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所 4 m×3 m 风洞中进行. 该风洞是一座单回流式闭口试验段低速风洞, 试验段长 8 m, 横截面为切角矩形, 试验段中心截面有效面积 10.72 m^2, 试验风速 70 m/s, 以机翼平均气动弦长为参考长度的试验雷诺数为 Re=1.48×10^6. 模型安装如图 2 所示.

由图 3 可见, 基本构型与增升构型的升力计算结果(图 3 中以 CFD 表示)与风洞试验结果(图 3 中以 Exp 表示)吻合良好, 大迎角性能存在差异, 这可能是计算对强分离的模拟能力不足造成的. 图 4 给出的较大迎角翼根流动分离情况与试验丝线显示流态基本一致.

算例验证表明, 本文采用的数值计算方法对于增升构型较大迎角流动分离具有良好的预测能力, 满足研究工作需要.

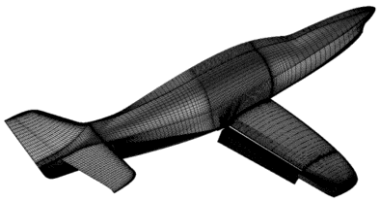

图 1 研究模型及表面网格

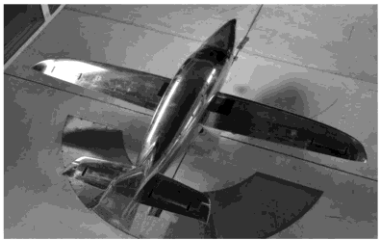

图 2 风洞试验模型

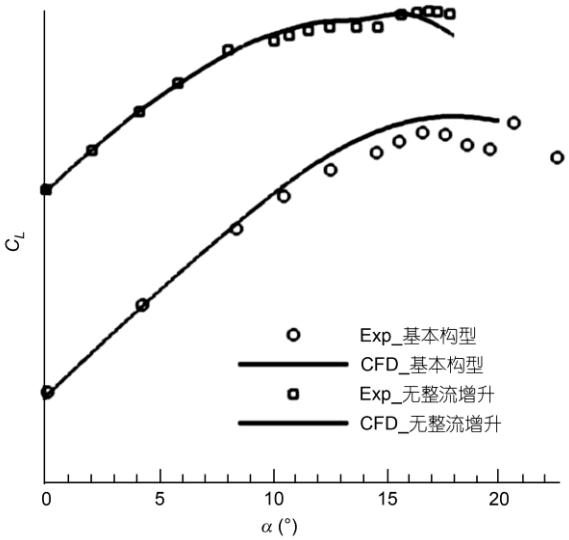

图 3 基本构型与增升构型升力特性

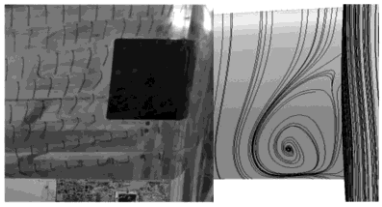

图 4 翼根分离流态

左为试验, 右为计算; α=8°

2 翼根流动分离机理研究

为了掌握翼根流动分离机理, 选取飞机起降常用迎角 6°和 8°状态, 研究单独机翼和翼身组合体的流动差异. 由图 5 可见, α=6°, 翼身组合体翼根后缘附面层加厚, 有流动分离的趋势; α=8°, 流动分离已发展到翼根中段. 单独机翼均为附着流动.

由图 6 给出的翼根处表面压力分布可见, 与单独

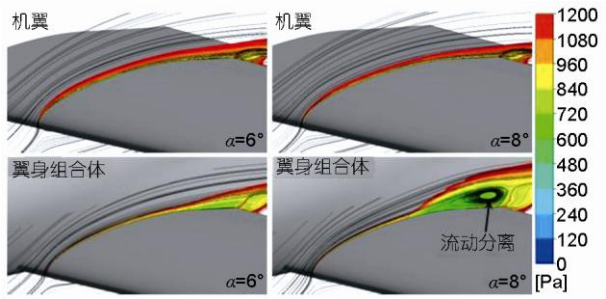

图 5　单独机翼和翼身组合体流动形态

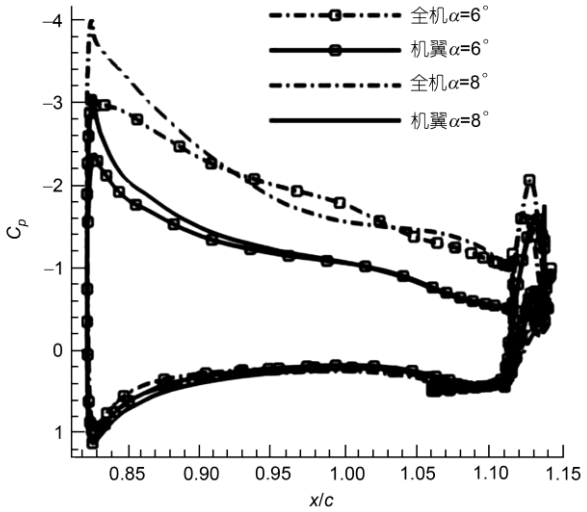

图 6　单独机翼与翼身结合体翼根压力分布

机翼相比, 两个迎角下, 翼身组合体的翼根前缘吸力峰值明显增高, 但逆压梯度没有明显增加. 由此可见, 前缘吸力峰增加不是造成后缘流动分离的主要原因, 但随着迎角的增加, 过高的吸力峰使得流动分离更加迅速地向前缘发展.

参考文献[9~12]指出, 机翼对机身附面层发展具有阻滞作用, 增加了翼身接合部附面层流动的不稳定性, 导致翼根提前分离, 这种阻滞作用在较大迎角时更加严重.

图 7 给出了单独机翼与翼身组合体附面层计算结果. 单独机翼展向附面层厚度分布均匀, 差异较小. 翼身组合体接合部的锐角过渡处有明显的附面层掺混和堆积现象. 总压分布也表明, 单独机翼流向总压变化较小, 而翼身组合体在翼身接合部则出现了较为严重的总压损失, 见图 8. 附面层形态和总压分布从两个方面揭示, 翼身接合部的锐角过渡导致附面层掺混和堆积, 这是造成翼身接合部流动分离的另一个重要原因.

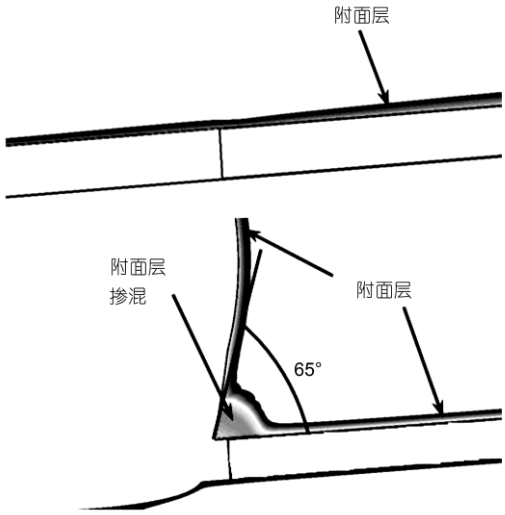

图 7　单独机翼与翼身翼身组合体附面层形态(α=8°)

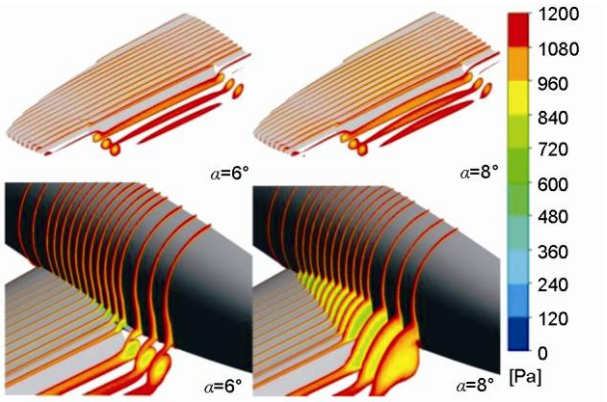

图 8　单独机翼与翼身组合体总压分布

为了便于分析翼身接合部形状对流动分离的影响, 本文采用沿流向的空间截面积分布来描述翼身接合部型面的变化. 考虑到描述方法的工程适用性和直观性, 空间截面积采用如下方法确定: 内边界为机身的外轮廓线; 下边界由机翼上表面及其后缘的流向延伸面构成; 上边界由整流允许的最大高度来确定, 通常, 高度方向的整流不会超过机身型面外侧点, 因此, 上边界由过机身外侧点的水平面构成; 外边界由展向最大允许整流范围确定, 通常取襟翼内侧为外边界. 由上述边界构成整流空间, 沿流向截取, 即可得到某流向位置的空间截面积, 见图 9.

图 10 给出了翼身接合部空间截面积分布(S_1)及其变化率($\mathrm{d}S_1/\mathrm{d}x$). 由图 10 可见, 在翼身接合部中后段 x=4.8~5.2 m 范围内, 截面积分布曲线不光顺, 变

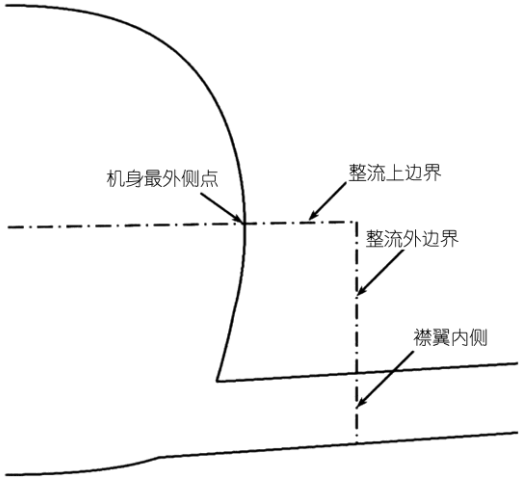

图 9　空间截面边界示意

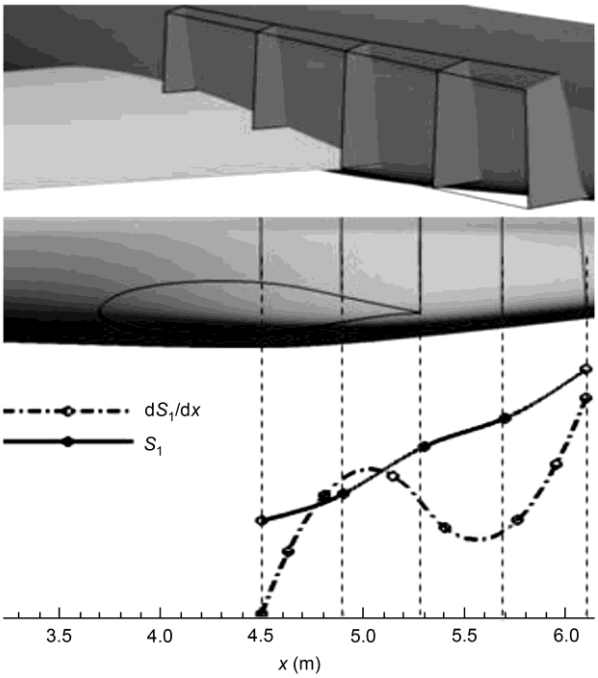

图 10　翼身接合部空间截面积分布及变化率

化率曲线出现振荡, 表明翼身型面在机翼尾缘处存在局部收缩过快的现象, 易导致流动在此处产生较大逆压梯度, 不利于附面层稳定.

综上所述, 导致翼根流动分离的物理机制可归纳为以下 4 点: 1) 受机身影响, 机翼根部前缘吸力峰增高, 使流动分离发展迅速; 2) 机翼阻滞机身附面层发展, 增加附面层流动的不稳定性; 3) 机翼与机身锐角连接, 造成附面层掺混堆积; 4) 翼身接合部后段型面局部收缩过快, 产生较大逆压梯度.

3　整流设计方法

3.1　设计思想

根据第 2 节得到的翼身接合部流动分离机理, 整流设计从以下 3 方面进行.

3.1.1　前缘整流

前缘整流采用向前修形方法, 以增加翼根局部长度, 增大后掠角, 减小相对厚度, 使机翼-机身尽可能和缓连接, 缓解流动急剧加速, 降低前缘吸力峰, 削弱机翼对机身附面层发展的阻滞作用[12].

工程设计中, 应针对增升构型的前缘吸力峰形状和大小来决定前缘整流参数. 若前缘吸力峰较大, 应采用较大的前缘后掠角和前缘半径, 适当对前缘进行负扭转; 反之, 应采用较小范围的前缘整流.

3.1.2　展向整流

展向整流是对翼身接合部型面进行平缓过渡设计, 达到消除或减弱附面层掺混的目的. 整流幅度应根据翼身接合部夹角大小而定, 若翼身接合部夹角大于或者等于 90°, 可采用较小的倒角整流或不进行整流; 若夹角小于 90°, 夹角越小, 所需的展向整流幅度越大, 应尽量使整流后的夹角大于 90°.

由图 7 可见, 该轻型飞机的翼身接合部夹角仅为 65°, 在翼身结合处有明显附面层堆积与掺混现象, 因此, 展向整流幅度应较大.

3.1.3　中后段整流

中后段整流主要针对机翼最大厚度线之后进行. 通过改变中后段翼身接合部型面的曲率, 减缓空间截面积扩张, 避免流动急剧减速和产生较大逆压梯度. 通常, 大多数飞机翼身接合部的空间最小截面在翼根剖面的最大厚度位置. 因此, 中后段整流应从此处开始, 其整流长度和型面构造应根据空间截面的扩张程度来决定. 若机身中段基本为等截面构型, 且机翼上表面后段较为平坦, 最大厚度向后过渡平缓, 即空间截面扩张较慢, 则可采用较小的中后段整流; 若机身后段明显收缩, 或机翼最大厚度靠后, 即空间截面扩张较快, 则应采用较长和较为饱满的整流型面, 减缓空间流线的扩张.

由图 10 可见, 该轻型飞机中后段的翼身接合部空间截面扩张较快且不光顺, 因此, 应采用较长和较

饱满的整流型面.

3.2　整流型面参数化建模方法

根据整流设计思想, 采用 3 种翼根整流的设计参数: 1) 前缘整流参数, 包括整流长度、整流半径及扭转角; 2) 展向整流参数, 主要为展向整流长度; 3) 中后段整流参数, 包括整流长度和翼身接合部型面曲率.

根据上述 3 种整流参数, 构建翼根整流型面的参数化模型. 整流型面定义为由内侧控制截面、展向控制截面和若干条型面控制线构成的空间型面, 如图 11 所示. 内侧控制截面选取飞机对称面翼型在机身表面的投影, 对称面翼型采用"有理 B 样条"参数化方法[13, 14]构造. 内侧控制截面主要控制流向整流长度、前缘半径及前缘扭转. 展向控制截面用以调整展向整流长度, 可采用平面和曲面等截面构造方法, 本文采用平面展向控制截面.

型面控制线分两类: 一类是用来控制整流型面平面形状的控制线. 取内侧控制截面的前/后缘点和展向控制面与机翼前/后缘的交点, 作为平面形状的前/后缘控制线的内外端控制点, 控制线可采用直线或曲线, 曲线采用中间插值拟和方法构造, 本文整流前缘采用曲线, 后缘采用直线. 另一类是整流型面内侧控制截面与展向控制截面之间型面过渡控制线, 根据型面复杂程度, 选择控制线的数目. 控制线以与内侧控制截面处机身表面相切, 与展向控制截面处机翼表面相切及型面光滑过渡为约束, 采用中间插值拟和方法构造.

整流型面的控制面、控制线、控制点参数的定义和作用分别在图 11 和表 1 中给出.

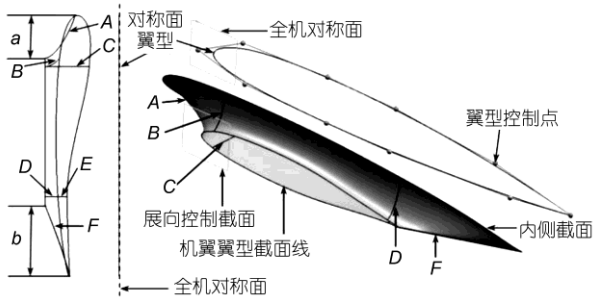

图 11　整流型面参数定义

表 1　控制面、控制线及控制点参数

类别	样本	作用
内侧控制面/对称面翼型	a	控制前缘延伸长度、前缘后掠角
	b	后缘延伸长度
	前缘半径、扭转角	控制前缘整流形状
展向控制面	翼型	控制展向整流长度
控制线	A	控制前缘形状
	B	控制内侧与展向控制面之间上表面前段和中段型面过渡
	C	控制内侧与展向控制面之间下表面前段和中段型面过渡
	D	控制内侧与展向控制面之间上表面中段和后段型面过渡
	E	内侧与展向控制面之间下表面中段和后段型面过渡
	F	整流后缘

注: B, C, D, E, F 控制线是型面光滑度的基本控制线, 可根据型面复杂程度增加

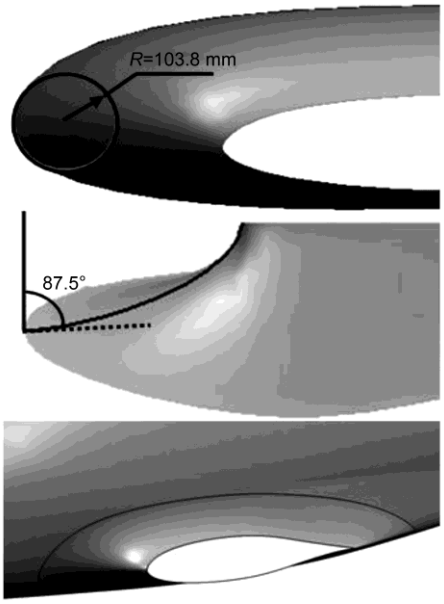

图 12　整流型面

4　某轻型飞机翼根整流研究

4.1　整流设计方案

采用第 3 节提出的整流设计方法, 针对某轻型飞机增升构型的翼根流动分离问题开展整流方案设计. 通过四轮参数化迭代设计, 最终整流方案如图 12. 整流型面最大前缘后掠角 87.5°、最小前缘后掠角 5.1°、翼身夹角 113°; 内侧控制面前缘半径 103.8 mm、前缘延伸长度 a 为 0.16c (c 为原始翼型弦长)、后缘延伸长度 b 为 0.48c、相对厚度 15%; 展向长度 0.052b/2 (b 为机翼展长).

4.2 整流构型气动性能

图 13 给出了整流前后增升构型的升阻特性. 由图 13 可见, 整流前, 升力线性段α<8°, 最大升力$C_{L\max}$=1.94、失速迎角$\alpha_{\text{stall}}\approx 16°$; 整流后, 升力线性段$\alpha$<15°、提高 87.5%, 最大升力 $C_{L\max}$=2.39、提高 23%, 失速迎角$\alpha_{\text{stall}}\approx 16°$, 保持不变. 整流使整个迎角范围内阻力减小, $\alpha\geqslant 8°$, 减阻量更大, 最大减阻量约 0.05. 可见, 整流明显改善了该轻型飞机大迎角气动性能, 有利于飞行安全性.

4.3 翼根整流的物理机制

$\alpha\leqslant$ 6°, 阻力减小. 此时, 整流前后, 机翼表面流动均没有分离(图 14), 阻力主要来源于摩擦阻 力, 而摩擦阻力主要由全机浸润面积决定, 而整流使翼身接合部的浸润面减小(图 15). 图 15 中的虚线为整流前, 翼身接合部某截面上表面翼身夹角和下表面翼身外形, 实线对应整流后.

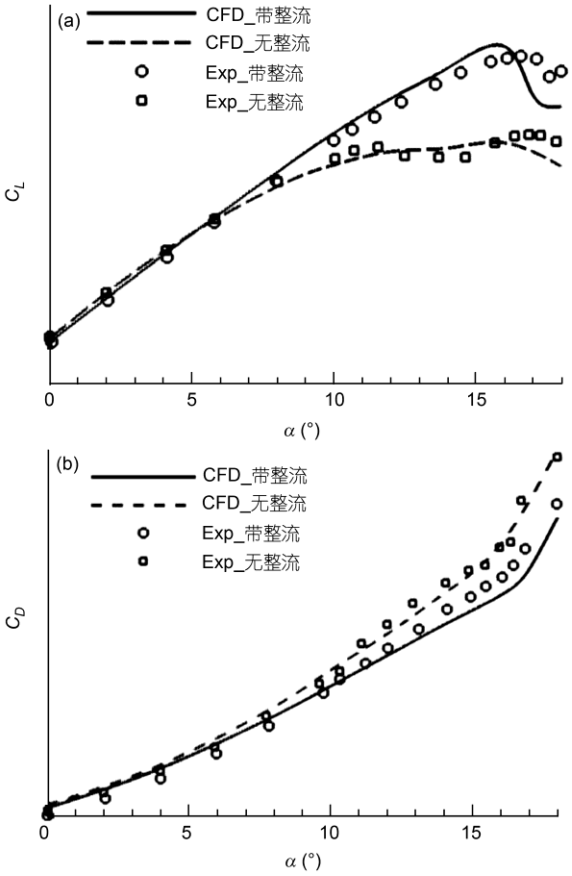

图 13 整流对增升构型升阻特性影响

(a) 升力特性; (b) 阻力特性

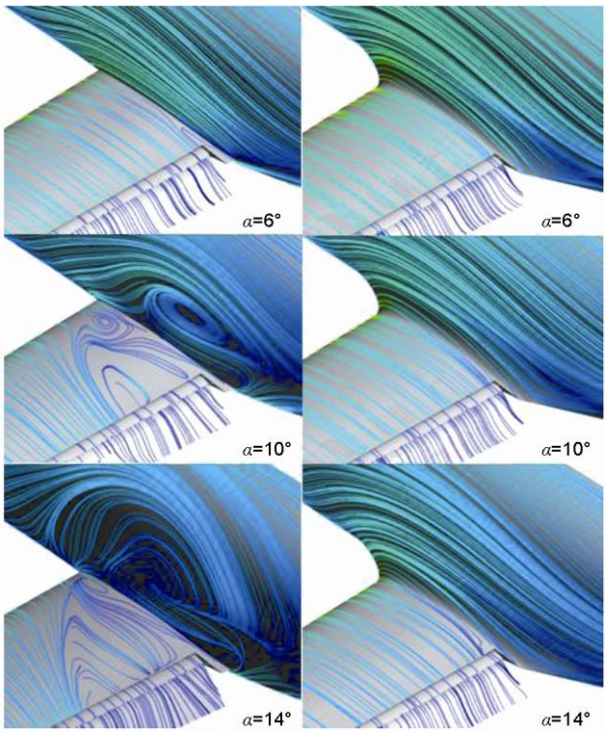

图 14 整流对翼根流动影响

左: 无整流; 右: 带整流

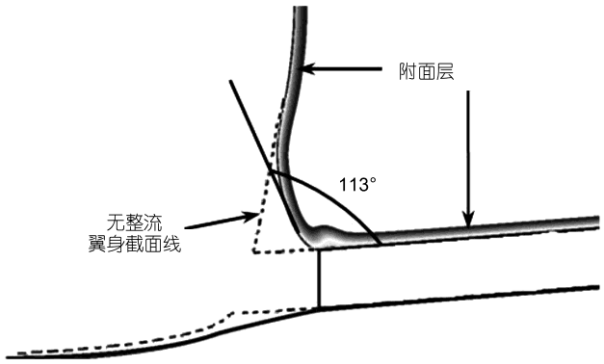

图 15 整流翼身夹角及根部附面层(α=8°)

α>6°, 整流使升力增量和减阻量明显增大, 由图 14 可见, 整流消除了翼身接合部的流动分离, 由流动分离引起的升力损失和压差阻力随之减小. 结合前文翼根流动分离机理研究, 整流抑制翼根流动分离的物理机制主要有以下 3 个方面.

1) 减弱翼根部附面层堆积与掺混, 比较图 7 和 15.

2) 降低翼根前缘上表面吸力峰, 削弱机翼对机身附面层发展的阻滞作用, 减小逆压梯度和总压损失, 见图 16 和 17.

3) 在翼身接合部后段(x=4.8~5.2 m), 空间截面积 S_2 扩张减缓, 型面过渡平缓光顺, 使流动减速和

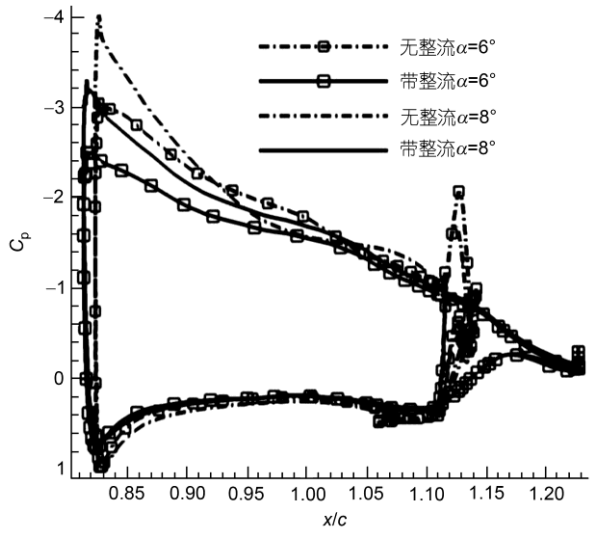

图 16　整流对翼根部压力分布影响

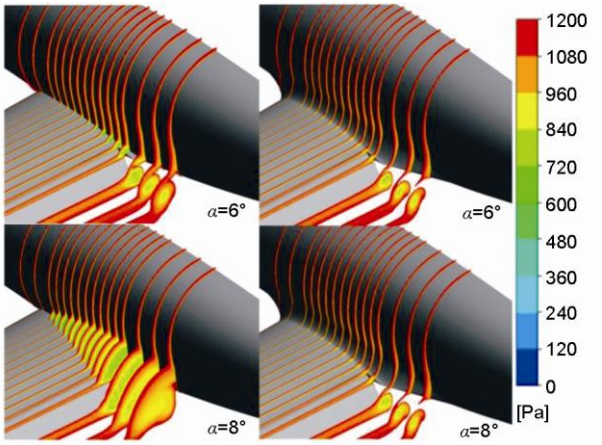

图 17　整流对总压损失影响

缓, 逆压梯度减小, 见图 18.

5　结论

本文针对轻型飞机翼根流动分离影响大迎角飞行安全性问题, 以某轻型飞机增升构型为对象, 研究轻型飞机的翼根整流设计方法, 得到如下结论.

1) 轻型飞机翼根流动分离的物理成因可归纳为: 机－身干扰造成前缘吸力峰过高; 机翼阻滞机身附面层的发展;机翼与机身夹角过小; 翼身接合部后段型面局部收缩过快. 据此, 翼身接合部整流应由前缘、展向与中后段整流 3 部分构成.

2) 整流型面可用 3 类整流参数描述, 并给出了整流参数化建模方法.

3) 采用本文设计方法完成的某轻型飞机翼根整流设计方案, 经 CFD 和风洞试验验证表明, 有效控制了翼根流动分离, 显著改善了大迎角气动性能, 有利于提高飞行安全性.

本文方法适用于轻型飞机工程设计, 也可供其他飞机设计借鉴和参考.

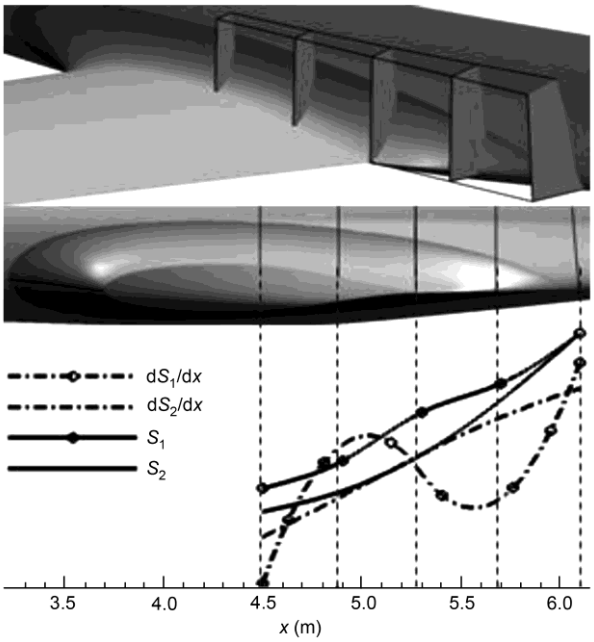

图 18　整流前后翼根空间截面积分布及变化率

参考文献

1　严恒元, 陈劲松, 冯亚楠, 等. 飞行器气动特性分析与工程估算. 西安, 西北工业大学出版社, 1990. 118–121
2　徐敏, 安效民. 飞行器空气动力特性分析与计算方法. 西安, 西北工业大学出版社, 2012. 116–117
3　Ed O. Aerodynamic Design of Transport Aircraft. Netherlands: IOS press, 2009. 57–58
4　张华, 吕志咏. 后掠翼身干扰区域流动特性及改善措施研究. 空气动力学报, 2000, 18: 467–472
5　郭民, 王豪杰, 李杰, 等. 民机翼身整流影响分析与设计研究. 航空计算技术, 2010, 40: 9–12
6　Rumsey C L, Long M, Stuever R A, et al. Summary of the first AIAA CFD high lift prediction workshop (invited). In: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Florida, 2011

7 褚胡冰, 张彬乾, 陈迎春, 等. 微型涡流发生器控制 SCCH 增升构型流动分离研究. 中国科学: 技术科学, 2012, 42: 945–956
8 Alexandre P A, Ricardo G S, João L F, et al. A study of different mesh generation approaches to capture aerodynamic coefficients for high-lift configurations. In: 27th International Congress of the Aeronautic Science. Nice, 2010
9 Joongcheol P, Cristian E, Fotis S. On the bimodal dynamics of the turbulent horseshoe vortex system in a wing-body junction. Phys Fluids, 2007, 19: 0455107
10 Samish M, Ölçmen M S, Roger L. Simpson features of a turbulent wing-body junction vertical flow. Int J Heat Fluid Fl, 2006, 27: 980–993
11 Fleming J L, Simpson R L, Cowling J E. Devenport. An experiment study of a turbulent wing-body junction and wake flow. Exp Fluids, 1993, 14: 366–378
12 方宝瑞. 飞机气动布局设计. 北京: 航空工业出版社, 1997. 1228–1236
13 Gallart M S. Development of a design tool for aerodynamic shape optimization of airfoils. Dissertation of Masteral Degree. Catalonia: Technical University of Catalonia, 2002. 93–96
14 Xavier M. Automatic 2D airfoil Generation, evaluation and optimisation using MATLAB and XFOIL. Dissertation of Masteral Degree. Denmark: Technical University of Denmark, 2009. 4–14