

民用支线飞机失速特性优化中关于机翼上表面涡流发生器的研究

李秋捷* 蒋晓莉 周星 钟园

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 飞机在飞行过程中迎角超过临界值后,机翼上表面原本附着的气流开始发生大面积分离,此时升力系数随着迎角的增大反而下降,这种现象称作失速。当飞机失速时,操控会受到很大的影响,是一种危险的飞行状态。某民用支线飞机在试飞中发现失速特性主要受滚转失速的影响,在达到最大升力系数之前就出现了不可接受的失速特性,失速进入过程中,副翼操纵效率降低较快,快接近失速时飞机出现急剧的滚转。涡流发生器在民机中有广泛的应用,可以改善机翼的流动分离从而提高失速特性,并且有改动小、可行性高等优点。拟通过在机翼上表面安装涡流发生器的方法来改善某民用支线飞机的失速特性。利用数值计算等方法设计出涡流发生器的位置、高度、偏角以及数量等参数。通过低速高雷诺数风洞试验来验证涡流发生器的实际效果,最后得出几种效果可观的涡流发生器方案。

关键词: 失速特性;涡流发生器;风洞试验

中图分类号: V211.41

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机飞行过程中攻角不太大时,正常飞行姿态下,气流附着于机翼上下表面,机翼的升力系数 C_L 随着迎角 α 的增大而增大。当攻角继续增大,机翼的上翼面会开始出现分离区, C_L 随 α 增大的幅度会有所减小,当 α 到某个值时,升力系数此时达到最大值 $C_{L_{max}}$,此时攻角继续增大的话上翼面的分离将会加速发展,升力系数会随迎角增大而减小。而左右两翼因种种原因(如侧滑、或结构有微小的不对称),气流分离并不对称,因此会出现下述失速特性:

1) 飞机抖振,驾驶杆、脚蹬抖动,机身摇晃,飞机结构振动;

2) 出现迅速而非指令性的转动,如机翼下坠、机头上仰、俯仰振荡、偏机头等;

3) 飞行速度迅速下降。飞机的失速特性决定了全尺寸飞机对机翼发生显著流动分离的响应。满意的失速特性指对流动分离的响应是有利的(例如恢复机翼附着流动状态的强烈纵向低头趋势),或者是易于被飞行员控制的。流动分离无论如何不得引起会导致尾旋自转的陡然上仰或偏航运动。

有两条避免有害失速特性的通用准则:

1) 流动分离应始于内侧机翼,使得用于滚转操纵的扰流板和副翼在失速时仍然有效。例如使得 $c_{p_{min}}$ 的峰值出现在内侧机翼前缘(机翼本身或缝翼的前缘均可)就可以做到这一点。

2) 发生失速时,尾翼和升降舵不得由于浸没在机翼分离流的尾流中而丧失有效性。

民用支线飞机在试飞的过程中,发现部分飞行品质和性能指标与原预计设计指标有所偏离。

* 通信作者。E-mail: liqiuji@comac.cc

引用格式: 李秋捷,蒋晓莉,周星,等. 民用支线飞机失速特性优化中关于机翼上表面涡流发生器的研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2022(3):47-55. LI Q J, JIANG X L, ZHOU X, et al. Research on vortex generator on wing upper surface in optimization of stall characteristics of civil regional aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2022(3):47-55 (in Chinese).

其中影响较大的一项就是失速特性的偏离。表现为受滚转失速的影响,在达到最大升力系数之前就出现了不可接受的失速特性。为保证足够的安全裕度,飞机采用了时速保护系统——前置推杆器。

这种做法最直接的影响就是最大可用升力系数下降从而导致进场速度 V_{REF} 升高。这对于飞机运行的影响是不容忽视的,主要产生的影响具体包括了如下几点:

- 1) 高运行标准带来的签派率可能降低;
- 2) 增加运营安全性隐患,如速度增大对飞行员进场/着陆操作时间及心理压力的不利影响,特别是高原机场,地速更大;
- 3) 运行机场适用范围降低;
- 4) 影响飞行程序设计。

可见,对民用支线飞机进行失速特性的优化是非常有必要的。同时,优化必然有诸多的约束限制,因此,失速特性的优化是一个复杂而困难的研究课题,本文仅是对现有飞机构型影响较小的一种翼面流动改善措施的初步研究。

1 涡流发生器介绍

1.1 简介

涡流发生器(Vortex Generator,简称 VG)实际上是以某一安装角垂直地安装在机体表面上小展弦比气动面,是一种典型的流动控制措施。由于其展弦比小,VG 尖端涡的强度较强。可以使边界层内能量增加,处于逆压梯度中的边界层流场得到能量后能够持续附着在机体表面,如图 1 所示。即使在较陡的逆压梯度或较强的激波附面层中,涡流发生器也很有效果。

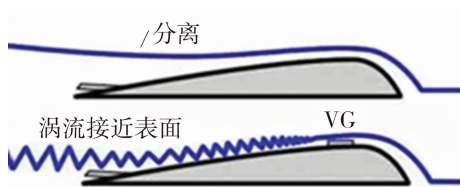


图 1 涡流发生器作用机理

1.2 发展

涡流发生器是由美国联合飞机公司的 BMYNES 和 TAYLR 在 1947 年首先提出的。早在 20 世纪 60 年代,就有研究人员对涡流发生器控制平板湍流边界层的机理进行了研究,并提出了涡流发生器控制边界层特别是控制湍流边界层分离的基本原理就是

在于向边界层内注入新的涡流能量的理论。

之后研究人员对控制翼型和机翼湍流边界层分离的涡流发生器原理进行了大量的试验探究以及数值计算研究工作,其中包括了对涡流发生器的形状、一系列几何参数及安装位置等多方面的研究,探索涡流发生器在高低速状态下的作用及性能。KOIKE 利用 NASA 2D 以及 NASA 3D 的标模(CRM)在 0.74 马赫数及 0.85 马赫数下进行了风洞试验^[7],如图 2 所示。KOIKE 研究了涡流发生器不同高度、间隔、偏角及位置对机翼气动性能的作用,证明了涡流发生器在高速状态下可以延缓机翼上表面的分离,提高升力系数以及升阻比等性能参数,具体结果如图 3 和图 4 所示。

黄静波对超临界机翼表面的涡流发生器影响进行了研究^[1],在低速大攻角($M=0.2, \alpha=16^\circ$)流动状

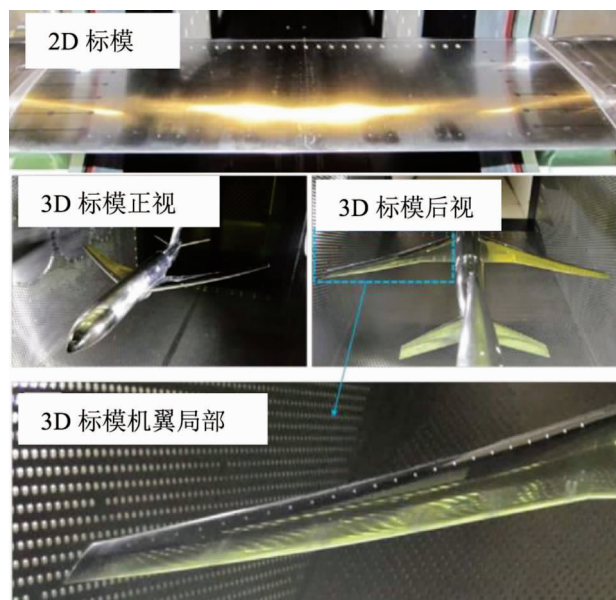


图 2 2D 及 3D NASA 标模及涡流发生器的布置情况

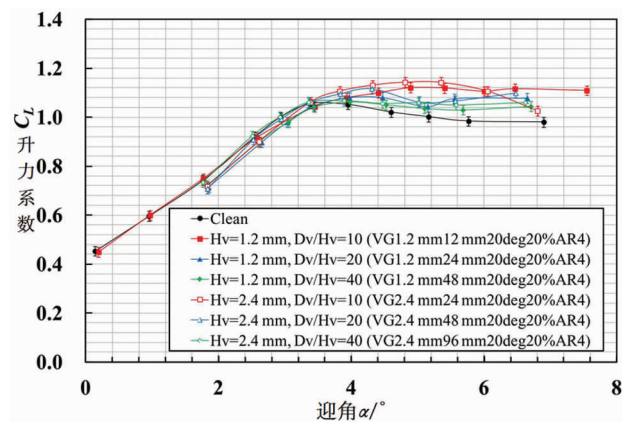


图 3 2D NASA 标模试验得到的升力系数对 ($Ma=0.74$)

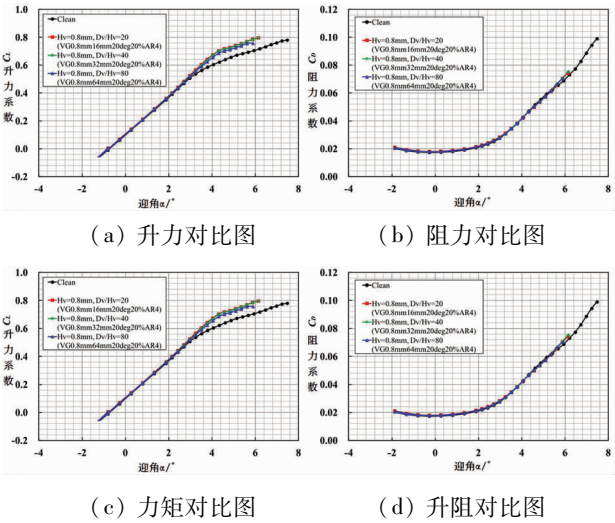


图 4 3D NASA 标模试验得到的气动参数 (Ma=0.85)

态下对加上了涡流发生器的超临界机翼进行了计算模拟,得到的结果如图 5 所示。可以看到位于上表面前缘附近的涡流发生器有效改善了外侧机翼在大攻角时发生的气流分离现象,并且抑制了机翼的展向流动。

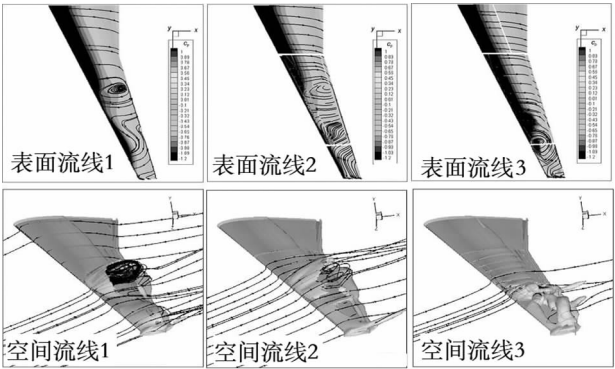


图 5 低速大攻角时表面流线与空间 Q 等值面

1.3 应用

由于涡流发生器对流动的控制效果显著,同时带来重量与成本的增加较少,方便实施,因此在飞机上(机翼、机身、增升装置、进气道等位置)、叶轮机械、风洞设计中都可应用。实际上,涡流发生器在民用飞机上已经有着很广泛的应用。以波音公司为例,涡流发生器已应用在波音公司的大多数飞机上,几乎成为了波音公司的一种“商标”,涡流发生器安装在波音飞机上的位置如表 1 所示。

此外,格鲁门公司也在其湾流飞机机翼上应用涡流发生器。

同时,涡流发生器也应用在了很多发动机进气道内,可以用来防止进气道喘振现象。

表 1 涡流发生器安装在波音飞机上的位置

机型	涡流发生器的位置
707	机翼上表面和水平尾翼下表面
727	垂尾、中心发动机 S 形进气道和机翼前缘
737-200	机翼上表面和沿水平尾翼附近的机身后体上
737-300	机翼上表面和发动机短舱上
737-800	机翼上表面前缘
757	机翼上表面
767	机翼上表面和发动机短舱上
767-300	襟翼上表面前缘
777	机翼上表面

综上所述, VG 在当代民机设计中已经得到了较为广泛的应用,当然,由于不同的设计理念,不同的飞机设计运用不同的 VG 来达到自己不同的目的,但可以认为,对于某些机型(如波音 737) VG 对失速特性的改善,是有实际工程意义的。

2 改善失速特性的涡流发生器设计

2.1 问题分析

本文以飞机着陆构型为基础,对涡流发生器进行设计。利用 ICEM 生成全机结构网格后利用 CFX 进行数值计算来观察着陆卡位失速迎角附近的机翼表面的流动情况。计算结果如图 6 所示。

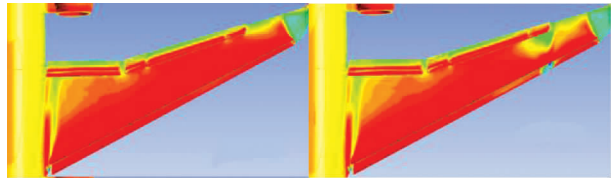


图 6 失速迎角附近机翼表面的顺流向摩擦阻力系数云图

图中绿色区域代表顺流向摩擦阻力系数接近于零或小于零,颜色越深代表摩擦阻力系数越小。由图可见,飞机着陆构型是从外侧机翼开始分离的。

带侧滑角变迎角进行数值计算得到机翼表面摩擦阻力系数状态如图 7 所示。可见此时左右机翼出现了严重的分离流动不对称现象,背风侧的机翼出现了较大面积的分离现象。

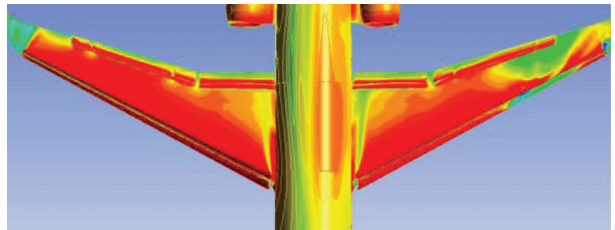


图 7 较大迎角下横向分析的翼表面顺流向摩擦阻力系数云图

由于出现分离的位置位于外侧机翼,距离飞机对称面距离较远,所以损失的升力作用的力臂较长,产生较大的滚转力矩。同理机翼内侧产生的分离损失升力作用的力臂较短,随之产生的滚转力矩较小。因此得出了:出现急剧滚转失速的原因是机翼外侧先发生了大面积的气流分离。

2.2 设计过程

影响涡流发生器效果的因素包括安装位置、形状、高度、偏角及数量等。需要结合机翼本身的流动形态和参数来进行设计。

涡流发生器的布置位置主要由展向位置以及弦向位置决定。展向位置观察外翼分离后的分离区域,以展向能够基本覆盖住主要分离区域为准,如图 8 所示。展向范围大致为半展长的 60% ~ 80% 范围。

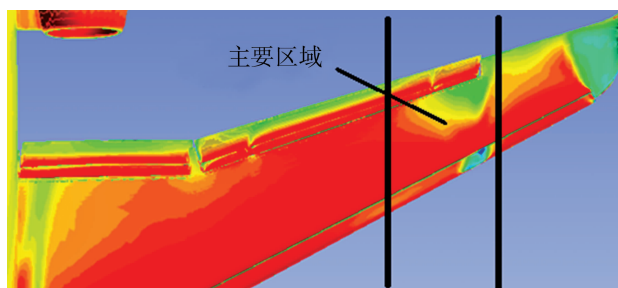
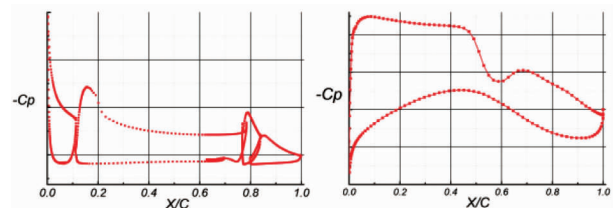


图 8 外翼主要分离区域

弦向位置需要根据机翼上表面的几何形状、低速时机翼表面的压力分布以及高速状态时机翼表面的压力分布等因素决定,如图 9 所示。



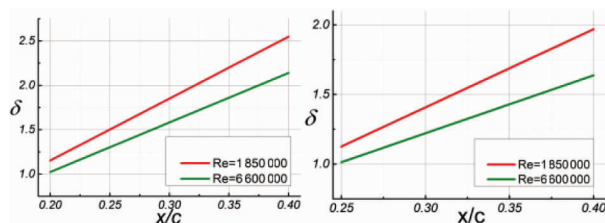
(a) 低速状态压力分布 (b) 高速状态压力分布

图 9 机翼剖面高低速压力分布

从图中可以看到,从低速流态出发,涡流发生器位置应处于主机翼前缘吸力峰之后流速降低并且变化平缓的位置,即多段翼总弦长约 25% 位置之后。而从高速时计算结果分析,其位置应处于上翼面激波位置之前,即巡航机翼弦长约 45% 位置之前。实际位置需在上述范围内选取。此次研究选取的展向及弦向站位分别为 26%、28%、30%。

涡流发生器的高度主要由机翼表面附面层厚度

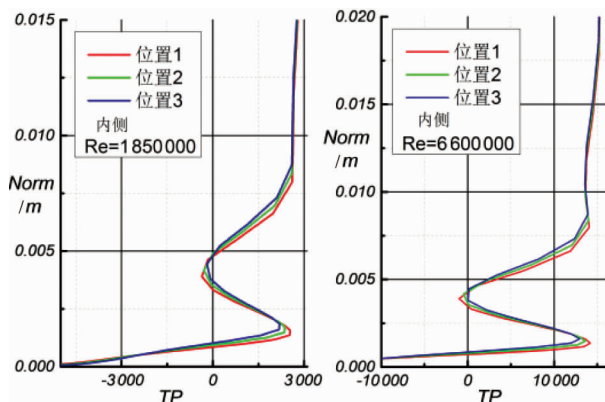
决定,其高度需要大于布置处附面层的厚度,高度差的变化会影响涡流发生器产生的涡的强度和形态。这里需要得到内外两个剖面的附面层随弦向位置的变化规律。在计算结果的基础上进行线性拟合,得到内外两个剖面上的附面层高度变化趋势,如图 10 所示。图中所示不同的雷诺数代表风洞试验模型缩比下的不同风洞压力下计算得到的雷诺数值。



(a) 内侧剖面 (b) 外侧剖面

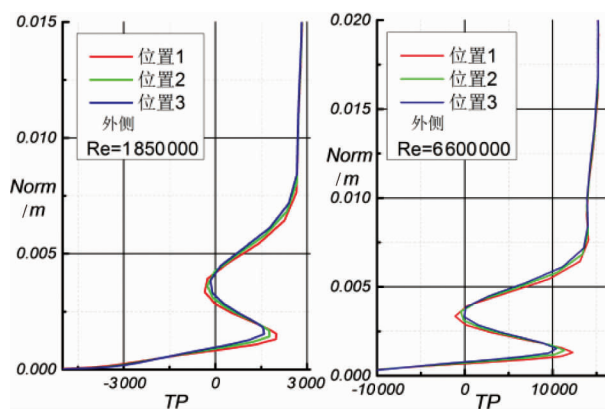
图 10 内外剖面上附面层变化线性拟合结果

图 11 为内侧展向位置各三个涡流发生器布置点处的法向总压分布。由于多段翼的影响,取曲线



(a) 低雷诺数 (b) 高雷诺数

图 11 内侧剖面上三点处法向总压分布



(a) 低雷诺数 (b) 高雷诺数

图 12 外侧剖面上三点处法向总压分布

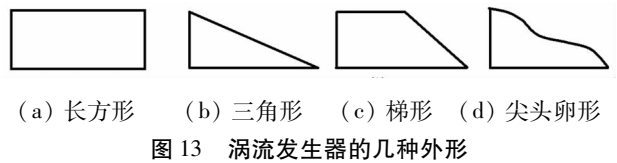
第一处拐点的高度作为当地附面层的高度,根据弦向位置结合图 11 得到不同雷诺数下三个点处的附面层高度。对比利用高雷诺数时的数据(绿色线)得到外侧剖面对应附面层高度时的弦向位置,继而根据图 12 得到外侧剖面三个点处的附面层高度。表 2 列出了展向内外剖面不同雷诺数下各处的附面层高度。

表 2 展向内外各处的附面层高度(单位:mm)

展向位置 (Re)	弦向位置					
	26%	28%	30%	32.4%	35%	37.2%
内侧 $Re = 1.85 \times 10^6$	1.57	1.72	1.87	1.54	1.69	1.81
内侧 $Re = 6.6 \times 10^6$	1.36	1.47	1.6	1.32	1.43	1.52

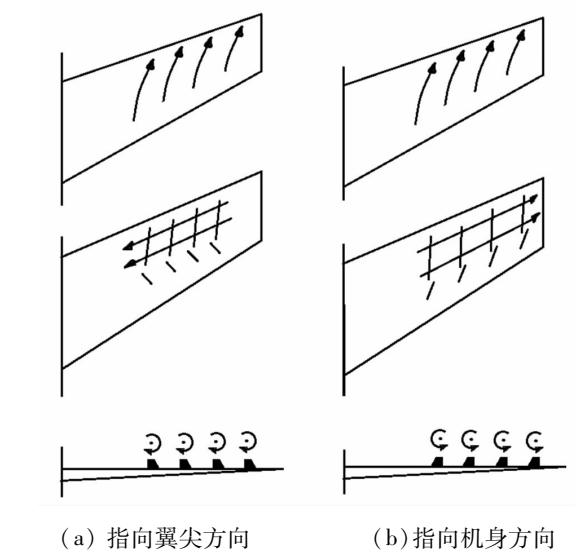
从表 2 可以看出,最后取得的附面层厚度有一定的偏差,此为线性拟合时带来的误差,在可以接受的范围内。

涡流发生器的外形一般有长方形、三角形、尖头卵形、梯形等形状,如图 13 所示。考虑到涡流发生器需要兼顾高低速的性能,结合机翼上表面较为平坦的外形,本次研究选用梯形涡流发生器外形。根据国内外大量的涡流发生器实验研究,由于“扰流板效应”,涡流发生器太长会对当地附面层严重干扰,不一定能提高效能,并且会增加阻力,一般的长高比的取值为 4 左右。



数量为本次研究的一项内容,涡流发生器之间距离大,会影响产生涡的整体效能,距离小过一定值,涡之间会相互阻滞及干扰,同样不利于涡流发生器发挥作用。取 7、9、11 三种等间距分布进行研究。

在 2.1 节中提到外翼分离的其中一个因素为机翼表面的展向流动,减少分离区域的展向流动对改善分离特性是很有必要的。对于展弦比较大的民机来说,涡流发生器的偏转角度就会对展向流动产生影响。具体机理见图 14。图 14 (a) 为涡流发生器头部指向翼尖偏转,产生的涡可以阻碍展向流动的发展。图 14 (b) 中涡流发生器头部指向机身方向,产生的涡会加强展向的流动。查阅文献可知,通常取涡流发生器与来流的夹角为 20° [5]。



本次研究以弦向剖面为基准,头部指向翼尖为正角度,指向机身为负角度,取三组不同角度进行研究。

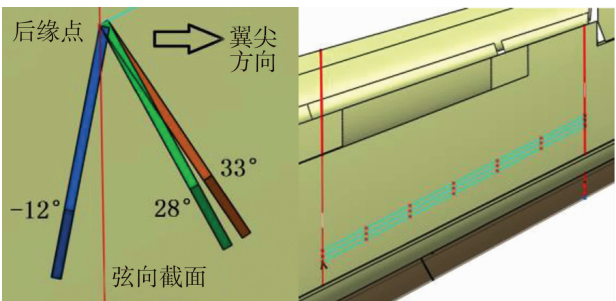
3 试验研究

3.1 研究方案

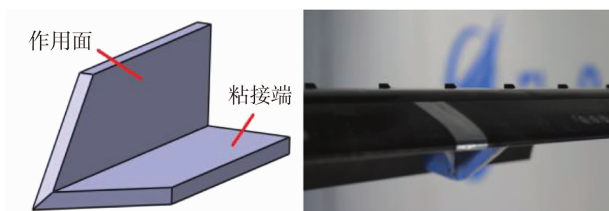
结合上述对涡流发生器的一系列设计,最后形成如表 3 的试验研究方案。位置排列及偏角如图 15 所示。弦向从前到后三个位置分别为位置 1、位置 2、位置 3。

表 3 试验研究方案

项目	描 述
展向	60% 至 80% 半展长位置
弦向	内:26%、28%、30% 外:32.4%、35%、37.2% (中间点根据内外相连直线等距线性分布)
高度	1.6 mm、2.2 mm、2.8 mm
形状	梯形:头部角度 45° ,底和高长度比 3.7
数量	等距分布:7、9
角度	以 VG 后部底边点为原点;与气流夹角: -25° 、 15° 、 20° ,与弦向截面夹角: -12° 、 28° 、 33°



风洞试验模型采用的比例为 11.5% 全模。涡流发生器由于尺寸较小, 为了保持加工外形的准确性, 采用金属 3D 打印及线切割的方式进行加工, 利用下部设计的耳片与主机翼表面进行粘合, 粘接端朝向翼尖处。涡流发生器的形状及实际安装如图 16 所示。



(a) 外形图 (b) 风洞中实际安装图

图 16 涡流发生器应用外形及安装情况

试验风洞为中国航空工业空气动力研究院哈尔滨分院的 FL-9 低速高雷诺数风洞, 其提高雷诺数的方式为增压。试验段尺寸为 4.5 m(宽) × 3.5 m(高) × 10 m(长), 四壁切角边长为 700 mm, 试验段面积为 14.77 m²。压力调节范围为常压到 0.4 Mpa。本次试验所用压力为 0.4 Mpa, 风速为 70 m/s。

3.2 结果分析

试验中机翼表面涡流发生器的研究全部在 4 卡位(着陆)下进行, 对涡流发生器的布置位置、高度、偏角以及数量进行对比研究, 以验证前期涡流发生器的设计。试验结果的分析统一使用扣除支架干扰之后的数据。图 17 ~ 图 19 中显示的是在 0.4 Mpa 增压环境下涡流发生器位置 and 高度之间的关系。

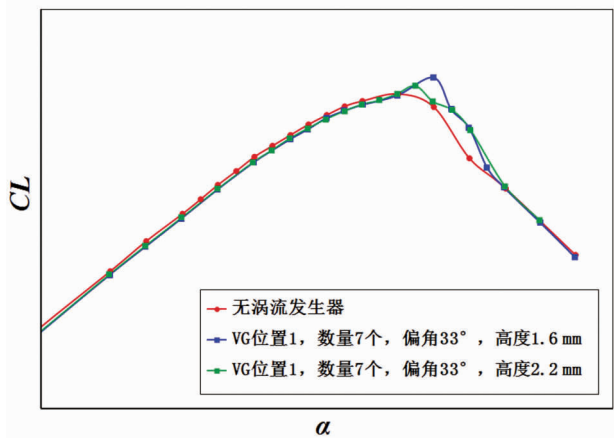


图 17 VG 位置 1 和高度的关系

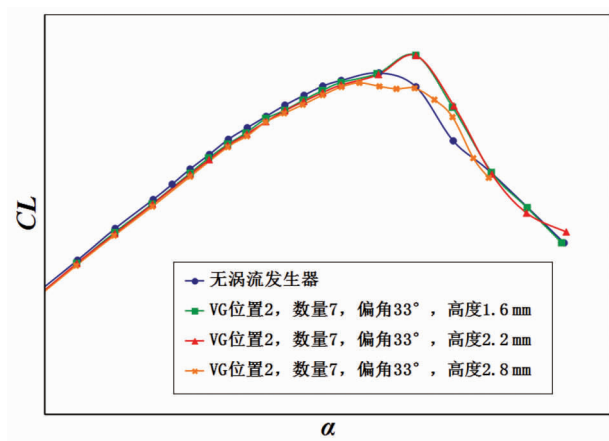


图 18 VG 位置 2 和高度的关系

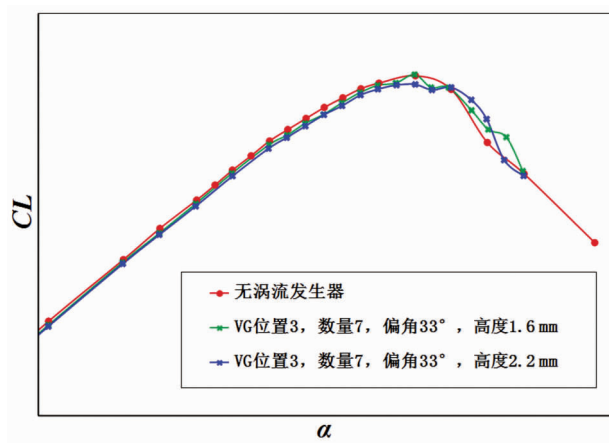


图 19 VG 位置 3 和高度的关系

由图可以看出, 1.6 mm 涡流发生器在位置 1 处展现出了较好的作用, 推迟了失速迎角, 失速时升力系数提升。在位置 1 处 2.2 mm 涡流发生器也有作用, 失速迎角推迟, 升力系数提升。来到位置 2 后, 相较于位置 1, 2.2 mm 涡流发生器作用效率上升, 1.6 mm 涡流发生器效果依然明显, 达到了和 2.2 mm 涡流发生器几乎相同的效果。两者都能推迟失速迎角, 失速时的升力系数提升。2.8 mm 涡流发生器的效果不佳, 失速迎角略微提前, 升力系数有所下降。

由于 0.4 Mpa 下附面层高度较常压时有明显的降低, 故对 1.6 mm 涡流发生器偏角以及数量进行进一步研究, 结果见图 20 和图 21。

可以看出, 对于 1.6 mm 涡流发生器在位置 2 处, 28° 的偏角(与气流夹角减小)降低了涡流发生器的效率, 并未推迟失速迎角, 升力系数也未升高。而数量上的增加, 由于卷起的涡间隔变小, 产生相互

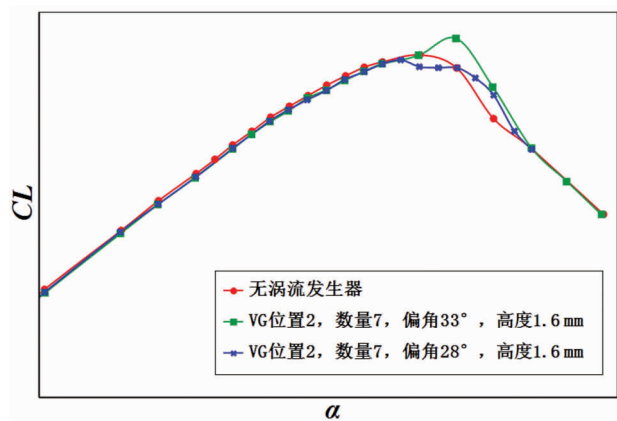


图 20 1.6 mm VG 偏角的影响

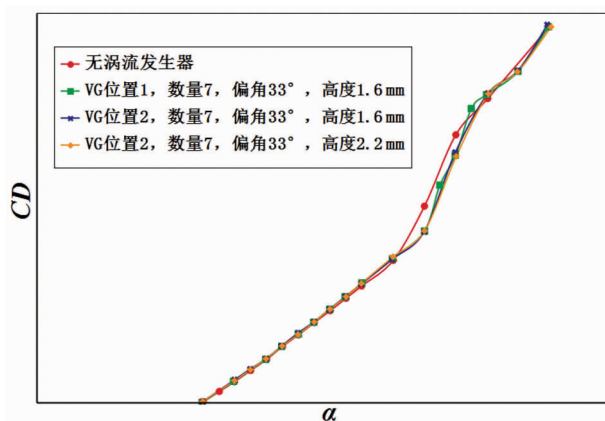


图 23 三种 VG 方案阻力比较

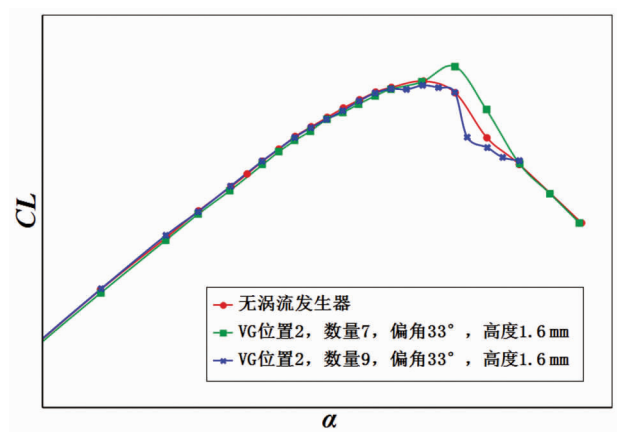


图 21 1.6 mm VG 数量的影响

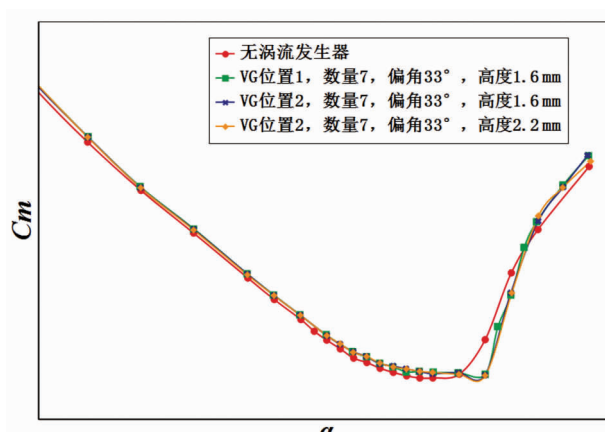


图 24 三种 VG 方案俯仰力矩比较

干扰等不利因素,使涡流发生器的作用基本难以观测。综合上述分析,本次研究较为有效的涡流发生器方案有:高 1.6,位置 1,偏角 33° ,数量 7;高 1.6,位置 2,偏角 33° ,数量 7;高 2.2,位置 2,偏角 33° ,数量 7。此三种方案下的其他气动特性见图 22 ~ 图 25。

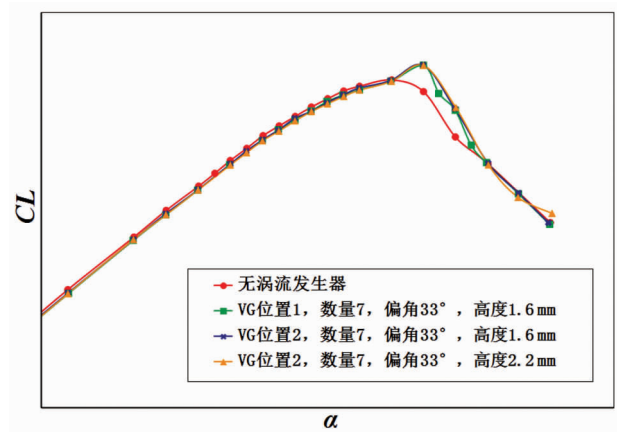


图 22 三种 VG 方案气升力比较

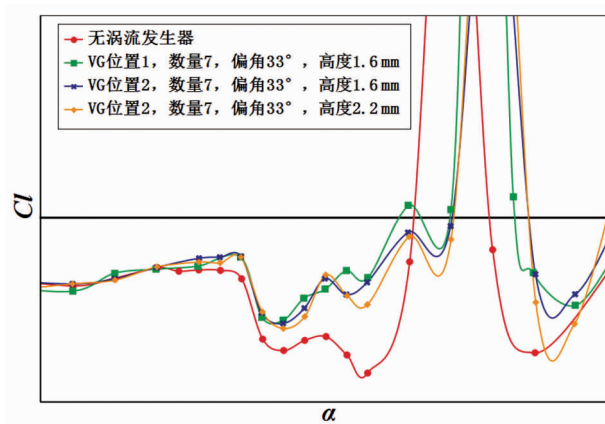


图 25 三种 VG 方案气滚转力矩比较

由图可以看到 3 种涡流发生器的方案在大约无涡流发生器时的失速攻角之后对全机阻力有一定的有利影响,主要是因为涡流发生器延后了机翼上表面的分离现象,并且在线性段范围内涡流发生器对阻力没有不利的影响。从俯仰力矩系数以及滚转力

矩系数也可以看出 3 种涡流发生器方案的有利影响。其中俯仰力矩表现为拐点有所延后,幅度与失速迎角延后相对应。滚转力矩也表现为力矩突变点延后,并且突变之前一定范围内(刚出现分离)表现为力矩值低于未安装涡流发生器时的力矩值。

4 结论

本文以民用支线飞机失速特性研究作为依托,同时对涡流发生器的工作机理以及国内外对机翼表面使用涡流发生器做了调研,引出了在机翼上表面失速附近易分离的区域布置涡流发生器的研究思路。

借助数值模拟方法对机翼表面的失速形态及区域进行分析,得到了机翼表面的分离位置,当地的附面层分布形态以及典型剖面的压力分布等参考数据。结合涡流发生器的作用机理对涡流发生器的位置、高度以及偏角等参数进行了设计。

最后通过低速高雷诺数风洞试验,对多组涡流发生器方案进行了试验研究,得到了 3 组效果可观的涡流发生器方案。试验表明,民用支线飞机通过对机翼上翼面合理的布置涡流发生器,可以有针对性地改善失速迎角附近的机翼分离形态,进一步增大失速迎角,同时随着机翼分离的改善,飞机整体的俯仰力矩特性以及滚转力矩特性均得到一定改善。

民用支线飞机低速气动特性的提升最终会提升飞机的运营能力,提升飞机的竞争力。

参考文献:

- [1] 黄静波,肖志详,符松,等. 超临界机翼表面涡流发生器影响研究[J]. 中国科学:技术科学,2010,40(8): 867-878.
- [2] 江永泉. 几种涡流发生器在波音飞机设计中的应用[J]. 民用飞机设计与研究,1994(2):1-8.
- [3] 郝礼书,乔志德,宋文萍. 涡流发生器布局方式对翼型失速流动控制效果影响的试验研究[J]. 西北工业大学学报,2011,29(4):524-528.
- [4] 黄红波,陆芳. 涡流发生器应用发展进展[J]. 武汉理工大学学报(交通科学与工程版),2011,35(3):611-616.
- [5] 叶叶沛. 涡流发生器原理和设计[J]. 西飞科技,1996(2):2-5.
- [6] 范洁川,邵箭. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [7] KOIKE S, NAKATIKA K, NAKAJIMA T, et al. Experimental investigation of vortex generator effect on two-and three-dimensional NASA common research models: Aiaa Aerospace Sciences Meeting[C]. Florida: AIAA, 2015.
- [8] STILLFRIED F V, WALLIN S, JOHANSSON A V. Evaluation of a vortex generator model in adverse pressure gradient boundary layers[J]. AIAA Journal, 2011, 5:982-993.
- [9] JIRASEK A. Vortex-generator model and its application to flow control[J]. Journal of Aircraft. 2005, 6: 1486-1491.
- [10] SHINN A F, VANKA S P. Numerical simulation of a film-cooling flow with a micro-ramp vortex generator [C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Florida: AIAA, 2011.
- [11] STILLFRIED F, WALLIN S, JOHANSSON A. An improved passive vortex generator model for flow separation control[C]//5th Flow Control Conference. Chicago: [s. n.], 2010.
- [12] SCHOLZ P, MAHMOOD S, CASPER M R. Radespiel experimental and numerical investigations on the control of airfoil stall using vortex generator jets[C]//5th Flow Control Conference. Chicago: [s. n.], 2010.
- [13] JOUBERT G, PAPE A L, HUBERSON S. Numerical study of flow separation control over a OA209 airfoil using deployable vortex generator[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Florida: [s. n.], 2011.

作者简介

李秋捷 男,硕士,工程师。主要研究方向:大型民用飞机气动特性。E-mail: liqiuji@comac.cc

蒋晓莉 女,硕士。主要研究方向:大型民用飞机气动特性。E-mail: jiangxiaoli@comac.cc

周星 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:大型民用飞机气动特性。E-mail: zhouxing@comac.cc

钟园 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:大型民用飞机气动特性。E-mail: zhongyuan@comac.cc

Research on vortex generator on wing upper surface in optimization of stall characteristics of civil regional aircraft

LI Qiujie * JIANG Xiaoli ZHOU Xing ZHONG Yuan

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

Abstract: When the angle of attack exceeds the critical value during flight of aircraft, the air flow attached to the upper surface of the wing begins to separate in a large area. At this time, the lift coefficient decreases with the increase of the angle of attack, which is called stall. When the plane stalls, the control is greatly affected so it is a dangerous flying condition. During the test flight of a civil regional jet, it was found that stall characteristics were mainly affected by rolling stall, and unacceptable stall characteristics appeared before the maximum lift coefficient was reached. In the stall entering process, aileron control efficiency decreased rapidly, and the aircraft rolled sharply when approaching stall. Vortex generators are widely used in civil aircraft, which can improve the flow separation of wings and thus improve stall characteristics, and have the advantages of small modification and high feasibility. In this paper, the stall characteristics of a regional jet were improved by installing vortex generators on the upper surface of the wing. The position, height, deflection angle and quantity of vortex generator were designed by numerical calculation. Through low speed and high Reynolds number wind tunnel test, the actual effect of vortex generator was verified. Finally, several effective schemes of vortex generator were obtained.

Keywords: stall characteristic; vortex generator; wind tunnel test

* Corresponding author. E-mail: liqiujie@comac.cc