

推力室冷却通道结构可靠性仿真及参数敏感性分析

张 晟, 金 平, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了准确高效评估液体火箭发动机推力室身部再生冷却通道的结构可靠性,建立了基于有限元热结构耦合计算的结构可靠性仿真流程。考虑发动机干扰因素、身部结构尺寸及内外壁材料性能的随机性,利用 Monte Carlo(MC)仿真和 Epps-Pulley(EP)检验确定危险点的等效应力分布,根据基于参数估计区间的应力-强度干涉模型及点估计下限和 Lindstrom-Maddens(L-M)法,确定冷却通道结构可靠度置信下限,并进行参数敏感性分析。结果表明:该结构可靠性仿真能够确定内壁失效的危险点,得到工程上更具实用价值的可靠度置信下限;外壁的强度裕度远大于内壁,冷却通道的结构可靠性取决于内壁;提高推力室燃烧效率或选用导热率稍低,而强度更高的内壁材料,是提高冷却通道结构可靠性的有效途径。

关 键 词: 结构可靠性仿真; 液体火箭发动机推力室; 再生冷却通道; 蒙特卡罗(MC); 应力-强度干涉; 等效应力; 置信下限

中图分类号: V434⁺.24; TB114.3 **文献标志码:** A

Structural reliability simulation and parameter sensitivity analysis of cooling channel for thrust chamber

ZHANG Sheng, JIN Ping, CAI Guobiao
(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to evaluate the structural reliability of regenerative cooling channel in thrust chamber body for liquid rocket engine, a structural reliability simulation procedure was established based on finite element thermal-structure coupling calculation. Considering the stochastic influence of engine system's interfering factors, the chamber's machining dimension and material performance of the chamber wall, the distribution type of equivalent stress in dangerous points was determined by means of Monte Carlo (MC) simulation and Epps-Pulley (EP) test method. Lower confidence limit of reliability for cooling channel was determined by use of a stress-strength interference model based on the parameter estimation interval, point-low confidence limit method and Lindstrom-Maddens (L-M) method. Then parameter sensitivity was analyzed. Results indicated that dangerous points of inner wall were determined according to the structure reliability simulation, and lower confidence limit of reliability was obtained, making it more practical in engineering. The strength margin of outer wall was much greater than

收稿日期: 2017-07-06
基金项目: 载人航天领域预先研究项目(050302)
作者简介: 张晟(1993—),男,硕士生,主要从事液体火箭发动机可靠性仿真及评估研究。
通讯作者: 金平(1979—),女,副教授,博士,主要从事液体火箭发动机总体设计研究。E-mail:jinpj@buaa.edu.cn

引用格式: 张晟,金平,蔡国飙. 推力室冷却通道结构可靠性仿真及参数敏感性分析[J]. 航空动力学报,2018,33(11):2651-2659.
ZHANG Sheng, JIN Ping, CAI Guobiao. Structural reliability simulation and parameter sensitivity analysis of cooling channel for thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2651-2659.

that of inner wall and the structural reliability of cooling channel depended on inner wall. It was an efficient approach to improve structural reliability by enhancing combustion efficiency or selecting inner materials with slightly lower thermal conductivity and higher strength.

Key words: structural reliability simulation; thrust chamber of liquid rocket engine; regenerative coolingchannel; Monte Carlo(MC); stress-strength interference; equivalent stress; lower confidence limit

推力室作为液体火箭发动机的关键部件之一,它的可靠性很大程度上决定了发动机的可靠性。美国对比分析了 17 种重要的液体火箭发动机,将推力室身部冷却通道烧穿或撕裂列为第二大故障形式^[1],而统计我国泵压式液体火箭发动机故障形式,发现推力室故障次数也仅次于涡轮泵^[2],位列第二,因此研究推力室结构可靠性具有重要的工程实际意义。鉴于传统发动机可靠性试验存在成本高、周期长和高指标无法验证的情况,开展结构可靠性仿真和评估成为目前可靠性评估的热点^[3]。

在火箭发动机结构可靠性仿真研究中, Krishnaveni 等^[4]以燃烧室所能承受的最大压力为研究对象,利用输入参数的不确定性,依据应力-强度干涉模型(stress-strength interference, SSI),计算不同模型下失效压力的分布情况,并给出一定可靠度水平下,燃烧室设计的安全因子和安全压力。Raouf 等^[5]将固体火箭发动机燃烧室壳体简化为薄壁圆筒段承压结构,结合 SSI 模型,利用极限状态重构法,对发动机燃烧室壳体的结构可靠性进行了计算和敏感性分析。Bozkaya 等^[6]利用 Monte Carlo(MC)仿真和响应面相结合的方法,考虑喉部直径、燃烧面积和推进剂几何变化对燃烧室头部及喷管连接段应力影响,根据 SSI 模型,计算结构可靠度,并开展了性能参数的敏感性分析。目前发动机结构可靠性仿真主要集中在固体火箭发动机领域,在液体火箭发动机结构可靠性仿真方面的研究有待进一步开展。

液体火箭发动机推力室身部再生冷却通道一侧承受高温燃气,一侧流经低温冷却剂,室壁温度梯度很大,内壁承受较大的热应力,同时冷却通道两侧的压力差使推力室室壁承受机械载荷,致使推力室室壁工作在极限状态附近^[7]。由于受到材料生产、加工、测量和装配等工艺的影响,其结构尺寸、材料性能等因素都具有一定的随机性,同时由发动机系统分配的载荷输入条件也具有偏差,而实际机械产品的失效都是由一些随机因素造成

的^[8]。因此在随机因素影响下分析和评估推力室身部再生冷却通道的结构可靠性是十分重要的。

本文首先基于推力室冷却通道二维热结构耦合分析,确定内壁温度最高截面处冷却通道中心线的两端点为危险点。在综合发动机随机干扰因素的基础上,根据发动机系统静态特性仿真,得到身部随机载荷输入,同时考虑身部结构尺寸及内外壁材料性能的随机性,建立了再生冷却通道结构可靠性仿真流程,确定了危险点的等效应力分布类型,评估了冷却通道的结构可靠性,最后对影响冷却通道结构可靠性的因素进行了分析。

1 推力室身部冷却通道基本结构

研究对象为液氧/液氢燃气发生器循环发动机,地面起动,分别由液氢和液氧涡轮泵供应推进剂,经燃料主阀进入推力室集液器(位于面积比为 5 处)的液氢分为两路,其中 95% 的液氢经推力室冷却通道对身部进行再生冷却,另外 5% 的液氢通过排放冷却的方式对喷管延伸段进行冷却^[9-10]。推力室身部采用铣槽结构,共有 300 条冷却通道^[11],采用等肋宽设计,沿冷却套入口到喷注器入口共有 5 段不同槽宽和槽高的冷却通道(沿冷却剂流动方向,记冷却通道编号为第 1 到第 5 段),内壁材料为铈无氧铜 CuZr0.15^[12],外壁材料为奥氏体不锈钢 1Cr18Ni9Ti^[13]。考虑到冷却通道沿周向对称,取一个冷却通道的 1/2 作为结构计算模型,如图 1 所示。

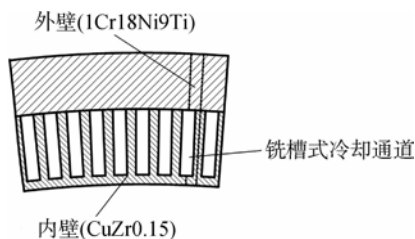


图 1 推力室身部冷却通道结构简图及计算模型

Fig. 1 Structural sketch and calculation model of cooling channel in thrust chamber body

2 冷却通道危险点仿真及分析

2.1 冷却通道内外壁二维热结构仿真

研究对象为一次性使用液氢/液氧发动机,只考虑推力室身部冷却通道的预冷和试车两个阶段。在额定工况下推力室身部稳态输入参数^[9,14]如表 1 所示。在保证计算精度的基础上,为提高效率,推力室身部再生冷却传热采用一维耦合流动传热模型^[15]。将稳态参数作为输入条件,得到冷却通道内壁两侧的轴向温度和压力分布,并取内壁燃气侧温度最高处的冷却通道截面作为危险截面。仿真结果表明,危险截面出现在喉部上游区域,与 space shuttle main engine (SSME) 和 Vulcain 等氢氧发动机在喉部上游收敛段中心线出现裂纹的情况相符。对危险截面作二维热结构分析,取该截面处预冷及试车阶段的燃气及冷却剂的载荷作为热结构分析的边界条件。

表 1 额定工况下推力室身部稳态输入参数
Table 1 Input parameters in steady state of thrust chamber body under rated conditon

载荷边界 条件参数	数值	
	预冷阶段	试车阶段
推力室压力/MPa	0.1	10.2
推力室混合比		6.4
冷却剂入口压力/MPa	0.4	16.0
冷却剂入口温度/K	38	36
冷却剂入口流量/(kg/s)	1.7	21.6
液氧喷注温度/K		90
冷却剂喷注温度/K		140

危险截面二维热结构分析采用顺序耦合法,首先进行二维热分析,各耦合边界采用对流换热边界条件,边界条件设置如表 2 所示,其中 t 代表时间, p 代表压力, h 代表表面传热系数, T 代表主流温度,下标 cool 代表内壁面冷却剂侧,下标 hot 代表内壁面燃气侧,下标 out 代表推力室外壁面,表中 CFD 代表由一维流热耦合计算得到,热分析基本方程参见文献[16]。阶段之间的热流值通过线性插值得到。考虑到冷却通道几何结构的对称性,将模型左右边界设置为对称边界,如图 2 所示。

将热分析结果作为热载荷,燃气和冷却剂压力作为机械载荷,施加到结构分析模型的耦合边界。冷却通道内外壁材料的本构模型采用双线性

表 2 热结构分析边界条件
Table 2 Boundary conditions of thermal structure

载荷边界 条件参数	数值及详情	
	预冷阶段	试车阶段
t/s	0~3	3~12
$h_{cool}/(W/(m^2 \cdot K))$	CFD	CFD
T_{cool}/K	CFD	CFD
p_{cool}/MPa	CFD	CFD
$h_{hot}/(W/(m^2 \cdot K))$	100	CFD
T_{hot}/K	295.15	CFD
p_{hot}/MPa	0.1	CFD
$h_{out}/(W/(m^2 \cdot K))$	100	100
T_{out}/K	295.15	295.15
p_{out}/MPa	0.1	0.1

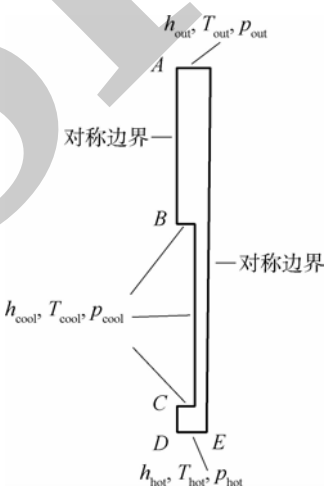


图 2 推力室身部冷却通道计算模型及边界条件
Fig. 2 Calculation model and boundary conditions of cooling channel in thrust chamber body

随动硬化模型,屈服准则采用 von Mises 准则,结构分析的基本方程参见文献[16]。结构分析中考察内外壁承受的等效应力,由于内外壁材料属于各向同性材料,其等效应力即为 von Mises 应力,对于二维分析单元来说,von Mises 应力计算公式^[17]为

$$\sigma_{equ} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y + 3z_{xy}^2}$$
 (1)

式中 σ_{equ} 为等效应力, σ_x 为 x 方向正应力, σ_y 为 y 方向正应力, z_{xy} 为切向应力。

图 3、图 4 分别为危险截面各点温度和等效应力随时间的变化曲线,在试车阶段,各点温度和等效应力达到稳定状态,最高温度出现在内壁 D

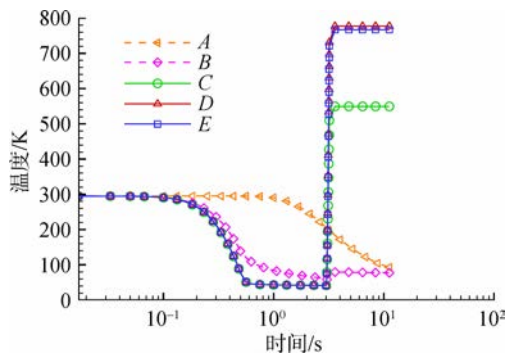


图 3 危险截面各点温度随时间的变化曲线
Fig. 3 Temperature-time curves at each point in dangerous section

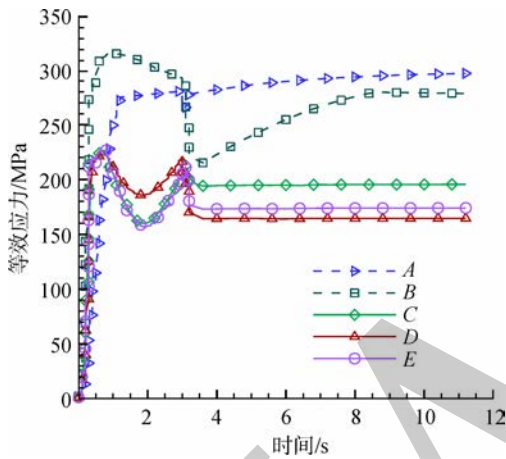


图 4 截面各点等效应力随时间的变化曲线
Fig. 4 Equivalent stress-time curves at each point in dangerous section

点,最大等效应力出现在内壁 C 点。

考虑到内壁材料的极限强度随温度升高而降低,因此 C 点和 D 点出现失效的概率较大,与文献[18]中提到的在喉部上游段冷却通道中心线观察到裂纹的位置一致,说明结构分析模型是合理的。

2.2 冷却通道危险点及状态分析

冷却通道内外壁材料的极限强度随温度的升高而降低^[19-21],通过线性插值得到内外壁在工作温度下的极限强度,并与工作等效应力进行对比,如图 5、图 6 所示,发现外壁安全裕度远大于内壁,因此将内壁的应力状态作为冷却通道的危险状态进行研究。由冷却通道危险截面热结构分析可知,在试车阶段,内壁 C 点等效应力最大,D 点温度最高,虽然内壁等效应力峰值出现在预冷阶段,但与试车阶段相比,仍有较大的安全裕度,因此将 C 点和 D 点列为危险点,将试车阶段时 C 点

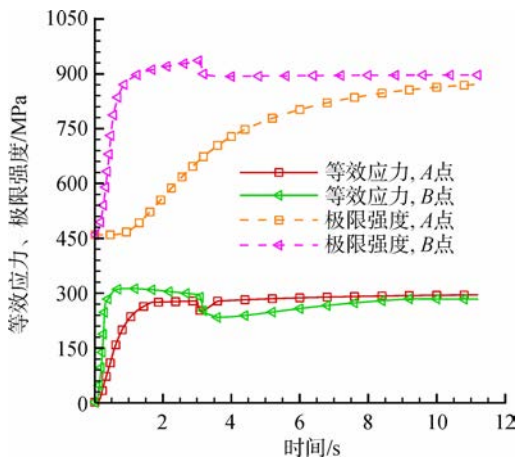


图 5 外壁 A 点和 B 点等效应力及极限强度随时间的变化

Fig. 5 Equivalent stress-time and ultimate strength-time of A point and B point in outer wall

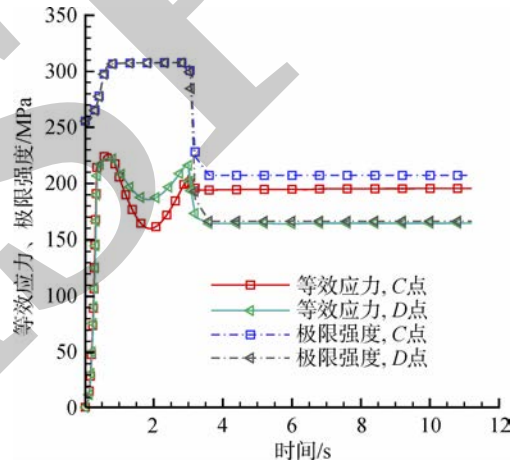


图 6 内壁 C 点和 D 点等效应力及极限强度随时间的变化

Fig. 6 Equivalent stress-time and ultimate strength-time of C point and D point in inner wall

和 D 点的应力状态作为推力室冷却通道的危险状态。

3 冷却通道结构可靠性仿真及评估

3.1 随机变量的确定

通常推力室身部冷却通道等效应力的计算都是在确定性参数下进行的,但在发动机在实际工作过程中,会受到各种不确定因素的作用,导致等效应力波动,影响冷却通道的结构可靠性。考虑到发动机干扰因素、推力室身部结构尺寸及内外壁材料属性的随机性,将随机变量分为 3 类,一是影响推力室载荷输入参数的发动机随机干扰因素,包括泵前压力、环境压力、涡轮泵的效率、推力

室燃烧效率、管路的流阻系数等;二是推力室加工过程中的尺寸偏差,包括冷却通道结构尺寸偏差、推力室内型面尺寸偏差等;三是内外壁材料性能参数的分散性,包括密度、比热容、弹性模量、热导率等。

3. 1. 1 载荷随机变量的确定

通过研究随机干扰因素对发动机系统参数的影响,确定推力室在试车状态时载荷输入参数的分布规律,为推力室结构可靠性仿真计算提供试车状态载荷随机参数。

对于发动机试车阶段,根据液氢/液氧燃气发生器循环发动机系统组成,建立各流路的压力平衡、流量平衡和功率平衡方程,得到由 68 个方程组成的非线性稳态特性数学模型,用矢量的形式可以表示为

$$f(\boldsymbol{D}, \boldsymbol{X}) = 0 \tag{2}$$

式中 $\boldsymbol{D} = (D_1, D_2, \cdots, D_n)^T$ 为干扰因素组成的矢量, $\boldsymbol{X} = (X_1, X_2, \cdots, X_n)^T$ 为试车稳态参数组成的矢量。对于给定的干扰因素 $\boldsymbol{D}$,采用拟牛顿法对上述非线性方程组进行求解^[22],得到如表 1 所列出的试车稳态输入参数 $\boldsymbol{X}$ 。对于发动机干扰因素,认为是相互独立的随机变量^[23],且服从正态分布 $N(\mu, \sigma^2)$ 。选取的干扰因素分布如表 3 所示。

表 3 发动机系统干扰因素分布参数

Table 3 Distribution parameters of engine system's interfering factors		
干扰因素	数学期望	变异系数
氢燃气管路流阻修正系数	μ_1	0. 02
氧燃气管路流阻修正系数	μ_2	0. 02
推力室燃烧效率	μ_3	0. 01
氢涡轮效率修正系数	μ_4	0. 02
氧涡轮效率修正系数	μ_5	0. 02
氢泵前阀入口压力	μ_6	0. 01
氧泵前阀入口压力	μ_7	0. 01

3. 1. 2 尺寸随机变量的确定

推力室身部内型面及冷却通道在加工过程中会出现尺寸偏差,因此将各尺寸参数视为具有公差范围的相互独立的随机变量,且服从正态分布 $N(\mu, \sigma^2)$ ^[24]。其中 (μ^l, μ^r) 表示抽样范围,l代表下限,r代表上限,选取的尺寸参数分布如表 4 所示。

3. 1. 3 材料性能随机变量的确定

推力室内外壁材料在生产和加工过程中存在

性能参数的不确定性,将其视为随机变量,由于推力室内外壁材料性能随温度变化,因此选定变化因子作用于全温度下的材料性能参数,即变化因子与不同温度下的材料性能参数相乘,并认为变化因子是相互独立的随机变量,且服从正态分布 $N(\mu, \sigma^2)$ 。选取的变化因子分布如表 5 所示。

表 4 推力室加工尺寸分布参数

Table 4 Distribution parameters of machining dimension in thrust chamber

加工尺寸	数学期望	变异系数	抽样范围
第 1 段肋宽	μ_8	0. 01	(μ_8^l, μ_8^r)
第 2 段肋宽	μ_9	0. 01	(μ_9^l, μ_9^r)
第 3 段肋宽	μ_{10}	0. 01	(μ_{10}^l, μ_{10}^r)
第 4 段肋宽	μ_{11}	0. 01	(μ_{11}^l, μ_{11}^r)
第 5 段肋宽	μ_{12}	0. 01	(μ_{12}^l, μ_{12}^r)
第 1 段肋高	μ_{13}	0. 01	(μ_{13}^l, μ_{13}^r)
第 2 段肋高	μ_{14}	0. 01	(μ_{14}^l, μ_{14}^r)
第 3 段肋高	μ_{15}	0. 01	(μ_{15}^l, μ_{15}^r)
第 4 段肋高	μ_{16}	0. 01	(μ_{16}^l, μ_{16}^r)
第 5 段肋高	μ_{17}	0. 01	(μ_{17}^l, μ_{17}^r)
内壁厚度	μ_{18}	0. 01	(μ_{18}^l, μ_{18}^r)
外壁厚度	μ_{19}	0. 01	(μ_{19}^l, μ_{19}^r)
喉部上游曲率半径	μ_{20}	0. 02	(μ_{20}^l, μ_{20}^r)
推力室喉部直径	μ_{21}	0. 01	(μ_{21}^l, μ_{21}^r)
喉部下游曲率半径	μ_{22}	0. 02	(μ_{22}^l, μ_{22}^r)

表 5 推力室材料性能变化因子分布参数

Table 5 Distribution parameters of material properties changing factor in thrust chamber

材料性能参数变化因子	数学期望	变异系数
内壁密度	1. 0	0. 1
内壁比热容	1. 0	0. 1
内壁热导率	1. 0	0. 1
内壁弹性模量	1. 0	0. 1
外壁热导率	1. 0	0. 1
外壁比热容	1. 0	0. 1
外壁弹性模量	1. 0	0. 1

3. 2 MC 仿真及危险点等效应力分布检验

为了得到上述变量的随机样本,首先采用同余法生成[0,1]区间上均匀分布的随机数,由于同

余法生成的随机数并不严格遵循均匀分布,利用 χ^2 检验法进行均匀性检验,检验统计量^[25]为

$$\chi^2 = \frac{k}{N_s} \sum_{i=1}^k \left(n_{si} - \frac{N_s}{k} \right)^2 \tag{3}$$

式中 k 为 $[0,1]$ 区间的等分数, N_s 为样本数, n_{si} 为随机样本值落在第 i 个小区间的个数。如果 $\chi^2 \geq \chi^2_\alpha$ (α 为显著性水平),表明同余法生成的随机数不均匀,否则均匀。

再利用抽样变换公式得到相应随机变量的样本,对于正态分布的随机变量,可将正态分布转化为标准正态分布,然后再对标准正态分布进行抽样变换,正态分布抽样变换公式见文献[25]。基于随机变量的抽样结果,利用 MC 方法对上述冷却通道的结构场进行随机仿真,建立推力室身部冷却通道结构可靠性仿真流程,如图 7 所示。

通过对冷却通道结构进行可靠性仿真,得到危险点等效应力的分布规律,利用 Epps-Pulley (EP)检验法确定危险点等效应力是否服从正态分布。

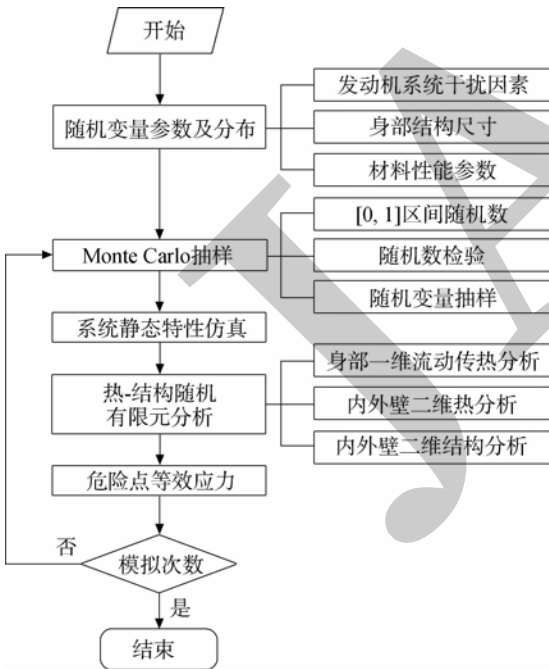


图 7 推力室身部冷却通道结构可靠性仿真流程
Fig. 7 Structural reliability simulation procedure of cooling channel in thrust chamber body

设等效应力样本为 $x_1, x_2, \dots, x_n$,样本均值为 $\bar{x}$,EP 检验统计量^[26]为

$$T_{EP} = 1 + \frac{n}{\sqrt{3}} + \frac{2}{n} \sum_{k=2}^n \sum_{j=1}^{k-1} \exp \left[-\frac{(x_j - x_k)^2}{2m_2} \right] - \sqrt{2} \sum_{j=1}^n \exp \left[-\frac{(x_j - \bar{x})^2}{4m_2} \right] \tag{4}$$

$$m_2 = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (x_j - \bar{x})^2 \tag{5}$$

如果 $T_{EP} \geq T_{EP,\alpha}$ (α 为显著性水平),表明等效应力不服从正态分布,否则服从。经仿真,C点和D点等效应力分布如图 8、图 9 所示。

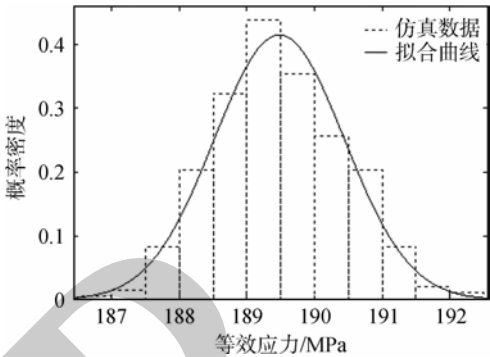


图 8 C点等效应力分布

Fig. 8 Equivalent stress distribution of C point

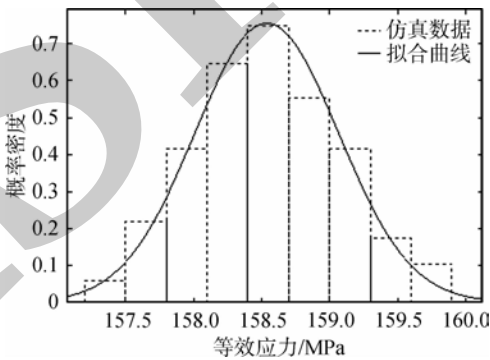


图 9 D点等效应力分布

Fig. 9 Equivalent stress distribution of D point

取显著性水平 $\alpha = 0.1$,经查表,临界值 $T_{EP,\alpha} = 0.290$,对C点和D点等效应力统计分析,得到检验量 $T_{EP,C} = 0.2041 < T_{EP,\alpha} = 0.290$, $T_{EP,D} = 0.2886 < T_{EP,\alpha} = 0.290$,因此C点和D点等效应力服从正态分布。

3.3 基于 SSI 模型的危险点可靠性分析

根据 SSI 模型^[27],将推力室身部冷却通道结构可靠性的条件定义为

$$Y = L - S > 0 \tag{6}$$

式中 Y 为冷却通道剩余强度, L 为材料极限强度, S 为冷却通道承受的等效应力。当剩余强度大于零时,冷却通道结构可靠工作,可靠度 R 为

$$R = P(Y > 0) \tag{7}$$

当推力室身部冷却通道结构强度 L 和承受的等效应力 S 服从相互独立的正态分布时,有联结方程

$$\beta = \frac{\mu_L - \mu_S}{\sqrt{\sigma_L^2 + \sigma_S^2}} \tag{8}$$

式中 β 为可靠性指标, μ_L, σ_L 为室壁材料强度的均值和标准差; μ_S, σ_S 为室壁等效应力的均值和标准差。因此冷却通道的结构可靠性点估计为

$$R = \Phi(\beta) \tag{9}$$

由概率论可知,由样本得到的统计值也是随机变量,采用在 SSI 模型基础上进行参数区间估计的方法,得到可靠性指标的估计区间。在置信度为 $1-\alpha$ 下,当应力 S 和强度 L 服从正态分布, σ_L 和 σ_S 已知的情况下, β 区间的下限为

$$\beta_l = \frac{\mu_L - \mu_S - Z_\alpha \sqrt{\frac{\sigma_L^2}{n_L} + \frac{\sigma_S^2}{n_S}}}{\sqrt{\sigma_L^2 + \sigma_S^2}} \tag{10}$$

式中 Z_α 为标准正态分布的 α 分位点。当应力和强度的样本量 n_S 和 n_L 大于 100 时,可靠性指标 β 区间基本处于稳定状态^[27],因此在将 MC 的抽样样本量作为应力和强度的样本量 n_S 和 n_L 。

经计算, C 点可靠度的点估计值为 99.9285%,在置信度为 0.7 下的可靠度置信下限为 99.9207%; D 点可靠度的点估计值为 99.8684%,在置信度为 0.7 下的可靠度置信下限为 99.8549%。

3.4 基于 Lindstrom-Maddens(L-M)法的冷却通道可靠性融合评估

将 C 点和 D 点作为推力室身部冷却通道可靠性分析单元, C 点和 D 点之一出现失效,即认为推力室身部冷却通道发生失效,因此将 C 点和 D 点组成单元串联模型,利用点估计下限法^[28]将 C 点和 D 点的可靠性信息转化为成败型等效试验数据

$$\frac{n-f}{n} = R' \tag{11}$$

$$\int_{R_\gamma}^1 d\beta(R_\gamma | n-f, f+1) = \gamma \tag{12}$$

式中 n 为该单元等效成败型试验数, f 为该单元在等效试验数中的失败次数, R' 为该单元的可靠性点估计值, R_γ 为该单元在置信度 γ 下的可靠度置信下限, $\beta(R_\gamma | n-f, f+1)$ 为 Beta 分布的累积概率密度函数。

经计算, C 点单元的等效试验次数为 $n_1 = 25082$,失败次数 $f_1 = 17.93$; D 点单元的等效试验次数为 $n_2 = 15716$,失败次数 $f_2 = 20.68$ 。

采用串联模型 L-M 法^[28]将 C 点和 D 点单元的等效试验次数折合成推力室身部冷却通道的等

效试验次数,即

$$N = \min(n_1, n_2) \tag{13}$$

$$F = N \left(1 - \prod_{i=1}^2 \frac{n_i - f_i}{n_i} \right) \tag{14}$$

式中 N 和 F 分别是推力室身部结构的等效试验次数和失败次数。经计算, $N = 15716$, $F = 31.90$,即此时将推力室身部冷却通道结构可靠性模型等效为成败型模型,可得到在置信度为 0.7 时,推力室身部冷却通道结构可靠性置信下限为 99.8112%。

4 结构可靠性参数敏感性分析

根据结构可靠性仿真流程,利用 Pareto 图显示多个随机变量参数对 C 点和 D 点等效应力的贡献程度。从 29 个随机变量中选出贡献比重前 10 位的因素进行分析,如图 10 和图 11 所示。

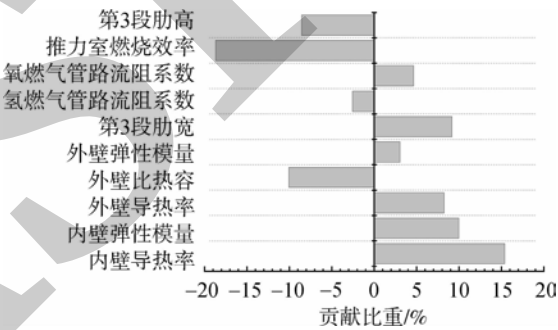


图 10 C 点等效应力 Pareto 分析图

Fig. 10 Pareto analysis diagram of equivalent stress in C point

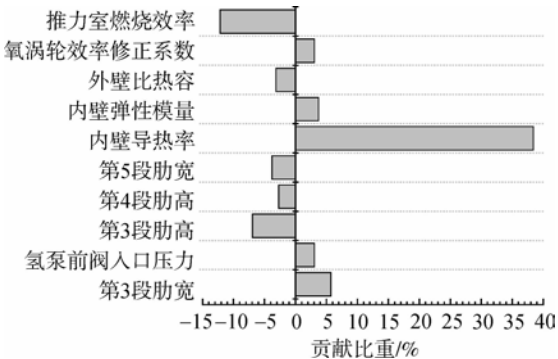


图 11 D 点等效应力 Pareto 分析图

Fig. 11 Pareto analysis diagram of equivalent stress in D point

推力室燃烧效率和内壁导热率是影响冷却通道结构可靠性的最主要因素,其中燃烧效率与等效应力呈负相关,内壁导热率与等效应力呈正相

关。因为从系统平衡角度考虑,燃烧效率偏低会导致冷却剂质量流量降低,冷却通道冷却效果变差,使危险点等效力增大,冷却通道的结构可靠性下降。而内壁导热率会直接影响内壁温度,继而对冷却剂温度和外壁温度产生影响,使内外壁的应力产生变化,内壁导热率偏高会使内外壁温差加剧,使危险点等效力增大,冷却通道的结构可靠性下降。其次通道外壁的材料属性和喉部区域冷却通道结构尺寸对结构可靠性的影响也较大。

因此,为提高推力室身部冷却通道结构可靠性,在不更换内壁材料的情况下,应保证推力室高效燃烧,若更换内壁材料,应选用导热率稍低,而强度更高的材料,银钨铜材料导热率低于钨无氧铜,强度高于钨无氧铜^[21],国外 Vulcain 系列、SSME、RS-68 和 LE-7 系列等大推力氢氧发动机的推力室内壁普遍采用了银钨铜材料^[14]。

5 结 论

在综合考虑发动机系统干扰因素、推力室身部结构尺寸和内外壁材料性能的随机性的基础上,采用 MC 仿真和基于参数估计区间的应力-强度干涉模型相结合的方法,建立评估推力室身部冷却通道结构可靠性的流程,根据点估计下限法和 L-M 法综合危险点可靠性信息,得到冷却通道的结构可靠性置信下限,比点估计值更具有工程实用价值,为结构可靠性仿真试验提供一种可行的途径。

1) 在本文给定的推力室结构形式和工作状态下,通过文中建立的冷却通道结构可靠性仿真流程,表明推力室身部外壁的安全裕度远大于内壁,内壁结构可靠性决定了身部冷却通道的结构可靠性。

2) 通过研究随机因素对推力室身部冷却通道结构可靠性的影响,发现推力室燃烧效率和内壁导热率是最主要的影响因素,提高推力室燃烧效率或选用导热率稍低,而强度更高的内壁材料,是提高推力室身部冷却通道结构可靠性的有效途径。

参考文献:

- [1] CHARLES A M. Reusable rocket engine maintenance study[R]. NASA-CR-165569,1982.
- [2] 殷谦,张金容.液体火箭发动机故障模式及分析[J].推进技术,1997,18(1):22-25.
- YIN Qian,ZHANG Jinrong. Failure mode and analysis for

liquid propellant rocket engines[J]. Journal of Propulsion Technology,1997,18(1):22-25. (in Chinese)

- [3] 王哲君,强洪夫,常新龙,等.结构可靠性仿真方法研究[J].力学与实践,2014,36(1):9-22.
- WANG Zhejun,QIANG Hongfu,CHANG Xinlong,et al. The structure reliability simulation[J]. Mechanics in Engineering,2014,36(1):9-22. (in Chinese)
- [4] KRISHNAVENI A, CHRISTOPHER T, JEYAKUMAR K, et al. Probabilistic failure prediction of high strength steel rocket motor cases[J]. Journal of Failure Analysis and Prevention,2014,14(4):478-490.
- [5] RAOUF N, POURTAKDOUST S H, ABADI B A A, et al. Structural reliability analysis of solid rocket motor with ellipsoidal cap [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2016,53(2):1-4.
- [6] BOZKAYA K, SUMER B, KURAN B, et al. Reliability analysis of a solid rocket motor based on response surface method and monte carlo simulation[R]. Tucson; the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit,2005.
- [7] COOK R T. Advanced cooling techniques for high-pressure hydrocarbon-fueled engines[R]. NASA-CR-159790,1979.
- [8] CUSUMANO J P, ROY A, LI Q. Damage dynamics, rate laws, and failure statistics via Hamilton's principle[J]. Meccanica,2015,50(1):77-98.
- [9] 郑大勇,王维彬,乔桂玉.新一代运载火箭 50 吨级氢氧发动机研制进展[J].导弹与航天运载技术,2016,47(5):11-15.
- ZHENG Dayong,WANG Weibing,QIAO Guiyu. Progress of the 50 t class oxygen/hydrogen engine for new generation launch vehicle[J]. Missile and Space Vehicles,2016,47(5):11-15,22. (in Chinese)
- [10] 孙冰,张建伟.火箭发动机热防护技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2016.
- [11] 吴峰,王秋旺,罗来勤,等.液体推进剂火箭发动机推力室再生冷却通道三维流动与传热数值计算[J].航空动力学报,2005,20(4):707-712.
- WU Feng,WANG Qiuwang,LUO Laiqin,et al. Numerical simulation of heat transfer and fluid flow in cooling channel of the liquid rocket thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power,2005,20(4):707-712. (in Chinese)
- [12] 张丽娜,许青,迟宏波,等. CuZr 0.15 钨无氧铜真空扩散焊接工艺及力学性能[J]. 航天制造技术,2014,22(3):6-9.
- ZHANG Lina,XU Qing,CHI Hongbo,et al. Vacuum diffusion welding technology and mechanical property of CuZr 0.15 [J]. Aerospace Manufacturing Technology,2014,22(3):6-9. (in Chinese)
- [13] 魏超.液体火箭发动机特种制造技术[M].北京:中国宇航出版社,2014.
- [14] 丁兆波,孙纪国.推力室内壁热结构寿命预估及延寿技术研究[J].推进技术,2013,34(8):1088-1094.
- DING Zhaobo,SUN Jiguo. Studies on life-prediction and life-enhancing technology for regenerative cooling channel

[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8): 1088-1094. (in Chinese)

[15] 杨进慧. 可重复使用液体火箭发动机推力室身部设计方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2016.
YANG Jinhui. Design method of the reusable rocket engine combustion chamber wall[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[16] 杨进慧, 陈涛, 金平, 等. 液体火箭发动机再生冷却槽寿命预估[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 907-912.
YANG Jinhui, CHEN Tao, JIN Ping, et al. Life prediction of cooling passage for reusable liquid rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 907-912. (in Chinese)

[17] 宋笔锋, 张永苍. 结构体系失效概率计算方法及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.

[18] PROP M, SCHMIDT G. Rocket engine combustion chamber design concepts for enhanced Life[R]. AIAA 96-3303-601, 1996.

[19] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第 1 卷 结构钢、不锈钢[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002: 474-572.

[20] 叶茂, 赵秀英, 王淑青, 等. 沟槽内壁锆无氧铜热处理方法: CN201510484422. 5[P]. 2015-11-18.

[21] ESPOSITO J J, ZABORA R F. Thrust chamber life prediction; Volume 1 mechanical and physical properties of high performance rocket nozzle materials [R]. NASACR-134806, 1975.

[22] 刘红军. 液氧/煤油发动机稳态参数分布特性的仿真[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 385-387.
LIU Hongjun. Monte-Carlo simulation on static characteristics of a liquid oxygen kerosene staged combustion cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5): 385-387. (in Chinese)

[23] 郑大勇, 严勇, 李宝盛. 随机仿真方法在低温液体火箭发动机性能可靠性预估中的应用[C]//第 8 届全国低温工程大会暨中国航天低温专业信息网年度学术交流会论文集. 北京: 中国航天低温专业信息网, 2007: 539-545.

[24] 樊江, 廖祐明, 李达, 等. 考虑几何分散性的涡轮盘寿命概率分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 66-74.
FAN Jiang, LIAO Huming, LI Da, et al. Probabilistic analysis of turbine disk fatigue life considering geometric uncertainties[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 66-74. (in Chinese)

[25] 刘少军, 路春雨. 直升机高速四点接触球轴承接触疲劳可靠性评估方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 130-137.
LIU Shaojun, LU Chunyu. Contact fatigue reliability assessment method of high speed four-point contact ball bearing of helicopter [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 130-137. (in Chinese)

[26] 茆诗松, 周纪芃. 概率论与数理统计[M]. 北京: 中国统计出版社, 2007.

[27] 包洪兵, 姚卫星. 基于参数估计区间的应力-强度干涉模型[J]. 机械科学与技术, 2010, 29(2): 239-243.
BAO Hongbing, YAO Weixing. A stress-strength interference model based on parameter estimation interval[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2010, 29(2): 239-243. (in Chinese)

[28] 谭松林, 李宝盛. 液体火箭发动机可靠性[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2014.

(编辑: 王碧琚)