

一种三扰流片机构的侧向力调节特性

张汝衡¹, 杨 军², 姚保江¹, 杨石林¹, 张兵峰¹

(1. 西安航天动力技术研究所, 西安 710025;

2. 航天动力技术研究院, 西安 710025)

摘 要: 针对扰流片机构 3 个扰流片圆周对称的布局特点、径向旋转的作动方式, 本文提出一种仅以三扰流片旋转角为变量的侧向力计算方案。数值计算和试验结果表明: 该扰流片机构进行推力矢量调节时, 喷管扩张段壁面几乎不产生侧向力, 侧向力主要由 3 个扰流片配合差动产生。俯仰侧力与 2 号扰流片和 1、3 号扰流片旋转角平均值之差呈正相关; 偏航侧力与 1、3 号扰流片旋转角之差呈正相关。在进行起始角度为 52° , 终止角度为 23° 的小角度调节时, 三扰流片间气动力干扰很小, 在 3% 以内, 推力损失与扰流片旋转角近似呈线性关系。侧向力计算结果与试验结果偏差在 6% 以内, 验证了该方法的正确性, 所提出的计算式具有封闭可解性, 能够根据推力损失和俯偏方向的期望侧向力反向求解出目标旋转角, 进而提供一种三扰流片机构姿态调节的方法。

关 键 词: 推力矢量控制; 扰流片; 侧向控制力; 气动特性; 姿态调节

中图分类号: V432

文献标志码: A

Lateral force regulation characteristic of a three-tab mechanism

ZHANG Ruheng¹, YANG Jun², YAO Baojiang¹, YANG Shilin¹, ZHANG Bingfeng¹

(1. Xi'an Aerospace Solid Propulsion Technology Institute, Xi'an 710025, China;

2. Aerospace Power Technology Academy, Xi'an 710025, China)

Abstract: In view of the layout feature of three tabs in circular symmetry and action mode of radial rotation, a lateral force calculation scheme with only three-tab rotation angles as variables was proposed. Numerical and experimental results showed that the lateral force on the wall of nozzle expansion section was almost non-existent when thrust vector was adjusted by the mechanism, and lateral force was mainly generated by differential action of three tabs. The pitch force was positively correlated with difference value between average rotation angle of spoiler 2 and spoiler 1, spoiler 3. The yaw force was positively correlated with difference value between rotation angle of spoiler 1 and spoiler 3. When performing small angle adjustment with a starting angle of 52° and ending angle of 23° , the aerodynamic interference between three tabs was small to be within 3%, and the thrust loss was approximately linear with tab rotation angle. The deviation of the calculation result of lateral force from the test result was less than 6%, which verified the correctness of this method. The proposed formula had closed solvability, and the rotation angle of the target can be solved according to thrust loss and expected lateral force in reverse solving, thus providing a method for attitude adjustment of three-tab mechanism.

Keywords: thrust vector control; thrust tab; lateral control force; aerodynamic characteristic; attitude adjustment

收稿日期: 2022-09-27

作者简介: 张汝衡(1998—), 女, 硕士生, 主要从事固体火箭发动机总体方面的研究。E-mail: litingbuhui@qq.com

引用格式: 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): 20220733. ZHANG Ruheng, YANG Jun, YAO Baojiang, et al. Lateral force regulation characteristic of a three-tab mechanism[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220733.

推力矢量控制在火箭推进和涡轮推进中均具有重要应用,采用扰流片机构进行推力矢量控制具有高机动性、操作简单等优点^[1-3]。适用于小型导弹低速大攻角飞行的情况^[4-8],如美国 F-18 战机、Nulka 反舰导弹等。

国内外学者在流场特性、气动特性方面对扰流片机构展开了诸多研究^[9-21]。对于喷管口扰流片平动布局的推矢机构,文献[9-12]表明燃气流在扰流片作用下,出现斜激波偏转从而产生非均匀的压力分布,造成侧向推力损失;文献[13-15]表明扰流片的形状、插入深度、阻塞面积、推力矢量角均会对其气动力产生影响。文献[16]进一步提出一种带预制偏角的多扰流片机构,填补了扰流片矢量方案无滚转控制的空白。对于喷管尾部扰流片旋转布局的推矢机构,文献[17]研究了舵片的力和力矩特性。文献[18-19]表明控制力的影响因素主要为转轴位置和舵片阻塞率;文献[20-21]进一步通过仿真获得扰流片机构的主推力调节特性,表明推力损失与扰流片插入深度和阻塞率呈正相关。

文献[13-15]研究喷管口扰流片平动的推力矢量控制方式,逐渐难以适用于小型导弹。文献[17-20]着重研究扰流片旋转过程中推矢机构的主推力调节特性,对侧向力研究较少,且所研究的扰流片机构仍需配合导弹副翼等装置进行姿态调节。基于此,本文提出一种三扰流片圆周对称布局的推力矢量机构。该机构在扰流片配合差动时,可以根据扰流片不同的旋转角组合实现俯仰、偏航方向的侧向力控制。且体积小、质量轻,并能良好匹配固体火箭发动机的锥形装药^[22]。喷管扩张段内几乎无不对称流动,更加易于扰流片机构的设计和仿真。本文首先通过数值仿真研究扰流片组合旋转下,轴向力和侧向力的矢量特性;进而在拟合得到推力损失和旋转角函数关系的基础上,提出俯仰、偏航方向的侧向力计算方法;最后通过发动机点火试验验证侧向力计算方法的正确性。在此基础上,提出一种依据俯、偏方向期望侧向力,控制扰流片达到目标旋转角的侧向力调节方法。

1 三扰流片机构侧向力产生原理简介

本文研究的三扰流片机构,3个扰流片呈圆周对称安装在喷管尾部,扰流片通过径向旋转改变对喷管尾流场的干扰程度,从而实现侧向力调

节,如图1所示。

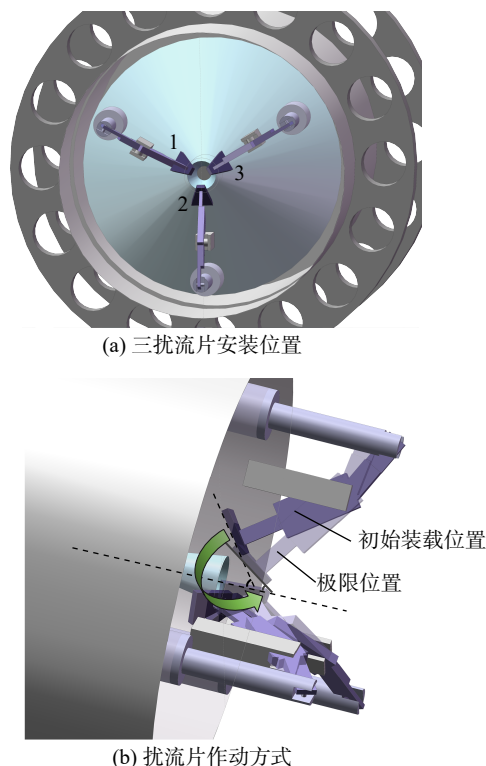


图1 三扰流片机构简图

Fig. 1 Three-spoiler mechanism view

该机构进行侧向力调节的特点有:

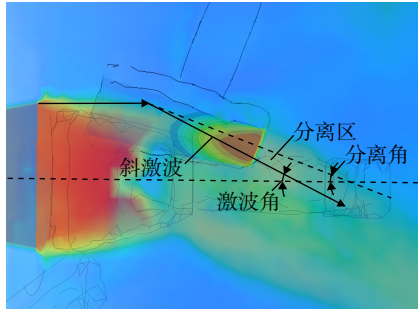
1) 扰流片从装载位置到极限位置的整个旋转过程中,始终与喷管出口存在一定距离,这种布局不会造成喷管扩张段内出现强烈的非对称流动,使得该机构产生的侧向力几乎全部来自扰流片。

2) 3个扰流片圆周对称的构型使该机构能够同时进行俯仰、偏航方向的侧向力调节。具体调节方式为:2号扰流片单独旋转或1、3号扰流片配合旋转调节俯仰侧力;1、2号扰流片配合旋转或2、3号扰流片配合旋转调节偏航侧力。

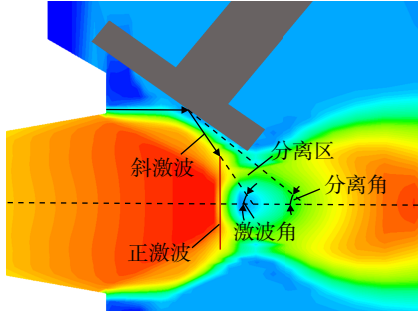
3) 扰流片在初始装载位置未插入流场,扰流片机构不进行推力调节时无推力损失;扰流片插入流场后,无论是否进行侧向力调节,均会产生推力损失。

从流场角度,扰流片产生侧向力的原理为:扰流片通过干扰喷管尾流场改变其周围的压力分布,从而获得气动力。喷管出口的燃气流在遇到扰流片后流动方向发生突变,扰流片迎面区域内出现斜激波、边界层分离等现象,如图2所示。

图2中,斜激波激波面前后以及分离区内的压差,造成扰流片周围不均匀的压力场,诱导其



(a) 扰流片配合差动受激波冲击示意图



(b) 扰流片对称旋转YOZ剖面波系图

图 2 侧向力产生原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of lateral force generation principle

表面产生气动力,包括水平方向的推力损失 F_x 和垂直方向的侧向力 F_y 。扰流片机构不进行侧向力调节时,如图2(b)中3个扰流片旋转到对称位置,对整个机构而言,3个扰流片产生的侧向力在径向相互抵消,仅存在轴向推力损失。当扰流片对称旋转达到一定旋转角时,流场内出现斜激波交会成正激波、形成马赫盘的现象^[23],推力损失急剧增大。

2 数值模拟

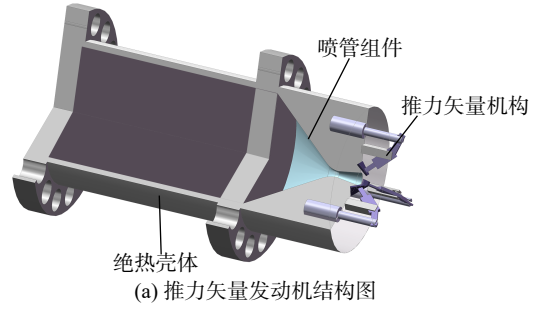
2.1 数学模型

考虑到喷管出口为高温高压、超声速的燃气射流,以及扰流片附近存在边界层流动、分离流动等复杂流场现象,数学模型选择三维黏性N-S (Navier-Stokes equations) 方程和 RNG (renormalization group) $k-\varepsilon$ 湍流模型描述扰流片干预下的燃气流动。模型遵从流场中气体单一组分、无化学反应、喷管壁面绝热无烧蚀的假设。

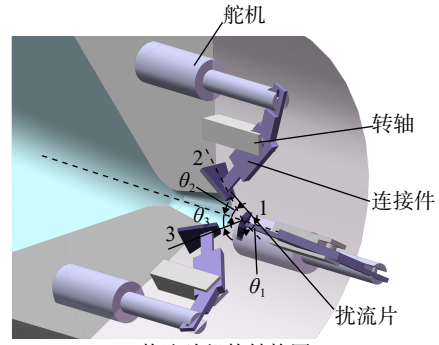
2.2 几何模型

图3为仿真所需的几何模型,模型尺寸如表1所示。

图3(a)中推力矢量发动机包括壳体、包覆药柱、喷管组件、扰流片推力矢量机构。图3(b)中扰流片机构包括舵机、转轴、连接件、扰流片。舵机通过旋转角指令控制扰流片定轴旋转,定义



(a) 推力矢量发动机结构图



(b) 扰流片机构结构图

图 3 几何模型

Fig. 3 Geometry model

表 1 模型尺寸

Table 1 Specific dimensions of geometry model

参数	数值
喷管喉径/mm	10
喷管出口直径/mm	20
扩张比	4
扩张半角/(°)	10
梯形扰流片上底/mm	9.2
梯形扰流片下底/mm	16.8
梯形扰流片斜边/mm	20.4
等腰梯形扰流片锐角/(°)	79
转轴到扰流片表面距离/mm	32.446
扰流片面积/mm ²	295.12

旋转角 θ_1 、 θ_2 、 θ_3 为扰流片与喷管轴线的夹角,扰流片从装载位置到极限位置的旋转角区间为 $52^\circ \sim 23^\circ$ 。

2.3 网格划分

对几何模型进行混合网格划分,如图4所示。内计算域采用六面体结构化网格,外计算域采用四面体非结构网格。对3个扰流片近壁面处进行网格加密处理,网格总数460万。

以 $\theta_1 = 23^\circ$ 、 $\theta_2 = 38^\circ$ 、 $\theta_3 = 52^\circ$ 时的轴向推力损失为指标进行网格无关性验证,结果如图5。

图5表明,网格数量超过460万时,特定旋转角组合下的推力损失随网格数量增加变化不大。兼顾计算精度和计算效率,本文选择460万的网

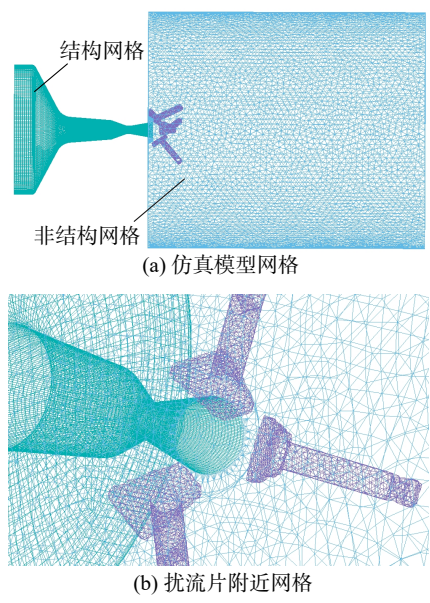


图 4 仿真模型网格划分
Fig. 4 Mesh for simulation model

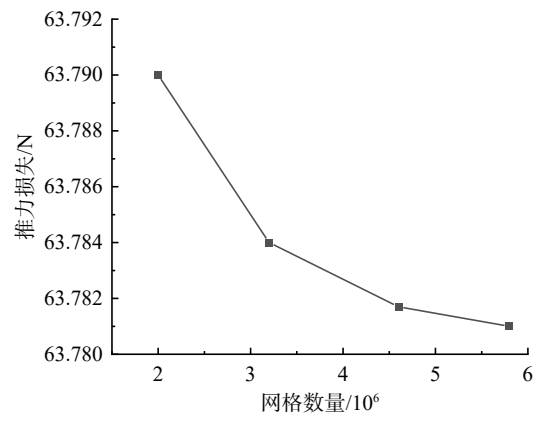


图 5 网格无关性验证
Fig. 5 Grid independence verification

格模型进行数值模拟。

2.4 边界条件

数值计算的边界条件包括压力入口、压力出口、自由来流入口和固壁面边界条件^[24]。边界条件设置示意图如图 6 所示。

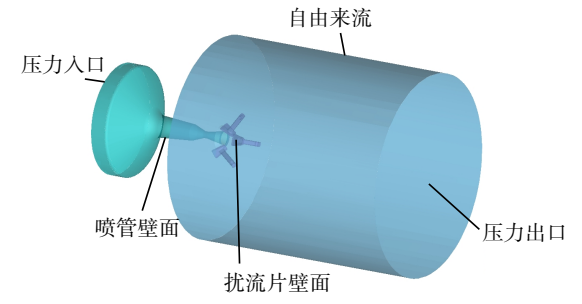


图 6 边界条件设置示意图
Fig. 6 Schematic diagram of boundary conditions setting

图 6 中,压力入口边界为燃烧室入口,取表 2 中燃烧室相关参数。

表 2 燃烧室相关参数

Table 2 Relative parameters of combustion chamber

参数	数值
燃烧室总压/MPa	4.75
燃烧室总温/K	2 200
推进剂密度/(kg/m ³)	1.62
比热比	1.2
气体常数/(J/(kg·K))	287.02

压力出口边界为外计算域右边界,对于该计算模型,外边界直径约为 10 倍的喷口直径,认为在相对远的区域压力等于环境压力(101 325 Pa)。固壁面边界包括喷管壁面和扰流片壁面,均为绝热无滑移固壁。

2.5 差分格式

控制方程和湍流方程均采用 2 阶迎风格式差分,计算方法选择隐式耦合求解,库朗数取为 1,迭代约 4 000 步后残差收敛至 10⁻³ 数量级。

3 算例验证

采用第 2 节叙述的数值方法对 $\theta_1 = 49^\circ$ 、 $\theta_2 = 49^\circ$ 、 $\theta_3 = 26^\circ$ 时的扰流片机构展开数值模拟。通过 CFD 软件采集仿真模型在俯仰、偏航和轴向的控制力大小,并与试验结果进行比对,以验证数值方法是否具有正确性。扰流片推力矢量发动机试验装置如图 7 所示。

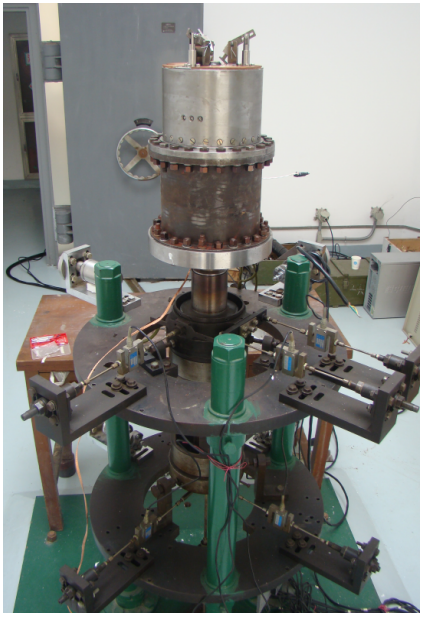


图 7 推力矢量发动机试验装置
Fig. 7 Test apparatus of thrust vector engine

图 7 中, 发动机喷管喉径为 10 mm, 扰流片材料为铝合金。采用六分力试验台测量侧向分力和推力损失, 试验工况如表 3 所示。

图 8 展示了喷管尾焰与马赫数云图的对比。

表 3 发动机点火试验工况

Table 3 Ignition test conditions of engine

参数	数值
喷管喉径/mm	10
燃速/(mm/s)	9.1
燃烧室压强/MPa	4.75
未调节推力/N	430

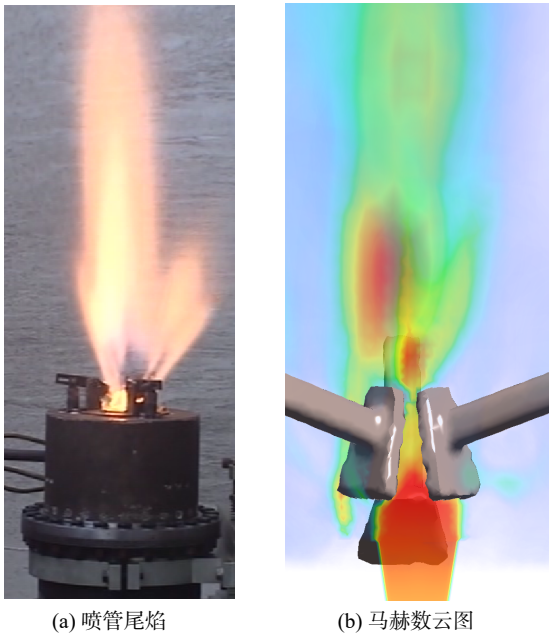


图 8 喷管尾焰与仿真结果对比图

Fig. 8 Comparison of nozzle tail flame and simulation result

图 8 中仿真结果与试验结果相似度高, 表明该数值方法能够良好模拟扰流片扰动下, 喷管尾部的燃气流动状态。此外, 表 4 给出了数值计算与试验获得的俯仰侧力 F_y 、偏航侧力 F_x 、推力损失 F_z 的对比及偏差。

表 4 数据表明, 侧向力偏差在 4% 以内, 推力损失偏差在 6% 以内, 偏差在可接受范围内。验

表 4 数值计算与试验得到的推力矢量对比

Table 4 Comparison between numerical calculation and experiment of thrust vector

参数	F_x	F_y	F_z
数值计算结果/N	-60.42	-34.88	47.35
试验结果/N	-62.84	-34.08	50.16
偏差/%	3.85	2.35	5.60

证了数值方法的正确性, 为后续进行控制力矢量特性的研究提供了依据。造成偏差的原因可能包括: 地面点火试验的复杂性、试验过程中喉衬烧蚀、存在发动机推力偏心等。

4 结果与分析

4.1 侧向力调节特性

三扰流片机构产生的侧向力主要为扰流片配合差动产生的侧向力, 还可能有一部分由于扰流片非对称旋转造成喷管内流动不对称, 从而在喷管扩张段壁面产生的侧向力。

为研究侧向力的影响因素, 按照图 9(a)所示的旋转角指令, 分别对扰流片壁面、喷管扩张段壁面压强在俯仰、偏航方向积分计算侧向力, 结果如图 9(b)所示。

由图 9(b)可见, 喷管扩张段壁面侧力几乎不随旋转角组合的改变发生变化, 且相对扰流片侧力较小, 在 2.2 N 以内。由此表明, 三扰流片机构中, 扰流片表面产生的侧向力占主导, 喷管扩张段壁面产生的侧向力近似可忽略。这是由于转轴

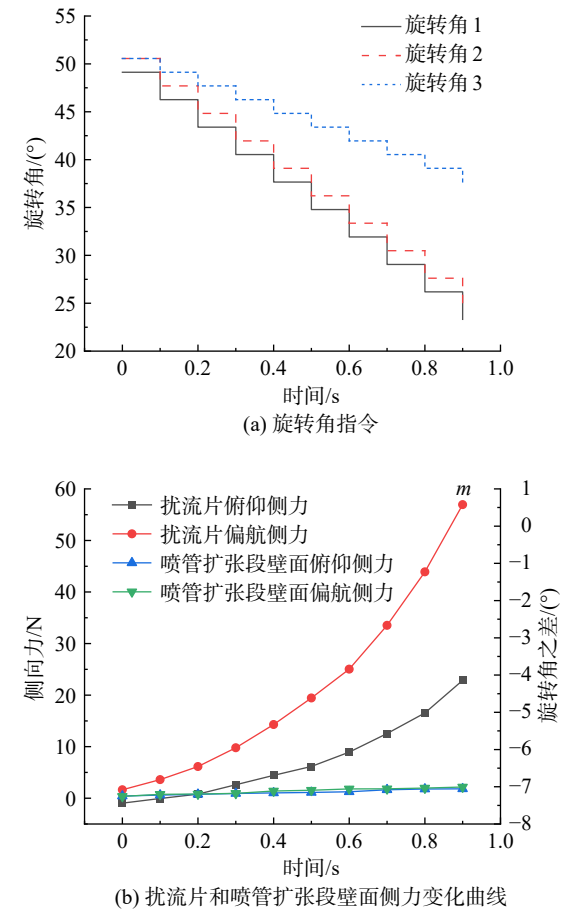


图 9 侧向力调节特性

Fig. 9 Adjustment characteristic of lateral force

和舵机安装位置决定了扰流片距喷管口存在一定的安装距离,射流在受到扰流片干预前,在扩张段内有足够的膨胀空间,不会造成喷管扩张段内出现剧烈的非对称流动、分离流动等现象。

结合图 9(a)和图 9(b)可见,扰流片俯仰侧力与 θ_2 和 θ_1 、 θ_3 的平均值之差成正相关;偏航侧力与 θ_1 、 θ_3 之差成正相关。结合 3 个扰流片的安装布局,表明可以通过改变 2 号扰流片与 1、3 号扰流片旋转角平均值之差调节俯仰侧力;通过改变 1、3 号扰流片旋转角之差调节偏航侧力。

与俯仰、偏航方向相关的旋转角差值增大时,流场内不对称性增加,造成图 9(b)中俯仰侧力和偏航侧力增加。图 10 给出了图 9(b)点 m 处($\theta_1 = 23^\circ$ 、 $\theta_2 = 25^\circ$ 、 $\theta_3 = 38^\circ$)的马赫数云图切片,

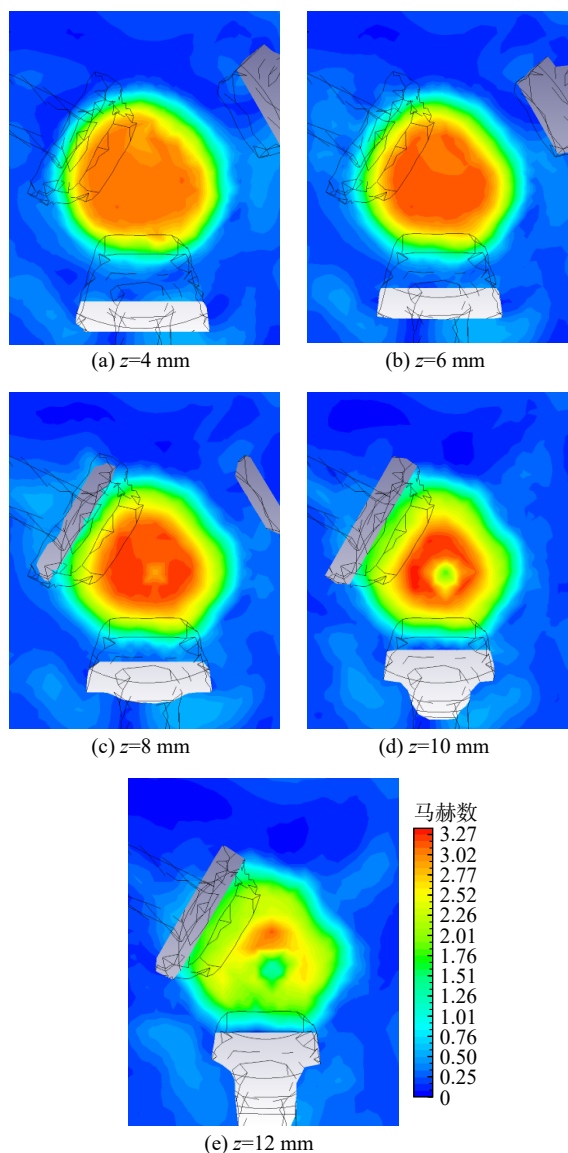


图 10 点 m 处马赫数云图切片

Fig. 10 Section of Mach number cloud diagram at point m

取喷管出口圆心的轴向位置 $z=0$ mm。

由图 10 可见,在点 m 的旋转角条件下,扰流片扰动造成喷管尾流场中出现较强的不对称流动,解释了侧向力数值较大的原因。

4.2 扰流片间干扰分析

三扰流片差动过程中可能存在片间干扰,即以其中一个扰流片为参考,其余扰流片的旋转角会对参考扰流片附近的流动产生影响,进而影响参考扰流片本身产生的气动力。

以 1 号扰流片为参考,以推力损失为指标评估三扰流片机构的片间干扰程度。测量图 11(a)所示的旋转角指令下,1 号扰流片的推力损失,将结果与 1 号扰流片按对应旋转角单独旋转产生的推力损失做对比,如图 11(b)所示。

由图 11 可见,对于单一扰流片,其他扰流片配合差动对推力损失影响很小。单片作动与配合差动的推力损失偏差在 3% 以内,认为在一定旋转角范围内,可以忽略非对称旋转时扰流片间的相互作用,近似采用 3 个扰流片各自的推力损失

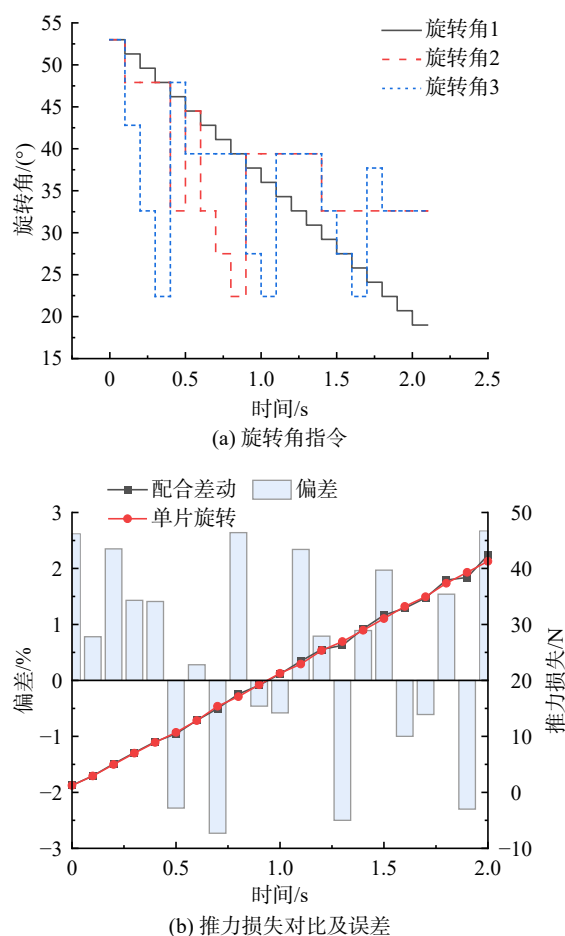


图 11 推力损失对比

Fig. 11 Comparison of thrust loss

进行计算^[25]。

4.3 推力损失特性

观察到图 11(b) 中, 推力损失与扰流片旋转角近似呈线性关系, 将数值模拟得到的推力损失结果作为样本进行拟合, 得到单个扰流片推力损失与旋转角的线性关系:

$$F_{e_i} = -1.4\theta_i + 74 \quad (i = 1, 2, 3) \quad (1)$$

图 12 给出了式(1)的偏差曲线。

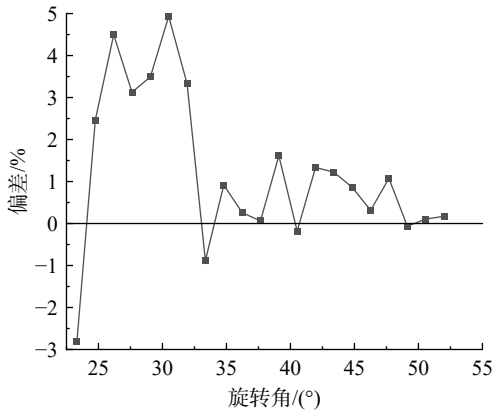


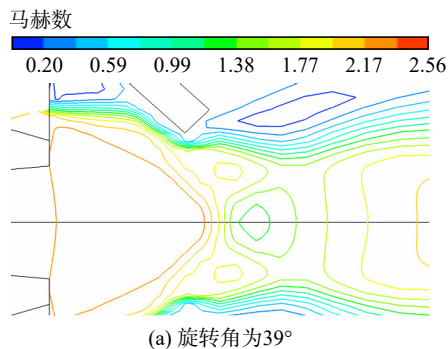
图 12 式(1)偏差曲线

Fig. 12 Error curve of formula (1)

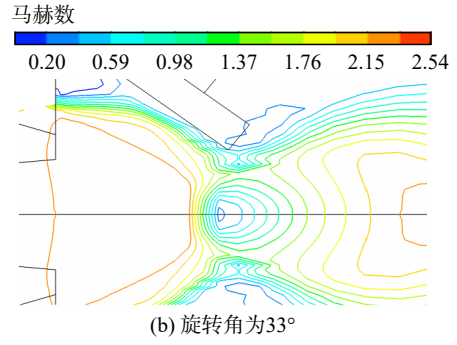
图 12 中推力损失线性拟合式计算结果与数值结果偏差在 5% 以内, 表明对于本文研究的扰流片机构在进行起始角度为 52°, 终止角度为 23° 的小角度调节时, 可以近似采用推力损失与旋转角的线性关系参与计算。扰流片从 33° 旋转到极限位置 26° 的过程中, 扰流片对流场的扰动明显增大, 造成拟合偏差相对较大。以三扰流片对称旋转为例探究流场形态, 马赫数线如图 13 所示。

图 13 中, 观察到旋转角小于 33° 时, 流场中开始形成马赫盘, 并逐渐前移至喷管出口。马赫盘的出现造成流场变化加剧, 并伴随激波交会、附面层分离等现象。

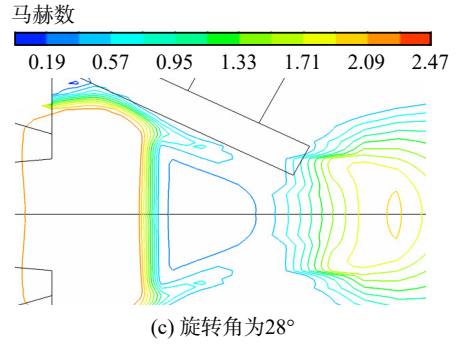
扰流片未插入流场时, 积分计算未调节推力



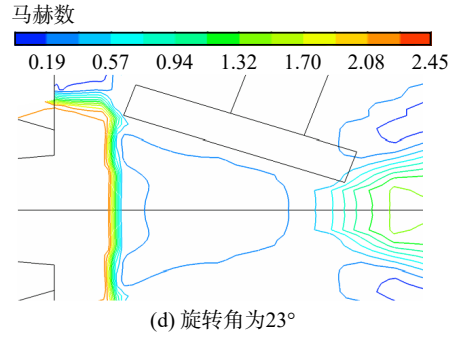
(a) 旋转角为39°



(b) 旋转角为33°



(c) 旋转角为28°



(d) 旋转角为23°

图 13 不同旋转角下的马赫数线图

Fig. 13 Graph of Mach number at different rotation angles

F_{org} 为 430 N。定义阻力比为推力损失与未调节推力的百分比, 处理数值结果得到, 单片阻力比最大达到 9.6%, 三扰流片合计阻力比最大达到 28.8%。阻力比反应了扰流片机构对主推力的调节幅度, 在悬浮式诱饵弹高度控制方面具有重要应用^[26]。一方面也表明, 后续应关注扰流片型面的优化, 降低无效推力损失。

4.4 侧向力计算方法

图 14 为扰流片机构的几何结构和安装结构存在的推力矢量几何关系。

图 14 中, F_{e_i} ($i = 1, 2, 3$) 分别为 3 个扰流片的推力损失, F_{s_i} ($i = 1, 2, 3$) 分别为 3 个扰流片的侧向力合力。扰流片表面的气动力可以投影为轴向推力损失和沿圆周径向的侧向力, 其中侧向力又可在铅垂平面内投影为俯仰侧力和偏航侧力。

按此投影关系计算 1 号扰流片在旋转角指令

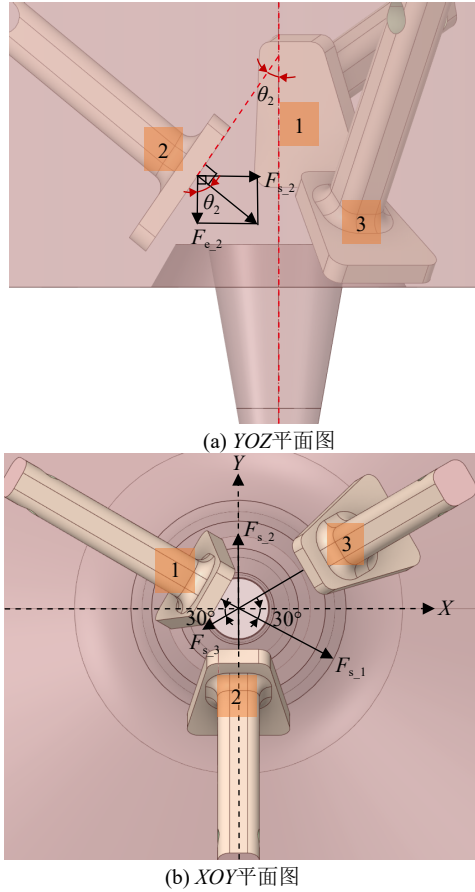


图 14 推力矢量几何关系

Fig. 14 Thrust vector geometry

下,侧向力与推力损失的合力,与扰流片表面的气动数值结果进行对比,如图 15 所示。

图 15 中,投影计算结果与数值模拟结果偏差在 3% 以内,表明对任一扰流片而言,侧向力与推力损失的合力近似垂直于扰流片表面,侧向力与推力损失之间存在关于旋转角的投影关系。

据此,扰流片机构产生的俯仰侧力、偏航侧力和推力损失可按式(2)计算:

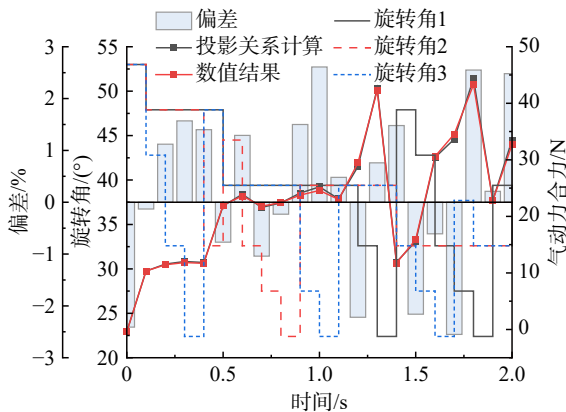


图 15 气动力投影关系对比图

Fig. 15 Comparison of aerodynamic projection relations

$$\begin{cases} F_e = F_{e,1} + F_{e,2} + F_{e,3} \\ F_x = \frac{F_{e,1}}{\tan \theta_1} \cos 30^\circ - \frac{F_{e,3}}{\tan \theta_3} \cos 30^\circ \\ F_y = \frac{F_{e,2}}{\tan \theta_2} - \frac{F_{e,1}}{\tan \theta_1} \cos 60^\circ - \frac{F_{e,3}}{\tan \theta_3} \cos 60^\circ \end{cases} \quad (2)$$

式中 F_e 为推力损失; F_y 、 F_x 分别为扰流片机构在俯仰、偏航方向的侧向力。

结合文中第 4.1~4.3 节分析,将推力损失与旋转角的线性关系式(1)代入式(2),式(2)可化为:

$$\begin{cases} F_e = -1.4(\theta_1 + \theta_2 + \theta_3) + 222 \\ F_x = -1.4 \cos 30^\circ \left(\frac{\theta_1}{\tan \theta_1} - \frac{\theta_3}{\tan \theta_3} \right) + 74 \cos 30^\circ \left(\frac{1}{\tan \theta_1} - \frac{1}{\tan \theta_3} \right) \\ F_y = -1.4 \left(\frac{\theta_2}{\tan \theta_2} - \frac{\theta_1}{\tan \theta_1} \cos 60^\circ - \frac{\theta_3}{\tan \theta_3} \cos 60^\circ \right) + 74 \left(\frac{1}{\tan \theta_2} - \frac{1}{\tan \theta_1} \cos 60^\circ - \frac{1}{\tan \theta_3} \cos 60^\circ \right) \end{cases} \quad (3)$$

式(3)表明,根据 3 个扰流片所在的旋转角,可以近似计算侧向力和推力损失。为验证该计算方法的正确性,对图 16 所示的旋转角指令分别进行计算与试验校验,试验装置与工况仍遵从第 3 节所述,结果对比如图 17 所示。

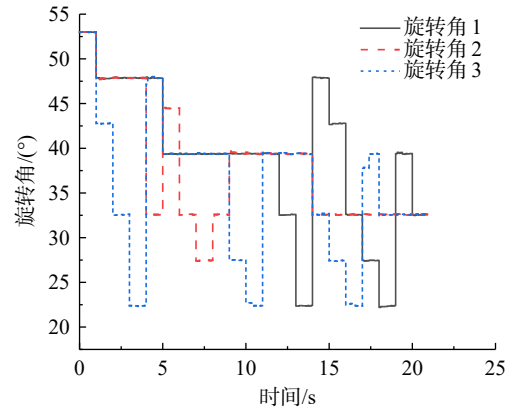
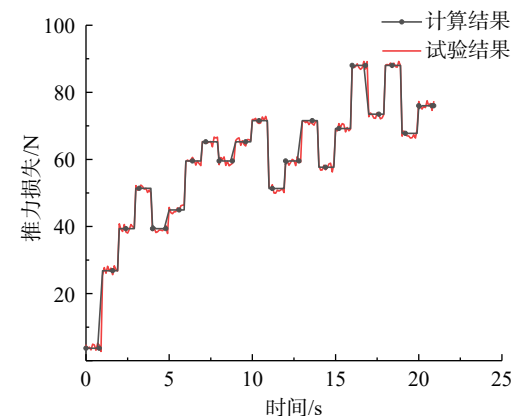


图 16 旋转角指令

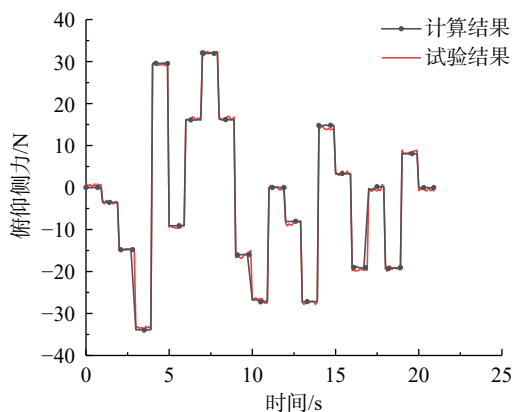
Fig. 16 Rotation angle command

由图 17 可见,对于给定的旋转角,采用式(3)计算得到的推力损失和俯仰、偏航方向的侧向力与实验结果基本一致。误差在 6% 以内,认为式(3)给出的侧向力计算方法具有一定的正确性。

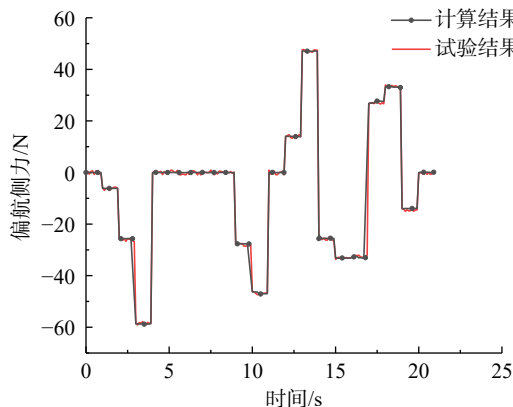
据此提出一种扰流片机构的侧向力调节方法:当检测到推力损失 F_e^* 和俯仰、偏航方向的期望侧向力 F_y^* 、 F_x^* 时,可以根据式(3)反向求解出 3 个扰流片的目标旋转角 θ_1^* 、 θ_2^* 、 θ_3^* 。从而驱动扰流片旋转



(a) 推力损失结果对比



(b) 俯仰侧力结果对比



(c) 偏航侧力结果对比

图 17 试验校验

Fig. 17 Experimental calibration

达到目标旋转角, 以实现侧向力调节的目的。

5 结 论

本文通过对三扰流片推力矢量机构的研究, 获得了以下结论:

1) 针对本文研究的旋转布局的三扰流片机构, 认为侧向力仅由扰流片差动产生, 喷管扩张段壁面产生的侧向力忽略不计。

2) 扰流片差动时, 片间干扰造成的推力损失

偏差在 3% 以内, 认为单片产生的推力损失在参与计算时具有独立性和可叠加性。

3) 推力损失与扰流片旋转角近似呈线性关系, 结合扰流片的几何结构, 可将俯仰、偏航方向的侧向力简化为仅关于 3 个旋转角的函数。计算结果与试验数据偏差在 6% 以内, 验证了侧向力计算方法的正确性。

4) 以 3 个旋转角作为自变量建立的控制力方程组可封闭求解, 在获知推力损失和俯、偏方向的期望侧向力时, 能够反向求解出 3 个扰流片的目标旋转角, 从而提供一种扰流片机构进行侧向力调节的方法。

参考文献:

- [1] 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.
XIE Yongqiang, LI Shun, ZHOU Xufeng, et al. The application analysis of thrust vector control systems of air to air missile[J]. Science Technology and Engineering, 2009, 9(20): 6109-6113. (in Chinese)
- [2] 高峰, 唐胜景, 师娇. 推力矢量控制在导弹上的应用[J]. 飞航导弹, 2010(12): 52-59, 66.
GAO Feng, TANG Shengjing, SHI Jiao. Application of thrust vector control technology in missile[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2010(12): 52-59, 66. (in Chinese)
- [3] LAI Qingfu, DAI Huanyao, ZHAO Jing, et al. A novel approach of countering centroid jamming by using INS information in terminal guidance[C]//Proceedings of IEEE 10th International Conference on Signal Processing Proceedings. Piscataway, US: IEEE, 2010: 2121-2124.
- [4] 袁斌. 纳尔卡电子诱饵弹建模与控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
YUAN Bin. Research on modeling and control method of nulkka active missile decoy[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [5] 高昱, 康文俊, 周航, 等. 舰船导弹发射系统导流装置设计方法与研究[J]. 弹箭与制导学报, 2019, 39(2): 129-134.
GAO Yu, KANG Wenjun, ZHOU Hang, et al. Design method and research of guidance device for missile launch system on ship[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(2): 129-134. (in Chinese)
- [6] BOWERS A H, PAHLE J W. Thrust vectoring on the NASA F-18 high alpha research vehicle: NASA-TM-4771 [R]. Edwards, US: NASA Dryden Flight Research Center, 1996.
- [7] ASBURY S C, CAPONE F J. Multiaxis thrust-vectoring characteristics of a model representative of the F-18 high-alpha research vehicle at angles of attack from 0 to 70: NASA TP-3531 [R]. Hampton, US: NASA Langley Research Center, 1995.
- [8] LALLMAN F J, DAVIDSON J B, MURPHY P C. A method for integrating thrust-vectoring and actuated forebody strakes with conventional aerodynamic controls on a high-performance fighter airplane: NASA/TP-1998-208464 [R]. Hampton, US: NASA Langley Research Center, 1998.
- [9] 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.

- WANG Xiaohui, LIU Zhiyong, CHU Xuesen. Gas dynamics research on thrust vector control with spoiler[J]. *Journal of Ship Mechanics*, 2019, 23(7): 791-801. (in Chinese)
- [10] 钟华. 扰流片式弹射火箭推力矢量控制技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
- ZHONG Hua. Study on a thrust-vector control technique of the ejection-rocket with the spoiler[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)
- [11] HOLLSTEIN H J. Jet tab thrust vector control[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1965, 2(6): 927-930.
- [12] EATOUGH R. Jet tab thrust vector control system demonstration: AIAA1971-752 [R]. Reston, US: AIAA, 1971.
- [13] 韩文超. 扰流片式推力矢量控制系统特性研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2012.
- HAN Wenchao. Study on characteristics of spoiler thrust vector control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] 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.
- CONG Rongfei, WU Junqiang, ZHANG Changfeng, et al. Numerical research on jet tab thrust vector nozzle aerodynamic characteristic[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(2): 234-241. (in Chinese)
- [15] THANIGAIRASU S, JAYAPRAKASH S, ELANGOVAN S, et al. Influence of tab geometry and its orientation on under-expanded sonic jets[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2008, 222(3): 331-339.
- [16] 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.
- TONG Yue, ZHENG Qing, LI Xiuming, et al. Numerical investigation on flow structure characteristics of a multiple tabs system[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2021, 44(3): 337-342. (in Chinese)
- [17] 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.
- LI Jun. Analysis of aerodynamic performance of et vane of thrust-vector motor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(6): 1005-1008. (in Chinese)
- [18] 王恒宇, 孙中文, 李畅, 等. 燃气舵控制力影响因素的数值模拟[J]. *弹箭与制导学报*, 2018, 38(5): 60-64.
- WANG Hengyu, SUN Zhongwen, LI Chang, et al. Numerical simulation on influence factors of jet vane control[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2018, 38(5): 60-64. (in Chinese)
- [19] 陈运剑, 刘畅, 帅超. 推力可调节固体火箭发动机气动仿真[J]. *机械工程与自动化*, 2019(5): 102-103, 106.
- CHEN Yunjian, LIU Chang, SHUAI Chao. Aerodynamic simulation of thrust-adjustable solid-propellant rocket engine[J]. *Mechanical Engineering & Automation*, 2019(5): 102-103, 106. (in Chinese)
- [20] 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.
- MA Wujun, YANG Haitao. Aerodynamic simulation on spoiler thrust for a ship-borne missile[J]. *Digital Ocean & Underwater Warfare*, 2021, 4(4): 305-309. (in Chinese)
- [21] 夏飞, 黄金泉, 周文祥. 基于 MATLAB/SIMULINK 的航空发动机建模与仿真研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(12): 2134-2138.
- XIA Fei, HUANG Jinquan, ZHOU Wenxiang. Modeling of and simulation research on turbofan engine based on MATLAB/SIMULINK[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(12): 2134-2138. (in Chinese)
- [22] GAMBLING D, CROZIER M, NORTHAM D. NULKA a compelling story [M]. Adelaide, Australia: Defence Science and Technology Organization, 2013.
- [23] GONZALEZ D. Analysis of shock structures about a rocket motor thrust control unit using CFD: AIAA2011-390 [R]. Reston, US: AIAA, 2011.
- [24] 宋扬. 燃气舵推矢装置稳态及动态气动特性研究[J]. *航空兵器*, 2014, 21(2): 41-43.
- SONG Yang. The investigation of jet vane aerodynamic characteristics under steady and dynamic conditions[J]. *Aero Weaponry*, 2014, 21(2): 41-43. (in Chinese)
- [25] 汪学江. 燃气舵的舵间气动干扰分析[J]. *宇航学报*, 1994, 15(3): 50-54, 63, 104.
- WANG Xuejiang. Analysis of aerodynamic interference between rudders of gas rudder[J]. *Journal of Astronautics*, 1994, 15(3): 50-54, 63, 104. (in Chinese)
- [26] 杨帆. 舷外诱饵弹定高飞行控制技术研究[D]. 湖北 宜昌: 中国舰船研究院, 2018.
- YANG Fan. Research on Invariableness Altitude Flight Control Technology of Outboard Decoy Projectile[D]. Yichang Hubei: China Ship Research Institute, 2018. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)