



翼身干扰对边条翼翼身组合模型法向力特性影响分析

王 琦,陈少松*,谭献忠,魏 恺

(南京理工大学 能源与动力工程学院,江苏 南京 210094)

摘要:为了解决边条翼升力不足的问题,探究翼身干扰对边条翼弹箭升力的提升情况,采用数值计算方法,对比了亚、超音速范围内边条翼翼身组合模型、常规翼翼身组合模型、仅边条翼模型、仅常规翼模型与仅弹身模型的法向力随攻角的变化情况。结果表明:在亚音速范围内,由于上表面耦合涡涡量大,流速快,而下表面来流受阻碍作用流速慢,上下表面压差变大,翼身干扰对翼身组合模型法向力提升很大,在 $Ma=0.6$ 且 $\alpha=20^\circ$ 下翼身干扰对其弹身法向力的提升有 195%,对边条翼平均提升幅度有 46%;在超音速下,由于上表面角涡涡量相比于仅边条翼模型提升不大,翼身干扰对边条翼法向力提升有限。翼身干扰的作用区域为翼根附近的弹翼及弹身,边条翼弦长长,受影响的区域大,因而翼身干扰对边条翼翼身组合模型法向力的提升更大。

关键词:边条翼;翼身干扰;法向力特性;数值计算

中图分类号:TJ011.3 文献标志码:A 文章编号:1004-499X(2024)04-0079-09

Analysis of the Influence of Wing-body Interference on Normal Force Characteristics of Wing-body Combination Configurations

WANG Qi, CHEN Shaosong*, TAN Xianzhong, WEI Kai

(School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to solve the problem of insufficient lift of strake wing and explore the effect of wing body interference on the lift of strake wing projectile, numerical calculation method was utilized to identify comparison among normal force of strake-wing body combination model, conventional-wing body combination model, only strake-wing model, only conventional-wing model and only body model with angle of attack. The results show that normal force of wing body combination model is greatly increased by wing body interference in subsonic range due to the larger pressure differences between the upper and lower surfaces. It is resulting from the faster velocity caused by larger vorticity in upper surface and the slower velocity caused by block in lower surface. At $Ma = 0.6$ and $\alpha = 20^\circ$, the normal force of its body is increased by 195%, and the average normal force is increased by 46%. At supersonic speeds, due to the small lift of corner vortex in upper surface compared to the strake only model, the wing body interference has a limited lift on normal force of strake. Wing body interference is mostly located on the wings and bodies near the root wings. Strake has a long chord, and affected area is large, so the normal force of strake wing body combined model influenced by wing body interference raises more.

Key words: strake wing; wing body interference; normal force characteristics; numerical calculation

边条翼是展弦比小于 0.5 的极小展弦比弹翼^[1],通常布置在弹身中后部和尾舵正前方,具有结构紧凑、超音速下波阻小、尾舵控制效率高等独特

的优势^[2],在法国 MICA 空空导弹^[3]和中国霹雳 10 空空导弹上得到了应用。但边条翼展弦比小,可能无法提供足够的法向力^[4]。弹翼和弹身在飞行过

程中存在相互干扰,称为翼身干扰,通过利用集中在翼根附近的翼身干扰,可部分弥补因弹翼小展弦比引起的法向力不足的问题。因而,有必要研究翼身干扰对边条翼翼身组合模型的法向力特性影响规律。

从20世纪70年代开始,国内外学者针对翼身干扰问题进行了一系列的研究。张华等^[5]通过风洞实验发现,翼身干扰区涡系形成的物理原因是机翼根部产生的逆压梯度和绕根部的横向流动形成的三维分离。FROLOV^[6]发现有翼身干扰的机翼在某些情况下可能会超过单独机翼的升力线斜率。文献[7~8]分别提出一种适合于估算导弹翼身干扰系数的方法。文献[9~12]研究发现小展弦比弹翼导弹的弹身体涡与翼涡之间产生复杂的相互干扰,影响全弹气动特性。巢根明等^[13]对高超声速轴对称机身-机翼布局的翼身干扰特性进行数值模拟,认为机身-机翼布局的升力大于单独机翼与单独机身的升力总和。袁起航等^[14]研究了前体边条翼后掠角对弹身非对称流动的影响。上述研究发现,集中于翼根的翼身干扰有利于提升边条翼翼身组合体法向力,且影响机理复杂,但是相关研究很少,有必要更进一步探究其影响情况及对边条翼翼身组合体的影响机理。

针对这一情况,为分析翼身干扰对边条翼的影响机理,本文采用数值计算方法,对不同马赫数($Ma=0.6, 0.9, 2.0, 3.0$)和不同攻角($\alpha=0^\circ \sim 20^\circ$)下的边条翼翼身组合模型、常规翼翼身组合模型、仅弹翼模型及仅弹身模型进行气动特性对比研究。

1 计算方法和研究对象

1.1 研究对象与网格划分

本文选用一字布局弹箭作为研究对象,模型如图1所示。模型直径为 D ,模型长 $13.5D$;M3与M4模型为面积相同的仅弹翼模型,尺寸如图1(c)~图1(d)所示,M5模型为仅弹身模型,尺寸如图1(e)所示,M1模型为M3与M5模型组合而成,M2模型为M4与M5模型组合而成。参考长度选取弹长 $L=13.5D$,参考面积选取 $S=\pi D^2/4$,参考坐标系取弹体坐标系^[15]。

本文选取圆柱形计算域,流场长度为 $20L$,流场直径为 $100D$,借助Fluent Meshing网格划分软件进行全流场的多面体-六面体网格划分,并在剪切层和弹翼涡流区域进行局部加密,保证壁面 $y^+<1$,该软件对复杂外形有强大的网格划分能力^[16]。网格

划分结果如图2所示。

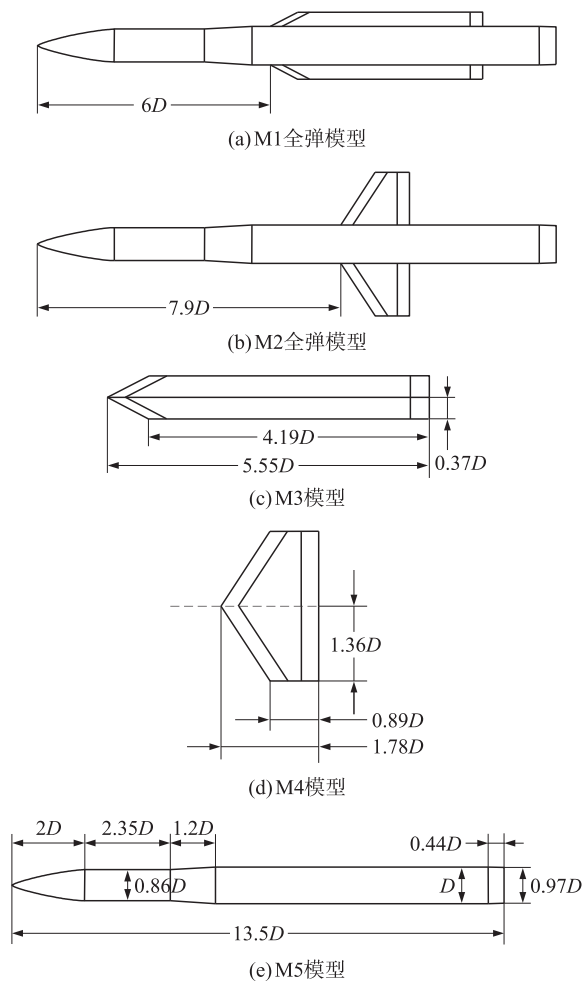


图1 计算模型

Fig. 1 Computational model

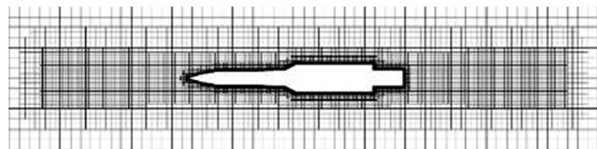


图2 网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of grid

1.2 数值模拟方法

弹体周围的三维可压缩定常 Navier-Stokes (N-S) 控制方程为

$$\oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

式中: V 为控制体, $\mathbf{F}_c$ 为对流量矢量, $\mathbf{F}_v$ 为黏性通量矢量, S 为控制体表面的面积^[17]。

湍流模型采用 $k-\omega$ SST 方程模型。上述 N-S 方程和湍流模型可采用计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 方法进行稳态求解,空间离散采用二阶迎风格式,对流量应用 Roe 通量差分分裂。

流体动力黏度采用萨瑟兰公式计算,并采用完全气体状态方程。远场静压为 101.325 kPa,静温为 288.15 K。

1.3 无关性验证

由于 M3、M4 和 M5 模型是 M1、M2 模型的一部分,本文只对 M1 和 M2 模型划分了 3 套不同数量的网格,并进行无关性验证,网格数量分别为 300 万,500 万和 700 万。来流工况: $Ma=2.0$,攻角 $\alpha=10^\circ$ 。计算结果如表 1 和表 2 所示。表中, C_N 为全弹法向力系数, C_m 为全弹俯仰力矩系数, η 为计算结果相对差值。

由表 1 和表 2 可知,700 万网格量与300 万网格量的计算数据相差较大,M1 模型最大相差 5.4%,M2 模型最大相差 7.5%;但是与 500 万网格量的计算数据很相近,M1 模型最大相差 0.7%,M2 模型最大相差 1.8%。因此,针对本文工况 500 万网格可以满足计算需求。

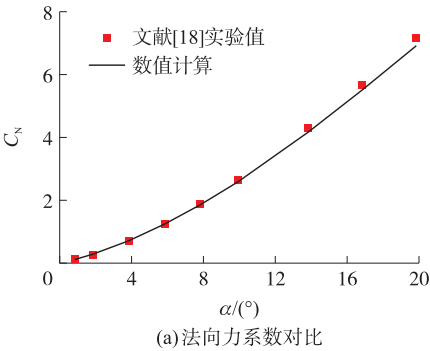


表 1 M1 模型网格无关性验证
Table 1 Grid independence test of M1 model

网格数量	C_N	C_m	$\eta_{C_N}/\%$	$\eta_{C_m}/\%$
300 万	2.475	-0.141	1.9	5.4
500 万	2.524	-0.148	0.03	0.7
700 万	2.525	-0.149	-	-

表 2 M2 模型网格无关性验证
Table 2 Grid independence test of M2 model

网格数量	C_N	C_m	$\eta_{C_N}/\%$	$\eta_{C_m}/\%$
300 万	3.376	-1.913	2.2	7.5
500 万	3.411	-2.031	0.3	1.8
700 万	3.452	-2.069	-	-

1.4 数值方法验证

为验证数值方法准确性,采用上述模拟方法对文献[18]中模型进行仿真,并与文献中的实验结果对比,法向力系数和俯仰力矩系数的对比结果如图 3 所示。由图可知,法向力系数和俯仰力矩系数曲线趋势一致,计算结果与实验值吻合度很高,数据偏差最大不超过 8.6%,说明该数值模拟方法可靠。

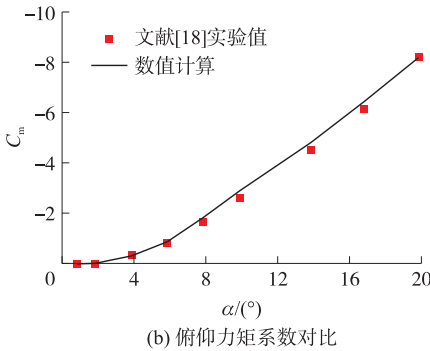


图 3 法向力系数和俯仰力矩系数对比图

Fig. 3 Comparison of normal force coefficient and pitch moment coefficient

2 翼身干扰影响探究

2.1 亚音速下翼身干扰对弹翼及弹身法向力提升情况

图 4 是 M1 模型与 M2 模型的弹翼(受弹身干扰

的弹翼)、M3 与 M4 模型(无弹身干扰的弹翼)在亚音速条件($Ma=0.6,0.9$)下,法向力系数 C_N 随攻角 α 的变化曲线。

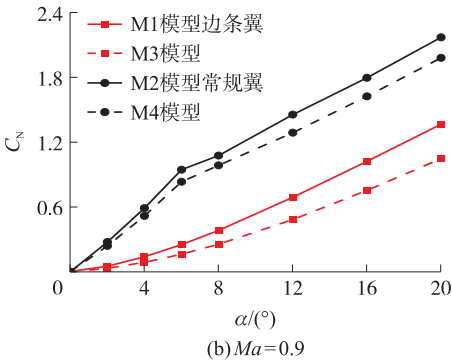
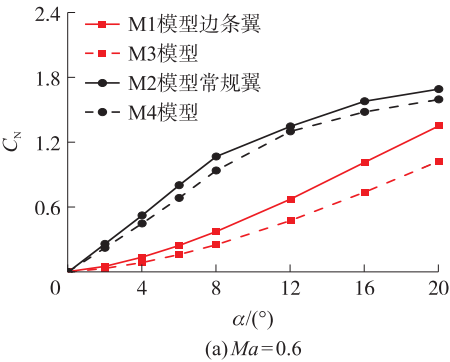
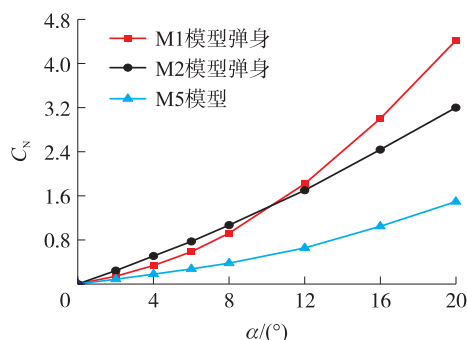


图 4 亚音速下弹翼法向力系数

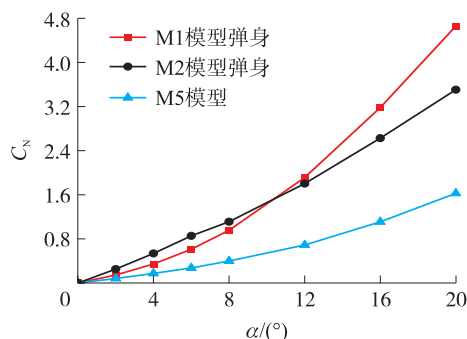
Fig. 4 Normal force coefficient of wings at subsonic speeds

对比图中曲线可以看出:M1、M2模型的弹翼法向力系数大于M3、M4模型,这表明在计算马赫数及攻角范围,翼身对弹翼法向力具有提升作用。在2种马赫数下,M1的边条翼法向力系数平均提升30%左右,常规翼的法向力提升则维持在10%左右,这表明翼身干扰对M1模型弹翼的提升效果更好。

图5是M1模型与M2模型的弹身(受翼身干扰的弹身)、M5模型(无弹翼干扰的弹身)在亚音速条件下,法向力系数 C_N 随攻角 α 的变化曲线。对比图中曲线可以看出:当 $\alpha \leq 8^\circ$ 时,M1模型弹身法向力小于M2模型弹身;当 $\alpha \geq 12^\circ$ 时,M1模型弹身的法向力会迅速增加。到 $\alpha = 20^\circ$ 时,相比于无翼身干扰的M5模型, $Ma=0.6$ 条件下M1模型弹身的法向力系数提升了195.3%,M2模型弹身的法向力系数提升了114%; $Ma=0.9$ 条件下M1模型弹身的法向力系数提升了186.2%,M2模型弹身的法向力系数提升了115.4%。这表明翼身干扰对M1模型弹身法向力的提升效果更好。



(a) $Ma=0.6$



(b) $Ma=0.9$

图5 亚音速下弹身法向力系数

Fig. 5 Normal force coefficient of projectile at subsonic speed

综合来说,亚音速中小攻角下翼身干扰对弹身法向力具有明显提升。

2.2 亚音速下模型表面压力变化情况

有翼身干扰模型与无翼身干扰模型在 $Ma =$

$0.6, \alpha = 16^\circ$ 条件下,上下表面的压力系数 C_p 分布,如图6所示。

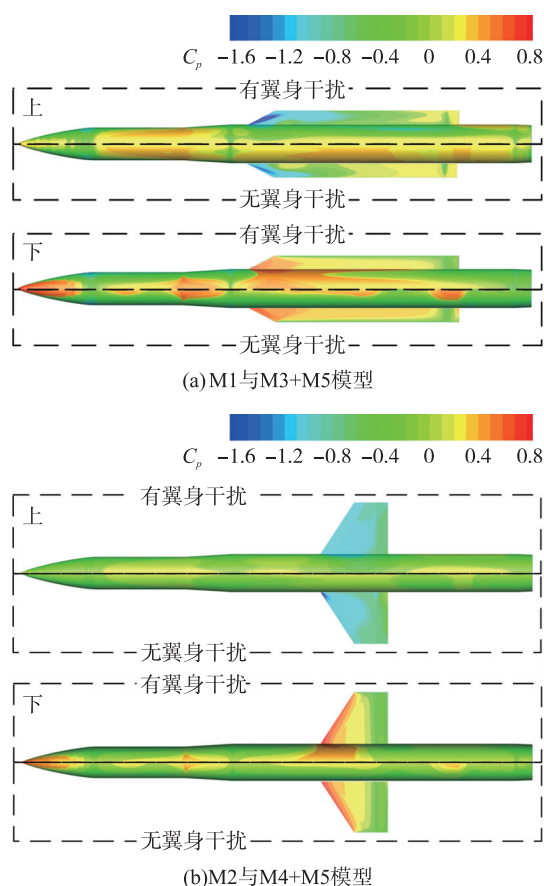


图6 模型上下表面压力系数分布

Fig. 6 Pressure coefficient distribution on the upper and lower surfaces of the model

从图6中可以看出:在上表面,M1模型边条翼翼根附近表面的压力系数明显低于M3+M5模型;M2模型常规翼附近的低压区域则整体上多于M4+M5模型。在下表面,M1模型的弹身相比于M5模型,多了从边条翼前缘附近的弹身收缩到弹身中后部的高压区,M1模型靠近弹身侧的边条翼压力系数则小于M3模型;M2模型在常规翼翼根侧的弹身压力系数则明显大于M5模型。

总体来说,翼身干扰减小M1翼身组合模型上表面的压力系数,增加了上表面的吸力;翼身干扰增大了弹身下表面的压力系数,加强了对弹身的托举力的同时,略微减小了M1模型边条翼下表面的压力系数,因而翼身干扰对弹身法向力系数的提升更加有利,这与前文翼身干扰在该工况下的法向力系数图相吻合;边条翼弦长长,弹身受有利的翼身干扰的区域大。

为了进一步量化翼身干扰对边条翼及弹身表面压力分布情况的影响,沿弹体轴向选取了不同剖面,如图7(a)所示,其中 Z 为弹轴到翼梢距离, C 为翼梢弦长, c 为翼梢任一点到翼梢前缘距离, z 为 c/C 截面上任一点到弹轴距离。图7(b)~图7(d)分别为各模型在 $Ma=0.6,\alpha=16^\circ$ 工况下,不同剖面处上下表面压力系数的法向分量 C_{py} 的分布曲线(压力系数法向分量是压力系数在弹体坐标系 y 方向的分量)。

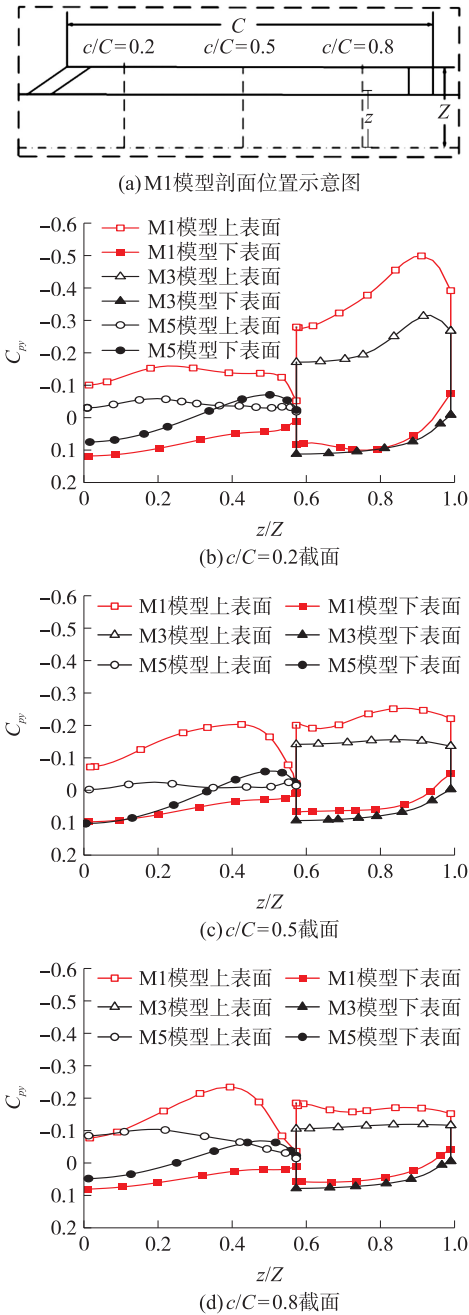


图7 不同截面位置及其表面压力法向分量系数
Fig. 7 Normal pressure coefficients at different cross-sectional positions

可以看出,M1模型弹身上下表面的压力法向分量系数的绝对值大于M5模型,且 $c/C=0.5,0.8$ 时上下表面的 C_{py} 差最大。M1模型边条翼部分 C_{py} 均小于M3模型,在 $c/C=0.2$ 时压差最大。这表明与M3、M5模型相比,翼身干扰大大减小了翼身组合模型上表面的 C_{py} ,增加了弹身下表面的 C_{py} ,这有利于提升翼身组合模型法向力。同时翼身干扰也略微减小了弹翼下表面的 C_{py} 。因而在该工况下,翼身干扰对弹身法向力的提升大于对边条翼的提升,这与前文的翼身组合模型压力系数云图对应。

2.3 亚音速下翼身干扰机理分析

$Ma=0.6,\alpha=16^\circ$ 下各截面的速度和平面流线如图8所示,其中 v 为该点速度大小, v_∞ 为远处来流速度大小。

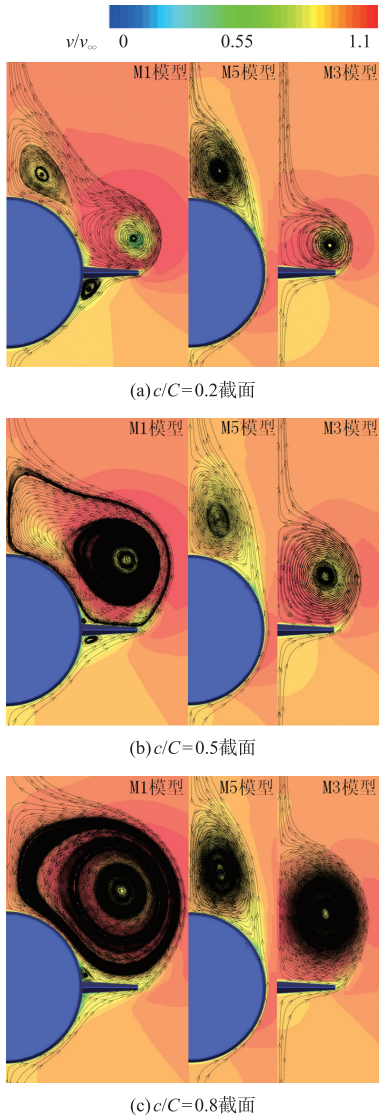


图8 不同截面的涡系图
Fig. 8 Vortex diagrams at different cross-sections

可以看出:影响 M3 模型的涡系为弹翼前缘涡,影响 M5 模型的涡系为弹头涡,则 M1 模型不仅受到弹头涡和弹翼前缘涡的耦合作用,也单独受到角涡对翼根附近表面的作用。由于边条翼的阻碍作用, M1 模型下表面的来流速度低于 M5 模型,因而 M1 模型弹身下表面压力法向分量大于 M5 模型;由于翼身组合模型的结构原因,弹身来流会在流经翼根区域时引起角涡,同时带走部分空气,这导致角涡区域压力变低。翼根上表面角涡越向后发展,涡量越大,翼根下表面角涡越向后发展,涡量越小, $c/C = 0.8, 0.2$ 时由压力法向分量系数图分别可见明显压降。M1 模型上表面来流主要受到弹翼前缘涡和弹头涡耦合作用,当 $c/C = 0.2, 0.5$ 时,耦合涡引起上表面流速变快,压力变小,随着来流向后发展,到 $c/C = 0.8$ 时,耦合涡由于逆压梯度开始脱离上翼面,角涡涡量随之越来越大。受角涡影响,上下翼面压力变小。

2.4 超音速下翼身干扰对弹翼及弹身法向力提升情况

图 9 分别是 M1、M2 模型弹翼与 M3、M4 模型在超音速条件下,法向力系数 C_N 随攻角 α 的变化规律曲线。可以看出:在计算范围内 M1 及 M2 模型弹翼法向力系数相比于 M3、M4 模型有所提升,且提升幅度随攻角增加,先增大后减小,但是 M1 模型边条翼提升幅度不如亚音速;在 $Ma = 2.0$ 时, M1 模型边条翼法向力相比于 M3 模型平均提升 9.0%, M2 模型常规翼相比于 M4 模型平均提升 15.7%;在 $Ma = 3.0$ 时, M1 模型边条翼法向力相比于 M3 模型平均提升 24.9%, M2 模型常规翼相比于 M4 模型平均提升 16.1%。这说明在超音速且中小攻角情况下翼身干扰对边条翼法向力仍然一定提升,但是提升幅度远远小于亚音速。

图 10 是 M1、M2 模型弹身与 M5 模型在超音速条件下,法向力系数 C_N 随攻角 α 的变化规律曲线。从图中可以看出: M1、M2 模型弹身的法向力系数大于 M5 模型,到 8° 攻角以后, M1 模型弹身法向力系数超过 M2 模型, 20° 攻角时两者差距达到最大,此时相比于无翼身干扰的 M5 模型, $Ma = 2.0$ 条件下 M1 模型弹身的法向力系数提升了 44.3%, M2 模型弹身的法向力系数提升了 27.3%; $Ma = 3.0$ 条件下 M1 模型弹身的法向力系数提升了 26.9%, M2 模型弹身的法向力系数提升了 17.0%。这说明超音速下翼身干扰仍然能够提升边条翼翼身组合模型的弹身法向力,但是相比于亚音速 100% 以上的法向力提

升幅度而言,已大大减小。

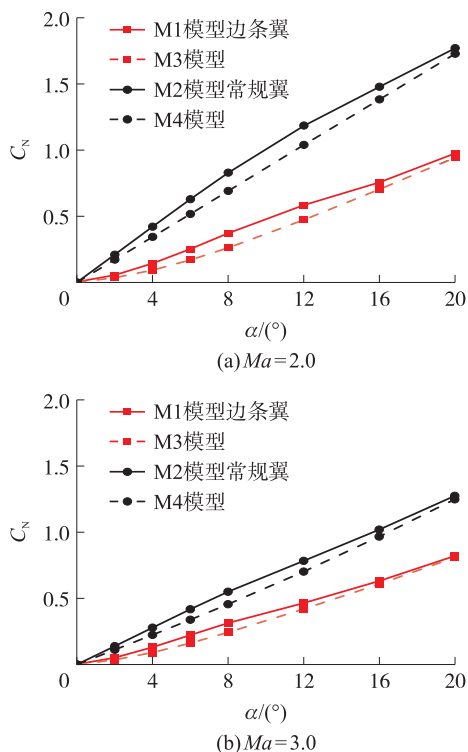


图 9 超音速下弹翼法向力系数与攻角关系

Fig. 9 Normal force coefficient of wings at supersonic speeds

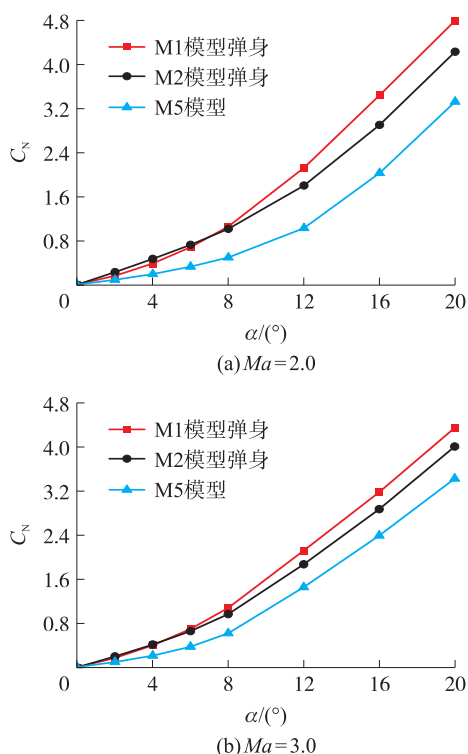


图 10 超音速下弹身法向力系数与攻角关系

Fig. 10 Normal force coefficient of projectile at supersonic speeds

2.5 超音速下模型表面压力变化情况

有翼身干扰模型与无翼身干扰模型在 $Ma=2.0$ 和 $\alpha=16^\circ$ 条件下,上下表面的压力系数分布如图 11 所示。

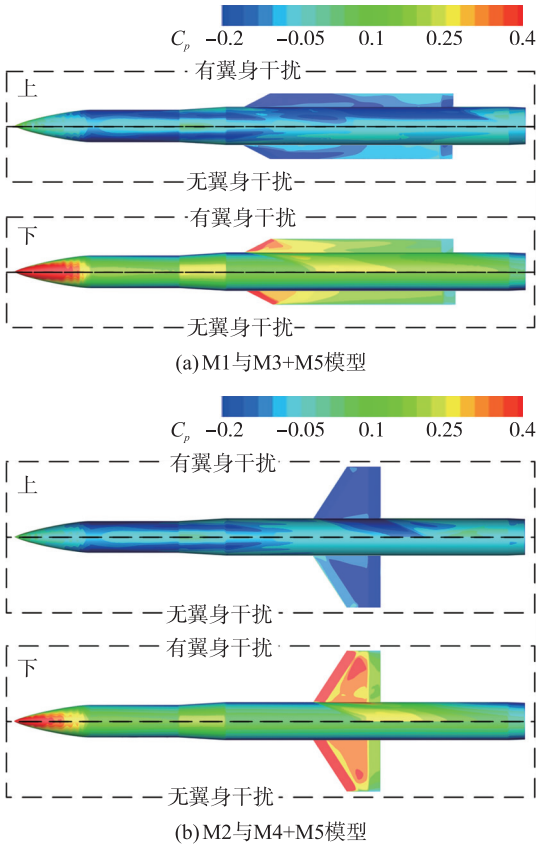


图 11 模型上下表面压力系数图

Fig. 11 Pressure coefficient diagram of the upper and lower surfaces of the model

可以看出:M1、M2 模型上表面靠近翼根区域的压力系数小于 M3+M5 及 M4+M5 模型;M1、M2 模型下表面靠近翼根的弹身压力系数大于 M3+M5 及 M4+M5 模型;靠近翼根的弹翼下表面压力系数小于 M3+M5 及 M4+M5 模型;相比于亚音速情况,超音速工况下的弹身受影响区域后移。

总体来说,翼身干扰增大了 M1 模型弹身上下表面法向力系数压差,对提升法向力有积极影响;翼身干扰会引起边条翼上下表面压力系数同时下降,但是下翼面的下降幅度整体上小于上翼面,因而整体上翼身干扰对边条翼同样有积极影响。

$Ma=2.0$ 和 $\alpha=16^\circ$ 工况下,M1 模型和 M3+M5 模型沿轴向不同剖面处上下表面压力法向分量系数 C_{py} 的分布曲线如图 12 所示。从图中可以看出:相比于 $Ma=0.6$ 下, $c/C=0.2,0.5$ 的压力法向分量系

数,超音速条件下 M1 模型弹身上下表面、弹翼上表面的 C_{py} 与无翼身干扰模型差距相比大幅变小,这是翼身干扰对边条翼法向力提升变小的直接原因。

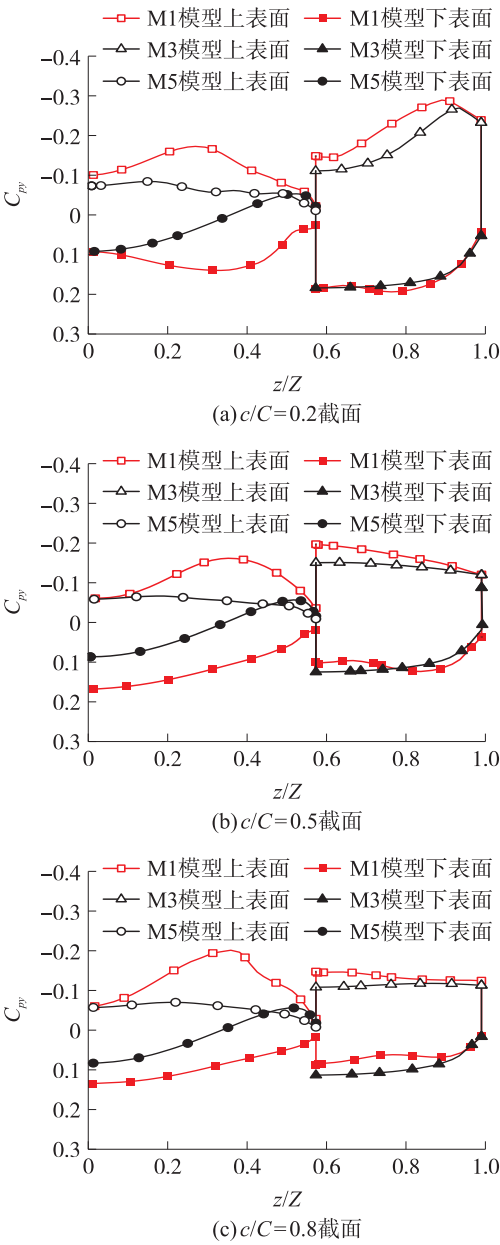


图 12 不同截面压力法向分量系数图

Fig. 12 Diagram of normal pressure coefficients at different cross sections

2.6 超音速下翼身干扰机理分析

$Ma=2.0$ 且 $\alpha=16^\circ$ 下各截面流速和平面流线图如图 13。可以看出:超音速影响 M1 模型的涡系与亚音速相同,但耦合涡与下表面的相对速度差小于亚音速,导致上下表面压力差变小,这与图 12 中 M1 模型上下表面压差变小的现象相对应。超音速下翼身干扰对全弹表面的影响与亚音速情况相似,但超

音速下表面角涡涡量大,且随着来流发展逐渐从弹身表面向边条翼下表面发展,其造成的低压区也逐渐从翼根下的弹身表面向 M1 模型边条翼下表面发展,这与不同截面压力法向分量系数图的低压区域对应。

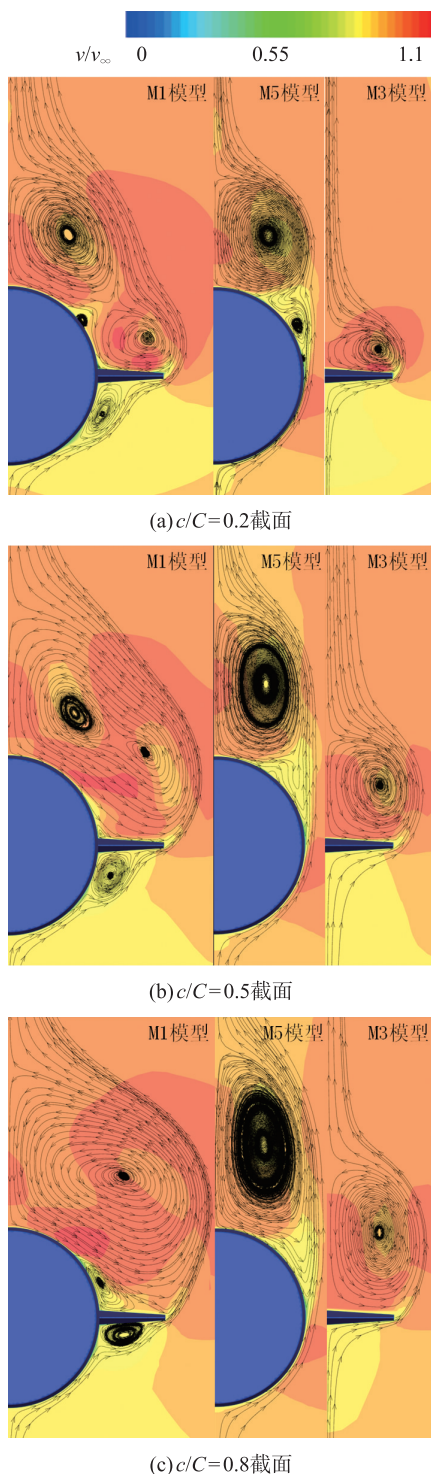


图 13 不同截面涡系图

Fig. 13 Vortex diagrams at different cross-sections

3 结束语

本文通过数值计算对比分析了边条翼弹箭的气动特性,主要结论如下:

①亚音速下翼身干扰对 M1 模型弹身的法向力提升很大,在 $Ma=0.6$ 且 $\alpha=20^\circ$ 下翼身干扰对 M1 模型弹身法向力的提升甚至达 195%,而对 M1 模型弹翼法向力的提升小了很多,在 $Ma=0.6$ 下提升幅度平均仅有 46%;相比于亚音速,超音速下翼身干扰对 M1、M2 模型弹翼和弹身法向力的提升减小很多,在 $Ma=2.0$ 且 $\alpha=20^\circ$ 下翼身干扰对 M1 模型弹身法向力的提升仅有 44.3%,在 $Ma=2.0$ 下对 M1 模型弹翼法向力的提升平均仅有 9%;

②亚音速中小攻角下翼身干扰可有效提升弹翼,特别是弹身的法向力;翼身干扰的作用区域为弹翼附近的弹翼及弹身,边条翼弦长长,受影响的区域大,因而翼身干扰对边条翼翼身组合模型法向力的提升更大。

参考文献

- [1] 李剑,敬代勇. 极小展弦比弹翼气动特性数值研究[J]. 弹箭与制导学报,2017,37(2):115-117.
LI Jian, JING Daiyong. Numerical investigation on aerodynamic characteristics of missile wing with minimum aspect ratio[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(2):115-117. (in Chinese)
- [2] 丁煜,李斌,刘仙名,等. 极小展弦比翼身组合体大攻角气动特性研究[J]. 弹箭与制导学报,2010,30(3):135-137.
DING Yu, LI Bin, LIU Xianming, et al. Study of aerodynamic characteristics of wing-body configuration with very low aspect ratio[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30(3):135-137. (in Chinese)
- [3] 李小林,杨帆,傅建明,等. MICA 导弹气动性能分析研究[J]. 空天防御,2019,2(2):9-15.
LI Xiaolin, YANG Fan, FU Jianming, et al. Analysis and study on aerodynamic capability of MICA missile[J]. Air & Space Defense, 2019, 2(2):9-15. (in Chinese)
- [4] 雷娟棉. 制导兵器气动特性工程计算方法[M]. 北京:北京理工大学出版社,2015.
LEI Juanmian. Engineering prediction methods of aerodynamic characteristics for guided weapon[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2015. (in Chinese)
- [5] 张华,吕志咏. 后掠翼身干扰区流动特性及改善措施研究[J]. 空气动力学学报,2000,18(4):467-472.
ZHANG Hua, LV Zhiyong. Research on flow characteristics and improvement measures in the interference zone of swept wing body[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18(4):467-472.

- (in Chinese)
- [6] FROLOV V. Review results on wing-body interference[C]//2016 Conferences of Measurement Instrumentation and Electronics, 2016,75:9006.
- [7] 刘君,李晓斌,徐春光. 任意截面弹体的翼身干扰系数估算方法研究[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(4):96-98.
LIU Jun, LI Xiaobin, XU Chunguang. Method study on wing-body interference coefficient for missiles with arbitrary shape cross section[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003,17(4):96-98. (in Chinese)
- [8] ANONYMOUS. Pitching moment of low aspect ratio wing-body combinations up to high angles of attack at supersonic speeds[J]. Engineering Sciences Data Unit, 2006,2006(A04):1-13.
- [9] 周岭,赵协和,宋书恒,等. 极小展弦比背鳍气动特性研究[J]. 实验流体力学,2012,26(1):21-24.
ZHOU Ling, ZHAO Xiehe, SONG Shuheng, et al. Aerodynamic characteristics of very low aspect ratio dorsal fins[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(1): 21-24. (in Chinese)
- [10] SIMPSON G M, BIRCH T J. Some aerodynamic characteristics of missiles having very low aspect ratio wings: AIAA 2001-2410[R]. 2001.
- [11] KARASHIMA K, SATO K. Aerodynamic characteristics of wing-body combinations at hypersonic speed[J]. Bulletin of The Institute of Space and Aeronautical Science, University of Tokyo, 1977,13(1A):67-81.
- [12] AREVALO-CAMPILLOS M A, TULING S, PARRAS L, et al. Experimental study of very low aspect ratio wings in slender bodies[C]//Proceedings of the ASME 11th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis. Nantes, France: The American Society of Mechanical Engineers, 2012.
- [13] 巢根明,王翼,徐尚成,等. 高超声速轴对称机身-机翼布局翼身干扰分析[J]. 战术导弹技术,2023(1):1-7.
CHAO Genming, WANG Yi, XU Shangcheng, et al. Wing-fuselage interaction analysis of hypersonic axisymmetric fuselage-wing configuration[J]. Tactical Missile Technology, 2023(1):1-7. (in Chinese)
- [14] 袁起航,王延奎,李乾,等. 边条翼后掠角对钝头细长旋成体非对称流动的影响[J]. 气体物理,2022,7(1):45-52.
YUAN Qihang, WANG Yankui, LI Qian, et al. Strake sweep angle effects on the asymmetric flow over a blunt slender body[J]. Physics of Gases, 2022,7(1):45-52. (in Chinese)
- [15] 吕代龙,陈少松,徐一航,等. 反安定面展弦比对近距耦合鸭式布局导弹气动特性影响的数值研究[J]. 弹道学报,2022,34(2):17-24.
LV Dailong, CHEN Shaosong, XU Yihang, et al. Numerical study on the effect of aspect ratio of anti-stabilizer on aerodynamic characteristics of close coupled missile[J]. Journal of Ballistics, 2022,34(2):17-24. (in Chinese)
- [16] 崔亮. 基于ANSYS FLUENT Meshing的复杂模型网格划分[J]. CAD/CAM与制造业信息化,2014(4):55-57.
CUI Liang. Complex model meshing based on ANSYS FLUENT Meshing[J]. CAD/CAM and Manufacturing Informationization, 2014(4):55-57. (in Chinese)
- [17] 浦钰文,陈少松,徐一航,等. 管式发射双鸭式布局导弹反安定面设计研究[J]. 弹道学报,2023,35(2):76-86.
PU Yuwen, CHEN Shaosong, XU Yihang, et al. Study on the aerodynamic characteristics of split canard off tube-launched split canard configuration missile[J]. Journal of Ballistics, 2023, 35(2):76-86. (in Chinese)
- [18] ALLEN J M. Aerodynamics of an axisymmetric missile concept having cruciform strakes and in-line tail fins from Mach 0.60 to 4.63[R]. Hampton, Virginia: Langley Research Center, 2005.