

液体火箭发动机起动过程减损控制研究

魏鹏飞, 吴建军, 陈启智

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 为了控制液体火箭发动机起动过程中故障的发展, 以便提高发动机的可靠性与安全性, 在其关键部件损伤与系统性能之间折衷考虑, 实施减损控制。提出一种以减小部件损伤为目的的发动机开环控制结构, 并对其所涉及的相关模型作了简短的分析; 通过综合分析减损控制律, 可对控制输入序列进行优化选择。仿真研究了某火箭发动机起动过程实施减损控制后的两个实例, 结果表明通过减损控制, 可以实现在系统性能不明显损失的情况下, 较大幅度地减小关键部件损伤。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 起动过程; 减损控制; 控制输入

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2006)01-0007-07

Research of damage-mitigating control for startup process of liquid-propellant rocket engines

Wei Pengfei, Wu Jianjun, Chen Qizhi

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A goal of this paper is that evolution of the critical component fault is controlled so that the reliability and security of the liquid propellant rocket engine (LRE) are improved. The tradeoff between the dynamic performance and the critical component damage is considered to implement the damage mitigating control (DMC). This paper presents an open loop control structure to reduce damage of the critical components of the LRE. The related models in the DMC for LREs are analyzed. To select a suitable control input sequence, the DMC law is analyzed and synthesized. During the startup process of a certain kind of LRE, the two cases which adopt the DMC are simulated. Results indicate that substantial decrease in the damage of critical system components can be achieved by insignificant loss of the system dynamic performance.

Key words: liquid propellant rocket engine; startup process; damage mitigating; control input

收稿日期: 2005-04-30; 修回日期: 2005-09-15。基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50276068)。

作者简介: 魏鹏飞 (1975—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机系统分析、减损与延寿控制技术。

1 引言

在液体火箭发动机的起动阶段,各组件的工作过程都是非稳态的,并且极其复杂。发动机所有参数必须在短暂的时间内(一般为几十毫秒到几秒)从初始状态过渡到主级工作状态,呈现高度非线性特征^[1]。国内外大量的研制实践证明:液体火箭发动机工作过程中发生的故障,如燃烧室、涡轮叶片的烧蚀与推进剂供应管路的破裂等,绝大多数发生在起动阶段^[2]。发动机在这一阶段出现故障,轻则破坏产品,重则毁坏试验或发射设施。因此,可以说液体火箭发动机的工作可靠性在很大程度上取决于其起动的可靠性。同时,对液体火箭发动机起动过程的研究,是当前火箭发动机研制过程中的重点与难点。目前,采用试验与数值仿真方法对液体火箭发动机起动过程中的一些问题作了较为深入的研究,例如文献[2]在建立某型火箭发动机的起动动力学模型的基础上研究了其起动特性,通过对试车过程的分析进一步验证了模型,着重分析了影响发动机起动的主要因素;文献[3]对某型火箭发动机进行了起动过程的数值仿真、起动过程故障数值仿真与故障检测方法的研究,这些研究代表了我国当前在液体火箭发动机起动过程研究中的最新发展。但是,在液体火箭发动机健康监控技术的研究中,提出了新的研究课题,如火箭发动机系统中关键部件的寿命预测、对故障的主动控制等^[4,5]。

为了实现健康监控的目的,通常采取以故障诊断为核心的容错控制策略。容错控制一般以启动冗余备份和系统重构技术来实现。由于航天系统本身的复杂性和特殊性,对于液体火箭发动机采用启动冗余备份和系统重构等控制措施基本上是不可行的。因此,近年来围绕着液体火箭发动

机健康监控系统的故障控制措施开展研究,一种称为减损与延寿控制(Damage Mitigating and Life Extending Control, DMLEC)的技术应运而生。液体火箭发动机延寿控制的基本概念是由Lorenzo与Merrill于1991年首先提出的^[6]。随后,美国宾州州立大学机械工程系Asok Ray教授的研究小组十多年来以减损与延寿控制技术为研究方向开展了一些理论与应用基础研究,文献[7]较全面地分析了他们的贡献。

本文基于对火箭发动机工作过程的故障进行主动控制的思想,重点分析火箭发动机起动过程减损控制问题。以某型火箭发动机为例,在其起动过程中,分别研究了以减损为目的的控制输入序列优化选择与实施减损控制后的系统性能与关键部件损伤之间的折衷。

2 减损控制问题分析

2.1 减损控制结构分析

减损控制不仅可独立地作用于整个系统,也可作为分层递阶结构控制系统的有机部分作用于系统。减损控制的一般方法是在系统动力学模型的基础上,首先结合系统中关键部件的结构动力学模型及其损伤信息来预估该部件的损伤,并将该损伤信息与系统输出作为综合分析减损控制律时的重要信息,然后应用某种优化策略,在系统性能与关键部件损伤之间寻求恰当的折衷,最终形成以减损为目的的最优控制输入序列,控制系统的动态行为,使系统性能与关键部件之间的损伤达到期望的折衷程度。根据此分析过程,形成如图1所示的一种开环形式的减损控制系统结构,即本文在研究液体火箭发动机起动过程减损控制时所采用的减损控制结构。

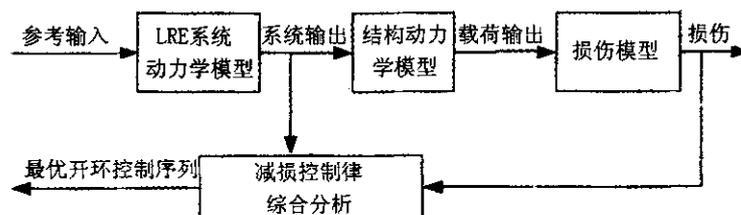


图1 开环减损控制结构框图

Fig.1 Structural framework of an open-loop damage-mitigating control

2.2 减损控制模型分析

在减损控制研究中, 根据其较为明显的模块化特点, 可分为系统动力学特性分析与建模、关键部件结构动力学分析与建模、结构材料损伤特性的分析与建模以及减损控制算法的分析、综合与控制器的设计这四个模块分别进行研究。下面就本文所研究的对象分别进行分析。

某型液体火箭发动机的动力学模型的统一形式表示如式 (1) 所示, 详细模型可参见文献[1,3]。

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = F(X(t), U(t), t) & X(t_0) = X_0 \\ Y(t) = G(X(t), U(t), t) \end{cases} \quad (1)$$

其中, $X(t)$ 为系统状态变量, 在本文的研究中, 选择燃烧室压强及其混合比、燃气发生器压强及其混合比、主涡轮转速、氧化剂入口流量与燃料入口流量; $U(t)$ 为控制输入变量, 选为流量调节器的输入指令; $Y(t)$ 为系统输出变量, 取为系统状态变量。 t 为时间, X_0 是初始状态变量。

涡轮泵是液体火箭发动机的重要组件之一, 在高温、高压、高转速下工作, 涡轮叶片是一种几何形状比较复杂的结构组件, 主要承受本身质量离心力、作用于叶身表面的气体载荷、复杂的温度场以及工作过程中的上述各因素的瞬态变化所引起的振动响应等。因此叶片也是发动机系统的关键零件之一, 在某种程度上, 可以认为它决定着发动机的工作寿命。涡轮叶片的结构模型^[8]描述为:

$$Q(t) = H(Y(t), t) \quad (2)$$

其中, $Q(t)$ 表示叶片应力危险点处的应力载荷向量。

在建立涡轮叶片材料的连续时间损伤模型^[9]的基础上, 应用线性损伤累积法则估算结构材料的损伤, 其模型的数学表述为:

$$\begin{cases} \dot{D}(t) = S(D(t), Q(t), t) \\ D(t) = R(D(t), Q(t), t) \end{cases} \quad S, T > 0, \forall t \in [t_0, t_f] \quad (3)$$

其中, $\dot{D}(t)$ 是损伤变化率, $D(t)$ 是累积损伤, $[t_0, t_f]$ 是系统工作时间区间。

3 减损控制律的综合分析

减损控制要求在系统性能不发生明显损失的

前提下, 较大幅度地减小关键部件的损伤, 具体体现在减损与延寿控制律的综合分析方面。在分析过程中, 必须考虑两个指标: 系统性能目标函数 J^{perf} 与关键部件损伤目标函数 J^{damage} 。由于此二者相互冲突, 因此需要在它们之间进行折衷考虑, 故可形成如式 (4) 所示的多目标优化问题:

$$\begin{cases} \text{minimize} & J(Y, U, D) \\ \text{subject to} & U \in [U^{lower}, U^{upper}] \\ & \sum U(k) = const \\ & \dot{D} \leq \dot{D}^{prescribe} \end{cases} \quad (4)$$

其中, 向量化目标函数 $J(Y, U, D) = [J^{damage}, J^{perf}]^T$, 约束 $U \in [U^{lower}, U^{upper}]$ 限定了控制输入 U 的上下边界, $\sum U(k) = const$ 表明对系统性能的限定, 即不允许其发生明显损失, $\dot{D} \leq \dot{D}^{prescribe}$ 是损伤变化率约束。

为了表示发动机的系统性能, 可选择燃烧室压强 p_c 与混合比 K_c 、燃气发生器压强 p_g 与混合比 K_g 、主涡轮转速 n 、氧化剂入口流量 \dot{m}_o 与燃料入口流量 \dot{m}_f 这七个性能参数构造目标函数 J^{perf} , 为了定量考虑系统性能的损失, 因此, 将上述各性能参数如式 (5) 进行标准化处理

$$\Delta \bar{Y} = \frac{(Y_{ss} - Y)}{Y_{ss}} \quad (5)$$

其中, $Y = (p_c, K_c, p_g, K_g, n, \dot{m}_o, \dot{m}_f)^T$, 下标 “SS” 表示 Y 的稳态值。由于这些性能参数对系统性能的影响程度不同, 且 $\Delta \bar{Y}$ 的正负性不确定, 因此采取加权二次型性能指标控制系统工作过程中各性能参数的变化, 故

$$J^{perf} = \int_{t_0}^{t_f} \Delta \bar{Y}^T M \Delta \bar{Y} dt \quad (6)$$

其中, 加权系数 $M \in R^{7 \times 7}$ 且为对角阵, 根据各性能参数对系统性能的影响程度确定。

由于关键部件的累积损伤 $D \in [0, 1]$, 且 D 是非减函数, 故其变化率 \dot{D} 为非负值, 因此目标函数 J^{damage} 可表示为

$$J^{damage} = (D - D_0) + \int_{t_0}^{t_f} \dot{D} dt \quad (7)$$

其中, D_0 是初始损伤。该目标函数不仅限制了损

伤 D 的最终值, 也限制了它的变化速率。

由于减损控制实现系统性能目标函数与关键部件损伤目标函数之间的折衷时, 其程度依各自的重要性而定, 因此, 应用线性加权和形式对其进行权衡, 则将多目标优化问题(4)中的向量化目标函数转化为一个标量形式的单目标函数, 如式(8)所示。

$$J = W_1 J^{damage} + W_2 J^{perf} \quad (8)$$

其中, W_1 与 W_2 分别为损伤目标函数与性能目标函数的加权系数。利用数值方法求解时, 首先需在时间区间 $[t_0, t_f]$ 内对该连续问题进行离散化处理, 则求解过程如图2所示。

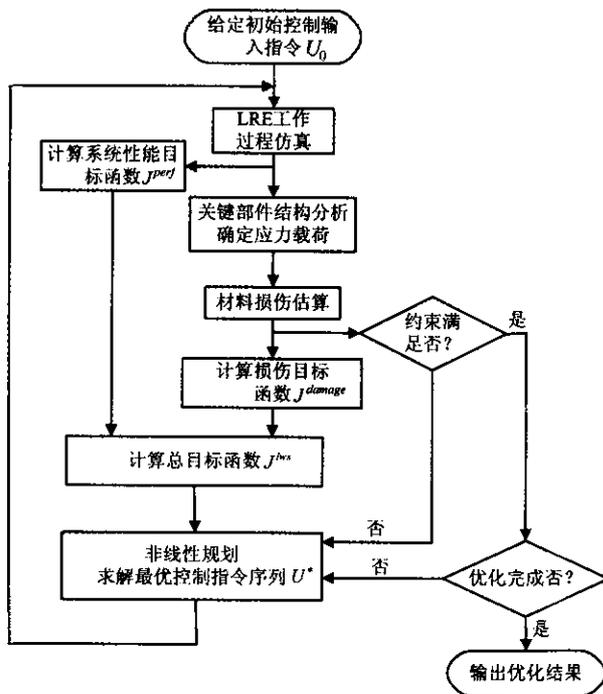


图2 LRE 减损控制律综合分析流程图

Fig.2 Flow chart of DMC law analysis and synthesis for LRE

4 应用实例研究

4.1 实例一: 起动过程中控制输入序列的优化选择

一般地, 要求发动机的起动过程平稳、可靠

且控制输入简单。因此, 可设定在发动机的起动过程中, 控制输入 U 保持不变。在本文的研究范围内, 主要考虑减小关键部件损伤, 并且不明显损失发动机的起动性能, 考察控制输入及其作用时间对液体火箭发动机涡轮叶片的损伤的影响。仿真计算条件: 给定 $U \in [0, 1]$, $\sum U(k) = const$, $\dot{D}^{prescribe} = 4E-6$, 性能指标加权系数 $M = diag(1, 1, 1, 1, 1, 1)$ 。考察不同的控制输入作用下系统性能与涡轮叶片损伤的变化情况, 结果如图3所示。

图3A给出了不同的控制输入及其作用时间, 图中不同的直线表示不同的控制输入, 标记“*N”表示优化过程未成功终止下的解。显而易见, 随着控制输入数值的减小, 其作用的时间延长, 但是在约束 $\sum U(k) = const$ 的限定下, 总的控制作用是不变的, 即保证了系统达到主级稳态工况时, 各性能指标不发生明显损失。这从图3B中得到验证, 图3B给出了在不同的控制输入下, 起动过程中燃烧室压强的响应情况, 显然, 当起动过程结束, 发动机达到主级稳态工况时, 燃烧室压强与设计值吻合得较好, 几乎没有出现偏差。燃烧室压强大约在0.3秒以后, 随着控制输入作用时间的增大, 其增长变缓, 表明起动过程趋于平缓, 并且当起动控制输入停止作用后, 燃烧室压强发生较小幅度的短暂波动后即稳定于设计值, 这个现象说明起动过程可靠。图3C给出了涡轮叶片损伤变化率的响应情况, 从图3C可看出, 损伤变化率随着控制输入作用时间的增大而其最大值逐渐减小, 表明通过变缓起动过程, 可以减小损伤, 图3D所示的涡轮叶片的累积损伤响应情况即可验证此结果, 图中累积损伤随着控制输入作用时间的增大而减小, 并且累积损伤的增长随着损伤变化率最大值出现时间的延缓而延缓。因此, 综合考虑发动机起动过程的特性与关键部件损伤的限制, 可以选择起动过程控制输入的取值范围, 图3A给出了控制输入及其作用时间的取值范围(如图中虚线区域所示)。该结果可为液体火箭发动机起动控制输入方案选择提供有价值的参考。

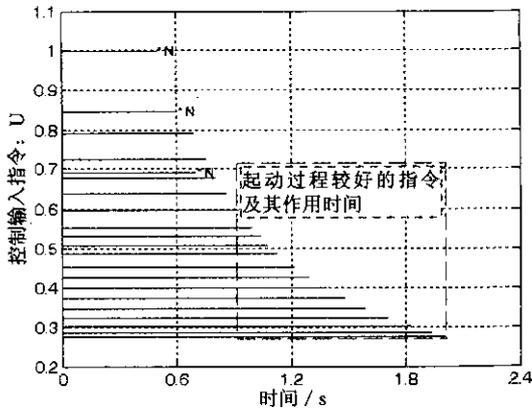


图 3A 控制输入序列

Fig.3A Control input sequences

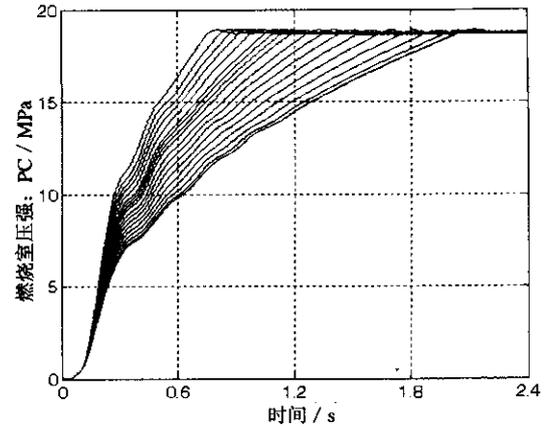


图 3B 燃烧室压强

Fig.3B Combustor pressure

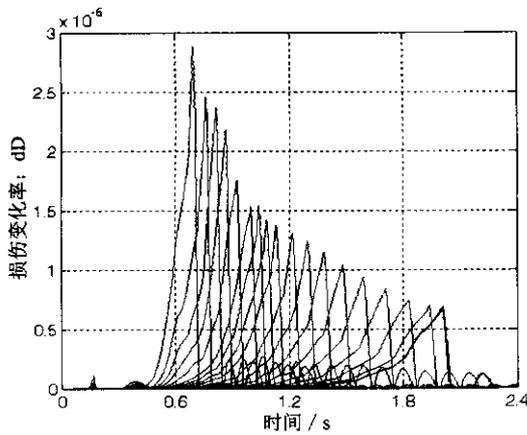


图 3C 损伤变化率

Fig.3C Damage rate

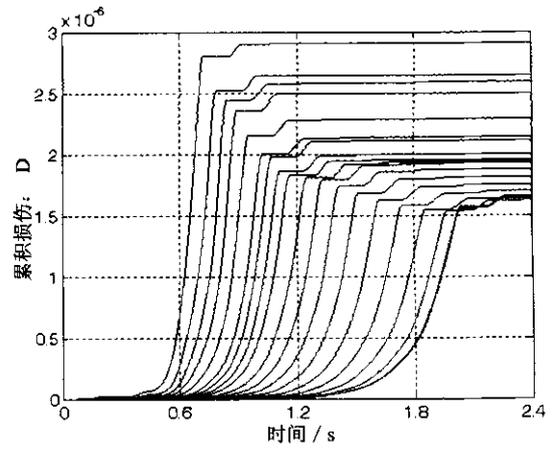


图 3D 累积损伤

Fig.3D Damage accumulation

图 3 起动过程控制输入最优选择的仿真结果

Fig.3 Simulation results of optimal selection for control inputs during the startup process

4.2 实例二：起动过程的减损控制

以某型液氧/煤油发动机为研究对象，将涡轮叶片作为关键部件，对该发动机的起动过程实施减损控制，通过给定不同的损伤变化率约束，考察系统性能的损失与涡轮叶片损伤的减小情况。仿真计算条件：给定 $U \in [0, 1]$ 与 $\sum U(k) = const$ ，加权系数 $(W_1, W_2) = (5E+3, 1)$ ，各性能指标的加权系数 $M = diag(10, 20, 1, 1, 1, 1, 1)$ ，表示在各性能指标中，认为燃烧室压强与混合比是最为关心的变

量，其余性能指标的重要程度相同，且低于燃烧室压强与混合比。指定的损伤变化率 $\dot{D}^{prescribe}$ 的取值如表 1 所示。仿真结果如表 2 与图 4 所示。

表 1 损伤变化率约束

Tab.1 Constraints on damage rate

约 束	无约束	约束 1	约束 2	约束 3
$\dot{D}^{prescribe}$	—	5×10^{-6}	1×10^{-6}	5×10^{-7}

表2 LRE 启动过程减损控制作用下涡轮叶片损伤与系统性能参数的仿真结果

Tab.2 Results of performance specification and blade damage of DMC for LRE during startup process

	燃烧室压强 MPa	燃烧室 混合比	燃气发生器 压强/MPa	燃气发生器 混合比	涡轮转速 rpm	氧化剂质量 流量/(kg/s)	燃料质量流 量/(kg/s)	损伤 减损倍数
参考值	18.719	2.415	37.362	55.078	18841	305.057	117.319	1.888×10^{-6}
约束 1	18.655	2.418	37.181	55.319	18792	304.126	116.941	1.143×10^{-6}
相对偏差	-0.34%	0.12%	-0.48%	0.44%	-0.26%	-0.31%	-0.32%	1.652
约束 2	18.646	2.422	37.161	55.398	18787	304.155	116.747	1.137×10^{-6}
相对偏差	-0.39%	0.29%	-0.54%	0.58%	-0.29%	-0.30%	-0.49%	1.661
约束 3	18.328	2.438	36.265	56.666	18540	299.883	114.283	7.608×10^{-7}
相对偏差	-2.09%	0.95%	-2.94%	2.88%	-1.60%	-1.70%	-2.59%	2.671

图 4 给出了在上述仿真计算条件下得到的系统性能指标变量的响应与涡轮叶片损伤变化率与累积损伤, 表 2 给出了启动过程结束时发动机系统各性能指标变量与涡轮叶片累积损伤的结果。图 4A 给出了几种仿真情况下的控制输入序列, 可看出在损伤变化率约束的作用下, 控制输入的变化规律趋于复杂, 在启动过程的前半阶段控制输入值增大, 而在后半阶段其值减小, 并且随着约束条件变得越严厉, 则控制输入越复杂。图 4B 给出了燃烧室压强在损伤变化率约束作用下的响应情况, 几乎没有明显地偏离其参考值, 这说明系统性能没有发生较大的损失, 这可从表 2 中得到验证, 性能指标变量中绝对值最大的相对偏差为 2.94%, 而最为关心的燃烧室压强与混合比的相对偏差的绝对值仅为 2.09% 与 0.95%, 且在此情况下, 涡轮叶片的损伤减小 2.671 倍。相应的损伤变化率与累积损伤分别如图 4C 与 4D 所示, 可看出在约束条件作用下, 损伤变化率的最大值明显地减小, 损伤变化率的突变被抑制。在启动过程的前半阶段, 各性能指标变化增长较其参考值略快, 而在后半阶段增长变缓, 即减损控制使发动机的启动过程在较高工况时变缓, 通过这个变化, 使得损伤变化率以较低的水平分布在启动过程中, 从而减小了累积损伤, 如图 4D 所示。并且在减损控制的作用下, 燃烧室压强上的超调量被抑制, 与损伤变化率的结果进行比较, 则可知损伤变化率在约 1.5 秒处的峰值也被抑制, 经分析可知, 这正是损伤得以减小的原因。

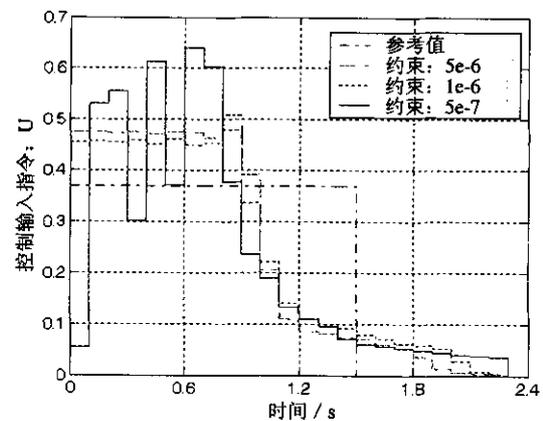


图 4A 控制输入序列

Fig.4A Control input sequences

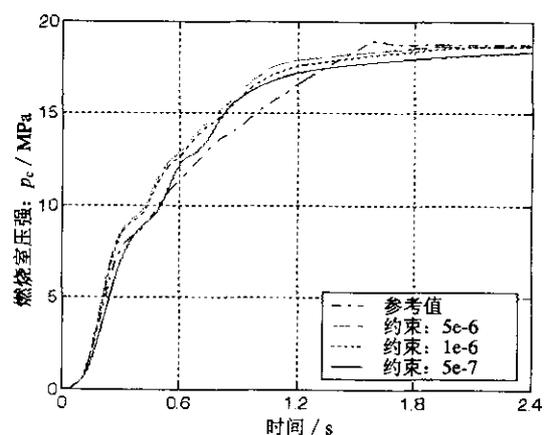


图 4B 燃烧室压强

Fig.4B Combustor pressure

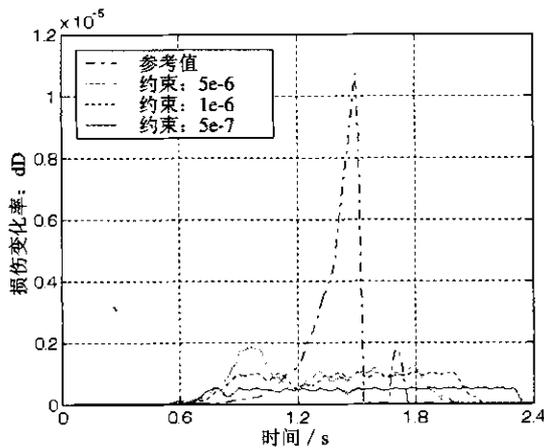


图4C 损伤变化率

Fig.4C Damage rate

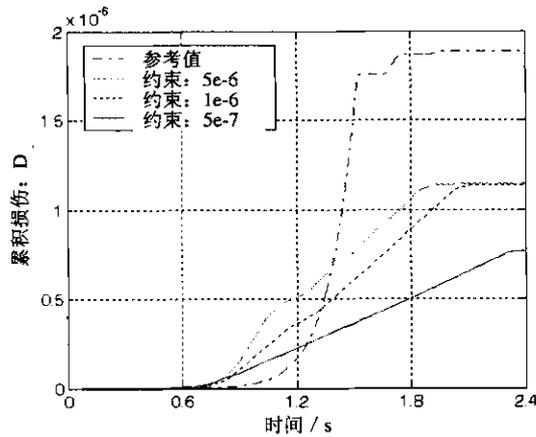


图4D 累积损伤

Fig.4D Damage accumulation

图4 LRE 起动过程减损控制仿真结果

Fig.4 Simulation results of DMC for LRE
During the startup process

5 结论

仿真结果表明, 在液体火箭发动机的起动阶段实施减损控制, 可以通过优化发动机的控制输入序列, 抑制关键部件上损伤变化率的突然增加并使其降到较低的水平, 从而实现减小损伤的目的。

的。同时, 这种控制使得起动过程变缓, 且系统性能发生略微的损失, 而可以较大幅度地降低关键部件的损伤, 从而延长发动机的工作寿命。另一方面, 施加在损伤变化率上的约束越严厉, 系统的性能损失越大, 同时得到的减损效益越大, 说明了在系统性能与关键部件损伤之间的折衷程度不同, 则所获的结果亦不同。此外, 由于线性加权和法在综合分析减损控制律时, 处理多目标优化问题在基本思路所存在的局限性, 导致求解效率较低。因此, 应用诸如遗传算法、模糊逻辑与神经网络等智能计算技术综合分析减损控制律是一个重要的研究方向。

参考文献:

- [1] Беляев ЕН, Чванов ВК, Черваков ВВ. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. М:МАИ, 1999.
- [2] 徐浩海. 某型补燃发动机起动过程研究[D]. 西安: 航天科技集团第十一研究所. 2003, 3.
- [3] 李大鹏. 液体火箭发动机起动过程故障检测研究[D]. 航天科技集团一院一部. 2004, 3.
- [4] 陈启智. 液体火箭推进系统健康监控技术的演变[J]. 推进技术. 1997, 1.
- [5] Jianjun Wu. Liquid-propellant Rocket Engine Health-monitoring – A Survey, Acta Astronautica, 2004.
- [6] Lorenzo C.F. and Merrill W.C. Life Extending Control: A Concept Paper[R]. NASA TM-104391, 1991.
- [7] 吴建军, 魏鹏飞. 液体火箭发动机智能减损与延寿控制技术[J]. 推进技术. 2003 (24), 6.
- [8] 张远君主编. 液体火箭发动机涡轮泵设计[M]. 北京: 航空航天大学出版社. 1995.
- [9] Asok Ray, Min-kuang Wu. Damage-mitigating Control of Space Propulsion Systems for High Performance and Extended Life[R]. NASA-CR-194470, 1994.

(编辑: 王建喜)