www.scichina.com

tech.scichina.com



微型涡流发生器控制 SCCH 增升构型流动分离研究

褚胡冰[®], 张彬乾^{®*}, 陈迎春^{®®}, 李亚林[®], 毛俊[®]

- ① 西北工业大学航空学院, 西安 710072;
- ② 中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院, 上海 200235
- * E-mail: bqzhang@nwpu.edu.cn

收稿日期: 2011-12-09; 接受日期: 2012-02-06

摘要 针对等弦长带后掠半模 SCCH增升构型襟翼附面层发生流动分离,线性段增升效率降低的问题,采用数值模拟和风洞试验方法,开展微型涡流发生器控制襟翼附面层流动分离研究. 首先,采用数值方法分析 SCCH 增升构型的基本流动现象,获得襟翼流动分离特性,作为微型涡流发生器设计依据; 其次,根据涡流发生器工作原理,结合 SCCH 增升构型襟翼结构与流动分离特性,提出本文微型涡流发生器设计思想和初步设计方案; 再次,采用数值方法研究微型涡流发生器控制增升装置流动分离的作用机理,研究微型涡流发生器在置方式、弦向位置、安装角、高度、展向间距等几何参数对流动控制效能的影响规律,提出控制襟翼流动分离的微型涡流发生器设计方案,供风洞试验验证; 完成数值设计之后,采用风洞试验方法, 进行微型涡流发生器设计方案验证与可能的方案筛选, 以验证数值模拟方法、设计方法及涡流发生器设计方案; 最后,分析数值模拟和风洞试验研究结果,提出具有工程应用价值的增升装置微型涡流发生器设计原则、设计方法及技术路线,供型号研制借鉴与采纳、研究结果表明,本文针对 SCCH着陆构型提出的微型涡流发生器设计方案,经 CFD 和风洞试验验证,在着陆及下滑进场飞行状态,最大增升与增阻量分别达到 10%和 14%,符合着陆飞行状态对增升装置的设计要求,且 CFD 方法提出的设计方案最佳,具有惟一性;同时也表明、本文提出的增升装置微型涡流发生器设计原则、设计方法及技术路线可用于型号研制。

关键词 增升装置 流动控制 微型涡流发生器 数值模拟 风洞试验

高效增升装置是大型飞机研制的关键技术之一, 直接决定飞机的起降性能、安全性及爬升性能,并极 大地影响着飞机的噪音水平、使用维护成本和市场竞 争力.

波音公司的有关研究表明,对于现代典型双发大型飞机,提高增升状态的最大升力和升阻比有如

下好处[1].

- ① 起飞阶段, 1%的升阻比改善将带来 2800 磅商载或 150 英里航程的增加;
- ② 对于固定的着陆进场速度,增加 1.5%的最大升力系数将带来 33 名乘客或 6600 磅商载的增加;
 - ③ 对于给定的下滑航迹角,升力曲线线性段

英文版发表信息: Chu H B, Zhang B Q, Chen Y C, et al. Investigation of micro vortex generators on controlling flow separation over SCCH high-lift configuration. Sci China Tech Sci, 2012, 55: 1943–1953, doi: 10.1007/s11431-012-4855-0

0.10 的升力系数增量将带来 1°的飞行姿态角减小;对于给定的飞机擦地角/尾翘角,可缩短起落架高度 14 英寸,从而减少 1400 磅空机重量.

此外,增升装置还直接影响飞机的噪音、动力、结构复杂程度、重量及运营成本等.可见,采用高效而简洁的增升装置,对于大型飞机、特别是民用飞机,意味着更好的经济性、环保性及更强的市场竞争力.

因此,提高增升状态的最大升力和升阻比是飞机设计永恒的追求.

影响增升装置效率的主要原因是后缘襟翼在大偏度状态下,其上表面易发生流动分离,导致升力下降、阻力和噪音剧增.

涡流发生器(Vortex Generators)是目前国际上广泛使用并在深入发展的一种基于附面层流动分离控制原理的高效增升减阻技术,具有"四两拨千斤"的作用.由于涡流发生器属飞机后期精细设计技术,不需要改变飞机现有构型,且使用简易、方便,控制效果显著,因此,自提出以来,不断更新发展,成为现有飞机上控制湍流附面层分离应用最为广泛的被动流动控制技术.

鉴于涡流发生器在控制附面层分离方面的独特作用,波音、空客^[2]、美国国家航空航天局(NASA)、联邦航空局(FAA)等国外研究机构投入了大量人力、物力开发研究各种新型涡流发生器.

涡流发生器大致可分为传统^[3]、亚附面层厚度^[4]、微型^[5]及智能涡流发生器^[6]等. 传统涡流发生器由于尺寸较大、控制能力强,已广泛应用于飞机表面的流动分离控制^[7-11]. 后几种涡流发生器则是为克服传统涡流发生器由于尺寸过大,在非工作状态产生较大附加阻力的缺点而发展的. 以微型涡流发生器为例,其尺寸很小,一般约为当地附面层厚度的 20%;安装于增升装置上,工作状态,控制襟翼流动分离^[12],非工作状态,随襟翼一起收入襟翼舱内,不对巡航构型流动产生任何干扰;用于机体表面流动控制^[13-15],由于高度低,浸没于附面层内,不产生或很少产生附加阻力;没有智能涡流发生器必须的复杂结构与相关技术,容易实现. 因此,微型涡流发生器已成为涡流发生器研究的热点与主要方向.

微型涡流发生器用于增升装置流动分离控制, 主要通过控制其襟翼附面层分离并影响主翼段与前 缘缝翼流动^[15, 16],从而提高增升装置的升力、减小阻 力和噪音. NASA 及空客^[17, 18]的相关研究均表明, 微型涡流发生器可有效控制襟翼流动分离, 使起降状态的增升装置效率大幅度提高.

目前,我国正在研发大型客机,开展涡流发生器控制增升装置流动分离研究,从而获得结构简单、性能高效的增升装置,对于提高新型客机竞争力,迅速占领民机市场,具有重要意义.

本文针对大型客机应用基础研究常用的等弦长带后掠半模 SCCH着陆构型,采用数值模拟与风洞试验相结合的方法,研究微型涡流发生器控制增升装置流动分离的作用机理、设计原则、设计方法等问题,为型号研制奠定理论与技术基础.文中研究了微型涡流发生器弦向位置、安装角、高度、展向间距等参数对控制增升装置附面层流动分离的影响规律,获得了可供型号研制采纳的研究结果.为描述方便,下文中微型涡流发生器均用 VG 代替.

1 研究模型与研究条件

研究模型选取 SCCH 着陆构型,该构型为等弦长后掠翼一身组合体高升力构型,采用三段式增升装置,是型号增升装置研究方法考核普遍采用的基础模型,见图 1. 该构型半展长 1.35 m,机翼前缘后掠角 25°;襟翼弦长 13.5 cm,偏度 38°;前缘缝翼弦长 7.0 cm,偏度 25°.

研究条件: 来流速度 V=60 m/s, 迎角 α =8°~34°, 雷诺数 Re=2.1×10 6 , 海平面标准大气压.

本文选取 SCCH 着陆构型进行研究,一是由于该构型对应的襟翼流动分离情况最严重;二是因为着陆过程是大型飞机增升装置研制最为关注的设计状态,其研究结果具有普遍的指导意义和应用价值.



图 1 SCCH 着陆构型外形

2 研究方法

2.1 技术路线

采用数值模拟与风洞试验相结合的方法,开展VG设计和流动控制研究.首先,采用数值方法分析SCCH着陆构型的基本流动现象,获得襟翼流动分离特性,作为VG设计依据;其次,根据襟翼结构与流动分离特性,提出VG设计思想和初步方案;再次,采用数值方法研究VG控制增升装置流动分离的作用机理,研究VG布置方式、弦向位置、安装角、高度、展向间距等几何参数对控制增升装置流动分离的影响规律,提出控制SCCH着陆构型襟翼流动分离的影响规律,提出控制SCCH着陆构型襟翼流动分离的VG设计方案,供风洞试验验证;之后,采用风洞试验方法,进行VG设计方案验证与可能的方案筛选,以验证数值模拟方法、VG设计方法及设计方案;最后,分析数值模拟和风洞试验研究结果,提出具有型号应用价值的增升装置VG设计原则、设计方法及技术路线,供型号研制借鉴与采纳.

2.2 数值研究方法

2.2.1 计算方法

VG通过其产生的涡流作用于附面层内实现控制流动分离的目的,因此,数值模拟时必须进行粘性求解. 雷诺平均 N-S 方程(RANS)是现阶段求解粘性流动的主要方法. 数值求解 RANS 方程一般有三种方法: 有限差分法、有限体积法及有限元法. 本文采用基于有限元的有限体积法求解 RANS 方程,该方法在保证了有限体积法的守恒特性基础上,吸收了有限元法的数值精确性.

采用全隐式耦合求解方法,避免了传统算法"假设压力项—求解—修正压力项"的反复迭代过程,可以同时求解动量方程和连续性方程,加之引入多重网格技术加速收敛进程,使得计算速度和计算稳定性较传统方法有明显提高.

RANS 方程的湍流粘性项采用标准 $k-\omega$ 两方程模型计算,该模型对增升装置分离流动具有较好的捕捉能力^[19].

Wilcox 的 k-ω两方程模型,是人们最为熟知和最广泛采用的两方程涡粘性湍流模型之一,为积分到壁面的不可压/可压缩湍流两方程涡粘性模型.该模型主要求解湍动能 k,以及耗散率ω的对流输运方程.

Wilcox *k-ω*模型可预测自由剪切流传播速率,如:尾流、混合流动、平板绕流、圆柱绕流和放射状喷射等,因而可以应用于壁面束缚流动和自由剪切流动.

标准 $k-\omega$ 模型基于 Wilcox $k-\omega$ 模型,它是为考虑低雷诺数、可压缩性和剪切流传播而修改的.标准 $k-\omega$ 模型的控制方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + G_k - Y_k + S_k, \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_{\omega} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_{\omega} - Y_{\omega} + S_{\omega}. (2)$$

方程中, G_k 是由层流速度梯度产生的湍流动能, G_ω 由 ω 方程产生, Γ_k 和 Γ_ω 表示k和 ω 的扩散率, Y_k 和 Y_ω 则是由扩散产生的湍流, S_k 和 S_ω 由用户定义.

2.2.2 网格生成

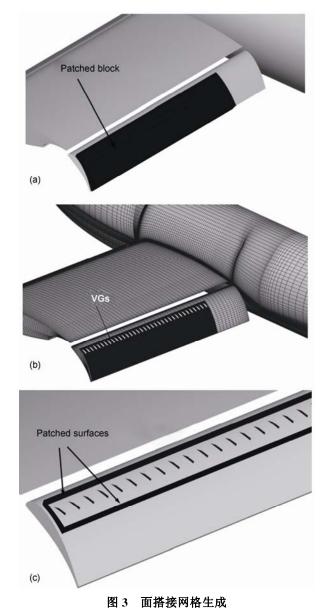
对于 SCCH 着陆构型,采用多块结构网格技术生成流场计算网格,并在物面附近进行加密处理以满足粘性计算要求.第一层网格高度 1.0×10⁻⁵C(C 为干净机翼平均气动弦长),保证 y⁺=1(y⁺为无量纲化的第一层网格高度).考虑到增升装置绕流问题中,粘性起主导作用,且包含多种复杂流动现象^[19],为更好地捕捉流场细节,分别对前缘缝翼尾迹区、主翼段尾迹区、后缘襟翼尾迹/边界层掺混区、缝翼凹角区、主翼后缘襟翼舱凹槽等典型区域进行了网格加密处理,网格总数 600 万.模型表面计算网格如图 2 所示.

进行 VG 控制附面层流动分离研究时, 襟翼上布置的 VG 尺寸小、数目多, 采用传统的点对点连接结构网格将使网格规模极为庞大^[20,21], 增加计算资源



图 2 表面计算网格

负担和要求,对于 SCCH 增升构型的 VG 流动控制数值模拟,几乎是无法承受的.为此,引入面搭接网格技术[^{22-24]},可获得满意的增升装置流动问题数值模拟精度. 网格生成过程如下:首先,根据 SCCH 着陆构型襟翼特性,在其常规计算网格上切割出一个独立的搭接块,并在其中布置 VG,见图 3(a);然后,删除搭接块内原有的网格并在其中重新生成绕 VG 的粘性计算网格,见图 3(b);最后,新生成的网格通过搭接块上的五个搭接面实现与外部网格的拼接和流场信息传递,见图 3(c).



(a) 搭接块; (b) 绕 VG 的计算网格; (c) 搭接面

需要指出,使用面搭接网格不仅可以防止网格的不必要浪费,还能有效避免其他区域网格的变动, 从而尽可能地消除网格差异带来的计算结果偏差.

2.3 风洞试验方法

试验在南京航空航天大学 NH-2 风洞进行. 试验 段尺寸为 $3.0 \text{ m} \times 2.5 \text{ m} \times 6.0 \text{ m}$,试验风速 V=60 m/s,迎 角 $\alpha=9^{\circ} \sim 35^{\circ}$,雷诺数 $Re=2.1 \times 10^{6}$. 采用半模试验方法,内置六分量应变天平进行气动力测量,模型在风洞中的安装如图 4 所示.

试验分两阶段进行. 第一阶段, 着陆基本构型与 VG 数值设计方案的试验验证, 旨在获得 SCCH 着陆构型的气动性能, 并验证数值模拟方法、设计方法及提出的 VG 设计方案. 第二阶段, 对可能的 VG 设计参数进行进一步优化筛选. VG 在 SCCH 构型上的安装参见图 5.



图 4 NH-2 风洞中的试验模型

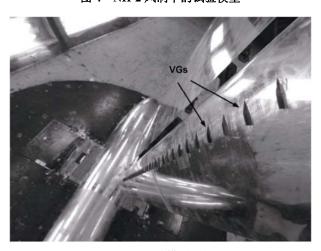


图 5 风洞试验模型上的 VG

3 基本构型流场诊断与 VG 设计研究

3.1 数值方法与流动特性验证

SCCH 增升基本构型的升力特性如图 6 所示. 可以看出,本文常规和面搭接网格对大迎角升力及失速特性的模拟能力不足,但在 $a \le 22^{\circ}$ 的升力线性段,两种网格对应的数值计算结果均与风洞试验吻合良好.图 7 表明,典型迎角 $a=8^{\circ}$,各翼段的压力分布与试验结果基本一致,该迎角下的 SCCH 增升基本构型流动特性如图 8 所示.

从图 8 给出的 SCCH 构型表面流谱可以看到,中小迎角,基本构型襟翼上表面存在明显的流动分离,且分离区沿展向逐渐前移,该分离区的存在直接导致增升效能的降低.

中等迎角是大型飞机着陆及下滑进场最常用的飞行状态.本文数值方法经风洞试验验证,表明其对

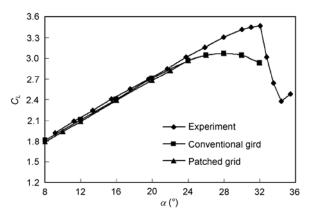


图 6 SCCH 着陆基本构型升力特性

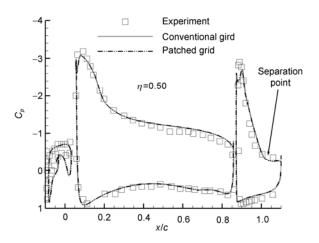


图 7 基本构型表面压力分布(α=8°)

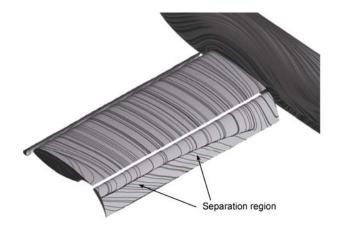


图 8 基本构型流动特性 ($\alpha=8^\circ$)

中小迎角襟翼流动分离特性的预测能力可满足研究工作需要,为下一步 VG 流动控制研究奠定了基础.

3.2 VG 设计

针对 SCCH 着陆构型中小迎角襟翼上表面存在较大流动分离区域,影响增升效率的情况,研究采用VG进行流动控制、改善襟翼流动品质的设计问题.

本文 VG 设计约束是不破坏巡航构型,即在巡航飞行状态, VG 需随襟翼收入襟翼舱内. VG 的工作原理是尽可能多地向附面层底部注入旋涡能量,以获得更好的流动控制效果. 基于以上两点要求,结合课题组前期完成的二维增升装置 VG 设计工作^[25],同时鉴于机翼后掠,襟翼横流效应明显,为提高 VG 控制效率,提出采用同偏型布置方式的 VG 设计初步方案.

初步设计方案的 VG 参数为: 长 L=16.0 mm, 高 H=3.0 mm, 前缘后掠角 γ =70°, 安装角 β =30°, 展向 间距 D=25.0 mm, VG 后缘位于 33%襟翼弦线处. 考虑到襟翼内段分离较弱, 不在该区域布置 VG, 而仅在半翼展 η =0.28之外开始布置, 见图 9.

图 10 给出了 VG 初步设计方案对流动分离的控制效果. 与图 8 无 VG 的基本构型比较可以看到, 襟翼分离得到了有效控制, 分离线大幅后移; 襟翼流动的改善, 不仅表现为襟翼上表面流速加快, 吸力及环量增加, 进而通过各翼段间的缝道作用, 影响主翼段和缝翼流动, 使得主翼段和缝翼环量也随之增加. 这种扰动逐级前传的有利影响使增升装置各段环量均明显增加(见图 11), 从而大大提高了增升效率, 线性段最大增升 8.9%以上, 如图 12 所示.

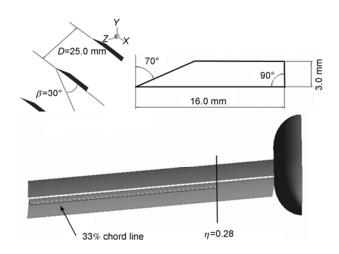


图 9 VG 初步设计方案

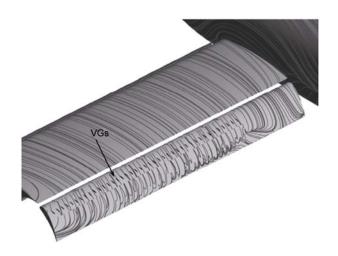


图 10 VG 初步设计方案流动控制效果($\alpha=8^\circ$)

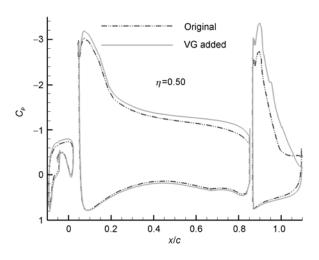


图 11 使用 VG 前/后表面压力分布比较(α=8°)

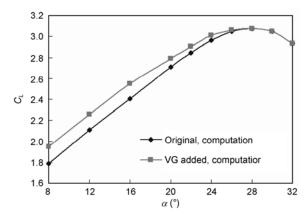


图 12 VG 初步设计方案增升效果

值得注意的是,线性段升力的显著提高仅来源于半翼展 η =0.28 之外的襟翼上布置的 VG, VG 对流动分离的突出控制效果由此可见一斑.

3.3 VG 参数影响研究

VG 几何与安装参数对流动控制效果影响显著.本节在上一节初步研究结果的基础上,采用数值方法逐一分析弦向位置、安装角、高度、展向间距等参数的影响规律,同时进行 VG 参数的筛选与优化,并提出 VG 参数的设计原则.

需要说明: ① 以下研究的 VG 参数未包括 VG 前缘后掠角和长度; ② 各参数影响只选取少量值, 而不在较大范围内进行参数量值影响研究; ③ 研究按照上述参数影响顺序进行, 研究下一个参数影响时, 选取前一个参数的优选值作为该参数值参与研究.

以上 3 点研究方法是基于项目组前期在超临界 翼型和多段翼型上的研究结果与研究方法,详见参 考文献[13, 21, 25].

3.3.1 弦向位置影响

保持 VG 初步设计方案的前缘后掠角、高度、安装角及展向间距不变,将 VG 分别布置于 25%,33%和 35%襟翼弦线处,以研究弦向位置的影响.

图 13 结果表明, 35% 襟翼弦线位置控制效果优于 25%和 33%两个位置. 由于该位置更靠近襟翼上表面流动分离线, VG 涡衰减速率减弱,增强了对附面层流动分离的控制能力. 因此,弦向位置以尽可能靠近襟翼上表面流动分离线为设计原则.

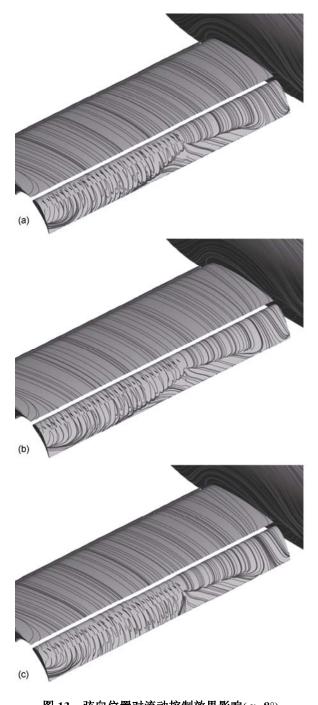


图 13 弦向位置对流动控制效果影响(α=8°)(a) 25%襟翼弦线位置; (b) 33%襟翼弦线位置; (c) 35%襟翼弦线

3.3.2 安装角影响

将 VG 布置在上节得到的 35% 襟翼弦线位置,并保持前缘后掠角、高度及展向间距与上一节一致,研

究安装角度β为 25°和 30°两种状态的影响.

图 14 表明,安装角β=30°控制效果优于 25°. 同时也可见,襟翼外段横向流动较强,25°的 VG 安装角基本可实现对流动分离的控制;而襟翼内段横向流动相对较弱,需要更大的安装角(30°)以产生更强的 VG 涡来控制流动分离. 这表明, VG 安装角设计需根据襟翼当地的横流强弱合理选取,横流较强区域,安装角可适当减小,以减小阻力.

3.3.3 高度影响

将 VG 安装角取为 30° , 保持弦向位置、前缘后掠角及展向间距与上一节一致. 选取 H=3.0 和 5.0 mm 两种 VG 高度进行研究.

图 15 表明,两种高度下的流动控制效果基本相当,佐证了 VG 主要通过向附面层底部注入能量实现流动控制的基本设计思路.因此,在保证流动控制效

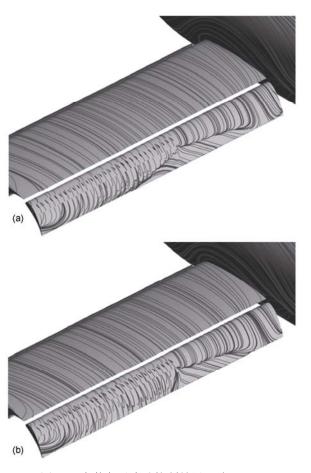


图 14 安装角对流动控制效果影响(α =8°)
(a) β =25°; (b) β =30°

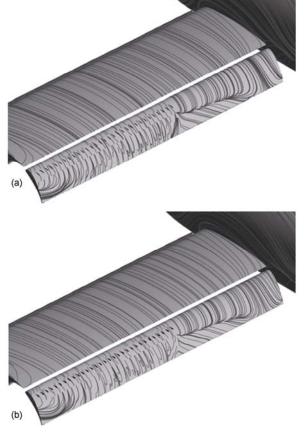


图 15 高度对流动控制效果影响(α=8°) (a) H=3.0 mm; (b) H=5.0 mm

果的前提下,可适当降低 VG 高度,以易于满足随襟 翼收放的结构布置需要,这对工程应用十分关键.

3.3.4 展向间距影响

取高度 3.0 mm, 保持 VG 安装角、弦向位置及前缘后掠角与上一节一致, 选取展向 4 个间距 D=15,20, 25 和 30 mm 进行研究.

研究表明,当间距较小,如, D=15 mm 时,其流动控制效果不如其他 3 个间距,见图 16.由于 VG 采用了同偏型的布置方式,如间距过小,将可能导致相邻 VG 涡之间产生相互阻滞、耗散和提前合并等不利干扰现象,旋涡能量损失较快,使 VG 涡对下游分离流动的控制能力下降、弦向控制区域减小、流动控制效果降低(图 17).展向间距的选取应以使 VG 涡靠近附面层底部并通畅流过两个 VG 间的通道为设计原则.满足此原则后,增大间距影响不大,但亦不可过大,否则,控制效果也会下降.

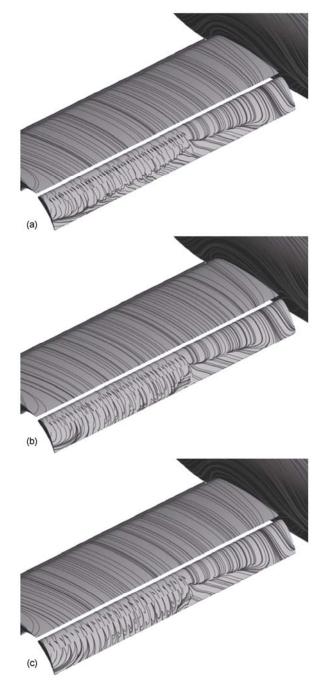
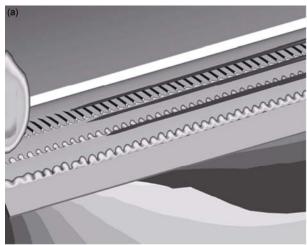


图 16 展向间距对流动控制效果影响(α=8°)
(a) D=15 mm; (b) D=20 mm; (c) D=30 mm

3.3.5 VG 方案设计

根据上述对初步设计方案参数影响研究提出的参数设计原则,并结合课题组前期研究结果 $^{[13,\ 21,\ 25]}$,提出 SCCH 着陆构型 VG 设计方案,供风洞试验验证和进一步研究. VG 具体参数为:长 $L=16.0\,$ mm,高



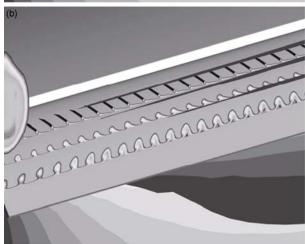


图 17 不同展向间距下的 VG 涡发展历程(α =8°) (a) D=15 mm; (b) D=30 mm

H=3.0 mm, 前缘后掠角 γ =70°, 安装角 β =30°, 展向间距 D=25.0 mm, VG 后缘位于 35%襟翼弦线处.

4 风洞试验研究

4.1 VG 设计方案验证

在 NH-2 低速风洞中对 CFD 给出的 VG 设计方案进行了试验验证.验证结果表明,所提出的 VG 设计方案具有良好的增升效果.由图 18 给出的试验结果与数值计算结果对比可知,虽然两者在量值上存在偏差,如最大升力增量分别为 8.9%(计算)和9.8%(试验),但基本结论一致,即: VG 有效增加了线性段升力;随迎角增加,升力增量均逐渐减小;最大升力和失速特性没有改变.

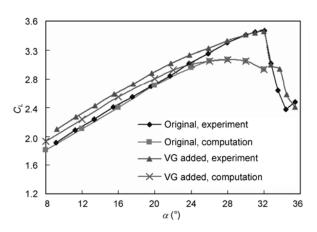


图 18 VG 设计方案计算与试验结果比较

4.2 VG 参数试验筛选研究方法

以数值计算给出的 VG 设计方案为基础,在风洞中开展 VG 参数的进一步筛选,以验证数值设计结果的可控性.针对着陆增升构型,参数影响以增升增阻为评价标准.试验迎角 α =9°~35°,试验风速 V=60 m/s,标准大气压.参数筛选过程如下.

4.2.1 弦向位置

保持设计方案的 VG 长度、掠角、高度、安装角、 展向间距不变,考察 25%和 35%襟翼弦线位置.

4.2.2 安装角

VG长度、掠角、展向间距、高度同 4.2.1 节,弦向位置由 4.2.1 节筛选出.考察安装角 25°和 30°.

4.2.3 高度

VG 长度、后掠角、弦向位置、展向间距同 4.2.2 节,安装角由 4.2.2 节筛选出. 考察高度 3.0 和 5.0 mm.

4.2.4 展向间距

VG 长度、掠角、安装角、弦向位置同 4.2.3 节. 高度由 4.2.3 节筛选出. 考察间距 D=15, 20, 25 和 30 mm.

4.3 试验结果与分析

4.3.1 弦向位置

由表 1 给出的两种弦向位置试验结果可见, 35% 襟翼弦线位置控制效果仍优于 25%位置, 与 VG 紧靠 襟翼分离线布置的设计原则相一致. 升力与阻力分 别增加 9.5%和 13.9%, 符合着陆飞行高升高阻的要求.

4.3.2 安装角

试验结果表明, β=30°控制效果优于 25°, 与之前提出的较大的 VG 安装角会产生更强的旋涡, 流动控制效果更好的设计原则和设计参数一致. 升力与阻力分别增加 9.5%和 13.9%, 见表 2.

4.3.3 高度

由表 3 给出的结果可见, 高度 *H*=3.0 mm 控制效果优于 *H*=5.0 mm, 升力与阻力分别增加 9.5%和13.9%, 与本文指出的 VG 应尽可能向附面层底部注入能量, 以获得良好控制效果的设计思想和设计方案相一致.

图 19 对 VG 高度的作用机理给出了进一步解释, VG 控制流动分离的关键在于向附面层底部尽可能多地注入能量,改变附面层速度型变化最剧烈的底部速度分布. 襟翼缝道射流属于强剪切层流动, VG 高出附面层,其产生的涡流易湮没于附面层外的缝道射流中,向附面层内注入能量减少,控制效能将因此下降.

4.3.4 展向间距

表 4 给出的试验结果表明, 四个展向间距下的流

表 1 两种弦向位置试验结果比较($\alpha = 9.2^{\circ}$)

States	C_L	ΔC_L	C_D	ΔC_D
VGs off	1.9225		0.2785	
25% chord line	2.0713	+7.7%	0.31272	+12.3%
35% chord line	2.1056	+9.5%	0.31735	+13.9%

表 2 两种安装角试验结果比较(α=9.2°)

States	C_L	ΔC_L	C_D	ΔC_D
VGs off	1.9225		0.2785	
β =25 $^{\circ}$	2.0615	+7.2%	0.31368	+12.6%
β =30 $^{\circ}$	2.1056	+9.5%	0.31735	+13.9%

表 3 两种 VG 高度试验结果比较($\alpha=9.2^{\circ}$)

States	C_L	ΔC_L	C_D	ΔC_D
VGs off	1.9225		0.2785	
<i>H</i> =3.0 mm	2.1056	+9.5%	0.31735	+13.9%
H=5.0 mm	2.0373	+6.0%	0.31102	+11.7%

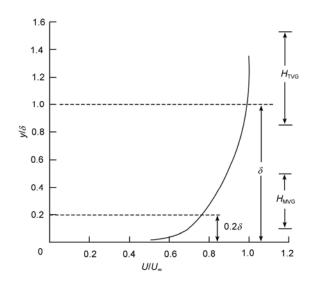


图 19 VG 高度影响流动控制效能的作用机理

表 4 四种展向间距试验结果比较(α=9.2°)

States	C_L	ΔC_L	C_D	ΔC_D
VGs off	1.9225		0.2785	
D=15 mm	2.1210	+10.3%	0.32130	+15.4%
D=20 mm	2.1271	+10.6%	0.32233	+15.7%
D=25 mm	2.1256	+10.5%	0.32135	+15.4%
D=30 mm	2.1218	+10.4%	0.32053	+15.1%

动控制效果差异很小,表明间距达到一定值后,VG 控制效果对展向间距并不敏感.从着陆飞行要求增升增阻考虑, *D*=20 mm 相对较好,升力与阻力分别增加 10.6%和 15.7%, *D*=15 和 30 mm 则相对略差.

5 两种方法研究结果分析

以着陆飞行状态增升增阻要求为评价标准,比较数值模拟和风洞试验两种方法的研究结果,得出结论一致.

- ① VG 安装于 35%襟翼弦线处优于 25%和 33% 襟翼弦线处,表明 VG 尽可能靠近附面层分离线布置, 流动控制效果会更好.
- ② 安装角 β =30°的流动控制效果好于 β =25°,因为较大的安装角能产生更强的涡流.
- ③ 高度 H=3.0 mm 优于 H=5.0 mm, 符合 VG 应尽可能向附面层底部注入能量的作用机理.
- ④ 展向间距 *D*=20~25 mm 较为合适. 试验和数值计算均表明, 展向间距以 VG 涡靠近附面层底部通畅流过二者之间通道为最佳, 间距过小或过大均会

降低流动控制效果.

- ⑤ 风洞试验结果表明,本文给出的 VG 设计方案实现了对襟翼附面层分离的有效控制,增升增阻分别达到约 9.5%和 13.9%以上.
- ⑥ 数值模拟与风洞试验结果虽然在量值上有差异,如 CFD 最大增升 8.9%、增阻 14.7%,风洞试验最大增升 9.5%、增阻 13.9%,但关于 VG 参数影响规律、设计原则和设计方案的结论却是一致的.表明 CFD可以用于 VG 初步方案的设计,经风洞试验验证后用于型号研制.

6 VG 设计原则

根据本文工作和作者前期研究结果,给出三维增升装置的 VG 设计原则.

- ① VG前缘后掠角决定了VG涡的强度,增大后掠角有利于提高流动控制效率.但过大的前缘后掠角可能造成VG涡发展不对称和不稳定,既影响控制效率,又可能产生横侧气动力.因此,前缘后掠角取65°~70°较为合适.
- ② VG 长度的选取原则是保证旋涡脱离 VG 表面之前充分发展. 长度过小, VG 涡发展不充分, 强度不大; 长度过大, 将减小 VG 涡的流向有效控制范围, 同时带来阻力的明显增加. 长度一般取高度的 3~5 倍较为适宜.
- ③ 弦向位置对控制效果影响最为显著,需根据 襟翼分离位置确定,应布置在附面层分离点之前,并 尽可能靠近分离点.
- ④ 安装角对流动控制的影响在于能否产生强度适宜的嵌入式涡流. 需根据襟翼当地横向流动的强弱合理选取,对于大型客机常采用的机翼后掠设计,安装角取 25°~35°较为合适.
- ⑤ VG 控制附面层分离的作用机理是向附面层底部注入涡流能量. 因此, VG 高度不宜过高, 约为当地附面层厚度的 20%, 既可保持高的控制效率, 又容易满足随襟翼收放的结构设计约束.
- ⑥ 对后掠机翼,横流效应明显的区域, VG 宜采用同偏型布置方式,其展向间距应适中,不宜过小或过大,以 VG 高度的 6~8 倍较为合适.

⑦ VG 参数选取应以确保产生强度足够的旋涡、 尽可能多地向附面层底部注入能量、保持两个 VG 间 的流动通畅为总设计原则.

7 结论

本文针对大型飞机增升装置线性段发生的襟翼附面层流动分离、影响增升效率的关键设计问题,选取型号增升装置研究方法考核普遍采用的 SCCH 模型,并以大型飞机增升装置研制最为关注的着陆构型为研究对象,开展微型涡流发生器控制襟翼附面层流动分离研究. 旨在获得微型涡流发生器设计原则、研究方法和技术路线,为大型飞机型号验证提供理论与技术基础.

SCCH 模型为等弦长后掠翼—身组合体构型,虽然不是完整真实的三维增升装置构型,但真实反映了增升装置的三维流动现象,与型号十分接近.因此,本文给出的 VG 设计原则、研究方法和技术路线可用于型号研制, VG 设计方案可供型号借鉴参考.主要结论如下:

- ① 微型涡流发生器是控制增升装置襟翼附面层流动分离、提高飞机起降状态气动效率的有效而实用的技术措施,具有结构简单、工程实现简便、控制效果显著、不改变和影响飞机原有构型等特点;
- ② 针对 SCCH 着陆构型提出的微型涡流发生器设计方案,经 CFD 和风洞试验验证,在着陆及下滑进场飞行状态,最大增升与增阻量分别达到约 10%和 14%,符合着陆飞行状态高升高阻的设计要求,可供型号研制参考;
- ③ CFD技术已具备开展控制增升装置流动分离的微型涡流发生器设计的能力,可获得准确惟一的涡流发生器优化设计方案,可用于型号研制;
- ④ 提出的涡流发生器设计原则为型号研制提供 了坚实可信的理论与技术依据,可供型号研制借鉴 与采纳;
- ⑤ 本文采用 CFD 技术进行增升装置流动特性 诊断和涡流发生器方案设计, 经风洞试验验证的设 计方法和技术路线是成功可行的, 可在型号研制中 采用.

参考文献.

- 1 Gamer P L, Meredith P T, Stoner R C. Areas for future CFD development as illustrated by transport aircraft applications. AIAA Paper 1991-1527, 1991
- 2 David S. Passive flow control on civil aircraft flaps using sub-boundary layer vortex generators. In: KATnet II Separation Control Workshop, Toulouse: Airbus, 2008
- 3 John C L. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation. Prog Aerosp Sci, 2002, 38: 389-420
- 4 Yang K, Zhang L, Xu J Z. Simulation of aerodynamic performance affected by vortex generators on blunt trailing-edge airfoils. Sci China Tech Sci, 2010, 53(1): 1–7
- 5 Meunier M, Brunet V. High-lift devices performance enhancement using mechanical and air-jet vortex generators. J Aircraf, 2008, 45(6): 2049–2061
- 6 Barrett R, Farokhi S. On the aerodynamics and performance of active vortex generators. AIAA Paper 1993-3447, 1993
- 7 Vos J B, Rizzi A, Darracq D, et al. Navier-stokes solvers in european aircraft design. Prog Aerosp Sci, 2002, 38: 601-697
- 8 黄静波, 肖志祥, 符松, 等. 超临界机翼表面涡流发生器影响研究. 中国科学: 技术科学, 2010, 40(8): 867-878
- 9 Hwang S J, Ilwoo L. Lift dump on a fighter-type wing at approach condition. AIAA Paper 2004-726, 2004
- Stanewsky E, Rosemann H. Active flow control applied to military and civil aircraft. In: Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles. Braunschweig: RTO, 2000, K1-1–K1-16
- 11 Calarese W, Crisler W P, Gustafson G L. After-body drag reduction by vortex generators. AIAA Paper 1985-0354, 1985
- 12 段卓毅, 陈迎春, 赵克良, 等. 微型涡流发生器在飞机增升装置中的应用. 国际航空, 2004, 3: 56-57
- 13 张进, 张彬乾, 阎文成, 等. 微型涡流发生器控制超临界翼型边界层分离实验研究. 实验流体力学, 2005, 19(3): 58-61
- 14 Godard G, Stanislas M. Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators. Prog Aerosp Sci, 2006, 10: 181–191
- 15 Brunet V, Francois C, Garnier E, et al. Experimental and numerical investigations of vortex generators effects. AIAA Paper 2006-3027, 2006
- 16 Steven M K, Michael P, John C L. A flow physics study of vortex generators on a multi-element airfoil. AIAA Paper 1996-0548, 1996
- 17 John C L. Control of turbulent boundary layer separation using micro vortex generators. AIAA Paper 1999-3404, 1999
- 18 Keith S B. Passive flow control on civil aircraft flaps using sub-boundary layer vortex generators in the AWIATOR programme. AIAA Paper 2006-2858, 2006
- 19 Christopher L R, Susan X Y. Prediction of high lift: Review of present CFD capability. Prog Aerosp Sci, 2002, 38: 145–180
- 20 Tinoco E N, Bogue D R, Kao T J, et al. Progress toward CFD for full flight envelope. Aeron J, 2005, 10: 451-460
- 21 褚胡冰, 陈迎春, 张彬乾, 等. 增升装置微型涡流发生器数值模拟方法研究. 航空学报, 2012, 33(1): 11-21
- 22 Bohbot J, Grondin G, Darracq D. A parallel multigrid conservative patched/sliding mesh algorithm for turbulent flow computation of 3d complex aircraft configurations. AIAA Paper 2001-1006, 2001
- 23 石永彬, 李杰. 基于面搭接多重网格技术的全机增升装置绕流数值模拟. 西北工业大学学报, 2010, 28(1): 143-146
- 24 桑为民,李凤蔚. 自适应直角切割网格民机增升装置绕流数值模拟. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 427-432
- 25 褚胡冰, 张彬乾, 陈迎春, 等. 微型涡流发生器控制增升装置流动分离研究. 西北工业大学学报, 2011, 29(5): 799–805