

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.04.005

## 机动弹头舵轴热环境分析

张志刚<sup>1,2</sup>, 赵金山<sup>2</sup>, 粟斯尧<sup>2</sup>, 孔荣宗<sup>2</sup>, 陈挺<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学航空学院, 南京 210016; 2. 中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

**摘要:** 机动弹头舵轴热环境是高超声速飞行器热防护系统设计中需重点考虑的局部问题, 舵轴缝隙中流动结构极其复杂, 且舵轴局部热环境峰值相对于大面积区域要严重得多。针对高超声速机动弹头舵轴热环境问题, 结合数值模拟方法和激波风洞试验, 研究了舵轴热环境随迎角、舵偏角、马赫数和飞行高度等参数的变化规律。结果表明, 对于十字布局的气动舵, 大迎角时水平舵轴热环境最为严酷; 在小迎角条件下, 水平舵轴无量纲热流随舵偏角和马赫数逐渐上升, 但在大迎角情况下, 马赫数和舵偏对水平舵轴无量纲热流的影响较小。在此基础上, 建立了适用于舵轴热流峰值预测的四参数插值拟合方法, 可用于舵轴峰值热环境随飞行历程的快速预测。

**关键词:** 舵轴; 热环境; 风洞实验; 数值模拟; 关联分析

**中图分类号:** V211.7      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2022)04-0583-09

### Analysis of Thermal Environment of Maneuvering Rudder Shaft

ZHANG Zhigang<sup>1,2</sup>, ZHAO Jinshan<sup>2</sup>, SU Siyao<sup>2</sup>, KONG Rongzong<sup>2</sup>, CHEN Ting<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** The thermal environment of maneuvering rudder shaft is a local problem to be considered in the design of thermal protection system of hypersonic missile. The flow structure in rudder shaft gap is complex, and under typical flight conditions, the peak of the local thermal environment of the rudder shaft is more serious than that of in large area. Aiming at the problem of thermal environment of hypersonic maneuvering warhead shaft, combined with numerical calculation and wind tunnel test, the variation of thermal environment of rudder shaft with attack angle, rudder deflection angle and Mach number is studied. Then, a four-parameter interpolation fitting method suitable for predicting the peak heat flow of rudder shaft is established. The results show that, for the rudder like letter “+”, the thermal environment of horizontal rudder shaft is the most severe; under the condition of small attack angle, the dimensionless heat flow of the rudder shaft increases gradually with the increase of the rudder deflection angle and Mach number, but under the condition of large attack angle, the influence of Mach number and rudder deflection on the dimensionless heat flow of the rudder shaft is small. The four-parameter fitting method established in this paper can be used to rapidly evaluate the peak thermal environment of the rudder shaft along the trajectory.

**Key words:** rudder shaft; thermal environment; wind tunnel experiment; numerical simulation; relational analysis

为了实现高机动性, 高超声速机动弹头一般在尾部布置有若干气动舵<sup>[1-2]</sup>, 例如美国的“潘兴 II”导弹(图 1), 气动舵和弹体通过舵轴连接, 两者之

间会存在几毫米高的缝隙, 如图 2 所示<sup>[3]</sup>。有迎角情况下缝隙内的流动非常复杂, 舵轴前缘等位置可能存在热流峰值, 对弹体产生破坏, 因此需要对偏

收稿日期: 2022-06-06; 修订日期: 2022-07-16

通信作者: 赵金山, 男, 副研究员, E-mail: zhaojs\_china@163.com。

引用格式: 张志刚, 赵金山, 粟斯尧, 等. 机动弹头舵轴热环境分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(4): 583-591.  
ZHANG Zhigang, ZHAO Jinshan, SU Siyao, et al. Analysis of thermal environment of maneuvering rudder shaft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(4): 583-591.

转缝隙内部的热环境进行准确预测<sup>[4-8]</sup>。但目前国内外对舵轴缝隙的局部热环境开展的研究相对较少<sup>[9-18]</sup>,对舵轴及其干扰区热流的量值和变化规律尚未有明确的认识。其原因主要有两个方面,一是目前高超声速机动弹头的控制舵通过舵轴与弹身连接,从飞行器前体发展而来的气流进入舵轴缝隙后受到强压缩作用,进而产生复杂的流场结构造成理论计算的难度很大,且计算代价极大,在机理研究方面无法提供完备的数据支撑。二是由于风洞尺寸的限制,往往需要对模型进行缩比,而由于缝隙的尺寸相对于弹体只有千分之一量级,缝隙尺寸也远远小于当地边界层厚度,如果对弹体直接进行缩比试验,有可能得到的试验结果与真实情况相差很大,不能真实模拟飞行条件下缝隙内部的流动状况;如果采用局部试验模型,如何模拟当地的流动情况成为试验的难题。

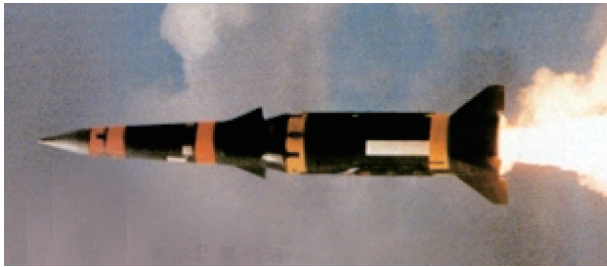


图1 美国“潘兴II”导弹

Fig.1 Pershing 2 ballistic missile

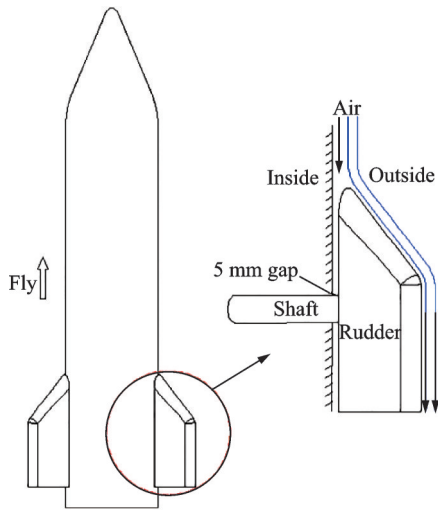


图2 高超声速飞行器空气舵安装示意图<sup>[3]</sup>

Fig.2 Installation diagram of air rudder for hypersonic vehicle<sup>[3]</sup>

因此,关于高超声速机动弹头舵轴热环境的研究相对较少。目前随着高超声速飞行器的发展,舵轴区域的热防护设计对局部热环境的预测精度提出了更高的要求,如何解决这一难题迫在眉睫<sup>[19]</sup>。

目前的有效手段是理论计算与风洞试验相结

合,即通过可靠的理论预测手段,分析舵轴及其干扰区峰值热流随迎角、舵偏角、缝隙高度等因素的变化规律,从而构造合理的试验模型,并开展风洞试验,利用风洞试验结果和理论研究得到的规律,去预测飞行条件下的热环境<sup>[20-21]</sup>。

本文基于这一思想,利用风洞试验与理论研究相结合的方法对舵轴的局部热环境进行研究。首先构建长约1 m的球双锥带舵外形,然后在激波风洞上开展测热试验,获得大面积区域、舵轴等位置的热流分布,同时针对试验工况开展Navier-Stokes方程(N-S方程)数值模拟,与激波风洞试验结果进行对比,验证方法的可靠性。在此基础上,对相同高度,不同马赫数、不同迎角、不同舵偏情况下开展大量的数值模拟,获得舵轴热环境随马赫数、迎角、舵偏角等因素的变化规律,最终建立多参数插值拟合方法,通过该方法可以对舵轴峰值热环境在不同飞行状态下的热流变化开展快速预测。

## 1 试验设备及流场条件

### 1.1 试验设备及测量手段

舵轴缝隙热环境试验在 $\Phi 2$  m激波风洞(FD-14A,如图3所示)上开展。该风洞是由内径150 mm的激波管和相应的喷管、试验段、真空箱组成,其型面喷管出口直径为1.2 m,锥形喷管出口直径为2 m,试验段横截面积为 $2.6\text{ m} \times 2.6\text{ m}$ 。风洞试验气体为氮气,采用氢气或氢气与氮气混合气体驱动,驱动压力可达60 MPa,模拟最高总温为4 000 K。风洞通过更换喷管及喉道来获得不同的来流马赫数,通过调节高低压段的压力来获得不同的雷诺数,以实现不同的模拟环境。该风洞可模拟的马赫数范围是6~24,单位雷诺数范围是 $1 \times 10^{-6} \sim 1 \times 10^{-8}\text{ m}^{-1}$ ,试验有效时间为4~18 ms。



图3  $\Phi 2$  m激波风洞(FD-14A)

Fig.3  $\Phi 2$  m shock wind tunnel(FD-14A)

试验中主要采用的测量手段有 $\Phi/2$  mm点式铂薄膜热流传感器和型面热流传感器,如图4所示。其中,点式铂薄膜热流传感器主要用于测量舵

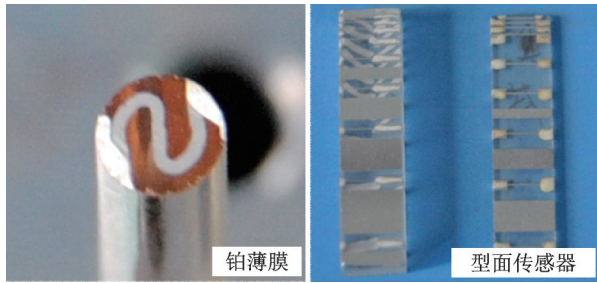


图 4 两种热流传感器

Fig.4 Two kinds of heatflux sensors

基板、舵底及弹身大面积区热环境,型面热流传感器用于测量舵轴曲面的热环境。

### 1.2 试验模型及流场条件

试验模型采用圆锥带舵外形,模型总长约 1 m, 4 个三角舵呈十字布局安装在模型尾部,如图 5 所示。为了便于表述,按照正迎角时的来流方向,将模型上的舵面根据位置不同分别称为迎风舵、水平舵和背风舵。空气舵与模型身部通过舵轴连接,舵缝隙高度约 2.5 mm,舵轴中部沿周向均布 8 个热流传感器(图 5(c))。试验来流马赫数约为 10,  $Re/L \approx 2 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ ,测量迎角为  $20^\circ$ ,边界层在舵前完全转换为湍流。

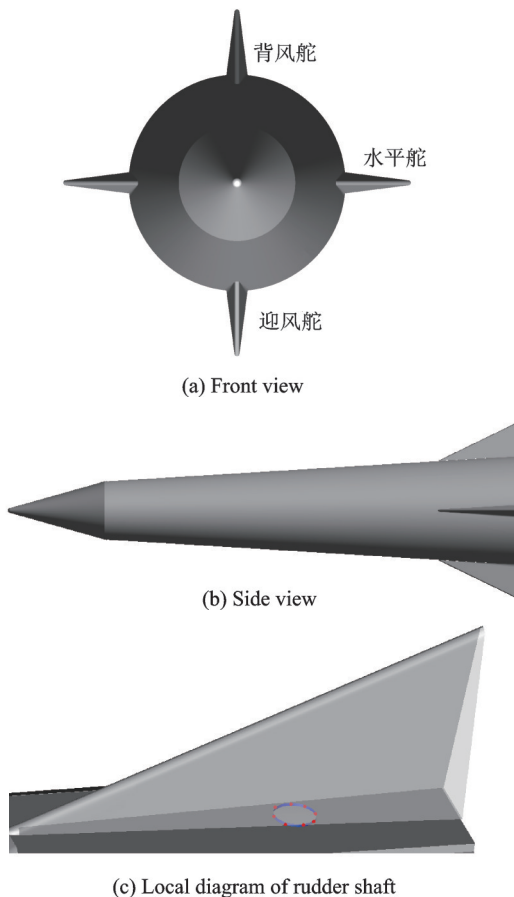


图 5 飞行器舵面位置示意图

Fig.5 Diagram of the vehicle rudder

### 1.3 数值计算方法

本文采用有限体积方法离散求解三维直角坐标系下的完全气体 N-S 方程<sup>[22]</sup>。

$$\frac{\partial \widehat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x} + \frac{\partial g}{\partial y} + \frac{\partial h}{\partial z} = \frac{\partial f_v}{\partial x} + \frac{\partial g_v}{\partial y} + \frac{\partial h_v}{\partial z} \quad (1)$$

式中:  $\widehat{Q}$  为守恒变量,  $f, g, h$  为无黏通量,  $f_v, g_v, h_v$  为黏性通量。

通过对网格控制体单元内的无黏通量与黏性通量进行积分,同时结合 Gauss 定理<sup>[23]</sup>。本文将耗散大的矢通量分裂格式 Steger-Warming 格式<sup>[24]</sup>与耗散小的基于解析黎曼求解器的 Godunov 格式<sup>[25-26]</sup>混合使用,以提高计算稳定性,同时使格式在边界层模拟中具有低耗散特性<sup>[27]</sup>。无黏项采用隐式格式,黏性项采用显示二阶中心格式,最后采用 LU-SGS 方法<sup>[28-29]</sup>进行时间推进求解,并使用局部时间步长加速计算收敛。由于本文计算的工况主要为低空高雷诺数湍流工况,采用的湍流模型为目前较为常用的  $k-\omega$  SST 湍流模型<sup>[30-33]</sup>。

本文采用的计算网格及边界条件如图 6 所示。其中深红色网格对应固壁边界,设置为无滑移等温壁条件,壁面温度  $T_w = 283 \text{ K}$ ;粉色网格对应自由来流边界,具体参数如表 1 所示;绿色网格对应超声速外推出口边界。特别值得指出的是,由于在风洞试验中,模型位于流场核心区内,且气流方向与模型中心线完全一致,因此为节省计算量,本文仅采用半模开展了数值模拟,蓝色网格设置为对称边界。网格数为 271(流向)  $\times$  241(周向)  $\times$  81(法向)个,且为保证边界层内流动结构的模拟,在靠近壁面附近进行了网格加密,壁面法向第一层网格间距为  $2 \times 10^{-3} \text{ mm}$ 。

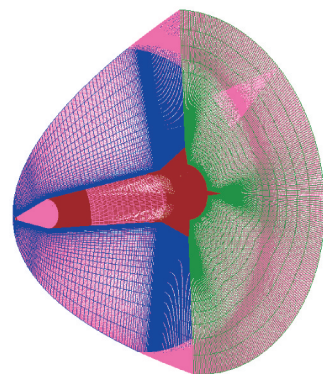


图 6 网格示意图

Fig.6 Computation grid

需要指出的是,为验证计算结果的网格无关性,本文对 3 个方向的网格进行了加密。结果表明,加密网格后计算得到的流场结构和物面热流分

布均与加密网格前的计算结果基本一致。

以上分析表明,本文采用的数值模拟方法可以正确模拟激波干扰类型,具有较高精度和较好的网格无关性,可用于开展舵轴热环境计算分析。且为减少计算量,本文后续在开展所有工况的计算仿真时,均采用原始3个方向没有进行加密的网格,仅在舵偏角情况下,对舵偏进行了调整,整体网格拓扑结构、网格量及法向第一层网格间距保证不变。

1.4 试验结果对比验证

为验证计算方法的可靠性,首先针对模型在  $Ma \approx 10$ 、 $Re/L \approx 2 \times 10^7$  m、迎角约  $20^\circ$  条件下,开展了数值仿真,并与风洞测热试验数据开展了对比分析。图7是  $20^\circ$  迎角时弹体下表面中心线热流计算与试验结果比较,纵坐标为热流,横坐标为从驻点开始沿  $0^\circ$  子午线至舵根前沿垂直投影到模型身部的  $x$  向长度。图中的点为试验结果,曲线为数值计算结果,可以看出,在第一锥的锥面上  $x=0.05$  m 附近发生了转捩,热流明显上升,在第二锥上由于半锥角较第一锥要小,热流下降至一个平台。从结果对比来看,试验数据存在一定的波动,但总体而言计算结果和试验结果吻合较好。证明在大面积区域本文采用的数值计算方法较为可信。

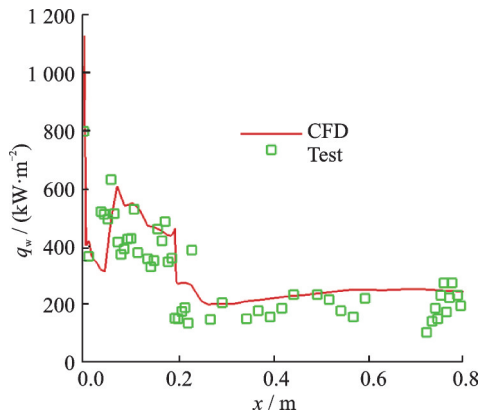


图7  $20^\circ$ 迎角时弹体下表面中心线热流对比分析  
Fig.7 Comparative analysis of heatflux in the center line of the lower surface of the missile at 20-degree of attack

图8是  $Ma \approx 10$ 、 $Re/L \approx 2 \times 10^7$   $m^{-1}$ 、迎角  $20^\circ$  条件下水平舵轴表面热环境计算与试验结果的对比,

纵坐标为热流,横坐标为沿舵轴中部一周的角度,其中舵轴朝向弹体头部方向为  $\Phi=0^\circ$ ,逆时针沿舵轴轴向半周朝向弹尾部位为  $\Phi=180^\circ$ ,再次返回朝头部方向为  $\Phi=360^\circ$ 。

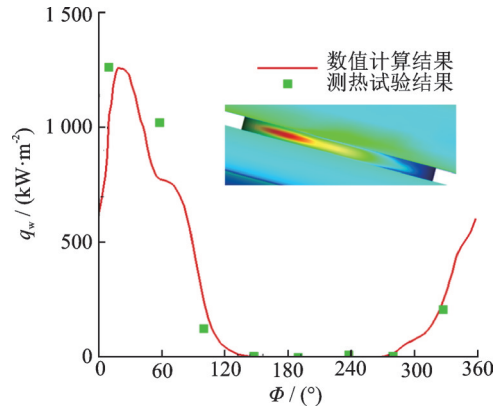


图8 水平舵轴热环境计算与试验结果对比  
Fig.8 Comparison between calculation heatflux and test results of horizontal rudder shaft

可以看出,计算结果与试验结果吻合较好,很好地模拟出了舵轴一周的热流分布规律。舵轴表面热流峰值出现在约  $\Phi=20^\circ$  位置,这是由于存在  $20^\circ$  的迎角,之后热流迅速下降,在舵轴背风面 ( $\Phi=200^\circ$  附近) 热流非常低,整体上呈现在峰值两侧对称分布。证明了本文采用的数值计算方法在模拟舵轴热环境方面具有较高的可信度。

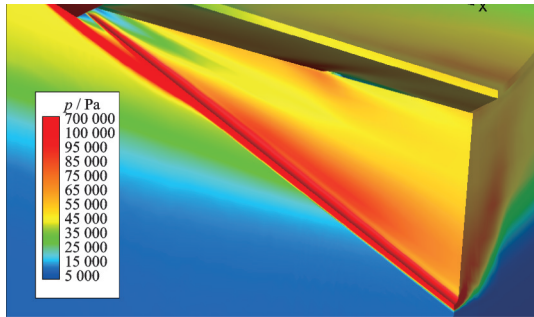
2 不同工况舵轴热环境分布规律

为了对舵轴热环境随马赫数、高度、迎角、舵偏角的变化规律进行研究,选取马赫数  $5 \sim 15$ 、高度  $10 \sim 50$  km、迎角  $0^\circ \sim 40^\circ$ 、舵偏角  $-10^\circ \sim 10^\circ$  情况下的240个组合典型状态,计算得到了舵轴位置热环境分布特征,具体计算状态如表1所示,其中舵偏角的定义为从模型尾部向前看,控制舵顺时针偏转为正舵偏,控制舵逆时针偏转为负舵偏。由于所有工况均为飞行条件,故在开展计算时,来流湍流度均设置为  $0.2\%$ 。

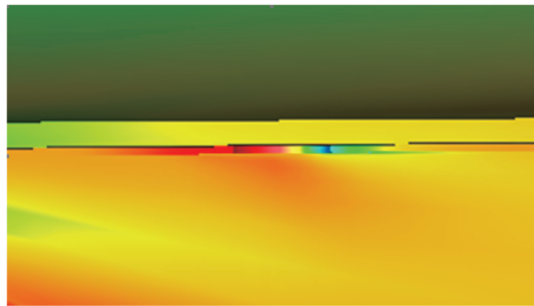
图9~11分别是马赫5、高度20 km、 $15^\circ$  迎角条件下迎风舵、水平舵、背风舵附近的流场及物面压力分布云图。从图9(a)可以看到,由于模型头部弓形激波与舵本身产生的激波相互干扰,进而导致

表1 计算状态表  
Table 1 Typical flow field

高度/km	马赫数	迎角/( $^\circ$ )	舵偏角/( $^\circ$ )
10、20、30、40、50	5	0、5、10、15、20、25、30、35、40	-10、0、5、10
10、20、30、40、50	10	0、5、10、15、20、25、30、35、40	-10、0、5、10
10、20、30、40、50	15	0、5、10、15、20、25、30、35、40	-10、0、5、10



(a) Windward rudder



(b) Enlarged view of rudder shaft

图9 迎风舵附近局部流场压力分布

Fig.9 Pressure contour of the windward rudder

迎风舵前缘压力的明显上升。且从图9(b)中可以看到,模型前体气流沿流向进入缝隙后,在空气舵和模型基体形成的受限空间内由于局部强压缩效应,导致舵轴前缘及缝隙中的压力值依然处于较高水平。

从图10可以看到,在有迎角条件下,相对迎风舵,头部弓形激波对水平舵产生的干扰相对较弱。特别值得指出的是,由于气流对水平舵面两侧的干扰程度不同,进而导致水平舵下表面的压力值明显高于上表面。且由于上下表面气流的压差,造成下表面气流上洗,对舵轴产生强烈冲击效应。

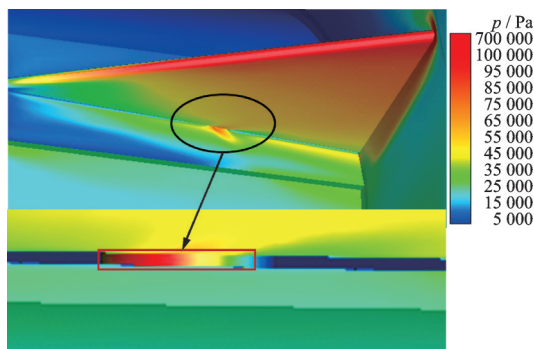


图10 水平舵附近局部流场压力分布

Fig.10 Pressure contour of the horizontal rudder

从图11可以看到,由于该舵处于背风区,头部激波由于激波角较大,不会与该舵产生激波干扰,基本对舵体无影响,舵轴局部压力值也处于极低水平。

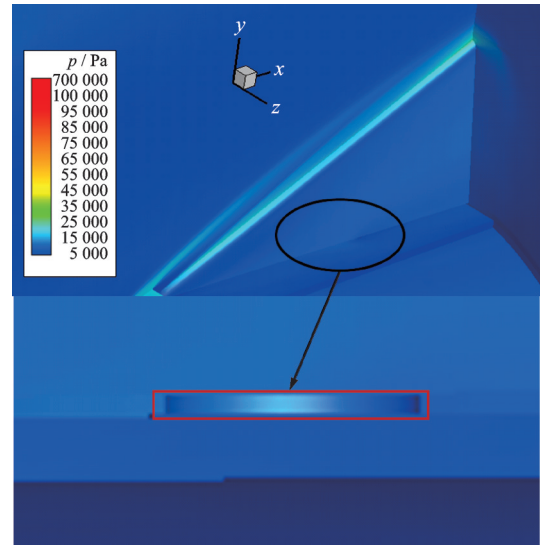
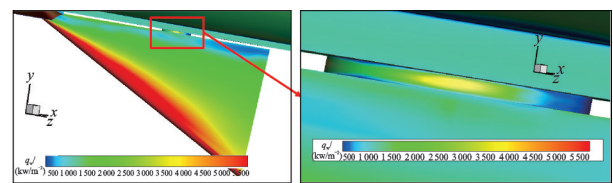


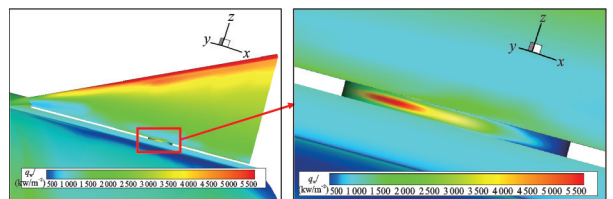
图11 背风舵局部流场压力分布

Fig.11 Pressure contour of the leeward rudder

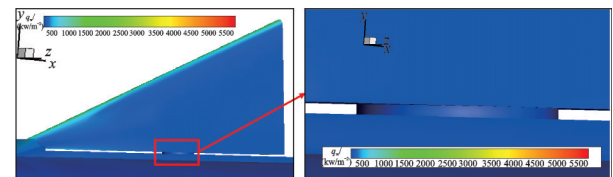
为直观了解该飞行器控制舵及对应舵轴区域气动热环境分布特征,图12给出迎风舵、水平舵、背风舵及其舵轴上的热流分布。可以看出,对于控制舵表面的热流分布规律与压力基本完全相同,在15°迎角条件下,迎风舵热流最高,水平舵次之,背风舵最低。但是对于舵轴峰值热流,水平舵最高,迎风舵次之,背风舵最低。这是由于有迎角时水平舵轴受到下表面气流的上洗作用,舵面两侧压力差异较大,高温气流受迫从舵轴附近的缝隙泄流,造成热流明显上升。而迎风舵轴,虽然所处位置压力较大、舵面热环境严酷,但舵轴位于边界层底层,且



(a) Windward rudder



(b) Horizontal rudder



(c) Leeward rudder

图12 舵面及舵轴热流分布规律

Fig.12 Heatflux distribution of the rudder surface and rudder shaft

舵面两侧压力基本相当,直接作用于舵轴上的气流能量相对水平舵更低,进而导致热流值也相对较小。背风舵轴位置压力较小、热环境缓和,且基本无泄流发生,因此热环境最为缓和。

因此,本文重点针对热环境最为严酷的水平舵轴,分析迎角、舵偏角、马赫数等因素的影响规律。

### 2.1 迎角对热环境的影响分析

由于不同工况下,舵轴的热流量值相差较大,为了便于对比,本文采用以弹体迎风子午线相应位置的热流为参考值,对舵轴峰值热流进行无量纲化处理。本文首先在高度  $H=20$  km、来流马赫数  $Ma_\infty=5$  条件下,分析水平舵轴上的峰值热流随迎角和舵偏角的变化规律,如图13所示,图中的每个点表示一个状态的计算结果。

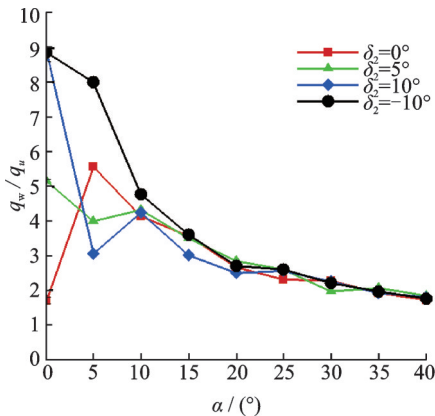


图13 高度  $H=20$  km、马赫5、不同舵偏峰值热流随迎角变化规律

Fig.13 Variation of peak heatflux of different rudders with angle of attack ( $H=20$  km,  $Ma=5$ )

从计算结果中可以看到,在  $0^\circ$  迎角情况下,水平舵在  $0^\circ$  舵偏条件下的热流峰值最低,这是由于  $0^\circ$  迎角  $0^\circ$  舵偏情况下,舵的前半部分对舵轴起到了遮挡作用;随着舵偏角的增大,遮挡效应减弱,热流值逐渐上升;同时可以看出,当舵偏  $\delta=10^\circ$  和  $\delta=-10^\circ$  时,由于流场结构完全对称,故舵轴热流峰值也一致。

当来流迎角增加至  $5^\circ$  时,舵偏角  $\delta=-10^\circ$  时对应的舵轴峰值热流最高,  $0^\circ$  舵偏热流次之,随舵偏角的增大,热流下降。这是由于负舵偏时气流直接作用于舵轴,导致舵轴热流高于相应迎角条件下的正舵偏对应的舵轴热流。当来流迎角进一步增大时,舵轴上的无量纲热流峰值呈迅速下降。但当迎角大于  $10^\circ$  迎角后,舵偏角对无量纲热流的影响较小。分析原因在于,在大迎角条件下,由于气流上洗作用导致的气动加热效应明显强于舵面偏转带来的影响。

### 2.2 马赫数对热环境的影响分析

本文进一步固定高度  $H=20$  km,通过改变来

流马赫数  $Ma_\infty=5, 10, 15$ ,分析迎角和舵偏角对水平舵轴上的峰值热流的影响规律。

从图14可以清楚地看出,在来流马赫数  $Ma_\infty=10, 15$  条件下,舵轴无量纲峰值热流随舵偏及迎角的变化规律与来流马赫数  $Ma_\infty=5$  条件下的结果(图13)类似。同时,本文发现随着来流马赫数增大,在相同舵偏角条件下,迎角  $\alpha=0^\circ$  情况下无量纲热流呈上升趋势,大迎角情况下反而呈下降趋势。且在大迎角条件下,马赫数和舵偏对舵轴无量纲热流的影响均减小。

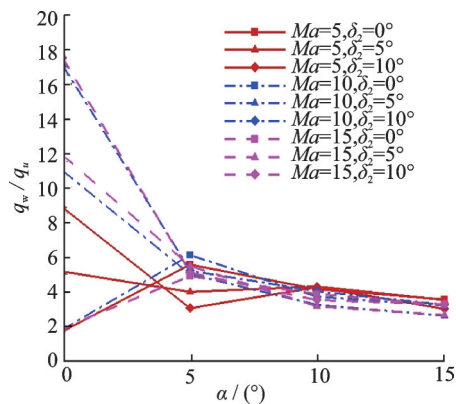


图14 高度  $H=20$  km、不同马赫数、不同舵偏峰值热流随迎角变化规律

Fig.14 Variation of peak heatflux of different rudders with angle of attack at different Mach numbers ( $H=20$  km)

## 3 舵轴热环境关联分析

在分析舵轴无量纲峰值热流随迎角、舵偏角及马赫数变化规律的基础上,本文以迎风舵前无干扰热流值为无量纲参考值的无量纲热流作为拟合对象,建立了以高度、马赫数、迎角和舵偏角为参数的插值拟合方法,通过该方法可以在给定的工况条件下,考虑高度、马赫数、迎角以及舵偏角的影响,通过线性插值以获得该工况下舵轴热环境。

具体拟合公式为

$$\frac{q_w}{q_u} = f(H, Ma_\infty, \alpha, \delta) \quad (2)$$

本文首先采用该拟合公式在高度  $H=15$  km 条件下,针对迎角  $\alpha=0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 12^\circ, 15^\circ$  六个不同状态开展了估算,并将估算结果与采用数值求解 N-S 方程模拟方法在高度  $H=10$  km、 $20$  km 条件下的结果开展了对比分析,如图15所示。可以看出,在6个不同迎角条件下,采用关联公式得到插值结果处于高度  $H=10$  km、 $20$  km 对应迎角的数值计算结果包络范围内。这说明,本文建立的数据拟合方法具有一定可行性。

为了进一步验证式(2)在不同高度条件下舵

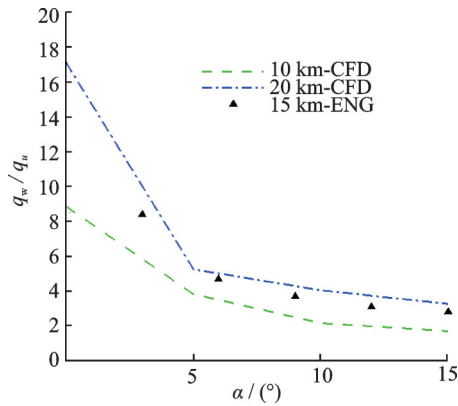


图15 15 km舵轴峰值热流拟合结果与高度包络对比  
Fig.15 Comparison of peak heatflux fitting results and the CFD results at 15 km

轴热流拟合的适用性。本文继续针对高度  $H=45$  km 条件下的无量纲热流数据进行了拟合,并将拟合结果与高度  $H=30$  和  $50$  km 条件下的数值计算结果开展了对比分析(图16)。结果表明,本文建立的方法可以通过有限的的数据插值获得各个高度下舵轴的热流峰值,从而可以实现沿弹道对机动再入飞行器舵轴热环境开展估算,且具有一定通用性。

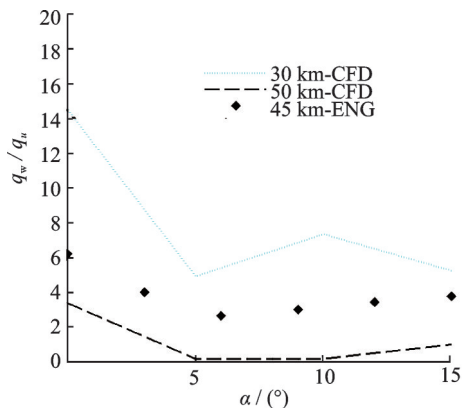


图16 45 km舵轴峰值热流拟合结果与高度包络对比  
Fig.16 Comparison of peak heatflux fitting results and the CFD results at 45 km

## 4 结 论

本文采用数值模拟方法和地面风洞试验方法,针对舵轴热环境开展了影响参数研究,初步得到了高度、迎角、舵偏角对舵轴局部热环境的影响规律,并建立了以高度、马赫数、迎角和舵偏角为参数的舵轴热环境工程关联方法。通过研究,可以得出以下结论:

(1) 试验和计算结果均表明,舵轴表面及其干扰区的峰值热流是非常高的,必须在飞行器设计阶段引起足够的重视。

(2) 对于本文研究的十字布局弹头,大迎角时

由于气流上洗作用,水平舵轴热环境最为恶劣,其次是迎风舵轴,背风舵轴热环境较为缓和。

(3) 通过对不同工况下舵轴附近流场结构及物面载荷的数值计算结果分析,初步获得了舵轴热环境峰值随马赫数、迎角、舵偏角等的变化规律,分析表明,在小迎角条件下,水平舵轴的无量纲热流随舵偏角和马赫数逐渐上升,但在大迎角情况下,马赫数和舵偏对舵轴无量纲热流的影响较小。

(4) 本文初步建立了考虑高度、迎角、马赫数和舵偏角影响效应的舵轴峰值热流插值方法,且与数值计算结果对比表明,该方法在一定范围内可对飞行工况下的舵轴热环境进行预测,且具有一定通用性,可以在工程先期设计中,实现对舵轴热环境沿飞行历程的快速预测。

## 参考文献:

- [1] 李广超,王得强,高太元,等.高超声速翼舵干扰气动特性研究综述[J].飞航导弹,2016(9):21-27.  
LI Guangchao, WANG Deqiang, GAO Taiyuan, et al. A review on aerodynamic characteristics of hypersonic wing-rudder interference[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2016(9): 21-27.
- [2] 李艳丽,李素循.高超声速绕钝舵层流干扰流场特性研究[J].宇航学报,2007,28(6):1472-1477.  
LI Yanli, LI Suxun. Investigation of interactive hypersonic laminar flow over blunt fin[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1472-1477.
- [3] LI Fangyong, YANG Chunxin, ZHANG Xingjuan, et al. Analysis on thermal control approach for a bare shaft of rudder in a hypersonic vehicle[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 137: 487-493.
- [4] 唐晓峰,何振威,常洪振,等.轴承支撑的舵面热模态试验及支撑刚度辨识[J].航空学报,2019,40(6):2226-2231.  
TANG Xiaofeng, HE Zhenwei, CHANG Hongzhen, et al. Thermo-modal test on an axle bearing supported rudder and identification of its supporting stiffness[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(6): 2226-2231.
- [5] 李芳勇,杨春信,张兴娟.高超声速飞行器舵轴热控方案设计[J].战术导弹技术,2018(4):6-12.  
LI Fangyong, YANG Chunxin, ZHANG Xingjuan. Thermal control design on a shaft in the hypersonic vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2018(4): 6-12.
- [6] 张翔,陈方,张胜涛,等.高温效应对全动舵飞行器气动热特性影响[J].科学技术与工程,2015,15(11):131-136.  
ZHANG Xiang, CHEN Fang, ZHANG Shengtao, et al. High temperature effects on aerothermodynamics of hypersonic flight vehicles with all-movable rudder[J].

- Science Technology and Engineering, 2015, 15(11): 131-136.
- [7] 刘成, 叶正寅, 叶坤. 转捩位置对全动舵面热气动弹性的影响[J]. 力学学报, 2017, 49(4): 802-810.  
LIU Cheng, YE Zhengyin, YE Kun. The effect of transition location on aerothermoelasticity of a hypersonic all-movable control surface[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2017, 49(4): 802-810.
- [8] 杨享文, 武洁, 叶坤, 等. 高超声速全动舵面的热气动弹性研究[J]. 力学学报, 2014, 46(4): 626-630.  
YANG Xiangwen, WU Jie, YE Kun, et al. Study on aerothermoelasticity of a hypersonic all-movable control surface[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2014, 46(4): 626-630.
- [9] WINKELMAN S A E. Experimental investigation of a fin protuberance partially immersed in a turbulent boundary layer at mach 5: AD-743903[R]. [S.l.]: [s.n.], 1972.
- [10] TANG G M. Heating characteristics of blunt swept fin-induced shock wave turbulent boundary layer interaction[J]. Acta Mechanica Sinica, 1998, 14(2): 139-146.
- [11] LI Qiang. Experimental investigation on aero-heating of rudder shaft within laminar/turbulent hypersonic boundary layers[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 23(5): 1215-1221.
- [12] 栗继伟, 汪球, 赵伟. 高超声速绕平板直立舵干扰气动热研究[J]. 中北大学学报(自然科学版), 2017, 38(5): 111-115.  
LI Jiwei, WANG Qiu, ZHAO Wei. Investigation on aerodynamic heating characteristics of hypersonic flat plate/cylinder juncture flow[J]. Journal of North University of China, 2017, 38(5): 111-115.
- [13] 李素循, 马继魁, 郭孝国. 大后掠钝舵高超声速干扰特性实验研究[J]. 气体物理, 2016, 1(3): 1-5.  
LI Suxun, MA Jikui, GUO Xiaoguo. Experimental study of hypersonic interaction flow induced by high sweep fin model[J]. Physics of Gases, 2016, 1(3): 1-5.
- [14] 谭杰, 孙晓峰, 刘芙群, 等. 高超声速平板/空气舵热环境数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 153-159.  
TAN Jie, SUN Xiaofeng, LIU Fuqun, et al. Numerical simulation of aerodynamic heating environment of a hypersonic plate/rudder configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 153-159.
- [15] 袁野, 曹占伟, 马伟, 等. 主动引射冷却对空气舵热环境影响的试验研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2021, 384(6): 48-51.  
YUAN Ye, CAO Zhanwei, MA Wei, et al. Experimental research on the influence of the active ejection cooling on the thermal environment of the air[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021, 384(6): 48-51.
- [16] 吴宁宁, 康宏琳, 罗金玲. 高速飞行器翼舵缝激波风洞精细测热试验研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 133-139.  
WU Ningning, KANG Honglin, LUO Jinling. Experimental study on fine thermal measurement of high-speed aircraft wing rudder gap shock wave tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 133-139.
- [17] 刘亮. 壁面温度对几类典型高超声速飞行器热环境影响规律的研究[D]. 绵阳: 西南科技大学, 2020.  
LIU Liang. Study on the influence of wall temperature on thermal environment of several typical hypersonic vehicles[D]. Mianyang: Southwest University of Science and Technology, 2020.
- [18] 周佳. 高超声速飞行器钝舵缝隙气动热环境研究[D]. 绵阳: 西南科技大学, 2017.  
ZHOU Jia. Study of aerodynamic heating environment on blunt-fin gap of hypersonic vehicle[D]. Mianyang: Southwest University of Science and Technology, 2017.
- [19] AUGUST H. Innovative aerodynamic design concepts for advanced RLVs: AIAA-2004-2712 [R]. [S.l.]: AIAA, 2004.
- [20] 彭治雨, 石义雷, 龚红明, 等. 高超声速气动热预测技术及发展趋势[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 325-345.  
PENG Zhiyu, SHI Yilei, GONG Hongming, et al. Hypersonic aeroheating prediction technique and its trend of development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(1): 325-345.
- [21] 赵金山, 张志刚, 石义雷, 等. 高超声速飞行器气动热关联换算方法研究[J]. 力学学报, 2018, 50(5): 1235-1245.  
ZHAO Jinshan, ZHANG Zhigang, SHI Yilei, et al. Research on the conversion method of aeroheating environment of hypersonic vehicle[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2018, 50(5): 1235-1245.
- [22] 傅德熏, 马延文. 计算流体力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [23] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [24] STEGER J L, WARMING R F. Flux vector splitting for the inviscid gasdynamic equations with application to finite difference methods[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 40: 263-293.
- [25] ELEUTERIO F T. Riemann solvers and numerical methods for fluid dynamics[M]. [S.l.]: Springer, 1997: 115-157.
- [26] GODUNOV S K. A difference method for the numeri-



- cal calculation of discontinuous solutions of hydrodynamic equations[J]. *Mat Sb*, 1959, 47: 271-306.
- [27] 黎作武. 近似黎曼解对高超声速气动热计算的影响研究[J]. *力学学报*, 2008, 40(1): 19-25.  
LI Zuowu. Study on the dissipative effect of approximate Riemann solver on hypersonic heatflux simulation [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40(1): 19-25.
- [28] YOON S, JAMESON A. Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes[J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(9): 1025-1036.
- [29] 刘巍, 张理论, 王勇献, 等. 计算空气动力学并行编程基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [30] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [31] 刘景源. SST湍流模型在高超声速绕流中的改进[J]. *航空学报*, 2012, 33(12): 2192-2201.
- LIU Jingyuan. An improved SST turbulence model for hypersonic flows[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(12): 2192-2201.
- [32] 李子亮, 于洋, 刘登丰. 基于SST  $\omega$  的超声速气膜冷却湍流模型温度修正[J]. *载人航天*, 2020, 26(1): 14-18.  
LI Ziliang, YU Yang, LIU Dengfeng. Temperature modification of supersonic film cooling turbulence model based on SST  $\omega$  [J]. *Manned Spaceflight*, 2020, 26(1): 14-18.
- [33] 郑秋亚, 陈芳, 吕梦迪, 等. 两种湍流模型在跨声速绕流中的比较分析[J]. *郑州大学学报*, 2019, 51(1): 84-88.  
ZHENG Qiuya, CHEN Fang, LYU Mengdi, et al. Comparison and analysis of two turbulence models in transonic flow[J]. *Journal of Zhengzhou University*, 2019, 51(1): 84-88.

(编辑:夏道家)