

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.02.011

固体燃料超燃冲压发动机结构变化对推力特性的作用机理

梅冰清¹, 武志文¹, 张皓²

(1. 北京理工大学, 北京 100080; 2. 西安先进控制技术研究, 陕西 西安 710065)

摘要: 固体燃料超燃冲压发动机是高超声速飞行器的理想推进系统, 在其工作过程中由于装药燃面退移, 在燃烧室火焰稳定段中心主流会出现正激波造成严重总压损失, 引起推力大幅下降。分析在燃烧室火焰稳定段中心主流引发正激波的直接原因, 了解结构变化与推力下降之间的直接关系。通过数值仿真手段对燃烧室内部流场进行研究。结果表明: 火焰稳定段凹腔和中心主流之间交界面上的静压分布对中心主流起主要影响; 而交界面静压与等直段半径之间存在强烈的线性关系, 由此可以计算得到避免正激波出现的等直段尺寸范围。

关键词: 固体燃料超燃冲压发动机; 推力下降; 计算流体力学; 结构优化

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2026)02-0056-05

Effect of Structure Expansion on Thrust of Solid-fuel Scramjet

MEI Bingqing¹, WU Zhiwen¹, ZHANG Hao²

(1. Beijing Institute of Technology, Beijing 100080, China;

2. Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: Solid-fuel scramjet, though being an ideal propulsion system for hypersonic vehicle, its thrust will drop drastically in working process due to the normal shock waves occurring in the mainstream of the combustor caused by the regression of fuel grain. The study was aimed at finding out the direct reason of the occurrence of the normal shock waves and clearing the relation between regression of the fuel grain and the thrust loss. The research on the flow field of the combustor was conducted by means of numerical simulation. The results show that pressure distributed on the interface between the cavity and mainstream has the greatest impact on the flow of the mainstream, while the pressure on the interface has a negative linearity relevance to the radius of the cylindrical section, based on which the range of the radius of cylindrical section is obtained to avoid the occurrence of normal shock waves.

Keywords: solid-fuel scramjet; thrust loss; computational fluid dynamics; structural optimization

0 引言

固体燃料超燃冲压发动机作为现代航空航天领域的研究热点之一, 相较于液体燃料发动机具有生产、贮存成本低以及反应速度快的优势; 相较于火箭发动机具有比冲高、结构简单的优势, 可应用于多种跨速域高超声速推进系统中^[1-2]。

固体燃料超燃冲压发动机这一概念于 1989 年由 WITT 首次提出^[3], 各国研究者^[4-20] 也对其开展了包括自点机制、变结构设计以及火箭发动机协同工作等多方面的研究, 彰显其作为新兴推进系统的应用前景。

文献[5]首次对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室的推力特性进行了研究, 发现在工作 9 s 后燃烧室推力相对于 1 s 时下降了 16%。ZHANG 等^[21]对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室工作过

程中推力性能进行了研究, 提出燃烧室工作过程中等直段半径扩张在火焰稳定段中心主流引发的正激波造成严重总压损失, 是导致推力大幅下降的主要原因。HAN 等^[22]对固定部分等直段以及扩张段的固体燃料超燃冲压发动机燃烧室长时间工作过程进行了研究, 表明维持等直段以及扩张段的结构能有效维持燃烧室性能, 增加燃烧室稳定工作的时间。

综上所述, 针对燃烧室工作过程中推力下降问题的研究尚未完备, 对于等直段结构扩张和正激波的出现这两者之间的联系没有给出合理的解释, 也没有发掘其中的数值关系。本文通过数值仿真计算研究了燃烧室内部流场结构特性, 得到影响燃烧室推力的主要原因为火焰稳定段中心主流与凹腔的交界面的静压; 分析了等直段半径与交界面静压的关系, 从而了解燃烧室结构扩张对

第一作者简介: 梅冰清(1998—), 男, 湖北武汉人, 硕士研究生, 研究方向为固体燃料超燃冲压发动机, 13269551688@163.com。

推力的影响机制;并得到特征静压与燃烧室等直段半径之间数值关系,获取避免正激波出现而造成严重推力下降的等直段半径范围。

1 数值仿真模型

1.1 燃烧室几何结构

研究涉及的燃烧室几何结构如图1所示。图1中火焰稳定段流域由虚线下方的中心主流流域以及虚线上方的凹腔流域构成;火焰稳定段内的虚线代表中心主流与凹腔流域的交界面,在文中统一称为交界面 f 。交界面 f 与进口端壁面交点位置的静压统一称为 p_e 。研究中发现在0 mm到80 mm交界面 f 的静压基本等于 p_e ,认为可以用 p_e 表征交界面 f 的静压。

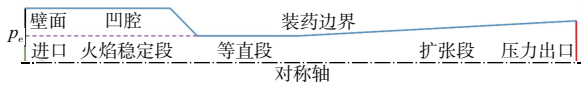


图1 燃烧室结构简图

1.2 数值模型

本文使用数值仿真的方式对燃烧室工作过程中的流场结构进行研究,应用的控制方程为雷诺平均N-S方程。该方程的矢量表达式如下所示:

$$\mathbf{S} = \frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{E} - \mathbf{E}_s)}{\partial x} + \frac{\partial r(\mathbf{G} - \mathbf{G}_r)}{r \partial r} \quad (1)$$

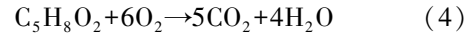
采用了标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型来对时均雷诺N-S方程进行闭合处理,其中的湍流动能 k 和扩散系数 ε 通过以下两方程计算得出:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (3)$$

本文中假定MMA燃气与空气中的氧气的燃

烧反应属于一步总包不可逆反应^[23],其反应表达式如下所示:



采用涡耗散模型计算燃烧化学反应速率。根据该模型,生成物 i 在反应 r 中的净生成速率取决于下列两个表达式中数值较小的一个:

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A \rho \frac{\varepsilon}{k} \min \left(\frac{Y_R}{v'_{R,r} M_{w,R}} \right) \quad (5)$$

$$R_{i,r} = v'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\varepsilon}{k} \frac{\sum_p Y_p}{\sum_j v'_{j,r} M_{w,j}} \quad (6)$$

采用基于热通量的模型求解装药的燃速,燃速的表达式如下所示:

$$\dot{r} = \frac{\dot{q}}{\rho_s H_v} \quad (7)$$

上述公式各个变量定义见参考文献[21]中相关解释。

1.3 边界条件

表1展示了设定的燃烧室进出口参数,其中,进口静压在文中统一称为 p_0 。

表1 燃烧室进出口参数设置

部件名称	静压/MPa	总压/MPa	总温/K
进口	0.567	2.345	1 600
出口	0.101	-	300

2 数值仿真模型验证

研究中将数值仿真结果与文献[21]及文献[24]中使用固体燃料超燃冲压发动机进行实验测量得到的数据进行了比对,图2展示了用于实验的燃烧室初始结构图。图3展示了文献[21]所提实验与数值仿真得到的燃烧室工作0s的壁面静压对比,图4展示了文献[24]所提实验与数值仿真得到的燃烧室工作0s的燃速对比。可以看出:数值仿真得到的数据与实验基本一致,证明数值仿真模型可以用于研究燃烧室内流场。

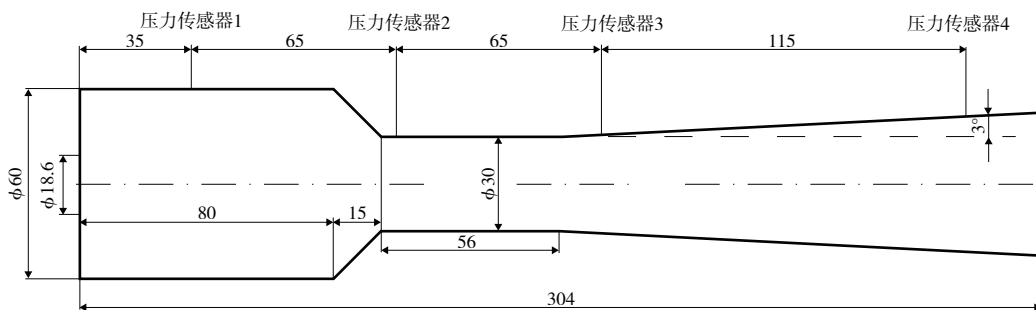


图2 实验用燃烧室结构图

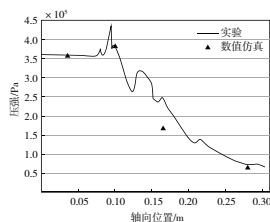


图3 壁面静压对比

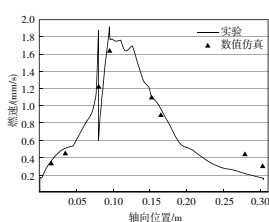


图4 燃速对比

3 数值仿真计算及结果分析

本章对燃烧室内流场结构特性进行了研究,分析了影响燃烧室推力的主要原因,讨论了等直段半径对其的影响,从而了解燃烧室结构扩张对推力的影响原理得到等直段半径与其之间的数值关系,从而获取避免正激波出现而造成严重推力下降的等直段半径范围。

由文献[21]可知在燃烧室火焰稳定段中心主流引发正激波的主要原因为等直段半径扩张。因此研究中根据图2的燃烧室尺寸,建立了不同等直段半径的算例,以研究燃烧室结构变化对推力特性的影响。表2给出了文中涉及的算例和对应的等直段半径。

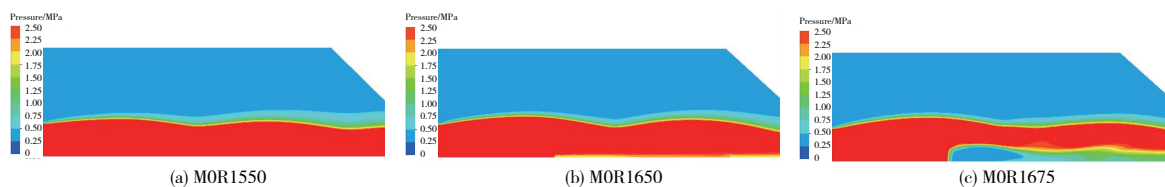


图5 不同算例的总压云图

气流在进入固体燃料超燃冲压发动机的燃烧室时,速度可达 1 000 m/s。由于气流速度极快,在燃烧室内停留的时间非常短,气流通过火焰稳定段的时间不超过 0.2 ms。而在如此之短的时间内中心主流与燃烧室凹腔流域之间的物质交换和能量传导是极为有限的,故认为这两个因素对中心主流流动的影响可以忽略不计,将火焰稳定段中心主流气流视为环境压强为交界面 f 静压(根据1.1小节认为其数值等于 p_e),初始静压等于 p_0 的超声速射流进行分析。

在燃烧室火焰稳定段中心主流中,根据流体动力学理论,在 $p_e/p_0 > 0.5$ 时,气流在进入流场后主流流域呈现出膨胀波与压缩波交替出现的波系。在 $p_e/p_0 < 0.5$ 的情况下,由于环境压强过低,气流经过膨胀后其压强变得非常低,会形成阻断主流的流动的拦截冲波,表现为主流出现的正激波^[25]。根据燃烧室火焰稳定段中心主流流场结

表2 算例以及对应尺寸

燃烧室构型	等直段半径/mm
MOR1500	15.00
MOR1550	15.50
MOR1600	16.00
MOR1650	16.50
MOR1665	16.65
MOR1675	16.75
MOR1700	17.00

3.1 燃烧室火焰稳定段中心主流的主要影响因素分析

对燃烧室火焰稳定段中心主流的主要影响因素进行分析,以了解在该流域引发正激波造成推力大幅下降的原因。

图5展示了不同算例中火焰稳定段中心主流的总压云图,其中 p_e/p_0 的值分别为0.65、0.55以及0.47。从图5(a)和图5(b)中可以看出在中心主流流域气流的总压维持稳定,说明在 $p_e/p_0 > 0.5$ 的情况下,燃烧室中心主流流域未出现正激波。图5(c)中在中心主流观察到明显的总压损失,表明在 $p_e/p_0 < 0.5$ 的情况下主流流域出现了正激波。

构特性,结合上述基础理论分析,燃烧室火焰稳定段主流就会有正激波出现。这符合上文描述的不同 p_e 情况下的流场结构特性。不同 p_e 条件下燃烧室中心主流的流场结构特性与理论分析完全相符,证明 p_e 是影响燃烧室火焰稳定段中心主流流动的主要因素,在 $p_e/p_0 < 0.5$ 燃烧室推力会出现大幅下降。

为验证将火焰稳定段中心主流气流等效为射流的合理性,将燃烧室流场以及对应射流的数值计算结果进行比对,射流进口条件同表1,环境压强为 p_e ,初始静压等于 p_0 。图6是3个算例火焰稳定段中心主流以及对应射流流场的马赫数云图。在算例MOR1500、MOR1600以及对应的射流流场中,主流没有出现正激波,在中心主流流域中出现的马赫盘的位置、范围以及主流流域的流动参数分布均高度吻合。在算例MOR1700以及对应的射流流场中,均可以在中心主流观察到明显

的正激波现象,并且在正激波出现之前的流域两个算例的流场参数非常吻合。综上所述,将火焰稳定段中心主流气流等效为射流是完全合理的,

在各类静压条件下均能较好地反映燃烧室中的流场结构特性。

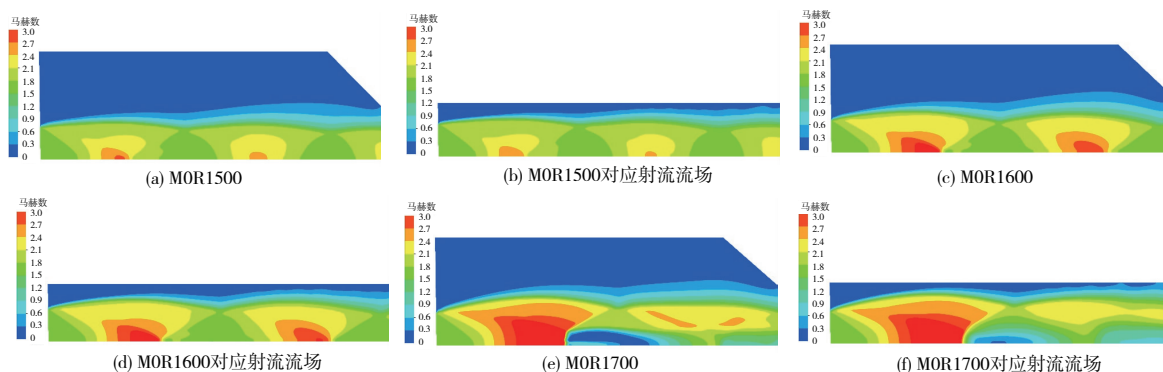


图6 3个燃烧室以及对应射流流场的马赫数云图

3.2 等直段结构变化对燃烧室推力特性的作用

由于 p_e 是影响燃烧室火焰稳定段中心主流流动的主要因素,研究燃烧室等直段半径和 p_e 的关系即可了解燃烧室结构变化对推力特性的影响。

图7展示了算例 MOR1500 中燃烧室火焰稳定段的流线图。从图7中可以看到,对火焰稳定段中心主流流动起决定性影响的交界面 f 上的流动,其主要来源为交界面 f 上等直段入口位置的火焰稳定段中心主流的气流形成的回流。

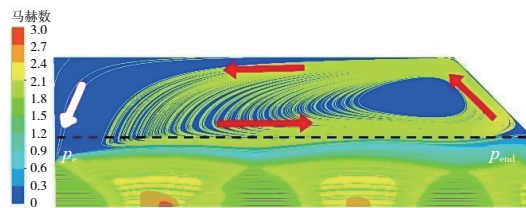


图7 算例 MOR1500 流线图

图8展示了不同算例中火焰稳定段内气流平均静压在径向的分布。从图8中可以看出,气流的静压随径向位置增加而降低,根据文献[25],等直段半径增加导致形成回流的中心主流的气流在进入凹腔时偏离中心主流的程度增大,进入凹腔时膨胀程度增加,静压降低。因此认为燃烧室等直段半径变化对 p_e 的影响主要是通过改变等直段进口的径向位置影响进入凹腔的气流的静压,从而改变凹腔内回流的静压,回流到达 p_e 位置使 p_e 的值发生改变。图9展示了不同算例中等直段半径和对应的 p_e 的值及未出现正激波的算例中获取的数据的拟合曲线。

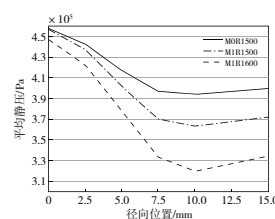


图8 火焰稳定段气流平均静压的径向分布

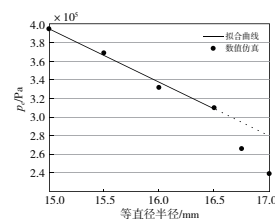


图9 p_e 对应等直段半径以及拟合曲线

在未出现正激波的范围内, p_e 与燃烧室等直段半径呈现出非常强烈的一次线性关系。计算得到的拟合曲线如下:

$$p_e^* = -0.0577R^* + 1.26 \quad (8)$$

式中: R^* 为以 mm 为单位的等直段半径 R 的无量纲值; p_e^* 为以 MPa 为单位的 p_e 的无量纲值。

在出现正激波的情况下,气流在受到壁面干涉的作用后,静压会进一步下降。在设定 p_e 的阈值时,将其适当提高为 $p_0/1.85$ 以弥补壁面干涉的作用。将该值代入式(8)计算得到的等直段半径的阈值为 16.514 mm。图10展示了算例 MOR1665 的马赫数云图。在图10中能在主流观察到明显正激波现象。

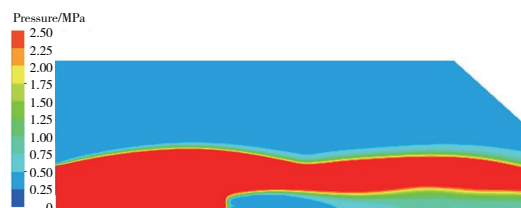


图10 算例 MOR1665 总压云图

文中采用文献[5]中的公式计算推力为

$$F = \dot{m}u_e + (P_{out} - P_{atm})S_{out} \quad (9)$$

式中各项的意义见文献[5]。图 11 展示了不同算例中理论推力与等直段半径的关系,可以看出在等直段半径在小于 16.5 mm 时推力维持较为稳定,在超过 16.5 mm 后推力迅速下降,结合图 10 可以看出,推力的变化符合 3.1 节的结论。

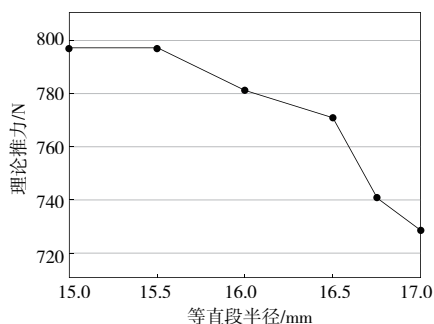


图 11 燃烧室推力及对应等直段半径

4 结语

本文通过数值仿真的手段研究了固体燃料超燃冲压发动机燃烧室等直段半径和火焰稳定段中心主流流场结构特性之间的具体关系,分析了燃烧室结构变化对推力性能的影响,主要结论如下:

1) 对燃烧室火焰稳定段中心主流起主要影响的流动参数为交界面 f 上的静压分布,且该表面上的静压可以用进口端面位置上的静压 p_e 表征,通过 p_e 的取值可以判断中心主流是否出现正激波;

2) 等直段半径扩张通过改变进入凹腔的气流的径向位置影响凹腔内回流的压强,对火焰稳定段中心主流造成影响,在等直段半径扩张到一定程度时在中心主流引发正激波,造成严重推力下降;

3) 等直段半径和 p_e 之间存在强烈的线性关系,结合中心主流出现正激波时 p_e 的取值范围可以计算避免正激波出现,维持推力稳定的等直段半径的范围。

参考文献:

- [1] KUMAR S, MURARI PANDEY K, KUMAR SHARMA K. Recent developments in technological innovations in scramjet engines: a review [J]. Materials Today: Proceedings, 2021, 45: 6874-6881.
- [2] ZHAO X, XIA Z X, MA L K, et al. Research progress on solid-fueled scramjet [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(1): 398-415.
- [3] WITT M A. Investigation into the feasibility of using solid fuel ramjets for high supersonic/low hypersonic tactical missiles [R]. Naval Postgraduate School

Monterey CA, 1989.

- [4] ANGUS W. An investigation into the performance characteristics of a solid fuel scramjet propulsion device [R]. Naval Postgraduate School Monterey Monterey CA, 1991.
- [5] BEN-YAKAR A, NATAN B, GANY A. Investigation of a solid fuel scramjet combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 447-455.
- [6] COHEN-ZUR A, NATAN B. Experimental investigation of a supersonic combustion solid fuel ramjet [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(6): 880-889.
- [7] VAUGHT C, WITT M, NETZER D, et al. Investigation of solid-fuel, dual-mode combustion ramjets [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(5): 1004-1011.
- [8] JARYMOWYCZ T A, YANG V, KUO K K. Numerical study of solid-fuel combustion under supersonic crossflows [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2): 346-353.
- [9] BEN-AROSH R, NATAN B, SPIEGLER E, et al. Theoretical study of a solid fuel scramjet combustor [J]. Acta Astronautica, 1999, 45(3): 155-166.
- [10] CHI H W, WEI Z J, WANG L H, et al. Numerical investigation of self-ignition characteristics of solid-fuel scramjet combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(4): 1019-1032.
- [11] SALGANSKY E A, LUTSENKO N A, LEVIN V A, et al. Modeling of solid fuel gasification in combined charge of low-temperature gas generator for high-speed ramjet engine [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 31-36.
- [12] 赵翔, 夏智勋, 方传波, 等. 固体火箭超燃冲压发动机理论性能分析 [J]. 航空学报, 2023, 44(5): 226971.
- [13] 赵翔, 夏智勋, 马立坤, 等. 固体火箭超燃冲压发动机地面直连试验 [J]. 航空兵器, 2018, 25(4): 57-61.
- [14] 陶欢, 魏志军, 迟鸿伟, 等. 燃烧室长度对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 598-607.
- [15] 陈鹏鑫, 武志文, 张皓, 等. 固体燃料超燃冲压发动机关键基础技术问题 [J]. 固体火箭技术, 2022, 45(6): 908-919.
- [16] ZHAO X, XIA Z X, LIU B, et al. Numerical study on solid-fuel scramjet combustor with fuel-rich hot gas [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 25-33.
- [17] YAKUSH S E, RASHKOVSKIY S A, BRYZGALOV A I. Combustion in a solid fuel scramjet with channel geometry variation due to burnout [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2019, 1250(1): 012042.

(下转第 65 页)

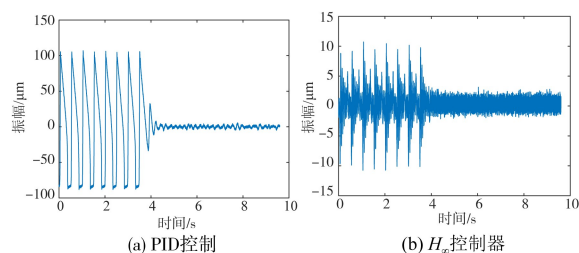


图8 两种控制器的悬浮效果对比试验

在20℃、150℃、300℃与450℃4个温度节点下引入与3.1节相同的正弦干扰,观察两种控制器的抗干扰效果,150℃时的效果对比如图9所示。

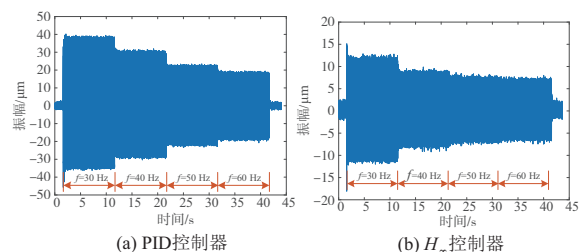


图9 150℃时两种控制器抗干扰效果对比

由图9可以看出,在受到同种正弦干扰, H_∞ 控制器表现出比PID控制器更好的扰动抑制效果,振幅下降较为明显,证明了 H_∞ 控制器具有更强的抵抗外界干扰能力。

4 结语

本文从温度对磁悬浮轴承-转子系统的影响入手,进行了理论分析,指出PID控制器用于高温磁悬浮轴承控制时的不足之处,将温度对转子系统的影响视为系统不确定性的增加,针对性地设计了鲁棒性更强的 H_∞ 控制器用于试验研究。试

验结果表明:从常温至450℃整个加热过程中, H_∞ 控制器振幅始终比PID控制器小,不会出现失稳现象,对外界低频干扰有更好的抑制效果,鲁棒性较强,证明所设计 H_∞ 控制器用于高温工况时的可行性。

参考文献:

- [1] SCHWEITZER G. Active magnetic bearings—chances and limitations [C]// Proceedings of the 6th IFTOMM International Conference on Rotor Dynamics. Sydney: UNSW Printing Service, 2002: 1-14.
- [2] MONTAGUE G, JANSEN M, PROVENZA A, et al. Experimental high temperature characterization of a magnetic bearing for turbomachinery [C]// 59th Annual Forum and Technology Display. Phoenix: American Helicopter Society, 2003 (E-13784).
- [3] JANSEN M, MONTAGUE G, PROVENZA A, et al. High speed, high temperature, fault tolerant operation of a combination magnetic-hydrostatic bearing rotor support system for turbomachinery [C]// Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Vienna: ASME, 2004, 41715: 599-606.
- [4] MINIHAN T, PALAZZOLO A, KIM Y, et al. Fail safe, high temperature magnetic bearings [C]// Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam: ASME, 2002, 36096: 1107-1116.
- [5] 王戈一. 磁悬浮多电发动机的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(4): 15-18, 35.
- [6] MA W Y, LIU G, LE Y, et al. Stiffness compensation control for centrifugal compressors based on online parameter identification of magnetic bearings [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2023, 70(9): 9421-9431.

收稿日期:2023-12-21

(上接第60页)

- [18] 王利和,武志文,等. 入口气流参数对固体燃料超燃冲压发动机燃烧室性能的影响分析[J]. 兵工学报, 2014(35): 691-696.
- [19] CHERNOV V. Experimental investigation of a solid fuel scramjet using an arc heater [J]. Journal of Propulsion and Power, 2019, 35(4): 879-882.
- [20] HU M, WEI Z J, DING S Q, et al. Numerical investigation of a combined solid fuel scramjet combustor [J]. Acta Astronautica, 2018, 148: 210-219.
- [21] ZHANG H, WANG N F, WU Z W. Effect of fuel grain configuration on the thrust of a solid-fuel scramjet [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 106: 106145.
- [22] HAN W Z, WEI Z J, YANG G, et al. Numerical study

on long-duration performance of solid-fuel scramjet with size-fixed aft channel [J]. Acta Astronautica, 2021, 189: 222-234.

- [23] INGENITO A, BRUNO C. Physics and regimes of supersonic combustion [J]. AIAA Journal, 2010, 48(3): 515-525.
- [24] ZHANG H, WANG N F, WU Z W, et al. A new model of regression rate for solid fuel scramjet [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 144: 118645.
- [25] 赵承庆,姜毅. 气体射流动力学[M]. 北京:北京理工大学出版社, 1998.

收稿日期:2024-03-13