文章编号：1000-8055(2024)06-20210698-12 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210698

氮化铝陶瓷燃气舵仿真与试验

白澔炯[1]，石仲仑[2]，薛海峰[3]，蔡红明[1]

（1. 南京航空航天大学 航天学院，南京 211106；
2. 山东科技大学 电气与自动化工程学院，山东 青岛 266590；
3. 南京理工大学 机械工程学院，南京 210094）

摘　　要： 针对弹箭燃气舵轻量化问题，设计了基于高热导率氮化铝（AlN）陶瓷材料的新型燃气舵。为考察其可行性，建立了基于流固热耦合的非定常数值模拟方法，研究了氮化铝陶瓷燃气舵在不同舵偏角下的工作过程，并基于高温下陶瓷强度预测模型分析了燃气舵的抗热震能力。加工了氮化铝陶瓷燃气舵，开展了固体火箭发动机地面静态射流试验，并通过扫描电镜分析了试验结果。研究结果表明：数值仿真与试验结果基本一致，验证了数值模拟方法的有效性；对燃烧室总温为 2 284 K 的固体火箭发动机，氮化铝陶瓷燃气舵可承受其燃气 1 s 内造成的最大机械冲击和热冲击；氮化铝陶瓷由于较高的热导率（理论达 320 W/(m·K)），有远优于常规结构陶瓷的抗热震性能，是一种良好的小型燃气舵选材。

关 键 词： 氮化铝陶瓷；燃气舵；热耦合；热冲击；固体火箭

中图分类号： V433.9　　**文献标志码：** A

Numerical simulation and test of AlN ceramic jet vane

BAI Haotong[1]，SHI Zhonglun[2]，XUE Haifeng[3]，CAI Hongming[1]

（1. College of Astronautics，
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China；
2. College of Electrical Engineering and Automation，
Shandong University of science and technology，Qingdao Shandong 266590，China；
3. School of Mechanical Engineering，
Nanjing University of Science and Technology，Nanjing 210094，China）

Abstract: To solve the lightweight problem of rocket jet vanes, a new jet vane based on high thermal conductivity aluminum nitride (AlN) ceramic was designed. In order to investigate its feasibility, the unsteady numerical simulation method based on fluid-solid thermal coupling was established to research the working process of aluminum nitride ceramics jet vanes under different angles, and their thermal shock resistance was analyzed based on the ceramic strength prediction model in high temperature environment. AlN ceramic jet vanes were processed for the ground static jet test of solid rocket motor at different angles, and the test results were analyzed by SEM. The research showed that, the numerical simulation results were basically consistent with the test results, which verified the effectiveness of the numerical simulation method. For the solid rocket motor with the total temperature of 2 284 K, AlN ceramic jet vanes can withstand the maximum mechanical shock and thermal shock caused by the engine gas in 1s. AlN ceramic had much better high thermal conductivity (320 $W\cdot m^{-1}\cdot K^{-1}$ theoretical) and thermal shock resistance than other structural ceramics. AlN ceramic is a good alternative material for small jet vane.

收稿日期： 2021-12-09

作者简介： 白澔炯(2001—)，男，博士生，研究领域为固体火箭发动机与 CFD 仿真。E-mail: Baiht0201@nuaa.edu.cn

引用格式： 白澔炯, 石仲仑, 薛海峰, 等. 氮化铝陶瓷燃气舵仿真与试验[J]. 航空动力学报, 2024, 39(6): 20210698. BAI Haotong, SHI Zhonglun, XUE Haifeng, et al. Numerical simulation and test of AlN ceramic jet vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(6): 20210698.

Keywords: AlN ceramic；jet vane；thermal coupling；thermal shock；solid rocket

燃气舵通过舵面偏转火箭发动机尾流产生致偏力，能实现空气舵舵效不足情况下火箭、导弹的快速转弯和姿态调整。其控制机构结构紧凑、响应速度快、已经广泛应用于各类导弹、火箭弹中[1-2]。燃气舵在工作中面临火箭发动机尾流高温超声速燃气的直接冲刷，工作环境极为恶劣，因此要求燃气舵材料必须有极高的抗烧蚀、耐高温性能，目前多采用钨渗铜[3]，或其他钨-钼合金等以钨为基的合金材料。上述材料密度大，增大了弹箭的消极质量，尤其是对一些垂发、斜发制导火箭而言，仅需发射初始期短时间内的推力矢量控制，全弹道大部分时间燃气舵无需工作。因此，在短时间内拥有良好抗烧蚀和耐高温性能的前提下，轻量化将成为中小口径弹箭系统燃气舵发展的一个重要方向[4]。

作为轻量化材料的选择，国内外学者对碳纤维增强复合材料燃气舵进行了大量数值计算与试验研究。董晓芳[5]采取数值计算的方法，对 C/C 燃气舵进行了三维外流仿真与传热分析；Chen 等[6]对 C/C 复合材料制成的楔形块进行了相关仿真研究，并进行固体火箭发动机燃气射流烧蚀试验；Bansard 等[7]对碳/酚醛复合材料进行了含液态铝高温气流下的烧蚀试验；薛海峰等[8-9]考虑了碳/酚醛燃气舵的热解效应，采用流固热耦合的计算方式，对不同舵偏角的二维燃气舵进行了热化学烧蚀过程的数值仿真，并通过发动机射流烧蚀试验进行验证。上述研究表明，在燃气舵轻量化的研究方向中，碳纤维增强复合材料是一种良好的选材。

然而，碳纤维复合材料受限于加工方式和热解效应的工作方式，难以制成更小厚度和小特征尺寸的燃气舵，且无法满足工作时间。对于更小口径弹箭的燃气舵，碳纤维增强复合材料的应用十分受限。

在燃气舵材料选择初期，采用含铝的端羟基聚丁二烯推进剂对氧化铝、氧化锆、等大量陶瓷材料进行了火箭发动机射流烧蚀试验[10]，最终因无法承受发动机燃气的热冲击，否定了单一陶瓷材料作为燃气舵的可行性，单一陶瓷材料燃气舵的研究也鲜见文章。而近年来，为满足航空航天、电子等领域的材料需求，陶瓷材料发展迅速。如具有高热导率（理论可达 320 W/(m·K)）的氮化铝陶瓷基板，可满足高性能第 5 代战斗机光电、雷达等系统对电子器件导热性能的要求[11]；超高温陶瓷材料如 ZrB_2、HfB_2、ZrC、HfN 等，熔点均在 3 000 ℃ 以上[12]，是高超声速飞行器的理想热防护材料。一方面陶瓷材料相对燃气舵研究初期有了巨大发展，在性能提升的前提下加工成本降低；另一方面小口径火箭弹的发动机尾流相对舰载导弹、空空导弹等大推力，高机动导弹发动机尾流的温度较低、动压较小，对燃气舵材料的要求相对较低。在这样的条件下有必要重新考察以单一的陶瓷作为燃气舵的可行性。

因此，综合考虑当前陶瓷材料的加工成本和耐温、抗热震特性，本文研究了具有高热导率特征的氮化铝陶瓷燃气舵。采用基于三维 Navier-Stokes（N-S）方程流热耦合的非定常数值计算方法，分析陶瓷燃气舵的受机械冲击和升温热冲击过程。基于高温环境下陶瓷材料弹性模量、材料强度的预测模型，仿真分析氮化铝陶瓷燃气舵的抗热震性能。并结合固体火箭发动机射流试验，综合考察氮化铝陶瓷燃气舵抵抗气动载荷及热载荷的能力，探讨其作为燃气舵材料的可行性，并通过与氧化铝陶瓷燃气舵的对比研究，说明高热导率对陶瓷燃气舵的抗热震破坏具有关键性作用。

1 数值计算模型与计算方法

1.1 物理模型和简化

为模拟氮化铝陶瓷燃气舵在发动机尾流场中的工作环境，建立了如图 1 所示的发动机尾喷管模型及燃气舵模型。尾喷管由收敛段、喷喉、扩张段组成，燃气舵由舵体、耳片与护板组成。

研究主要考虑气动载荷及热载荷下燃气舵的应力大小，根据实际计算经验，简化燃气舵与耳片连接位置的倒角后，容易出现接缝处应力集中的非物理情况。因此在进行传热、结构力学计算

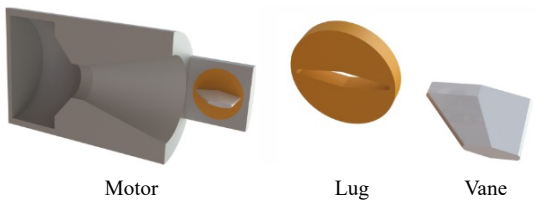


图 1 三维计算模型示意图

Fig. 1 3D computational model diagram

时，仅考虑如图 1 的燃气舵舵体的受力。

如图 1 所示，在结构计算中燃气舵与耳片采取分离式结构，耳片应用酚醛、环氧树脂材料，其弹性模量较低，为舵片根部提供弹性反支力，在固定燃气舵舵片的同时允许其发生微小的位移或膨胀。更大程度的模拟燃气舵真实受力，降低舵片根部与耳片接缝处应力集中对计算的影响。

图 2 为本文设计的燃气舵，设计方法根据文献 [13] 确定。图 2 中坐标系为燃气舵舵面当地坐标系，原点位于舵面根部前缘处，y 轴正方向指向燃气流动方向，z 轴正方向指向舵梢。取 xoy 平面为截面，图 3 为燃气舵舵面分区及相关术语示意，α 为舵面相对来流的偏角（舵偏角）。舵面展长为 10 mm，根弦长为 16 mm，稍弦长为 8 mm，相对厚度为 0.25，舵面前缘厚度为 1 mm。

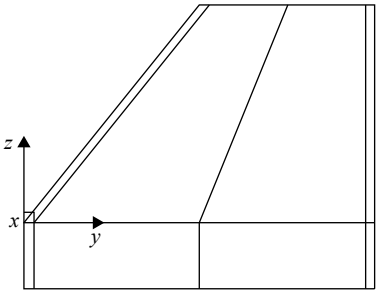


图 2　燃气舵坐标系图

Fig. 2　Jet vane coordinate system diagram

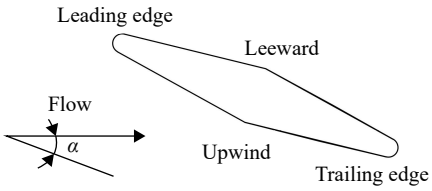


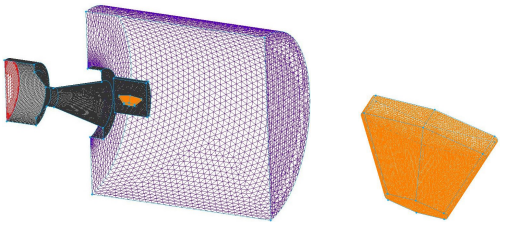
图 3　燃气舵舵面分区及相关术语

Fig. 3　Partition and terminology of jet vane

1.2　网格划分及边界条件

1.2.1　网格划分

图 4 为非定常数值模拟所采用的计算网格。流体域网格采用 Voxel 体素网格，网格量为 230 万；固体域传热网格采用 delaunay 三角剖分网格，网格量为 17 万。为了保证计算精度，应用 T-Rex 技术对发动机喷管壁面、燃气舵表面处网格进行了各向异性加密。固体域结构力学计算网格与燃气舵固体域传热网格划分方式相同，网格量为 17 万。网格量通过无关性验证。



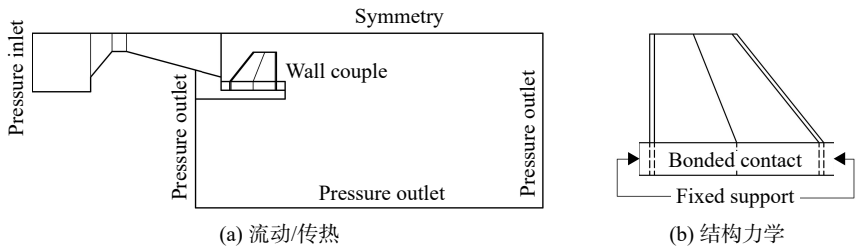
(a) 流体网格　　(b) 传热/结构网格

图 4　计算网格图

Fig. 4　Computational grid diagram

1.2.2　边界条件

图 5 为非定常数值计算采用的边界条件。图 5(a) 为流热耦合计算边界条件设置，发动机燃烧室底端为压力入口，总压为 5 MPa，总温为 2 284 K，燃气数据仿真了文献 [14] 中推进剂参数。外流体域为压力出口边界，出口压强为 101 325 Pa。舵面与流场接触部分（图 2 中 xoy 平面以上部分）为热耦合壁面；图 2 中 xoy 平面以下部分假设以固定的热交换系数（传热系数为 5）与外界发生热交换。图 5(b) 为结构静力学计算边界条件设置，舵面与耳片的接触部分采用绑定边界条件，面与面之间不发生法向或切向运动；耳片侧面采用全约束条件。



(a) 流动/传热　　(b) 结构力学

图 5　计算边界条件设置

Fig. 5　Calculation boundary conditions setting diagram

1.3　计算方法

1.3.1　计算基本假设

本文研究基于以下假设：

1）不考虑燃气中凝聚相颗粒，假设燃气为单一组分的可压缩理想气体；

2）不考虑化学反应和辐射等各类热损失；

3）不考虑燃气舵因气动力导致的机械剥蚀；

4）忽略重力等体积功、体积力影响；

5）陶瓷和耳片之间不发生相对位移，两材料是连续的、均匀的、各向同性的；

6）不考虑陶瓷蠕变、超塑性机制。

1.3.2 控制方程与求解技术

对于流场和流固耦合传热的数值模拟，流场部分控制方程为非定常三维 N-S 方程，并采用理想气体状态方程与热量状态方程封闭方程组，其中 t 为时间变量。

$$\frac{\partial \boldsymbol{U}}{\partial t}=-\frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x}-\frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial y}-\frac{\partial \boldsymbol{H}}{\partial z} \tag{1}$$

热传导方程为不考虑内部热源的三维 Fourier 方程

$$\rho c\frac{\partial T}{\partial t}=\frac{\partial}{\partial x}\left(k\frac{\partial T}{\partial x}\right)+\frac{\partial}{\partial y}\left(k\frac{\partial T}{\partial y}\right)+\frac{\partial}{\partial z}\left(k\frac{\partial T}{\partial z}\right) \tag{2}$$

上述公式中，c 为比热容（J/(kg·K)），其余符号定义见文献 [15]。

在选择湍流模型时，考虑到从理论上 SST（shear stress transfer）模型兼具 k-ε 模型对远场参数不敏感和 k-ω 模型对物面不敏感的优点[16]，湍流模型采用 SST 模型求解。求解方法为压力基耦合隐式方法。动力黏度 μ 按照 Sutherland 公式计算。

对于结构力学分析，热应力通过三维弹性力学方程求解：

$$\boldsymbol{\sigma}=\boldsymbol{D}\cdot\boldsymbol{\varepsilon} \tag{3}$$

式中为 $\boldsymbol{\sigma}$ 应力矩阵；$\boldsymbol{D}$ 为弹性矩阵；$\boldsymbol{\varepsilon}$ 为应变矩阵。

1.3.3 求解策略

根据传热过程和结构相应过程的特征时间简化计算，将本研究的数值计算内容分为以下两个求解过程，分别采用不同的求解策略。

1）气动冲击载荷-结构力学求解

忽略燃气与舵面之间的热交换，模拟发动机建压后高压燃气经喷管加速冲击舵面的瞬态过程。取该过程舵面受力最大时刻的舵表压强，进行结构静力学求解，考察舵面抗气动冲击载荷的能力。

在进行非定常流动求解时，为准确捕捉尾流对舵面的冲击过程，时间步长设置为 10^{-6} s，单步长内迭代次数为 20 次。

2）传热-结构力学求解

该过程重点考虑发动机尾流冲击过程中舵体瞬态温度场，分析发动机在时间 t=1 s 的工作过程中燃气舵所受热应力。

陶瓷是脆性材料，在断裂前仅发生很小的弹性形变，因此忽略结构形变对周围流场和传热过程的影响，耦合计算流动过程和传热过程，将所得不同时刻的舵体内部温度场导入结构力学求解模块，作为其初值条件计算燃气舵结构的热应力。该求解策略称准定常单向耦合策略，可以考察不发生热颤振时的舵面结构强度[16]。

在进行非定常流动/传热耦合求解时，为准确捕捉舵体内部升温过程，将计算时间步长设置为 10^{-4} s，单步长内迭代次数为 20 次。

1.4 材料参数

在高温下陶瓷材料的温度相关性参数发生不可忽略的变化，影响对流固之间传热过程、固体结构力学的求解和对材料强度的评价。因此在计算时，对氮化铝、氧化铝陶瓷材料采用如表 1 所示的温度相关性参数。

表 1 计算用陶瓷材料参数

Table 1 Parameters of ceramic materials for calculation

材料参数	高导热氮化铝 AlN	高纯氧化铝 Al2O3
E/GPa	$E=E_0-BT'\mathrm{e}^{-(T_\mathrm{m}-273.15\,\mathrm{K})/T'}+B_1[T'-B_2(T_\mathrm{m}-273.15\,\mathrm{K})+\lvert T'-B_2(T_\mathrm{m}-273.15\,\mathrm{K})\rvert]\mathrm{e}^{-(T_\mathrm{m}-273.15\,\mathrm{K})/T'}$	
ρ/(g/cm^3)	3.26	3.98
ν, B, B_1, B_2	0.23, 2.05, 0.975, 0.012 9	0.22, 2.144 1, 0.927 8, 0.035 2
E_0/GPa	314	400.3
T_m/K	2 785（升华分解）	2 323
k/(W/(m·K))	$6.812\times10^{-5}T^2-2.446T+386.22$	27.5−0.028 9T（298～1 200 K） 1.5（1 200～2 327 K）
c_p/(J/(kg·K)) （A_1、A_2、A_3）	$A_1+A_2\times10^{-3}T+A_3\times10^{-5}T^{-2}$ （787.00, 553.32, −192.78）（298～600 K） （1 224.78, 28.585, −635.46）（600～1 000 K） （1 222.95, 9.49, −424.32）（1 000～2 000 K）	$A_1+A_2\times10^{-3}T+A_3\times10^{-5}T^{-2}$ （1 018.15, 257.52, 285.20）（298～800 K） （1 181.53, 97.18, −474.22）（800～2 327 K）
α_1/10^{-6} K^{-1}	1.68ln T − 6.323 9	1.93ln T − 5.316 7

表 1 中，E 为材料不同摄氏温度 T' 下的弹性模量，采用了 Li 等[17] 对高温陶瓷建立的预测公式；E_0 为 273.15 K 时的弹性模量；B、B_1、B_2 为拟合参数，拟合参考数据来源文献 [18-19]；ρ 为材料密度，ν 为材料泊松比，T_m 为熔化温度（氮化铝在常压下不发生熔化，升华分解），k 为材料导热系数，c_p 为比定压热容，α_1 为线膨胀系数，拟合参考数据来源文献 [19-21]。氧化铝的热导率在 1 200 K 以上缺少试验数据，计算假设在 1 200 K 以上不发生变化。比热容函数通过 UDF（user define functions）实现定义，弹性模量函数由分段线性插值函数拟合后定义于结构力学求解模块。

1.5　陶瓷材料失效判据

目前，在陶瓷材料抗热冲击性能研究方面已经形成了许多评价理论和模型。其中热冲击断裂理论受广大学者所接受，该理论认为研究对象是理想的脆性材料，没有微孔洞和微裂纹，而当微裂纹出现时材料就会立即破坏[22]。本研究采用此理论作为材料失效判据，认为当陶瓷的最大热应力 σ_H 达到材料当下温度对应的强度 σ_{th} 时，材料失效，即：

$$\sigma_H > \sigma_{th} \tag{4}$$

显然对于陶瓷材料，其材料强度为抗拉强度。对于高温下陶瓷的材料强度根据 Li 等[23] 的预测模型进行计算，两种材料强度参数具体如表 2。

表 2　陶瓷材料温度性强度参数

Table 2　Temperature-dependent strength parameters of ceramic materials

材料参数	高导热氮化铝	高纯氧化铝
σ_{th}/MPa	$\sigma_{th}=\sigma_{th}^0\left\{\frac{E(T')}{E_0}\left[1-\frac{\int_0^{T'}c_p(T)\mathrm{d}T}{\int_0^{T_m}c_p(T)\mathrm{d}T}\right]\right\}^{1/2}$	
σ_{th}^0/MPa	350	350

氮化铝的抗拉材料强度目前缺少试验数据，但已知氮化铝材料的机械性能较氧化铝材料更优，将氮化铝材料的抗拉强度在计算时取下限，假设强度与氧化铝相等，为 350 MPa[18]。

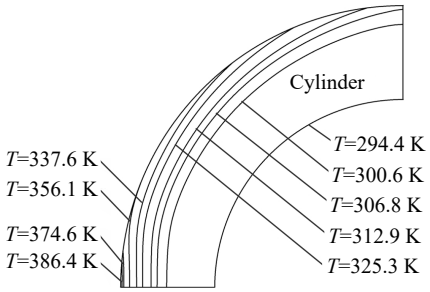
气动冲击载荷计算中，陶瓷材料采用类似的失效判据。当燃气冲击燃气舵时产生的最大机械应力 σ_{max} 超过陶瓷材料强度 σ_{th}^0 时，材料失效。即：

$$\sigma_{max} > \sigma_{th}^0 \tag{5}$$

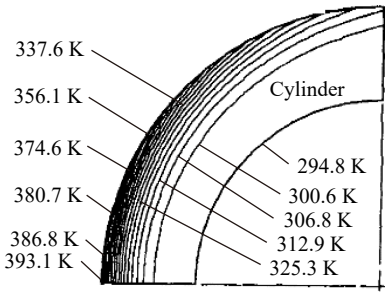
1.6　仿真验证

对于上述流热耦合计算的数值计算方法，采用了经典高焓高超声速气流绕二维不锈钢圆管的流动和气动加热问题[24] 进行验证。计算网格及参数与文献 [25] 相同。

将计算结果与文献 [24-25] 进行对比。2 s 时，圆管驻点温度为 386.40 K，较文献 [24] 的试验结果 388.72 K 偏低 2.32 K，温度增量相对误差 2.50%；全流场的最高温度为 2 265.53 K，较文献 [24] 的 2 166.67 K（3 900 R）高 98.86 K，相对误差 4.56%。如图 6 所示，固体被传热 2 s 后温度场分布与文献 [25] 吻合良好。



(a) 本文计算结果



(b) 文献 [24] 计算结果

图 6　圆管温度云图对比

Fig. 6　Comparison of temperature contour of cylinder

由比对结果可知，该计算方法对超声速流动流固传热计算有较好的精度。

2　计算结果分析

2.1　气动冲击载荷-结构力学求解

该过程模拟发动机建压后燃气冲击舵表的瞬态过程，得到如图 7 所示的舵表受力曲线。在计算开始后，发动机燃烧室中高温高压气体经喷管加速冲击燃气舵，舵表受力迅速上升。0°偏角时，舵表所受合力在 3.4×10^{-5} s 时达到峰值 12.94 N；20°偏角时，舵表所受合力在 3.6×10^{-5} s 时达到峰值 52.64 N。两种舵偏角下力曲线相似，均在 3×10^{-4} s 后曲线趋于稳定。由于 20°舵偏角时舵面压

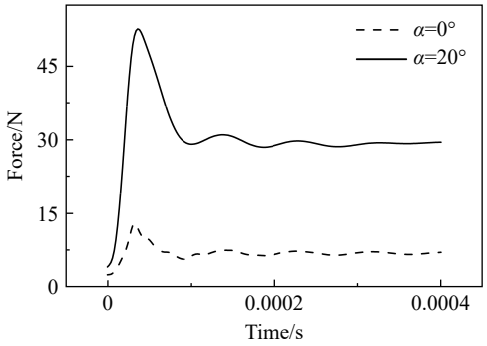


图 7　燃气舵表面受力曲线

Fig. 7　Surface force curve of jet vane

力中心相对喷口位置较 0°时更远，力曲线峰值点略微滞后。

如图 8 所示，由于舵前脱体激波的压缩作用，燃气舵前缘出现较大的静压值；在 20°偏角下，迎风面处大面积出现 1 MPa 以上的高压区，考验了材料的结构强度。

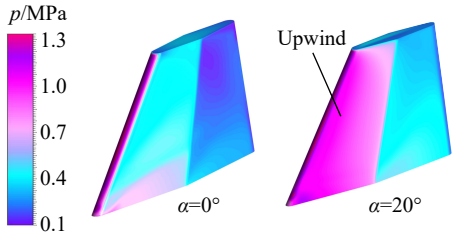


图 8　受力峰值点处压强云图

Fig. 8　Pressure contours at peak stress point

将受力峰值点时舵表压强导入静力学求解器，得到表 3 数据。

由表 3 可知，气动冲击载荷造成的机械应力远小于两种材料的强度，两种材料均能承受气动冲击过程。

2.2　气动传热-结构力学求解

在流场启动 10^{-3} s 后，流场流动情况已经稳定，如图 9 所示。此时将耦合面的热条件由绝热

表 3　受力峰值点处的静力学求解数据

Table 3　Static solution data at peak stress point

材料	偏角/(°)	最大主应力/MPa	最大位移/μm	安全系数
AlN	0	4.813	1.271	83.108
	20	34.687	25.62	11.532
Al_2O_3	0	4.952	1.262	70.679
	20	35.103	24.81	8.468

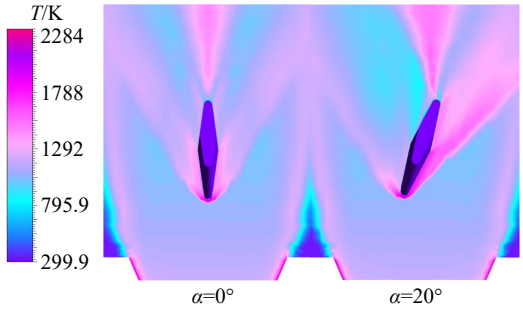


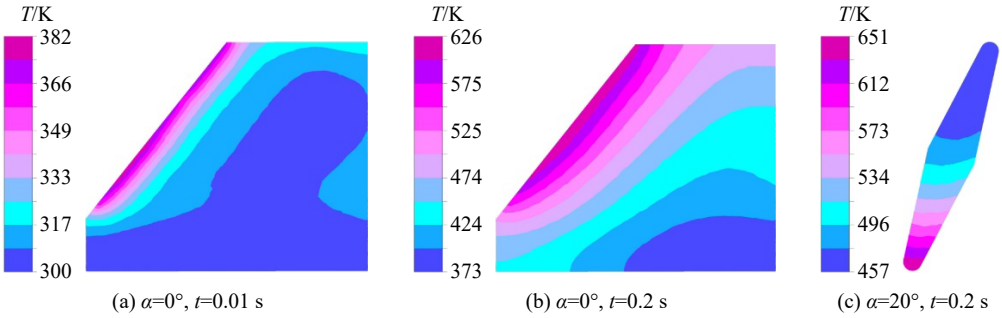
图 9　t=0.001 s 时刻流场温度云图

Fig. 9　Temperature contour of flow at t=0.001 s

壁面设置为热耦合壁面，将舵基连接部分绝热壁面设置为传热壁面开始计算传热过程。

2.2.1　0.2 s 内两种陶瓷燃气舵温度场分析

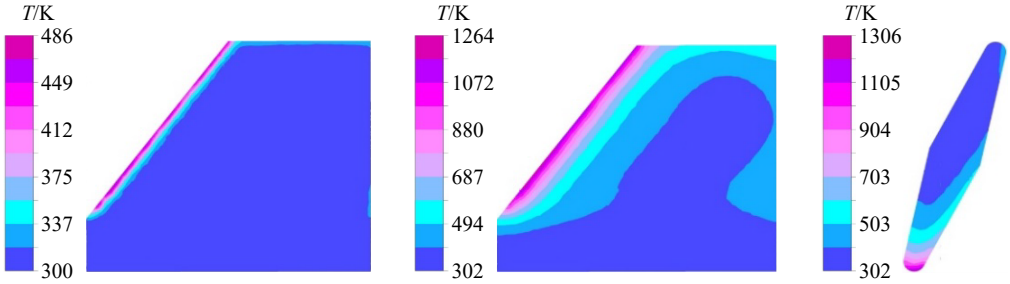
在传热启动后，燃气舵周围高温燃气迅速向燃气舵内部传热。其中燃气舵前缘受热最为严重。如图 10～图 11 为 0°舵偏角下两种陶瓷燃气舵 *yoz* 剖面温度场云图，温度由前缘向舵基后缘逐渐降低。0.01 s 时，两种燃气舵等温线均集中在前缘，但由于受热时间短，前缘等温线虽然密集，但等温线之间温差较小。在 0.01～0.05 s 内等温线逐渐向燃气舵后缘扩散，等温线之间温差逐渐扩大。0.05～0.2 s 内燃气舵内部等温线分布趋于稳定，如图 10(b)、图 11(b)。由于两种陶瓷升温后热导率均下降，导热量在前缘高温处堆积，等温线分布更为密集，这种现象在氧化铝陶瓷中更为明显。在 20°舵偏角下该剖面的云图与 0°时相似。



(a) α=0°, t=0.01 s　(b) α=0°, t=0.2 s　(c) α=20°, t=0.2 s

图 10　氮化铝燃气舵陶瓷各剖面温度场云图

Fig. 10　Temperature of AlN ceramic jet vanes in different sections



(a) α=0°, t=0.01 s　(b) α=0°, t=0.2 s　(c) α=20°, t=0.2 s

图 11　氧化铝燃气舵陶瓷各剖面温度场云图

Fig. 11　Temperature of Al_2O_3 ceramic jet vanes in different sections

在燃气舵 1/2 展长处作剖面，温度场云图如图 10(c)所示。当燃气舵具有舵偏角后，温度场分布发生改变，但温度梯度方向始终与来流方向一致，梯度大小无明显变化。氧化铝陶瓷该剖面云图特征与此相同，但等温线在前缘处更加集中。

同时，氮化铝陶瓷有更大的热扩散率，在受热后更快地将热量传递给低温区域，其前缘及迎风面相对氧化铝陶瓷温度更低，后缘及背风面温度更高。如图 12 所示，在 20°舵偏角下，氧化铝陶瓷燃气舵迎风面、背风面温度分布曲线已经严重不对称，而氮化铝陶瓷舵面两侧温度相差极小，曲线也十分平缓。

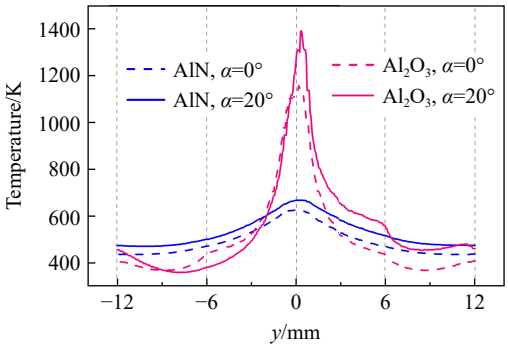
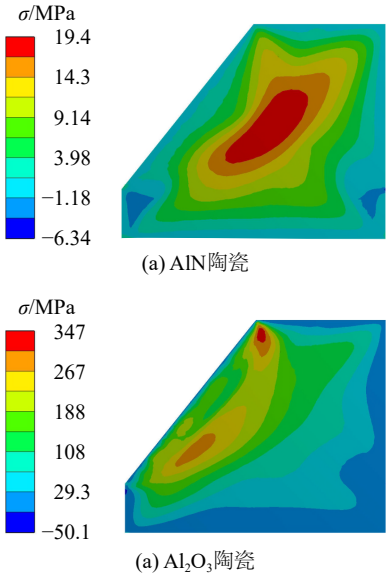


图 12　t = 0.2 s 时刻 1/2 展长处燃气舵表面温度曲线

Fig. 12　Surface temperature curve at 1/2 span of jet vanes at t = 0.2 s

2.2.2　0.2 s 内两种陶瓷燃气舵热应力分析

在传热过程开始后约 0.05 s 内，0°偏角的燃气舵热应力的最大主应力首先集中在前缘位置，随着热量逐渐向内部传递，应力集中区域向燃气舵几何中心移动；20°偏角的燃气舵热应力首先出现在前缘靠近背风面的区域，随后开始向中心移动。这个移动过程氮化铝陶瓷较为显著，氧化铝陶瓷移动幅度较小。0.05 s 后燃气舵热应力云图分布无显著变化，如图 13 所示，为 0.2 s 时刻 0°偏角下燃气舵最大主应力云图。氮化铝陶瓷应力主要集中在几何中心位置，而氧化铝陶瓷应力集中在前缘近舵梢和近舵基两处。与温度云图类似的，在 20°舵偏角下该剖面云图与 0°时无显著差异。



(a) AlN陶瓷

(a) Al_2O_3陶瓷

图 13　t = 0.2 s 时刻燃气舵 yoz 平面最大主应力云图

Fig. 13　Maximum principal stress contours in yoz section of jet vanes at t = 0.2 s

在计算时，假定了耳片为酚醛材料，对燃气舵进行约束并共同求解。由主应力云图显示，该约束条件对 0～0.2 s 内热应力的计算几乎不产生影响，本文采取的简化物理模型是有效的。

图 14 为两种偏角下燃气舵热应力的最大主应力 σ_H 和材料强度 σ_{th} 曲线。初始时刻两陶瓷材料的热应力均呈上升趋势，氮化铝燃气舵在 0.05 s 后稳定在 20 MPa 左右，具有偏角时热应力略高。氧化铝燃气舵热应力始终呈上升趋势，0.15 s 后超过了 300 MPa；20°舵偏角下，热应力在 0.15 s 后加速上升，这是由于有舵偏角时前缘及迎风面受热更严重，燃气从前缘向整个舵体传热变为从迎风面向背风面传热，受热面积增大，传

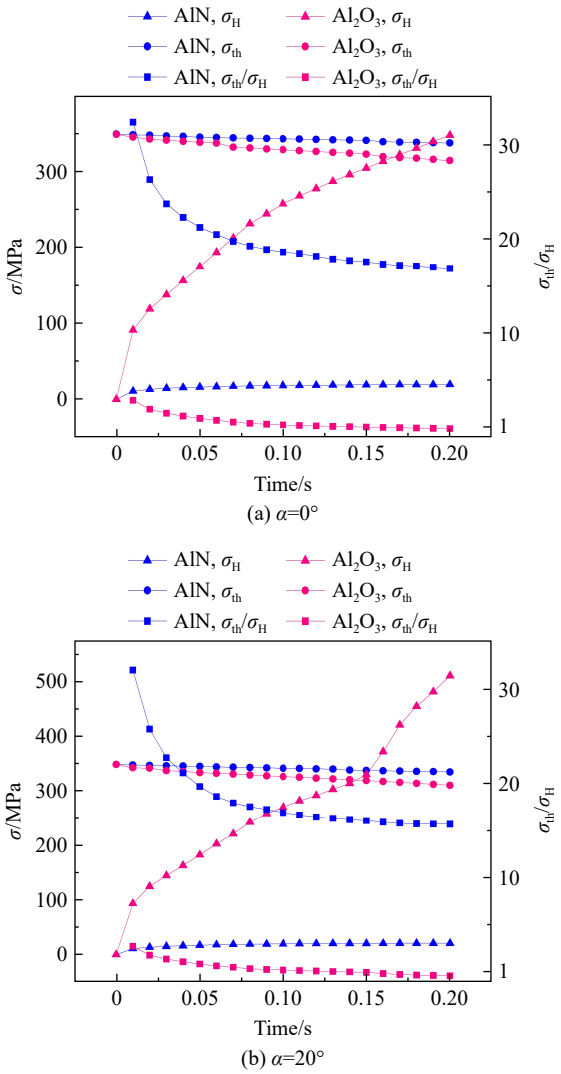


图 14 0.2 s 内燃气舵最大主应力及材料强度曲线

Fig. 14 Maximum principal stress and material strength curve of jet vanes in 0.2 s

热距离减小，热量在迎风面近前缘处堆积更为严重。同时，当舵片温度上升后，致密氧化铝热导率快速下降，热量在前缘进一步堆积，造成更大的温度梯度，产生了巨大的热应力。这也是大多数陶瓷材料受热冲击断裂的原因。

燃气舵在流动稳定后机械应力基本不变，分布规律与文中第 2.1 节计算结果一致。由于机械应力相对较小，分布位置与热应力不同，对材料热冲击断裂失效的判断几乎不产生影响，此处不作分析。

通过比对热应力云图与温度云图，将应力集中区域的最高温度值作为 σ_{th} 计算参数。两材料强度均随温度上升而下降。比较 σ_H 与 σ_{th}，氮化铝陶瓷材料强度始终高于热应力，材料十分安全。而氧化铝陶瓷在 0.17 s(0°偏角)、0.15 s(20°偏角)时热应力已经高于应力集中区域处材料强度，材料发生断裂失效，因此图 13 中所示的氧化铝陶瓷实际上已经发生断裂。

2.2.3 氮化铝陶瓷抗热冲击机理

根据 0～0.2 s 内两种材料的对比计算，氮化铝陶瓷表现出了极为良好的抗冲击性能。氧化铝陶瓷虽然能够抵抗发动机燃气的机械冲击，但受升温热冲击被迅速损毁，这与文献 [12] 的试验结果是一致的。根据热冲击断裂理论，考虑陶瓷材料的第二热应力断裂抵抗因子 R'：

$$R' = \frac{\sigma_{th}(1-\nu)k}{E\alpha} \tag{6}$$

式中各参数定义与前文相同，第二热应力断裂抵抗因子综合考虑了陶瓷材料对温度梯度的承受能力(即热应力第一抵抗因子)和材料本身导热能力。抗热震性较好的陶瓷材料有更低的弹性模量、线膨胀率、泊松比和更高的材料强度及热导率。对于本文计算的氮化铝陶瓷，常温下 $R' = 8.43 \times 10^4$ W/m；对于氧化铝陶瓷，常温下 $R' = 3.30 \times 10^3$ W/m。

文献 [12] 中试验采用的氧化物、硼化物陶瓷，热导率与氮化铝陶瓷均相差甚远，其余参数均是相似的。显然，对氮化铝陶瓷而言，极高的热导率是其区别于其他单组分陶瓷材料的显著优势。不仅能抵抗发动机燃气带来的升温热冲击，还能一定程度上减小由舵面偏转后外流温差的影响。这一特征将在文中第 2.2.4 节作进一步讨论。

2.2.4 受热 1 s 内氮化铝陶瓷燃气舵分析

绘制 1 s 内氮化铝陶瓷燃气舵应力应变曲线如图 15 所示，其中热应变具有各向同性，图中取

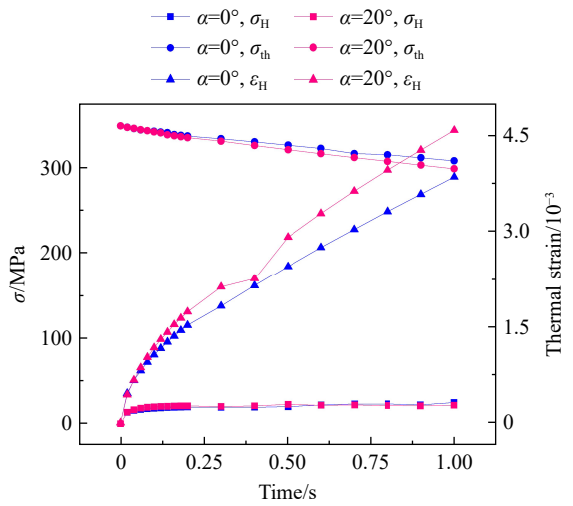


图 15 1 s 内燃气舵最大主应力、热应变及材料强度曲线

Fig. 15 Maximum principal stress, thermal strain and material strength curve of jet vanes in 1 s

x 方向。在 0.2～0.8 s 内最大主应力、热应变及材料强度曲线与 0.05～0.2 s 内相应曲线有相同的变化规律。在具有 20°舵偏角时，燃气舵承受稍大的热应力与热应变，有较小的材料强度，但其的安全系数仍然很高。根据曲线的变化趋势，氮化铝陶瓷燃气舵在 1 s 后仍然具有正常工作的能力。

高热导率的氮化铝陶瓷除了能抵抗工作初期的升温热冲击，还对外流温差造成不均匀受热有很好的承受能力。当超音速来流冲击有偏角的舵面时，舵面前缘形成的脱体激波关于舵面发生偏转，迎风面一侧斜激波波角更大，有更强的压缩作用，高温区向迎风面移动，迎风面温度整体高于背风面。这样的温差造成燃气舵受热不均，同样产生内部的温度梯度。氮化铝陶瓷能快速的将前缘及迎风面的热量传递至背风面。如图 16 所示，在 20°这样的极限偏角下，燃气舵两侧温度仍然具有很高的对称性，这表明了氮化铝陶瓷燃气舵在大舵偏角下仍然具有长时间受热的能力。

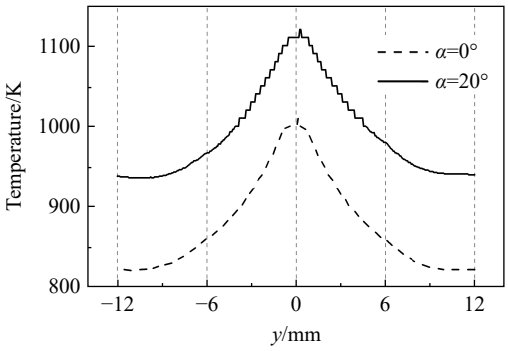


图 16　t = 1 s 时刻燃气舵 1/2 展长处温度曲线

Fig. 16　Surface temperature curve at 1/2 span of jet vanes at t = 1 s

图 17 为 20°偏角下，1 s 时刻总位移量云图，燃气舵的形变表现为膨胀和向背风面方向的弯曲。总位移量 Δ 的最大值 Δ_{max} 为 52.4 μm，这也代表了两种工况下 1 s 内总位移量的最大值，仅略高于机加工陶瓷材料的精度。因此氮化铝陶瓷材料燃气舵的热弹性问题小，相比烧蚀材料燃气舵具有更高的控制精度。

另外，在进行结构力学求解时，两种偏角下的氮化铝陶瓷燃气舵在 0.5 s 后最大主应力都在舵基处产生了非物理的应力集中。这是燃气舵长时间受热后，舵基在内部温度梯度与其不规则形状的共同作用下，发生了不均匀热膨胀，而与耳片间的绑定面边界条件约束了舵基的形变，于是在连接部位发生应力集中。这对舵体内部热应力的

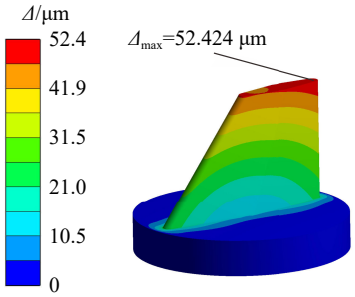


图 17　t = 1 s 时刻燃气舵位移量云图

Fig. 17　Deformation of jet vane at t = 1 s

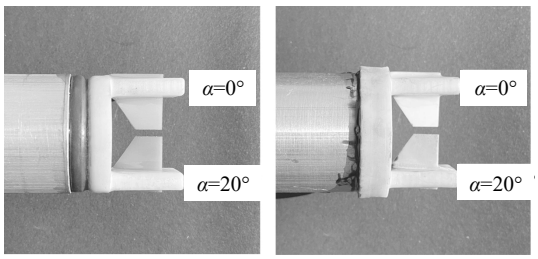
统计造成了一定的误差，因此在图 15 中，应力曲线发生了一定的波动，但幅度较小，均未超过 2 MPa，这远小于刚性约束条件带来的误差。

3　试验研究

3.1　氮化铝、氧化铝陶瓷燃气舵制备

将氮化铝陶瓷与氧化铝陶瓷基板激光切割制成燃气舵进行实际测试。由于文中第 1.1 节计算模型中燃气舵相对厚度留有设计余量，且根据计算结果，燃气舵的主要受热位置集中在前缘。因此试验用燃气舵保证了前缘厚度、后掠角、展长、根梢长与计算模型完全一致。但采用平板翼型，相对厚度为 0.083，较计算模型下降了 66.7%。

图 18 为测试用陶瓷燃气舵摄影图像。护板由光敏树脂打印制成，经验证可在 1 s 内对燃气舵提供良好约束。



(a) AlN陶瓷　　(b) Al_2O_3陶瓷

图 18　试验用陶瓷燃气舵图像

Fig. 18　Photograph of ceramics jet vanes for test

3.2　试验用陶瓷材料参数

陶瓷材料各项参数受工艺影响大，通常低于理论值。本试验采用的两种材料较仿真计算中材料的机械性能参数均有下降，常温下各参数具体如表 4。

3.3　试验环境

试验采用文献 [14] 中的环氧基复合推进剂，总温为 2 284 K，喷管与计算模型同扩张比。燃气

表 4 常温下试验用陶瓷材料参数

Table 4 Parameters of ceramic materials for test at normal temperature

材料参数	高导热氮化铝 AlN	高纯氧化铝 Al_2O_3
E/GPa	320	300
ρ/(g/cm^3)	3.3	3.7
ν	0.23	0.22
k/(W/(m·K))	200	24
α_1/10^{-6} (K^{-1})	4.6	7.5
σ_{th}/MPa	320	300

舵地面工作试验前进行了发动机内弹道测试，图 19 为发动机工作过程压力曲线，发动机在点火后 0.017 1 s 开始工作，正常工作时间为 1 s，平均工作压强 4.76 MPa，满足数值计算中发动机工作压强 5 MPa 的假设。

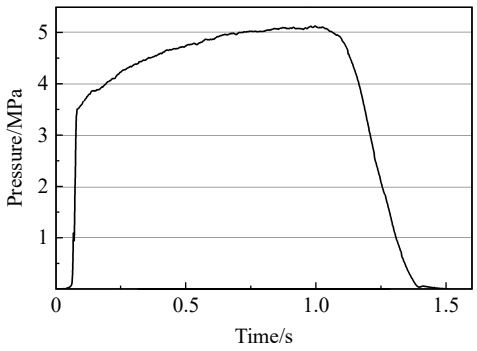


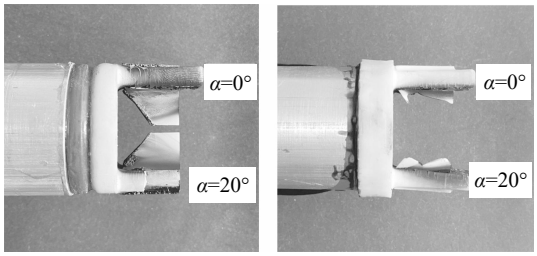
图 19 发动机工作过程内弹道曲线

Fig. 19 Internal ballistic curve of the motor during working process

3.4 试验结果表观分析

对两种燃气舵进行了多次工作测试。氮化铝陶瓷燃气舵在两种偏角下均正常工作，而氧化铝陶瓷燃气舵在工作开始后 0.25～0.35 s 发生断裂，稍晚于文中第 2.2.2 节的计算结果，分析其原因：①试验用氧化铝陶瓷致密度相对较低，陶瓷中存在微小气孔，热导率随温度下降速率低于计算值；②陶瓷的断裂具有时间性，裂纹产生后会发生扩展与停止，且产生裂纹后仍然具有一定的残余强度，减缓了最终的断裂。20°偏角下的氧化铝陶瓷燃气舵均先于 0°偏角发生断裂，符合计算结果。

图 20 为两种陶瓷燃气舵经试验后的外观图。氮化铝陶瓷燃气舵在测试后保持了良好的表观状态，舵表烧蚀程度小。舵基位置凝聚物为喷管表面物质受燃气冲刷后沉积，以及受热后二次凝固的胶水；表面黑色物质为发动机停机后余烟中的不完全燃烧物。氧化铝陶瓷未能经受燃气的热冲



(a) AlN陶瓷 (b) Al_2O_3陶瓷

图 20 测试后陶瓷燃气舵图像

Fig. 20 Apparent morphology ceramics jet vanes after test

击过程，在试验后几乎没有残存的舵体，舵基裂纹显示出典型的断裂失效特征，这与文中第 2.2.2 节的计算结果中舵基位置发生应力集中的现象是一致的。

3.5 试验结果微观分析

取出氮化铝燃气舵舵片进一步观察其表面状况，发现在多次试验中，有燃气舵表面存在微小裂纹，裂纹起始于舵前缘，位于 1/2 展长附近，留有较高的残余强度。

通过光学显微镜观察试验前氮化铝陶瓷燃气舵前缘，如图 21 所示。由激光切割制成的燃气舵，其切割面上有明显的加工痕迹。切割面凹凸不平，存在大量尖角和沟壑，带有微裂纹。工作时这些区域容易出现应力集中，降低了材料的实际强度。

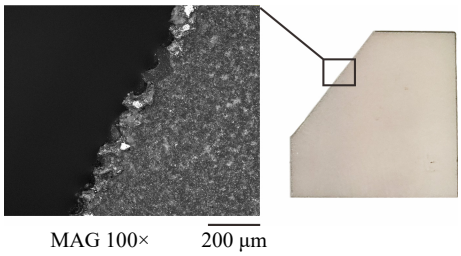


图 21 氮化铝陶瓷燃气舵上激光切割损伤

Fig. 21 Laser cutting damage on AlN jet vane

试验时，氮化铝陶瓷燃气舵受到了两次热冲击：工作过程中，燃气造成了一次升温热冲击；燃气舵工作结束后，表面温度快速下降造成二次热冲击。为探究裂纹是否产生于工作过程，人为扩展燃气舵上的裂纹，使燃气舵彻底断开，对断面处通过扫描电镜进一步进行微观分析。

图 22 为燃气舵断面上不同位置处的扫描图像。1 处断面位于裂纹中段位置，该处氮化铝陶瓷晶界清晰，晶粒大小均匀，约 3～5 μm。晶粒间结合紧密，断面上无明显孔隙，表明试验使用的氮化铝陶瓷致密度符合要求。图中 MAG 表示放

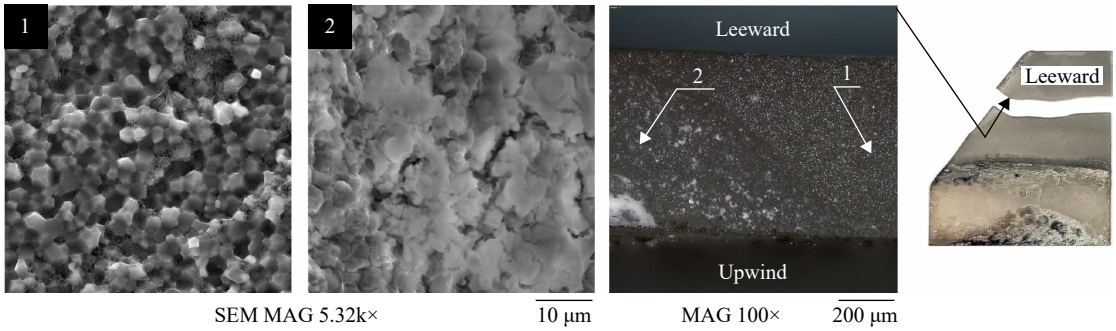


图 22　氮化铝陶瓷燃气舵断面不同位置处微观图像

Fig. 22　Micro-morphology of different positions on section of AlN jet vane

大倍数，SEM 表示电子显微镜。

2 处断面靠近燃气舵前缘，但未达到前缘表面烧蚀层。该处断面有明显光泽，氮化铝陶瓷晶粒发生了较大变化，晶界模糊不清，出现了严重的团聚现象，这是断面上受到外加载荷所致。说明在裂纹产生后，裂纹两端的断面还受到了发动机高温燃气的冲击作用，进一步说明了该处裂纹是在工作过程中产生的。

根据微观分析结果推测，裂纹的产生是激光切割造成了加工损伤，氮化铝陶瓷实际热导率、材料强度更低等原因的综合作用结果。

4　结　论

本文针对小型弹箭燃气舵轻量化问题，设计了具有高热导率特征的氮化铝陶瓷新型燃气舵。对具有小特征尺寸的氮化铝陶瓷燃气舵的工作过程进行了流热耦合仿真计算以及气动载荷、热应力的分析，开展了固体火箭发动机地面静态射流冲击试验，得到如下结论：

1）氮化铝陶瓷由于极高的热导率，能够快速地将高温区域的热量传递至低温区域，减小了材料内部的温度梯度，能够抵抗燃气舵工作时带来的 1 s 内的升温热冲击。根据数值计算的热应力增长曲线和材料强度下降曲线来看，在 1 s 后氮化铝陶瓷燃气舵仍具有持续工作的能力。

2）在 20°舵偏角下，氮化铝陶瓷燃气舵所受热应力、热应变均略高于 0°舵偏角，但相差不大。热应力的最大主应力均集中在舵体内部，最大值约 20 MPa，远低于材料结构强度。氮化铝陶瓷的高导热性还能减小大偏角下舵面受热不均产生的温度梯度，从而减小热应力，使得在大偏角下燃气舵能够持续受热不受破坏。

3）氮化铝陶瓷的高热导率是其区别于大多数结构陶瓷的特点，氮化铝陶瓷燃气舵能够在不发生材料损坏的前提下，充分表现出陶瓷材料的耐烧蚀、化学稳定、结构变形小等优点。相比钨基金属燃气舵，弹箭的消极质量更小；相比烧蚀材料燃气舵，具有更高的控制精度。

4）本文采用热冲击断裂理论作为陶瓷燃气舵的材料失效准则，进行了断裂时间的数值预测。通过氮化铝-氧化铝燃气舵的对比研究，表明燃气舵工况下陶瓷受热冲击的失效过程，热冲击断裂理论具有一定的参考意义。预测精度需要从深入了解材料物性参数、优化数值计算方法等多方面来提高。

5）经过多次试验，有氮化铝陶瓷燃气舵表面出现了裂纹。通过微观分析，认为裂纹出现在工作过程中，其产生与前缘处加工损伤有关，在后续研究中应当尽量避免加工影响。

本文给出的计算结果没有考虑陶瓷高温下非线性的力学特性，且计算参数是基于少量试验数据结合预测模型的预测值，而实际的陶瓷材料在高温下具有更复杂的力学行为，需要进一步研究讨论。本文设计的燃气舵，其工作环境是总温较低、燃烧室工作压强较小的简易制导火箭弹尾流场，对于更为严酷的工作条件、更长的工作时间，以及动态条件下氮化铝陶瓷燃气舵的计算分析，将是以后研究的重点方向。

参考文献：

[1] 刘钧圣，曾望，汤江河，等. 垂直发射多用途导弹发展现状与研究方向[J]. 弹箭与制导学报，2019, 39(5): 172-177.
LIU Junsheng, ZENG Wang, TANG Jianghe, et al. Development status and research trend of vertical launching multi-purpose missile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(5): 172-177. (in Chinese)

[2] 谢玲玲，陈文亮，牛亚然，等. 燃气舵的绕流场及气动特性数值研究[J]. 航空计算技术，2015, 45(6): 79-82, 86.
XIE Lingling, CHEN Wenliang, NIU Yaran, et al. Numerical study on flow field and aerodynamic characteristics of jet vane[J].

Aeronautical Computing Technique, 2015, 45(6): 79-82, 86. (in Chinese)

[3] 郑兴宇, 杨涛, 张青斌. 钨渗铜燃气舵化学烧蚀计算[J]. 兵器装备工程学报, 2016, 37(9): 166-170.
ZHENG Xingyu, YANG Tao, ZHANG Qingbin. Calculation of chemical ablation of jet vane made of CIT (copper infiltrated tungsten)[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2016, 37(9): 166-170. (in Chinese)

[4] 薛海峰. 碳/酚醛燃气舵传热烧蚀数值仿真与试验研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2018.
XUE Haifeng. Numerical simulation and experimental studies on heat transfer and ablation of carbon-phenolic jet vanes[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018. (in Chinese)

[5] 董晓芳. 固体火箭发动机燃气舵热分析研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2005.
DONG Xiaofang. Thermal analysis of gas rudder of solid rocket motor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)

[6] CHEN Bo, ZHANG Litong, CHENG Laifei, et al. Erosion resistance of needled carbon/carbon composites exposed to solid rocket motor plumes[J]. Carbon, 2009, 47(6): 1474-1479.

[7] BANSARD S, PLOUVIER S, VARDELLE M, et al. Experimental simulation of thermo-mechanical ablation of carbon/phenolic composite under the impact of liquid alumina particles[J]. High Temperature Material Processes (an International Quarterly of High-Technology Plasma Processes), 2005, 9(3): 431-441.

[8] 薛海峰, 陈雄, 郑健, 等. 基于热解动力学炭/酚醛燃气舵流热耦合数值研究[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(4): 503-509.
XUE Haifeng, CHEN Xiong, ZHENG Jian, et al. Numerical research on flow-thermal coupling of carbon-phenolic jet-vane based on pyrolysis kinetics[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(4): 503-509. (in Chinese)

[9] 薛海峰, 陈雄, 郑健, 等. 炭/酚醛燃气舵烧蚀性能[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(6): 706-713.
XUE Haifeng, CHEN Xiong, ZHENG Jian, et al. Ablation performance of carbon-phenolic jet vanes[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(6): 706-713. (in Chinese)

[10] 韩世纬. 舰载垂直发射导弹燃气舵材料的选择[J]. 上海航天, 1986, 3(4): 46-55.
HAN Shiwei. Selection of gas rudder material for ship-borne vertical launch missile[J]. Aerospace Shanghai, 1986, 3(4): 46-55. (in Chinese)

[11] 严光能, 邓先友, 林金堵. 高导热氮化铝基板在航空工业的应用研究[J]. 印制电路信息, 2017, 25(10): 32-37.
YAN Guangneng, DENG Xianyou, LIN Jindu. The research of high-thermal-conductive aluminum nitride substrate in airport power electronics[J]. Printed Circuit Information, 2017, 25(10): 32-37. (in Chinese)

[12] UPADHYA K, YANG J, HOFFMAN W. Materials for ultrahigh temperature structural applications[J]. American Ceramic Society Bulletin, 1997, 76: 51-56.

[13] 刘志珩. 固体火箭燃气舵气动设计研究[J]. 导弹与航天运载技术, 1995(4): 9-17.
LIU Zhiheng. Study on aerodynamic design of solid rocket gas rudder[J]. Missiles and Space Vehicles, 1995(4): 9-17. (in Chinese)

[14] 石仲仑, 白澔炯, 马天任. 一种环氧基复合推进剂、制备方法及其应用: CN112694372A[P]. 2021-04-23.
SHI Zhonglun, BAI Haotong, MA Tianren. Epoxy composite propellant, preparation method and application thereof: CN112694372A[P]. 2021-04-23. (in Chinese)

[15] ANDERSON J D. Computational fluid dynamics: the basics with applications[M]. New York: McGraw-Hill, 1995.

[16] 陈浩. 气动热弹性建模及分析方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
CHEN Hao. Research on aerothermoelastic modeling and analysis method[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2019. (in Chinese)

[17] LI Weiguo, WANG Ruzhuan, LI Dingyu, et al. A model of temperature-dependent Young's modulus for ultrahigh temperature ceramics[J]. Physics Research International, 2011, 2011: 791545.

[18] 李云凯, 周张健. 陶瓷及其复合材料[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2007.
LI Yunkai, ZHOU Zhangjian. Ceramics and composites of ceramic materials[M]. Beijing: Beijing Insititute of Technology Press, 2007. (in Chinese)

[19] PABST W, GREGOROVÁ E, ČERNÝ M. Isothermal and adiabatic Young's moduli of alumina and zirconia ceramics at elevated temperatures[J]. Journal of the European Ceramic Society, 2013, 33(15/16): 3085-3093.

[20] 钦征骑. 新型陶瓷材料手册[M]. 南京: 江苏科学技术出版社, 1996.
QIN Zhengqi. Handbook of new ceramic materials[M]. Nanjing: Phoenix Science Press, 1996. (in Chinese)

[21] 叶大伦, 胡建华. 实用无机物热力学数据手册[M]. 2 版. 北京: 冶金工业出版社, 2002.
YE Dalun, HU Jianhua. Handbook of practical inorganic thermodynamic data[M]. 2nd ed. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2002. (in Chinese)

[22] 寇海波. 金属材料温度相关性弹性模量、屈服强度及单相陶瓷抗热冲击性能研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2019.
KOU Haibo. Study on temperature-dependent elastic modulus and yield strength of metallic materials and thermal shock resistance of single-phase ceramics[D]. Chongqing: Chongqing University, 2019. (in Chinese)

[23] LI Weiguo, YANG Fan, FANG Daining. The temperature-dependent fracture strength model for ultra-high temperature ceramics[J]. Acta Mechanica Sinica, 2010, 26(2): 235-239.

[24] DECHAUMPHAI P, WIETING A, THORNTON E. Flow-thermal-structural study of aerodynamically heated leading edges: AIAA 1988-2245[R]. Reston, Virigina: AIAA, 1988.

[25] 耿湘人, 张涵信, 沈清, 等. 高速飞行器流场和固体结构温度场一体化计算新方法的初步研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(4): 422-427.
GENG Xiangren, ZHANG Hanxin, SHEN Qing, et al. Study on an integrated algorithm for the flowfields of high speed vehicles and the heat transfer in solid structures[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(4): 422-427. (in Chinese)

（编辑：张　雪）