

【引用格式】帅超, 杨海涛, 廖贵超, 等. 舰载四摆臂式扰流片气动力数值仿真研究[J]. 数字海洋与水下攻防, 2025, 8(1): 75-81.

舰载四摆臂式扰流片气动力数值仿真研究

帅超^{1,2}, 杨海涛^{1,2}, 廖贵超^{1,2}, 马武举^{1,2}

(1. 中国船舶集团有限公司第七一〇研究所, 湖北 宜昌 443003;
2. 清江创新中心, 湖北 武汉 430200)

摘要 为满足工程应用中四摆臂式扰流片气动力分析和飞行力学建模的需求, 针对四摆臂式扰流片分别开展了主推力和侧向力调节气动力数值仿真, 获得了扰流片矢量力控制能力。首先, 提出了四摆臂式扰流片主推力和侧向力调节策略。其次, 搭建了四摆臂式扰流片数值仿真模型。最后, 通过数值仿真手段分别研究了单扰流片气动力、扰流片推力调节和侧向力调节能力。数值仿真结果表明: 四摆臂式扰流片主推力调节能力超过 30%; 当主推角小于 32°, 主推力跟主推角线性关系较好, 扰流片间的气动干扰小。四摆臂式扰流片侧向力调节能力强, 能产生最大 53.5 N 的侧向力, 且侧向力跟侧向力差动角线性关系强, 极利于弹体姿态控制。

关键词 固体火箭发动机; 扰流片; 数值仿真; 推力矢量控制

中图分类号 V238

文献标识码 A

文章编号 2096-5753(2025)01-0075-07

DOI 10.19838/j.issn.2096-5753.2025.01.010

Numerical Simulation on Aerodynamic Force of Shipborne Four-swing-arm Type Spoilers

SHUAI Chao^{1,2}, YANG Haitao^{1,2}, LIAO Guichao^{1,2}, MA Wujun^{1,2}

(1. No. 710 R&D Institute, CSSC, Yichang 443003, China;
2. Qingjiang Innovation Center, Wuhan 430200, China)

Abstract In order to meet the requirements of aerodynamic analysis and flight mechanics modeling for four-swing-arm spoilers in engineering applications, numerical simulation of aerodynamic adjustment of the main thrust force and lateral force is carried out respectively for the four-swing-arm spoilers, and the vector force control capability of the spoilers is obtained. Firstly, the adjustment strategy of the main thrust and lateral forces of the four-swing-arm spoilers is proposed. Secondly, a numerical simulation model for the four-swing-arm spoilers is established. Finally, the aerodynamic forces of a single spoiler, the thrust and lateral force adjustment capabilities of the four-swing-arm spoilers are studied through simulation. The simulation results indicate that the main thrust adjustment capability of the spoilers is higher than 30%. When the main thrust angle is less than 32°, the linear relationship between the main thrust force and the main thrust angle is better, and the aerodynamic interference between the spoilers is small. Furthermore, the four-swing-arm spoilers demonstrate a strong ability to adjust lateral forces, and can generate a maximum lateral force of 53.5 N. Additionally, the lateral force shows a strong linear relationship with the differential angle of the lateral force, which is very beneficial to missile attitude control.

Key words solid rocket motor; spoiler; numerical simulation; thrust vector control

0 引言

未来战争中海战场正逐步成为主战场,因此对小型舰船的主动打击和被动防御能力提出了更高的要求。受启发于俄乌战争,未来战争中对智能可控弹药低成本小型化的需求愈发强烈,增加智能可控弹药的机动性能已成为提高智能可控弹药作用效能和生存能力的有效措施^[1]。当前小型化低成本弹药多采用固体火箭发动机作为推进装置,受限于舰载发射平台尺寸限制,允许上装的弹药总体尺寸小,导致固体火箭发动机喷管口尺寸小。当前直接力控制的摆动喷管、燃气舵等推力矢量控制装置不再适用,迫切需要开展小尺寸、大控制力的推力矢量控制装置研究。扰流片推力矢量控制技术(TVC)具有控制力大、响应快、操纵力矩小等优点,广泛用于舰载导弹、反舰导弹和舰载垂发导弹等可控弹药^[2-4]。

目前,国内外学者对扰流片气动特性和流场特性均开展了相关研究。LOPERA 等^[5]和 GUERY 等^[6]分别研究了扰流片外形和扰流片对发动机喷管口的阻塞面积对发动机推力矢量的影响,获得了扰流片在不同阻塞率下的推力和侧向力数据。THANIGAIARASU^[7]等开展了燃气喷流试验,研究了圆弧形扰流片和矩形扰流片在不同阻塞率对发动机推力、射流衰减速度的影响。韩文超等^[8-9]研究了扰流片阻塞面积对发动机推力的影响,得出推力偏角随阻塞面积增加而线性增大的结论。丛戎飞等^[10]通过数值仿真分别研究了圆形、弧顶矩形和扇形扰流片的气动特性,获得了几何形状对轴对称喷管推力矢量气动特性的影响规律,提出了减小推力损失的设计方法。童悦等^[11]提出了一种适用于俯仰、滚转和偏航控制的多扰流片矢量结构方案,通过数值仿真和羽流试验研究了发动机喷管内流场和矢量气动力。崔业兵等^[12]开展了扰流片推力矢量特性数值仿真和发动机点火试验,同时分析了扰流片推力矢量控制机构的动态特性。张汝衡^[13]采用重叠网格对三摆臂式扰流片推力矢量装置开展了推力矢量气动力数值仿真,将数值仿真结果采用神经网络方法进行拟合,通过点火试验验证了主推力和侧向力数值仿真偏差。当前扰流片多为紧贴发动机

喷管口端面平动形式,通过扰流片在喷管口端面平动改变扰流片阻塞喷管的面积大小进行推力调节和侧向力控制^[14-16]。扰流片在发动机喷口端面平动形式不适配于小喷管口固体火箭发动机,迫切需要研制可适配小喷管口固体火箭发动机的扰流片。

本文通过数值仿真获得了舰载四摆臂式扰流片系统中单个扰流片、4个扰流片在不同舵偏角组合下的气动力。提出了四摆臂式扰流片主推力和侧向力控制策略,获得了四摆臂式扰流片主推力和侧向力调节能力。四摆臂式扰流片可作为小喷管口固体火箭发动机的矢量力控制系统。本文工作可为四摆臂式扰流片快速工程化提供飞行力学建模思路和气动力参数。

1 数值仿真模型

本文研究四摆臂式扰流片气动力数值仿真模型中包含固体火箭发动机和4个均布于发动机喷管口外部的扰流片,图1为数值仿真几何模型简图。4个扰流片均布在发动机喷管口外部,四摆臂式扰流片通过摆臂带动绕固定转轴旋转至指定角度,摆臂向喷管中心线旋转的角度 θ 定义为扰流片舵偏角。扰流片转轴位置及发动机尺寸见表1。

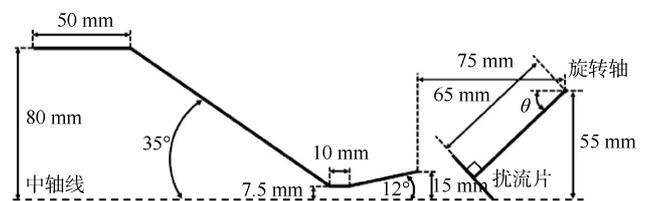


图 1 仿真模型

Fig. 1 Simulation model

表 1 仿真模型尺寸

Table 1 Simulation model size

项目	数值
扰流片摆臂长度/mm	65
扰流片转轴距喷口端面距离/mm	75
扰流片转轴距喷管中心线/mm	55
发动机收缩半角/(°)	35
发动机扩张半角/(°)	12
发动机喉部直径/mm	7.5
发动机喉部长度/mm	10
发动机喷口直径/mm	15

图 2 为扰流片迎风面示意图, 本文研究的四摆臂式扰流片主推力调节策略: 4 个扰流片的舵偏角 θ 同时增大或同时减小, 4 个扰流片的舵偏角变化量相同, 4 个扰流片的舵偏角均值定义为主推力角 α 。四摆臂式扰流片侧向力控制策略: 将对向扰流片其中一个扰流片的舵偏角增大 β , 另一个扰流片的舵偏角减小 β , β 为侧向力差动角。

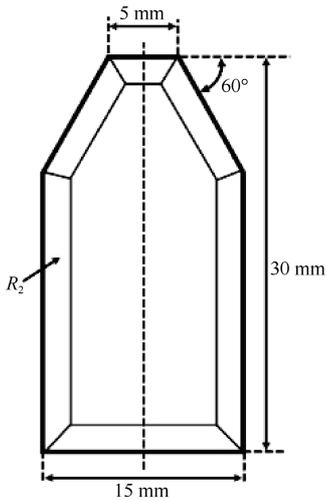


图 2 扰流片外形
Fig. 2 Spoiler outline drawing

四摆臂式扰流片主推力和侧向力控制原理: 固体火箭发动机内部装填推进剂燃烧发生化学反应, 产生高温高压气体, 经发动机拉瓦尔喷管形成射流, 产生反向推力。当扰流片伸入发动机尾流会改变发动机尾部射流的方向, 射流的方向不再跟弹轴向一致, 达到矢量力控制的目的。四摆臂式扰流片工作区间与发动机喷管口有一定距离, 扰流片工作时不会影响发动机内流场, 可避免发动机内部流场出现激波和非对称流场, 可对发动机喷管的强度设计降低要求。当扰流片不伸入发动机尾流, 发动机无推力损失, 同时可降低发动机尾流对扰流片长时间冲刷的影响。

当扰流片伸入发动机尾流, 扰流片迎风面受射流影响产生阻力 $F_{阻力}$ 和侧向力 $F_{侧向力}$, 主推力 F 的方向与 $F_{阻力}$ 方向相反, 主推力 F 用于发动机推力大小调节, 侧向力 $F_{侧向力}$ 可进行弹体俯仰/偏航姿态调节。

图 3 为发动机阻力和侧向力示意图。发动机主推力

$$F = \sum [\rho v(v \cdot N) + (P - P_\infty)N] \Delta A - F_{阻力} \quad (1)$$

式中: ρ 为发动机喷管口位置的气体的密度; P 为

发动机喷管口位置截面微元的平均压强; v 为发动机喷管口位置截面微元燃气的平均速度; N 为出口截面位置微元的单位矢量; P_∞ 为环境大气压强; ΔA 为发动机喷管口面积^[17]。

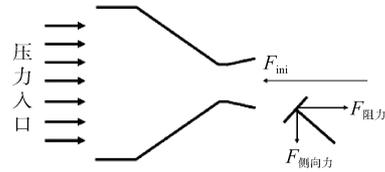


图 3 矢量力
Fig. 3 Vector force

建模采用 Creo 软件, 图 4 为计算域示意图。网格绘制在 ANSYS-ICEM 中完成, 采用嵌套网格技术对流体域进行网格划分, 发动机位于计算域 1 中, 扰流片位于计算域 2 中, 计算域 1 采用六面体结构化网格绘制, 计算域 1 中网格节点数目 170 万; 计算域 2 采用四面体非结构化网格绘制, 并对扰流片近壁面网格进行加密, 计算域 2 中网格节点数目 325 万。图 5 为计算域 1 网格。

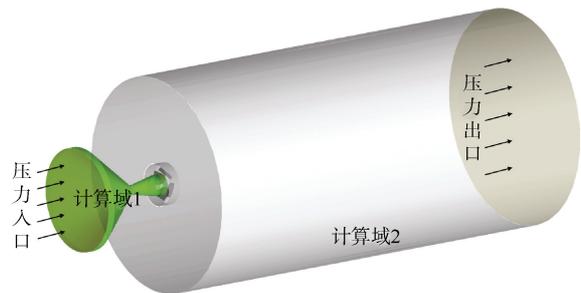


图 4 计算域
Fig. 4 Computational domain

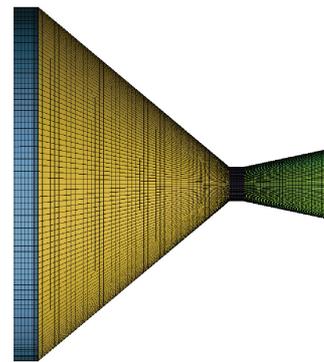


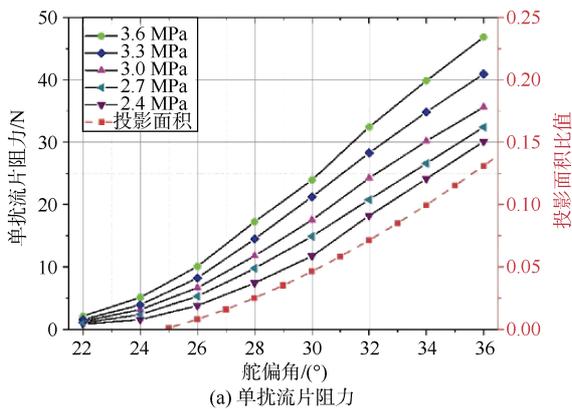
图 5 计算域 1 网格
Fig. 5 Grid of computational domain 1

数值仿真计算在 ANSYS-Fluent 软件中完成。仿

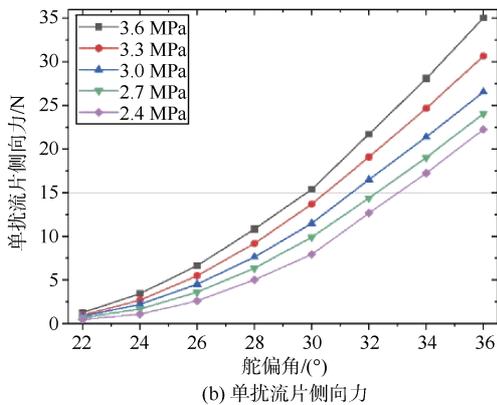
真模型中发动机喷管口位置为高温高压、超音速气流，扰流片附近位置存在激波和复杂的气流流动，数值计算采用三维粘性 N-S 方程 (Navier-Stokes equations)，湍流模型采用二方程 $k-\omega$ 模型，压力-速度耦合采用 Simple 算法。数值仿真采用压力入口和压力出口边界条件，在压力入口位置设置压力和温度。本文针对四摆臂式扰流片建立的气动力数值仿真模型基于以下假设：1) 发动机内流场为定常流动；2) 不考虑扰流片和发动机喉部烧蚀与变形；3) 数值仿真采用理想气体，不考虑发动机内部燃烧的化学反应^[18-19]。

2 单扰流片气动力

本文首先开展了单个扰流片绕轴偏转的气动力数值仿真研究。数值仿真采用压力入口边界条件，入口压力 2.4~3.6 MPa，入口压力位置见图 3，入口温度 3 000 K，单个扰流片舵偏角的舵偏角为 22°~36° (其余 3 个扰流片舵偏角均为 0°)。图 6 分别为单个扰流片在不同舵偏角下的阻力和侧向力计算结果。



(a) 单扰流片阻力



(b) 单扰流片侧向力

图 6 单扰流片气动力

Fig. 6 Aerodynamics of single spoiler

计算结果表明：固定入口压力下，单扰流片阻力和侧向力均随着舵偏角的增加而增大；固定舵偏角下，单扰流片阻力和侧向力均随着入口压力的增加而增大；单个扰流片最大可提供 48 N 的阻力和 35 N 的侧向力。图 6 (a) 中同时给出了不同舵偏角下，单扰流片在发动机喷管口的投影面积与喷管口面积的比值。舵偏角-单扰流片阻力曲线与舵偏角-投影面积比值曲线的变化趋势基本一致，表明：随着扰流片向发动机尾部流场伸入的深度越多，扰流片上产生的轴向阻力越大，轴向阻力结果与伸入面积正相关，且发动机入口压力越大阻力越大。本文研究的四摆臂转动式扰流片与发动机喷管口平动扰流片不同，发动机喷管口平动扰流片通过改变扰流片在喷管口阻塞面积调节推力和侧向力。本文研究扰流片舵偏角在 22°~24°范围，扰流片在发动机喷管口无投影面积，但扰流片可进行推力和侧向力调节。该现象是由于发动机内流场气流在发动机喷管口位置形成高压射流，高压射流向外扩散冲击扰流片产生推力损失和侧向力。图 7 为单扰流片舵偏角 22°时扰流片位置速度云图，结果表明：此时扰流片已伸入发动机尾流中，扰流片能产生控制力。相比于扰流片在发动机喷口端面平动形式，本文研究四摆臂式扰流片可增大扰流片舵偏角工作范围。

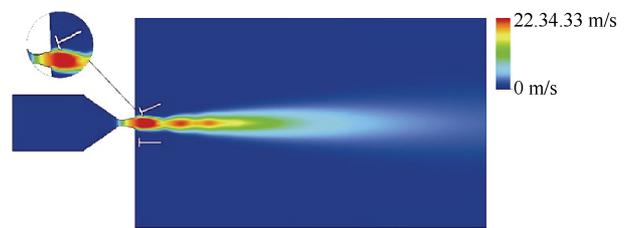


图 7 单扰流片仿真速度云图

Fig. 7 Single spoiler simulation velocity contour

3 主推力调节

开展了扰流片主推力调节能力气动力数值仿真，数值仿真采用压力入口边界条件，入口压力 2.4~3.6 MPa，入口温度 3 000 K，不同主推角 (4 个扰流片的舵偏角相同，侧向力差动角为 0°) 下发动机主推力数值仿真结果如图 8 所示。图中同时给出了不同入口压力下主推角 0°时发动机主推力，该主推力结果为发动机无损失推力。计算结果表明：1) 固定入口压力，随着主推角的增加发动机

主推力逐渐减小; 2) 在主推角 $22^\circ \sim 36^\circ$ 范围, 任一发动机入口压力下的主推力调节范围均超过 30%; 3) 固定主推角, 随着入口压力的增加发动机主推力线性增大; 4) 图 9 为不同入口压力-推力曲线的斜率, 入口压力-主推力曲线的斜率随着主推角的增大而略微减小。

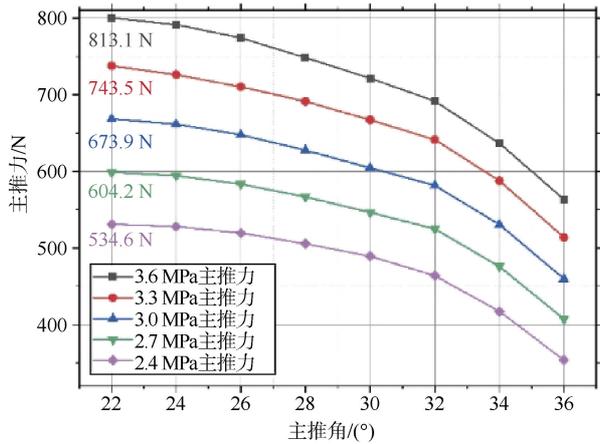


图 8 发动机主推力
Fig. 8 Engine main thrust

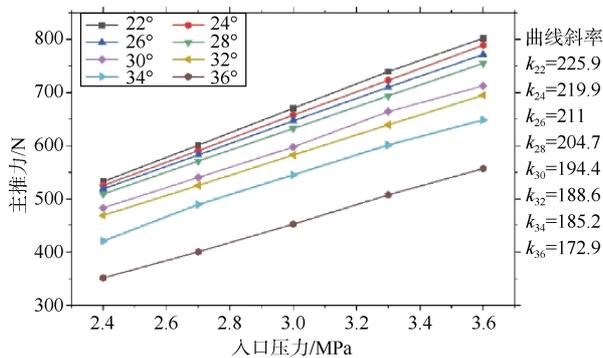


图 9 入口压力-主推力曲线斜率
Fig. 9 Inlet pressure-main thrust curve slope

本文同时研究了 4 个扰流片在推力调节时的气动干扰。图 10 为不同主推角, 4 个扰流片阻力与单个扰流片阻力 (图 6 (a)) 的比值。结果表明: 当主推角小于 32° 阻力比约为 4, 此时 4 个扰流片间气动干扰较小, 各个扰流片间没有气动耦合; 当主推角大于 32° 阻力比值高于 4, 4 个扰流片之间的气动干扰增大。随着主推角的增大, 4 个扰流片间的空间位置靠得越来越近, 同时扰流片伸入发动机尾流的深度也增大, 4 个扰流片对流场的影响存在重叠的区域, 重叠区域形成的复杂涡导致 4 个扰流片上的冲刷跟单个扰流片不再相同, 造成当扰流

片主推角大于 32° 后扰流片间的气动干扰增大。且 4 个扰流片间气动干扰随着主推角和发动机入口压力的增加逐渐增大, 导致发动机推力损失量增大。

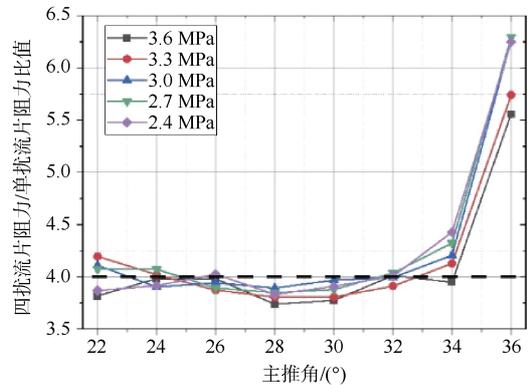
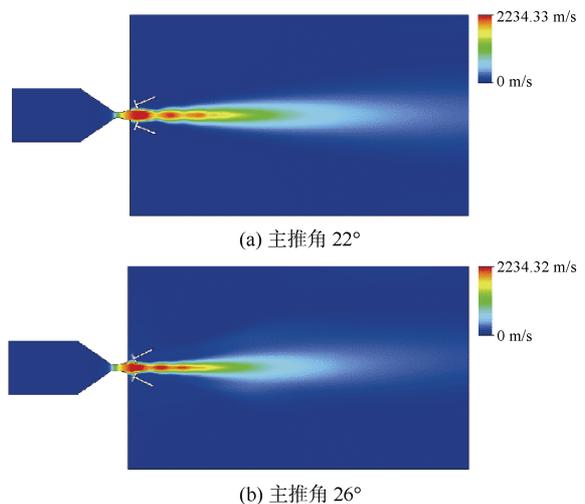


图 10 阻力比值
Fig. 10 Drag ratio

图 11 为数值仿真得到的流场沿着流向截面的速度云图, 入口压力 3.6 MPa, 入口温度 3 000 K, 主推角分别为 22° 、 26° 、 30° 和 34° 。速度云图表明: 1) 发动机喷口端面位置为超音速和高温射流, 四摆臂式扰流片进行主推力调节只影响发动机喷口外部气流, 不影响发动机内部流场气流; 2) 随着主推角的增加, 扰流片空间位置逐渐向发动机喷口靠拢, 且 4 个扰流片迎面面间的夹角逐渐接近 180° , 导致发动机喷口外流场形成的激波由斜激波逐渐变为正激波, 且激波面逐渐向发动机喷管口靠拢; 3) 随着主推角的增大, 发动机喷管口射流的距离变短, 发动机喷流的能量损失增大, 体现为发动机推力损失增大, 此时 4 个扰流片间的气动干扰也相应增大。



(a) 主推角 22°

(b) 主推角 26°

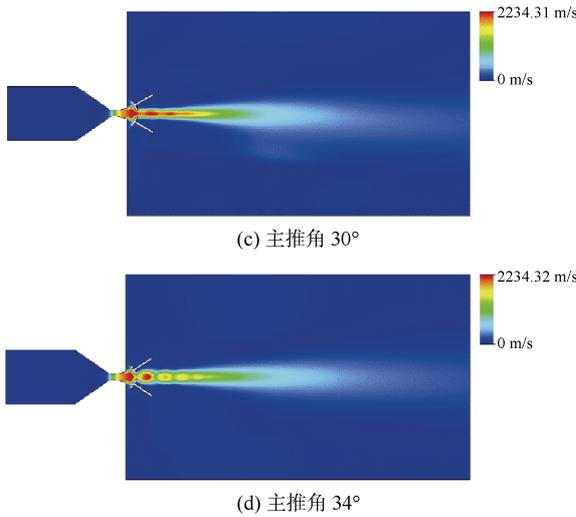
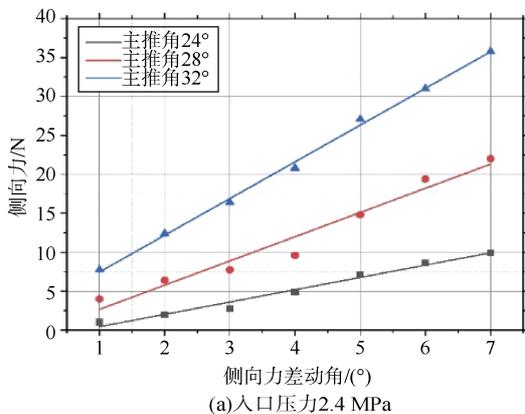


图 11 不同主推角下速度云图

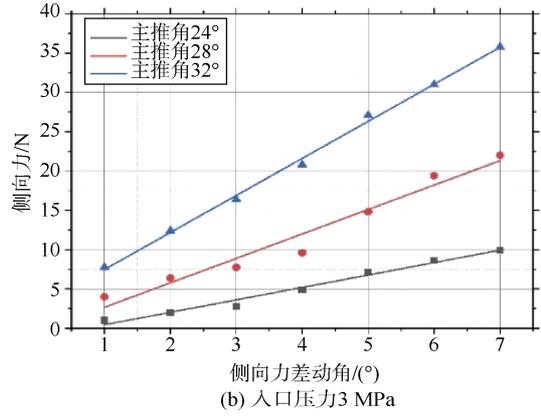
Fig. 11 Velocity contour at different main thrust angles

4 侧向力调节

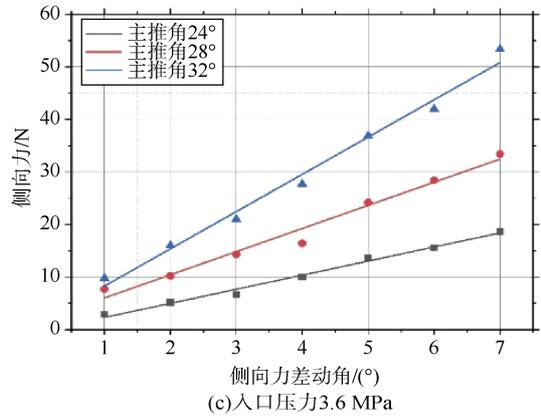
本文数值仿真研究了入口压力 2.4 MP、3 MPa 和 3.6 MPa，入口温度 3 000 K，主推角 24°、28° 和 32°，不同侧向力差动角下的侧向力，侧向力数值仿真结果见图 12。数值仿真结果表明：1) 当侧向力差动角增加时侧向力线性增大，该结果对弹体俯仰和偏航控制很有利，说明对 2 个扰流片进行侧向力调节时，2 个扰流片对流场的影响区域始终保持相对的距离无重合部分，理论上发动机入口压力越大线性关系越强；2) 固定侧向力差动角，侧向力随着主推角的增加而增大，且侧向力差动角越大主推角改变对侧向力的影响越大；3) 四摆臂式扰流片能产生大的侧向控制力，在入口压力 3.6 MPa、侧向力差动角 7°和主推角 32°的工况下，侧向力可达 53.5 N。



(a)入口压力2.4 MPa



(b)入口压力3 MPa



(c)入口压力3.6 MPa

图 12 不同入口压力的侧向力

Fig. 12 Lateral force at different inlet pressure

5 结束语

本文针对舰载四摆臂式扰流片提出了主推力和侧向力调节策略，通过气动仿真获得了主推力和侧向力调节能力，得出的主要结论如下：

1) 单个扰流片绕轴旋转，单个扰流片阻力和侧向力均随着扰流片舵偏角和发动机入口压力的增加而增大；

2) 扰流片推力调节时，发动机推力损失随着主推角和入口压力的增加而增大，本文研究的四摆臂式扰流片主推角从 22°增加至 34°，推力调节范围超过 30%；

3) 主推力控制时，发动机外流场激波在发动机喷管口外部，随着主推角的增加，激波由斜激波逐渐变为正激波且激波面逐渐向发动机喷管口靠拢；

4) 固定发动机入口压力，扰流片产生的侧向力随着侧向力差动角的增加而线性增大，最大侧向力可达 53.5 N。

参考文献

- [1] 杨海涛, 廖贵超, 习敏, 等. 三摆臂式扰流片矢量气动力数值仿真研究[J]. 科学技术与工程, 2024, 24(4): 175-182.
- [2] 谢永强, 李舜, 周须峰, 等. 推力矢量技术在空空导弹上的应用分析[J]. 科学技术与工程, 2009, 9(20): 6109-6113.
- [3] 高峰, 唐胜景, 师娇. 推力矢量控制技术在导弹上的应用[J]. 飞航导弹, 2010(12): 52-59, 66.
- [4] 张汝衡, 杨军, 姚保江, 等. 一种三扰流片机构的侧向力调节特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 445-454.
- [5] LOPERA J, NG T T, PATEL M P, et al. Forebody geometry effects on the flowfield of a blunt-nose projectile at high alpha[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(6): 1906-1922.
- [6] GUERY J F, CHANG I S, SHIMADA T, et al. Solid propulsion for space applications: an updated roadmap[J]. Acta Astronautica, 2010, 66(1-2): 201-219.
- [7] THANIGAIARASU S, JAYAPRAKASH S, ELANGO VAN S, et al. Influence of tab geometry and its orientation on under-expanded sonic jets[J]. Aerospace Engineering, 2007, 222(3): 331-336.
- [8] 韩文超, 王政时, 骆晓臣. 扰流片式推力矢量气动力数值仿真研究[J]. 计算机仿真, 2012, 29(7): 84-87.
- [9] 韩文超. 扰流片式推力矢量控制系统研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2011.
- [10] 丛戎飞, 吴军强, 张长丰, 等. 扰流片式推力矢量喷管气动特性数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(2): 234-241.
- [11] 童悦, 郑庆, 李修明, 等. 一种多扰流片装置的推力矢量特性数值研究[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(3): 337-342.
- [12] 崔业兵, 陈雄, 周长省, 等. 扰流片推力矢量控制系统动态特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(8): 1030-1034.
- [13] 张汝衡, 杨军, 姚保江, 等. 三扰流片推力矢量固体火箭发动机推力调节特性研究[J]. 固体火箭技术, 2023, 46(5): 663-672.
- [14] 许奇, 权晓波, 魏海鹏, 等. 水下推力矢量控制技术研究现状及进展[J]. 兵器装备工程学报, 2022, 43(1): 27-34.
- [15] FILIPPONE A. Inverted jet spoilers for aerodynamic control[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1240-1252.
- [16] 李军. 推力矢量发动机燃气舵气动性能分析[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 1005-1008.
- [17] 马武举, 杨海涛. 某舰载扰流片式导弹主推力气动仿真[J]. 数字海洋与水下攻防, 2021, 4(4): 305-309.
- [18] 林冰涛, 余小波, 张保红, 等. 固体火箭发动机用W8Cu钨渗铜喉衬抗烧蚀性研究[J]. 装备工程学报, 2020, 41(12): 214-219.
- [19] 王晓辉, 刘志勇, 褚学森. 扰流片式推力矢量控制的气动力学研究[J]. 船舶力学, 2019, 23(7): 791-801.

(责任编辑: 曹晓霖)