arXiv:2601.01683v1 [math.OC] 4 Jan 2026

可变几何进气道固体燃料冲压发动机的自适应推力调节

Parham Oveissi、Ryan DeBoskey、Venkateswaran Narayanaswamy 和 Ankit Goel* †

本文介绍了一种新颖的数据驱动自适应控制技术——动态模态自适应控制（DMAC）在固体燃料冲压发动机（SFRJ）推力调节中的应用。本文建立了一个带可变几何进气道的 SFRJ 准静态一维模型，用于计算推力。随后，基于动态模态自适应控制框架设计自适应跟踪控制器，该框架利用动态模态分解近似局部系统行为，并围绕辨识模型设计跟踪控制器。仿真结果表明，在各种指令曲线和运行条件下，DMAC 均能实现精确的推力调节，且无需 SFRJ 的解析模型。这些发现表明，以可变几何进气道为控制输入时，DMAC 能够为 SFRJ 提供可靠且有效的无模型推力调节方法。

I. 引言

与传统发动机相比，固体燃料冲压发动机（SFRJ）无需复杂的涡轮机械，并采用高效、高密度的固体燃料，因此具有更优的推进性能和更强的能力 [1]。然而，由于燃烧动力学十分复杂，涉及湍流火焰动力学、固体燃料热解以及复杂烃化学之间的相互作用，对 SFRJ 进行精确控制仍是一项尚待解决的挑战。多篇综述文章总结了对固体燃料冲压发动机燃烧现象的认识进展及其面临的挑战[2–4]。

传统上，SFRJ 的推力调节依赖于旁通空气通道 [5, 6]。实验表明，旁通比控制能够提高燃烧室效率 [7], ，但需要增设旁通管路，这会增加 SFRJ 几何结构的复杂性，同时降低固体燃料装填量的理论上限。近期研究探讨了采用可变进气道设计作为调节 SFRJ 性能的替代方法的潜力 [8]。可变进气道控制有望最大限度地缩小执行器硬件占用空间，并提供一种调节燃烧吸入空气、进而调节推力的新机制。然而，由于进气道几何结构与所产生推力之间的动态关系十分复杂，且该关系对 SFRJ 几何结构变化以及流动条件和飞行条件的变化都很敏感，因此设计用于调节 SFRJ 推力的控制系统仍是一项艰巨任务。因此，本研究旨在探究一种自适应控制技术，以调节 SFRJ 产生的推力。

本文采用了[8] 开发的SFRJ准静态一维模型。本文所采用的控制设计方法基于动态模态自适应控制（DMAC）算法，该算法在 [9]中有详细描述。尽管我们此前基于回顾性代价自适应控制（RCAC）框架的工作已成功应用于冲压发动机的推力控制问题 [10–18], ，但RCAC要求选择一个目标滤波器，以捕获更新控制律所需的基本建模信息。然而，固定的滤波器选择限制了系统的工作包线，并显著增加了多输入多输出系统的设计复杂度。相比之下，DMAC不需要任何建模信息，而是利用测量数据识别系统的低阶动态近似和自适应线性控制器，从而有望实现更大的工作包线。

本文组织如下。第II 节介绍用于预测 SFRJ 推力的数值 SFRJ模型。第III 节简要回顾用于调节 SFRJ模型推力的动态模态自适应控制框架。第IV 节给出了仿真结果，以展示 DMAC 技术在调节 SFRJ 推力方面的应用。最后，本文在第V节作出总结。

*Ryan DeBoskey和Venkateswaran Narayanaswamy任职于北卡罗来纳州立大学机械工程系，所在地为北卡罗来纳州罗利 27695 rddebosk@ncsu.edu，vnaraya3@ncsu.edu

†Parham Oveissi 和 Ankit Goel 任职于马里兰大学巴尔的摩县分校机械工程系，地址：美国马里兰州巴尔的摩希尔托普环路 1000 号，邮编 21250。 parhamo1@umbc.edu，ankgoel@umbc.edu

II. SFRJ模型

本研究考察了140 mm外径模型 SFRJ 在飞行马赫数为3.25、高度为30 km条件下的稳定巡航运行。根据1976年美国标准大气模型，假设自由来流温度和压力保持恒定 [19]。表1 详细列出了所选巡航条件。

表1 所选巡航条件概览

M	H [千米]	P_{t0} [帕]	T_{t0} [开尔文]
3.25	30	63677	748.6

本文研究了一种带有可变进气道罩控制的静态准一维前馈式SFRJ，该发动机基于DeBoskey等人建立的模型进行了改进。 [8]图1 展示了一个标注有热力学站位的SFRJ平台示意图。自由来流空气（测站“0”）被吸入，并经由进气道和隔离段系统进行压缩，经过测站“1”后进入燃烧室入口，即测站“2”。固体燃料嵌入测站“3”的燃烧室内；通道半径 r_3 随着燃料在燃烧过程中被消耗而增大。在燃烧室后端，即测站“4”处，还会发生进一步的混合与燃烧，随后气流经喷管膨胀并从测站“e”处排出。

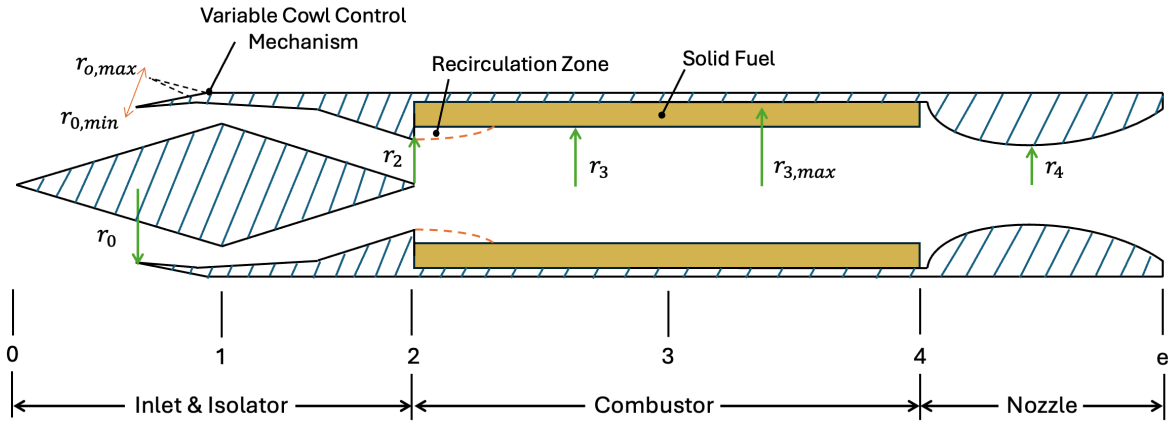


图1 标注热力学站位的SFRJ弹丸模型示意图。系统性能通过可变进气道罩机构的平移进行控制 [8]。

设计选用一种通用的轴对称尖锥中心体进气道，并配有可变几何进气道罩。尖锥和进气道罩的设计大致参考了NASA 1507进气道 [20]。可变几何机构可调节进气道罩尖端在 x方向上的位置以及进气道罩的角度。这相当于在巡航马赫数条件下，沿中心体的锥形激波角平移进气道罩尖端。该平移以进气道罩半径 r_0表示，该半径等同于自由来流捕获面积半径。这种方法与其他基于进气道罩的可变几何方法类似，后者将进气道罩角度和位置作为单独的操作进行研究[21–26]。在 [8], 中，研究人员在结构化二维网格上，对自由来流捕获面积逐渐增大的情况进行了一系列参数化二维轴对称雷诺平均纳维–斯托克斯（RANS）模拟。计算了隔离段出口质量流率、质量平均总压和质量平均马赫数，并将其拟合为r_0的函数。通过依据自由来流条件对隔离段出口参数进行归一化，该模型得以扩展至不同高度范围。

随后，将隔离段出口条件传递至准一维燃烧室模型。假设固体燃料的退移速率 $\dot{r}$ 取决于进气道质量通量 G、总温度 T_{t2} 和燃烧室压力 P_4，其表达式为

$$\dot{r} = \alpha G_a^a P_4^b T_{t2}^c, \tag{1}$$

其中， α、 a、 b和 c 是 Vaught等人 [27]给出的经验曲线拟合结果。本研究考虑一种假想的端羟基聚丁二烯（HTPB）聚合物模型，该聚合物完全转化为气态烃 1,3-丁二烯（C_4H_6）。模型假设燃料药柱仅沿径向燃烧，且轴向上的退移均匀

燃烧室长度。为了计算（1）的燃烧室后端混合压力，采用简单的摩擦关联式对内部摩擦进行建模，这意味着

$$\Delta P_{t,2-4} = \frac{f_D}{4}\frac{L_f}{d}\frac{\rho_3 u_3^2}{2}, \tag{2}$$

其中，$\Delta P_{t,\ 2-4}$ 表示测站“2”与测站“4”之间的压力变化，f_D 表示达西摩擦因子，L_f 表示燃料药柱长度，ρ 表示通道流体密度，u_3 表示通道速度。

由于固体燃料回归，r_3固体燃料通道半径在 SFRJ 运行过程中不断增大，并根据 [7, 28]进行更新

$$r_3(t_{i+1}) = r_3(t_i) - \dot{r}(t_i)(t_{i+1} - t_i). \tag{3}$$

仿真进行时间积分，直至通道半径达到允许的最大值$r_{3,\ \max}$。表 2 详细列出了本研究所考虑的 SFRJ 几何结构。

表 2 SFRJ 几何结构描述

r_0 [毫米]	r_2 [毫米]	r_3	r_t [毫米]	L_f [毫米]
[47.88,59.28]	46.7	[59.2,68.6]	50.4	500

在每个时间步，1,3-丁二烯的燃料质量流率 $\dot{m}_f$ 由下式给出

$$\dot{m}_f = A_f \rho_f \dot{r}, \tag{4}$$

其中，$A_f = 2\pi r_3 L_f$ 是燃料药柱的暴露表面积，$\rho_f = 900$ 千克/米^3 是端羟基聚丁二烯的密度。注意，全局当量比 ϕ_G 可由下式计算

$$\phi_G = \frac{f}{f_{stoich}} = \frac{\dot{m}_f/\dot{m}_{air}}{f_{stoich}}, \tag{5}$$

其中 f_{stoich} 为化学计量燃油空气质量流量比。利用 CANTERA 中的平衡吉布斯求解器，在焓和压力恒定的假设下，计算后部混合端的平衡火焰温度$T_{4、\ \mathrm{eq}}$以及比热比 γ_4 [29]。初始混合物组成由计算得到的全局当量比ϕ_G、进口空气温度 T_2和后端压力 P_4 确定。采用 Ciottoli等人开发的、用于 1,3-丁二烯燃烧的压力综合骨架动力学机理 [30] 计算平衡产物。先前的研究已通过详细的 1,3-丁二烯燃烧机理验证了该骨架机理[31, 32]。假设燃烧效率恒为 T_4.75，计算 SFRJ燃烧室后部混合端的最终静温 $\eta_c = 0$，计算公式如下：

$$T_4 = \eta_c(T_{4,\mathrm{eq}} - T_2) + T_2. \tag{6}$$

采用等熵膨胀至环境压力的方法，利用后端燃烧室总压和温度确定理论排气速度$u_{\mathrm{e},\ \mathrm{th}}$，其计算公式为：

$$u_{\mathrm{e,th}} = \left[2\gamma_4 R_4 T_{t4}(1/(\gamma_4 - 1))(1 - (P_0/P_{t4})^{(\gamma_4-1)/\gamma_4})\right]^{1/2}, \tag{7}$$

其中，R_4 和 γ_4 分别为比气体常数和比热比，依据 CANTERA 中测站“4”的平衡组分计算得出。本研究假设采用理想化喷管，将燃烧室出口的气体膨胀至环境压力，并以喷管效率 $\eta_n = 0.95$ 计算实际排气速度 u_e。最后，产生的推力 T 为

$$T = \dot{m}_{air}(1 + f)u_e - \dot{m}_{air}u_0. \tag{8}$$

III. 动态模态自适应控制

本节简要回顾 [9]中提出的动态模态自适应控制（DMAC）算法。如图2所示，考虑一个采用基本伺服回路架构的动态系统，其输入为 $u_k \in \mathbb{R}^{l_u}$，输出为 $y_k \in \mathbb{R}^{l_y}$。DMAC控制器的目标是生成离散时间输入信号 u_k，使采样输出y_k 跟踪参考信号 r_k。DMAC控制器由动态模态近似模块和跟踪控制器组成，前者用于近似系统的局部行为，后者则基于已辨识的输入输出模型进行设计。

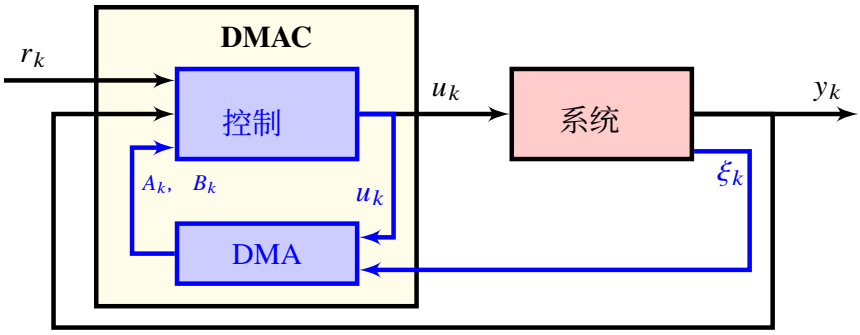


图 2 动态模态自适应控制（DMAC）架构，用于动态系统的无模型、数据驱动和基于学习的控制。

A. 动态模态近似

令 $\xi_k \in \mathbb{R}^{l_\xi}$ 表示系统状态中测得的部分。请注意，ξ_k 可能是也可能不是系统的完整状态。为了计算控制信号 u_k，我们首先近似线性映射 $A \in \mathbb{R}^{l_\xi \times l_\xi}$ 和 $B \in \mathbb{R}^{l_\xi \times l_u}$，使得

$$\xi_{k+1} = A\xi_k + Bu_k, \tag{9}$$

可重新表述为

$$\xi_{k+1} = \Theta\phi_k. \tag{10}$$

其中

$$\Theta \triangleq \begin{bmatrix} A & B \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{l_\xi \times (l_\xi + l_u)}, \quad \phi_k \triangleq \begin{bmatrix} \xi_k \\ u_k \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{l_\xi + l_u}. \tag{11}$$

矩阵 Θ 使得（10）成立的矩阵可能不存在。不过，可以通过最小化以下内容来获得该矩阵的近似值

$$J_k(\Theta) \triangleq \sum_{i=0}^{k} \lambda^{k-i} \|\xi_k - \Theta\phi_{k-1}\|_2^2 + \lambda^k \mathrm{tr}\,(\Theta^{\mathrm{T}} R_\Theta \Theta), \tag{12}$$

其中 $R_\Theta \in \mathbb{R}^{(l_\xi + l_u)\times(l_\xi + l_u)}$是正定正则化矩阵，可确保（12）的极小化器存在，而 $\lambda \in (0,1...$ 是遗忘因子。在非线性或时变系统中，当状态在状态空间中显著变化时，通过最小化（Θ）进行近似，可能无法捕捉当前状态下的局部线性行为。因此，引入几何遗忘因子，使近期数据优先于较早数据，可以改善线性近似，并防止算法变得迟缓。

命题 III.1。考虑代价函数 (12)。对于所有 $k \geq 0$，将（(12）的极小化器定义为

$$\Theta_k \triangleq \min_{\Theta \in \mathbb{R}^{l_x \times (l_x + l_u)}} J_k(\Theta). \tag{13}$$

那么，极小化器 Θ_k 满足

$$\Theta_k = \Theta_{k-1} + (\xi_k - \Theta_{k-1}\phi_{k-1})\,\phi_{k-1}^{\mathrm{T}} \mathcal{P}_k, \tag{14}$$

$$\mathcal{P}_k = \lambda^{-1}\mathcal{P}_{k-1} - \lambda^{-1}\mathcal{P}_{k-1}\phi_{k-1}\gamma_k^{-1}\phi_{k-1}^{\mathrm{T}}\mathcal{P}_{k-1}, \tag{15}$$

其中，对于所有 $k \geq 0$, $\gamma_k \triangleq \lambda + \phi_{k-1}^{\mathrm{T}}\mathcal{P}_{k-1}\phi_{k-1}$ 和 $\Theta_0 = 0$，$\mathcal{P}_0 \triangleq R_\Theta^{-1}$。

证明。参见 [9]中的命题 V.2。 □

请注意，代价函数（12）是对工程应用中通常采用的代价函数的一种矩阵扩展 [33]。如 [33–35], 所示，持续激励是确保以下两点的必要条件：1）估计值收敛；2）相应的协方差矩阵$\mathcal{P}_k$ 保持有界。为确保持续激励，本文在控制信号中引入均值为零的白噪声，以增强回归向量的持续性 ϕ_k，具体讨论见第III.B节。

B. 跟踪控制器

本小节介绍如何利用第 u_k 节计算得到的动力学近似来计算控制信号III.A。为跟踪参考信号 $r_k \in \mathbb{R}$，DMAC算法采用带积分作用的全状态反馈控制器。请注意，此处的全状态指状态 ξ_k，而非系统状态 x_k。在本研究中，我们假设

$$\xi_k \triangleq \begin{bmatrix} P_{t4,k} \\ X_{\mathrm{CO},k} \\ y_k \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^3, \tag{16}$$

其中 $P_{t4,\ k}$ 为归一化后的燃烧室总压力，$X_{\mathrm{CO},\ k}$ 为归一化后的排气一氧化碳浓度，y_k 为归一化后的推力。一氧化碳浓度由平衡组分确定，平衡组分使用平衡吉布斯求解器和20组分压力全面骨架动力学机理计算得出。燃烧室总压力和推力分别由方程（2）和（8）计算。归一化采用对称最小-最大变换，将每个物理变量映射到[−1，1...范围内，从而确保所有状态变量的量级相近。该变换改善了DMAC动态模态近似中所用递归最小二乘更新的数值条件性，并确保回归向量ϕ_k 在整个学习过程中保持良好的数值条件。

控制律为

$$u_k = K_{\xi,k}\xi_k + K_{q,k}q_k + v_k, \tag{17}$$

其中，矩阵 $K_{\xi,\ k} \in \mathbb{R}^{l_u \times l_\xi}$ 和 $K_{q,\ k} \in \mathbb{R}^{l_u \times l_y}$ 分别为时变全状态反馈增益和积分器增益，按照 [9]附录A中所示的方法计算，且 $v_k \sim \mathcal{N}(0,\ \sigma_v I_{l_u})$是添加到控制输入中的零均值白噪声信号，用于提高动态模态近似步骤中回归向量 ϕ_k 的持续性。注意，积分器状态 q_k 满足

$$q_{k+1} = q_k + z_k, \tag{18}$$

其中，$z_k \triangleq r_k - y_k$ 是输出误差。

增益矩阵$K_{\xi,\ k}$和$K_{q,\ k}$采用众所周知的线性二次积分控制 [36], 进行计算，该方法需要系统的 A、B、和 C 矩阵。在本文中，我们使用 MATLAB 的 `lqi` 程序计算增益矩阵$K_{\xi,\ k}$和$K_{q,\ k}$。动力学矩阵 A和输入矩阵 B由III.A中所述的动态模态近似给出。注意，输出矩阵为

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \tag{19}$$

这反映了推力是 DMAC 状态向量中的第三个元素，并被直接选作系统输出。

IV. 仿真结果

本节给出数值示例，展示 DMAC 技术在调节 SFRJ 产生的推力方面的应用。DMAC超参数通过简单的网格搜索进行选择，以便在标称条件下获得令人满意的瞬态响应。

控制信号 u_k 用于调节捕获半径 r_0，其表达式为

$$r_0 = \bar{r}_0 - 0.001u_k, \tag{20}$$

其中，$\bar{r}_0 = 53.58$ mm 为名义捕获半径。该缩放因子可确保用于动态模态估计的回归向量各分量具有相近的量级，从而提高递归最小二乘更新过程中的数值稳定性。

A. 指令跟踪

首先，我们考虑将 SFRJ 推力调节至恒定值的问题。具体而言，要求 SFRJ 产生恒定推力 $r = 100$ N。由于 $\xi_k \in \mathbb{R}^3$ 和 $u_k \in \mathbb{R}$，，因此 Θ_k 是一个 3×4矩阵。在 DMAC 中，我们设定 $R_\Theta = 10^2 I_4$，遗忘因子为 $\lambda = 0.999$。跟踪控制器中的 LQR 权重为 $R_1 = I_4$ 和 $R_2 = 1$.。

图 3 展示了DMAC算法更新控制器时SFRJ的闭环响应，其中a)展示了指令推力 $r = 100$ N 以及生成的推力 y_k，b)展示了控制信号 u_k，c)展示了对数刻度下跟踪误差的绝对值 $z_k \triangleq y_k - r$，d)展示了由DMAC计算得出的估计矩阵 Θ_k。请注意，推力输出跟踪了指令推力。

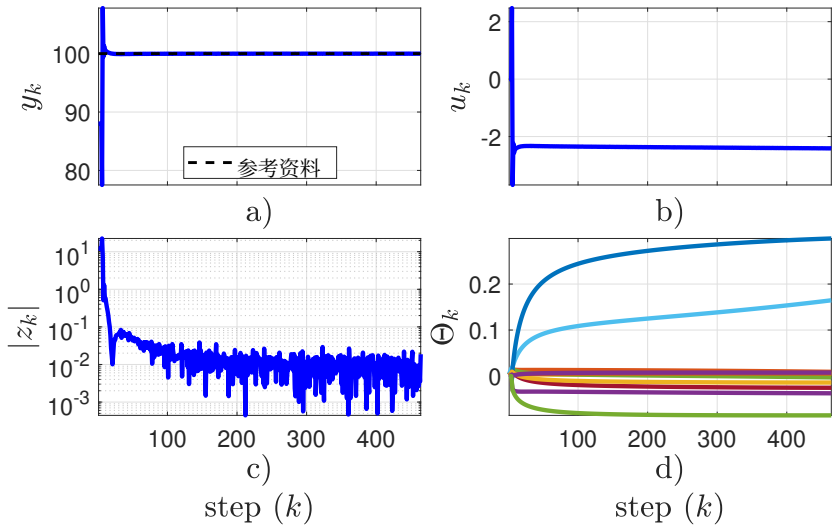


图3 SFRJ与DMAC的闭环阶跃响应。

接下来，向 SFRJ 发出跟踪双阶跃指令的命令。具体而言，推力指令为 $r = 100$N，持续 $k \in (0,200)$；随后为 $r = 110$ N，持续 $k \geq 200$。需要强调的是，DMAC超参数与前一案例保持一致。图 4 展示了DMAC算法更新控制器时 SFRJ 的闭环响应，其中 a) 显示指令推力 r 和生成的推力 y_k，b) 显示控制信号 u_k，c) 显示对数刻度下跟踪误差的绝对值 $z_k \triangleq y_k - r$，d) 显示 DMAC 计算得到的估计矩阵 Θ_k。请注意，输出误差趋近于零。

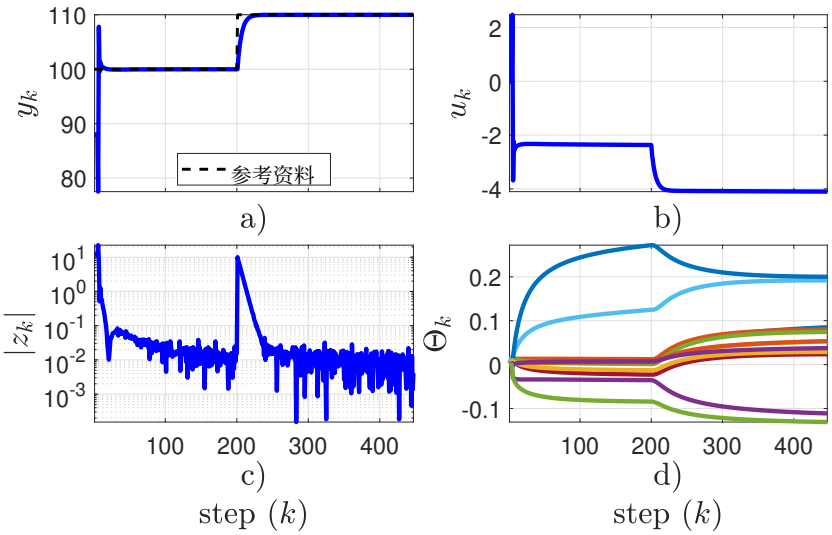


图 4 DMAC 控制的 SFRJ 对双阶跃参考信号的闭环响应。

B. 控制器灵敏度分析

进行了敏感性分析，以展示控制算法对于 DMAC超参数变化及 SFRJ模型变化的鲁棒性，这些变化反映在闭环性能中。

1. 超参数的影响

首先，为了研究 DMAC算法 对其调节超参数的鲁棒性 R_Θ， λ， R_1 以及 R_2，我们在其他超参数保持为标称值的情况下，系统地改变每个超参数。图5展示了 DMAC超参数 对闭环响应的影响 y_k 以及绝对跟踪误差$|z_k|$。从上到下，各行分别对应 R_Θ、 λ、 R_1和 R_2的变化。请注意，在每种情况下，超参数的变化幅度都达到数个数量级，这表明 DMAC 对调节参数具有鲁棒性。

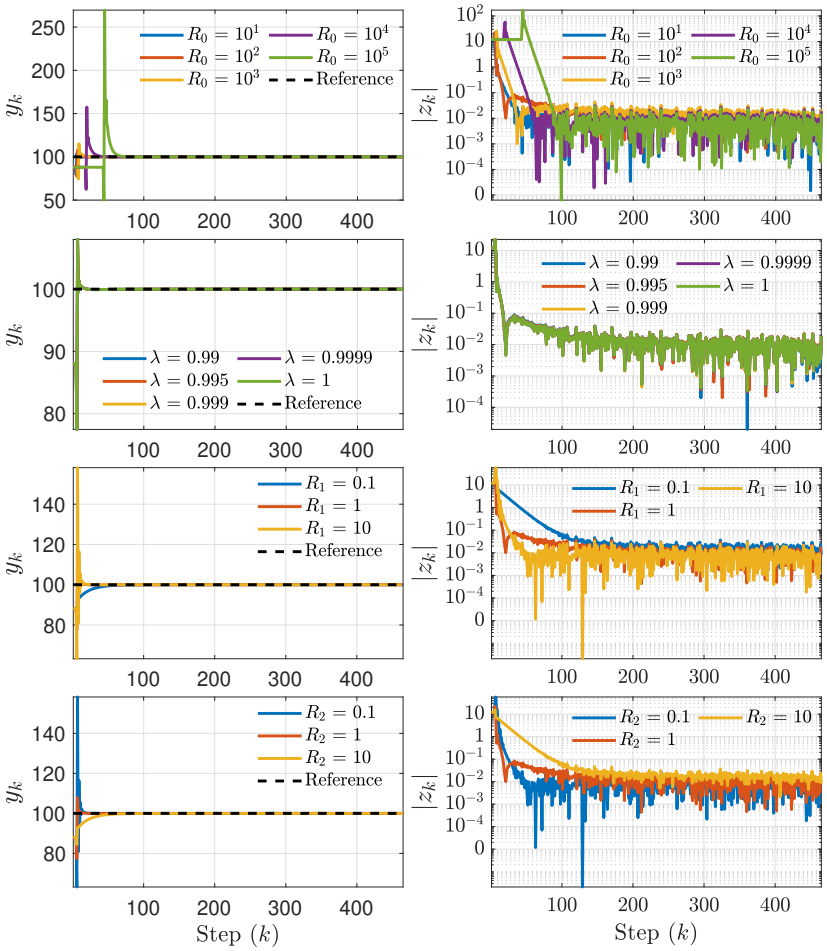


图 5 DMAC超参数对闭环性能的影响。

2. 控制器鲁棒性的蒙特卡洛测试

接下来，采用蒙特卡洛方法（MCM）评估 DMAC控制器 对 SFRJ模型 性能变化的鲁棒性。开展了两项独立测试，以评估在不同发动机架构和高度–推力指令条件下的可靠跟踪性能。

在第一项测试中，将SFRJ模型参数 α 和 η_c 建模为高斯随机变量，并在执行阶跃指令跟踪任务之前进行采样。在该任务中，要求SFRJ在 $H = 30\,\mathrm{km}$高度下产生100 N的恒定推力。之所以选择这些参数进行随机化，是因为推力生成对推进剂回归速率和燃烧效率高度敏感，而这两者分别由 α 和 η_c决定。 α 和 η_c 的均值分别为4.44×10^{-7} 和0.75，相应的标准差分别为4.44×10^{-8}和0.05。总共进行了200次蒙特卡洛试验，每次均采用不同的准静态SFRJ模型实例，以评估控制器在这些不确定性下的鲁棒性。

蒙特卡洛结果如图 6所示。在随机抽取的 200 个准静态模型中，195 次仿真成功收敛，成功率为 97.5 %，这表明 DMAC算法对 SFRJ模型参数的变化具有鲁棒性。尽管 α 和 η_c 的变化导致初始推力估计值存在显著差异，控制器仍能始终实现精确的阶跃指令跟踪。值得注意的是，针对抽取的模型并未重新调整 DMAC超参数；也就是说，全部 200 次仿真均采用相同的控制器配置。

在第二项测试中，SFRJ模型参数固定为其标称值，$\alpha = 4.44\times10^{-7}$ 和 $\eta_c = 0.75$,同时命令发动机在随机选定的高度跟踪随机生成的推力曲线。高度

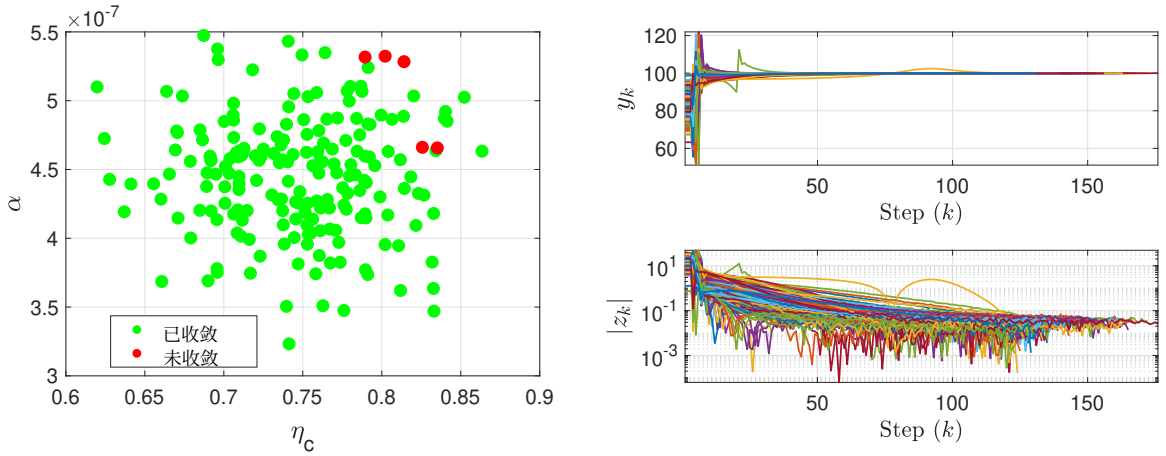


图 6 DMAC 对 SFRJ模型性能鲁棒性的演示：a）解的收敛散点图；b）推力跟踪的时间历程（仅包含收敛的解）

H 在 23 km 至 36 km 范围内均匀采样；对于每个选定的高度，在模型的可行推力范围内随机选取五个推力指令，并排除最小值和最大值各 5% 的边界区间。共进行了 200 次蒙特卡洛试验，以评估控制器在阶跃指令跟踪任务中跟踪多种推力—高度指令对的能力。

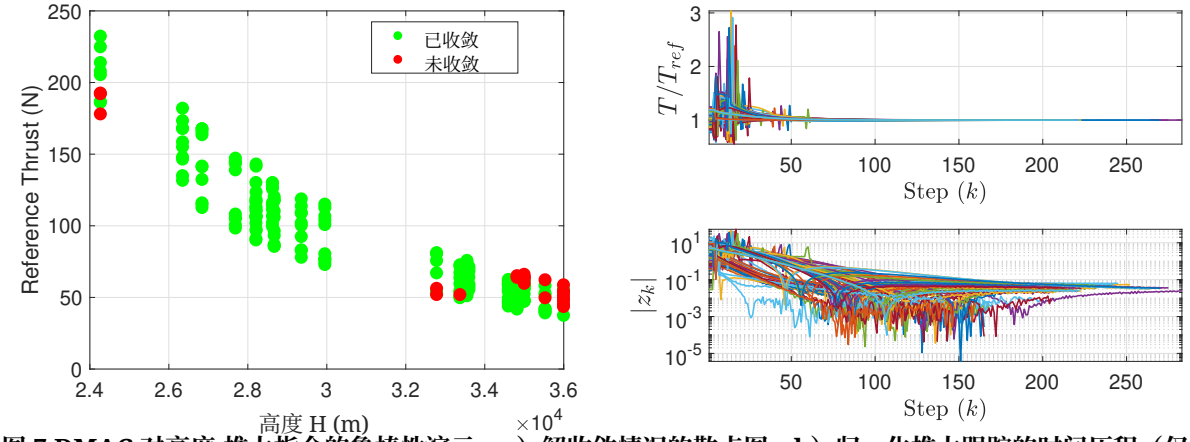


图 7 DMAC 对高度-推力指令的鲁棒性演示：a）解收敛情况的散点图；b）归一化推力跟踪的时间历程（仅显示收敛的解）

第二次蒙特卡洛试验的结果如图7所示。在随机生成的 200 组推力—高度配对中，有 177 次仿真收敛，成功率为 88.5%。这些结果进一步证明，DMAC算法在广泛的假设工作包线内具有良好的鲁棒性。发散主要出现在较低高度下的低推力指令情形，而在较高推力范围内，性能始终保持准确(50N $< T <$ 200N)。这表明，只有在远超标称范围的运行条件下才需要重新调整DMAC超参数，并且只需少量调优配置，就能确保在整个工作范围内实现可靠跟踪。与前一次试验一样，所有 200 次仿真均使用相同的DMAC配置，这凸显了该算法相较于传统固定增益控制器的内在鲁棒性；传统固定增益控制器通常需要在存在模型不确定性或参数变化时进行人工重新调参。

V. 结论

本文研究了动态模态自适应控制（DMAC）框架在调节可变罩体几何形状SFRJ准静态一维模型所产生推力方面的应用。DMAC框架利用有限的燃烧室压力、排气中一氧化碳浓度以及推力测量值，合成跟踪控制器以调节SFRJ推力。仿真结果表明，DMAC框架无需详细的燃烧动力学模型，而仅凭有限的在线测量值，就能成功调节SFRJ推力。本文进一步开展了数值研究，以评估基于DMAC的控制器的性能和鲁棒性。敏感性分析表明，闭环响应对DMAC超参数的变化相对不敏感，这说明控制器在较宽的调参选择范围内均能保持令人满意的性能。综合蒙特卡洛评估考察了推进剂回归和燃烧效率的不确定性，以及高度和指令推力的变化对鲁棒性的影响。在这些测试中，控制器无需重新调整超参数便实现了较高的收敛率，凸显了DMAC框架对模型变化及运行条件变化的内在鲁棒性。

VI. 致谢

本研究由美国海军研究局资助，项目编号为 N00014-23-1-2468。

参考文献

[1] Schulte, G., “固体燃料冲压发动机的燃料回归与火焰稳定研究,” 《推进与动力学报》, 第2卷, 1986年, 第301–304页。https://doi.org/10.2514/3.22886。[2] Krishnan, S., and George, P., “固体燃料冲压发动机燃烧室设计,” 《航空航天科学进展》, 第34卷, 第3期, 1998年, 第219–256页。https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S0376-0421(98)00005-0。[3] Gany, A., “固体燃料冲压发动机与超燃冲压发动机的成就与挑战,” 《含能材料与化学推进国际期刊》, 第8卷, 第5期, 2009年, 第421–446页。https://doi.org/10.1615/IntJEnergeticMaterialsChemProp.v8.i5.40。[4] Veraar, R. G., Oosthuisen, R., and Andersson, K., “弹丸冲压发动机推进——全球成就概述与未来机遇,” 《含能材料与化学推进国际期刊》, 第21卷, 第5期, 2022 年 , 第 1–61 页。https://doi.org/10.1615/IntJEnergeticMaterialsChemProp.2022038741。[5] Natan, B., and Netzer, D. W., “旁通空气对固体燃料冲压发动机中硼燃烧影响的实验研究,” 《含能材料与化学推进国际期刊》, 第2卷, 第1–6期, 1993年。https://doi.org/10.1615/IntJEnergeticMaterialsChemProp.v2.i1-6.260。[6] Pelosi-Pinhas, D., and Gany, A., “可变飞行条件下的旁通调节式固体燃料冲压发动机燃烧室,” 《推进与动力学报》, 第19卷, 第1期, 2003年, 第 73–80 页。[7] Evans, J. V., Senior, W. C., Gejji, R. M., and Slabaugh, C. D., “ 添加旁通空气的固体燃料冲压发动机燃烧室性能,” 《推进与动力学报》, 第39卷, 第2期, 2023年, 第167–175页。https://doi.org/10.2514/1.B38788。[8] DeBoskey, R. D., Cavanaugh, E., Liu, J., and Narayanaswamy, V., “采用变形进气道设计提升固体燃料冲压发动机性能,” AIAA SciTech 2025 论坛, 2025年, 第1530页。[9] Oveissi, P., and Goel, A., “使用矩阵递归最小二乘的无模型动态模态自适应控制,” , 2025年。URL https://arxiv.org/abs/2505.11844。[10] Oveissi, P., Dorsey, A., Khokhar, G. T., Hanquist, K. M., and Goel, A., “固体燃料冲压发动机高保真计算模型中的自适应燃烧调节,” AIAA SciTech 2025 论坛, 2025年, 第0352页。[11] Oveissi, P., Goel, A., Tumuklu, O., and Hanquist, K. M., “固体燃料冲压发动机中的自适应燃烧调节,” AIAA SciTech 2024 论坛, 2024年, 第0743页。[12] Oveissi, P., Trivedi, A., Goel, A., Tumuklu, O., Hanquist, K. M., Farahmandi, A., and Philbrick, D., “固体燃料冲压发动机的基于学习的自适应推力调节,” AIAA SciTech 2023 论坛, 2023年, 第2533页。

[13] Goel, A., Duraisamy, K., and Bernstein, D., “用于防止二维超燃冲压发动机燃烧室不起动的输出约束自适应控制,” AIAA Scitech 2019 论坛, 2019年, 第0927页。[14] Goel, A., Duraisamy, K., and Bernstein, D. S., “模型超燃冲压发动机燃烧室不起动的回顾性代价自适应控制,” AIAA 期刊, 第56卷, 第3期, 2018年, 第1085–1096页。[15] Goel, A., Xie, A., Duraisamy, K., and Bernstein, D. S., “马赫数扰动下的一维超燃冲压发动机回顾性代价自适应推力控制,” 2015年美国控制会议 (ACC), 2015年, 第5551–5556页。https://doi.org/10.1109/ACC.2015.7172208。[16] DeBoskey, R., Oveissi, P., Narayanaswamy, V., and Goel, A., “基于神经网络和自适应控制的固体燃料冲压发动机原位推力监测与调节框架,” 2025年 IEEE 控制技术与应用会议 (CCTA), IEEE, 2025年, 第377–382页。[17] Oveissi, P., Dorsey, A., McBeth, J., Hanquist, K. M., and Goel, A., “飞行条件下固体燃料冲压发动机的基于学习的推力调节,” AIAA SciTech 2025 论坛, 2025年, 第2805页。[18] Manuel Portella-Delgado, J., Hrynuk, J. T., Yu, M., and Goel, A., “长持续时间阵风发展过程中的实时数据驱动自适应升力调节,” 《制导、控制与动力学杂志》, 2025年, 第1–10页。[19] Standard, U., “大气,” , 1976年。[20] Slater, J. W., “NASA 1507进气道测试案例的 Wind-US 仿真,” AIAA SciTech 2024 论坛, 2024年, 第0981页。[21] Teng, J., and Yuan, H. C., “矩形可变几何高超声速进气道的设计方法与非定常气动特性,” 《应用力学与材料》, 第275卷, 2013年, 第433–441页。https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.275-277.433。[22] Dalle, D., Torrez, S., and Driscoll, J., “采用低阶模型的可变几何超燃冲压发动机进气道性能分析,” 第47届AIAA/ASME/SAE/ASEE联合推进会议暨展览会, 2011年, 第5756页。[23] Reardon, J. P., Schetz, J. A., and Lowe, K. T., “可变几何进气道不起动的计算分析,” 《推进与动力学报》, 第37卷, 第4期, 2021年, 第564–576页。https://doi.org/10.2514/1.B38214。[24] Liu, Y., Wang, L., and Qian, Z., “高马赫数进气道可变几何辅助重启方法的数值研究,” 《航空航天科学与技术》, 第79卷, 2018年, 第647–657页。https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.06.014。[25] Ramprakash, A., and Muruganandam, T. M., “二维可变几何进气道内部流场特性及起动与不起动特性的实验研究,” 第7届国际机械与航空航天工程会议 (ICMAE), IEEE, 2016年, 第465–470页。https://doi.org/10.1109/ICMAE.2016.7549585。[26] Teng, J., and Yuan, H., “用于改善矩形高超声速进气道性能的可变几何进气道罩壁侧壁,” 《航空航天科学与技术》, 第42卷, 2015年, 第128–135页。https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.01.011。[27] Vaught, C., Witt, M., Netzer, D., and Gany, A., “固体燃料双模态燃烧冲压发动机研究,” 《推进与动力学报》, 第8卷, 第5期, 1992年, 第1004–1011页。https://doi.org/10.2514/3.23585。[28] Hadar, I., and Gany, A., “固体燃料冲压发动机中的燃料退移机理,” 《推进剂、炸药、烟火药》, 第17卷, 1992年, 第70–76页。https://doi.org/10.1002/prep.19920170205。[29] Goodwin, D. G., Moffat, H. K., Schoegl, I., Speth, R. L., and Weber, B. W., “Cantera：用于化学动力学、热力学和输运过程的面向对象软件工具包,” https://www.cantera.org, 2023年。https://doi.org/10.5281/zenodo.8137090, 版本 3.0.0。[30] Ciottoli, P. P., Galassi, R. M., Lapenna, P. E., Leccese, G., Bianchi, D., Nasuti, F., Creta, F., and Valorani, M., “用于非预混燃烧的基于CSP的化学动力学机理简化策略：在混合火箭推进中的应用,” 《燃烧与火焰》, 第186卷, 2017年, 第83–93页。https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2017.07.035。[31] DeBoskey, R., Kessler, D. A., Bojko, B., Johnson, R. F., Kercher, A., Ching, E., and Narayanaswamy, V., “1,3-丁二烯-空气燃烧降阶动力学模型的开发与评估,” 《推进与动力学报》, 第41卷, 第5期, 2025年, 第522–541页。https://doi.org/10.2514/1.B39768。

[32] DeBoskey, R., Geipel, C., Kessler, D., Bojko, B., Fisher, B., Johnson, R. F., and Narayanaswamy, V., 《对向流固体燃料燃烧器中火焰动力学的数值与实验研究》，《燃烧与火焰》，第 273 卷，2025 年，第 113960 页。https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2024.113960。[33] Goel, A., Bruce, A. L., and Bernstein, D. S., 《采用变方向遗忘的递归最小二乘：补偿持续激励的丧失 [讲义],》《*IEEE*控制系统杂志》，第 40 卷，第 4 期，2020 年，第 80–102 页。[34] Y. Mareels, I., and Gevers, M., 《持续激励判据》，控制与决策会议论文集，1986 年，第 1933–1935 页。https: //doi.org/10.1109/CDC.1986.267349。[35] Mareels, I. M., and Gevers, M., 《线性多变量时变系统的持续激励判据》，《控制、信号与系统数学》，第 1 卷，第 3 期，1988 年，第 203–226 页。https://doi.org/10.1007/BF02551284。[36] Young, P. C., and Willems, J., 《线性多变量伺服机构问题的一种方法》，《国际控制杂志》，第 15 卷，第 5 期，1972 年，第 961–979 页。