

基于热障涂层保护的双向正交支撑板优化设计

刁吉阳¹, 马新建¹, 娄云鸽²

(1.上海航天动力技术研究所, 上海 201109; 2.上海电气集团中央研究院, 上海 200070)

摘要: **目的** 研究适合大秒流量、采用自由装填药柱的斜置喷管固体火箭发动机的药柱支撑板结构。**方法** 在对比分析常规的自由装填药柱的支撑板结构基础上, 提出采用双向正交结构涂覆氧化锆热障涂层方案, 利用仿真计算方法对支撑板的结构参数进行优化, 通过发动机点火试验对4种设计方案进行验证分析。**结果** 采用热障涂层保护的8×8双向正交结构支撑板在点火试验过程中, 具有较大的通气面积、较高结构强度及耐烧蚀性, 可满足该发动机的使用要求。**结论** 双向正交并采用热障涂层保护既能具有高强度, 也具有优良的耐烧蚀性。

关键词: 斜置喷管; 热障涂层; 双向正交支撑板; 优化设计

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.02.011

中图分类号: TJ711

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2018)02-0057-06

Optimal Design of Two-way Orthogonal Sustaining Plate Sprayed by Thermal Barrier Coating

DIAO Ji-yang¹, MA Xin-jian¹, LOU Yun-ge²

(1.Shanghai Space Propulsion Technology Research Institute, Shanghai 201109, China;

2.Central Research Institute of Shanghai Electric Group Ltd, Shanghai 200070, China)

ABSTRACT: Objective In order to design grain sustaining plate structure of free filling grain solid rocket motor (SRM) with canted nozzle suitable for large flow. **Methods** The new two-way orthogonal sustaining plate sprayed thermal barrier coating was proposed based on contrastive analysis of sustaining plate structure for free filling grain. Structure parameters of the sustaining plate were optimized through simulating calculation and the 4 designing schemes were verified and analyzed through ignition experiments of engine. **Results** The 8-8 two-way orthorhombic sustaining plate sprayed with thermal barrier coating had large breathing area, high structural strength and ablation resistance. It met the requirement of using the engine. **Conclusion** The new two-way orthogonal sustaining plate sprayed with thermal barrier coating can provide strong structure strength as well as better thermal ablation.

KEY WORDS: canted nozzle; thermal barrier coating; two-way orthogonal sustaining plate; optimal design

与常规的采用直喷管的固体火箭发动机相比, 采用斜置喷管的固体火箭发动机在工作过程中, 会产生大量凝相颗粒沉积于喷管收敛段壁面, 且与喷管倾斜同方向的收敛侧壁面因燃气流动作用, 承受更多高速凝相颗粒的撞击和冲刷, 加剧喷管收敛段绝热层冲刷烧蚀^[1-4]。同理, 对于采用自由装填药柱的斜置喷管

固体火箭发动机, 药柱的轴向定位及固定的支撑板结构同时承受高温燃气烧蚀和压力作用, 会发生严重烧蚀和变形, 导致药柱未燃烧充分而发生药柱飞出的潜在风险。

文中在给定斜置喷管内型面条件下, 将自由装填药柱的支撑板结构设计成双向正交形式, 并对其几何

参数进行优化分析。通过仿真计算方法对比不同几何尺寸的双向正交支撑板结构强度、结构质量及通气面积等性能。同时,为解决斜置喷管带来的高温高速燃气剧烈冲刷问题,对药柱支撑板结构表面涂覆热障涂层^[5-7]。针对相同结构和材料参数的支撑板,分别仿真计算有/无涂覆热障涂层保护条件下传热性能和热强度。最后通过四组发动机点火试验考核不同设计方案的性能,确定了最终的设计方案,为自由装填药柱形式的斜置喷管发动机药柱支撑板结构设计提供借鉴。

1 自由装填式药柱支撑板常见结构

自由装填式固体火箭发动机的药柱一般采用圆管状装药,自由装填至发动机燃烧室内,点火器一般位于发动机头部或尾部。药柱在发动机内部需要轴向定位和固定,一般采用药柱支撑板结构实现药柱的固定,药柱支撑板结构如图1所示。支撑板作为药柱的轴向定位或固定装置,在发动机工作过程中起固定药柱作用,需为发动机提供足够的通气面积,保证发动机产生的燃气经过喷管加速作用,产生预定的推力。因此支撑板需要具有足够的结构强度、较好的耐烧蚀性及较大通气面积,不因高压燃气作用发生破裂和大变形。同时,一般要求支撑板结构质量较小,并具有较好的工艺经济性。

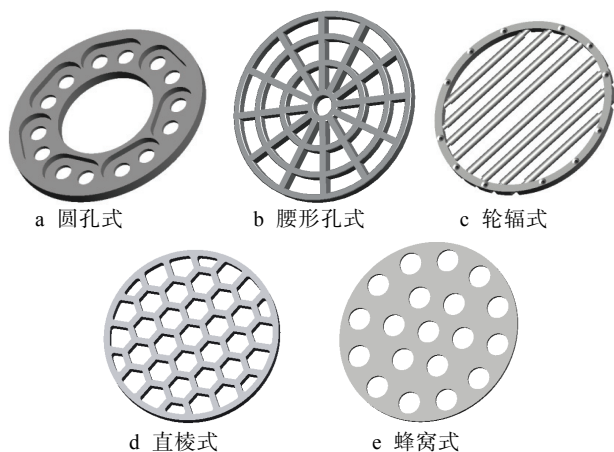


图1 药柱支撑板结构

根据某型发动机的装药形式,图1所示的前两种支撑板结构均无法适应发动机的药柱装填,直棱式支撑板结构强度不满足大秒流量燃气烧蚀的工作环境。因此设计了如图2所示的双向正交型支撑板结构,并对相同材料、相同外形尺寸的轮辐式支撑板、蜂窝式支撑板及双向正交式支撑板在相同载荷作用下的结构性能进行计算,见表1。计算结果表明,在相同的压强作用下,轮辐式支撑板变形最小,通气面积最大;双向正交的筋棱结构变形量通气面积最小,质量最小。三种结构的通气面积和变形量差异范围较小,考虑到三种结构的工艺经济性,选取工艺性较好的双向

正交型结构,对其进行参数优化,并采用整体铣削加工工艺。

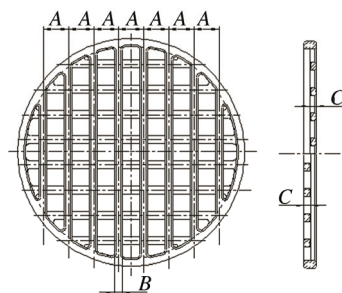


图2 双向正交型支撑板结构

表1 三种形式支撑板结构强度对比

结构形式	外形尺寸/mm	筋板厚度/mm	质量/kg	体积/mm ³	通气面积/%	变形量/mm
轮辐式	$\phi 144-\phi 134-8$	8	0.489	62.31	56.6	7.86×10^{-3}
蜂窝型	$\phi 144-\phi 134-8$	8	0.467	59.52	52.5	9.18×10^{-3}
双向正交	$\phi 144-\phi 134-8$	4 (横/竖)	0.415	52.83	48	3.92×10^{-2}

2 强度及传热仿真分析

按照某发动机建立缩比三维计算模型,如图3所示。药柱支撑板位于药柱和喷管端面之间,通过喷管对药柱施加轴向预紧力,实现药柱的轴向定位和固定。发动机直径为150 mm,装药段长度为270 mm,采用非潜入式喷管,斜置角度为45°。为考核不同结构参数的双向正交结构支撑板强度,以及有热障涂层的抗烧蚀性能,对该模型开展了计算分析。

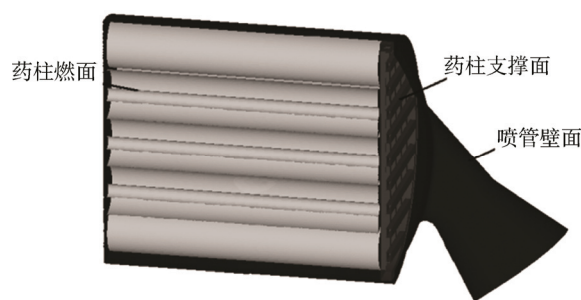


图3 药柱支撑板仿真计算模型

2.1 结构参数结构强度仿真

对图2所示不同尺寸的正交筋板在燃气作用下的结构强度进行仿真计算^[8-9]。将宽度 $B=5$ mm 设定为常量,计算不考虑烧蚀时,不同筋板间距 A 值和筋板厚度 C 值尺寸条件下,药柱支撑板在1.05 MPa燃气压差作用下的应力及变形,计算结果见表2。支撑板的材料为30CrMnSiA高强度钢,屈服强度为835 MPa,极限强度为1080 MPa。结果表明,相同的筋

板宽度 B 条件下, 筋板间距 A 越大, 筋板厚度 C 越小, 变形量越大; 对于 8×8 正交结构和 9×9 正交结构, 在相同 B 值和 C 值时, A 值对支撑板的结构强度影响较大。综合考虑支撑板的结构强度、变形量、通气面积及工艺性, 认为 8×8 正交结构, $A=16\text{ mm}$, $B=5\text{ mm}$, $C=4\text{ mm}$ 是较合适结构, 该尺寸支撑板的应变和应力分别如图 4 和图 5 所示。

表 2 不同结构尺寸仿真计算结果

支撑板结构方案				最大应	安全	最大变	通气
正交	A/mm	B/mm	C/mm	力/MPa	系数	形量/mm	面积/%
列数							
8×8	16	5	3	737	1.47	0.08	48
8×8	16	5	4	633	1.71	0.039	48
8×8	18	5	3	995	1.08	0.92	49
8×8	18	5	4	725	1.49	0.08	49
9×9	14.5	5	3	820	1.32	0.95	41
9×9	14.5	5	4	947	1.14	0.04	41

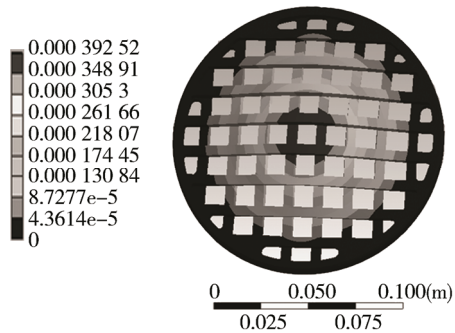


图 4 支撑板变形

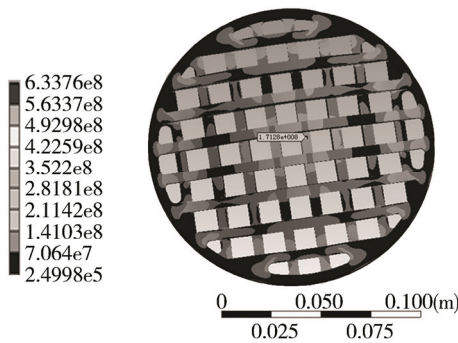


图 5 支撑板应力

2.2 热障涂层保护下强度和传热分析

基于对前述六种结构尺寸的支撑板结构强度仿真计算结果, 确定 $A=16\text{ mm}$, $B=5\text{ mm}$, $C=4\text{ mm}$ 的尺寸结构。再仿真计算双向正交支撑板结构在有/无热障涂层保护下, 固体火箭发动机工作过程中燃气流速、支撑板的热强度以及支撑板传热情况。

发动机壁面设置为无滑移壁面, 求解器设置为基于压力求解, 燃气压强为 16.5 MPa , 定压比热 1835

$\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$, 秒流量为 15.5 kg/s , 导热系数由动力学理论给定, 黏性系数由 Sutherland 公式确定, 控制方程采用二阶迎风差分格式^[10-12]。分子量为 $20\text{ kg}/(\text{kg}\cdot\text{mol})$, 热障涂层氧化锆的密度为 4810 kg/m^3 , 比热 C_p 为 $500\text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$, 导热系数 λ 为 $15\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。

图 6 为斜置喷管发动机工作时燃气流速云图, 图 6a 和图 6b 分别为无/有热障涂层保护的支撑板结构对应的燃气流速云图。两种结构下的燃气速度计算结果差异不明显, 越靠近中心位置, 速度越大, 流动速度的最大值均在 290 m/s 左右。

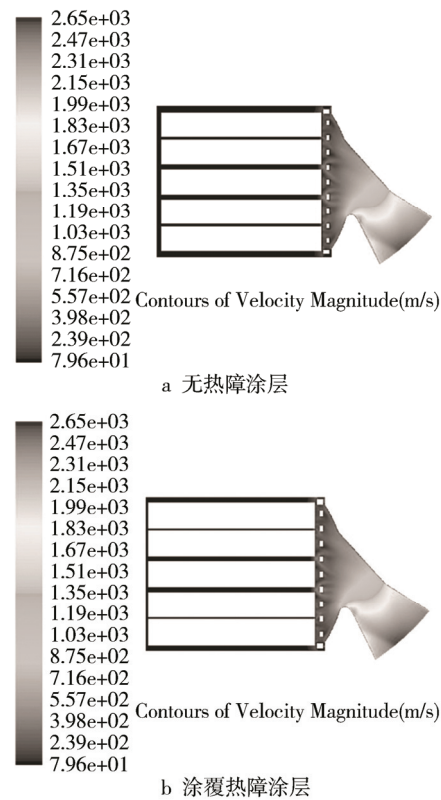


图 6 斜置喷管发动机燃气流速云图

图 7a 和图 7b 分别为无/有热障涂层药柱支撑板的承受燃气作用后的左右两面的压力云图。可以看出, 支撑板左右两侧存在一定压差, 燃气作用导致两种结构的支撑板均承受约 9586 N 的压力, 且涂覆热障涂层并未引起明显的压力差异。

图 8 给出了支撑板中心截面处的温度分布云图, 可知具有热障涂层的支撑板内部受热情况有较显著改善。无热障涂层时支撑板前壁面温度约 2300 K , 有热障涂层时相同位置温度约 1850 K , 温度相差近 450 K 。证明热障涂层可有效提供双向正交支撑板结构的结构强度。

图 9 给出了支撑板沿发动机轴向温度分布曲线, 无热障涂层支撑板内部的最低温度为 1159 K , 有热障涂层保护内部最低温度为 903 K 。表明热障涂层可大幅降低支撑板结构的内部温度。

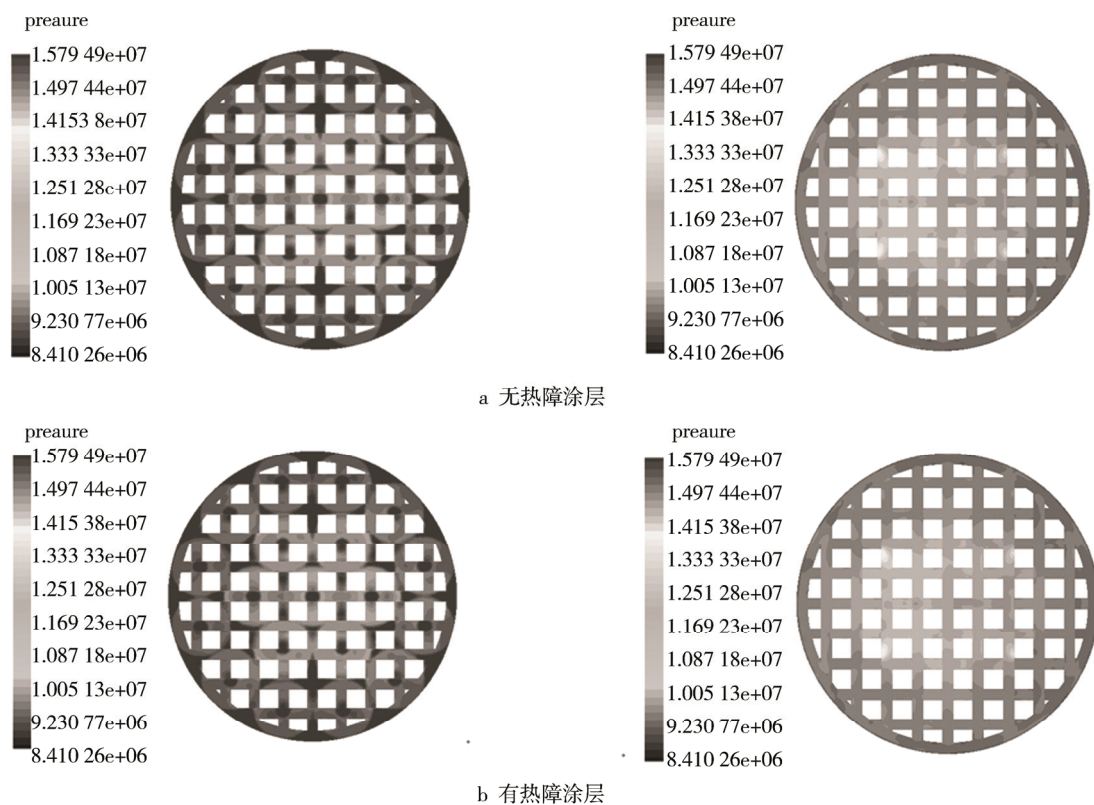


图7 支撑板压力云图

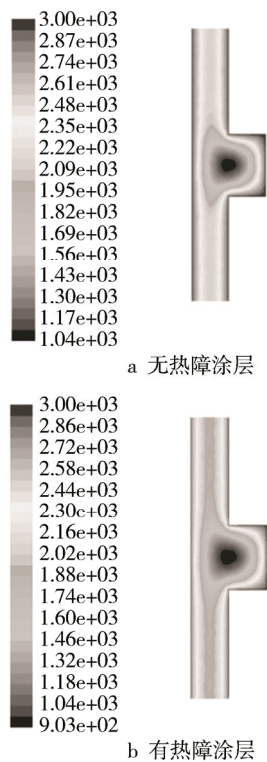


图8 支撑板温度云图

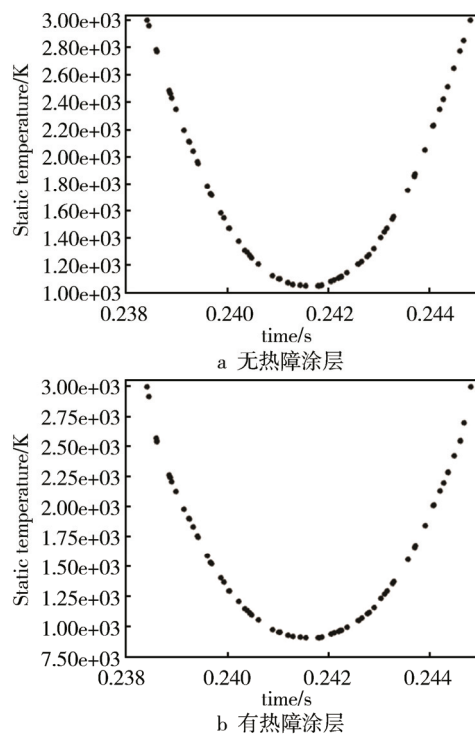


图9 支撑板沿轴线方向温度分布曲线

3 支撑板强度试验

根据仿真计算的结果,铣削加工了 9×9 正交支撑板和 8×8 正交支撑板各两件进行发动机点火试验,具体情况见表 3。支撑板分别安装至斜置喷管发动机中,药柱种类和质量一致,进行了四次点火试验。为了验证表 2 中仿真结果的正确性,采用相同材料加工了 1 号、3 号和 4 号支撑板,均涂覆了 0.3 mm 氧化锆热障涂层,考核在相同条件的高温燃气(2300 K)作用下,支撑板的结构强度。2 号支撑板采用耐烧蚀钼钛锆合金加工,验证无烧蚀情况下,发动机燃气压力的作用效果。通过 3 号和 4 号试样对比,可分析 8×8 正交支撑板的筋板厚度对强度的影响大小。通过 2 号和 4 号试样对比,可分析燃气作用过程中,支撑板结构强度与热障涂层保护综合作用影响。点火试验的结果如图 10 所示。

表 3 支撑板高温燃气烧蚀试验方案

序号	支撑板结构方案			材料	氧化锆涂 层厚度/ mm	通气面 积/%	
	正交 列数	A/mm	B/mm				C/mm
1	9×9	14.5	5	3	30CrMn SiA	0.3	41
2	9×9	14.5	5	4	钼钛锆 合金	0	41
3	8×8	16	5	3	30CrMn SiA	0.3	48
4	8×8	16	5	4	30CrMn SiA	0.3	48

四次发动机点火试验后,拆解试验后残骸,取出支撑板残骸进行对比,如图 10 所示。由 1 号试验结果可知,该方案的双向正交支撑板中心位置发生剧烈烧蚀,与图 7 和图 8 的仿真结果一致。正交中心部位虽然涂覆热障涂层,但因结构强度相对较小,在高温高压燃气作用下,先因高温作用强度降低,后因高压燃气作用,使支撑板中心位置发生撕裂并剧烈烧蚀,出现大面积烧蚀孔洞。2 号试验中,采用的是耐烧蚀的钼钛锆合金,因此在高温燃气作用下基本无烧蚀痕迹,但因钼钛锆合金强度相对 30CrMnSiA 较低,在高压燃气作用下,支撑板中心位置断裂并形成较大面积撕裂空间。3 号试验结果表明,该方案的 8×8 正交支撑板结构强度较好,但因为中心位置四根筋板烧熔而出现残缺。结合 4 号的试验结果分析,表明涂覆热障涂层可以有效保证支撑板在高温高压燃气作用下具有较好的热结构强度,可承受斜置喷管大秒流量高温高压燃气冲刷和烧蚀的严酷条件,能避免该发动机在工作过程中自由装填药柱飞出的风险。

对比四种状态的支撑板在斜置喷管发动机点火试验中的烧蚀情况可知,在大秒流量高温高压燃气作

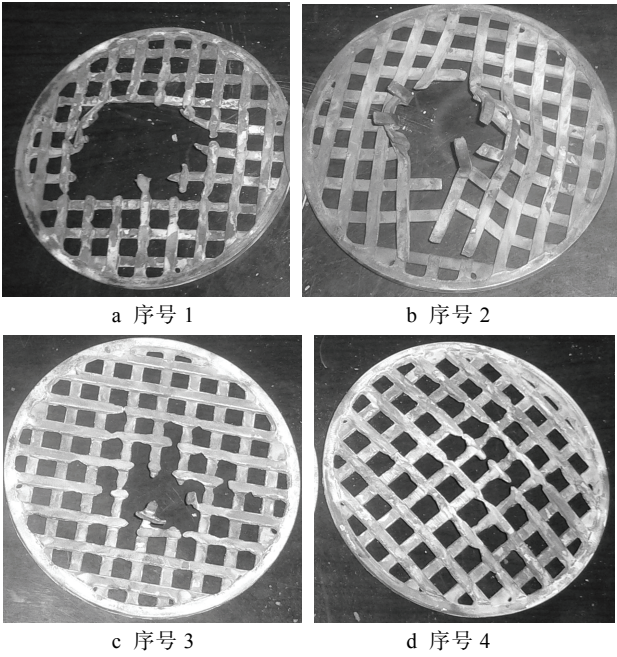


图 10 四组试验后支撑板残骸照片

用下,支撑板必须具有较高的结构强度、较大的通气面积、且具有厚度足够的热障涂层进行热防护,支撑板结构才能保证结构完整,使固体发动机工作过程中药柱全部燃烧,从而有效保证固体火箭发动机的推力总冲等性能。

4 结语

基于对大秒流量斜置喷管发动机的药柱支撑板的设计,进行了发动机内流场和传热数值计算和四次斜置喷管发动机点火验证试验。

结果表明,该发动机工作时产生大秒流量高温高压燃气,对药柱支撑板会产生巨大的燃气压力和剧烈烧蚀,采用高强度钢材料的双向正交结构支撑板难以承受燃气压力和烧蚀,不能满足发动机工作要求。对超高强度材料的双向正交支撑板进行结构优化,并涂覆热障涂层保护后支撑板结构因热障涂层导热系数小,隔热作用明显,使金属基体在短时间内传导的温度相对较低,因此具有较高耐烧蚀性和结构强度,在斜置喷管自由装填固体火箭发动机的工作过程中,具有较好的结构完整性,保证发动机装药的结构完整性和燃烧充分性,验证了热障涂层保护的双向正交支撑板优化设计方案的可行性。

参考文献:

[1] 晁侃,王健儒. 喷管斜置对固体发动机燃烧室熔渣沉积影响数值分析[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(5): 594-598.

- [2] 傅德彬, 姜毅, 张杰. 斜喷管燃气射流气动干扰数值模拟[J]. 宇航学报, 2004, 25(2): 131-134.
- [3] 杨强, 解维华, 彭祖军, 等. 热防护设计分析技术发展中的新概念与新趋势[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2981-2991.
- [4] 张胜敏, 胡春波, 徐义华, 等. 固体火箭发动机燃烧室凝相颗粒燃烧特性分析[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(3): 256-259.
- [5] 刘纯波, 林峰, 蒋显亮. 热障涂层的研究现状与发展趋势[J]. 中国有色金属学报, 2007, 17(1): 1-13.
- [6] 崔永静, 陆峰, 高俊国, 等. 等离子喷涂 YSZ 涂层瞬态超高温冲蚀性能研究[J]. 装备环境工程, 2016, 13(3): 31-36.
- [7] 王千文, 毛卫国, 喻明. 等离子喷涂热障涂层隔热性能分析方法[J]. 材料导报 B: 研究篇, 2011, 25(9): 125-129.
- [8] 江玮, 郁鼎文, 冯平法. 加筋板结构静态性能分析及优化设计[J]. 机械设计与制造, 2008(2): 4-6.
- [9] 陈海龙, 许维军, 万乐天. 加筋板结构后极限强度行为影响参数研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2015, 47(5): 118-112.
- [10] 陈晓龙, 贺国强, 刘佩进. 固体火箭发动机燃烧不稳定的影响因素分析和最新研究进展[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(6): 600-605.
- [11] 刘长猛, 关悦, 李鹏飞, 等. 固体发动机内流场涡脱落特征数值研究[J]. 战术导弹技术, 2016(4): 71-75.
- [12] 赵瑜, 王浩平, 何快, 等. $N_2O/HTPB$ 体系固液发动机工作过程三维仿真[J]. 上海航天, 2015, 32(1): 41-44.