

固冲发动机补燃室压强控制技术研究

齐鑫¹, 胡大庆², 张格¹, 何颐¹

(1. 中国航天科技集团公司第四研究院第四十一研究所 燃烧、流动和热结构国家级重点实验室, 西安 710025; 2. 中国航天科技集团公司四院, 西安 710025)

摘要: 以固体冲压发动机为动力的导弹, 其纵向通道控制系统设计中需要考虑固冲发动机的可控性、控制的经济性以及发动机的安全性, 需要对固冲发动机开展充分的试验验证, 通过补燃室压强控制试验验证发动机性能, 为导弹总体控制创造条件; 文章提出了一种基于补燃室压强闭环的控制策略, 可以在固冲发动机地面直连试验中有效验证固冲发动机控制性能; 建立了固冲发动机燃气发生器、补燃室数学模型, 设计控制律并进行数学仿真; 仿真结果表明, 文章设计的补燃室压强闭环控制系统可实现补燃室压强控制, 充分反应了固冲发动机控制性能, 可根据研究结果开展导弹纵向通道控制系统设计, 实现导弹总体对固冲发动机能量管理及进气道保护等方面的需求。

关键词: 固冲发动机; 补燃室; 控制技术

Research on Afterburning Chamber Control Technologies of A Solid Propellant Ducted Rocket

QI Xin¹, HU Daqing², ZHANG Ge¹, HE Yi¹

(1. The 41st Institute of the Fourth Academy of CASC, National Key Laboratory of Combustion, Flow and Thermo-structure, Xi'an 710025, China;
2. The Fourth Academy of CASC, Xi'an 710025, China)

Abstract: In the design of solid propellant ducted rocket missile longitudinal channel control system, the controllability, economical efficiency and safety of ducted rocket should be considered. The ducted rocket itself should be fully verified by experiments, and the problems should be found and solved through experiments, to create conditions for the control of the missile. In this paper, one method is proposed with afterburning chamber control strategy. Based on mathematical linearization control model of solid propellant ducted rocket, the control rate is designed and following the model is simulated. As a result, the simulation results show that the afterburning chamber control system from this paper can realize energy control, and the inlet can be protected to meet ducted rocket's requirements.

Keywords: solid propellant ducted rocket; afterburning chamber; control technologies

0 引言

固体火箭冲压组合发动机(以下简称固冲发动机)由进气道、燃气发生器、固体火箭助推器等几部分组成。利用空气中的氧气作为氧化剂, 大幅提高推进剂比冲, 配备该发动机的导弹武器可大大增加射程, 具有比冲高、巡航经济性好、机动性好等多方面优势^[1]。壅塞式固体火箭冲压发动机通过伺服机构带动针栓式或滑盘式阀门作动, 通过改变燃气发生器出口的喉部面积, 调节燃气发生器压强, 进而控制燃气流量, 具有大调节比且流量实时可控的优点^[2], 为进一步发挥以固冲发动机为动力导弹的经济性和机动性创造了条件^[3]。

然而, 以固冲发动机为动力的导弹武器高效可靠的控制燃气流量, 工程应用还需要做大量研究^[4-5]。包括燃气发

生器流量调节特性, 燃烧室压强对调节装置的影响, 烧蚀、沉积对流量调节性能的影响, 发动机结构材料工艺等的影响, 以及固冲发动机特有的负调特性等, 由于固冲发动机与导弹控制密切相关, 以上诸多问题不单单影响发动机本身, 同时影响了导弹纵向通道的控制性能, 为验证以固冲为动力导弹纵向通道的控制性能, 需要发动机开展大量试验验证工作。

固冲发动机地面直连试验是研究冲压发动机性能最常用也是最有效的手段。通过直连系统模拟进气道内的亚音速气流, 并注入补燃室与燃气掺混燃烧形成发动机推力。由于补燃室压强与固冲发动机推力具有明确的对应关系, 导弹总体对固冲发动机的可控性要求, 完全可以通过补燃室压强闭环控制进行验证。因此, 发动机地面直连试验过

收稿日期: 2021-03-23; 修回日期: 2021-04-28。

作者简介: 齐鑫(1982-), 男, 陕西西安人, 硕士, 高级工程师, 主要从事特种动力固体火箭发动机控制, 惯性导航与组合导航方向的研究。

引用格式: 齐鑫, 胡大庆, 张格, 等. 固冲发动机补燃室压强控制技术研究[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(7): 100-105.

程中,通过调节燃气流量控制补燃室压强,可以有效验证固冲发动机性能,具有重要意义。

本文对固冲发动机燃气发生器、补燃室、流量调节伺服进行了数学建模,提出了补燃室控制策略,设计补燃室、燃气发生器、伺服系统三环控制系统结构,并进行了数学仿真。仿真结果表明,采用本文所述的补燃室控制方式,能够实现补燃室压强控制,为导弹纵向通道控制提供依据。

1 固冲发动机建模

以固冲为动力的导弹武器,其投放后在预定高度速度条件下,无喷管助推器点火工作,产生推力短时间内快速增加导弹武器飞行速度,满足导弹武器转级条件后,打开进气道的出口和入口堵盖,使固冲发动机从不通流状态转为通流状态,超音速空气来流经过进气道压缩后与燃气发生器生成的一次燃气在无喷管助推器燃料燃尽的补燃室中掺混、燃烧。固冲发动机模型包括:燃气发生器、流量调节装置、空气来流、补燃室等几部分。

1.1 燃气发生器模型

固冲发动机的燃气发生器即为贫氧推进剂装药的固体火箭发动机,燃气发生器通过贫氧推进剂进行一次燃烧将固体燃料变成了均匀的可以二次燃烧的燃气,其工作过程与燃气发生器装药的特征速度、推进剂燃速、燃烧室压强等参数相关,内弹道性能可以按照固体火箭发动机模型计算。一次燃气流量与燃烧室压强和出口喉部面积有关,通过控制流量调节伺服机构来控制阀门位置,不同位置对应不同的出口喉部面积也对应了不同的燃烧室压强,通过改变出口喉部面积进而改变燃气发生器一次燃气流量。固体火箭冲压发动机燃气发生器装药为端面燃烧药柱,建立燃气发生器压强变化计算模型,燃烧产生的一次燃气其中一部分经流量调节阀门流出、一部分一次燃气滞留于燃气发生器内,假定燃气发生器药柱在一次燃烧过程中,满足理想气体状态方程理论。则由质量守恒定律得^[6-7]:

$$\frac{dP_r}{dt} = \frac{(C_r^* \cdot \Gamma_r)^2}{V_r} \left(\rho_p \cdot \eta_r \cdot \frac{dV_r}{dt} - \frac{P_r A_r}{C_r^*} \right) \quad (1)$$

$$\frac{dV_r}{dt} = A_b \cdot a \cdot e^{(T_0 - 295)\epsilon} \cdot P_r^n \quad (2)$$

式中, A_b 为推进剂的燃面; C_r^* 为推进剂的特征速度; a 为推进剂标的燃速; Γ_r 为比热比相关函数; P_r 为燃气发生器的压强; V_r 为燃气发生器的自由容积; A_r 为喷口喉部面积; ρ_p 为推进剂密度; ϵ 为推进剂温度敏感系数; n 为推进剂压强指数; η_r 为推进剂喷射效率。

1.2 流量调节伺服模型

伺服系统由伺服控制器、传动机构、位置传感器、支撑机构等几部分组成。三相无刷直流电机旋转带动齿轮组、滚珠丝杠副运动,并转化为丝杠螺母伸缩直线运动,带动阀门负载作动。

建立流量调节伺服机构数学模型,考虑无刷直流电机

电枢电感、电枢电阻、电机力矩系数、反电动势系数,以及机构、电机的转动惯量,直齿、丝杠减速器的减速比,反馈电位计系数等环节,由于伺服可近似为线性系统,假设二阶传递函数等效其模型。

$$G_d(s) = \frac{9761}{s^2 + 146.3s + 9766} \quad (3)$$

1.3 燃气流量模型

燃气发生器燃烧^[8]产生的可二次燃烧气体通过喉部面积可控的流量调节装置,喷射进入补燃室,进入补燃室的燃气流量与燃气发生器压强、流量调节阀门面积以及燃气特征速度相关。

$$\dot{m}_{\text{fuel}} = \frac{P_r A_r}{C_r^*} \quad (4)$$

式中, P_r 为燃气发生器压强; A_r 为燃气发生器喉部面积; C_r^* 为燃气发生器特征速度。

即燃气发生器内压强变化和阀门开度变化同时对燃气流量的大小起作用。当期望燃气流量减小时,增大流量调节阀面积,燃气流量先增大再减小;当期望燃气流量增大时,减小流量调节阀面积,燃气流量先减小再增大。这就是流量调节过程中的负调现象,燃气发生器压强变化是依靠燃速变化实现的,其过程要慢于流量调节装置的开度变化。两者变化速度不匹配导致了负调现象的产生,而决定最终流量大小的是燃气发生器压强。

建立燃气发生器动态模型,设计PID控制器控制燃气发生器压强^[9],并进行仿真。假设初始状态燃气流量指令为0.5 kg/s,燃气发生器初始压强为2.4 MPa,初始喉部面积112.7 mm²,仿真第5 s时目标流量调整为0.2 kg/s,仿真结果如图1~3所示。

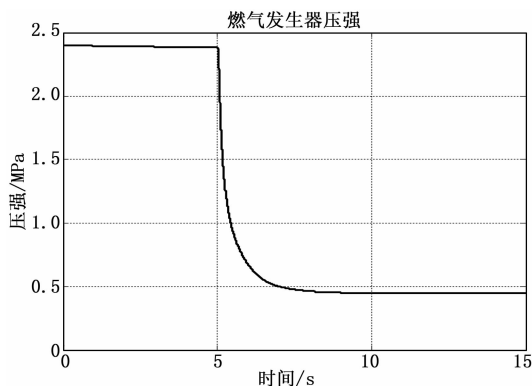


图1 燃气发生器压强仿真曲线

根据仿真结果可以看出,通过控制流量调节伺服机构的位置可以改变燃气发生器出口的喉部面积,进而改变燃气发生器燃烧室内的压强和一次喷射的燃气流量,当仿真第5 s流量指令由0.5 kg/s,阶跃变化至0.2 kg/s时,喉部面积也出现了阶跃式跳变,燃气发生器压强随之降低,经过一段时间的调整,燃气发生器压强稳定在0.45 MPa,而燃气流量在此过程中出现了负调,负调值为阶跃指令变化量的75%,负调现象非常明显。

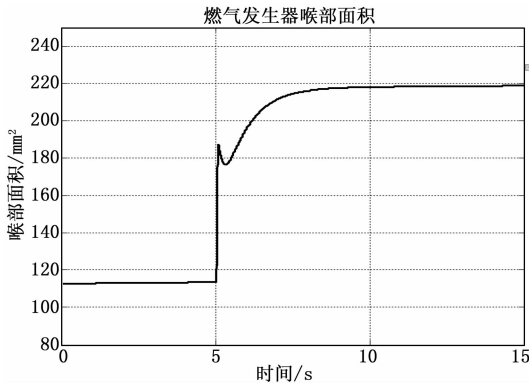


图 2 燃气发生器喉部面积仿真曲线

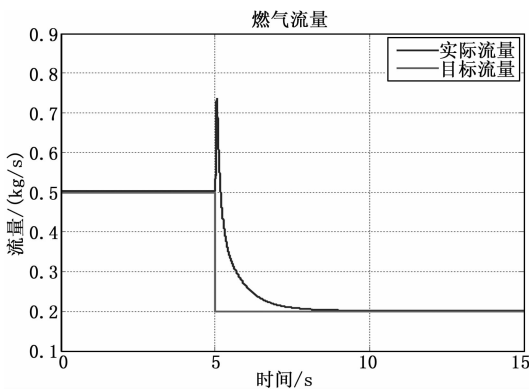


图 3 燃气流量仿真曲线

1.4 补燃室模型

补燃室作为双用途发动机，利用无喷管助推器工作后的燃烧室作为冲压燃烧室，燃气发生器产生的一次燃气带有巨大的热能，将由导弹武器进气道进入的来流空气加热并掺混、燃烧，使温度进一步升高并形成补燃室推力。补燃室为无喷管设计，其喷口前气流具有足够高的温度和压力，具有足够高的能量以供产生较高的喷射气流，从而获得较高的发动机推力^[10]。固冲发动机推力大小与导弹武器飞行的高度、马赫数、攻角、侧滑角等飞行状态密切相关，当导弹飞行包络确定后，设计适合飞行条件的固冲发动机喷管、进气道结构外形。来流空气和一次燃气在补燃室内掺混均匀，假设补燃室在工作过程中服从理想气体状态方程，补燃室内压强和温度等参数处处都保持一致，进入补燃室中的来流空气和一次燃气之和等于喷出固冲发动机尾喷管的能量以及在补燃室中滞留气体之和^[11]。则依据质量守恒定律，补燃室压强计算公式如下：

$$\bar{m}_{air} = \Phi \cdot \rho_H \cdot V_H \cdot A_C \quad (4)$$

$$\frac{V_b}{(C_b^* \cdot \Gamma_b)^2} \cdot \frac{dP_b}{dt} = \dot{m}_{fuel} + \dot{m}_{air} - \frac{P_b A_{t_b}}{C_b^*} \quad (5)$$

$$F_m = X_a P_b - P_H \cdot A_e - \bar{m}_{air} V_H \quad (6)$$

X_a 为推力系数； P_b 为固冲发动机补燃室压强； P_H 为大气压； F_m 为发动机推力； ρ_H 为大气密度； V_H 为速度； A_e 为固冲发动机出口面积； A_{t_b} 为补燃室喉部面积； A_C 为进气道等效

面积； Φ 为进气道系数； V_b 为容积； C_b^* 为特征速度； Γ_b 为比热函数。

建立补燃室动态模型，导弹在飞行过程中，其飞行速度和大气密度均为缓变量，进气道随导弹飞行姿态扰动而变化，可作为弹体飞行过程中的扰动，此处不再考虑。假设输入的空气流量为 6.5 kg/s，补燃室压强仿真结果如图 4 所示。

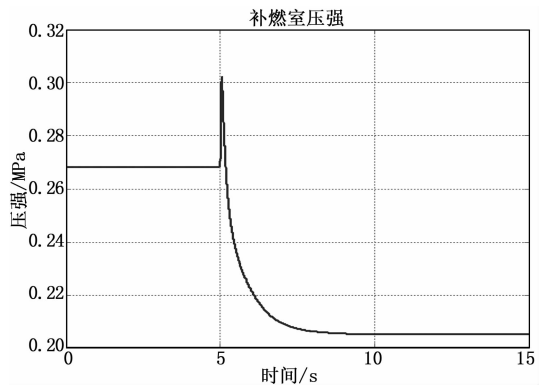


图 4 补燃室压强仿真曲线

由仿真结果可以看出，当燃气流量出现负调时，固冲发动机的推力输出也出现了较大幅度的波动，燃气流量的扰动为补燃室瞬间大幅增加了燃料，补燃室压强在扰动作用下明显出现了波动。

2 基于模糊自适应算法的燃气发生器控制

经过分析，流量调节阀门面积变化过快是导致负调产生的直接原因，给初始阀门面积一个合理的过渡过程，降低其变化速率，使阀门面积变化与燃气发生器压强变化匹配，从而抑制负调。

2.1 模糊自适应算法

模糊自适应算法是根据系统的状态信息，通过辨识过程的模糊模型，获取所需的控制规律，调整控制器参数，以适应不同的应用环境。具有较强的鲁棒性，实现所需要的控制性能^[12]。

模糊自适应算法通常由模糊推理、模糊化、反模糊化、软反馈以及模糊规则等 5 个部分组成，是基于 Zadeh 的模糊理论。模糊推理是利用模糊逻辑的方法，将输入空间中的模糊子集映射至输出空间的子集上，比如可以采用基于 Takagi-Sugeno 模糊模型算法。模糊化是通过变换模糊因子、隶属度变换函数将实测的系统状态转换为模糊系统子集。反模糊化是将得到的模糊值转换为明确数值，利用反变换因子将输出的模糊子集变换成对应的数值输出，可采用 Max-Min 准则进行判断计算。软反馈则是由控制量校正模块、规则参数修正模块、性能测量模块等几部分组成，通过反馈信息对控制器性能参数进行调整，进而更加具有适应性，改善被控过程的控制效果。模糊规则^[13]则是人们归纳总结出的被控对象的规律，规则的制定是模糊控制中的核心。基于模糊自适应算法的控制系统设计结构^[14]如图 5 所示。

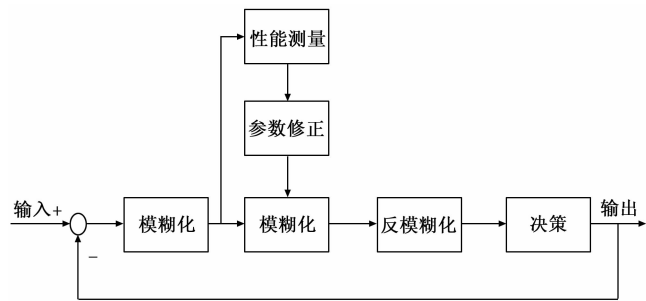


图 5 模糊自适应控制系统原理图

2.2 基于模糊自适应的燃气发生器压强控制

模糊自适应 PID 控制器由离线和在线两部分组成^[15-16], 离线部分通过发动机地面试车数据, 结合数字仿真和半实物仿真获取控制规律, 并通过数字拟合得到 PID 控制函数。在线部分通过 PID 控制函数对 PID 控制器进行修正^[17], 采用模糊自适应控制算法的燃气发生器压强控制原理图如图 6 所示。

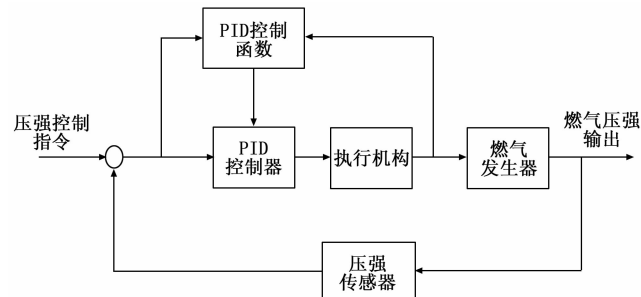


图 6 燃气发生器压强控制原理图

燃气流量调节随着燃烧室压强的变化, 流量响应也在同时变化。为了更好地抑制负调现象, 采用模糊自适应的燃气发生器通过调整过渡过程, 能够有效解决负调与快速性的矛盾。设计模糊自适应控制器对燃气发生器压强进行闭环控制。仿真结果如图 7~10 所示。

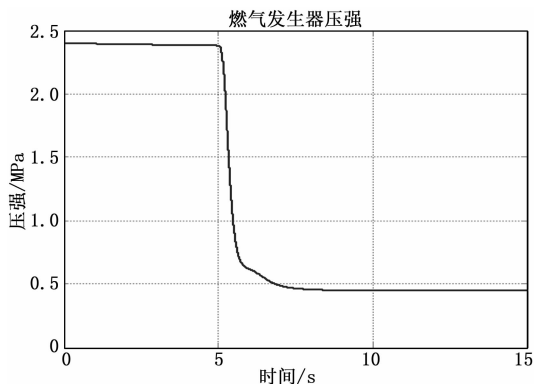


图 7 采用模糊自适应控制的燃气发生器压强仿真曲线

根据仿真结果可以看出, 采用模糊自适应控制后, 燃气发生器喉部面积变化速度明显降低, 更有利于与燃气发生器压强变化匹配, 当仿真第 5 s 流量指令由 0.5 kg/s, 阶

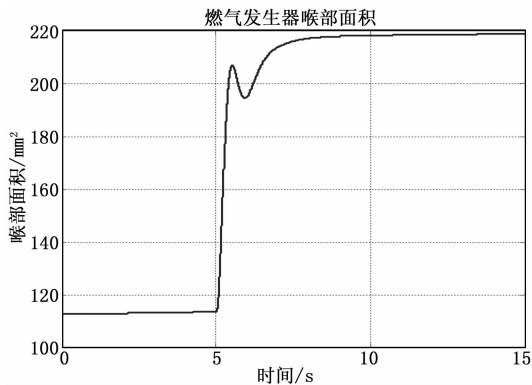


图 8 采用模糊自适应控制燃气发生器喉部面积仿真曲线

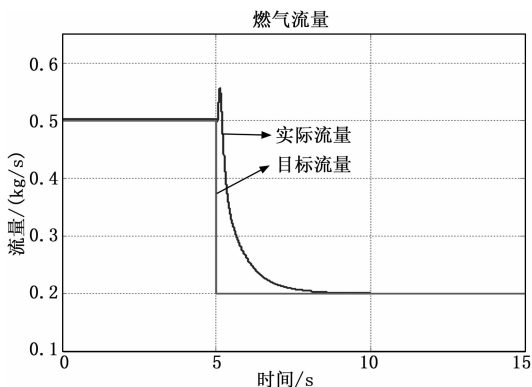


图 9 采用模糊自适应控制的流量仿真曲线

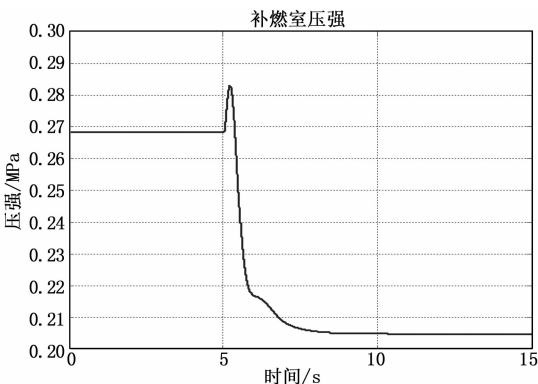


图 10 采用模糊自适应控制的补燃室压强仿真曲线

跃变化至 0.2 kg/s 时, 燃气流量在此过程中出现了一定负调, 但降低非常明显, 负调值为阶跃指令幅值的 25%, 随着燃气流量负调的减小, 固冲发动机补燃室压强扰动也明显改善, 有利于导弹总体对固冲发动机的应用。

3 补燃室控制及仿真

固冲发动机地面直连试验过程中, 通过控制补燃室压强, 可有效验证固冲发动机控制性能^[18-19], 开展固冲发动机补燃室压强闭环控制的研究工作具有重要意义。

固冲发动机补燃室在工作过程中, 其工作状态随着补燃室燃气的特征速度、补燃室压强等状态变化。将某一燃气流量、空气来流状态掺混燃烧, 即平衡状态下, 对小偏

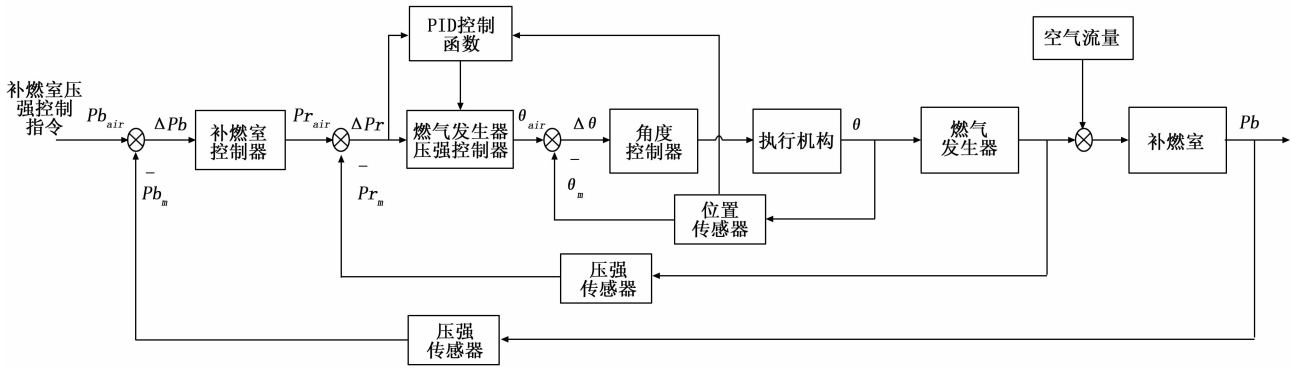


图 11 补燃室压强闭环控制方案

差下线性化模型进行处理，并进行拉式变换，得到一次燃气流量、空气来流到补燃室压强变化的传递函数。

$$W_m^p(s) = \frac{1}{\tau_b s + 1} \quad (7)$$

其中： τ_b 是补燃室时间常数，表征了补燃室在工作过程中受到扰动后，压强再次进入稳态的过渡时间。

根据发动机特性设计补燃室控制方案，固冲发动机补燃室压强闭环控制回路设计如图 11 所示，控制回路由外环、中环和内环三环组成。其中，外环为补燃室压强控制回路，将补燃室压强传感器采集值与补燃室压强指令比较，形成补燃室压强偏差，通过补燃室压强控制器形成燃气发生器压强控制指令。中环则为燃气发生器压强闭环控制回路，根据模糊自适应控制理论设计燃气发生器压强闭环控制器，并根据模糊模型获得控制参数，模糊控制器接收补燃室控制器发送的压强控制指令，与采集到的燃气发生器传感器压强进行比较，形成伺服位置控制指令。内环则为燃气流量调节伺服机构控制环，伺服机构位置控制器接收燃气发生器控制器解算出的位置指令，通过与位置传感器测量的位置信息进行比较并控制伺服电机作动，形成伺服机构位置控制闭环。伺服控制器、补燃室压强控制器、燃气发生器压强控制器组成的三环控制回路。最终，通过解算获得伺服控制指令，伺服执行调节指令并改变燃气发生器出口面积，改变燃气发生器压强，进而改变固冲发动机燃气发生器一次燃气流量，并与来流空气掺混燃烧形成补燃室压强，实现对冲压发动机推力控制性能验证。

建立发动机推力模型，设计固冲发动机补燃室控制器、燃气发生器压强控制器，并调节控制参数。设计补燃室压强典型工作曲线，补燃室初始工作压力为 0.25 MPa，10 s 后阶跃爬升至 0.35 MPa，10 s 后阶跃爬升至 0.45 MPa，维持 10 s 后由 0.45 MPa 阶跃下降至 0.35 MPa，10 s 后再阶跃下降至 0.25 MPa，该段目标曲线覆盖了补燃室控制可能涉及到的大部分范围，同时阶跃指令也是最严酷的考核手段。仿真条件下，补燃室压强仿真曲线、发动机推力仿真曲线如图 12~13 所示。

由图 12~13 可以看出补燃室压强能够按照指令要求变

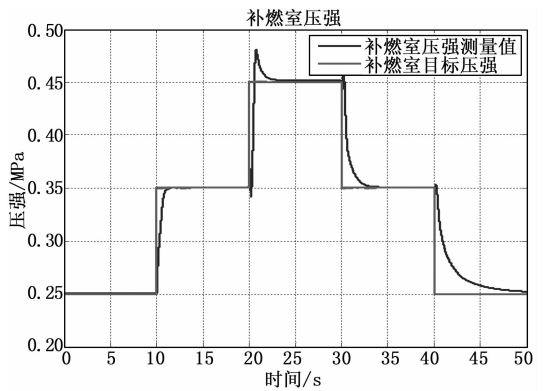


图 12 补燃室压强仿真曲线

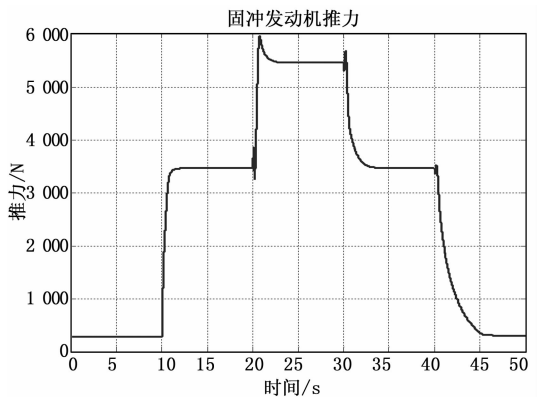


图 13 发动机推力仿真曲线

化，系统在 0.35~0.45 MPa 的高压段出现了超调，超调量为补燃室压强阶跃指令幅值的 30%，而低压段补燃室压强跟随较好，基本无超调。

仿真结果表明：采用补燃室压强闭环、燃气发生器压强闭环、伺服系统三环控制方案，能够实现补燃室压强控制，补燃室压强能够较好的跟随压强指令变化，发动机推力与补燃室压强趋势一致，推力可控。

4 结束语

本文基于以固冲为动力导弹发动机推力控制试验验证需求，在开展固冲发动机地面直连试验^[20]中采用补燃室控制方式，验证发动机推力控制性能。本文建立了固冲发动

机燃气发生器、补燃室数学模型,设计补燃室控制、燃气发生器压强闭环控制器并优化控制参数,进行仿真。仿真结果表明:采用三环补燃室压强闭环控制方案能够实现补燃室压强控制。补燃室压强可控,充分验证了固冲发动机推力控制性能,为固冲发动机工程应用提供了条件。

参考文献:

- [1] FRY R S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20 (1), 27 - 58.
- [2] HANS-L BESSER. History of Ducted Rocket Development at Bayern-Chemie [C] //44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [3] HOBIN S LEE. Gas dynamics Effects on Burning in Internal Duct Flows of Pyrotechnic Devices [C] //Aiaa/asme/sae/asee Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2013.
- [4] 曹军伟,王虎干,蔡选义,等.整体式固体火箭冲压发动机在远程空空导弹上的应用[J].航空兵器,2002(2):31-34.
- [5] NAHSHON INDIG, JOSEPH Z. Ben-Asher, Erez Sigal. Near-Optimal Minimum Time Guidance under a Spatial Angular Constraint in Atmospheric Flight [C] //AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Kissimmee, Florida, 2015.
- [6] 鲍文,牛文玉,于达人.固体火箭冲压发动机针阀型燃气流量控制系统设计及试验研究[C] //中国宇航学会固体火箭推进专业委员会第二十六届年会,长沙:中国宇航学会,2009:375-383.
- [7] LICHTSINDER M. Jet engine model for control and real-time simulations [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power ASME, 2006 (128): 745 - 753.
- [8] 姚娜,何洪庆,含硼贫氧推进剂固体燃料冲压发动机性能计算[J].固体火箭技术,2001,24(4)12:12-15.
- [9] 刘源翔,姚晓先.一种流量调节燃气发生器压强控制算法的研究

(上接第94页)

并且由于智能工位的可适性,其对包装、颜色、纹理等视觉属性以及产品置换等都有良好的技术扩展性,可以在更多领域和工业环境得到很好的利用。

21世纪是科技的时代,如何把前沿性的科技理论落地到具体的生态环境之中,这正是新一代科研工作者应该考虑和重视的环节。而只有当像食品生产这样的基础性工业得到有效的技术渗透,才真正实现了科技的时代性助益。

参考文献:

- [1] 张琦琦.基于机器视觉的SMD轮毂生产信息采集与处理系统研发[D].南京:南京理工大学,2017.
- [2] 王爱珍.基于机器视觉的低对比度物体二维尺寸测量方法的研究[D].西安:西安理工大学,2019.
- [3] 周春兰.基于视觉技术的零件尺寸测量系统的研究[D].杭州:浙江理工大学,2016.
- [4] ESRA KUTLUGÜN, CAN EYÜPOĞLU. Artificial Intelli-

gence [J]. 固体火箭技术,2014,37(1):43-47.

- [10] NIU W-Y, BAO W, CHANG J. Control system design and experiment of needle-type gas regulation system for ducted rocket [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace, 2010, 224 (5): 563 - 573.
- [11] THOMAIER D. Speed control of a missile with throttleable ducted rocket propulsion [J]. Advances in Air-Launched Weapon Guidance and Control, N88-19553: 12 - 15.
- [12] 李士勇.模糊控制[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2011.
- [13] 杨恺华,祁克玉,王芹.基于模糊控制的二维弹道修正引信滚转角控制算法[J].探测与控制学报,2015,37(2):19-23.
- [14] 席爱民.模糊控制技术[M].西安:西安电子科技大学出版社,2008.
- [15] MARCOS A, BALAS G J. Development of linear-parameter-varying models for aircraft [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2014, 27 (2): 218 - 228.
- [16] MACLNNIS D V. Effects of gas generator burn rate variability on variable flow ducted rocket design and performance [C] //Aiaa/asme/sae/asee Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.
- [17] HUANG Y, XUE W C. Active disturbance rejection control: methodology and theoretical analysis [J]. Isa Transactions, 2014, 53 (5): 567 - 584.
- [18] 齐鑫,等.固冲动力导弹纵向通道控制弹机一体化设计[J].计算机测量与控制,2020,28(5):137-141.
- [19] 何坤,等.火箭冲压发动机燃气发生器燃气流量控制设计[J].计算机仿真,2017,34(5):49-52,67.
- [20] 冯喜平,李进贤,唐金兰.固冲发动机地面试验测控系统研究[J].计算机测量与控制,2009(12):71-74.
- [1] 齐鑫,等.基于机器视觉的SMD轮毂生产信息采集与处理系统研发[D].南京:南京理工大学,2017.
- [2] 王爱珍.基于机器视觉的低对比度物体二维尺寸测量方法的研究[D].西安:西安理工大学,2019.
- [3] 周春兰.基于视觉技术的零件尺寸测量系统的研究[D].杭州:浙江理工大学,2016.
- [4] ESRA KUTLUGÜN, CAN EYÜPOĞLU. Artificial Intelligence Methods Used in Computer Vision [C] //International Conference on Computer Science and Engineering (UBMK), 2020 (5).
- [5] 蔡毅.天然橡胶包装生产线自动化改造[D].海口:海南大学,2017.
- [6] 孙跃志.电子油门踏板全自动生产线关键工作站及数字孪生驱动的装配系统研究[D].南京:东南大学,2019.
- [7] MA Y P. An Intelligent Object Detection and Measurement System Based on Trinocular Vision [J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2020, 30 (3): 711 - 724.
- [8] 陈顺.融合Canny算子和形态学的齿轮图像边缘检测研究[J].机电工程,2020,37(7):821-825.
- [9] 李翠锦,瞿中.基于深度学习的图像边缘检测算法综述[J].计算机应用,2020,7:1-12.
- [10] 姜学涛.基于汇聚式双目视觉的轴类零件测量技术研究[D].杭州:浙江大学,2019.