Gurney襟翼在某型靶机上的应用

赵元立 左林玄 于东升 王晋军

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院,北京 100191)

摘 要:通过改变Gurney襟翼的高度,在风洞中研究了Gurney襟翼对某型靶机气动特性的影响.实验中襟翼高度为0.83%c~4.2%c(c为靶机机翼根弦长).无侧滑时Gurney襟翼可以在中小攻角下增加靶机的升力,使靶机最大升阻比对应的攻角提前.除4.2%c襟翼外,其余高度的襟翼在中小攻角下可以提高靶机的升阻比和最大升阻比.有侧滑时,在纵向上Gurney襟翼对靶机气动特性的影响和无侧滑时类似,但在横航向上,随着襟翼高度的增加,滚转力矩增加,偏航力矩则在襟翼高度为0.83%c~3.3%c时增加,而襟翼高度为4.2%c时急剧降低.Gurney襟翼对靶机气动特性的影响存在最佳高度,实验发现在襟翼高度为1.7%c时,能够在靶机力矩变化较小的情况下,提高飞机的升力和最大升阻比.

关 键 词:Gurney襟翼;增升;升阻比

中图分类号:V 211.3

文献标识码:A **文 章 编 号**:1001-5965(2009)08-0913-04

Application of Gurney flap on certain target drone

Zhao Yuanli Zuo Linxuan Yu Dongsheng Wang Jinjun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experiments of Gurney flap on aerodynamics of a certain target drone were conducted in wind tunnel, the height of Gurney flap is in the range of 0.83%c~4.2%c(c—root chord length of target drone wing in the experiment). For the target drone without sideslip, Gurney flap could enhance lift at medium and small angles of attack, and decrease the angle of attack where lift to drag ratio reaches maximum value. Meanwhile, besides of the 4.2%c Gurney flap, the others could increase the lift to drag ratio and the maximum lift to drag ratio. For the model with sideslip, the corresponding aerodynamic performance is similar to that without sideslip in longitudinal direction. However, in yaw and rolling directions, rolling moment increases with Gurney flap height, and yaw moment increases too when the Gurney flap height is in the range of 0.83%c~3.3%c, but the yaw moment decreases abruptly when Gurney flap height is 4.2%c. There exists the optimum Gurney flap height for improving the target drone aerodynamics, Experimental results show that it could increase the lift and the maximum lift to drag ratio with little variation of the moments in three directions when the Gurney flap height is 1.7%c.

Key words: Gurney flap; lift enhancement; lift to drag ratio

靶机是一种作为射击训练目标的军用无人驾驶飞机.它利用遥控或者预先设定好飞行轨迹和飞行模式,充分模拟假想目标的各种性能,对空空导弹、地空导弹、舰空导弹或航空机关(枪)炮、高射炮等武器效能进行鉴定.作为一种武器模拟装备,它应能够模拟敌方相关武器的各种性能.大部分的靶机来源于经过简单改装的遥控飞机,这一类靶机成本较低,性能和模拟的目标种类非常有

收稿日期:2008-07-09

基金项目:国家杰出青年科学基金资助项目(10425207)

作者简介:赵元立(1960—),男,山西河津人,博士生,lts204@buaa.edu.cn.

限.还有部分靶机是退役或封存军机的改装,这种靶机一般能够提供与真实环境非常接近的模拟环境,而且这些靶机内部空间较大,可以负担较多的复杂电子设备,也可以进行较为复杂的目标模拟.但是后者来源不稳定,获得与使用成本高,同时只能模拟特定的军用飞机,模拟训练不充分,这是训练成本极高的一种靶机.随着世界军事变革的深入,现在世界上主要航空工业国家的靶机基本都是经过特殊设计的,如美国的 MQM-8 Vandal 和法国的 C22 等.这类靶机的性能比较接近军用飞行器,能够模拟多种目标的飞行性能,提供较为接近真实的训练目标,但成本较高[1-3].

随着武器效能的提高,对靶机性能的要求越来越高,有效载荷要求也越来越大,这就要求靶机具备高升力.因此,寻找一个科学的途径,对现有的靶机进行增升改进成为了一项紧迫的任务.由于靶机的操作维修简单且可靠性较高,增升措施也必须简单易行,成本较低.近年来的研究表明[4-7],垂直放置于机翼后缘迎风面具有一定高度的平板——Gurney 襟翼,能显著提高和改善机翼、翼型、飞机模型等的气动特性,且便于安装和更换.本文将针对某型靶机,开展 Gurney 襟翼的高度对靶机气动特性影响的实验研究,为靶机的增升改型设计提供技术支持.

1 实验装置和方法

测力实验在北京航空航天大学 D1 低速风洞中进行,该风洞为开口回流式风洞.实验段全长 1.45 m,扩散角约 5°,截面呈椭圆形,进口尺寸为 1.02 m×0.76 m,出口尺寸为 1.07 m×0.81 m,湍流度 $\varepsilon<0.3\%$,最大可用风速为 50 m/s.实验风速 $V_\infty=25$ m/s,基于靶机平均气动弦长的雷诺数($Re=\rho C_A V_\infty/\mu$)为 1.04×10^5.采用六分量应变天平进行测力,精度为 3%,模型采用尾支撑.

靶机模型如图 1 所示,展长 $b=222$ mm,机身直径 $D=51$ mm.实验中采用的 Gurney 襟翼为平板,沿靶机机翼全翼展安装在机翼迎风面的后缘,

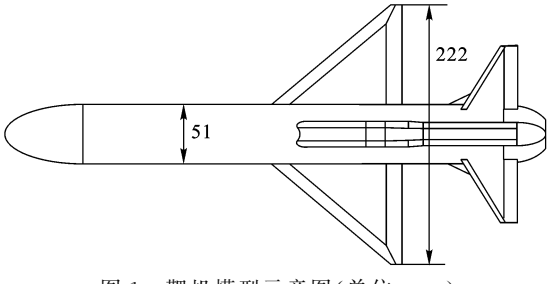


图 1 靶机模型示意图(单位:mm)

其高度 H 为 1.1,2.2,3.3,4.4 和 5.5 mm,分别为机翼根弦长 c 的 0.83%~4.2%,间隔为 $0.83\%c$.文中还考虑了侧滑角对安装 Gurney 襟翼的靶机气动特性的影响,实验中侧滑角为 $\beta=10°$.

2 实验结果与分析

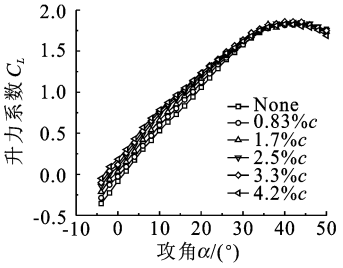
2.1 无侧滑时 Gurney 襟翼对气动特性的影响

图 2 为安装不同高度 Gurney 襟翼的靶机与原始靶机升力特性的对比.由图 2a 可见,在中小攻角 α 下升力系数 C_L 随着襟翼高度 H 的增加而增加,但 α 较大时,C_L 趋近于不加襟翼的状态.从图 2b 中可以看出,Gurney 襟翼高度 H 对最大升力系数 $C_{L\max}$ 的影响较小,在 Gureny 襟翼 H 为 $3.3\%c$ 时 $C_{L\max}$ 的增量达到最大,但仅增加 1.52%.结合 Wang 等人[4-5] 的研究可知,加装 Gurney 襟翼相当于增加了机翼的弯度和模型的 α,因而相同 α 下的 C_L 增加.但在较大 α 时,Gurney 襟翼几乎起不到增升的作用.可见,对此型靶机而言,Gurney 襟翼虽然不能改善其失速特性,但会在中小 α 下增加靶机的 C_L,从而提高靶机的有效载荷.

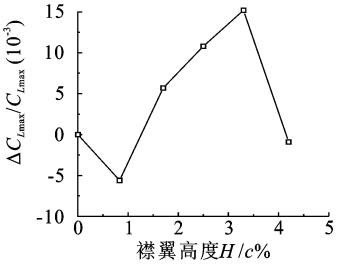
图 2c 表明,加装 Gurney 襟翼后会增加靶机的阻力系数 C_D,且 C_D 随 H 的增加而增加.但从图 2d 可知,除 H 为 $4.2\%c$ 的 Gurney 襟翼外,其余高度的 Gurney 襟翼,在 $\alpha<20°$ 时均会增加升阻比 L/D,即 C_L 的增量大于 C_D 的增量.α 进一步增大后有无 Gurney 襟翼时的 L/D 基本不变.从图 2d 中还可以看出,加入 Gurney 后靶机的最大升阻比 $(L/D)_{\max}$ 对应的 α 比不加襟翼时均提前,至少提前 2°.从图 2e 可以看出,当 H 在 $0.83\%c$~$3.3\%c$ 时会极大地增大 $(L/D)_{\max}$,增量在 13% 以上.当 H 为 $0.83\%c$ 时,增量达到了 42%.图 2f 则表明加入 Gurney 襟翼后,在 C_L 增加的同时,靶机的低头力矩 $\boldsymbol{C}_M$ 也增加.因此需要在布局基本不变的原则下,选择合适高度的 Gurney 襟翼进行增升设计.

综上可知,随着 Gurney 襟翼高度的增加,靶机的 C_L 在中小 α 下会增加,但 C_D 也增加,同时靶机 $\boldsymbol{C}_M$ 也增加.但对于 H 在 $0.83\%c$~$3.3\%c$ 之间的襟翼而言,在 $\alpha<20°$ 时都会增加靶机的 L/D 和 $(L/D)_{\max}$.对 H 在 $0.83\%c$~$4.2\%c$ 之间襟翼而言,会使靶机 $(L/D)_{\max}$ 对应的 α 提前.显然,Gurney 襟翼对靶机气动特性的影响存在最佳襟翼高度,必须进行合理选择,作为进一步改型的基

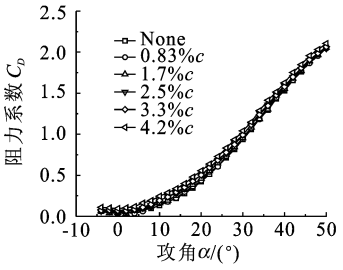
础.



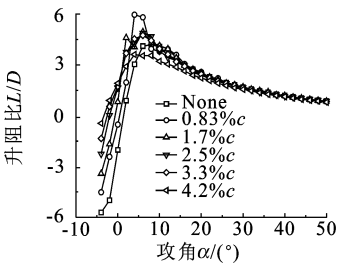
a　升力系数 C_L 随功角 α 变化图



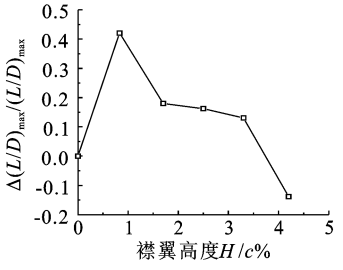
b　襟翼高度对最大升力系数的影响



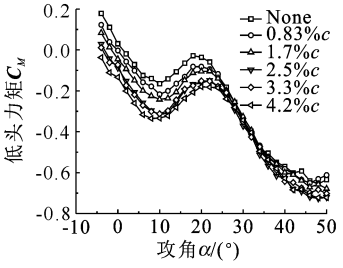
c　襟翼高度对阻力系数的影响



d　襟翼高度对升阻比的影响

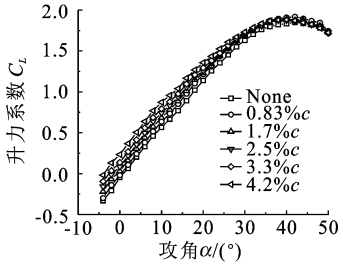


e　襟翼高度对最大升阻比的影响

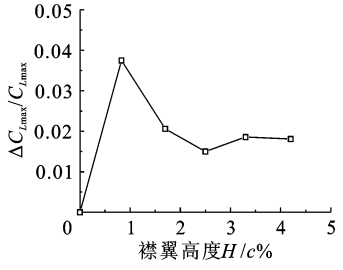


f　襟翼高度对低头力矩的影响

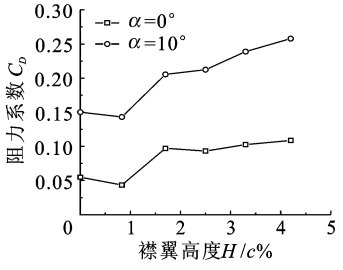
图 2　Gurney 襟翼对靶机气动特性的影响



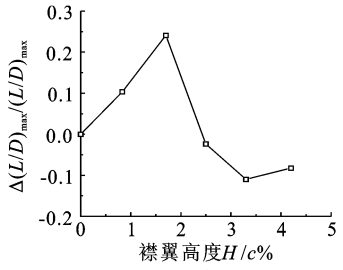
a　$\beta=10°$时,Gurney 襟翼对升力系数 C_L 的影响曲线



b　最大升力系数 C_{Lmax} 随高度的变化曲线



c　阻力系数 C_D 随高度的变化曲线



d　最大升阻比增量随高度的变化曲线

图 3　侧滑对靶机气动特性的影响

2.2　有侧滑时 Gurney 襟翼对气动特性的影响

图 3a 为 $\beta=10°$时,Gurney 襟翼对 C_L 的影响曲线,其变化规律与无侧滑时相同,随着 H 的增加,在中小 α 时靶机的 C_L 增加,失速后则基本无变化. 图 3b 给出了 C_{Lmax} 随 H 的变化,对比图 2b 可知,有侧滑时,C_{Lmax} 增加幅度较大,在 H 为 0.83%c时,C_{Lmax} 的增量达到了 5.5%. 图 3c 表明,C_D 的变化趋势和无侧滑时类似,随着 H 的增加 C_D 一直在增加. 而 L/D 的变化则表明,当存在侧滑角时,Gurney 襟翼虽然能够较大地提高 C_L,但同时 C_D 也增加,因此 L/D 增加幅度较无侧滑时小(如图 3d 所示). 而且,只有 H 为0.83%c和 1.7%c的 Gurney 襟翼能够提高 L/D. $\boldsymbol{C}_M$的变化规律与无侧滑时类似,限于篇幅不再给出. 图 4 表明,加装 Gurney 襟翼后,靶机滚转力矩 $\boldsymbol{M}_X$增加,

但随着襟翼高度 H 的增加，$\boldsymbol{M}_X$ 存在下降的趋势，且 H 大于 3.3%c 后曲线变平坦. 图 5 则表明当 H 在 0.83%c～3.3%c 时，靶机的偏航力矩 $\boldsymbol{M}_Y$ 是增加的，但增加的幅度越来越小，当襟翼高度 H 为4.2%c时，$\boldsymbol{M}_Y$ 突然降低，变为负值.

结合无侧滑情况可知，有侧滑时，在纵向上 Gurney 襟翼对靶机气动特性的影响与无侧滑时的规律基本相同，只是幅度和范围上略有差别. 但在横航向上，有无 Gurney 襟翼时的差别较大. 有侧滑时，靶机的绕流是不对称的，由于 Gurney 襟翼的增升作用，容易使两侧机翼的受力不对称，造成力矩的放大，因此 Gurney 襟翼在有侧滑时有增大横航向力矩的倾向. 因此，必须合理选择襟翼的高度，能够在增升和阻力增加较小的前提下，同时横航向力矩不致增加较大. 综合无侧滑的情况，建议选择高度为 1.7%c 的 Gurney 襟翼作为靶机改型进一步研究的基础.

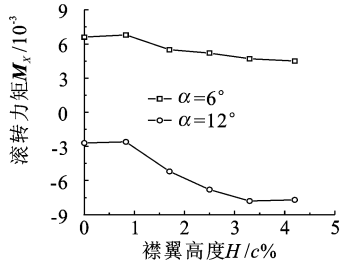


图 4 Gurney 襟翼对滚转力矩 $\boldsymbol{M}_X$ 的影响

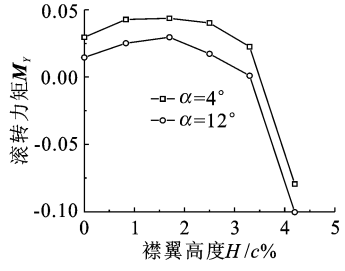


图 5 Gurney 襟翼对 $\boldsymbol{M}_Y$ 的影响

3 结 论

本文在风洞中研究了 Gurney 襟翼对某型靶机气动特性的影响，得到以下主要结论：

1) 无侧滑时，Gurney 襟翼可以在中小 α 下增加靶机的 C_L，但同时也增加了靶机的 C_D 和 $\boldsymbol{C}_M$. H 为 0.83%c～4.2%c 的 Gurney 襟翼会使靶机 $(L/D)_{\max}$ 对应的 α 提前. 除 H 为 4.2%c 的襟翼外，在中小 α 下其余 H 的襟翼均可以提高靶机的 L/D 和 $(L/D)_{\max}$.

2) 在纵向上，有无侧滑时的规律相似. 但在横航向上，则发现随着襟翼 H 的增加，靶机的 $\boldsymbol{M}_X$ 增加，$\boldsymbol{M}_Y$ 则在 Gurney 襟翼 H 为 0.83%c～3.3%c 时增加，在 4.2%c 时急剧降低.

3) Gurney 襟翼对靶机气动特性的影响存在最佳 H，实验发现在 H 为 1.7%c 时，能够在靶机力矩变化较小的情况下，提高飞机的 C_L 和 $(L/D)_{\max}$.

参考文献（References）

[1] 靶机[OL]. http://zh.wikipedia.org/wiki/%E9%9D%B6%E6%A9%9F
Target Drone [OL]. http://zh.wikipedia.org/wiki/%E9%9D%B6 %E6%A9%9F (in Chinese)

[2] 《世界无人机大全》编写组.《世界无人机大全》[M]. 北京：航空工业出版社，2004：295－384
《All Unmanned Air Vehicles in the World》Editor Board. All unmanned air vehicles in the world [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 295－384(in Chinese)

[3] 衣丽娜. 新型靶机 C22[J]. 飞航导弹，1990，12(6)：27－31
Yi Lina. New type target drone C22[J]. Winged Missiles Journal, 1990, 12(6):27－31(in Chinese)

[4] Wang J J, Li Y C, Choi K S. Gurney flap-lift enhancement, mechanisms and applications[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(1): 22－47

[5] Li Y C, Wang J J, Zhang P F. Influences of mounting angles and locations on the effects of Gurney flaps[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(3): 494－498

[6] 王晋军，蔡泽明，刘铁中，等. Gurney 襟翼增升技术在三翼面布局飞机模型上应用的实验研究[J]，实验流体力学，2006，20(2)：30－35
Wang J J, Cai Z M, Liu T Z, et al. Investigation on application of Gurney flap to triplane configuration aircraft lift-enhancement[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(2):30－35(in Chinese)

[7] Traub L W, Miller A C, Rediniotis O. Preliminary parametric study of Gurney flap dependencies[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 1242－1244

（责任编辑：吴 琼）