

固冲动力导弹纵向通道控制弹机一体化设计

齐鑫, 惠钰, 王珂, 徐国栋

(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)

摘要: 以固体冲压发动机为动力的导弹武器, 其弹道规划中应充分考虑发动机工作的经济性以及进气道的安全性, 根据实时飞行状态调节燃气流量实现燃料最优控制, 同时限制补燃室压强以满足进气道裕度要求; 文章提出了一种基于速度控制策略设计的导弹纵向通道弹机一体化控制系统, 建立发动机及导弹控制线性化数学模型, 设计控制律并进行数学仿真, 仿真结果表明文章设计的纵向控制系统可实现导弹能量管理需求, 并对进气道进行保护, 满足固冲发动机的使用要求。

关键词: 固冲发动机; 纵向通道控制; 弹机一体化

Longitudinal Channel Control of Integrated Missile and Engine Design Method for A Solid Propellant Rocket Ramjet Engine Missile

Qi Xin, Hui Yu, Wang Ke, Xu Guodong

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

Abstract: For a solid propellant rocket ramjet engine missile, the economical efficiency of engine and reliability of inlet should be fully considered in trajectory planning. According to the real time flight state, trajectory planning should fulfill the requirements as regulating gas flow for optimize control, and limit the pressure of afterburning chamber to satisfy the needs of supersonic inlet safety margin. In this paper, one method is proposed with velocity control strategy for integrated missile and engine system. Based on mathematical linearization control model of missile and engine, the control rate is well designed and following the model is simulated. As a result, the simulation results show that the longitudinal channel control system from this paper can realize energy control for missile, and the inlet can be protected to meet ramjet engine's requirements.

Keywords: solid propellant rocket ramjet; longitudinal channel control; integrated missile and engine

0 引言

以固体火箭冲压发动机(以下简称固冲发动机)为动力的导弹武器, 与常规固体火箭导弹相比, 其推力可控, 具有比冲高、巡航经济性好、机动性好等多方面优势, 已经成为新一代中等超音速、中远距离战术导弹的最佳选择。美国、俄罗斯及欧洲各军事强国在固冲为动力导弹武器方面均开展了大量研究设计工作, 如美国的 AIM-120D、俄罗斯的 R-77M, 欧洲的“流星”导弹均以固冲发动机为动力。

通过推力调节, 固冲为动力导弹可实现速度控制, 进而达到弹道优化的目的, 节省发动机燃料, 实现更远射程, 同时可在飞行末端增大末速提高导弹机动性能。以上这些优势, 均建立在导弹纵向通道控制的基础上。因此, 研究固冲发动机动态特性, 选择合适的控制策略, 优化控制律提高纵向通道控制品质对发挥固冲为动力导弹射程优势, 实现固冲发动机的型号应用具有重要意义。

收稿日期: 2020-03-02; 修回日期: 2020-04-01。

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。

以固冲为动力的导弹武器飞行状态与固冲发动机性能相互影响、相互耦合^[1]。飞行速度、高度、攻角的变化会改变发动机进气道入口条件, 改变固冲发动机进气量, 影响发动机性能。而固冲发动机自身流量调节会改变一次燃气流量的大小, 与空气掺混燃烧, 改变发动机推力^[2]。因此, 固冲发动机本身受多重因素相互影响, 是一个多输入、非线性、时变系统, 发动机本身性能与导弹控制、气动特性具有强相关性^[3]。

然而, 固冲为动力导弹纵向通道控制既要发挥发动机的最优性能, 同时要保证冲压发动机进气道保护, 使冲压发动机能在靠近进气道临界状态下工作, 提高冲压发动机性能, 同时又不致于出现进气道喘振问题。目前, 国内液体冲压发动机大都采用燃油流量调节, 以液冲为动力的导弹控制技术也较为成熟, 如等油量控制、进气道总压恢复系数控制以及速度控制等。而固冲发动机具有非最小相位系统特性, 在受扰动条件下, 相比与液冲发动机, 更容易引发进气道裕度不足不启动的问题, 控制难度更大。

导弹控制专业对液体发动机导弹或液冲发动机纵向通道控制技术研究已经十分成熟。固冲发动机专业技术人员主要针对发动机一次燃烧室压强控制开展了大量研究, 牛文玉、鲍文^[4]等对燃气流量可调的固冲发动机的控制方法

进行了研究。

由于固冲发动机被控对象的复杂性，发动机系统很难为导弹控制系统提供准确的固冲发动机动态系统线性化模型，线性化模型提取的不准确势必影响导弹性能，因此需要开展导弹纵向通道弹机一体化控制设计工作。

本文对固冲发动机进行了数学建模并建立导弹纵向通道运动模型，提出了以固冲为动力导弹纵向通道控制策略，对比分析推力闭环控制和速度闭环控制两种控制方式并进行了数学仿真。仿真结果表明，采用速度控制模式可实现较为准确的速度跟随，同时实现冲压发动机进气道保护，具有较高的抗扰动能力，提高了固冲为动力导弹性能。研究结果可为固冲为动力导弹纵向通道控制系统设计提供指导。

1 固冲发动机建模

固体火箭冲压发动机由进气道、燃气发生器、固体火箭助推器等几部分组成，助推器有专用尾喷管，助推器与续航段发动机共用燃烧室。助推器工作结束后，进气道出入口堵盖打开，空气来流与燃气发生器产生的燃气在助推器燃尽的燃烧室中掺混燃烧，本文研究的内容即续航段纵向通道控制，建立模型包括：燃气发生器产生一次燃气、空气来流、补燃室掺混燃烧等几部分。

1.1 燃气发生器建模

固冲发动机燃气发生器是一个固体火箭发动机，其工作过程、内弹道性能计算均可参考固体火箭发动机，燃气发生器采用贫氧推进剂，通过燃烧将固体燃料转化成均匀的可二次燃烧的气体燃料。通过控制燃气流量调节装置，改变燃气发生器喉部面积，进而改变燃气流量以及燃气发生器内部压强。设计固冲发动机燃气发生器为端面燃烧药柱，假设燃气发生器燃烧过程中，气体的压强和温度等参数处处一致，燃气服从理想气体状态方程。建立燃气发生器压强计算模型，单位时间内，贫氧推进剂燃烧产生的一次燃气一部分经流量调节阀流出燃气发生器、一部分滞留在燃气发生器中，则由质量守恒可以得到^[5-6]：

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

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

模型中参数定义如下：

P_r 为燃气发生器压强； C_r^* 为燃气发生器特征速度； Γ_r 为燃气发生器比热比的函数； V_r 为燃气发生器自由容积； ρ_r 为燃气发生器推进剂密度； η_r 为推进剂一次喷射效率； A_r 为燃气发生器喉部面积； a 为含硼贫氧推进剂标准状态下的燃速； n 为含硼贫氧推进剂燃速压强指数； A_b 为含硼贫氧推进剂燃面； ϵ 为推进剂燃速温度敏感系数。

同时，建立流量调节装置伺服机构数学模型，采用电动伺服机构无刷直流电机作为驱动部件，建立电机、控制电路、减速器、位置反馈电位计等环节的数学模型。

1.2 补燃室建模

燃气发生器燃烧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，与由进气道进入的空气掺混燃烧，形成补燃室压力，使得补燃室喷口前气流具有足够高的能量，产生足够大的喷射速度获取发动机推力。冲压发动机推力大小与导弹速度、高度和攻角等相关，假设补燃室燃烧过程中，空气和燃气掺混浓度均匀，压强和温度等参数处处一致，燃气服从理想气体状态方程，依据补燃室中的质量守恒，进入补燃室的空气和一次燃气之和等于流出冲压喷管的流量和补燃室中滞留燃气之和。建立补燃室压强计算模型^[7]：

$$\bar{m}_{fuel} = \frac{P_r A_r}{C_r^*} \quad (3)$$

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

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

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

\bar{m}_{fuel} 为燃气流率； \bar{m}_{air} 为空气流率； Φ 为进气道流量系数； ρ_H 为飞行高度下的大气密度； V_H 为飞行速度； A_C 为进气道面积； V_b 为补燃室自由容积； C_b^* 为补燃室特征速度； Γ_b 为补燃室比热比的函数； P_b 为补燃室压强； A_t 为喷管喉部面积； F_m 为固冲发动机推力； X_a 为推力计算简化系数； P_H 为飞行高度下的大气压强； A_e 为喷管出口面积。

1.3 弹体纵向通道建模

假设不计地球自转，忽略哥利奥理加速度分量，不考虑引力加速度矢量相对惯性坐标系的变化，忽略质心在弹体坐标系中的相对速度。忽略干扰力和干扰力矩的影响条件下，采用一般导弹武器的小扰动运动方程^[8-9]为：

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - G \sin \theta \quad (7)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y - G \cos \theta \quad (8)$$

$$J_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z \quad (9)$$

$$\vartheta = \theta + \alpha \quad (10)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta \quad (11)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \theta \quad (12)$$

V 为导弹速度； P 为发动机推力； α 为导弹攻角； G 为导弹重力； θ 为弹道倾角； X 为前向力； Y 为升力； J_z 为沿 z 轴的转动惯量； ω_z 为沿 z 轴的转动角速度； M_z 为沿 z 轴的力矩。

2 纵向通道传递函数

2.1 燃气发生器传递函数

燃气发生器工作过程中，其工作状态随燃气发生器压强、特征速度、燃烧室自由容积等状态变化。将某一时刻即平衡状态下对小偏差线性化处理，并进行拉普拉斯变换得到燃气发生器喉部面积到燃烧室压强的传递函数。

$$W_A^p(s) = \frac{1}{\frac{1-n}{\tau_r s + 1}} \quad (13)$$

其中: $\frac{\tau_r}{1-n}$ 是燃气发生器燃烧室时间常数, 表征了燃气发生器燃烧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, $\frac{\tau_r}{1-n}$ 与平衡压强、自由容积、压强指数成正比, 与平衡位置处质量流量、特征速度、比热比成反比; $\frac{1}{1-n}$ 是放大系数, 描述扰动作用在燃速方面的转换放大能力。

2.2 补燃室传递函数

补燃室工作过程中, 其工作状态随补燃室压强、特征速度等状态变化。将某一时刻即平衡状态下对小偏差线性化处理, 并进行拉普拉斯变换得到补燃室空气或燃气流量到补燃室压强的传递函数。

$$W_m^p(s) = \frac{1}{\tau_b s + 1} \quad (14)$$

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。

2.3 弹体纵向通道传递函数

将某一时刻弹体质量、发动机推力、阻力系数、弹道倾角、力矩、转动惯量等参数平衡状态下小偏差线性化处理, 并进行拉普拉斯变换得到弹体推力对飞行速度的传递函数。

$$W_{F_v}^v(s) = \frac{K_v(s + 1/T_v)}{s^2 + 2\xi\omega s + \omega^2} \quad (15)$$

K_v 为速度传递函数增益; T_v 为速度传递函数时间常数; ξ 为弹体纵向通道运动阻尼比; ω 为弹体纵向通道固有频率。

3 加速度闭环控制系统设计及仿真

针对固体冲压发动机为动力的导弹飞行、推力一体化协调控制问题, 设计了导弹纵向气动、发动机线性化模型, 开展导弹速度控制及加速度控制等方案的研究工作。根据弹道规划设计导弹加速度控制方案。

导弹纵向通道加速度控制回路设计如图 1 所示, 整个控制回路由内、中、外三环组成, 其中内环为伺服控制回路, 伺服角度控制器接收角度指令, 通过与角度传感器比

较并控制伺服电机作动, 形成伺服角度控制闭环。中环为燃气发生器压强闭环控制回路, 燃气发生器压强控制器接收压强控制指令, 通过与采集到的燃气发生器压强比较, 并形成角度指令。外环为导弹纵向通道推力控制回路, 将导弹当前飞行弹道与规划弹道进行状态比较, 形成加速度控制指令, 该指令与弹上惯组获取的加速度信息比对形成加速度偏差, 通过导弹加速度控制器形成燃气发生器压强控制指令。导弹加速度控制器、燃气发生器压强控制器、伺服控制器三环控制调节燃气发生器喉部面积, 改变燃气流量, 进而改变固冲发动机推力, 实现飞行弹道。

建立导弹六自由度仿真模型及发动机推力模型, 设计导弹加速度控制器、燃气发生器压强控制器控制参数。在 10 km 高度导弹由 2.5 Ma 加速飞行至 3 Ma 并巡航, 在该典型弹道情况下对加速度控制方案进行仿真, 考虑攻角变化, 会对进气道进气量及阻力产生影响, 加入幅值为 2° , 频率为 4 Hz、1 Hz、0.3 Hz 的攻角正弦扰动条件下速度曲线、加速度曲线、发动机推力、燃气发生器压强的仿真结果如图 2~5 所示。

由图 2~5 可以看出加速度闭环控制系统在受到 0.3 Hz 低频率攻角扰动条件下, 速度曲线出现了小幅抖动。在加速段和续航段, 加速度、推力、燃气发生器压强均出现了明显抖动, 加速段加速度抖动范围 $\pm 1 \text{ m/s}^2$, 发动机推力抖动范围 $\pm 200 \text{ N}$, 燃气发生器压强抖动范围 $\pm 0.3 \text{ MPa}$, 巡航段加速度抖动范围 $\pm 3 \text{ m/s}^2$, 发动机推力抖动范围 $\pm 1000 \text{ N}$, 燃气发生器压强抖动范围 $\pm 1 \text{ MPa}$ 。

4 速度闭环控制系统设计及仿真

导弹纵向通道速度控制回路设计如图 6 所示, 整个控制回路由内、中、外三环组成, 其中内环、中环与加速度闭环控制回路相同, 分别为伺服控制回路和燃气发生器压强闭环控制回路。外环为导弹纵向通道速度控制回路, 将导弹当前飞行弹道与规划弹道进行状态比较, 形成速度控制指令, 该指令与弹上导航系统获取速度信息比对形成速度偏差。同时, 考虑冲压发动机进气道保护, 加速段根据导弹不同飞行工况, 对加速度值加以限制, 以保证发动机安全性, 通过导弹速度控制器形成燃气发生器压强控制指令。导弹速度控制回路、燃气发生器压强控制回路、伺服控制回路三环控制调节燃气发生器喉部面积, 改变燃气流量, 进而改变导弹飞行速度, 实现飞行弹道。

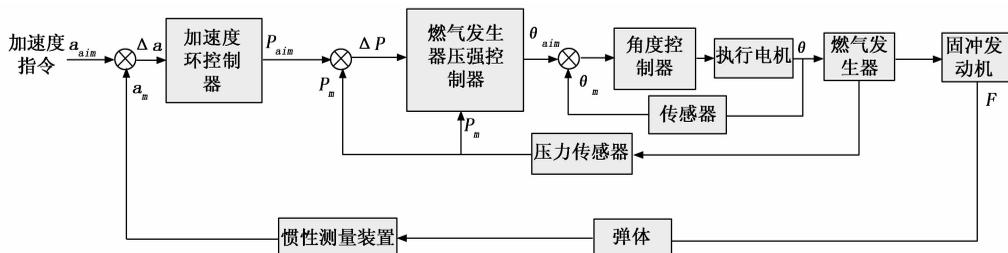


图 1 加速度闭环控制方案

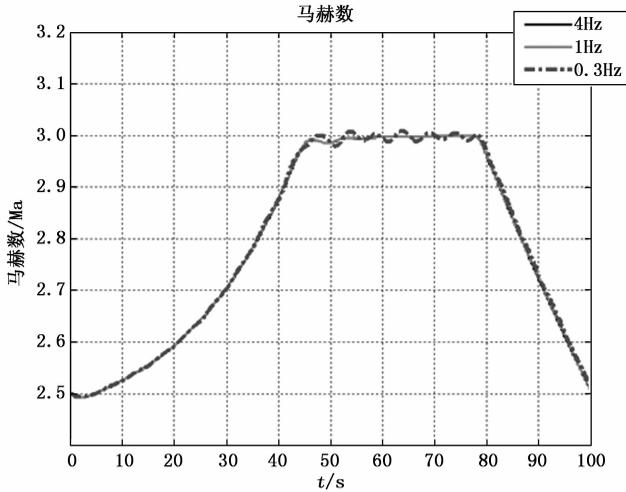


图 2 速度仿真曲线

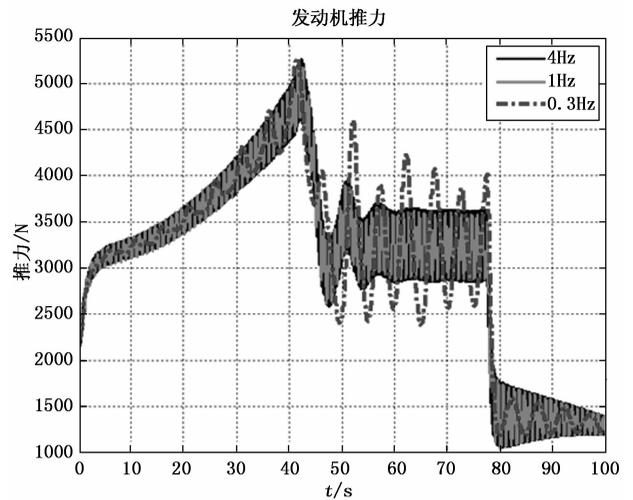


图 4 发动机推力仿真曲线

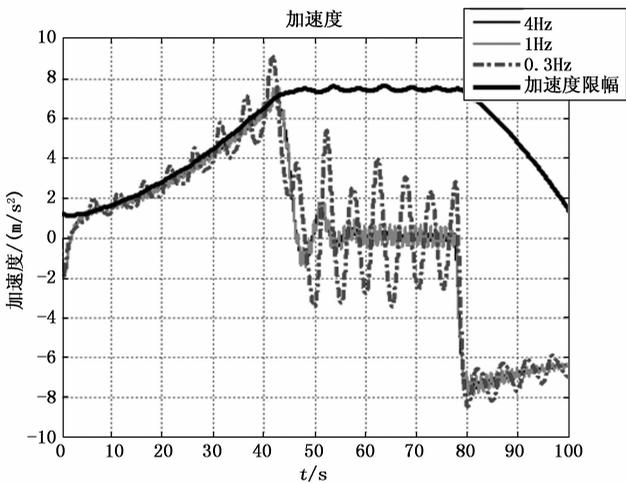


图 3 加速度仿真曲线

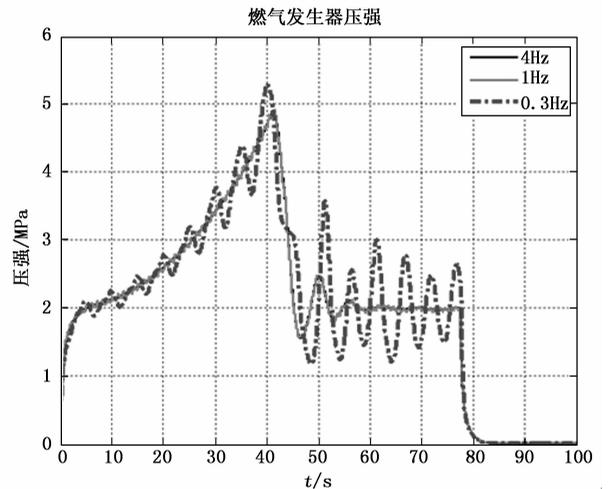


图 5 燃气发生器仿真压强曲线

建立导弹六自由度仿真模型及发动机推力模型，设计导弹速度控制器、燃气发生器压强控制器控制参数。在 10 km 高度导弹由 2.5 Ma 加速飞行至 3 Ma 并巡航，在该典型弹道情况下对加速度控制方案进行仿真，考虑攻角变化，会对进气道进气量及阻力产生影响，加入幅值为 2°，频率为 4 Hz、1 Hz、0.3 Hz 的攻角正弦扰动条件下仿真结果如图 7~10 所示。

由图 7~10 可以看出速度闭环控制系统在受到扰动时工作较稳定，攻角扰动条件下，速度曲线未出现明显抖动。

在加速段和巡航段，加速度、推力、燃气发生器压强相比加速度闭环控制均有不同程度降低，加速段加速度抖动范围 ±1 m/s²，发动机推力抖动范围 ±200 N，燃气发生器压强抖动范围 ±0.2 MPa，巡航段加速度抖动范围 ±2 m/s²，发动机推力抖动范围 ±300 N，燃气发生器压强抖动范围 ±0.2 MPa。

仿真结果表明：加速度闭环控制和速度闭环控制方案均可实现固冲为动力导弹武器加速段和巡航段飞行弹道，而速度闭环控制方案效果更好，在弹体飞行攻角扰动情况下，

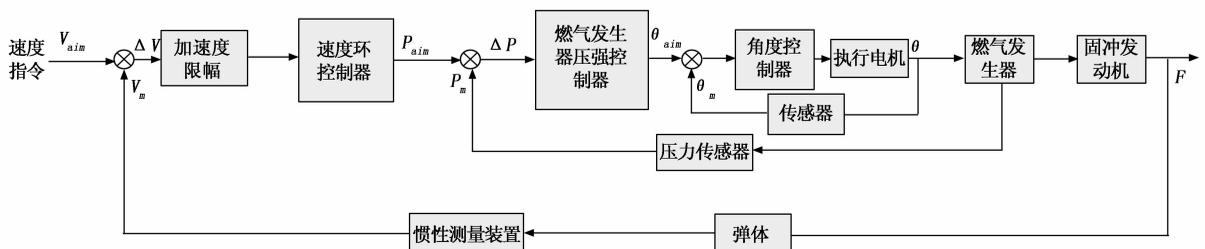


图 6 速度闭环控制方案

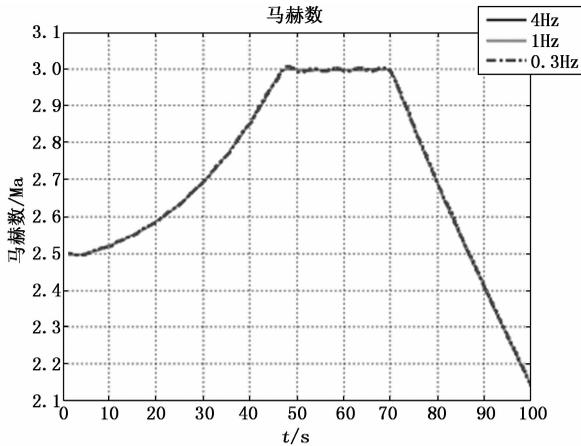


图 7 速度仿真曲线

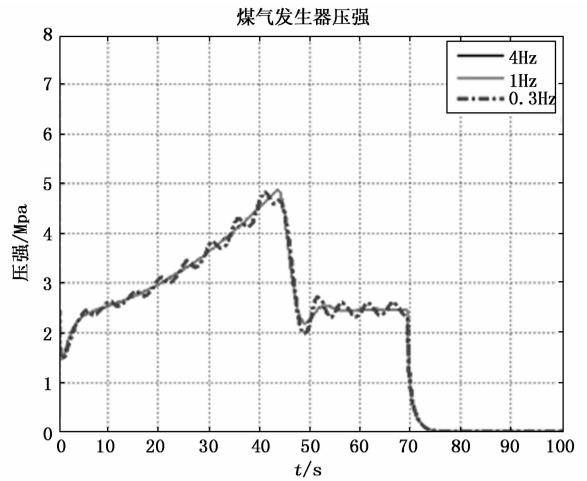


图 10 燃气发生器仿真压强曲线

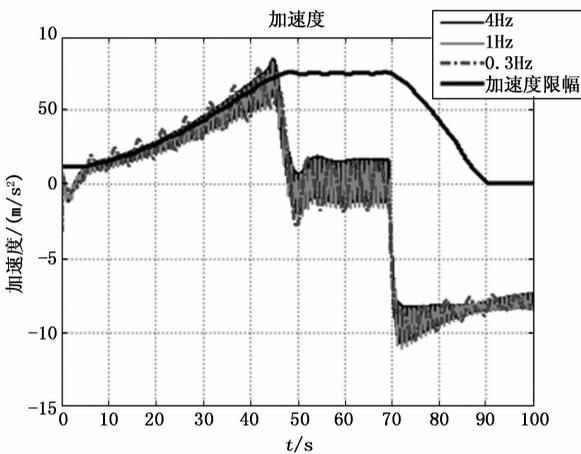


图 8 加速度仿真曲线

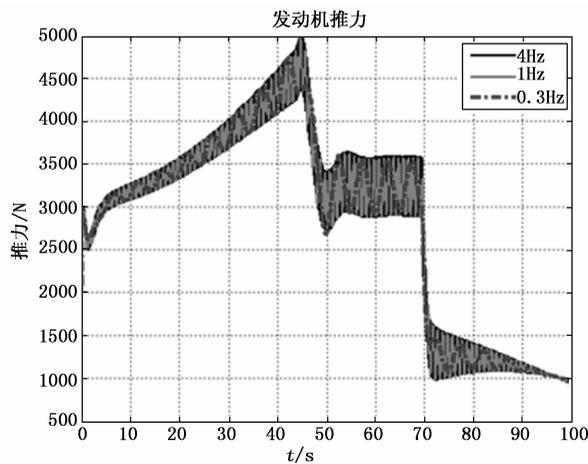


图 9 发动机推力仿真曲线

采用速度闭环控制方案, 弹体加速度波动更小, 更有利于发挥进气道性能, 有利于弹体飞行稳定。

5 结束语

本文基于以固冲为动力导弹纵向通道控制系统设计需求, 开展导弹加速度、速度两种控制方案的对比研究, 设计纵向通道控制器和燃气发生器压强闭环控制器并优化控制参数, 建立导弹、固冲发动机模型并进行仿真, 结果表

明: 在弹体受扰动情况下, 速度闭环控制方案, 依然能够保证进气道稳定工作, 实现飞行弹道, 速提高导弹性能。提高纵向通道控制品质对发挥固冲为动力导弹射程。

通过控制燃气流量有效实现导弹飞行速度控制, 实现预示飞行弹道, 同时通过加速度限幅, 有效保护进气道工作安全性。

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] Nahshon Indig, Joseph Z. Ben-Asher, Erez Sigal. Near-Optimal Minimum Time Guidance under a Spatial Angular Constraint in Atmospheric Flight [A]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference [C]. Kissimmee, Florida, 2015.
- [3] Prime Z, Doolan C, Cazzolato B, et al. Longitudinal flight dynamics modeling and control of ScramSpace I [A]. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition [C]. Nashville: AIAA, 2012.
- [4] 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 [A]. 中国宇航学会固体火箭推进专业委员会第二十六届年会 [C]. 长沙: 中国宇航学会, 2009.
- [5] Lichtsinder M. Jet engine model for control and real-time simulations [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power ASME, 2006, 128 (1): 745 - 753
- [6] 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 [J]. 固体火箭技术, 2014, 37 (1): 43 - 47
- [7] 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 - 15
- [8] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2000
- [9] 唐硕, 祝强军. 吸气式高超声速飞行器动力学建模研究进展 [J]. 力学进展, 2011, 41 (2): 187 - 198.
- [10] 申安玉, 申学仁, 李云保. 自动飞行控制系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.