

文章编号: 1674-8190(2023)06-099-10

双尾撑倒 V 尾无人机气动特性及静稳定性计算分析

王晓璐¹, 李卓远², 陆文龙¹, 杨浩男¹

(1. 郑州航空工业管理学院 航空宇航学院, 郑州 450046)

(2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 在双尾撑无人机上配置倒 V 形尾翼, 其夹角会影响全机的气动特性和静稳定性。提出一种双尾撑倒 V 形尾翼布局, 采用数值方法与 U 形尾翼布局进行对比分析; 对倒 V 形及 U 形尾翼布局的计算模型进行校核和验证, 分析两种布局在不同迎角和侧滑角下的纵向、横向和航向气动特性及静稳定性。结果表明: 倒 V 形尾翼可减少浸润面积, 使全机升阻比提高 2.2%, 增大了尾翼失速迎角, 但横向静稳定度明显下降; 当尾翼夹角小于 90° 时, 倒 V 形尾翼能够增强全机横向稳定性, 夹角增大也会使航向静稳定度略有降低, 而纵向静稳定度有一定增强。

关键词: 倒 V 形尾翼; 双尾撑布局; 无人机; 气动特性; 静稳定性

中图分类号: V279

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.06.11

Aerodynamic characteristics and static stability computations analysis of a twin-boom UAV with inverted V-tail

WANG Xiaolu¹, LI Zhuoyuan², LU Wenlong¹, YANG Haonan¹

(1. School of Aerospace Engineering, Zhengzhou University of Aeronautics, Zhengzhou 450046, China)

(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The inverted V-tail is equipped in a twin-boom UAV, whose intersection angle can influence the aerodynamic characteristics and static stability. A twin-boom UAV with inverted V-tail is proposed, and compared with the U-tail configuration by numerical method. The computational models of inverted V-tail and U-tail configuration are examined and verified numerically. The longitudinal, lateral and directional aerodynamic characteristics and static stability of the two configurations are investigated and compared at different angles of attack and side-slip angles. The results show that the inverted V-tail can reduce the wetted area, increase the lift drag ratio of the whole aircraft by 2.2%, and increase the stall angle of attack of the tail, whereas the lateral static stability is decreased apparently. When the included angle is less than 90°, the tail can enhance the lateral stability of the aircraft. The increment of included angle leads to a slight decrement of directional stability, but makes certain increment of longitudinal stability.

Key words: inverted V-tail; twin-boom configuration; UAV; aerodynamic characteristics; static stability

收稿日期: 2022-08-08; 修回日期: 2022-10-09

基金项目: 河南省高层次人才国际化培养计划资助(2020-19); 河南省科技攻关计划项目(232102220029, 212102210334)
郑州航空工业管理学院科研平台开放基金(ZHKF-230201)

通信作者: 王晓璐, wangxl@zua.edu.cn

引用格式: 王晓璐, 李卓远, 陆文龙, 等. 双尾撑倒 V 尾无人机气动特性及静稳定性计算分析[J]. 航空工程进展, 2023, 14(6): 99-108.

WANG Xiaolu, LI Zhuoyuan, LU Wenlong, et al. Aerodynamic characteristics and static stability computations analysis of a twin-boom UAV with inverted V-tail[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(6): 99-108. (in Chinese)

0 引言

倒V形尾翼以较少的安定面取代了传统的垂直尾翼和水平尾翼,减少了部件及操纵面数量,使得全机浸润面积和结构重量得到有效降低^[1-2],但当其应用于常规布局飞机时,会导致起降过程中尾翼与地面距离过近,对飞机起飞抬前轮和着陆拉平产生不利影响^[3];而应用于双尾撑布局时可有效抬升尾翼高度,避免此类情况出现,同时双尾撑配合倒V形尾翼的布局形式具有结构简单,易于安装等特点,近年来已在各种中小型无人机中得到广泛应用。

目前国内外关于双尾撑布局已有较多研究,王晓璐等^[4-5]讨论了双尾撑布局飞机的特点及设计方法,并通过求解N-S方程的数值计算方法,对比了双尾撑布局和常规布局的气动特性,指出在同等尾容量下双尾撑布局具有更好的纵向稳定性;孙崇等^[6]、Chen L等^[7]使用基于多重参考系技术的CFD方法分别对H形尾翼和倒U形尾翼的双尾撑布局飞机进行了螺旋桨滑流干扰研究,并分析了螺旋桨转速对尾翼的影响规律;王立波等^[8]研究了结构弹性对双尾撑无人机配平状态各项阻力特性的影响,并揭示了尾撑刚度、升降舵舵效和诱导阻力之间的定量关系;杨轩等^[9]分析了双尾撑倒V形尾翼布局飞机的静气动弹性特性,指出尾撑刚度对尾翼舵面操纵效率具有较大影响。在总体设计方面,P. D. Bravo-Mosquera等^[10]提出了一种应用于火山周边环境监测的双尾撑倒V形尾翼布局无人机设计方案,通过风洞实验和CFD方法验证了该布局具有良好的气动特性;P. Panagiotou等^[11]设计并制造了一种双尾撑倒V形尾翼布局的中等高度长航时无人机,通过CFD方法及飞行实验检验了其气动特性。

在倒V形尾翼方面的研究主要以军用无人机为应用背景。李琼云等^[12]研究了V形尾翼和倒V形尾翼对小展弦比无人机气动特性的影响,指出在亚声速和跨声速时,倒V形尾翼不受翼身组合体的遮挡,气动效率和纵向稳定性均优于V形尾翼;马建等^[13]分析了类全球鹰无人机V形尾翼之间发动机喷流对流场的干扰效应,指出喷流使尾翼上表面静压下降,使全机航向静稳定裕度有少量减小。

综上所述,国内外研究者采用实验和数值计

算的方法,对双尾撑布局的研究涉及总体设计、气动弹性、螺旋桨滑流干扰等,尾翼布局包括H形、倒U形、V形和倒V形。这些研究大多针对单一布局,对倒V形尾翼涉及的气动及操稳特性的讨论较少,对双尾撑布局下不同尾翼形式的差异缺乏深入的对比分析。对于传统布局倒V形尾翼的研究,则主要考虑各部件之间的干扰效应,其对于双尾撑布局的适用性仍有待明确。

本文提出一种双尾撑倒V形尾翼布局,采用数值计算方法对应用倒V形尾翼和U形尾翼的双尾撑布局无人机进行全机气动特性的对比研究,并讨论尾翼夹角对倒V形尾翼布局的静稳定性的影响。

1 计算模型与数值模拟方法

1.1 计算模型和控制方程

本文提出的双尾撑布局无人机外形如图1所示,采用中单翼布局,机翼为梯形翼,无上反角和几何扭转角,安装角 3.3° ,机翼面积 21 m^2 ,翼展 16 m ,根梢比 1.5 。倒V形尾翼是在与U形尾翼^[5]保持相同的水平和垂直方向投影面积而得到的,其尾翼 $1/4$ 弦长处位置与U形尾翼位置相同,从而保证两者具有相同的尾容量。两种布局的尾翼翼型均为SD8020。

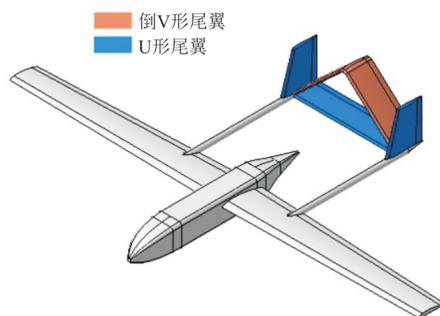


图1 倒V形尾翼与U形尾翼布局对比
Fig. 1 Comparison of inverted V-tail and U-tail configurations

1.2 数值模拟方法及网格

本文主要针对双尾撑倒V形尾翼布局与常规U形尾翼布局无人机巡航状态下的纵、横向气动特性,计算来流速度 67 m/s ,雷诺数为 3.32×10^6 ,进行多迎角、多侧滑角间隔计算。计算时使用S-A湍流模型,边界条件为远场速度入口和远场压力

出口,采用有限体积法对流场空间进行离散化。划分网格时充分考虑了计算域大小对远场边界条件的适应性,并在近壁面对机翼前缘、后缘等位置进行加密处理。在物面附近生成了各向异性的棱柱层网格,第一层网格厚度约为平均气动弦长的 10^{-5} ,对应的无量纲网格参数 $y_1^+ \approx 1$ 。

选择同为大展弦比双尾撑倒V形尾翼的无人机外形^[10]对计算方法进行验证。该外形主要参数为:翼展2.9 m,总长1.6 m,平均气动弦长0.261 m。计算来流速度29 m/s,雷诺数为 2.97×10^6 ,不同来流迎角下 $0 \sim 17^\circ$ 计算结果与风洞实验数据^[10]的对比如图2所示。

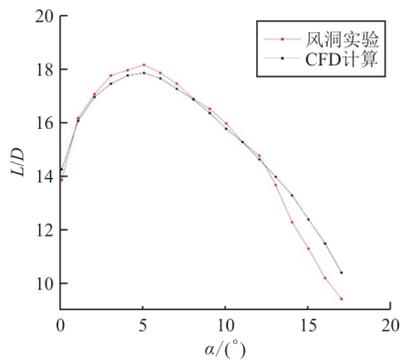


图2 CFD结果与风洞实验数据对比
Fig. 2 Comparison of CFD and wind tunnel data

从图2可以看出:在计算迎角范围内,计算结果与风洞实验结果趋势一致,在 13° 迎角之前计算值与实验值的最大误差为2.81%,平均误差为1.17%;在 13° 迎角之后误差逐渐增大。考虑到大迎角计算时湍流模型等因素,本文所用数值计算方法具有较高的可信度,能够用于后续计算和分析。

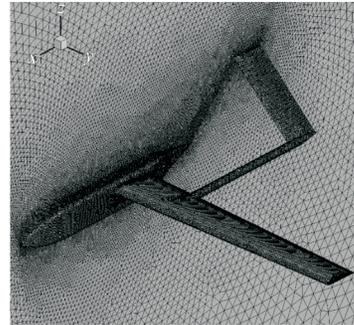
网格划分时对边线进行加密,得到3套不同密度的网格。 0° 迎角时,倒V形尾翼布局全机气动系数的计算结果如表1所示。

表1 网格收敛性验证
Table 1 Verification of grid sensitivity

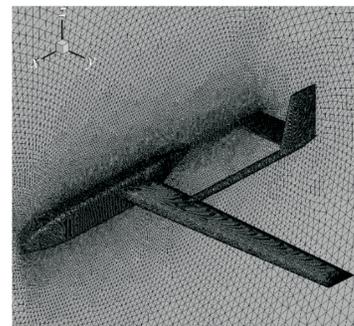
网格量/万	升力系数	阻力系数	俯仰力矩系数
252	0.571	0.031 7	0.022 4
440	0.578	0.030 8	0.021 3
895	0.580	0.029 9	0.021 4

从表1可以看出:网格数为440万和895万时,升力系数和阻力系数的相对误差分别小于0.5%

和3%。本文以440万网格作为后续计算网格,其细节如图3所示。



(a) 倒V形尾翼布局



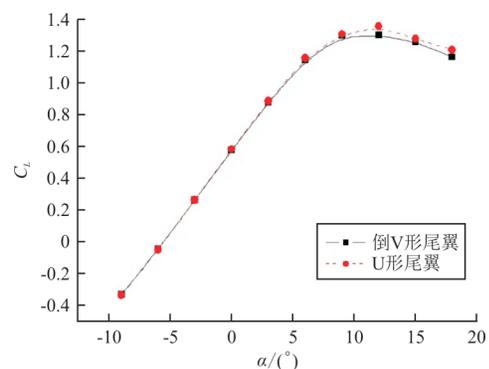
(b) U形尾翼布局

图3 表面网格与对称面处网格

Fig. 3 Computational mesh of wall and symmetry plane

2 气动特性对比

两种布局形式全机气动系数曲线如图4所示,可以看出:二者升力线斜率基本相同,在 $\alpha = 9^\circ$ 之后倒V形尾翼布局升力系数明显低于U形尾翼布局,最大升力系数较U型尾翼布局低1.2%;阻力系数随迎角变化曲线基本一致,倒V形尾翼布局阻力系数普遍低于U形尾翼布局;当 $\alpha = 3^\circ$ 时倒V形尾翼布局较U形尾翼布局最大升阻比高2.2%。



(a) 升力系数曲线

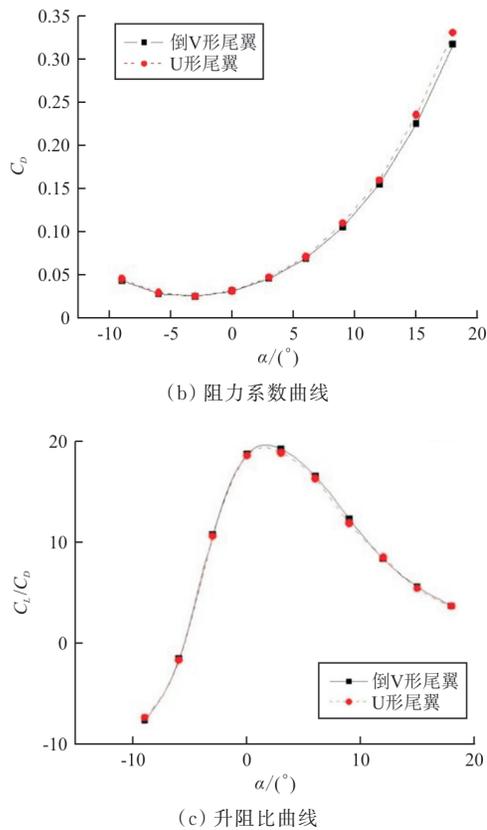


图 4 气动力系数曲线对比

Fig. 4 Comparison of aerodynamic coefficient curves

两种布局在 $\alpha = 3^\circ$ 时全机浸润面积和阻力系数如表 2 所示,可以看出:倒 V 形尾翼布局较 U 形尾翼布局全机浸润面积降低了 5%,倒 V 形尾翼具有更小的浸润面积;压差阻力系数降低了 1.4%,摩擦阻力系数降低了 6.5%,总阻力系数降低了 2.5%,可见倒 V 形尾翼布局全机浸润面积减小使得摩擦阻力降低,导致全机所受阻力较 U 形尾翼布局有所降低。

表 2 全机浸润面积和阻力系数对比

Table 2 Comparison of wet area and drag coefficients

布局	全机浸润面积/ m^2	压差阻力系数	摩擦阻力系数	总阻力系数
U 形尾翼	80.305	0.037 29	0.009 428	0.046 71
倒 V 形尾翼	76.268	0.036 74	0.008 815	0.045 56

$\alpha = 3^\circ$ 时,倒 V 形尾翼和 U 形尾翼 y/b 为 0、0.5、0.9 截面处压力云图如图 5 所示,可以看出: $y/b=0$ 处,倒 V 形尾翼布局连接处下翼面较同位置 U 形尾翼下翼面低压区面积明显增大,这是由于气流在两侧尾翼的干扰下在该处流速加快;在

$y/b=0.9$ 处,倒 V 形尾翼布局由于受端部效应影响,上翼面低压区面积明显减小,而 U 形尾翼由于垂尾阻挡使得端部效应明显减弱,低压区面积提升。对比两种尾翼布局上下翼面压力分布,可见倒 V 形尾翼下表面低压区较 U 形尾翼下表面更大,负升力较大,这也是倒 V 形尾翼布局全机升力低于 U 形尾翼布局的原因之一。

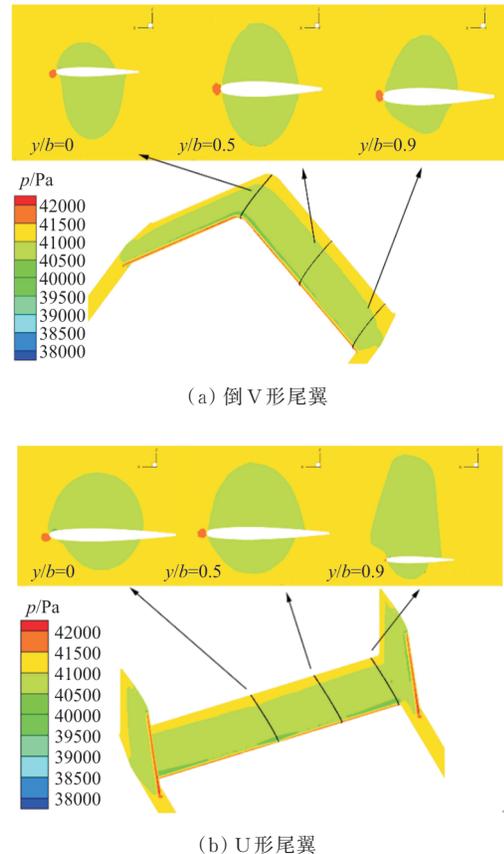


图 5 尾翼表面压力等值线对比

Fig. 5 Comparison of pressure contours on tail surfaces

3 静稳定性对比

3.1 纵向静稳定性

倒 V 形尾翼布局 and U 形尾翼布局全机俯仰力矩系数曲线如图 6 所示,可以看出:U 形尾翼布局在 $-9^\circ \sim 6^\circ$ 迎角时俯仰力矩系数为线性变化,迎角大于 6° 后其绝对值呈先增大后减小的趋势;倒 V 形尾翼布局俯仰力矩曲线斜率的绝对值较 U 形尾翼的小 23.6%,其纵向静稳定性较差;同时倒 V 形尾翼布局俯仰力矩曲线整体线性程度优于 U 形尾翼布局。

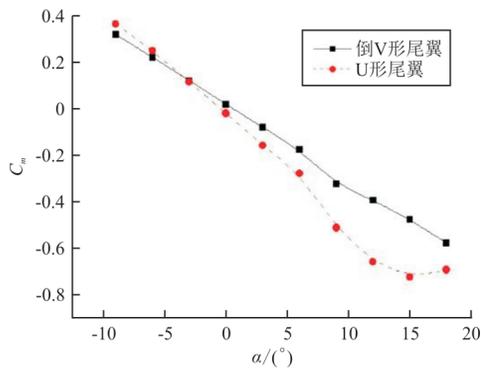
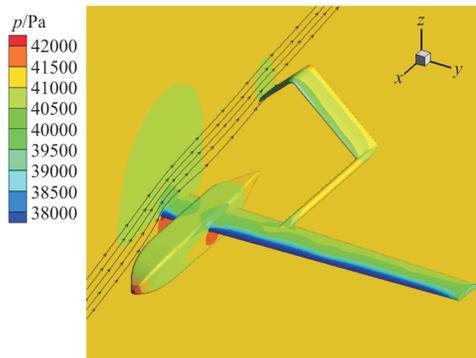


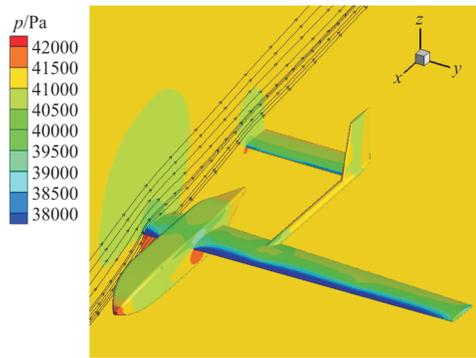
图 6 俯仰力矩曲线对比

Fig. 6 Comparison of pitching moment coefficients

$\alpha=12^\circ$ 时,倒 V 形尾翼布局 and U 形尾翼布局压力云图及截面流线图对比如图 7 所示,可以看出:倒 V 形尾翼布局撑杆内侧的机翼下洗气流流过尾翼,使得尾翼上表面形成了局部低压区;U 形尾翼布局撑杆内侧机翼下洗气流则从上方流过,未对尾翼形成有利影响。



(a) 倒 V 形尾翼布局



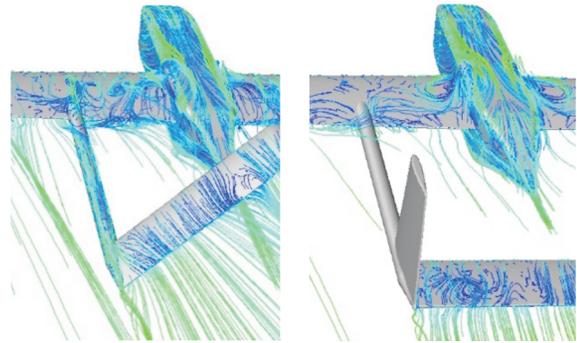
(b) U 形尾翼布局

图 7 $\alpha=12^\circ$ 时,压力云图及截面流线图对比

Fig. 7 Comparison of pressure contours and streamlines distribution at $\alpha=12^\circ$

两种尾翼处的流线图如图 8 所示,可以看出:在相同迎角下倒 V 形尾翼较 U 形尾翼流动附着较

好,表明倒 V 形尾翼失速晚于 U 形尾翼。结合图 6 俯仰力矩曲线未出现陡然下降趋势,表明倒 V 形尾翼具有较好的失速特性。



(a) 倒 V 形尾翼布局

(b) U 形尾翼布局

图 8 $\alpha=15^\circ$ 时,流线分布对比

Fig. 8 Comparison of stream lines distributions at $\alpha=15^\circ$

3.2 横航向静稳定性

对双尾撑倒 V 形尾翼布局 and U 形尾翼布局在 $\alpha=3^\circ$ 下航向和横向稳定性进行分析,两种布局的偏航力矩系数 C_n 随偏航角 β 变化曲线如图 9 所示,可以看出:双尾撑倒 V 形尾翼布局偏航力矩系数曲线斜率绝对值小于 U 形尾翼布局。

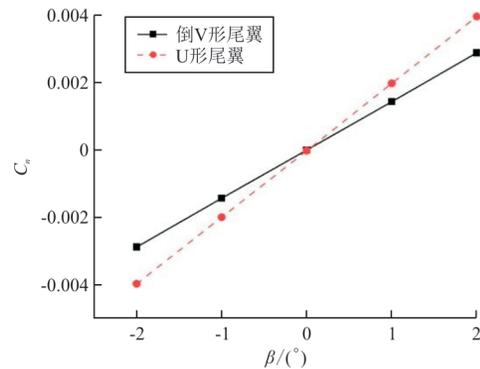


图 9 偏航力矩系数对比

Fig. 9 Comparison of yaw moment coefficient curves

两种布局横向和航向静稳定性导数如表 3 所示。

表 3 横航向稳定性导数对比
Table 3 Comparison of lateral and directional stability derivatives

布局	$dC_l/d\beta$	$dC_n/d\beta$
U 形尾翼	-0.000 52	0.001 99
倒 V 形尾翼	0.000 27	0.001 44

从表3可以看出:倒V形尾翼布局航向静稳定性导数较U形尾翼布局的减小27.4%。由文献[14]可类比得知导致这种现象的原因是由于气流在流经尾翼下翼面时通道突然收缩,形成气流加速区,削弱了尾翼对全机航向稳定性的贡献。

两种布局滚转力矩系数 C_l 随偏航角 β 变化的曲线如图10所示,可以看出:倒V形尾翼布局滚转力矩曲线与U形尾翼布局滚转力矩曲线存在较大差异。U形尾翼布局滚转力矩曲线斜率为负值,具有横向稳定性;而倒V形尾翼布局滚转力矩曲线斜率为正值,表明其横向不稳定。

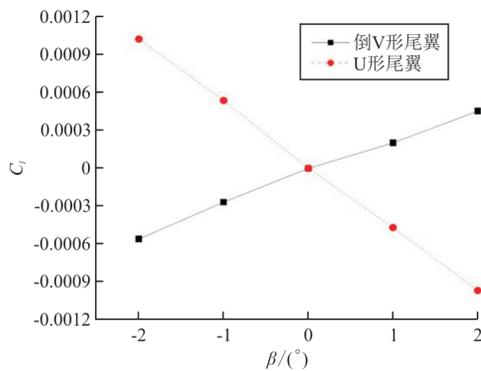


图10 滚转力矩系数对比

Fig. 10 Comparison of roll moment coefficient curves

4 静稳定性分析及改善

4.1 部件对横向稳定性的影响

为研究倒V形尾翼布局和U形尾翼布局各部件对横向稳定性的影响,列出各部件的横向静稳定度,如图11所示,可以看出:两种布局机翼和机身对全机横向静稳定度的贡献均为正值,表明翼身组合体横向静不稳定;U形尾翼具有较高的横向静稳定度,使得全机具有良好的横向稳定性;倒V形尾翼则一定程度上削弱了全机横向静稳定度。

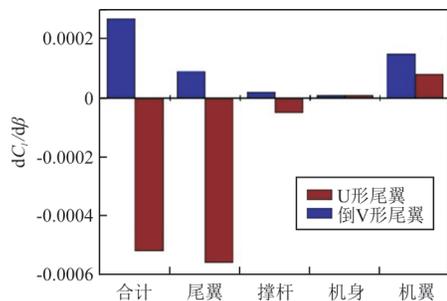


图11 各部件横向静稳定度贡献对比

Fig. 11 Comparison of lateral stability contributions for components of airplane

两种布局横向静稳定度存在的差异主要体现在尾翼的不同,故将U形尾翼布局的尾翼对全机静稳定度贡献分解为垂尾和平尾贡献的横向静稳定度;对倒V形尾翼布局的尾翼受力分解为侧向力及法向力,其产生的横向静稳定度贡献类比为垂尾及平尾。两种布局尾翼各部件横向静稳定度贡献如图12所示,可以看出:垂尾/尾翼侧向力对全机横向静稳定度均有增强的趋势,主要差异在于U形尾翼平尾增强了全机横向静稳定性,而倒V形尾翼法向力削弱了全机横向静稳定性。

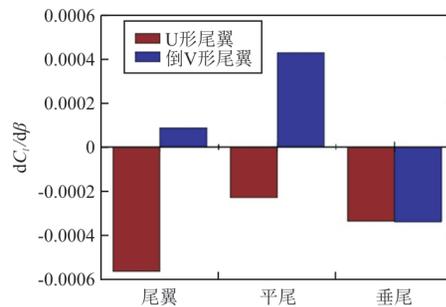


图12 尾翼各部件横向静稳定度贡献对比

Fig. 12 Comparison of lateral stability contributions for components of tails

为进一步分析两种布局平尾/尾翼法向力对横向静稳定度的影响,对比两种布局在 $\alpha=0^\circ, \beta=-2^\circ$ 下尾翼压力分布云图,如图13所示。

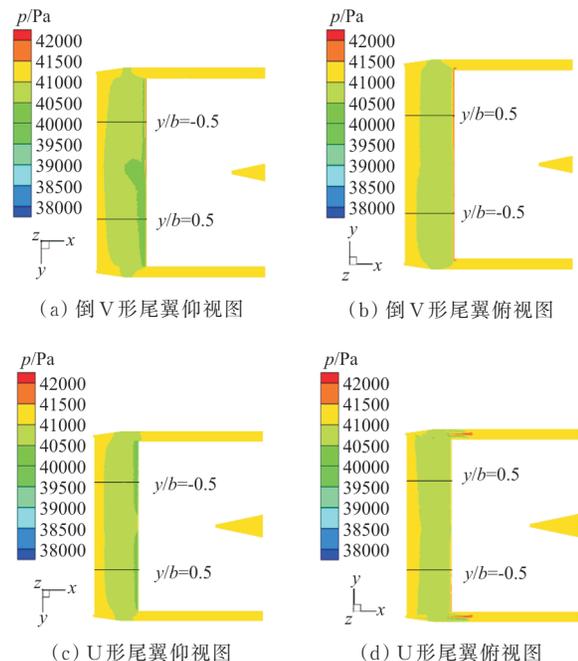
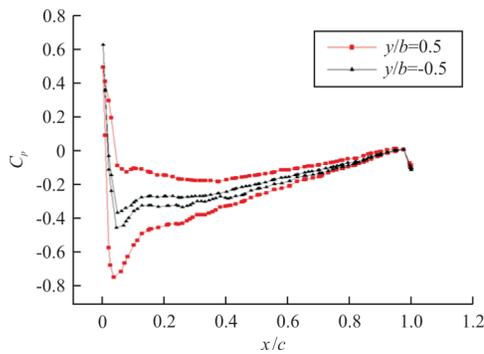


图13 表面压力等值线对比

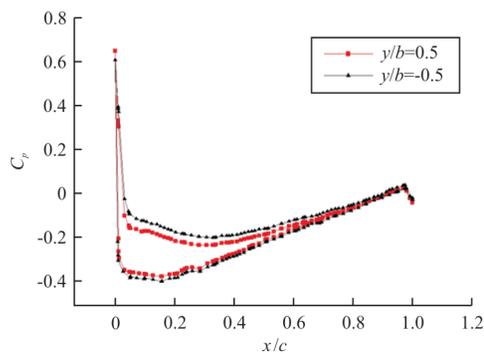
Fig. 13 Comparison of surface pressure contours

从图 13 可以看出:仰视图中,倒 V 形尾翼布局左侧下翼面产生面积较大的低压区;俯视图中,其左侧尾翼上翼面高压区较右侧尾翼上翼面面积大。绕重心的偏航轴则具有使机头右偏的正向力矩,由于倒 V 形尾翼滚转力矩与偏航互相耦合,故这部分力对重心产生了绕纵轴、使左侧机翼下沉的负向滚转力矩。

该状态下尾翼 $y/b=0.5$ 与 $y/b=-0.5$ 处的压力分布曲线如图 14 所示,其中 U 形尾翼左右两侧压力分布曲线较为接近, $y/b=-0.5$ 处较 $y/b=0.5$ 处负升力略高,反映在纵轴上表现为正向滚转力矩,即 U 形尾翼法向力作用位置位于飞机轴线右侧,在尾翼负升力作用下,使得尾翼产生了正向滚转力矩,增强了横向静稳定性。倒 V 形尾翼则具有较大差异, $y/b=0.5$ 处下翼面较上翼面存在更大的低压区,而 $y/b=-0.5$ 处则差异不大,表明左侧尾翼较右侧尾翼具有更大的负升力,即倒 V 形尾翼布局由于下反效应,使得其法向力作用点位于全机轴线左侧,在负升力的作用下,使得法向力产生了负向滚转力矩,削弱了横向静稳定性。



(a) 倒 V 形尾翼



(b) U 形尾翼

图 14 尾翼压力系数分布对比

Fig. 14 Comparison of pressure coefficients distribution on tails

对 U 形尾翼布局而言,其平尾起到增强横向稳定性的效果,而垂尾压力中心高于重心,在产生侧力的同时产生了正向的滚转力矩,故其具有较好的横向稳定性。而对倒 V 形尾翼而言,侧力反映在绕重心的纵轴上时则产生使左翼抬升的正向滚转力矩,当起平尾作用的负向滚转力矩大于起垂尾作用的正向滚转力矩时,尾翼则会起到削弱全机横向稳定性的效果。反之当起平尾作用的负向滚转力矩小于起垂尾做运动正向滚转力矩时,尾翼则会起到增强全机横向稳定性的效果。

由于横向稳定度主要由机翼提供,而此处机翼具有横向静不稳定的特性,表明其实际具有下反特性。机翼上反角为 2° 时,两种布局全机滚转力矩系数曲线的对比如图 15 所示,可以看出:两种布局滚转力矩曲线斜率均为负值,均具有较好的横向静稳定性。全机横向静稳定性受机翼机身位置、上反角等因素影响,而本文研究的机翼布置形式为中单翼、无上反角,具有中立稳定性,故倒 V 形尾翼布局产生了削弱全机横向稳定性的影响,应用在具有较强横向稳定性的飞机上则具有增强滚转能力的作用。

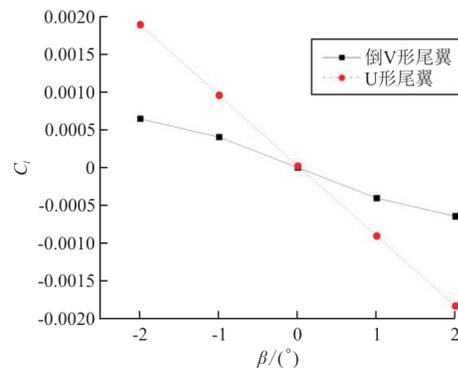


图 15 全机滚转力矩曲线对比

Fig. 15 Comparison of roll moment coefficient curves

4.2 尾翼夹角对静稳定性的影响

尾翼夹角对全机横向静稳定有显著影响^[15-16],也关系到纵向和航向稳定性。在保证尾翼垂直投影面积不变的前提下,尾翼夹角越大,则尾翼的水平投影面积越大,即双尾撑倒 V 形尾翼的夹角决定了尾翼的水平投影面积之比,由于倒 V 形尾翼在侧滑状态下压力分布非对称性较 U 形尾翼更为明显,故尾翼的水平投影面积对全机的横向稳定性有较大影响,因此需要对倒 V 形尾翼夹角的取值进行权衡分析。

侧滑角 $\beta = -2^\circ$, 迎角 $\alpha = 0^\circ$ 时, 不同尾翼夹角对应的尾翼附近的压力分布云图如图 16 所示, 可以看出: 尾翼夹角为 70° 时, 低压区主要集中在下翼面中部, 压力中心距纵轴的距离较小, 对滚转力矩的影响较小; 而随着尾翼夹角的增大, 尾翼中部的低压区面积逐渐减小, 表明在该区域气流受尾翼的影响逐渐减小, 下翼面低压区逐渐延展长方向扩大, 造成左右两侧非对称性逐渐增大, 压力中心距纵轴的距离逐渐增大, 使得负向滚转力矩增大, 削弱了横向稳定性。

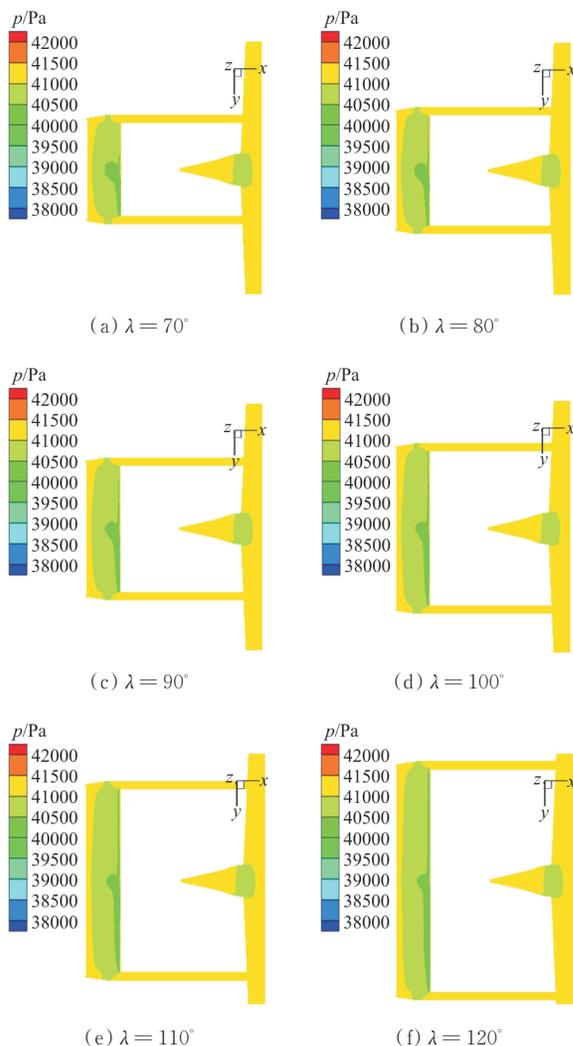


图 16 不同夹角下倒 V 形尾翼压力云图(俯视图)

Fig. 16 Pressure contours of inverted V-tail with different λ (top view)

倒 V 形尾翼水平投影面积 S 随尾翼夹角 λ 变化曲线如图 17 所示, 可以看出: 在相同的弦长和垂直投影面积下, 水平投影面积 S 与夹角 λ 呈非线性变化, 且尾翼投影面积的增加幅度逐渐变大。

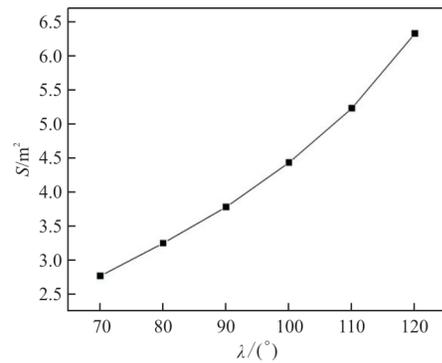


图 17 倒 V 形尾翼水平投影面积随夹角变化曲线

Fig. 17 Curve of horizontal projected area of inverted V-tail with λ

倒 V 形尾翼横向静稳定度随尾翼夹角 λ 的变化曲线如图 18 所示, 可以看出: 随夹角 λ 增大, 尾翼贡献的横向静稳定度减小, 且减小幅度逐渐增大, 结合图 17, 这是由于尾翼水平投影面积迅速增大所致。由前述分析可知, 等弦长状态下, 水平投影面积的增大使两侧的非对称压力更明显, 故较大的尾翼夹角会降低横向静稳定度。当夹角 λ 小于 90° 时尾翼为全机贡献的横向静稳定度为负值, 表明这时尾翼对全机横向稳定性起增强作用, 而当 λ 大于 90° 时尾翼为全机贡献的横向静稳定度为正值, 此时尾翼对全机横向稳定性起削弱作用。

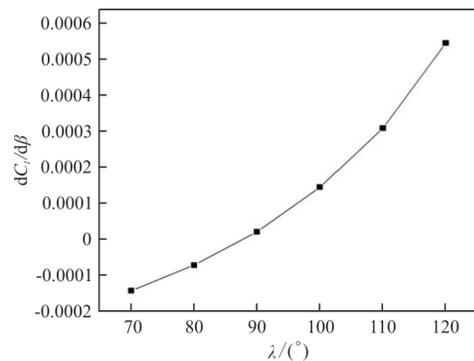


图 18 倒 V 形尾翼夹角对横向静稳定度的影响

Fig. 18 Lateral derivative with different λ for the inverted V-tail configuration

倒 V 形尾翼航向静稳定度随尾翼夹角 λ 的变化曲线如图 19 所示: 可以看出: 随着尾翼夹角增大, 航向稳定度逐渐降低, 且降低的幅度逐渐增大, 表明较大的尾翼夹角变化对航向静稳定度影响更为明显, 结合图 17, 同样是由于尾翼水平投影面积变化所致。虽然尾翼在垂直方向具有相同的投影面积, 但由于倒 V 形尾翼夹角越大, 在侧滑状态下的非对称性越强, 导致航向稳定性进一步

降低。

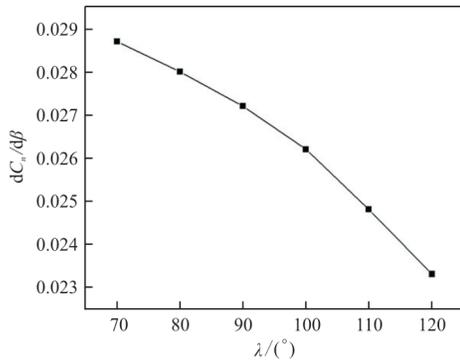


图19 倒V形尾翼夹角对航向静稳定度的影响
Fig. 19 Directional stability derivative with different λ for the inverted V-tail

倒V形尾翼纵向静稳定度随尾翼夹角 λ 变化的曲线如图20所示,可以看出:随着尾翼夹角增大,水平投影面积增大(如图17所示),尾翼提供的纵向力矩随之增大,尾翼所提供的纵向静稳定度逐渐增强。尾翼夹角在 $70^\circ\sim 110^\circ$ 之间时,尾翼提供的纵向静稳定度变化较小,而当尾翼夹角大于 110° 时,纵向静稳定度迅速增大。

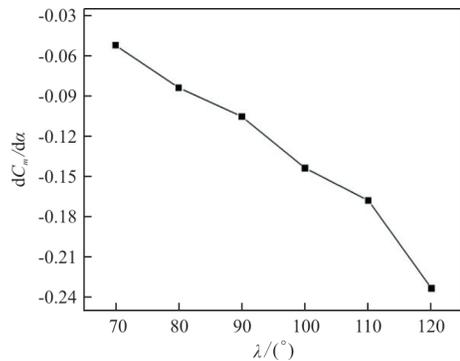


图20 倒V形尾翼夹角对纵向静稳定度的影响
Fig. 20 Longitudinal stability derivative with different λ for the inverted V-tail configuration

5 结论

1) 在尾容量相同的条件下,即垂直和水平方向投影面积相同时,倒V形尾翼布局的浸润面积比U形尾翼布局的小,减小了全机阻力,提高了全机升阻比。

2) 对双尾撑布局而言,倒V形尾翼与U形尾翼相比,具有更好的失速特性和纵向操纵特性。

3) 侧滑状态下倒V形尾翼压力分布非对称性较为明显,削弱了全机横向静稳定性,对横向稳定性较强的布局可以增强全机的滚转能力。

4) 倒V形尾翼的夹角对全机静稳定性有显著的影响。在相同的垂直投影面积下,尾翼的水平投影面积随夹角的增大而增大,进而影响横向、航向和纵向静稳定度。夹角对横向静稳定度的影响最大:夹角小于 90° 时起到增强横向静稳定性的作用,夹角大于 90° 时起到削弱横向静稳定性的作用。此外,夹角增大也会使航向静稳定度略有降低,而纵向静稳定度有一定增强。

参考文献

- [1] PURSER P E, CAMPELL J P. Experimental verification of a simplified vee-tail theory and analysis of available data on complete model with vee-tails: NACA-TR-823 [R]. US: NACA, 1944.
- [2] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
FANG Baorui. Aerodynamic configurations design of aircraft [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [3] SNORRI G. General aviation aircraft design: applied methods and procedures[M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2014.
- [4] 王晓璐, 隆斯达, 吴登宇, 等. 双尾撑布局无人机总体气动设计研究进展[J]. 飞行力学, 2021, 39(1): 1-6.
WANG Xiaolu, LONG Sida, WU Dengyu, et al. Research progress of general aerodynamic design on twin-boom configuration UAV[J]. Flight Dynamics, 2021, 39(1): 1-6. (in Chinese)
- [5] 王晓璐, 吴登宇, 苗楠, 等. 双尾撑布局飞机气动特性计算分析[J]. 飞行力学, 2020, 38(4): 7-10.
WANG Xiaolu, WU Dengyu, MIAO Nan, et al. Aerodynamic performance computations and analysis of a twin-boom configuration airplane[J]. Flight Dynamics, 2020, 38(4): 7-10. (in Chinese)
- [6] 孙崇, 赵维涛. 后置螺旋桨与双尾撑无人机气动干扰分析[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(6): 118-122.
SUN Chong, ZHAO Weitao. Analysis of aerodynamic interaction between mounted propeller and twin-tailboom UAV [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2021, 42(6): 118-122. (in Chinese)
- [7] CHEN L, GUO Z, HOU Z. Research on the effect of propeller slipstream on twin boom UAV trim characteristic: AIAA-2016-4183[R]. US: AIAA, 2016.
- [8] 王立波, 杨超, 吴志刚. 双尾撑布局弹性飞机配平诱导阻力分析与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(7): 867-872.
WANG Libo, YANG Chao, WU Zhigang. Trim induced drag analysis and optimization of elastic twin-tailboom aircraft [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(7): 867-872. (in Chinese)

- [9] 杨轩, 何景武, 夏盛来. V型尾翼布局弹性体飞机操纵性分析[J]. 飞机设计, 2013, 33(2): 13-16.
YANG Xuan, HE Jingwu, XIA Shenglai. Analysis of the control characteristics of V-empennage flexible wing aircraft [J]. Aircraft Design, 2013, 33(2): 13-16. (in Chinese)
- [10] BRAVO-MOSQUERA P D, BOTERO-BOLIVAR L, ACEVEDO-GIRALDO D, et al. Aerodynamic design analysis of a UAV for superficial research of volcanic environment [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 70: 600-614.
- [11] PANAGIOTOU P, GIANNAKIS E, SAVAYDIS G, et al. Aerodynamic and structural design for the development of a MALE UAV [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2018, 90(7): 1077-1087.
- [12] 李琼云, 王正平. V形尾翼气动布局纵向力矩特性研究 [J]. 飞行力学, 2008, 26(4): 8-10.
LI Qiongyun, WANG Zhengping. Investigation of longitudinal moment characteristics of vee tail [J]. Flight Dynamics, 2008, 26(4): 8-10. (in Chinese)
- [13] 马建, 杨青真, 李岳锋. V形尾翼无人机喷流对气动力特性干扰的数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(1): 107-112.
MA Jian, YANG Qingzhen, LI Yuefeng. Numerically simulating aerodynamic characteristics of UAV with vee-tail with high-speed high-temperature jet flow interference considered [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(1): 107-112. (in Chinese)
- [14] 巩文秀, 夏明, 岳刘明, 等. V尾飞机流动特点及静稳定性数值模拟研究[J]. 飞行力学, 2021, 39(4): 19-24.
GONG Wenxiu, XIA Ming, YUE Liuming, et al. Numerical investigation on flow features and static stability characteristics of the V-tail aircraft [J]. Flight Dynamics, 2021, 39(4): 19-24. (in Chinese)
- [15] MUSA N A, MANSOR S, ALI A, et al. Effect of tail dihedral angle on lateral directional stability due to sideslip angles: AIAA-2015-1498[R]. US: AIAA, 2015.
- [16] 史子颀, 许和勇, 郭润杰. 协同射流在垂直尾翼流动控制中的应用研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(1): 28-41.
SHI Zijie, XU Heyong, GUO Runjie. Application research of flow control using co-flow jet on a vertical tail [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(1): 28-41. (in Chinese)

作者简介:

王晓璐(1982—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器设计,空气动力学。

李卓远(1998—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

陆文龙(1999—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

杨浩男(1998—),男,本科生。主要研究方向:飞行器设计。

(编辑:丛艳娟)