

文章编号:1000-8055(2016)04-0903-07

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2016.04.017

大型水陆两栖飞机吹气襟翼设计与分析验证

孙卫平, 杨康智, 秦何军

(中国航空工业集团公司 中航通飞研究院有限公司

总体气动研究室, 广东 珠海 519040)

摘 要: 针对大型水陆两栖飞机的使用特点和指标要求,以原型机翼为基础,重点开展机翼附面层控制增升装置设计技术研究,设计了附面层控制的吹气襟翼方案.采用计算流体动力学方法作为初步设计的评估手段,全面分析评估了设计方案的气动力特性和流场结构,最后通过风洞试验验证了该方案的增升效果.结果显示该设计方案在较宽的吹气动量系数范围内,最大升力系数均有不同程度的增幅,在吹气动量系数约为 0.2 左右时,获得最大的升力系数增量约为 1.0,按照原型机的滑流影响规律推算,当采用吹气襟翼的主动流动控制方案后,起降速度能下降约 30%,达到了设计指标.

关 键 词: 水陆两栖飞机; 增升装置; 吹气襟翼; 风洞试验; 最大升力系数; 起降速度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Design and test of a jet flap for a large amphibian

SUN Wei-ping, YANG Kang-zhi, QIN He-jun

(General Configuration and Aerodynamics Design Department,

China Aviation Industry General Aircraft Research Institute Corporation Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuhai Guangdong 519040, China)

Abstract: According to the requirements of a large amphibian's operating features and performance based on the original wing, a high-lift device design technology of boundary layer control jet flap was studied. The scheme of boundary layer control jet flap was designed. By using computational fluid dynamics numerical simulation as a means to assess the preliminary design, the design scheme's aerodynamic characteristics and flow field structure were analysed and evaluated, and finally wind tunnel tests were conducted to verify the lift effect of the scheme. The result of the design scheme showed that in a wide range of blowing momentum coefficient, the maximum lift coefficient had varying degrees of growth; when the blowing momentum coefficient was 0.2, the incremental maximum lift coefficient was 1.0; according to the influence of the prototype slipstream projections, when the boundary layer control jet flap was employed, the take off and landing speed could drop about 30%, achieving the design target.

Key words: amphibian; high lift device; jet flap; wind tunnel test; the maximum lift coefficient; take off and landing speed

随着航空技术的高速发展,对军用飞机和民用飞机的各项性能指标提出了更高的要求,特别是追求良好的机动性、短距离起降能力和起降安全性,因而对影响它们的各种因素的研究也不断

深入^[1]. 飞机的起降性能是飞机设计必须考虑的关键指标,增升系统设计是影响起降性能的主要因素,它不仅决定着载荷的大小、操纵系统设计、飞机结构设计和飞机质量,而且直接影响增升系

收稿日期:2014-08-05

作者简介:孙卫平(1964—),男,湖北天门人,研究员,硕士,主要从事飞机总体设计及气动设计研究.

统的气动效率。

对于大型水陆两栖飞机而言,与陆基飞机相比,一项更特殊、更重要的技术指标就是抗浪性,抗浪性是军用水陆两栖飞机出勤率的重要保证。日本新明和公司研制的 US-1 及其改型 US-2 系列飞机抗浪性达到 3 m,这使得 US-1 及其改型 US-2 系列飞机出勤率达 95%,要达到 3 m 量级的抗浪水平,按照 US-1 飞机的起降速度(飞机离水速度为 96~126 km/h,着水速度为 98~124 km/h)水平^[2-3],推导出大型水陆两栖飞机要达到 3 m 的抗浪水平,若以起飞质量 4.4×10^4 kg 计算,需用升力系数至少要达到 5.9。根据对机械式增升装置目前技术状态和技术发展分析表明,极限最大升力系数为 3.8,使用升力系数小于最大升力系数,通过常规的增升装置难以达到该指标,同时这样还会付出结构复杂化、质量增加等一系列代价。为此,需要考虑结合附面层控制等手段来达到该项技术指标要求。经过前期的综合论证,某大型水陆两栖飞机增升装置拟采用吹气襟翼的主动附面层控制方案。

国外对机翼吹气增升装置的研究始于 20 世纪 50 年代^[4],其基本原理是从发动机导出高压气流,通过管道系统吹到襟翼的上表面,起到延缓气流分离,增加环量的作用,从而增加了机翼升力^[5]。该技术成功应用在了一些飞机型号上,比如日本的 US-1,US-2 等^[6]。国内的中国特种飞行器研究所在 20 世纪 70 年代前后展开了吹气襟翼的相关研究,研究较为全面,进行了大量的风洞试验,获得了较为系统的数据和结论,对后来的飞机设计工作者具有重要的参考价值^[7]。

本文在国内外已有的吹气襟翼研究基础上,以某大型水陆两栖飞机为原型,采用一体化设计的思想,以设计出高效、高工程实用性的方案作为设计目标,充分发挥 CFD(计算流体动力学)的优势,并结合风洞试验作为初步分析评估的手段。其中,CFD 评估侧重两方面:①设计方案作为增升装置的有效性;②吹气强弱对增升效果的影响。风洞试验主要对设计方案的增升效果进行最终的验证,并获得较为全面的气动特性数据。

1 吹气襟翼的初步设计

吹气襟翼的设计较为复杂,需要考虑的因素较多,通常首先应确定吹气形式,其次对襟翼偏角、喷缝等关键参数等进行的设计,最后形成完善的设计方案。

1.1 吹气形式的确定

吹气动量系数 C'_μ ^[8] 可以作为表征附面层控制特性的重要参数。 C'_μ 的定义如下:

$$C'_\mu = \frac{\dot{m}_j V_j}{q S'} \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_j$ 是射流质量流量, V_j 是射流速度, q 是来流动压, S' 是参考面积。

参考文献[8]指出,在大襟翼偏角下($\delta_j > 45^\circ$),襟翼面吹气比襟翼舱吹气能提供更大的升力系数。同时,襟翼面吹气的临界吹气动量系数 $C'_{\mu a}$ 比襟翼舱吹气的临界吹气动量系数小。在 $C'_\mu < C'_{\mu a}$ 的情况下,襟翼面吹气比襟翼舱吹气的升力系数大。对于存在滑流的情况,由于处于滑流区中的襟翼动压比未扰动的襟翼动压高,机翼实际的吹气动量系数就下降了,而襟翼面吹气在 C'_μ 较小情况下能给出较高的升力系数。可见不管有无滑流的条件下,采用襟翼面吹气均较为有利^[9]。综合分析,本文设计方案确定使用襟翼面吹气的方式。

1.2 吹气襟翼偏角

襟翼的偏角对最大升力系数的影响很大,US-1 飞机在设计时,内襟翼下偏 80° ,外襟翼下偏 60° 。经过试飞表明,这样虽然能提高升力系数,但带来了操纵上的困难和起飞阻力大等问题^[1],在实际使用中,襟翼最大偏角有所减小。本文设计方案充分借鉴 US 系列飞机的经验,初步将起飞和着水的内襟翼偏角定为 50° 和 60° ,外襟翼偏角为内襟翼偏角的 $3/4$ 。

1.3 喷缝高度

喷缝高度 W_t 对吹气襟翼的效率和增升效果均较为敏感,过小的喷缝高度还会给加工工艺带来很大困难^[10]。

按照等熵关系, C'_μ 可表示成压力比 p_d/p_a 和喷缝面积 A_t 的函数,推导中假定 V_j 是从导管中总压 p_d 等熵膨胀到自由流静压 p_a 的理论计算速度^[11]。根据式(1)可得

$$\text{当 } p_d/p_a \leq 1.893$$

$$C'_\mu = \frac{A_t}{q S'} \cdot \frac{2K}{K-1} \cdot p_a \left[\left(\frac{p_d}{p_a} \right)^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right] \quad (2)$$

$$\text{当 } p_d/p_a > 1.893$$

$$C'_\mu = \frac{A_t p_a K}{q S'} \left\{ \left(\frac{2}{K-1} \right) \left(\frac{2}{K+1} \right) \cdot \left[\left(\frac{p_d}{p_a} \right)^2 - \left(\frac{p_d}{p_a} \right)^{\frac{K+1}{K}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

喷缝面积 A_i 的经验公式可写成

$$A_i = 0.97 \times 0.85 L_i W_i \tag{4}$$

式中升阻比 $K=14$, L_i 为喷缝长度, W_i 为喷缝高度, 系数 0.97 为喷缝内附面层引起的堵塞修正量, 系数 0.85 为喷缝中隔片减少的有效喷缝面积的修正量. 喷缝长度 L_i 受限于襟翼尺寸而较容易确定, 故联解式(2)~式(4), 根据一定的吹气动量系数可初步得到 W_i 的范围.

1.4 喷缝的单位缝宽与隔片尺寸

喷缝单位缝宽的设计要确保在吹气内压的作用下, 襟翼翼面上壁板不出现明显的影响气流流动的变形, 因喷缝内压引起的上壁板高度增量通常应限制在 0.02 mm 以内.

喷缝隔片宽度的设计要保证喷缝出口处不出现分离气流. 当隔片宽度小于某一临界值时, 襟翼面的气流保持附着在襟翼面上, 当隔片宽度大于该临界值后, 在隔片后面将出现楔形分离区, 并且升力系数明显下降^[12]. 此外, 马蹄形隔片比圆柱形隔片在喷流的总压恢复方面比较有利.

1.5 喷缝在襟翼翼面上的位置

喷缝在襟翼翼面上的位置定义如下: 由转轴向弦线作垂线, 该线作为基准, 并以转轴为圆心所旋转的角度. 从理论上讲, 喷缝位于最大偏角时的最小压力点位置之前, 对附面层的控制最有效. 在初步设计中, 可将喷缝位置设计在襟翼最大偏角的 1/2 方位上^[13], 后续可依据可视化的 CFD 流场模拟结果进行精细调整.

由于存在柯恩达效应, 在射流与襟翼翼面切线之间的夹角小于 30° 时都可以附壁, 夹角越小, 其射流的能量损失越少, 对附面层的控制越有效. 为保证吹出气流的方向性, 喷缝出口处需要一段平行段, 一般取为 5~10 倍的喷缝高度^[14].

基于 1.1~1.5 小节中对吹气襟翼参数的分解研究, 结合某大型水陆两栖飞机原型机翼的几何外形和设计特点, 最终确定了吹气襟翼的初步设计参数. 原型机翼(无襟翼)和采用吹气襟翼的机翼模型如图 1 所示.

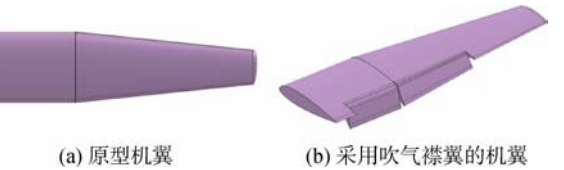


图 1 某水陆两栖飞机的吹气襟翼方案

Fig. 1 Jet flap configuration of a large amphibian

2 数值计算结果与分析

2.1 数值计算方法与吹气襟翼有效性验证

为了初步验证 CFD 模拟吹气襟翼流场的算法, 同时初步考察不同吹气动量系数对增升效果的影响, 本节进行了等直段(无限展长)吹气襟翼的数值计算. 机翼的翼型为 NASA-LANGLEY LS(1)-0417MOD, 襟翼下偏 45°, 模型如图 2 所示.

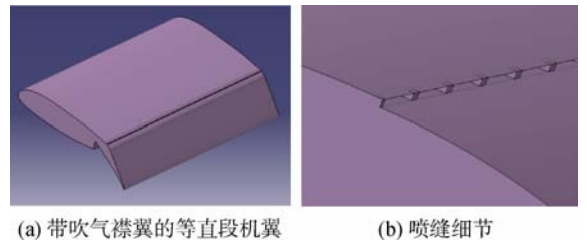


图 2 等直段吹气襟翼模型

Fig. 2 Straight jet flap model

流场求解的控制方程为雷诺平均 N-S(Navier-Stokes) 方程. 机翼两端的远场边界设定为对称面以模拟无限展长机翼^[15]. 对于未吹气的模型, 采用 SIMPLEC(semi-implicit method for pressure linked equations), 流体介质为不可压气体, 湍流模型采用 transition SST(shear stress transport) 模型. 对于吹气模型, 则选用耦合算法, 流体介质选为完全气体; 喷缝出口设为压力进口边界条件, 给定出口的总压来模拟射流作用; 控制方程各项的离散精度与未吹气时保持一致^[15]. 所有工况均采用非定常方法计算.

各验证工况统一为来流速度为 144 km/h, 迎角 $\alpha=10^\circ$, 计算了 $C'_\mu=0.060, 0.073, 0.086$ (相应的喷缝总压分别是 141.86, 151.99, 162.12 kPa) 和不吹气 4 个状态. 计算结果见表 1, 结果显示: 吹气后机翼的升力系数 C_l 大幅提高, 阻力系数 C_d 下降, 升阻比 K 增大, 同时压心后移使俯仰力矩系数 C_m 减小(定义低头力矩为负).

表 1 等直段吹气襟翼计算结果				
Table 1 Calculated results for straight jet flap				
C'_μ	C_l	C_d	C_m	K
	2.735	0.1858	-0.302	14.72
0.060	3.825	0.1198	-0.474	31.92
0.073	4.807	0.0832	-0.651	57.79
0.086	5.076	0.0859	-0.707	59.07

结合空间流态可知:襟翼不吹气时,襟翼处存在较强的气流分离,在尾迹区中以脱体涡形式向下游流动;当 C'_μ 为 0.060 时, C_l 得到大幅提升,主要得益于近壁面处分离气流的消除,但在离襟翼上表面一定距离的区域仍存在局部分离;当 C'_μ 提高到 0.073 左右时,分离才彻底消除,故 C_d 继续下降, C_l 和 K 上升; C'_μ 达到 0.086 的流态与 0.073 时相似,虽然吹气的能量进一步增加,但升力提高效果较为有限。

通过对准三维吹气襟翼的数值计算,证明合适的吹气动量系数能很大程度地提高升力,降低压差阻力,有效抑制或消除局部分离流动。

2.2 纵向气动力计算结果分析

某大型水陆两栖飞机吹气襟翼的计算评估拟采用经过 2.1 节验证的算法。网格采用 HEX-PRESS 软件划分,类型为笛卡儿网格。网格划分利用分区策略,以提高网格的生成质量和效率,共分为基本机翼区域和襟翼区域两个块,对于不同的起飞构型和降落构型,只需要替换襟翼区域的网格块即可。物面附近加入附面层网格,壁面首层网格 y^+ 约为 1,增长率为 1.2,生长 35 层以上。附面层网格和外层网格之间实现平滑过渡,具有较高的网格质量。为更好地捕捉空间流场结构,对喷缝出口、襟翼上翼面和尾迹等区域的网格进行空间加密。网格总量约为 2000 万个单元。网格示意图见图 3。

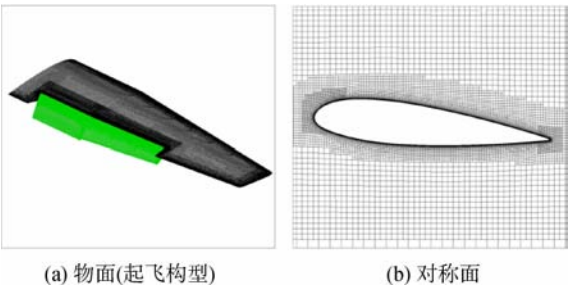


图 3 网格示意图
Fig. 3 Sketch map of grid

来流速度设定为典型值 120 km/h,分别计算了不吹气、 $C'_\mu=0.0515, 0.098$ 等情形(相应出口总压分别为 141.86 kPa 和 187.45 kPa,且内外襟翼的 C'_μ 近似相等)。

CFD 计算得到的升力系数曲线如图 4 所示。由图可知,吹气后的最大升力系数 $C_{l,max}$ 有较大提高。对于起飞构型,低 C'_μ 至高 C'_μ 时 $C_{l,max}$ 增量约为 0.91~1.10;失速迎角基本保持不变。对于降落构

型,低 C'_μ 至高 C'_μ 时 $C_{l,max}$ 增量约为 1.04~1.21;低 C'_μ 时失速迎角与不吹气基本保持不变,提高 C'_μ 后失速迎角略有增大。此外,随着 C'_μ 增加,阻力系数和低头力矩系数均增大;在相同 C'_μ 时,降落构型的阻力系数和低头力矩系数大于起飞构型,均符合一般性规律。

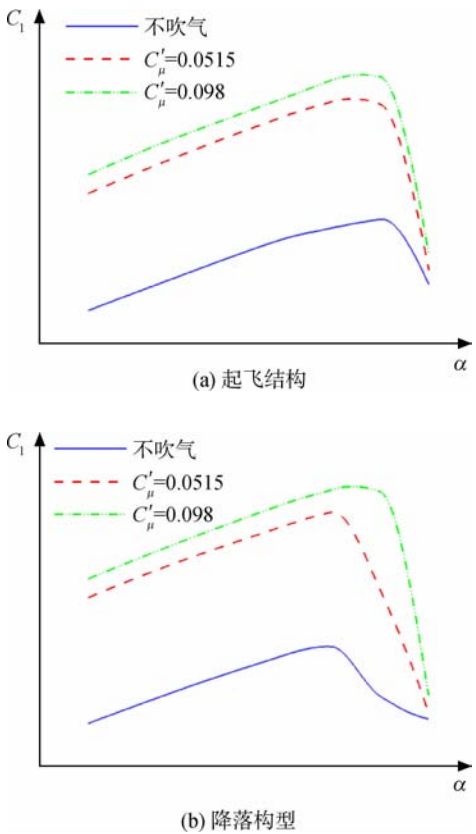


图 4 CFD 计算升力系数曲线
Fig. 4 Lift coefficient curves by CFD calculations

2.3 流场结构分析

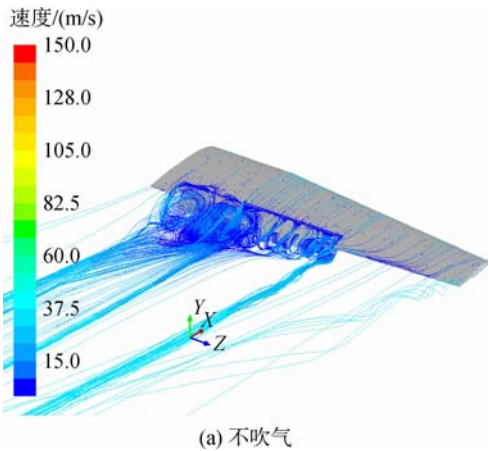
由于起飞和降落两种构型的流场结构较为相似,故以下仅分析降落构型,并且侧重于大迎角的情况。

迎角为 10° 从机翼物面释放流线如图 5 所示。由图可知,对于不吹气情形,由于襟翼偏角较大,且不存在有效的缝道流动,使得襟翼上翼面大部分区域都是强分离区;吹气后,为附面层注入了一定的能量,有效延缓了附面层内的气流分离,流动状况大为好转,原先的分离流基本都转为附着流动。在内外襟翼的相接处,由于存在间隙,且两者的偏角不同,产生了一个局部分离区,对机翼的升力有一定的影响。此外,吹气加剧了襟翼上下翼面的压力差,使得气流在端面处上翻显著,故在内襟内侧和外襟外侧形成了两个强度较高的旋涡。当

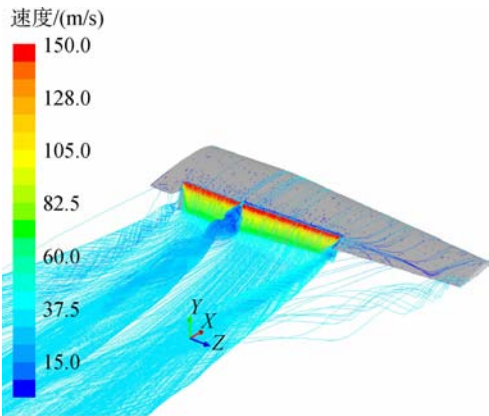
机翼大面积失速后,两个强旋涡无法继续维持,从失速后阻力反而有所减小可知,这两个襟翼旋涡产生的诱导阻力占据了机翼阻力较大的一部分.

迎角 α 为 12° 和 14° 的空间剖面流线如图 6 所示. 图中选取了 3 个空间剖面,分别与内襟翼、外襟翼和机翼外段相交. 迎角为 12° 时,低 C'_μ 和高

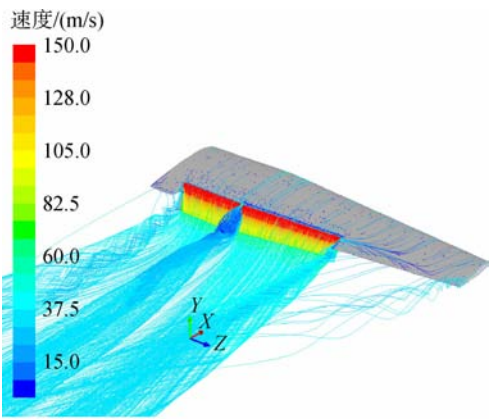
C'_μ 差别较大,原因是前者的吹气量已不能有效抑制内襟翼的气流分离,而后者仍保持较好的流动状况. 不管有无吹气,机翼外段均没有分离,副翼仍能保持较好的操作效率. 迎角为 14° 时,机翼大面积失速,流场形态和失速前差异明显.



(a) 不吹气



(b) $C'_\mu=0.0515$



(c) $C'_\mu=0.098$

图 5 机翼物面释放的流线(迎角为 10°)
Fig. 5 Streamline released from wing surface
(angle of attack is 10°)

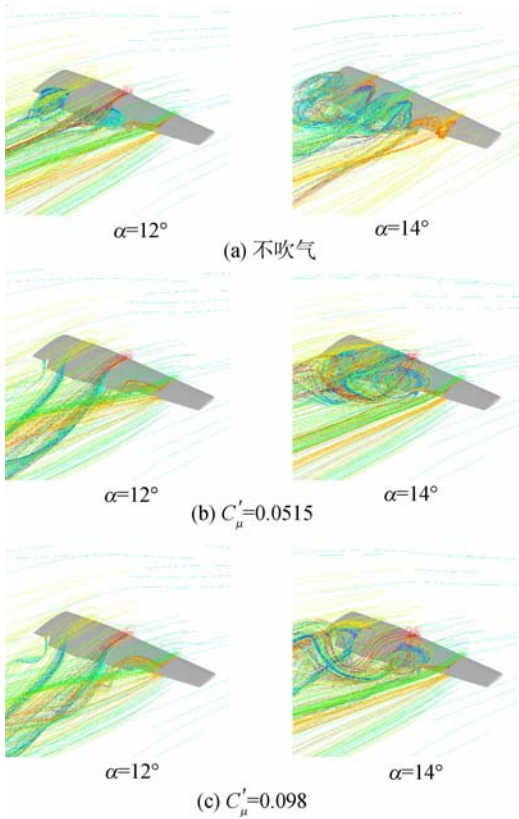


图 6 机翼空间剖面流线

Fig. 6 Streamline on section of wing space

3 风洞试验

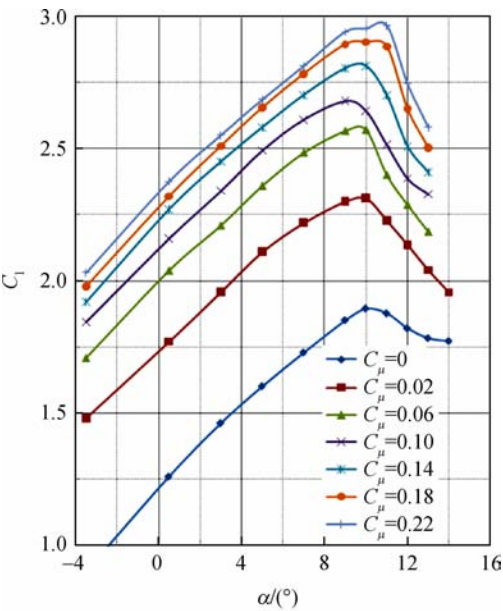
风洞试验在中航工业空气动力研究院 FL-8 风洞进行,试验模型为 1/11 的全金属半模,如图 7 所示. 试验方法与半模测力试验方法相同,模型内、外襟翼可吹气. 试验时通过调节供气压力进行吹气动量系数控制,模型内部配有相应的吹气控制及测量设备,实测相应的参数以求解吹气动量系数^[16-17].

升力系数试验曲线如图 8 所示. 试验结果表明:该方案无动力时的临界吹气动量系数超过 0.02 时随着吹气动量系数增加,升力曲线向上平移,升力系数增量约达到 1.0. 这是因为襟翼吹气克服了上表面的气流分离使襟翼效能得到恢复,同时由于大襟翼偏角时,机翼的有效迎角和弯度较大,上表面的气流分离也更加严重,因此襟翼吹

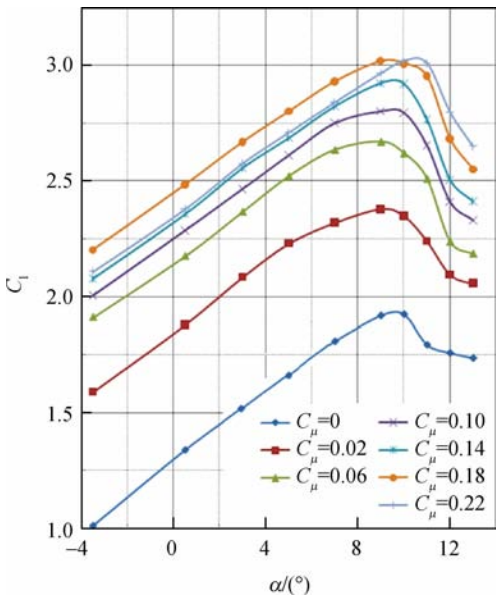


图 7 试验模型在风洞中的安装方式

Fig. 7 Installation of the test model in wind tunnel



(a) 起飞构型, 襟翼偏角为37.5°~50°



(b) 降落构型, 襟翼偏角为45°~60°

图 8 升力系数试验曲线

Fig. 8 Lift coefficient curves of test

气后获得的这部分升力也相对较大. 但是达到“超环量”状态以后, 继续提高吹气动量系数获得的增升效率下降. 同时, 襟翼吹气后, 由于压力中心后移, 产生了较大的低头力矩. 对比图 4 中的 CFD 计算结果和图 8 风洞试验结果来看, 试验获得的升力系数增量与 CFD 计算结果较为接近, 两者的可信度在一定程度上得到相互验证.

4 结 论

本文以提高飞机的升力系数作为设计目标, 设计了实用性较强、性能较优的主动附面层控制吹气襟翼方案, 应用 CFD 和风洞试验等手段对其进行全面的分析评估, 获得了不同吹气动量系数时气动力特性的变化规律和流场结构特点. 结果表明:

1) 采用的吹气襟翼方式以及喷缝位置、高度、面积等参数设计较为成功, 以较小的吹气动量系数获得了较大的升力系数增量, 实现了方案设计目标.

2) 从风洞试验结果来看, 该设计方案在较宽的 C'_μ 范围内, 最大升力系数均有不同程度的增幅, 在 C'_μ 约为 0.2 左右时, 获得最大的升力系数增量约为 1.0; 按照原型机的滑流影响规律推算, 采用吹气襟翼的主动附面层控制方案后, 起降速度将下降约 30%, 达到了设计指标, 具备较强的工程实用性.

3) 根据 CFD 计算结果和风洞丝线流谱观测, 相同吹气动量系数下, 内襟翼对应的机翼前缘分离流动控制较好, 分离晚于外襟翼. 因此, 如果有更高要求, 进一步设计时可考虑在外襟翼段增加前缘缝翼(或内、外襟翼采用不同的吹气动量系数)来抑制外襟翼段机翼的气流分离, 实现最佳的吹气增升效果, 从而进一步提高飞机的升力系数.

参考文献:

[1] Holzhauser C A, Innis R C, Vomaske R F. A flight and simulator study of the handling qualities of a deflected slipstream STOL seaplane having four propellers and boundary-layer control[R]. NASA TN D-2966, 1965.

[2] Baysal O. Aerodynamic shape optimization: methods and applications[R]. San Francisco: World Aviation Congress and Exposition, 1999.

[3] Sobieczky H. Parametric airfoils and wings[J]. Note on Numerical Fluid Mechanics, 1998, 68(1): 71-88.

[4] Anderson S B. An examination of handling qualities criteria for V/STOL aircraft[R]. NASA TN D-331, 1960.

[5] Kuhn R E. Semi-empirical procedure for estimating lift and

drag characteristics of propeller-wing-flap configurations for vertical-and-short-take-off-and landing airplanes[R]. NASA Memo 1-16-59L,1959.

[6] 航空工业部 605 所. 日本短距起落水上飞机吹气附面层控制系统的设计[J]. 水上飞机设计研究,1975,8(2):12-16.

[7] Petrov A V. Aerodynamics of aircraft with wing-powered lift systems[R]. AIAA 93-4836,1993.

[8] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 第 6 册 气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.

[9] Watson E C,Dods J B. The effects of blowing over various trailing-edge flaps on an NACA 0006 airfoil cestion,comparisons with various types of flaps on other airfoil sections,and an analysis of flow and power relationships for blowing systems[R]. NASA TN D-8293,1976.

[10] Lawford J A. Low-speed wind-tunnel tests on an unswept wing-fuselage model of aspect ratio 9.8, with tangential blowing over trailing-edge flaps and ailerons,including the effect of slipstream[R]. NASA TN D-1108,1970.

[11] Rolls L S,Innis R C. A flight evaluation of a wingshroud-blowing boundary layer control system applied to the flaps of an F9F-4 airplane[R]. NACA RMA 55K01,1956.

[12] Falarski M D,Koenig D G. Aerodynamic characteristics of a large-scale model with a sweep wing and augmented jet flap[R]. NASA TM X-62029,1971.

[13] Jones G S,Viken S A. An active flow circulation controlled flap concept for general aviation aircraft applications[R]. AIAA-2003-3157,2003.

[14] 马海,戚姝妮. 二维吹气襟翼控制的数值模拟[J]. 气动研究与实验,2010,28(2):13-16.

[15] 佟增军,刘沛青,段会申. 襟翼吹吸气控制技术在二维多段翼型中应用的数值模拟[J]. 飞机设计,2010,30(4):10-15.

TONG Zengjun,LIU Peiqing,DUAN Huishen. Numerical simulation of the flap blowing and suction control for two dimension multi-element airfoil[J]. Aircraft Design,2010,30(4):10-15. (in Chinese)

[16] Gentry G L, Jr, Takalla M A, Applin Z T. Aerodynamic characteristics of a propeller-powered high-lift semispan wing[R]. NASA TM 4541,1994.

[17] Koenig P G,Aoyogi K. Large scale wind tunnel tests of an airplane model with a 45° swept-back wing of aspect ratio 2.8 with area suction applied to trailing edge flaps and with several wing leading edge modifications[R]. NACA RM A56H08,1956.

(编辑:陈 越)