

文章编号:1674-8190(2022)06-116-09

一种平尾涡流发生器设计和流动控制研究

王建, 郭高锋, 延小超, 贾新宇, 张文希

(航天时代飞鸿技术有限公司, 北京 100094)

摘要: 在飞机表面安装涡流发生器,可以起到改善当地流态的作用,达到减阻、增升、降噪、减小旋流畸变的目的,而平尾的气动特性直接影响飞机的飞行安全。基于改善飞机平尾在负迎角下流动特性的应用需求,设计一种安装于平尾下表面的涡流发生器。通过数值模拟方法研究平尾在不安装涡流发生器和安装涡流发生器两种构型下的流动特征和机理,分析飞机在负迎角下的俯仰力矩特性。结果表明:安装涡流发生器的平尾负失速迎角推迟了 4° ,负迎角下的俯仰力矩拐点推迟了 4° 左右,拓宽了飞机的飞行边界。

关键词: 涡流发生器;平尾;气流分离;流动控制;飞行边界;数值计算

中图分类号: V221⁺.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.06.12

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Design and Analysis of a Vortex Generator on Horizontal Tail

WANG Jian, GUO Gaofeng, YAN Xiaochao, JIA Xinyu, ZHANG Wenxi

(Aerospace Times Feihong Technology Company Limited, Beijing 100094, China)

Abstract: The vortex generator installed at the aircraft surface can improve the local flow pattern and achieve the purpose of reducing drag, increasing lift, reducing noise and reducing swirl distortion. The aerodynamic characteristics of the horizontal tail directly affect the flight safety of an aircraft. Based on the application requirement of improving the flow pattern of the horizontal tail at the negative angle of attack, a type of vortex generator is designed, which is installed on the lower surface of the horizontal tail. The flow characteristics and mechanism of the horizontal tail with and without vortex generator are studied by numerical simulation method, and the pitching moment characteristics of the aircraft are analyzed. The calculation results show that the negative stall angle of attack and the pitching moment inflection point of the horizontal tail with the vortex generator is delayed by 4° and the flight boundary of the aircraft is enlarged.

Key words: vortex generator(VG); horizontal tail; flow separation; flow control; flight boundary; numerical simulation

收稿日期: 2021-11-03; 修回日期: 2022-04-12

通信作者: 王建, 253063927@qq.com

引用格式: 王建, 郭高锋, 延小超, 等. 一种平尾涡流发生器设计和流动控制研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 116-124.

WANG Jian, GUO Gaofeng, YAN Xiaochao, et al. Design and analysis of a vortex generator on horizontal tail[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 116-124. (in Chinese)

0 引言

由于山地地形复杂,气候多变,适合山地作业的机械化设备非常少。长期以来,山地地形勘探、线路巡检等工作主要依靠人工,存在成本高、效率低、风险大等问题。近年来,通用飞机/无人机因其良好的地形适应性和高费效比,开始在山地作业领域活跃起来。此类飞机/无人机一般要求具有优秀的短距起降能力和抗风能力。当飞机在 $1.3V_{S0}$ 速度、襟翼完全展开、发动机处于起飞功率状态下复飞时,机翼在襟翼和前拉螺旋桨的共同作用下将对平尾产生极强的下洗流,此时平尾下表面极易发生气流分离并处于负失速状态,从而造成飞机出现纵向静不稳定的问题。

平板式涡流发生器是一种以一定侧向夹角垂直安装在机体表面上的小展弦比机翼^[1]。这种涡流发生器能产生能量较强的翼尖涡,高能量的翼尖涡与下游的低能量边界层流动混合后,会加速后方边界层与外流的能量交换,使处于逆压梯度中的边界层获得附加能量后继续沿机体表面流动,延迟了下游的气流分离^[2-3]。研究表明,涡流发生器可以安装在大型飞机机身后体底部、机翼表面、进气道内表面、船体表面,起到改善当地流态的作用,达到减阻、增升、降噪、减小旋流畸变的目的^[4-7]。

由于涡流发生器表面尺寸非常小,其高度仅为安装翼面边界层厚度量级,采用数值计算或风洞实验均存在较大难度^[2]。但针对涡流发生器的区域加密网格搭接技术^[8-9]和数值计算^[10-12]方法均得到了较多的研究。

虽然涡流发生器已经成功应用于机翼、机身后体、襟翼、进气道等飞机部件的流动控制和减阻增升上,但将其直接安装在平尾下表面,改善平尾负失速问题的研究还较少。

本文为解决在小迎角、襟翼完全展开、发动机处于起飞功率状态下,飞机纵向静稳定性处于临界失稳的问题,设计一种安装在平尾下表面、控制平尾下表面气流的涡流发生器,通过数值模拟对飞机纵向气动特性进行计算验证,分析涡流发生器对平尾下表面流场特征的影响,以期有效解决平尾负失速带来的全机纵向静不稳定问题。

1 设计要求

根据某型山地多用途飞机性能指标要求,设计涡流发生器来改善平尾负失速特性,具体指标如下:

(1) 使全机负迎角纵向静稳定的失稳临界迎角延迟增加 2° 以上,保证飞机以着陆构型复飞时仍具有足够的纵向静稳定性;

(2) 安装涡流发生器后,飞机升阻特性没有明显变化。

自研的某型山地多用途飞机模型如图1所示。

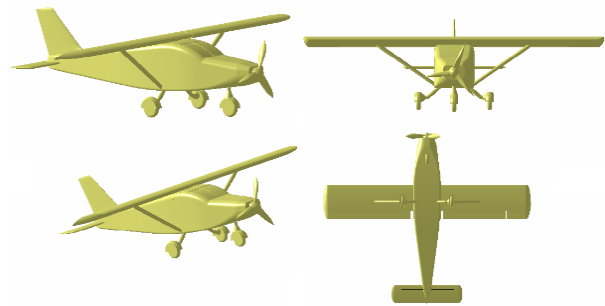


图1 某型山地运输飞机三维数模
Fig. 1 3-D model of a mountain transport aircraft

2 数值计算

2.1 计算方法

已有大量研究人员采用RANS方程和各种湍流模型对不同涡流发生器的流动机理进行了研究,并得到了诸多可靠的研究成果。基于此,本文在涡流发生器外形设计过程中采用CFD数值模拟方法对其外形进行优化设计和验证。数值计算基于有限体积法,以雷诺平均N-S方程为主控方程:

$$\partial_t U + \nabla \cdot F^c - \nabla \cdot F^v = Q \quad (1)$$

式中: U 为守恒变量; F^c 为对流量; F^v 为黏性通量; Q 为一般源项。

守恒变量 $U = (\rho, \rho v_1, \rho v_2, \rho v_3, \rho E)^T$,其中 ρ 为空气的密度, E 为单位质量的总能量, v 为笛卡尔坐标系下的气流速度, $v = (v_1, v_2, v_3) \in R^3$,参数定义详见文献[13]。

在计算中,入口边界采用速度入口边界条件,

出口边界为压力出口边界条件,为了较好地模拟机体表面的分离流动,采用 SST 湍流模型^[14]。

2.2 算例验证

采用风力机翼型 DU97-W-300 在 20% 相对弦长位置处安装涡流发生器的模型^[15](如图 2 所示)作为标模进行方法验证,涡流发生器的几何定义见文献[15]。计算工况为: $Re=2.0 \times 10^6$, α 的取值范围为 $0^\circ \sim 20^\circ$ 。计算网格采用非结构混合网格,网格量为 3.97×10^6 ,为满足 $y^+=1$,第一层附面层高度取 0.007 mm。翼型表面网格和空间剖面网格如图 3 所示。

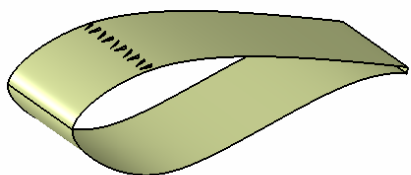
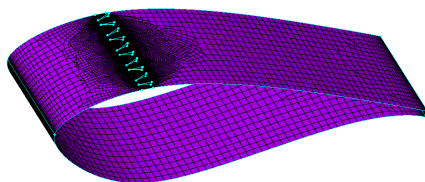
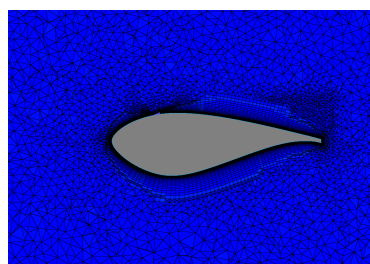


图 2 DU97-W-300 翼型带涡流发生器几何模型^[15]
Fig. 2 Geometry of the airfoil DU97-W-300 with VGs^[15]



(a) 翼型表面网格



(b) 空间剖面网格

图 3 DU97-W-300 翼型带涡流发生器模型数值计算网格
Fig. 3 Numerical computation grid of airfoil DU97-W-300 with VGs

迎角在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 范围内,本文计算得到的 DU97-W-300 翼型和 DU97-W-300 翼型安装涡流发生器两种模型的升力系数曲线与文献[15]试验结果的对比如图 4 所示。

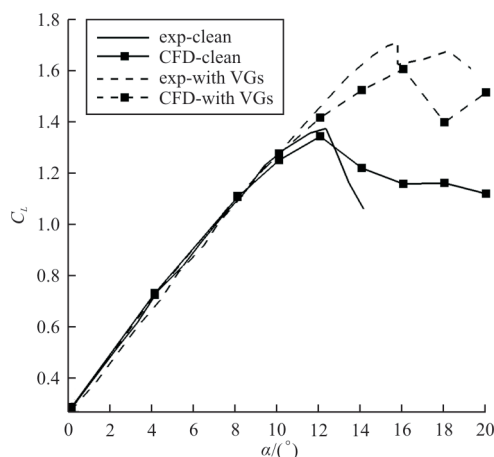
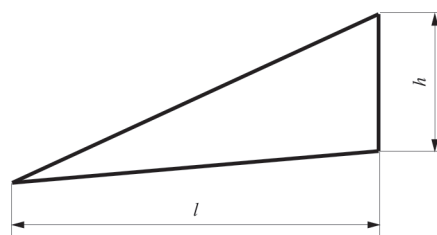


图 4 计算和试验得到的 DU97-W-300 干净翼型和 DU97-W-300 翼型安装涡流发生器的升力系数对比
Fig. 4 Comparison of lift coefficients between CFD results and experimental data for DU97-W-300 clean model and DU97-W-300 with VGs

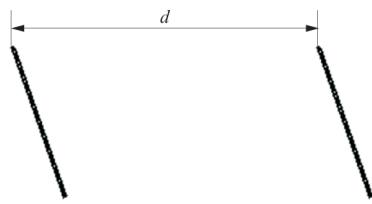
从图 4 可以看出:在线性段计算的升力系数与试验值完全吻合,计算得到的失速迎角和试验值也非常接近,只有在失速迎角附近计算结果明显小于试验值,表明本文使用的计算方法可以准确模拟涡流发生器的流动控制问题。

3 涡流发生器设计

本文设计的涡流发生器为三角形,如图 5 所示。涡流发生器的法向高度约等于当地附面层的高度,即约为平尾弦长的 1.2%, $h=20.5$ mm,长度 $l=60$ mm、厚度 $t=1$ mm,前缘后掠角 $\theta=66^\circ$ 。安装位置为平尾的前梁位置,即 15% 弦长处。涡流发生器的安装角越大,产生的漩涡强度越强,但是过大的安装角会造成涡提前破裂、阻力明显增加,根据文献[16],本文的涡流发生器安装角取 $\varphi=20^\circ$ 。此外,涡流发生器只能对下游有限的区域产生明显的影响,因此其间隔不宜过大^[17],本文的涡流发生器安装间隔 $d/h \approx 6$ 。



(a) 涡流发生器几何参数



(b) 涡流发生器间隔示意图

图 5 涡流发生器二维几何形状

Fig. 5 Two-dimensional geometric shape of vortex generator

为了满足精细化设计要求,设计涡流发生器的同时也考虑升降舵的影响,如图 6 所示。平尾翼型为自主设计的反弯翼型,弦长 $c_{htail}=1\ 670\text{ mm}$ 。

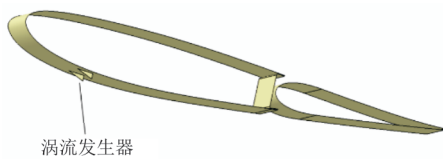
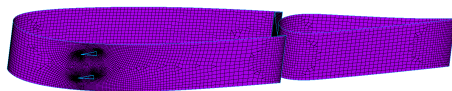


图 6 带涡流发生器的平尾翼段几何外形

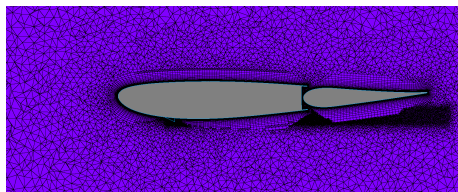
Fig. 6 Geometric shape of horizontal tail section with vortex generator

3.1 计算网格

采用 CFD 数值模拟方法分别计算带涡流发生器(htail-with VGs)翼段和不带涡流发生器(htail-without VGs)二维翼段两组模型的纵向气动特性。在计算中使用非结构网格,如图 7 所示。



(a) 带涡流发生器的平尾翼段表面网格



(b) 带涡流发生器的平尾翼段空间剖面网格

图 7 带涡流发生器的数值计算网格

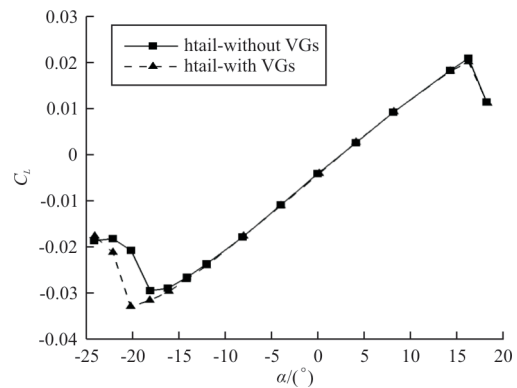
Fig. 7 Numerical computation grid with vortex generator

为了能够准确模拟涡流发生器的尾涡对平尾下表面流动的影响,在涡流发生器后部进行空间网格加密。不带涡流发生器的翼段网格划分策略和带涡流发生器的翼段基本相同,在安装涡流发生器的位置做相同的网格加密,以保证两组结果

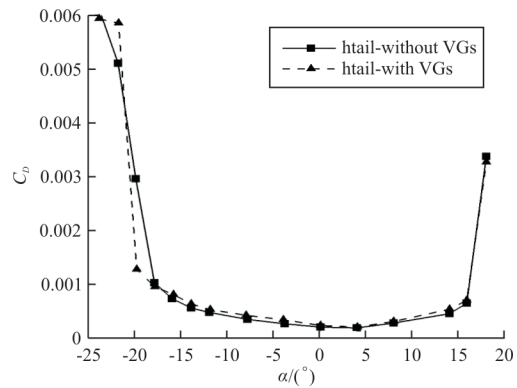
对比可靠。

3.2 气动特性分析

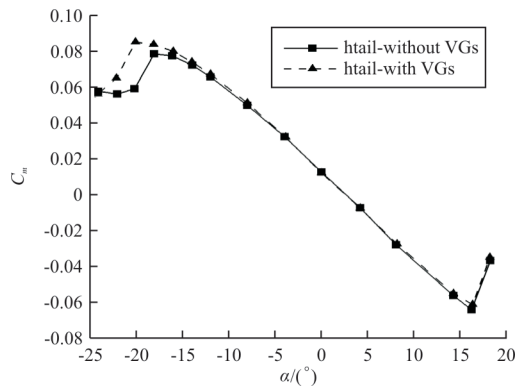
平尾翼段不带涡流发生器和带涡流发生器的升力特性曲线、阻力特性曲线和力矩特性曲线如图 8 所示。其中,来流速度 $V_\infty=30\text{ m/s}$ 、 $Re=3.98\times 10^6$,计算中的参考面积和参考长度均取全机的参数。



(a) 升力特性曲线



(b) 阻力特性曲线



(c) 力矩特性曲线

图 8 两种模型气动特性计算结果
Fig. 8 Calculation results of aerodynamic characteristics of the two models

从图8可以看出:在平尾翼型下表面安装涡流发生器使得平尾翼型的负失速迎角明显地增加了 2° ;并且带涡流发生器的平尾翼段升力系数线性段明显增长,抬头力矩明显增强,说明涡流发生器延缓了平尾下表面的气流分离;当迎角 $\alpha > -10^\circ$,两种模型的升力系数和俯仰力矩系数基本重合;另外,平尾翼型带涡流发生器的阻力只有微量增加,可以认为涡流发生器对平尾翼型的阻力影响很小。

3.3 流态分析

α 分别为 -16° 、 -18° 、 -20° 平尾翼段不带涡流发生器和带涡流发生器的压力系数云图和下表面极限流线图如图9~图10所示。翼段展向位置50%剖面翼型在相对弦长35%、50%和75%站位的速度型如图11所示。

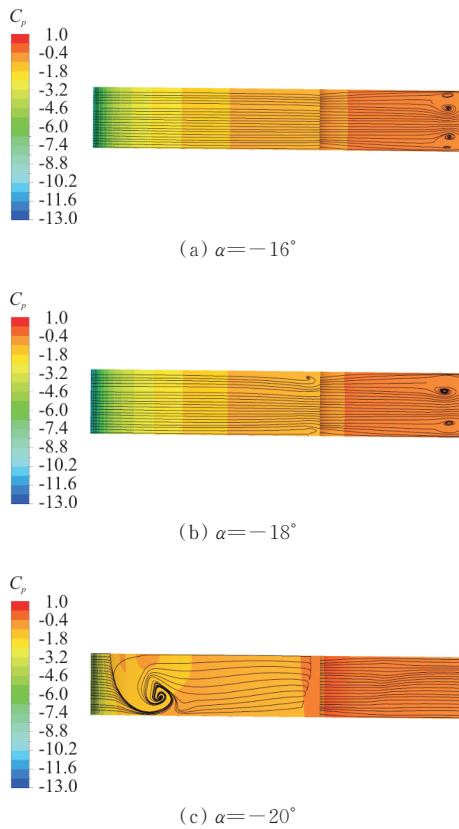


图9 α 分别为 -16° 、 -18° 、 -20° ,平尾翼段不带涡流发生器的 C_p 云图、下表面极限流线图
Fig. 9 C_p cloud diagram, lower surface limit streamline diagram of horizontal tail section without vortex generators at α is -16° , -18° , -20°

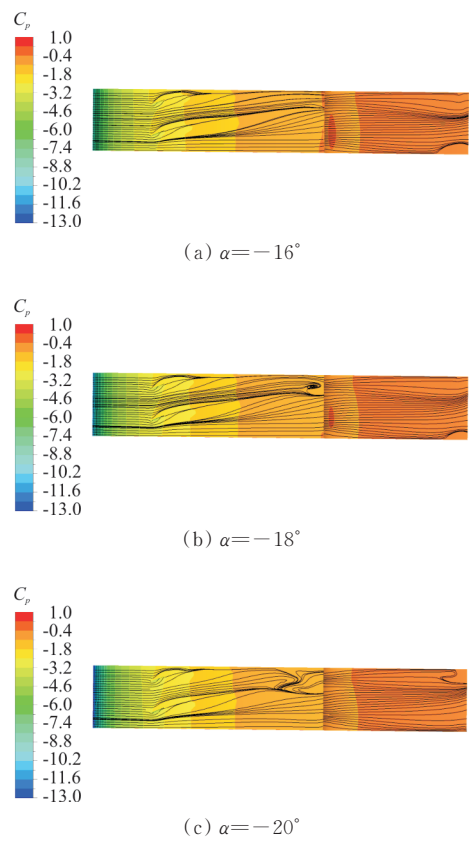
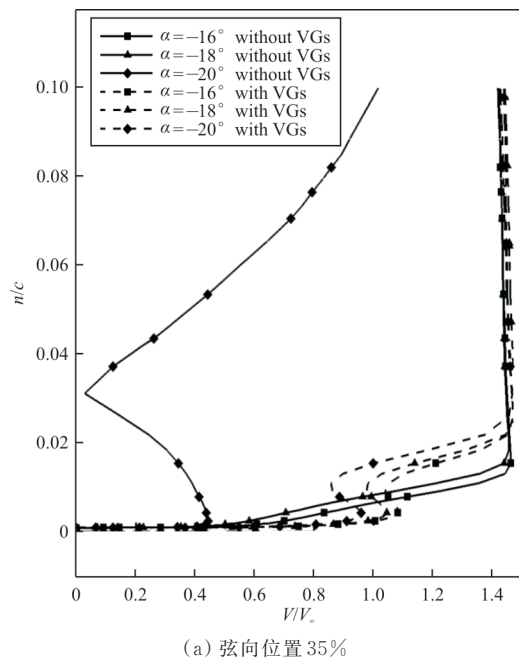
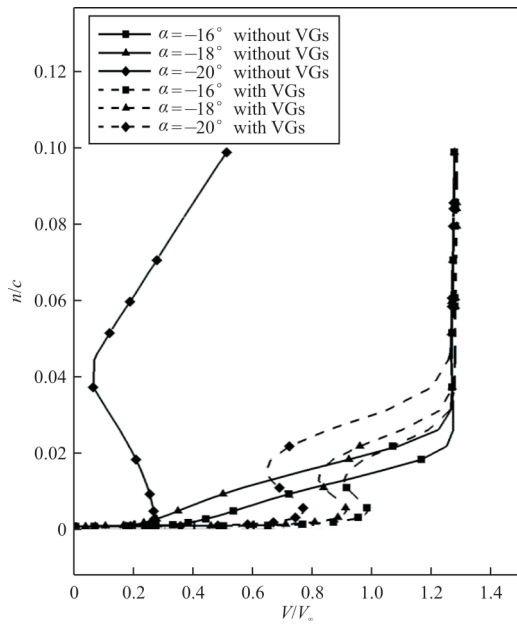


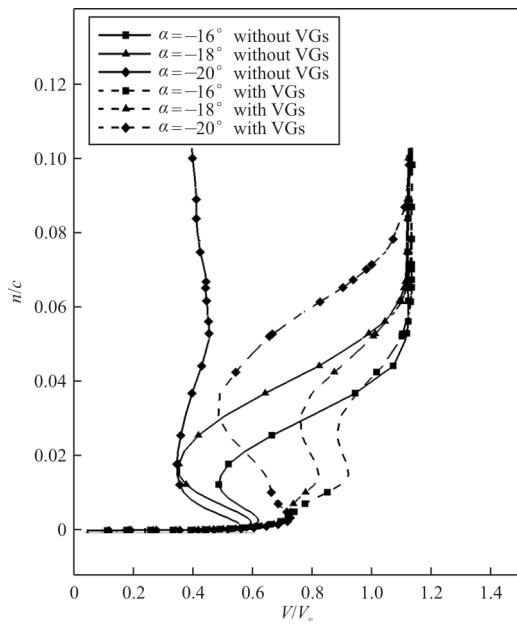
图10 α 分别为 -16° 、 -18° 、 -20° ,平尾翼段带涡流发生器的 C_p 云图、下表面极限流线图
Fig. 10 C_p cloud diagram, lower surface limit streamline diagram of horizontal tail section with vortex generators at α is -16° , -18° , -20°



(a) 弦向位置35%



(b) 弦向位置 50%



(c) 弦向位置 75%

图 11 翼型不同弦向站位的速度型

Fig. 11 Velocity profile of airfoil at different chord positions

从图 9~图 11 可以看出:升降舵下表面后缘首先发生分离;随着迎角减小升降舵下表面分离区域进一步增大,平尾安定面后缘也开始出现了明显的气流分离,平尾翼段临界失速;当 $\alpha = -20^\circ$,平尾翼段下表面在 10% 弦长处就发生了气流分离,已经完全失速;在安装涡流发生器后,相同迎角下,附面层内的流速明显提高,平尾翼段的下表面发生气流分离的区域明显减小,负失速迎角从

-18° 延缓到了 -20° 。

4 三维验证

将设计的涡流发生器布置在该型山地飞机的平尾下表面,从翼根到翼尖 80% 的展向上,保持涡流发生器的外形、安装角、安装位置不变。平尾下表面共安装 19 个涡流发生器,如图 12 所示。

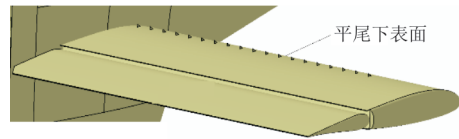


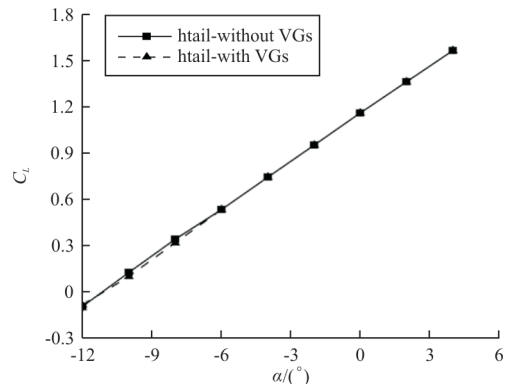
图 12 平尾下表面安装涡流发生的三维数模

Fig. 12 3-D model of horizontal tail with vortex generator

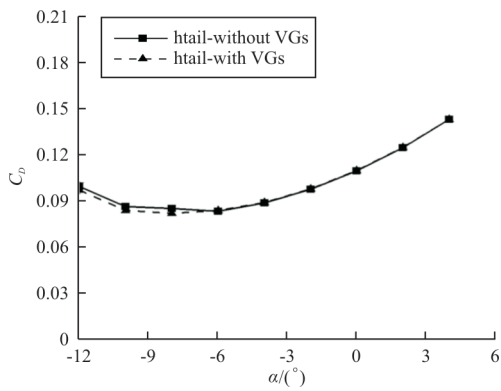
为了验证在安装平尾涡流发生器后,飞机负迎角纵向静稳定性失稳临界迎角能否增加 2° ,分别计算飞机着陆构型带平尾涡流发生器和不带平尾涡流发生器两种模型的纵向气动特性。

4.1 三维气动特性分析

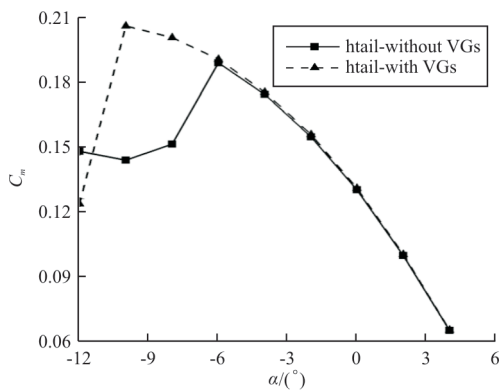
在平尾下表面安装涡流发生器和未安装涡流发生器的全机纵向气动特性计算结果如图 13 所示,可以看出:安装涡流发生器后全机的升力和阻力特性几乎没有发生变化,但负迎角下的俯仰力矩特性出现明显的差异;平尾没有安装涡流发生器时,全机在 -6° 迎角时纵向静稳定性即将丧失,而安装了涡流发生器后,全机纵向静稳定性临界迎角达到了 -10° ,说明涡流发生器扩大了飞机的负迎角安全飞行边界;在 α 为 $-6^\circ \sim -4^\circ$ 范围内阻力系数只增加了 0.000 3,在 α 为 $-12^\circ \sim -8^\circ$ 范围内,由于涡流发生器抑制了平尾下表面的气流分离,阻力明显减小。



(a) 升力特性曲线



(b) 阻力特性曲线



(c) 力矩特性曲线

图 13 两种全机模型的纵向气动特性曲线
Fig. 13 Longitudinal aerodynamic characteristic curves of two airplane models

两种模型的平尾升力系数随迎角的变化曲线如图 14 所示,可以看出:涡流发生器使平尾的负失速迎角推迟了 4° ,进一步验证了涡流发生器是有效的。

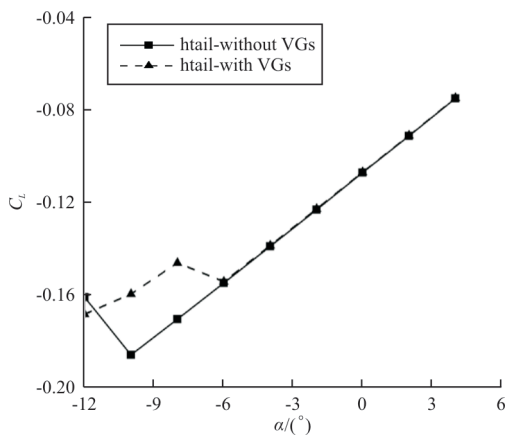


图 14 两种模型的平尾升力特性曲线
Fig. 14 Horizontal tail lift characteristic curves of the two models

4.2 三维流态分析

飞机平尾下表面不带涡流发生器, α 分别为 -6° 、 -8° 的平尾下表面极限流线图和 C_p 云图如图 15 所示。

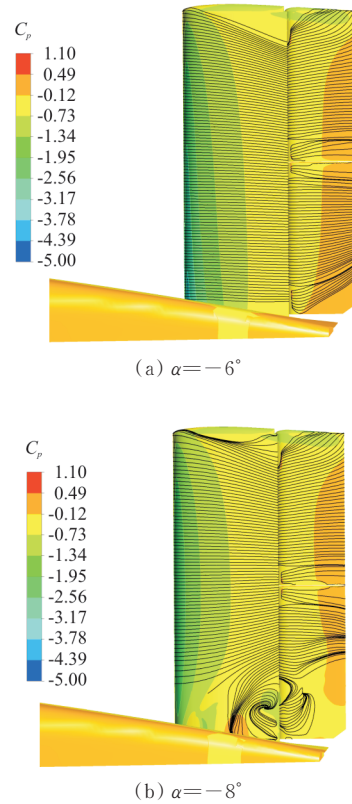
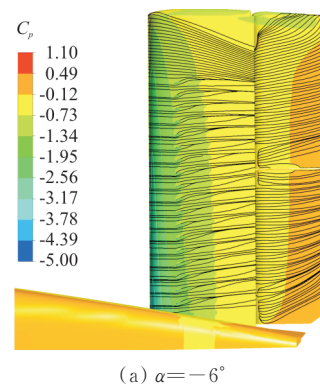


图 15 α 分别为 -6° 、 -8° 的平尾下表面极限流线图和 C_p 云图(平尾不带涡流发生器)
Fig. 15 C_p cloud diagram, lower surface limit streamline diagram of horizontal tail section without vortex generator at α is -6° , -8°

飞机平尾下表面带涡流发生器, α 分别为 -6° 、 -8° 、 -10° 的平尾下表面 C_p 云图和极限流线图如图 16 所示。



(a) $\alpha = -6^\circ$

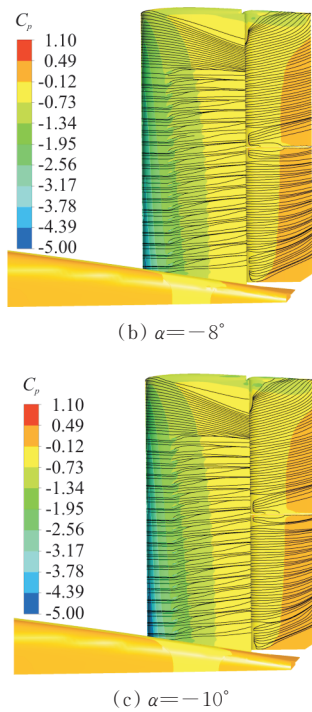
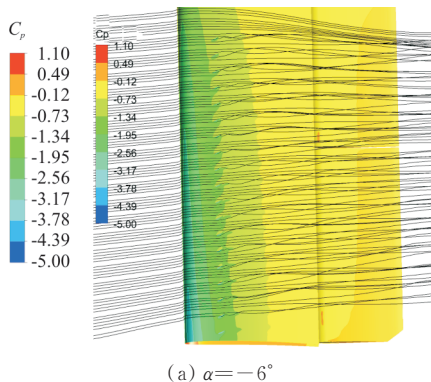


图 16 α 分别为 -6° 、 -8° 、 -10° 的平尾下表面极限流线和 C_p 云图(平尾带涡流发生器)

Fig. 16 C_p cloud diagram, lower surface limit streamline diagram of horizontal tail section with vortex generators at α is -6° , -8° , -10°

从图 15~图 16 可以看出:在不安装涡流发生器时,平尾下表面在 $\alpha = -8^\circ$ 时出现了明显的气流分离,平尾发生负失速,飞机的纵向静稳定性丧失;在安装涡流发生器后,涡流发生器的尾涡明显抑制了平尾下表面的气流分离,在 $\alpha = -10^\circ$ 时,平尾下表面依然没有明显的气流分离。

飞机平尾下表面带涡流发生器, α 分别为 -6° 、 -8° 、 -10° 的平尾下表面的空间三维流线如图 17 所示,可以看出:气流在流经涡流发生器后,产生了明显的旋涡并一直延伸到升降舵后缘,从而起到内外边界层的掺混作用,抑制了气流分离。



(a) $\alpha = -6^\circ$

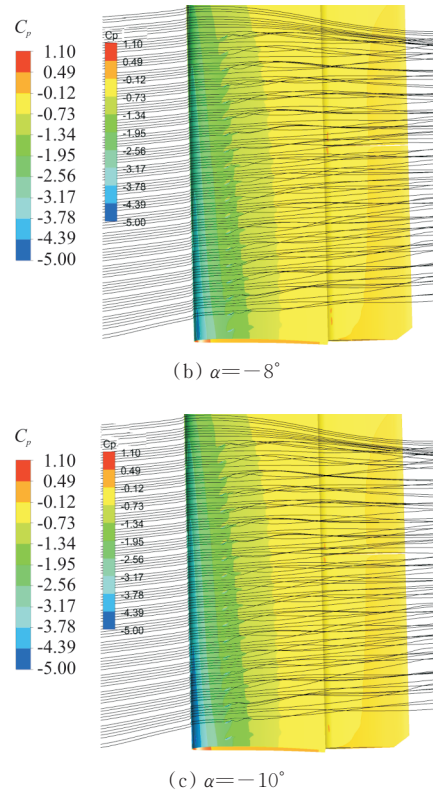


图 17 α 分别为 -6° 、 -8° 、 -10° 的平尾下表面三维流线图(平尾带涡流发生器)

Fig. 17 Three-dimensional streamline diagram of horizontal tail section lower surface with vortex generators at α is -6° , -8° , -10°

5 结 论

(1) 在涡流发生器尾涡的影响下,飞机的平尾下表面气流分离被抑制,有效改善了平尾下表面的流态,延迟了气流分离。

(2) 安装了涡流发生器后,平尾负失速迎角延迟了 4° 左右。

(3) 安装涡流发生器后,飞机的俯仰力矩曲线在负迎角的拐点延迟了 4° 左右。

(4) 平尾涡流发生器对飞机的升阻特性影响非常小。

参 考 文 献

[1] 刘刚, 刘伟, 牟斌, 等. 涡流发生器数值计算方法研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(2): 241-244.
LIU Gang, LIU Wei, MOU Bin, et al. CFD numerical simulation investigation of vortex generators[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(2): 241-244. (in Chinese)

[2] 欧阳绍修, 刘毅, 赵晓霞. 一种水平尾翼流动控制装置的实验研究[J]. 实验流体力学, 2015, 29(1): 66-70.

- OUYANG Shaoxiu, LIU Yi, ZHAO Xiaoxia. The experimental research on a flow control device of horizontal tail [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(1): 66-70. (in Chinese)
- [3] JOHANSEN J, SOERENSEN N N, ZAHLE F, et al. Aerodynamic accessories[R]. Denmark: Risoe National Laboratory, 2004.
- [4] 于彦泽, 刘景飞, 蒋增葵, 等. 大型飞机后体流动控制及减阻机理研究[J]. *空气动力学学报*, 2011, 29(5): 640-644. YU Yanze, LIU Jingfei, JIANG Zengong, et al. The investigation of flow control and drag reduction mechanism for transport airplane aft-body [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(5): 640-644. (in Chinese)
- [5] 叶露. 高亚声速运输机后体减阻措施研究[J]. *应用力学学报*, 2020, 37(1): 442-446. YE Lu. A study of drag reduction measures for the after body of high subsonic transport aircraft [J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2020, 37(1): 442-446. (in Chinese)
- [6] 舒礼伟, 李亮. 某水面船舶涡流发生器设计及流场数值计算验证[C]//第三十一届全国水动力学研讨会. 厦门: 海洋出版社, 2020: 1537-1545. SHU Liwei, LI Liang. Vortex generator design and wake numerical verification for a certain surface ship [C]// The 31th National Conference on Hydrodynamics. Xiamen: China Ocean Press, 2020: 1537-1545. (in Chinese)
- [7] 赵霞, 朱宇. 一种紧凑飞机进气道设计和流动控制研究[J]. *飞机设计*, 2012, 32(6): 1-14. ZHAO Xia, ZHU Yu. Design and analysis of a compact UAV duct and flow control using vortex generator [J]. *Aircraft Design*, 2012, 32(6): 1-14. (in Chinese)
- [8] 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[J]. *航空学报*, 2012, 33(1): 11-21. CHU Hubing, CHEN Yingchun, ZHANG Binqian, et al. Investigation of numerical simulation technique for micro vortex generators applied to high lift system [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(1): 11-21. (in Chinese)
- [9] 石清, 李焯. 控制超临界翼型边界层分离的微型涡流发生器数值模拟[J]. *空气动力学学报*, 2011, 29(4): 508-511. SHI Qing, LI Ye. Numerical simulation of boundary layer flow separation control for supercritical wing using micro-vortex generators [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(4): 508-511. (in Chinese)
- [10] 张磊, 杨科, 黄宸武, 等. 基于数值模型的涡流发生器参数设计[J]. *工程热物理学报*, 2012, 33(12): 2084-2087. ZHANG Lei, YANG Ke, HUANG Chenwu, et al. Parameters design of vortex generators based on numerical models [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2012, 33(12): 2084-2087. (in Chinese)
- [11] JOHANSEN J, SOERENSEN N N, PECK M, et al. Rotor blade computations with 3D vortex generators: Risoe-R-1486[R]. Denmark: Risoe National Laboratory, 2005.
- [12] 刘光远, 贾智亮, 陈学孔, 等. 基于涡流发生器的风洞试验段附面层控制数值模拟[J]. *气体物理*, 2018, 3(3): 32-38. LIU Guangyuan, JIA Zhiliang, CHEN Xuekong, et al. Numerical investigation on boundary layer flow control in wind tunnel test section with vortex generators [J]. *Physics of Gases*, 2018, 3(3): 32-38. (in Chinese)
- [13] PALACIOS F, COLONNO M R, ARANAKE A C. Stanford University Unstructured (SU2): an open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design[C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. USA: AIAA, 2013: 287-298.
- [14] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [15] TIMMER W A, VAN ROOIJ R P J O M. Summary of the Delft University wind turbine dedicated airfoils [J]. *Journal of Power Generation*, 2003, 125: 488-496.
- [16] 郝礼书, 乔志德, 宋文萍. 基于涡流发生器的翼型失速流动控制及雷诺数效应影响研究[J]. *实验力学*, 2011, 26(3): 323-328. HAO Lishu, QIAO Zhide, SONG Wenping. Investigation on airfoil stall flow controlling and Reynolds number effect based on a vortex generator [J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2011, 26(3): 323-328. (in Chinese)
- [17] 宗昕. 大型飞机机翼增升减阻技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012. ZONG Xin. The characteristic research of lift enhancement and drag reduction on large airfoil [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

作者简介:

王建(1990—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机气动设计。

郭高锋(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机气动设计。

延小超(1992—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机气动设计。

贾新宇(1994—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:无人机气动设计。

张文希(1993—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:无人机气动设计。

(编辑:马文静)