

民用飞机增升装置中的流动控制技术

Flow Control on High-Lift Devices of Civil Aircraft

周涛 李亚林 党铁红 / Zhou Tao Li Yalin Dang Tiehong

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

传统的增升装置设计受到各种约束条件的限制,难以充分发挥增升效果,甚至无法达到飞机对增升效果的需求,而流动控制技术可以弥补这些缺陷。通过搜集大量文献,阐述了襟翼涡流发生器、主翼后缘偏折技术、ZHU's 襟翼、自激励运动襟翼、零质量射流、等离子体技术、MEMS 技术以及动力增升等各类主动控制技术的工作原理,增升效果分析以及具体应用情况等。结果表明,这些流动控制新技术对于进一步提高民用飞机的增升效果具有巨大的潜力。

关键词:民用飞机;增升装置;流动控制;涡流发生器

[Abstract] Conventional high-lift devices design is limited by many factors, so lift enhancing can not be obtained sufficiently, and then, it can not meet request on lift enhancing of aircraft. However, flow control can make up the shortage. In this paper, many kind of flow control is introduced from work principle, lift enhancing efficiency and the application by consulting much information. The flow control includes vortex generators on flap, spoiler deflected, ZHU's flap, self-activated movable flap, zero mass actuation, plasma actuators, MEMS technique, dynamical lift enhancing, and so on. The analysis results indicate that these flow control technique has great potential for improving lift enhancing efficiency of civil aircraft.

[Key words] Civil Aircraft; High Lift Device; Flow Control; Vortex Generator

0 引言

现代民用航空市场竞争日益激烈,安全性、经济性、舒适性以及环保性的四性指标对民机制造商提出了更高的要求。然而,安全性指标是决定民机研制成败的首要因素。在飞机设计过程中如何满足安全性要求需要考虑方方面面的影响,其中飞机低速起降气动特性是最为关键的影响因素之一。因此,增升装置设计成为民机研制中至关重要的一项艰巨任务^[1]。

对于现代民用飞机,传统的增升装置大多采用前缘缝翼+后缘襟翼的形式。前缘缝翼主要功能是延迟流动分离,增大失速攻角,使升力曲线线性段延伸;后缘襟翼的功能是提高线性段升力,使升力曲线向上平移。然而,传统的增升装置会受到种种约束条件的限制。比如,结构上需要考虑前后梁位置,襟缝翼弦长不能过大,以致干涉主翼盒段;气动上,襟缝翼收起位置不能影响飞机巡航时的高速巡

航效率;系统上,要兼顾考虑作动系统的可实现性,否则不能实现气动设计的任意偏度。

为了尽量避免这些约束条件的限制,目前国际上正在开展一些更加先进的增升装置形式。其中,主动流动控制技术是最近研究比较热的一类技术。所涉及到的主动控制技术有些还处于概念研究阶段,有些比较成熟,甚至进行过飞行验证,或已应用于真实飞机型号中。这些新技术主要包括襟翼涡流发生器、主翼后缘偏折技术、ZHU's 襟翼、自激励运动襟翼、零质量射流、等离子体技术、MEMS 技术以及动力增升等等。

1 涡流发生器

涡流发生器(VG)是一种简单、传统的用于边界层分离控制的装置。通常,涡流发生器成组配置,一般由小尺度的简单平板以一定的横向偏角布置在边界层内。涡流发生器的工作原理是产生漩涡,在分离区的上游通过涡将能量输送进边界层,

从而增强边界层抗逆压梯度的能力,达到推迟分离的目的。

现代跨音速民用飞机大多采用超临界机翼,涡流发生器有两个可应用的方向:一是在激波位置后抑制激波边界层干扰诱导的分离,从而提高抖振边界;二是布置在后缘襟翼上控制流动分离,起到增升的作用。

在增升装置上的应用中,由于后缘襟翼最易处于分离临界状态,涡流发生器一般布置在后缘襟翼上。欧洲的 AWIATOR 计划针对 AIRBUS 系列的飞机研究了涡流发生器的应用^[2]。在他们的实验中,涡流发生器平面形状为三角形,布置在后缘襟翼的 1/4 弦长处。参加该计划的法国宇航研究室 (ONERA) 在 F1 风洞中进行了试验验证,模型比例为 1/14。另外,他们还辅助以 CFD 进行了计算分析。ONERA 的研究模型如图 1 和图 2 所示。

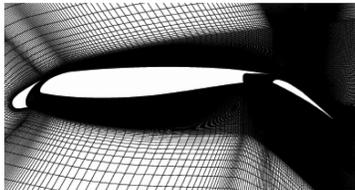


图 1 三段翼网格

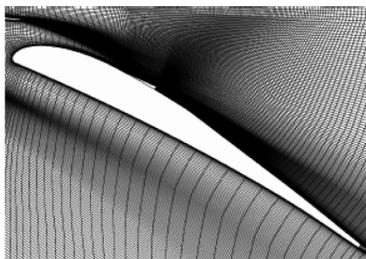


图 2 襟翼上的涡流发生器

由于在后缘襟翼上布置了涡流发生器,襟翼上压力分布得到了显著的改变。在 10° 攻角时,原先明显的分离得到了完全抑制,如图 3 和图 4 所示。

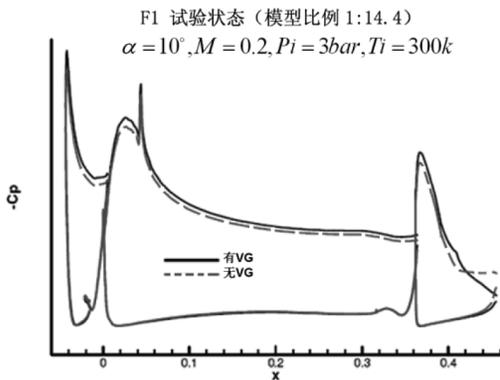


图 3 压力分布 ($\alpha = 10^\circ$)

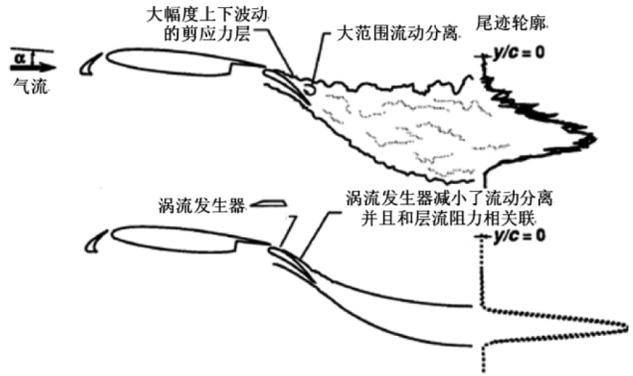


图 4 尾迹的变化

另外,通过 CFD 计算也同样对比了襟翼上有无涡流发生器时的流动显示,如图 5 所示。

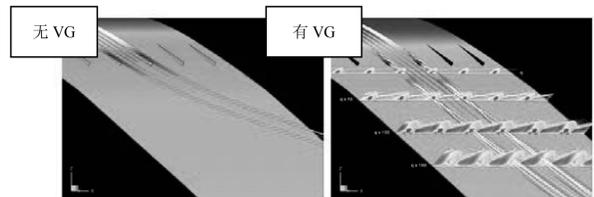


图 5 加装涡流发生器后流动显示对比

试验和 CFD 计算的一致性很高。图 6 是试验的油流图与计算的比较。

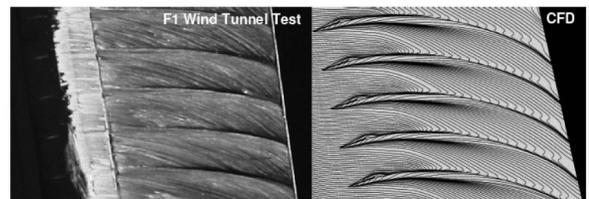


图 6 有涡流发生器时的油流与 CFD 对比

最后,ONERA 的试验还研究了雷诺数对涡流发生器作用的影响,并计划下一步进行飞行试验验证。如图 7 所示。

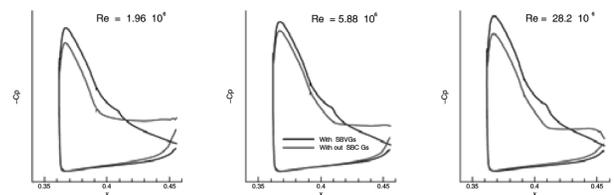


图 7 雷诺数对涡流发生器作用的影响

NASA 在 Langley 低湍流度增压风洞 (LTPT) 中进行的关于涡流发生器对增升装置的影响试验研究也给出了类似的结果^[3]。试验模型是麦道公司的单缝后缘襟翼的三段翼型,基准翼型的厚度为 11.55%,前缘缝翼弦长为 14.48% C,后缘襟翼的弦长为 30% C。着陆构型时,前缘缝翼偏角 -30° , Gap

和 Overlap 分别为 2.95% 和 -2.5%, 后缘襟翼偏角为 35°, Gap 和 Overlap 分别为 1.77% 和 0%。

试验使用的涡流发生器有三角形和四边形两种, 尺寸大小有多种。涡流发生器的布置也分为两种, 分别是同向偏转 (Co-rotating) 和成对反向偏转 (Counter-rotating)。如图 8 所示。

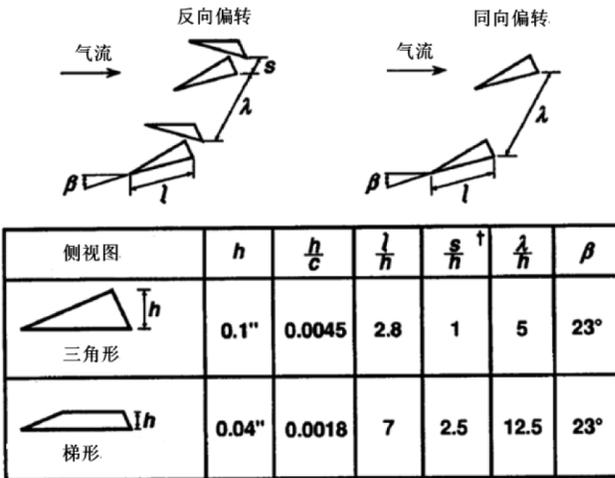


图 8 涡流发生器几何尺寸

NASA 的研究非常系统, 除了以上涡流发生器不同形状、尺寸、配置方式外, NASA 还对涡流发生器在多段翼型上不同的安装位置的效果进行了研究。图 9 对各种情况下涡流发生器效率进行了统计评估。

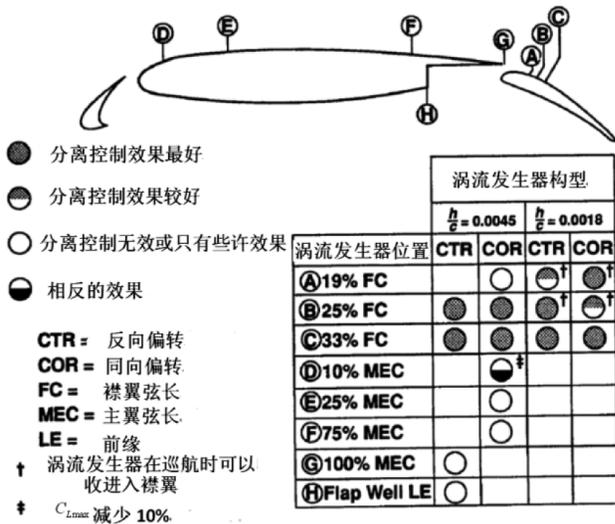


图 9 涡流发生器安装方式效果影响

在国内, 西北工业大学翼型中心在 NF-3 风洞中针对某 SCCH 模型, 进行了涡流发生器增升效果的研究。图 10 是安装在 NF-3 风洞中的带涡流发生器的 SCCH 模型。研究表明, 适宜的涡流发生器在增升和减阻方面均具有一定的效果。

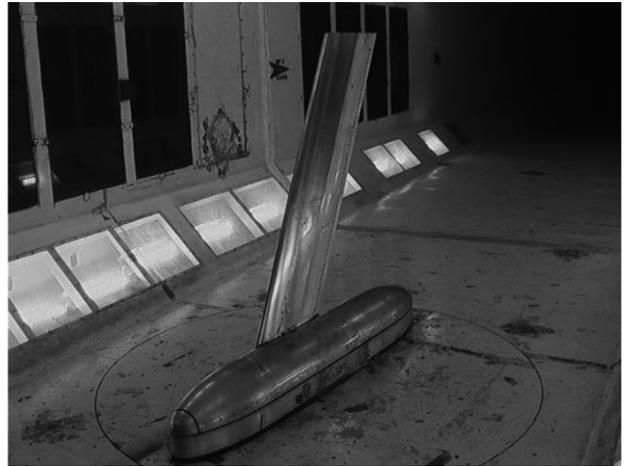


图 10 NF-3 风洞中 SCCH 实验 (布置涡流发生器)

2 扰流板下偏

后缘襟翼后退并偏转后, 为了进一步提高增升效率, 可考虑对主翼后缘局部进行向下偏折, 也就是扰流板下偏技术, 从而影响缝道流动以及襟翼的气动特性, 达到增升的目的。实施原理如图 11 所示。

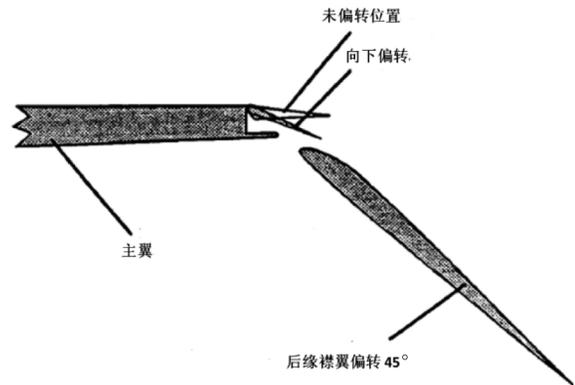


图 11 扰流板下偏原理

扰流板下偏技术发展比较成熟, 美国早在 F-18 飞机的增升装置上已经得到了应用。但是后续的研究发现, 对于大展弦比超临界机翼的飞机, 主翼后缘的局部偏折增升效果并不理想。研究发现, 在某些攻角下不但未增加升力, 反而导致升力损失。

NASA 在上世纪 90 年代对另外一种主翼后缘增升措施进行了研究, 这种措施是在主翼后缘的下表面安装一个垂直流向的薄片, 在襟翼收起状态该装置也收起, 襟翼打开后该装置随之打开。薄片的高度大约为主翼弦长的 1% 左右。由于没有安装在主翼的后缘点上, 而是略为靠前的位置, 该装置的结构实现难度不大。图 12 为该装置的示意^[4]。

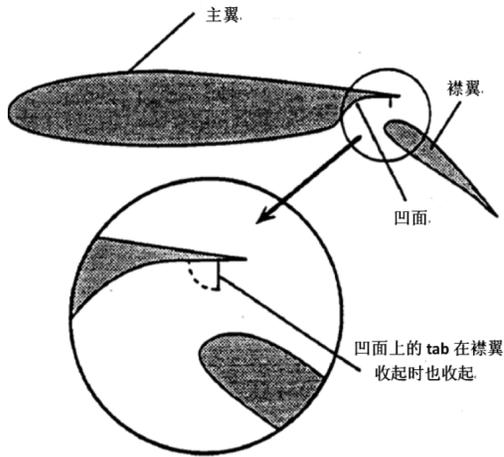


图 12 主翼后缘凹面上的 tab

Tab 的高度、安装位置和后缘襟翼的缝道宽度、襟翼主翼的重叠量、襟翼偏角等参数应当耦合设计才能发挥有效的增升作用。NASA 在 $7 \times 10 \text{ft}$ 低速风洞中,以 NACA632-215 翼型为基础翼型的两段翼型(30% 弦长的后缘襟翼)进行了试验研究,参数的定义如图 13 所示。

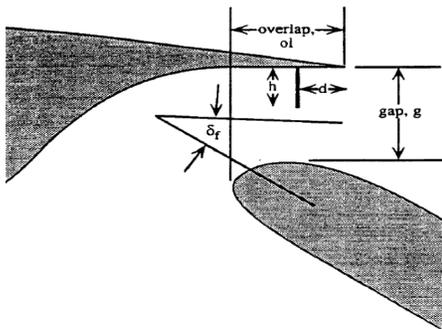


图 13 影响 tab 增升效率的几个关键参数

图 14 是某种参数配置下 tab 对气动特性的影响对比分析。

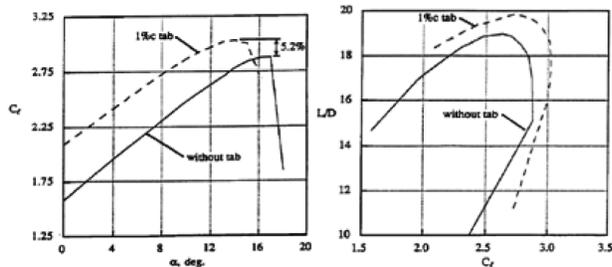


图 14 主翼后缘 tab 对气动特性的影响

Tab 的存在不仅影响了缝道流动,关键是改变了后缘襟翼上的流动,图 15 对比了有无 tab 时缝道及襟翼附近流场。在布置了 tab 后,虽然主翼后缘以及下游空间出现分离尾迹,但是襟翼上表面流动基本变成了附着流动,起到了增升的效果。

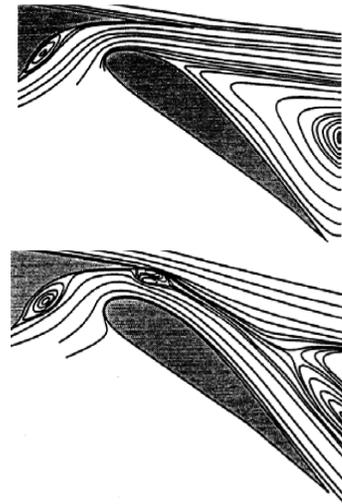
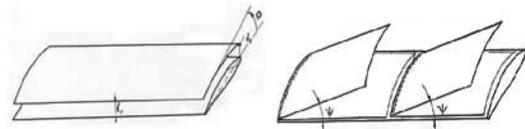


图 15 主翼后缘 tab 对流场的影响

3 ZHU's 襟翼

ZHU's 襟翼是由加拿大 Gold Giant Eagle Aerospace 公司的首席专家 Sean S. Zhu 提出的一种非常规形式的增升装置^[5],主要有平行式(PZF)和斜式(SZF)两种类型,如图 16 所示。



平行式(PZF)

斜式(PZF)

图 16 ZHU's 襟翼

这两种增升装置都进行了系统的风洞试验和数值模拟分析,图 17 是风洞试验时的模型安装图。



平行式(PZF)

斜式(PZF)

图 17 风洞中的 ZHU's 襟翼

平行式襟翼打开前后的气动力对比如图 18 所示。

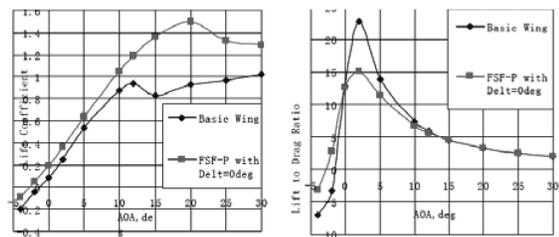


图 18 平行式襟翼对气动力的影响

斜式襟翼在打开前后的气动力对比如图 19 所示。

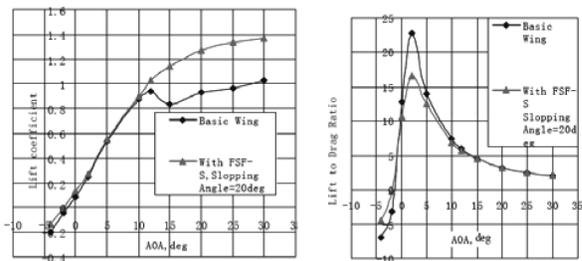


图 19 斜式襟翼对气动力的影响

试验结果证明,这种增升装置的效率还是比较高的。不仅如此,Sean S. Zhu 对这两种增升装置还进行了飞行试验验证,图 20 是验证机的照片。

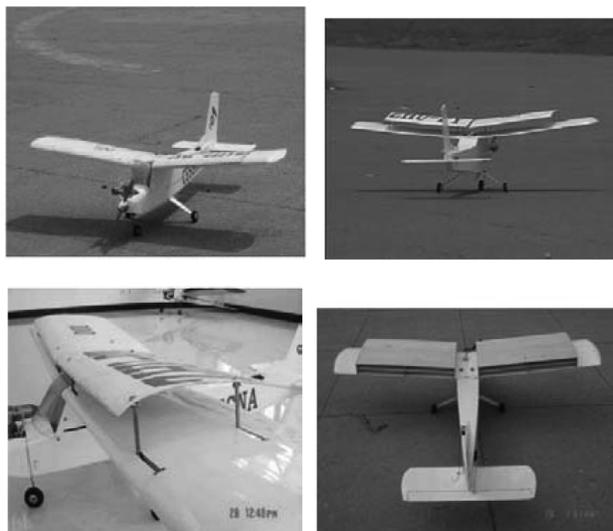


图 20 ZHU's 襟翼的飞行试验

飞行试验的部分结果如表 1 所示。

表 1 ZHU's 襟翼飞行试验结果

	基本	单个 PZF	两个 PZF
离地速度 (km/h)	49	34	/
失速速度 (km/h)	37	26	21
着陆速度 (km/h)	57	45	/

4 自激励运动襟翼

自激励襟翼是一种仿生学襟翼,它是模仿鸟类在飞行时,翅膀局部出现分离流动时做自适应运动这个现象所设计出来的一种襟翼。图 21 是鸟在飞行时局部羽毛受分离流动的影响而被动运动的示意图。

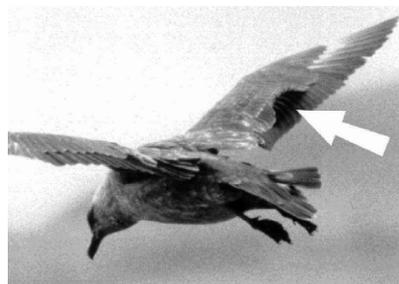


图 21 鸟类翼在飞行中的自适应变化

仿照鸟类的飞行原理而设计的这类襟翼,在无分离流动时襟翼自然贴于基准翼表面,而当流动发生分离时,襟翼受分离流的诱导自行运动,反过来影响了流动分离状态,从而起到增升的作用。因此这类襟翼的优点是巡航时几乎不影响气动外形,高升力状态时无须驱动力输入也能起到较大的增升作用。这类襟翼装置可以作为部件布置在传统的后缘襟翼上,起到附加的增升效果。图 22 是自激励运动襟翼在不同飞行状态的工作原理示意图,左为附着流时贴于物面状态,右为分离流时运动状态。

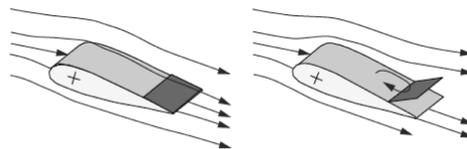


图 22 自适应运动的襟翼原理

德国的柏林工业大学对这种襟翼的增升原理进行了系统研究^[6],并在飞机上进行验证试验,试验结果表明,这种简单的装置可以在大攻角时产生 10% 左右的增升效果。图 23 是飞行试验中的照片,左图是附着流时的照片,自激励运动襟翼紧贴在机翼表面,右图中机翼表面的丝线显示流动已发生分离,此时自激励运动襟翼自动打开并作周期运动。

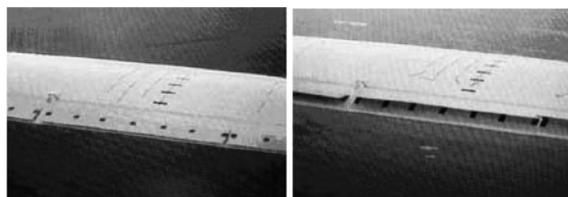


图 23 自激励运动襟翼的飞行试验

5 合成射流

合成射流其本质上是一种零质量射流,合成射流激励器是一种小型或微型流体控制器件,作为产生合成射流的作动部件,是合成射流技术发展的一个核心问题。合成射流激励器的结构主要由两部

分组成:开孔(或缝)的激励器腔体和振动部件。振动部件是激励器的核心部件,它将输入的电能转化为振动部件的动能,并通过激励器腔体转化为合成射流动能。

NASA Langley 实验室针对超临界翼型,采用零质量通量射流进行主动流动控制^[7]。实验模型如图 24 所示。

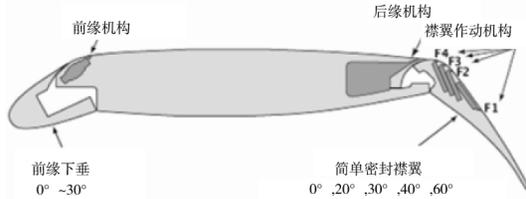


图 24 合成射流装置的布置示意图

实验证明,零质量射流对分离流动可以起到一定的控制作用。NASA 的实验重点研究了零质量射流的分布位置、作动频率、射流的动量系数等对增升的影响。实验结果概述如下。

主翼后缘处的 AFC 作动器在前缘襟翼偏角 -25° 、后缘襟翼偏角 30° 时,对应不同的射流频率、射流动量系数,对升力系数有不同的影响规律。合成射流的动量系数与升力系数的增量有近似线性的比例关系,增加合成射流的动量系数是提高控制效果的一个关键,如图 25 所示。从升力曲线来看,合成射流频率对失速攻角的影响不明显,但是可以产生升力曲线向上平移的效果,如图 26 所示。

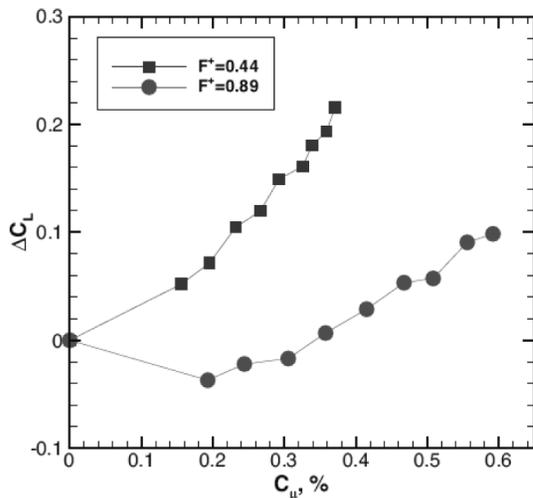


图 25 合成射流动量系数对升力系数的影响

同样的前后缘襟翼偏角下,分布在后缘襟翼头部附近的作动器与主翼后缘处有类似的效果,这可能主要是由于三段翼型被简化后没有缝道流动引起的。在综合前后缘作动器和不同的频率与动量

系数后,实验给出以下的对比结论,如图 27 所示。

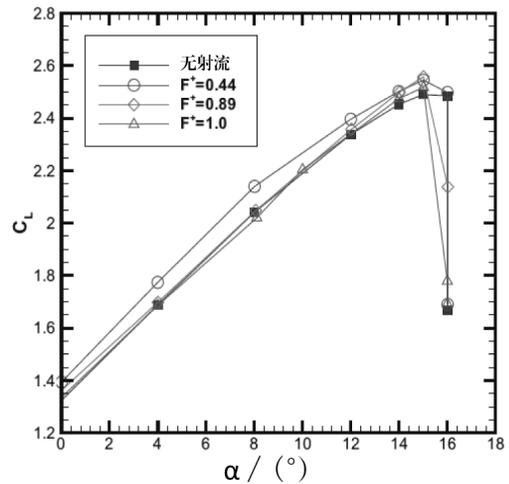


图 26 合成射流频率对升力曲线的影响

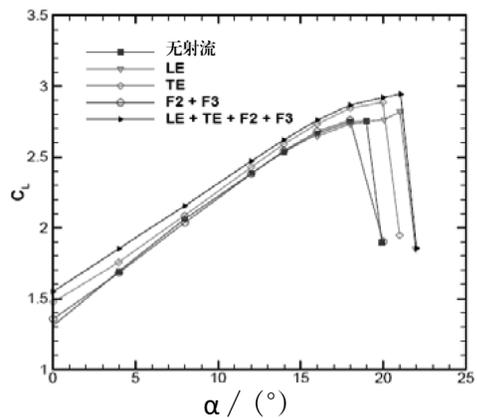


图 27 合成射流位置对升力曲线的影响

从图 27 可以得到结论,适当的合成射流布局与射流参数配置,可以起到增升并延迟失速的效果

6 等离子体技术

对于增升装置,等离子体技术目前的一个应用研究方向是通过等离子体产生切向物面的附加速度,从而改变边界层流动,利用等离子体的激励达到等同于前缘缝翼和后缘襟翼的效果。这种技术称之为等离子体缝翼和等离子体襟翼。这项技术克服了传统机械式增升装置的作动机构和附加重量问题、以及由于缝道流动带来的噪声问题。

根据美国克利夫兰圣母大学的研究,等离子体技术在增升方面的应用还可以进一步发展,他们利用压力传感器感受分离流场的信息,并反馈给等离子体发生器的控制系统,使等离子体控制与流动的变化相耦合形成闭环系统,从而更好地发挥流动控制作用。实验在圣母大学 Hessert 实验室的 $0.421 \text{ m} \times 0.421 \text{ m} \times 1.8 \text{ m}$ 亚音速风洞中进行^[8],实验雷诺

数 $Re(\text{chord}) = 0.18 \times 10^6$ (21 m/s)。实验对象是 NACA0015 翼型,在前缘附近布置了等离子体发生器以及压力传感器。实验模型如图 28 所示。

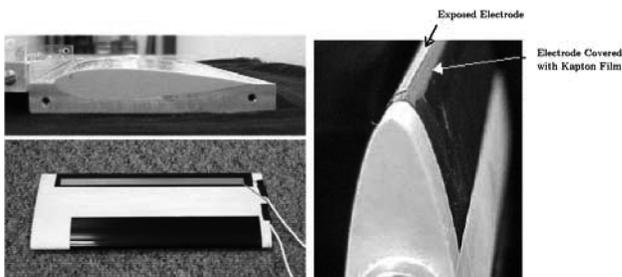


图 28 等离子体在翼型模型上的布置

在等离子体的作用下,大攻角时流动的分离情况发生了显著变化,如图 29 所示。

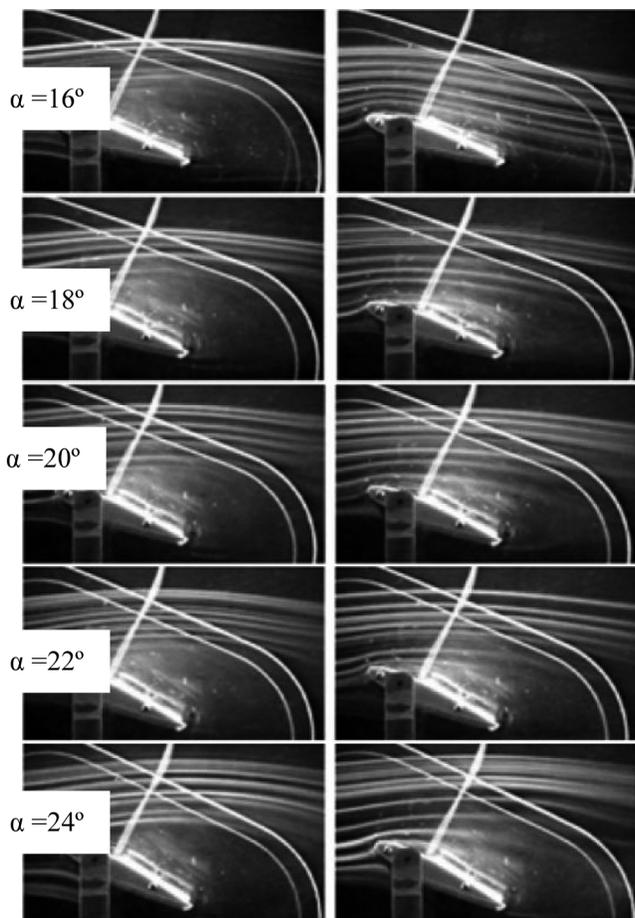


图 29 等离子体对翼型大攻角流动的影响

在模型的上表面前段引入压力传感器,并与等离子体发生器的控制系统形成闭环系统,压力传感器的布置如图 30 所示。

在控制系统的指挥下,等离子体间歇作用,对流动产生非正常的影响,翼型气动特性发生了很大的变化,失速攻角延迟、最大升力提高,起到了相当于前缘缝翼的作用,升力曲线的变化如图 31 所示。

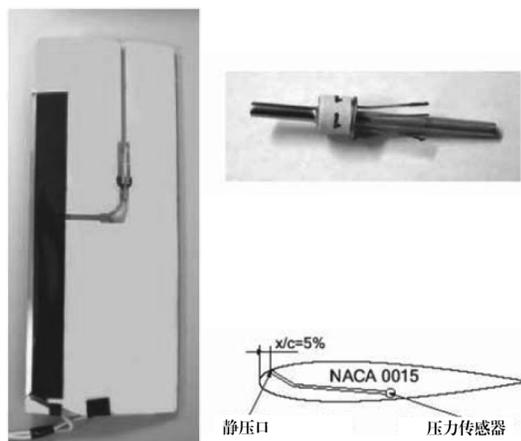


图 30 压力传感器

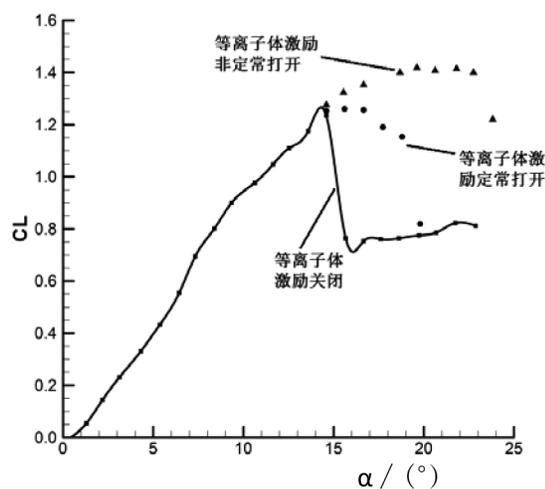


图 31 等离子体控制对升力曲线的影响

7 MEMS 技术的应用

基于微机电系统(MEMS)的主动流动控制在飞行器的减阻、增升、改善气动性、提高机动能力、降低噪声等方面都具有重要应用潜力。西北工业大学陕西省微/纳米系统重点实验室在国内率先研究开发了基于 MEMS 的气泡型微致动器阵列技术,柔性的致动器膜片由硅胶薄膜和铜衬底组成,并采用了光刻、刻蚀等加工工艺。致动器可以安装在翼型表面的特定位置,根据需要发生作动,影响翼面压力分布及其绕流状态,达到增加升力等主动流动控制目的。

为了验证气泡致动器可增加翼型升力的控制作用,在二元翼型上安装了微/纳米系统重点实验室研制的气泡致动器,在翼型中心的 NF-3 风洞中进行了低马赫数风洞实验。选用的翼型为 NASA-SC0714,实验迎角为 4° ,马赫数分别为 0.17、0.36。图 32 是不同马赫数下压强系数分布曲线在有和无

MEMS 作用时的对比。

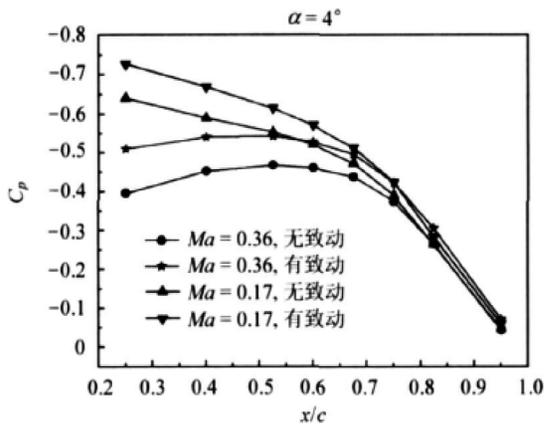


图 32 MEMS 致动器对翼型表面压力系数的影响

初步的试验表明,致动器作动使得翼型上表面压力系数减小,可初步达到增加升力的主动流动控制的目的。

8 动力增升

机械式增升装置的增升效果总有一定的限制。例如过大的襟翼偏角,增加机翼的弯度会引起气流分离;后退量过大,增加机翼的有效面积会受到结构强度、刚度的限制。动力增升主要是为满足短距起落(STOL, Short Takeoff and Landing)的飞机。短距起落一般指在 300m 的起落距离内飞越 15m 的障碍物。要求必须很低的起飞、进场和着陆速度。通常起飞速度 $V_2 = 1.2 V_s$,进场速度 $V_{app} = 1.3 V_s$,着陆接地速度 $V_T = 1.15 V_s$ 。以失速速度 $V_s = 20\text{m/s}$,翼载 $W/S = 200\text{kg/m}^2$ 估计,则 $CL_{max} = 7.4$,这是机械式增升装置无能为力的,只好借助动力增升了。

动力增升主要是利用吹气或吸气的方法,来增加机翼表面边界层的能量,改变表面压力分布,延迟分离的发生。防止流动分离最早的方法是:通过缝道从边界层将已减速的气流吸入机翼内。它使主流从边界层外向下游贴近翼壁^[9]。这种方法的机理如图 33 所示。吸气以后,边界层状态即可改善,完全可以恢复正常,可以达到位流理论计算的升力值。吸气的能量由专门的动力装置提供,吸气系统的能量要尽可能地小,即要找一个最小的空气吸气量,正好大到避免完全分离,这就是最小临界容量参数。吸气可以在机翼的前缘吸气,也可以在襟翼铰链轴处的开缝吸气。

现代民用飞机发动机大多是喷气式发动机,用吹气边界层控制有明显的优点,这种吹气装置的高

压空气可以直接用喷气发动机的压缩机提供。一股高速稀薄喷流,从平行于壁面的窄缝中吹出进入边界层,使壁面已减速的气流加速,消除倒流而避免了分离,如图 33 所示。

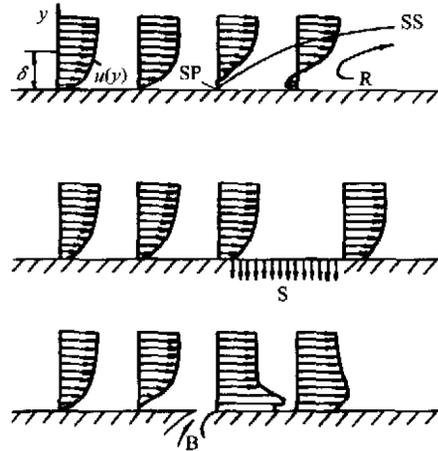


图 33 边界层分离与吹吸防止

吹气边界层控制有内吹气式和外吹气式,后者又分为上蒙皮吹气式(向下吹)和下蒙皮吹气式(向上吹),如图 34 所示。



图 34 吹气边界层控制示意图

9 结论

本文通过搜集大量文献,简要阐述了各类主动控制技术的工作原理,增升效果分析以及具体情况等。统计结果可为民用飞机设计工程技术人员提供技术参考,同时,为我国大型客机的发展奠定坚实的气动基础。

参考文献:

- [1] 周涛,李亚林,梁益华,等. 襟缝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.
- [2] V. Brunet, C. Francois, E. Garnier and M. Pruvost, Experimental and numerical investigations of vortex generators effects[C]// 3rd AIAA Flow Control Conference. San Francisco; AIAA, 2006; AIAA 2006-3027.
- [3] J. C. Lin, S. K. Robinson, R. J. McGhee, and W. O. Valarezo, Separation control on high Reynolds number multi-element airfoils[C]// 10th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Palo Alto; AIAA, 1992; AIAA 1992-2636.

(下转第 28 页)

冰厚度的相对差值作为均匀性的衡量指标,该指标计算公式如下:

$$\frac{LWC_{x,y} - LWC_c}{LWC_c} = \frac{S_{x,y} - S_c}{S_c} \quad (1)$$

式中:

$LWC_{x,y}$ 为 x, y 位置处的 LWC , 单位 g/m^3 ;

LWC_c 为中心位置处的 LWC , 单位 g/m^3 ;

$S_{x,y}$ 为 x, y 位置处的结冰厚度, 单位 mm ;

S_c 为中心位置处的结冰厚度, 单位 mm 。

均匀性标定结果以及均匀性重复性标定结果如图 6、图 7 所示, 图中横坐标和纵坐标分别表示格栅横向和纵向的测点序号。

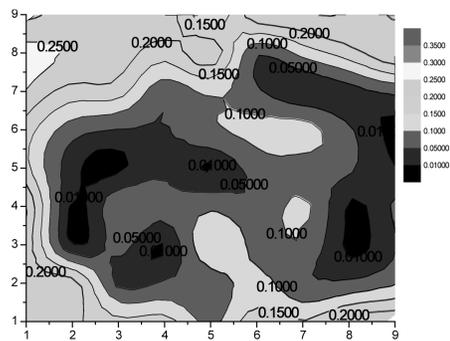


图 6 均匀性标定结果

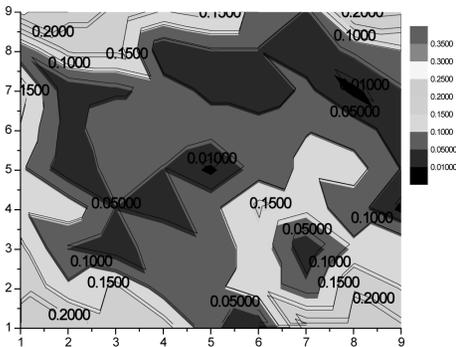


图 7 均匀性重复性标定结果

在图 6、图 7 中不同的颜色及相应的区域表示不同的均匀性指标(如图中所标识数据),从图中可以看出结冰条件模拟系统所产生的水雾 LWC 分布均匀、均匀性指标最大值不超过 20% [2], 满足要求。

3 应用效果

基于开放式结冰条件模拟技术而研制成功的地面结冰气象条件模拟系统,在 2012 年初成功支持国内某民用飞机型号完成地面结冰气象条件下的机上地面试验,同年该试验项目获得中国民航局的认可。试验完成后发动机整流锥的局部结冰情况如图 8 所示。



图 8 试验后发动机整流锥局部结冰示意图

参考文献:

- [1] 中国民用航空总局. CCAR25 中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 中国:中国民用航空总局, 2011:117.
- [2] SAE Aerospace Group. ARP5905 Calibration and Acceptance of Icing Wind Tunnels[S]. 2003.

(上接第 24 页)

[4] Paul G. Carrananto, Bruce L. Storms, James C. Ross, et al. Lift enhancing tabs on multi-element airfoils[C]// 32nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno; AIAA, 1994; AIAA 1994-0150.

[5] Sean S. Zhu, Yuxin Qiu, Studies in application of Zhu's flap to high lift system for aircrafts[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. San Francisco; AIAA, 2005; AIAA 2005-6338.

[6] Markus Schatz, Thilo Knacke, Frank Thiele, et al. Separation control by self-activated movable flaps[C]// 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno; AIAA, 2004; AIAA 2004-1243.

[7] LaTunia Pack Melton, Chung-Sheng Yao and Avi Seifert, Application of excitation from multiple locations on a simplified high-lift system[C]// 2nd AIAA Flow Control Conference. Portland; AIAA, 2004; AIAA 2004-2324.

[8] Mehul P. Patel, Zak H. Sowle, Thomas C. Corke, et al. Autonomous sensing and control of wing stall using a smart plasma slat[C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno; AIAA, 2006; AIAA 2006-1207.

[9] 张锡金. 飞机设计手册第 6 册: 气动设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 49-93.