

流量可调燃气发生器在导弹起竖装置上的应用研究^{*}

任玉亮¹, 高钦和¹, 田红宁²

(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院, 陕西 西安 710025;

2. 火箭军工程大学 基础部, 陕西 西安 710025)

摘要: 车载导弹液压起竖装备因安装空间狭小、装机功率受限导致起竖时间长的问题难以解决。为提高起竖速度, 设计了基于流量可调燃气发生器的起竖动力装置, 建立了燃气发生器/液压系统/导弹一体化计算数学模型, 对比分析了定喉面和变喉面两种工作模式下的起竖特性。计算结果表明: 定喉面流量不可调工作模式, 不能适应起竖变负载特性, 无法保持导弹匀速运动; 变喉面流量可调工作模式, 可实现导弹平稳起竖, 但无法完成减速制动, 会对系统造成振动与冲击。提出气液联合分段控制策略: 起竖前段, 采用燃气流量调节阀控制燃气流量输出, 实现负载快速启动, 保持负载匀速起竖; 起竖后段, 采用液压流量调节阀控制油液流量输出, 完成负载减速制动, 保证负载平稳停靠。新型流量可调燃气发生器动力装置可实现导弹16s快速、平稳起竖, 为导弹起竖装备的升级改造提供参考依据。

关键词: 导弹; 燃气发生器; 液压系统; 一体化计算; 流量调节; 变喉面; 快速起竖; 气液联合制动

中图分类号: V435; TJ768 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 02-0249-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200008

Application of Flow Adjustable Gas Generator on Missile Erection Device

REN Yu-liang¹, GAO Qin-he¹, TIAN Hong-ning²

(1. School of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. Department of Basic Sciences, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: Due to the limited installation space and installed power, it is difficult to solve the problem of long erection time for the vehicle borne missile erection device. In order to improve the erection speed, a power plant based on flow adjustable gas generator was designed. A mathematical model was established, which integrated equations of gas generator, hydraulic system and missile. The two working modes of constant throat and variable throat and their dynamic characteristics were compared and analyzed. The results show that the power plant cannot adapt to the variable load characteristic of erection device in the constant throat mode, which makes the missile cannot keep moving at a constant speed. The power plant can achieve stable acceleration, but cannot complete deceleration and braking in the variable throat mode, which causes a shock to the system. A gas-liquid combined control strategy is proposed. In the previous stage, a gas flow control valve is adopted to achieve rapid start-up and uniform motion. In the later stage, an oil flow control valve is adopted to complete deceleration, braking and smooth docking. The new type power plant can realize rapid and stable erection in 16s, which can

^{*} 收稿日期: 2020-01-06; 修订日期: 2020-04-10。

基金项目: 国家自然科学基金 (51475462)。

作者简介: 任玉亮, 博士生, 工程师, 研究领域为导弹起竖系统设计、仿真与验证。E-mail: ry119811031@163.com

通讯作者: 高钦和, 博士, 教授, 研究领域为导弹发射理论与技术。E-mail: rgao_201@163.com

引用格式: 任玉亮, 高钦和, 田红宁. 流量可调燃气发生器在导弹起竖装置上的应用研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2):249-257. (REN Yu-liang, GAO Qin-he, TIAN Hong-ning. Application of Flow Adjustable Gas Generator on Missile Erection Device[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2):249-257.)

provide an important reference for upgrading of the missile erection equipment.

Key words: Missile; Gas generator; Hydraulic system; Integrated simulation; Flow regulation; Variable nozzle; Rapid erection; Combined gas-liquid braking

1 引 言

燃气发生器是利用固体推进剂在短时间内燃烧产生大量气体的装置,在军工和民用领域有着广泛的应用,可同时用作气源装置和动力源装置^[1]。气源装置是利用气体密度低、可压缩的特点充满腔体,主要应用于导弹弹头内部充气以及液体火箭发动机燃料箱增压;动力源装置是利用气体内能驱动负载运动,主要应用于无人机发射、导弹冷弹射、鱼雷发射、大口径炮弹发射、子母弹抛撒、液体形成高速射流或喷雾以及导弹发动机推力矢量伺服系统。其中,以燃气内能为能源的动力装置体积小,重量轻,功率高,能量密度大,可驱动负载实现快速运动,是各类武器发射系统动力装置的理想选择对象,已在多种武器发射装备中获得成功应用^[2-4]。

当前,车载导弹起竖系统普遍采用液压泵起竖方式,由于车载系统安装空间狭小,限制了大功率电机和大流量液压泵的使用,导致起竖速度缓慢。若要实现快速起竖,必须寻找能量密度更大的新型动力源。如前所述,燃气发生器具有优良的动力特性,具备作为导弹起竖系统动力源的条件和可能性。俄罗斯MX导弹采用燃气动力装置实现了15s快速起竖。但是,导弹起竖系统不同于其他武器发射系统,发射时间非常短,一般在1s左右,且多为恒定负载,而起竖时间比较长,通常>15s,且起竖具有变负载特性。因此,既要满足负载运动的快速性,又要保证负载运动过程中的稳定性,对燃气动力装置能量输出的控制要求更高;另一方面,燃气动力装置本身是一个多参数耦合的强非线性系统,其产生的能量受压力、温度、组分及引燃源位置等多重因素影响,系统动态特性比较复杂,且需要控制的是固体推进剂的燃烧和高温高压燃气的流动过程,难度更大^[5]。正因如此,国内目前基于燃气发生器动力装置的起竖系统研究多停留在系统方案设计与论证阶段,暂未见相关工程应用报道。国内高校中,浙江大学和火箭军工程大学正在开展相关研究工作^[6-7]。

目前,燃气发生器的控制主要有固体推进剂燃面设计和喷管喉面调节两种方案。前者通过固体推进剂燃面设计改变燃气输出流量,成本低,易于实

现,但燃气流量只能按照预先设计好的燃面变化,不能自主调节;后者通过控制燃气调节阀的运动,改变喷管喉部面积,可实现燃气流量任意调节,采用这种调节方式的燃气发生器称为流量可调燃气发生器^[8]。它是一类比较特殊的燃气发生装置,用途不同于上述普通燃气发生器,其产生的富燃气体作为燃料进入补燃室参与二次燃烧,主要应用于固体火箭冲压发动机,是新一代导弹动力装置的关键组成部分^[9]。在导弹飞行过程中,可根据进气道冲压进入主燃烧室的空气流量自动调节燃气输出流量,获得最佳空燃比,调节发动机推力,从而控制导弹按照预定弹道飞行,是目前国内较为活跃的研究热点之一。聂聆聪等^[10]提出了一种模糊积分算法,解决了传统PID算法不适合流量调节控制系统的问题。刘源翔等^[11]采用自抗扰控制器补偿系统参数变化的影响,增强了系统的抗干扰能力,提高了系统的响应速度。何坤等^[12]设计了一种模糊PI控制器,与传统模糊算法以及PI算法相比,新算法对容积时变性的控制效果更好。柴金宝等^[13]提出了一种基于蚁群算法优化的自适应模糊免疫PID控制算法,相比于传统PID控制算法,该方法显著提高了燃气流量的控制性能。

纵观已有文献,目前基于燃气发生器起竖动力装置模型分析及控制的研究还比较少。本文将流量可调燃气发生器应用于导弹起竖动力装置,提出一种流量可调燃气发生器式起竖方案,首先描述燃气发生器起竖系统工作过程,分析燃气流量调节原理,然后在燃气发生器经典内弹道数学模型基础上,结合液压系统动态特性和导弹起竖过程动力学分析,建立燃气发生器/液压系统/导弹一体化计算数学模型,研究定喉面和变喉面两种工作模式下起竖系统的响应特性及其存在的缺陷,最后提出气液联合分段控制策略,实现导弹快速、平稳起竖。

2 流量可调燃气发生器起竖系统组成及数学模型

2.1 系统组成

流量可调燃气发生器起竖系统如图1所示。起竖系统主要由流量可调燃气发生器、燃气室、活塞、液压油箱、液压管路、液压缸和起竖机构等部分组

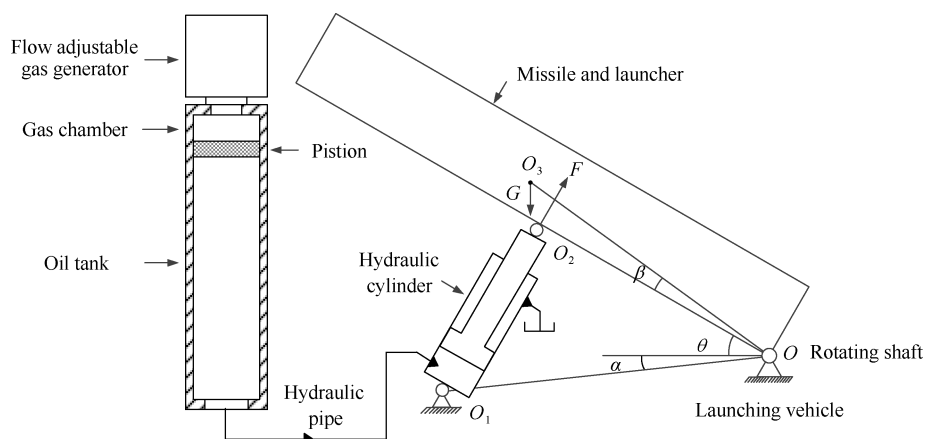


Fig. 1 Principle diagram of erection system with flow adjustable gas generator

成。工作过程为:控制系统发出起竖信号,燃气发生器点火,固体推进剂燃烧产生燃气,通过喷管进入燃气室,当燃气室内压力超过负载启动压力时,推动活塞向下运动,挤压油液增压,从出油口经液压管路排入液压缸,推动活塞杆伸出,并在起竖过程中通过调节燃气输出流量,控制负载运动速度,驱动导弹从水平位置起竖至垂直位置,完成起竖动作。

流量可调燃气发生器由燃气发生器和燃气流量调节机构两部分组成,如图2所示。驱动电机固连在连接箱体上,电机通过联轴器与旋转轴相连,再通过螺纹与阀杆连接,由于螺母固定在燃气发生器上,旋转轴的旋转运动转变为阀杆的直线运动,阀杆末端连接锥形阀头,延伸至喷管喉部。调节原理为当驱动电机接收控制指令旋转时,带动与电机固连的联轴器和旋转轴同步转动,并将旋转运动变为阀杆的直线运动,阀杆带动阀头在喷管内做直线往复运动,部分喷管通道被覆盖,使得喉部的有效面积发生改变,燃气发生器压强和固体推进剂燃速均发生变化,从而达到控制燃气流量的目的。

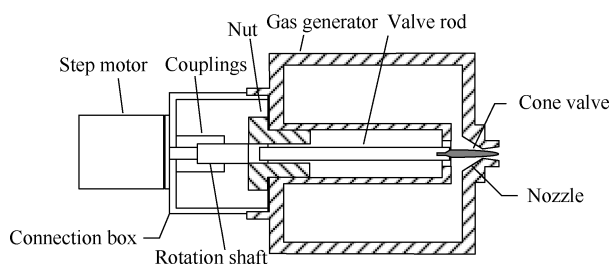


Fig. 2 Structure of flow adjustable gas generator

2.2 燃气发生器/液压系统/导弹一体化计算数学模型

2.2.1 流量可调燃气发生器数学模型

根据经典内弹道理论^[14],燃气发生器满足零维内弹道方程组,表示为

$$\begin{cases} \frac{dp_c}{dt} = \frac{\Gamma^2 c^{*2}}{V_c} (\rho_p A_b r - \dot{m}_t) \\ \frac{dV_c}{dt} = A_b r \\ r = a p_c^n \end{cases} \quad (1)$$

式中 p_c 是燃烧室压力; ρ_p 是推进剂密度; A_b 是燃烧面积; r 是燃速; Γ 是比热比 γ 的函数, $\Gamma = \sqrt{\gamma} (2/(\gamma + 1))^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$; c^* 是特征速度; V_c 是自由容积; a 是燃速系数; n 是压力指数。其中, $\dot{m}_t$ 是喷管质量流量,区分声速和超声速两种状态,计算式为^[15]

$$\dot{m}_t = \begin{cases} \frac{p_c A_t}{c^*} & \left(\frac{p_g}{p_c} \leq \left(2/(\gamma + 1) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right) \\ \frac{p_c A_t}{\Gamma c^*} \sqrt{2\gamma/(\gamma-1) \left[\left(p_g/p_c \right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(p_g/p_c \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]} & \left(\left(2/(\gamma + 1) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} < \frac{p_g}{p_c} < 1 \right) \end{cases} \quad (2)$$

式中 A_t 是喷管喉部面积, p_g 是燃气室内气体压力。

根据文献[16],电机驱动的燃气流量调节机构简化模型为

$$s_v = kn \quad (3)$$

式中 s_v 是锥阀运动位移, k 是位移步数转换系数, n 是驱动电机脉冲步数。

根据文献[17],燃气经喷管进入燃气室,其模型为

$$\begin{cases} \frac{dm_g}{dt} = \dot{m}_t \\ \frac{dV_g}{dt} = S_p v_p \\ \frac{dU_g}{dt} = \frac{d}{dt} (m_g C_v T_g) = \dot{m}_t C_v T_p - p_g S_p v_p \end{cases} \quad (4)$$

式中 m_g 是燃气室气体质量, V_g 是燃气室体积, S_p

是活塞面积, v_p 是活塞运动速度, U_c 是燃气室内气体内能, C_v 是定容比热比, T_p 是燃温。

2.2.2 液压系统动态模型

根据文献[18], 液压油箱中油液压力 p_o 近似等于燃气室气体压力 p_g , 即

$$p_o = p_g \quad (5)$$

液压管路压力损失采用集中参数建模方法, 详见文献[19]。液压缸动态特性可由节点容腔法建立^[20], 表示为

$$\begin{cases} \dot{p}_f = \frac{E(Q_f - vA_f)}{V_{f0} + xA_f} \\ \dot{p}_b = \frac{E(vA_b - Q_b)}{V_{b0} + (l - x)A_b} \\ F = p_f A_f - p_b A_b \end{cases} \quad (6)$$

式中 F 是液压缸输出作用力; p_f, p_b 分别是无杆腔和有杆腔的压力; Q_f, Q_b 分别是无杆腔和有杆腔的流量; A_f, A_b 分别是无杆腔和有杆腔的有效作用面积; V_{f0}, V_{b0} 分别是无杆腔和有杆腔的初始容积; x, v 分别是液压缸活塞杆的位移和速度; l 是液压缸行程; E 是液压油液体弹性模量。

2.2.3 导弹起竖动力学模型

起竖过程由液压缸推动负载从水平状态转动至垂直状态, 具体结构及参数见图1。根据欧拉运动方程, 可得

$$J \frac{d\omega}{dt} = F \cdot \frac{OO_1 \cdot OO_2 \cdot \sin(\theta + \alpha)}{\sqrt{OO_1^2 + OO_2^2 - 2OO_1 \cdot OO_2 \cos(\theta + \alpha)}} - G \cdot OO_3 \cdot \cos(\theta + \beta) \quad (7)$$

式中 J 为导弹绕 O 点的转动惯量, $G = mg$ 为导弹重力, m 为导弹质量, ω 为导弹转动角速度。

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega \quad (8)$$

起竖过程中, 液压缸活塞杆受到的负载力 F_{load} 与起竖角位移 θ 的关系如图3所示。随着液压缸的伸出, 起竖角度由0变为1.57rad, 负载力逐渐减小, 在重心过平衡点后, 变为负值, 成为超越负载。

为对流量可调燃气发生器起竖系统的动态特性进行定量分析, 需要将上述各子系统数学模型进行联合, 建立起竖过程的一体化计算数学模型。根据式(1), (2)建立燃气发生器动态性能计算模块, 根据式(3)建立燃气流量调节模块, 根据式(4)~(6)建立液压系统动态特性模块, 根据式(7), (8)建立导弹动力学特性计算模块, 通过各计算模块输出和输入变

量连接实现一体化计算数学模型的建立, 计算流程如图4所示。

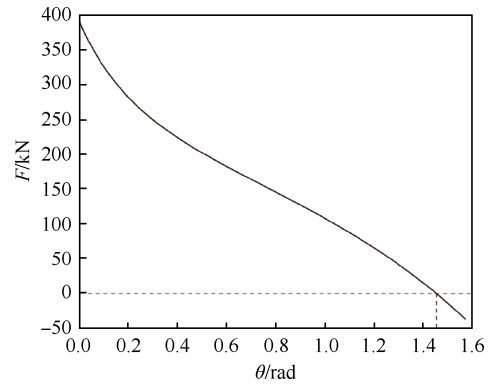


Fig. 3 Curve of load force and angular displacement

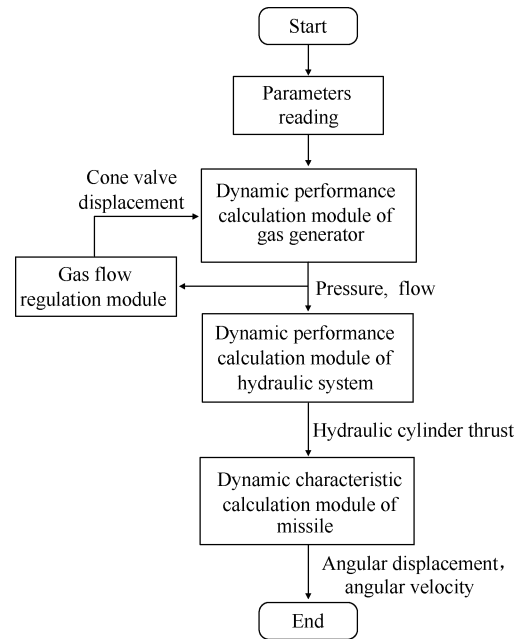


Fig. 4 Calculation process

仿真实验中采用的主要参数如下:

(1) 固体推进剂及燃气物性参数: 推进剂密度 $\rho_p = 1700 \text{ kg/m}^3$, 特征速度 $c^* = 1191.6 \text{ m/s}$, 与比热比相关的热力学函数 $\Gamma = 0.66$, 燃速系数 $a = 14 \text{ mm/s}$, 压力指数 $n = 0.3$, 燃烧面积 $A_b = 9.72 \times 10^{-4} \text{ cm}^2$ 。

(2) 流量可调燃气发生器结构参数: 初始自由容积 $V_{c0} = 0.35 \text{ dm}^3$, 喷管喉部面积 $A_t = 19.6 \text{ mm}^2$, 电机位移步数转换系数 $k = 2.5 \times 10^{-5}$ 。

(3) 液压系统参数: 活塞面积 $S_p = 804 \text{ cm}^2$, 液压缸无杆腔面积 $A_f = 804 \text{ cm}^2$, 液压缸有杆腔面积 $A_b = 727 \text{ cm}^2$, 液压油液体密度 $\rho_o = 850 \text{ kg/m}^3$, 液压油液体弹性模量 $E = 1700 \text{ MPa}$ 。

(4) 起竖机构参数: 夹角 $\alpha = 0.387 \text{ rad}$, 夹角 $\beta =$

0.119rad, 质量 $m = 1 \times 10^4 \text{ kg}$ 。

3 计算结果与讨论

导弹的典型起竖过程分为3个阶段:初始段为加速启动阶段;第2阶段为匀速起竖阶段;第3阶段为减速制动阶段。为实现导弹平稳起竖,通常采用分段线性的匀加速匀减速轨迹规划方法,如图5所示,角速度满足式(9),导弹可在16s内完成起竖动作。

$$\theta(t) = \begin{cases} 0.105t & (0 \leq t < 1) \\ 0.105 & (1 \leq t \leq 15) \\ -0.105(t - 16) & (15 < t \leq 16) \end{cases} \quad (9)$$

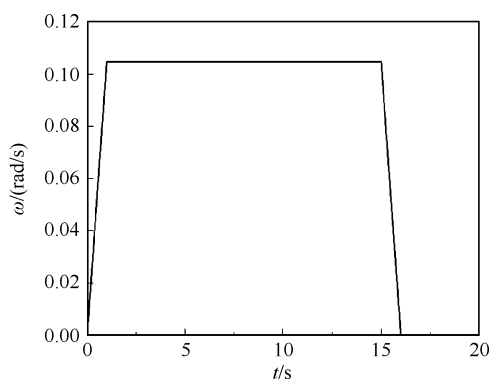


Fig. 5 Planning erection angular velocity

3.1 定喉面流量不可调工作模式起竖特性分析

首先讨论燃气发生器在喷管喉部面积固定工作模式下起竖系统的响应特性。由式(1)和式(2)可以导出燃气发生器处于动态平衡状态时喷管的输出流量 $\dot{m}_t$, 即

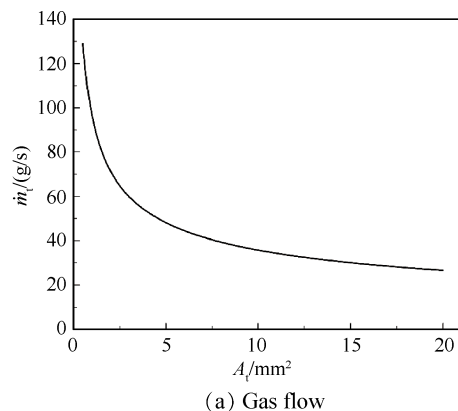
$$\dot{m}_t = \left(\rho_p a c^* n A_b \right)^{\frac{1}{1-n}} \cdot A_t^{\frac{n}{n-1}} \quad (10)$$

由式(10)分析可知,当固体推进剂类型和几何尺寸确定后,燃气输出流量 $\dot{m}_t$ 只与燃气发生器喷管喉部面积 A_t 有关。

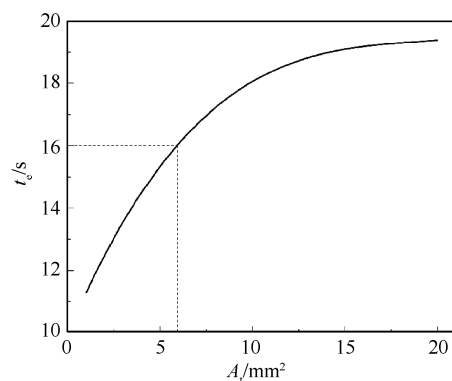
图6(a)是稳态时燃气输出流量 $\dot{m}_t$ 与喷管喉部面积 A_t 的关系曲线。从图中可以看出,随喷管喉部面积的增大,燃气输出流量也随之减少,两者呈逆向响应关系。同时,在负载一定的情况下,燃气输出流量又决定了负载起竖速度,即决定了系统起竖时间。图6(b)是喷管喉部面积 A_t 与起竖时间 t_e 关系曲线。从图中可以看出,随着喷管喉部面积的增大,燃气输出流量逐渐减少,起竖时间也逐渐增加。

根据前述规划角速度曲线,负载要在 $t_e = 16\text{s}$ 完成起竖动作,如图6(b)所示,其对应的喷管喉部面积 $A_t = 6.1\text{mm}^2$ 。将其输入一体化计算数学模型,可得定喉面工作模式下系统的动态响应特性,如图7所示。

图7(a)是导弹起竖角速度曲线,图7(b)是喷管

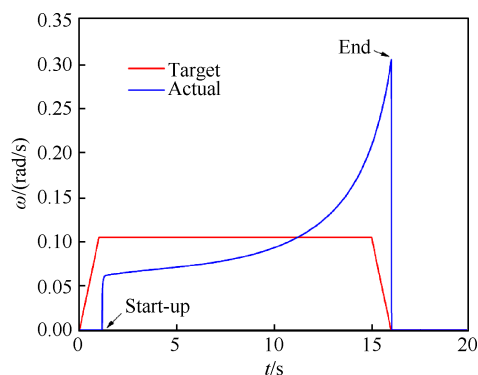


(a) Gas flow

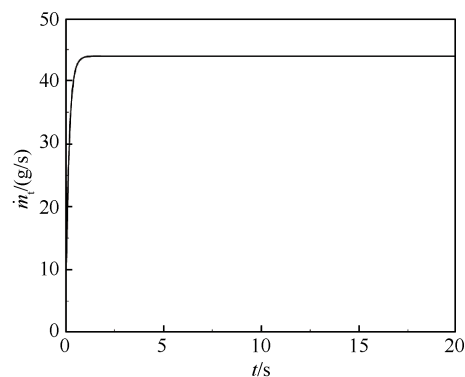


(b) Erection time

Fig. 6 Variation of parameters with throat area



(a) Angular velocities



(b) Gas flow

Fig. 7 Dynamic characteristics in constant throat mode

质量流量曲线。从图中不难看出,在定喉面工作模式下,起竖系统虽然可以实现 16s 快速起竖,但是系统动态特性并不理想,主要表现在:(1)系统启动时间比较长。从系统发出起竖信号开始,直至 1.16s 时刻,导弹才开始运动,占整个起竖时间的 7.3%,在一定程度上限制了起竖速度的提高。(2)实际角速度与目标角速度偏差比较大。负载启动后,初始角速度值仅为 0.06rad/s,远小于目标值 0.105rad/s;随后角速度持续增大,负载不能保持匀速运动,始终有加速度存在,起竖不平稳。起竖至 11s 时刻,角速度开始急剧增大,至导弹停止到位时,角速度值已经高达 0.31rad/s,会对系统产生剧烈冲击,极易造成导弹内部精密仪器的损坏。经分析,主要原因是燃气发生器工作在定喉面模式下,喷管喉部面积固定不可调节,根据图 6(a)关系曲线可知,稳态时燃气发生器输出流量恒定不变,约为 43.9g/s,这与图 7(b)燃气发生器喷管喉部流量瞬态响应曲线完全吻合,在忽略室壁热损失及假定燃气比热容不变的情况下,也就意味着燃气发生器输出功率恒定不变,而由图 3 可知,起竖系统具有变负载特性,负载随起竖角度增大而减小。这样,对导弹而言,输入功率不变,负载减小,起竖角速度必然加快而无法保持匀速运动。

3.2 变喉面流量可调工作模式起竖特性分析

在变喉面工作模式下,可以通过电机驱动的锥阀控制喷管喉部面积的大小,调节燃气发生器输出流量,从而控制负载运动速度。考虑到作为控制对象的导弹负载为一个大惯性环节,为提高系统响应速度,采用双环控制模式:内环采用基于计算流量反馈的流量闭环控制,外环采用传感器实测角速度反馈的速度闭环控制。具体控制结构如图 8 所示。由于燃气流量不可测,因此通过测量燃烧室压力,再由理论计算得到燃气流量。采用双环控制模式,除可对角速度进行直接控制外,还可以对影响系统响应的燃气输出流量这个中间变量进行预先控制,从而

改善整个系统的动态特性,增强系统的抗干扰能力,提高角速度控制的响应速度^[21]。

控制算法方面,由于起竖系统负载变化规律已知,且受外部环境干扰比较小,主要负责运动控制的外环采用传统 PID 算法即可满足控制要求;同时,考虑到燃气发生器的非线性和时变性都比较强,其特征随时间变化而改变,而传统 PID 控制器参数一经整定便不再变化,不具备这种“自适应”能力。因此,主要负责流量控制的内环采用文献[22]提出的一种前馈自适应 PID 控制方法。其中,自适应 PID 部分将燃气发生器的实时容积 V_g (通过积分得到) 反馈给控制参数选择器,随着容积增大而改变控制器参数值,对流量误差进行控制,增强系统鲁棒性;前馈通道直接对目标流量信号进行计算,得到理想的喉部面积值,参与对流量的控制,提高系统响应的快速性。

变喉面工作模式下的起竖系统动态响应特性,如图 9 所示。图 9(a)是导弹起竖角速度曲线,图 9(b)是喷管质量流量曲线,图 9(c)是燃气压力变化曲线。从图 9(a)中可以看出,燃气发生器在变喉面工作模式下,导弹起竖性能得到明显改善。首先,启动时间缩短,由之前的 1.16s 缩短至 0.83s,系统响应速度更快。其次,负载开始运动后,角速度迅速上升至目标值,虽然有一定超调,但很快回落并基本保持在目标速度值附近。

下面结合图 10 喷管喉部面积变化曲线对调节过程做简要说明。在 $0 \leq t < 0.83s$ 时,负载未启动,运动速度为 0,始终小于目标值,喷管喉部面积一直保持最小值,约 $1.4mm^2$,燃气流量迅速上升接近稳态输出值,约 80g/s(图 9(b)中黑色虚线为喉面,若一直保持该值不变,燃气流量的变化曲线,即图 9(c)中红色虚线同上),这与图 6 相吻合。

在 $t = 0.83s$ 时,导弹开始运动,负载随之减小,燃气流量调节机构开始起作用,喷管喉部面积逐渐增大,燃气输出流量先稍有增加后随之减少(角速度同步变化),负载基本保持匀速运动至 $t = 7.1s$ 。在

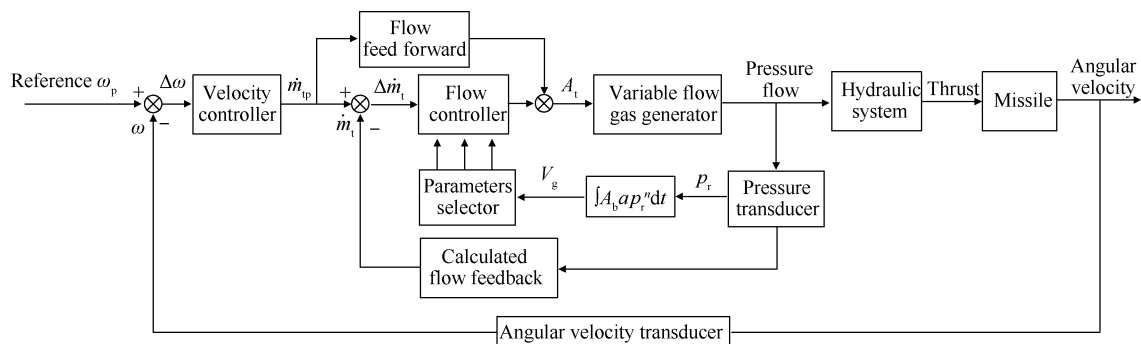


Fig. 8 Double closed-loop control mode

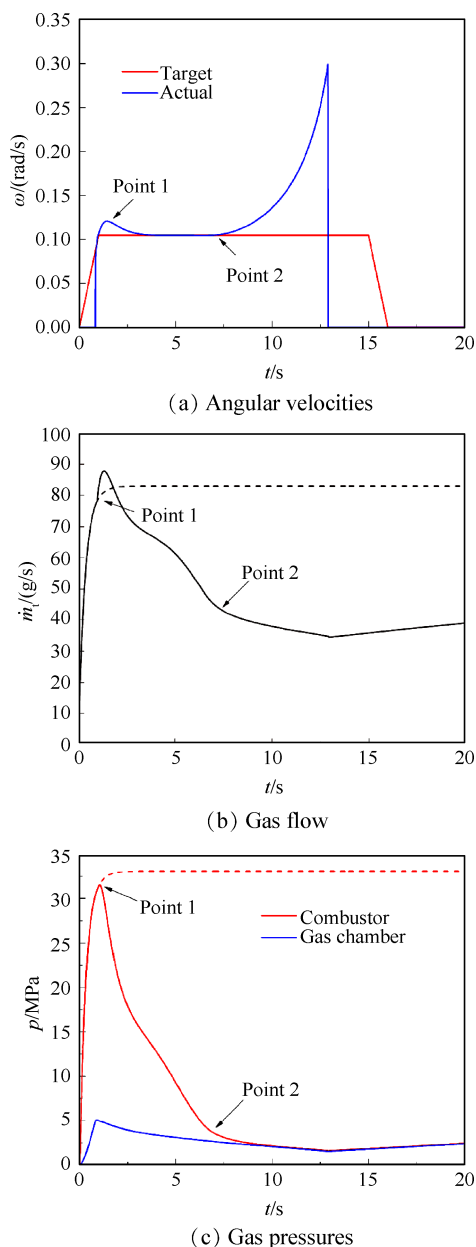


Fig. 9 Dynamic characteristics in variable throat mode

Point 1处,燃气压力下降,而燃气流量则是先增加再减少,这种现象是由“负调作用”引起的,读者可参考文献[23],这里不再赘述。在 $t > 7.1\text{s}$ 后(Point 2),角速度急速增大,控制器失去调节作用。从图9(c)燃气压力曲线可以看出,此时,燃气室反压很大,已经超过临界压力值 $p_{cr} = 0.55$,根据式(2),燃气发生器从壅塞状态转变为非壅塞状态,虽然在控制器作用下喷管喉部面积继续快速增大,但是燃气输出流量变化趋于平缓,不再大幅下降,已经无法实现控制功能。此即流量可调燃气发生器应用于起竖系统中与应用于固冲发动机系统中的最大区别和不同之处,也是整个系统在设计时需要重点考虑和关注的问题。

从上述分析可以看出,变喉面工作模式下,通过

喷管喉部面积调节可以在一定程度上保持导弹在起竖前段按照目标匀速轨迹运动。但是,由于喷管出口存在较大的反压,燃气流量调节机构逐渐失去控制作用,导致在起竖后段导弹仍然以较高速度运动。因此,在起竖后段,必须从燃气发生器中放出部分气体或者在液压系统中加入流量调节阀进行减速制动,避免对系统造成冲击,损坏弹上仪器设备。

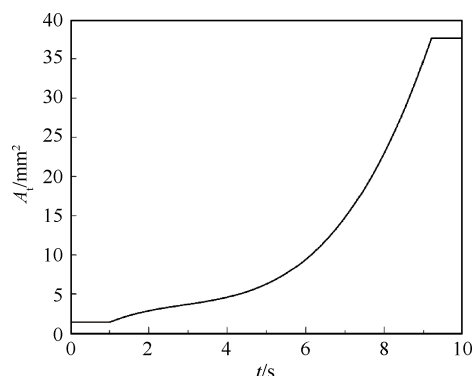


Fig. 10 Curve of throat area

3.3 基于气液联合分段控制策略的起竖特性分析

综合上述分析,提出气液联合分段控制策略。具体为:在起竖前段,采用燃气流量调节阀控制燃气发生器燃气输出流量,实现快速启动的同时,保持负载匀速运动;在起竖后段,采用液压流量调节阀控制液压油箱油液输出流量,保证负载减速制动,平稳停靠,如图11所示。

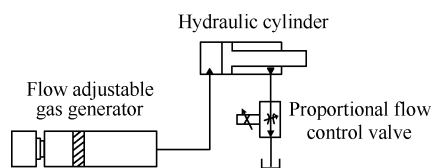


Fig. 11 Principle diagram of gas-liquid control strategy

暂忽略电液比例流量阀动态特性,认为液压阀输出流量 Q 与输入电信号成正比例关系,则其数学模型为

$$Q = K_i I \quad (11)$$

式中 K_i 是电流与流量转换系数, I 是输入电流。

为得到改进后系统的动态特性,将式(11)作为液压系统子模型的一部分,代入一体化计算模型中,对系统重新进行计算。根据3.2节分析结果,在 $t = 7.1\text{s}$ 时刻,由燃气流量控制切换至液压流量控制。

基于气液联合分段控制策略的起竖系统动态响应特性,如图12所示。图12(a)是起竖角速度曲线,图12(b)是起竖角位移曲线,图12(c)是喷管质量流

量曲线,图 12(d)是液压缸无杆腔和有杆腔的液压流量曲线。

从图 12(a)中可以看出,角速度实际曲线与目标曲线吻合较好,系统能够快速响应,启动时刻速度有一定超调,但很快回落至目标值,负载保持匀速运动,在 $t = 7.1\text{s}$ 由燃气控制切换为油液控制后,负载能够继续有效跟踪目标曲线完成后续运动及减速制动动作,平稳停靠。另外,从图 12(c)和图 12(d)可以看出,在 $t = 7.1\text{s}$ 后,燃气输出流量 $\dot{m}_i$ 基本保持不变,而油液输出流量 Q 逐渐减小,说明在燃气发生器能量输出不变的情况下,负载能量利用率下降,即存在较大的能量损失,这是由液压流量阀节流控制导致的,会

引起温升,于系统不利。对比气液两种控制方法,可以看出,油液控制响应速度更快,精度更高,适用于对快速性有较高要求的场景,但能量损失比较大,而燃气控制虽然响应比较慢,精度也一般,但能量损失比较小。本例中若全程采用油液控制固然可以,但能量损失将非常严重,而采用气液联合分段控制后,则可以很好地兼顾控制效果与能量利用两者的优点。

综上所述,基于流量可调燃气发生器动力装置的起竖方案,可大幅提高起竖速度,缩短起竖时间。同时,采用气液联合分段控制策略,可有效适应起竖系统变负载特性,兼顾控制效果与能量利用,实现导弹快速、平稳起竖。

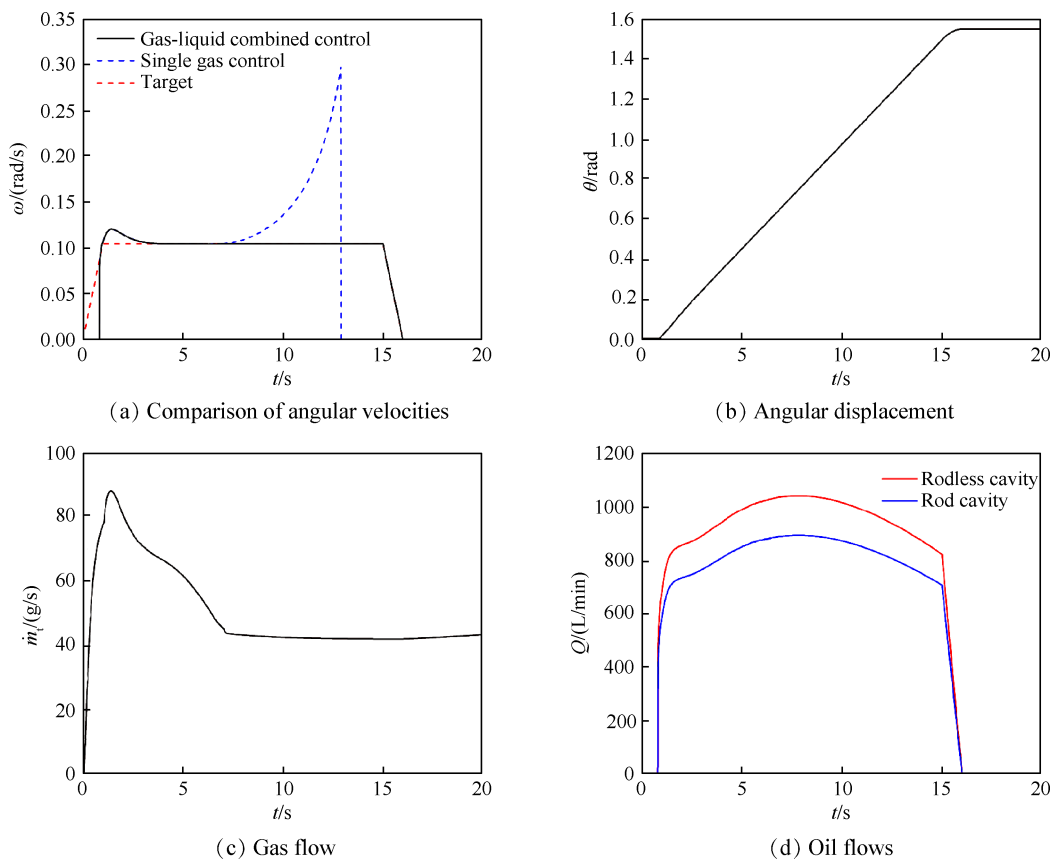


Fig. 12 Dynamic characteristics with gas-liquid combined control strategy

4 结 论

本文提出了一种基于流量可调燃气发生器动力装置的起竖方案,建立了起竖系统的一体化计算数学模型,主要结论如下:

(1) 定喉面工作模式下,系统启动存在较大滞后,且燃气发生器输出功率始终不变,不适应起竖变负载特性,导弹不能以匀速轨迹运动;变喉面工作模式下,导弹在起竖前期保持匀速运动,但受燃气室反

压影响,负载无法减速制动,停止到位时会对系统造成较大冲击。

(2) 提出气液联合分段控制策略:起竖前段,采用燃气流量调节阀控制燃气流量输出,实现负载快速启动,保持负载匀速运动;起竖后段,采用液压流量调节阀控制油液流量输出,实现负载减速制动,保证负载平稳停靠。

(3) 新型流量可调燃气发生器起竖装置可在 16s 内完成起竖,大幅提高了起竖速度,有效缩短了起竖

时间,可为导弹起竖系统的工程设计与优化提供理论参考和技术支撑。

本文虽然通过理论分析证明了分段控制策略有较好的应用潜力,但实际环境中存在的泄漏和摩擦等非线性因素可能对控制系统的性能造成影响;此外,工程上燃气发生器控制难度较大,内环燃气流量控制的动态效果将会影响起竖效果,后续将重点针对上述问题开展深入研究。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 赵芳,任泽斌. 燃气发生器应用综述[J]. 火箭推进, 2019, 45(3): 1-8.
- [2] 胡晓磊,乐贵高,马大为,等. 环形腔对燃气弹射初容室二次燃烧影响数值研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(6): 1024-1032.
- [3] 郭锦炎,王浩,黄明,等. 新型活塞式中心抛撒机构的内弹道仿真研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(2): 149-153.
- [4] 蒋淑园,王浩,阮文俊. 高压弹射装置内弹道二维模型及发射腔内流场特性分析[J]. 兵工学报, 2015, 36(6): 1009-1014.
- [5] Macinnis D V. Effects of Gas Generator Burn Rate Variability on Variable Flow Ducted Rocket Design and Performance[R]. AIAA 2012-3828.
- [6] 孙通. 基于燃气液压混合驱动的瞬时爆发型起竖系统研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2016.
- [7] 邵亚军,张炜,高钦和,等. 燃气液压混合驱动的大型起竖系统内弹道设计[J]. 推进技术, 2017, 38(9): 1956-1962. (SHAO Ya-jun, ZHANG Wei, GAO Qin-he, et al. Interior Ballistic Design for Large Erecting System Based on Hybrid Drive of Gas and Hydraulics [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(9): 1956-1962.)
- [8] Fry R S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(1): 27-57.
- [9] 何勇攀,陈玉春,于守志,等. 固体火箭冲压发动机燃气发生器动态特性影响分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 227-232.
- [10] 聂聆聪,刘志明,刘源翔. 流量可调燃气发生器压力闭环模糊控制算法[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 551-556. (NIE Ling-cong, LIU Zhi-ming, LIU Yuan-xiang. Pressure Close Loop Fuzzy Control Method of a Flow Adjustable Gas Generator [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(4): 551-556.)
- [11] 刘源翔,聂聆聪,张皎,等. 基于线性自抗扰控制器的燃气流量可调发生器压强控制算法研究[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1768-1773. (LIU Yuan-xiang, NIE Ling-cong, ZHANG Jiao, et al. Research on Pressure Control Algorithm of a Flow Adjustable Gas Generator Based on Linear Active Disturbance Rejection Control [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(12): 1768-1773.)
- [12] 何坤,陈雄,郑健,等. 模糊PI控制算法在燃气发生器上的应用[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1878-1884. (HE Kun, CHEN Xiong, ZHENG Jian, et al. Fuzzy PI Control Algorithm for Gas Generator [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1878-1884.)
- [13] 柴金宝,陈雄,周景亮,等. 基于人工蜂群算法优化的燃气发生器压强自适应模糊免疫PID控制[J]. 推进技术, 2019, 40(2): 442-448. (CHAI Jin-bao, CHEN Xiong, ZHOU Jing-liang, et al. Adaptive Fuzzy Immune PID Control for Gas Generator Pressure Based on Artificial Bee Colony Algorithm Optimization [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 442-448.)
- [14] 谭大成. 弹射内弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [15] 翁春生,王浩. 计算内弹道学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [16] 李娟,王占利,郑凯,等. 喉栓式推力可调固体火箭发动机动态响应特性数值分析[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(1): 48-52.
- [17] 惠卫华,鲍福廷,刘旸. 考虑低燃温燃气发生器试验的弹射器内弹道性能预示[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(6): 715-719.
- [18] 贾文昂,赵伟. 分离式气液混合弹射动力系统的研究[J]. 振动与冲击, 2017, 36(4): 93-98.
- [19] 路甬祥. 液压气动技术手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.
- [20] 高钦和,马长林. 液压系统动态特性建模仿真技术与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2013.
- [21] 牛文玉. 燃气流量可调的固体火箭冲压发动机控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- [22] 刘源翔,姚晓先,聂聆聪,等. 一种流量可调燃气发生器压强控制算法的研究[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(1): 43-46.
- [23] 马立坤,夏智勋,胡建新. 阀门动作速度对流量可调固体火箭冲压发动机动态响应特性的影响[J]. 导弹与航天运载技术, 2012, 318(2): 8-13.

(编辑:史亚红)