

考虑多工况性能可靠性的航空发动机 循环设计方法

曹大录¹, 白广忱¹, 吕晶薇², 肖翼^{1,3}

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航天科技集团有限公司 中国空间技术研究院 北京卫星制造厂, 北京 100190;
3. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

摘 要:为实现航空发动机总体性能设计方法由传统的确定性设计向不确定性概率设计转变,提出基于分布式协同响应面法思想的航空发动机多工况性能可靠性循环优化设计方法:建立了引入非确定性部件性能的航空发动机性能仿真模型,通过试验设计、非设计点性能仿真试验等步骤,构建了各典型工况下发动机推力与耗油率性能可靠度关于设计点循环参数的分布式响应面模型,并以此构建多工况性能协同响应面模型进行循环参数优化设计,最终获得循环参数非劣解集并通过随机试验进行验证。结果表明,通过多工况性能可靠性循环优化设计方法获得的循环参数非劣解集均能使发动机在多个典型工况下的总体性能同时达到不低于 97.5% 的高可靠度,为设计人员根据实际情况选取循环参数提供依据。

关 键 词:航空发动机; 总体性能; 可靠性; 循环设计; 非劣解集; 分布式协同响应面法
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Aero-engine cycle design approach for multiple operating conditions performance reliability

CAO Dalu¹, BAI Guangchen¹, LÜ Jingwei², XIAO Yi^{1,3}

- (1. School of Energy and Power Engineering,
- Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Beijing Spacecrafts Manufacturing Factory, China Academy of Space Technology,
- China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100190, China;
3. Aero Engine Academy, Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

Abstract: In order to evolve aeroengine overall performance design from the deterministic design to the probabilistic design, an aeroengine cycle optimization design approach for multiple operating conditions performance reliability based on distributed cooperative response surface method (DCRSM) was proposed. The turbofan engine simulation model with uncertainty component performance was established as an example. The distributed response surface models of thrust and special fuel consumption performance under several typical operating conditions were established by the experimental design and the off design point performance simulation, and then the cooperative response surface model was established for cy-

收稿日期:2017-12-08
基金项目:国家自然科学基金(51175017)
作者简介:曹大录(1990—),男,博士生,主要从事航空发动机总体性能设计及其可靠性研究。
通讯作者:吕晶薇(1986—),女,工程师,主要从事航天工程研究。

引用格式:曹大录,白广忱,吕晶薇,等.考虑多工况性能可靠性的航空发动机循环设计方法[J].航空动力学报,2019,34(1):217-227. CAO Dalu, BAI Guangchen, LÜ Jingwei, et al. Aero-engine cycle design approach for multiple operating conditions performance reliability[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 217-227.

cle optimization. The non inferiority solution set of the cycle parameters was generated from optimization and verified by the random trial. The results showed that the all cycle parameters from the non inferiority solution set could make the engine overall performance achieve a high reliability of not less than 97.5% simultaneously under all expected operating conditions. From the non inferiority solution set obtained by multiple operating conditions performance reliability cycle optimization method, the most suitable cycle selection can be decided according to the physical truth in engine preliminary design phase.

Key words: aero-engine; overall performance; reliability; cycle design; pareto-optimal solutions; distributed cooperative response surface method

航空发动机在全寿命周期内受到设计水平、生产制造工艺及装配技术等客观因素的影响,各部件和子系统在总装后的实际性能参数与理论设计值存在非确定性偏差;服役后因磨损、叶片积垢、外物打伤等情况,使得各部件性能出现非确定性变化^[1]。基于目前的确定性总体性能设计方法,发动机在整机匹配后总体性能将有极大概率不满足所预期的总体性能指标,严重威胁飞行性能与安全。

如图1(a)所示,当前基于确定性总体性能设计方法,解决方案是根据工程经验提高发动机设计参数指标与部件性能裕度。若设计的性能指标过低,可能导致发动机实际性能有极大概率不达标;若指标过高,则将导致各部件的气动热力设计难度增大;在材料与加工工艺水平一定时,甚至会缩短该部件的使用寿命以及对其工作安全造成不利影响。当大幅提高某一部件的性能指标或是同时小幅提高几个部件的性能指标的几种方案都能使发动机性能可靠性达标时,如何根据当前部件气动热力设计水平、生产制造工艺与成本、技术风险等实际情况,选择出最优方案也是需要考虑的重要问题。

如图1(b)与图1(c)所示,总体性能概率设计方法以及多设计点方法是在传统单一设计点确定性总体性能设计方法基础上的两个不同进展。总体性能概率设计方法在总体设计阶段就考虑非确定性因素对发动机性能的影响,科学严谨的给出设计参数以实现给出令发动机性能在应对全寿命周期内的非确定性影响时仍能达到预期的可靠度的设计参数,同时最大限度地降低各部件的气动热力设计难度与生产制造成本。相比于传统的单设计点循环设计方法无法直接对非设计点工况进行循环分析的缺陷,多设计点方法能同时对设计点工况与若干非设计点工况进行循环分析,使得发

动机在多个工况的总体性能均能满足预期目标^[2]。

国外学者对航空发动机总体性能与可靠性设计方法研究起步早,对多设计点设计方法的研究在近些年才逐步兴起。Mavris等率先把结构可靠性的概率设计方法运用到航空发动机总体性能设计研究中,量化分析了各部件性能的非确定性对总体性能的影响,为循环参数选择和部件性能裕度设计提供了依据^[3-4]。Tong等用概率设计方法定量分析了高效航空发动机技术的非确定性对某商用航空发动机总体性能的影响,并给出能保障发动机性能的可靠性的性能参数组合^[5]。Roth等定量分析了无人机任务的非确定性对其推进系统性能指标的影响,得出推力的概率密度函数和累积分布函数,结合核心机派生设计,为估算发动机推力是否满足飞行任务要求提供了依据^[6]。Gorla等对某燃气轮机野外使用性能可靠性进行定量分析,获得了最优设计参数^[7]。Bandte通过联合概率设计决策技术定量分析了航空系统在初步设计过程中非可控参数的非确定性对飞行性能可靠性的影响,并通过相关控制参数进行调节,使飞行器在不同工况下尽可能达到最优的飞行性能可靠性^[8]。PW公司研发出PDS(probabilistic design system),整合现有的确定性设计和概率设计技术,用于研发设计轻量化的发动机部件和评估发动机的总体性能可靠性指标^[9]。NASA格伦研究中心研发出PRODAF(probabilistic design and analysis framework),运用概率设计方法分析发动机在设计过程中出现的非确定性问题,进行性能裕度设计与优化,以提高定型生产之后发动机性能可靠性^[10]。Schutte等比较了单设计点方法与多设计点方法在分排涡轮发动机设计点循环分析与设计的应用,结果表明多设计点方法总能获得满足多工况性能要求的发动机热力循环参数,并扩展了循环参数的设计

空间^[11]。Hughes 等通过多设计方法框架,研究了为满足多种类型发动机在多个典型工况的性能目标与约束,并确定了下一代通用核心机系统的循环参数设计可行域^[12]。Hendricks 运用多设计点方法对开式转子发动机进行循环设计,求解出包括设计点燃气发生器循环参数以及对转桨扇的关键设计参数,验证结果表明发动机在 4 个典型工况中均能满足预期性能^[13]。

目前国内学者的航空发动机可靠性研究主要集中在航空发动机结构可靠性与失效概率。胡殿印等将概率设计方法引入涡轮盘低周疲劳规范的设计流程并进行了可靠性分析^[14]。裴月等在确定性寿命计算基础上,引入随机参数后进一步对涡轮盘低循环寿命进行可靠性研究,得到影响涡轮盘寿命的主要因素^[15]。李晓斌等综合应用概率论和可信性理论对随机和可认知混合不确定性参数进行建模,提出了基于概率论和可信性理论的非确定性设计方法,以固体火箭发动机燃烧室壳体设计为算例,验证了该不确定性设计方法的可行性^[16]。唐海龙、张坤基于蒙特卡洛概率设计方法建立了非确定性涡轴发动机性能模型,量化分析了各部件性能的非确定性对涡轴发动机地面台架试车性能可靠度的影响,以及满足预期可靠度的部件性能裕度的量化方法^[17],但并未从更为基础的发动机循环参数设计的层面入手。

分析国内外已有研究成果,不难发现航空发

动机总体性能设计方法的发展趋势是从原确定性的性能设计向非确定性的可靠性设计转变。而当前性能可靠性设计方法仅着眼于求解使单一工况的性能可靠性达标的设计参数,未考虑其他典型工况性能的可靠度能否满足要求。已有的多设计点方法的研究与应用已实现同时对多个工况进行循环分析以得出满足多性能要求的循环参数,但从未考虑非不确定性因素对发动机总体性能的影响,以至于发动机在实际工作中仍有极大概率在各工况中无法达到预期性能。

综合性能可靠性设计方法以及多设计点方法的优点,本文提出多工况性能可靠性设计方法,使得当各部件性能呈现非确定性时,发动机在多个典型工况下的总体性能仍能达到预期的高可靠度,如图 1(d)所示。

本文的研究内容主要包括:

- 1) 引入非不确定性部件性能的涡扇发动机部件级稳态性能模型。
- 2) 根据试验设计方法设计循环参数样本,通过非不确定性部件性能随机试验计算各样本的各典型工况的性能可靠性,从而获得表征各典型工况性能可靠度关于循环参数的单工况性能分布式响应面模型。
- 3) 以各单工况性能分布式响应面模型构建多工况性能协同响应模型,用于对循环参数进行优化设计,并通过随机试验对所求解的循环参数

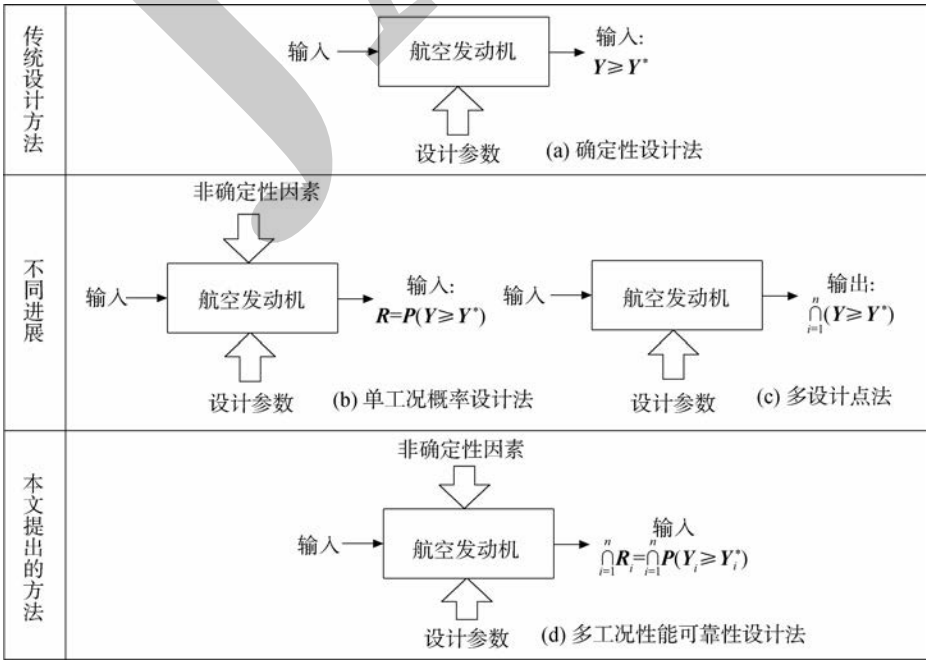


图 1 航空发动机性能设计方法

Fig. 1 Aero-engine performance design methodology

非劣解集进行验证。

1 涡扇发动机非确定性仿真模型

1.1 涡扇发动机性能仿真模型

本文建立了双转子混排涡扇发动机的部件级稳态性能仿真模型,包括设计点性能模型与非设计点性能模型,其主要部件与截面代号如图 2 所示。

发动机性能模型设计点为海平面静止状态(sls),典型工况包括起飞(tk)、亚声速巡航(sc)与

超声速全加力(sa),参考的典型工况的总体性能参数包括起飞工况的推力(F_n)、亚声速巡航工况的推力与耗油率(C_{sf})以及超声速全加力工况的推力。基于原始设计点热力循环参数,在不考虑部件性能非确定时进行非设计点性能计算,求得涡扇发动机在上述 3 种典型工况下的推力与耗油率性能,以此作为各典型工况的基准性能,如表 1 所示。各工况推力性能达标的标准为不低于基准推力,耗油率性能达标的标准为不高于基准耗油率。

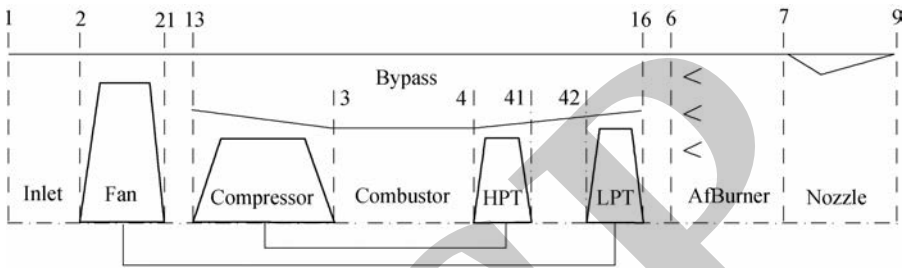


图 2 混排涡扇发动机
Fig. 2 Mixed turbofan engine structural diagram

表 1 各典型工况的基准性能

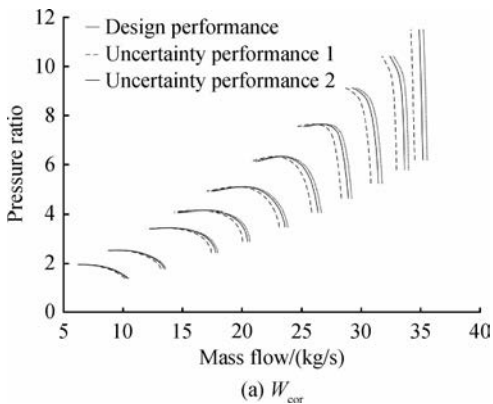
典型工况	H/km	Ma	控制规律	基准性能	
				F_n/kN	$C_{sf}/(\text{kg}/(\text{h} \cdot \text{kN}))$
起飞	0	0.25	$N_{\text{Icor, fixed}}$	68.2	
亚声速巡航	11	0.90	$N_{\text{I, fixed}}$	18.5	92.0
超声速全加力	19	2.00	$N_{\text{h, fixed}}, T_{\text{ao}}=2000\text{ K}$	30.7	

1.2 非确定性部件性能模型

本文研究包括风扇,压气机,高压涡轮以及低压涡轮的非确定性部件性能对发动机总体性能影响,体现在上述旋转部件流通能力(W_{cor})与绝热效率(η)在量产中因制造装配工艺以及服役过程等客观因素引起的实际性能相对其理论设计性能出现非确定性偏差^[2]。在非确定性部件性能模型中体现为部件特性数据相对设计特性数据出现不确定性变化。以压气机部件性能为例,1 号压气机的流通能力与绝热效率如图 3 中 1 号非不确定性性能所示;2 号压气机的流通能力与绝热效率如图 3 中 2 号非不确定性性能所示,两台压气机的部件性能均相对其设计性能出现非确定性偏差。其他部件与之类似。

考虑到发动机各部件是分别由多个车间加工制造后再进行整机总装,因此本文假设各个部件

的非确定性性能参数不相关^[17]。由于缺少发动机厂商的实际生产数据作为参考,本文假设各个部件的性能参数呈现正态分布,偏差量均值为 $\mu=0\%$,标准差为 σ ,满足 $3\sigma=1\%$,即部件性能参数偏差有 99.74% 的概率落于区间 $(\mu-3\sigma, \mu+3\sigma)$ ^[4]。



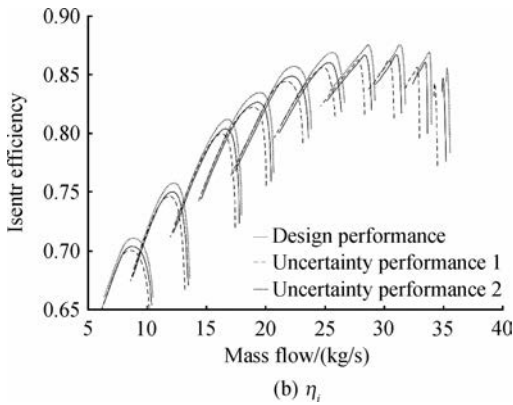


图 3 压气机部件非确定性性能

Fig. 3 Uncertainty performance of compressor

2 多工况性能可靠性循环优化设计法

基于分布式协同响应面法^[18]的思想,本文提出适用于航空发动机多工况多性能可靠性循环优化设计方法,以发动机在 3 个典型工况下的推力与耗油率性能可靠度为优化目标,以设计点热力循环参数为优化变量,考虑典型性能约束条件和热力循环参数设计范围约束。

2.1 分布式协同响应面法

分布式响应面法的数学模型^[19]为假设涉及 m 个对象,每个对象又涉及 n 个学科,其中 $m, n \in \mathbb{Z}$ 。若第 i 个对象的第 j 个学科的输入样本为 $X^{(ij)}$,则对应的输出响应 $Y^{(ij)}$ 为

$$Y^{(ij)} = f(X^{(ij)}) \tag{1}$$

式中 $f(\cdot)$ 为输入样本函数。

将每个对象的所有学科响应面模型的输出响应 $\{Y^{(ij)}\}$ 作为多对象多学科协同响应面模型的输入随机变量 $\mathbf{X}^{(i)}$,即

$$\mathbf{X}^{(i)} = \{Y^{(ij)}\} \tag{2}$$

则整体响应面模型的输出响应 Y 为

$$Y = f(\tilde{\mathbf{X}}) = \tilde{\mathbf{A}}_0 + \tilde{\mathbf{B}}\tilde{\mathbf{X}} + \tilde{\mathbf{X}}^T\tilde{\mathbf{C}}\tilde{\mathbf{X}} \tag{3}$$

式中 $\tilde{\mathbf{A}}_0$ 为响应面函数系数, $\tilde{\mathbf{B}}$ 和 $\tilde{\mathbf{C}}$ 为响应面函数系数矩阵。

本文提出的航空发动机多工况多性能可靠性循环优化设计方法基本思想为:

1) 建立分布式响应面模型,即根据各典型工况的特点,分别构造性能可靠性响应面模型。这相当于将难以分析多工况多性能可靠性之间协同关系的发动机设计点与非设计点稳态性能模型,分解成若干单工况单性能可靠性关于循环参数的响应面模型。

2) 构造多工况性能协同响应模型,即将各个

单工况单性能可靠性响应面模型重新整合,来处理多工况性能的协同关系并实现多性能可靠性循环参数优化设计。

2.2 分布式性能可靠度响应面模型

通过 Box-Behnken 法^[20]对循环参数进行试验设计,得到包括真值与编码化的循环参数样本。求解发动机性能可靠性的算法流程如图 4 所示,计算某一组循环参数样本在非确定性部件性能随机试验中各典型工况的性能,并参考基准性能以统计各个性能参数的达标次数,即可得出该组样本的在各典型工况的性能可靠度。

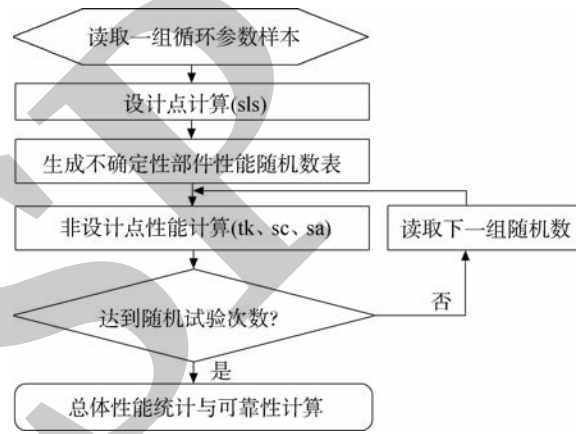


图 4 典型工况性能可靠性的算法流程

Fig. 4 Algorithm flow of performance reliability for typical operation conditions

计算出所有样本的性能可靠度后,可拟合出单工况单性能可靠度关于循环参数的分布式响应面模型。为提高拟合精度,本文选择 3 阶多项式响应面模型,表达式为

$$\hat{y} = f_{\text{rsm}}(\mathbf{X}) = \sum_{i=1}^q \beta_i x_i + \sum_{i < j}^{q-1} \sum_j^q \beta_{ij} x_i x_j + \sum_{i < j}^{q-2} \sum_{j < k}^{q-1} \sum_k^q \beta_{ijk} x_i x_j x_k \tag{4}$$

2.3 协同优化设计模型

本文选用一种基于非劣解集的多目标遗传算法^[21]求解多工况性能协同响应模型构建的循环参数优化设计模型。优化变量为以海平面静止状态工况为设计点的热力循环参数,包括风扇增压比 π_f 、压气机增压比 π_c 、涡轮进口温度 T_{et} 、涵道比 R_{bp} 以及发动机空气进气量 W_{std} 。为表达简洁,以上参数在下文中依次用 x_1, x_2, x_3, x_4, x_5 表示,并有 $\mathbf{X} = [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5]$ 。参考原发动机设计参数以及未来航空发动机性能发展的动向^[22],设计范围设置如表 2 所示。

表 2 循环参数设计范围

循环参数	π_t	π_c	T_{et}/K	R_{bp}	$W_{std}/(kg/s)$
下界	3	9	1650	0.6	110
上界	3.6	10.5	1750	1	130

约束条件为混排涡扇发动机设计点的燃烧室升温比与内外涵掺混压比^[23],如表 3 所示。根据限制条件建立不等式约束条件。

表 3 性能约束条件

约束条件	约束范围
T_{t4}/T_{t3}	$\nless 2.3$
p_{t5}/p_{t16}	$\nless 1.05, \nless 0.95$

由各典型工况分布式响应面模型建立涡扇发动机多工况性能协同响应模型。将 4 个分布式响应面模型的输出响应作为整体协同响应面模型的输入变量,即

$$\tilde{\boldsymbol{X}} = [R_{F_{n,sc}}, R_{C_{sf,sc}}, R_{F_{n,sa}}, R_{F_{n,stk}}]$$

(5)

构建涡扇发动机多工况性能协同响应模型 $f_R(\tilde{\boldsymbol{X}})$,即

$$f_R(\tilde{\boldsymbol{X}}) = \sum_{i=1}^n \omega_i \cdot |R_i - R_i^*|$$

(6)

式中 ω_i 为权重系数;上标 $*$ 表征典型工况性能的预期可靠度。

综上,构建的多工况多性能可靠性协同优化设计模型可表示如下:

$$\begin{cases} \text{find: } \boldsymbol{X} = [x_i] \\ \text{min: } Y_R = f_R(\tilde{\boldsymbol{X}}) \\ \text{s. t. : } g_j(\boldsymbol{X}) \leqslant 0, x_i \in (x_{il}, x_{iu}) \\ i = 1, 2, \dots, m, \quad j = 1, 2, \dots, n \end{cases}$$

(7)

式中 $g_j(\boldsymbol{X})$ 为不等式约束条件;下标 l 与 u 表示下限和上限。

3 计算结果与分析

3.1 样本容量的选取

选取合理的样本容量既能准确反映各样本的性能可靠性,又能减轻仿真计算负担。试给样本容量 2000,计算原始设计参数样本在亚声速巡航工况下推力与耗油率的均值及其方均根误差(RMSE)关于样本容量的变化情况,计算用时约 2400 s,计算结果如图 5 所示。

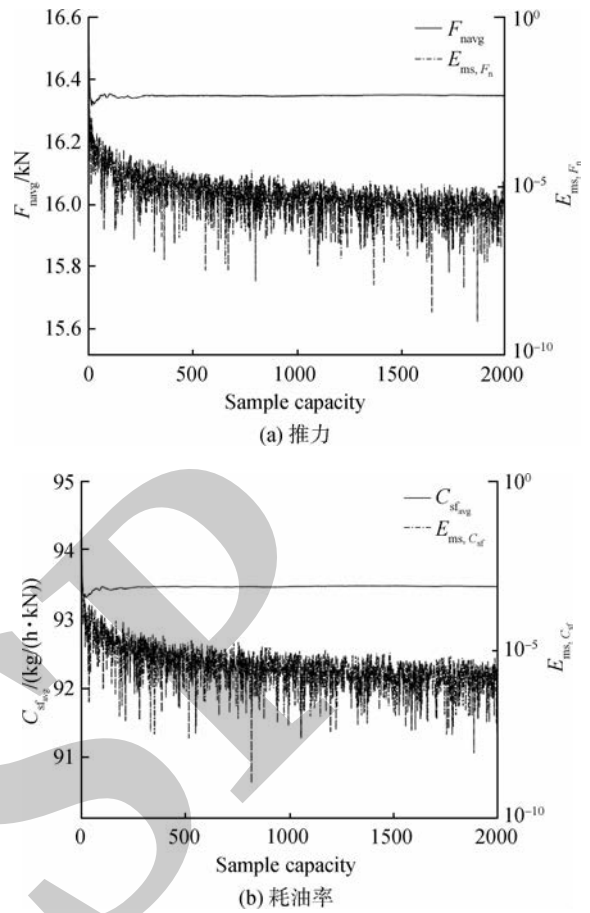


图 5 均值与方均根误差随样本容量变化

Fig. 5 Changes of mean and RMSE with sample capacity

样本容量达到 800 后,推力与耗油率的均值基本保持不变,方均根误差曲线也均达到预期精度($\nless 10^{-5}$),因此亚声速巡航工况的样本容量取 800 即可。类似地,起飞工况与超声速全加力工况的样本容量分别取 800 与 1200。

3.2 性能可靠性响应面的求解

由 Box-Behnken 法进行试验设计,得出 46 组循环参数样本,每组循环参数样本根据不同工况选取的随机试验次数进行引入非确定性部件性能的仿真计算。参考基准性能,统计每组样本推力与耗油率性能的达标次数并计算可靠度,结果如表 4 所示。编码化处理可将每个循环参数的数值变换到一个共同的尺度,消除各循环参数在数值数量级差异的影响^[24]。

求得各典型工况下发动机推力可靠性与耗油率可靠性关于 $\boldsymbol{X}$ 编码化响应面模型,对各响应面模型进行方差分析及各项系数显著性检验并剔除部分不显著项,最终得到各典型工况分布式响应面模型,如式(8)~式(11)所示。

表 4 随机试验设计与仿真结果

Table 4 Parametric experiment design and simulation result

循环样本	X(编码化)					亚声速巡航		超声速加力	起飞
	x_1	x_2	x_3	x_4	x_5	R_{F_n}	$R_{C_{sf}}$	R_{F_n}	R_{F_n}
原始	0	0	0	0	0	0.479 0	0.470 0	0.570 5	0.521 5
1	-1	0	0	0	-1	0	0	0	0
2	0	-1	0	0	-1	0	0.033 8	0	0
3	-1	1	0	0	0	0	0.046 3	0.951 7	0
4	1	0	0	1	0	0	0.403 8	0	0
5	1	-1	0	0	0	0	0.026 3	0	0
6	-1	0	0	-1	0	1	0	0.999 2	1
7	0	0	1	0	1	1	0.081 3	1	1
8	-1	0	1	0	0	0.627 5	0	0.999 2	0.992 5
9	0	0	0	0	0	0	0.662 5	0	0
10	0	1	0	0	-1	0	0.922 5	0	0
11	-1	-1	0	0	0	0	0	0.92	0.01
12	0	0	-1	1	0	0	0.631 3	0	0
13	0	0	-1	-1	0	0.022 5	0	0	0.012 5
14	0	0	0	-1	1	1	0	1	1
15	1	0	0	0	-1	0	0.187 5	0	0
16	0	1	0	1	0	0	1	0	0
17	0	0	1	-1	0	1	0	1	1
18	0	-1	0	1	0	0	0.986 3	0	0
19	1	0	1	0	0	0.207 5	0.661 3	0.293 8	0.331 3
20	0	0	0	-1	-1	0	0	0	0
21	0	0	0	0	0	0	0.641 3	0	0
22	0	0	0	0	0	0	0.608 8	0	0
23	0	0	-1	0	-1	0	0.24	0	0
24	0	0	1	0	-1	0	0.037 5	0	0
25	0	-1	1	0	0	1	0	0.127 5	0.997 5
26	0	1	0	-1	0	1	0	0.083 3	0.998 8
27	0	0	-1	0	1	0	0.447 5	0.992 5	0
28	-1	0	-1	0	0	0	0.32	0.034 2	0.693 8
29	-1	0	0	0	1	1	0	1	1
30	0	-1	0	-1	0	1	0	0.149 2	1
31	0	0	0	0	0	0	0.605	0	0
32	1	0	0	0	1	0.732 5	0.365	0.449 2	0.950 1
33	0	0	0	0	0	0	0.611 3	0	0
34	1	0	-1	0	0	0	0	0	0
35	0	0	0	1	-1	0	0.999 8	0	0
36	0	-1	-1	0	0	0	0.036 3	0	0
37	0	1	1	0	0	0.495	0.622 5	0.145 8	0.695 1
38	1	0	0	-1	0	0.998 8	0	0	1
39	0	0	1	1	0	0	1	0	0
40	0	-1	0	0	1	1	0.088 8	1	1
41	0	1	-1	0	0	0	0.678 8	0	0
42	-1	0	0	1	0	0	0.998 8	0.078 3	0
43	0	0	0	0	0	0	0.645	0	0
44	0	0	0	1	1	0	1	1	0
45	1	1	0	0	0	0	0.672 5	0	0
46	0	1	0	0	1	0.992 5	0.982 5	1	1

$$\begin{aligned} R_{F_{n,tk}}(\mathbf{X}) = & -0.13x_1 + 0.25x_3 - 0.25x_4 + 0.25x_5 + 2.5 \times 10^{-3}x_1x_2 - 0.17x_1x_3 - 1.3 \times 10^{-2}x_1x_5 - \\ & 7.6 \times 10^{-2}x_2x_3 + 3 \times 10^{-4}x_2x_4 - 0.25x_3x_4 + 0.25x_3x_5 - 0.25x_4x_5 + 0.15x_1^2 + 0.18x_2^2 + 0.13x_3^2 + \\ & 0.21x_4^2 + 2 \times 10^{-2}x_5^2 - 2.5 \times 10^{-3}x_1^2x_2 + 8.1 \times 10^{-2}x_1^2x_3 + 0.25x_1^2x_4 + 0.24x_1^2x_5 + 1 \times 10^{-2}x_1x_2^2 - \\ & 0.15x_1x_3^2 - 1.2 \times 10^{-2}x_1x_4^2 + 0.17x_2^2x_3 - 0.25x_2^2x_4 + 0.25x_2^2x_5 - 7.6x_2x_3^2 - 3 \times 10^{-4}x_2x_4^2 - \\ & 3.125 \times 10^{-3}x_3^2x_4 - 3.125 \times 10^{-3}x_3x_4^2 \end{aligned} \tag{8}$$

$$\begin{aligned} R_{F_{n,sc}}(\mathbf{X}) = & -6.7 \times 10^{-2}x_1 - 1.875 \times 10^{-3}x_2 + 0.25x_3 - 0.25x_4 + 0.25x_5 - 0.11x_1x_3 - \\ & 3 \times 10^{-4}x_1x_4 - 6.7 \times 10^{-2}x_1x_5 - 0.13 \times 10^{-3}x_2x_3 + 1.25 \times 10^{-3}x_2x_5 - 0.24x_3x_4 + 0.25x_3x_5 - \\ & 0.25x_4x_5 + 0.11x_1^2 + 0.18x_2^2 + 9 \times 10^{-2}x_3^2 + 0.23x_4^2 + 0.2x_5^2 - 1.875 \times 10^{-3}x_1^2x_2 - 4.1 \times 10^{-2}x_1^2x_3 - \\ & 0.25x_1^2x_4 + 0.18x_1^2x_5 + 6.7 \times 10^{-2}x_1x_2^2 - 3.8 \times 10^{-2}x_1x_3^2 + 6.7 \times 10^{-2}x_1x_4^2 + 0.12x_2^2x_3 - \\ & 0.25x_2^2x_4 + 0.25x_2^2x_5 - 0.12x_2x_3^2 + 1.875 \times 10^{-3}x_2x_4^2 - 5.625 \times 10^{-3}x_3^2x_4 - 5.625x_3x_4^2 \end{aligned} \tag{9}$$

$$\begin{aligned} R_{C_{sf,sc}}(\mathbf{X}) = & 0.63 + 0.14x_1 + 0.45x_2 - 0.14x_3 + 0.25x_4 - 0.25x_5 + 0.15x_1x_2 + 0.25x_1x_3 - \\ & 0.15x_1x_4 + 4.4 \times 10^{-2}x_1x_5 - 5 \times 10^{-3}x_2x_3 + 3.425 \times 10^{-3}x_2x_4 + 1.25 \times 10^{-3}x_2x_5 + \\ & 9.2 \times 10^{-2}x_3x_4 - 4.1 \times 10^{-2}x_3x_5 - 0.25x_4x_5 - 0.27x_1^2 - 6.6 \times 10^{-2}x_2^2 - 0.18x_3^2 - 7.3 \times 10^{-2}x_4^2 - \\ & 0.21x_5^2 - 0.27x_1^2x_2 + 0.23x_1^2x_3 + 0.1x_1^2x_4 + 0.29x_1^2x_5 + 2.5 \times 10^{-2}x_1x_2^2 - 5.3 \times 10^{-2}x_1x_3^2 - \\ & 0.29x_1x_4^2 + 0.12x_2^2x_3 + 0.25x_2^2x_4 + 0.28x_2^2x_5 - 0.13x_2x_3^2 - 0.44x_2x_4^2 + \\ & 0.16x_3^2x_4 + 0.31x_3^2x_5 + 0.23x_3x_4^2 \end{aligned} \tag{10}$$

$$\begin{aligned} R_{F_{n,sa}}(\mathbf{X}) = & -4.9 \times 10^{-2}x_1 - 1.25 \times 10^{-3}x_2 + 0.25x_3 - 0.25x_4 + 0.25x_5 - 0.11x_1x_3 + \\ & 3 \times 10^{-4}x_1x_4 - 4.9 \times 10^{-2}x_1x_5 - 0.1x_2x_3 - 1.25 \times 10^{-3}x_2x_5 - 0.24x_3x_4 + 0.25x_3x_5 - \\ & 0.25x_4x_5 + 0.12x_1^2 + 0.19x_2^2 + 0.11x_3^2 + 0.22x_4^2 + 0.2x_5^2 + 1.25 \times 10^{-3}x_1^2x_2 + 5.95 \times 10^{-3}x_1^2x_3 - \\ & 0.25x_1^2x_4 + 0.2x_1^2x_5 + 4.9 \times 10^{-2}x_1x_2^2 - 6 \times 10^{-3}x_1x_3^2 - 4.9 \times 10^{-2}x_1x_4^2 + 0.15x_2^2x_3 - 0.25x_2^2x_4 + \\ & 0.25x_2^2x_5 - 0.1x_2x_3^2 - 1.25 \times 10^{-3}x_2x_4^2 - 7.825 \times 10^{-3}x_3^2x_4 - 7.825 \times 10^{-3}x_3x_4^2 \end{aligned} \tag{11}$$

经验证,响应面模型式(8)~式(11)的 R_{square} 值分别为 0.9534、0.9627、0.9462 与 0.9513,表明拟合精度较高,能比较准确地表明循环参数分别与性能可靠性的映射关系。

3.3 优化设计结果与验证

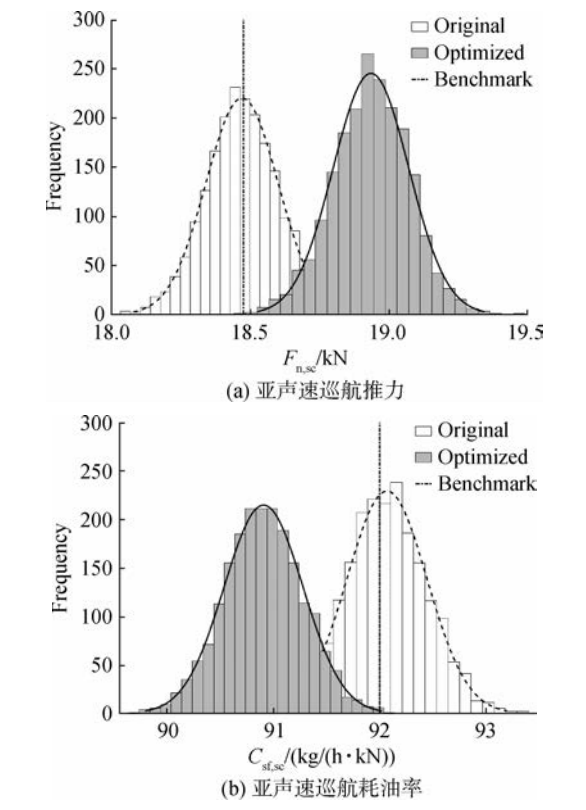
将各典型工况的性能预期可靠度均设定为 100%,通过优化计算获得非劣设计点循环参数解集。表 5 列举了获得的 3 组循环参数组合。

表 5 循环参数非劣解集

Table 5 Non inferiority solution of cycle parameter					
序号	π_f	π_c	T_{et}/K	R_{bp}	$W_{std}/(kg/s)$
原始	3.302	9.750	1715	0.7900	122.7
1	3.234	10.50	1725	0.8668	129.5
2	3.552	10.49	1736	0.7983	129.6
3	3.581	10.49	1737	0.8035	128.8

对 1、2、3 号循环参数组进行随机试验以验证性能可靠性,并与原始设计点循环参数对比,所有工况均进行 2000 次随机试验。原始设计点循环参数组在亚声速循环工况推力达标次数为 958 次,耗油率达标次数为 940 次;超声速全加力工况推力达标次数为 1141 次;起飞工况推力达标次数为 1043 次。

1 号循环参数组合的随机试验频率直方图如图 6 所示。亚声速巡航工况推力达标次数为 1999 次,耗油率达标次数为 1997 次;超声速全加力工况推力达标次数为 2000 次;起飞工况推力



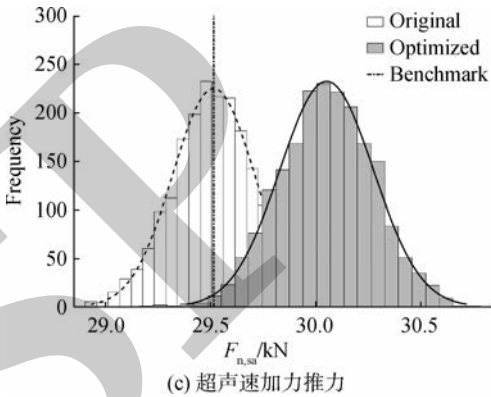
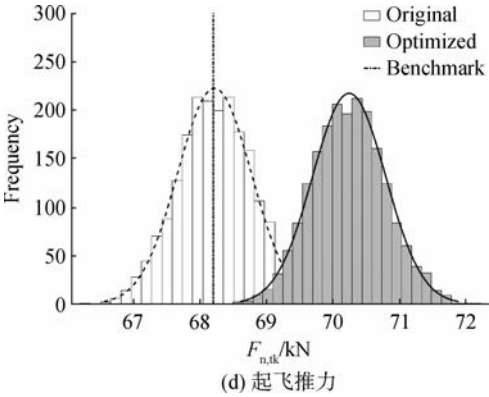
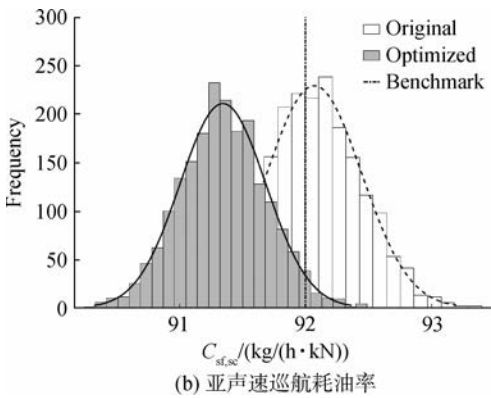
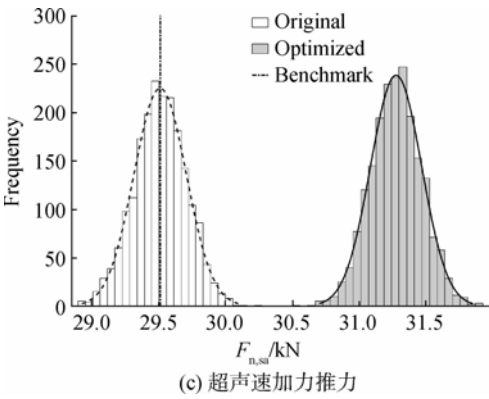


图 6 1 号循环样本性能频率直方图

Fig. 6 Performance histogram of 1st cycle sample

达标次数为 2000 次。

2 号循环参数组合的随机试验频率直方图如图 7 所示。亚声速巡航工况推力达标次数为 2000 次,耗油率达标次数为 1959 次;超声速全加力工况推力达标次数为 1992 次;起飞工况推力达标次数为 2000 次。

3 号循环参数组合的随机试验频率直方图如图 8 所示。亚声速巡航工况推力达标次数为 2000 次,耗油率达标次数为 1957 次;超声速全加力工况推力达标次数为 1971 次;起飞工况推力达标次数为 2000 次。

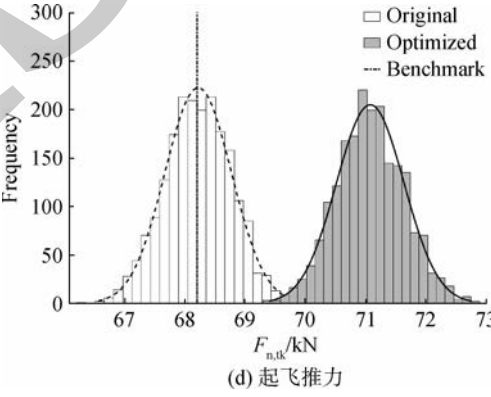
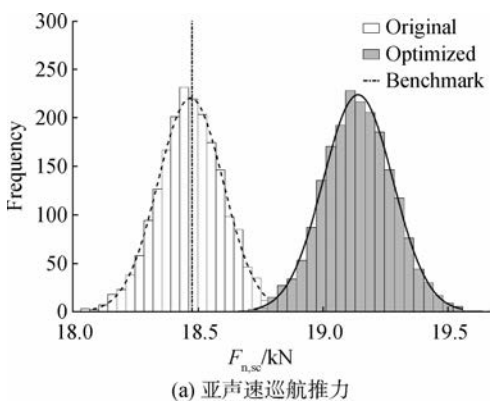
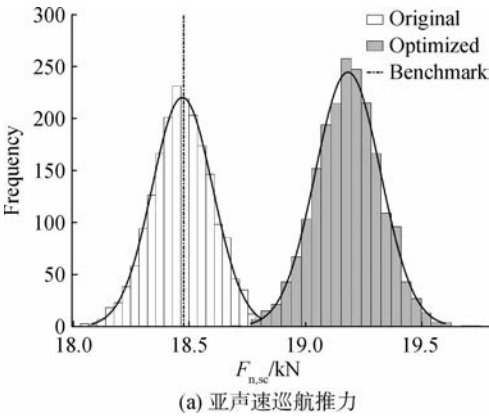


图 7 2 号循环样本性能频率直方图

Fig. 7 Performance histogram of 2nd cycle sample



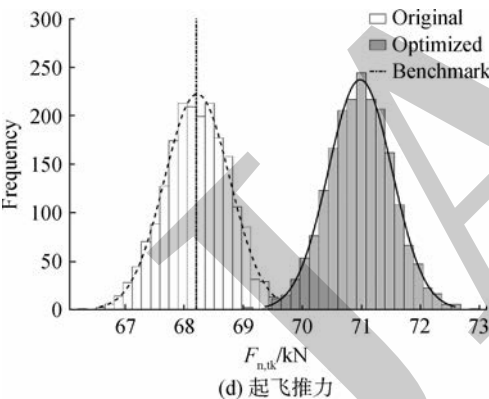
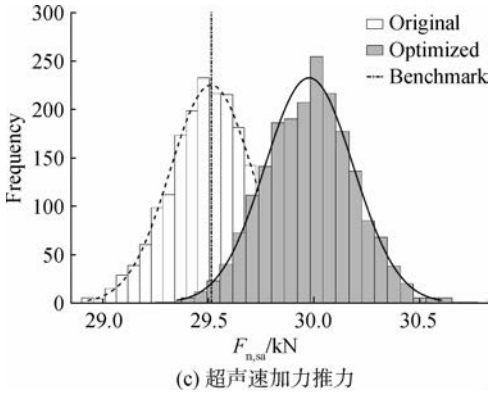
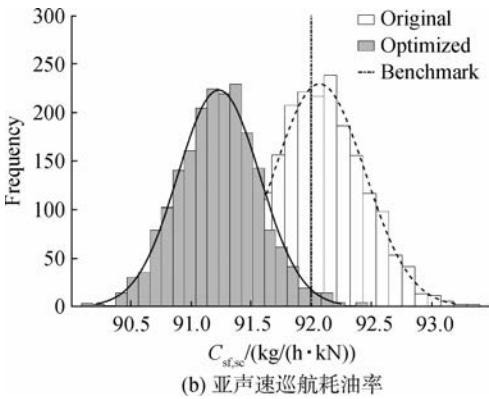


图 8 3 号循环样本性能频率直方图

Fig. 8 Performance histogram of 3rd cycle sample

对非劣解的验证结果如表 6 所示,3 组循环参数使得发动机的在各典型工况的各个目标性能均同时达到较高的可靠性,表明本文提出的多工况性能可靠性优化设计方法是可行的。

表 6 非劣解集随机试验验证结果

Table 6 Random trials result of pareto-optimal solution

序号	$R_{F_{n,sc}}/\%$	$R_{C_{st,sc}}/\%$	$R_{F_{n,sl}}/\%$	$R_{F_{n,t}}/\%$
原始	47.90	47.00	57.05	52.15
1	99.95	99.85	100	99.90
2	100	97.95	99.60	100
3	100	97.85	98.55	100

4 结 论

针对传统的航空发动机总体性能确定性设计方法的不足与发展趋势,本文提出多工况多性能可靠性循环优化设计方法,进行了考虑非确定性部件性能的涡扇发动机性能模型研究,通过试验设计建立了发动机在多个典型工况下的性能可靠度关于设计点热力循环参数的分布式响应面模型,以此构造多工况性能协同响应模型并实现循环参数优化设计,最终获得并验证了循环参数非劣解集,结论如下:

1) 多工况多性能可靠性循环优化设计方法能根据性能基准与多可靠度目标求解出设计点循环参数组合,并满足性能约束条件,实现了性能可靠性设计与多设计点法优势的统一。

2) 对非劣解集的验证结果表明多工况多性能可靠性循环优化设计方法得出的多组设计点循环参数均能使得发动机在多个典型工况下的性能基本达到所预期的高可靠度,从而能在发动机总体性能设计阶段提供多种可行方案,方便设计人员根据实际情况做出最优的选择。

致谢:

感谢国家自然科学基金(编号:51175017)对本文研究的支持。

参考文献:

[1] KURZ R, BRUN K. Degradation in gas turbine systems [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001,123(1):70-77.

[2] ERIE S H. A multi-level multi-design point approach for gas turbine cycle and turbine conceptual design[D]. Georgia,USA:Georgia Institute of Technology,2017:47-52.

[3] MAVRIS D N,MAESOTAI N I,ROTH B. A probabilistic design methodology for commercial aircraft engine cycle selection[R]. SAE Paper 985510,1998.

[4] MAVRIS P D,ROTH M B,MAESOTAI M N. A method for probabilistic sensitivity analysis of commercial aircraft engines[R]. Florence,Italy:14th International Society For Air Breathing Engines Conference,1999.

[5] TONG M T,JONES S M,AREARA P C,et al. A probabilistic assessment of NASA ultra-efficient engine technologies for a large subsonic transport[R] ASME Paper GT-2004-53485,2004.

[6] ROTH B,MAVRIS D. A probabilistic approach to UCAV engine sizing[R]. AIAA 98-3264,1998.

[7] GORLA R S R,PAI S S,RUSICK J. Probabilistic analysis of gas turbine field performance[R]. NASA/TM-2002-211699, 2002.

- [8] BANDTE O. A probabilistic multi-criteria decision making technique for conceptual and preliminary aerospace systems design[D]. Georgia, USA: Georgia Institute of Technology, 2000.
- [9] FOX E P. The Pratt & Whitney probabilistic design system[R]. AIAA-94-1442-CP, 1994.
- [10] STRACK W, MAHADEVAN S, VENKATARAMAN S, et al. A probabilistic software tool subjecting component designs to system-level reliability constraints[R]. Parma Heights, Ohio: N & R Engineering, 2007.
- [11] SCHUTTE J, TAI J, SANDS J, et al. Cycle design exploration using multi-design point approach[R]. ASME Paper GT2012-69334, 2012.
- [12] HUGHES M J, PERULLO C, MAVRIS D N. Common core engine design for multiple applications using a concurrent multi-design point approach[R]. AIAA 2014-3443, 2014.
- [13] HENDRICKS E S. Development of an open rotor cycle model in NPSS using a multi-design point approach[R]. NASA/TM-2011-217225, 2011.
- [14] 胡殿印, 裴月, 王荣桥. 涡轮盘低循环疲劳的概率设计[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 481-487.
HU Dianyin, PEI Yue, WANG Rongqiao. Probability design for low cycle fatigue of turbine disk[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 481-487. (in Chinese)
- [15] 裴月, 薛飞, 王荣桥. 涡轮盘低循环疲劳寿命可靠性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(1): 39-43.
PEI Yue, XUE Fei, WANG Rongqiao. Reliability research for the low cycle fatigue life of a turbine disk[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(1): 39-43. (in Chinese)
- [16] 李晓斌, 王林. 基于概率论与可信性理论的不确定性设计方法[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(6): 245-248, 252.
LI Xiaobin, WANG Lin. Uncertainty design method using probability theory and credibility theory[J]. Journal of Projectiles, Rocket, Missiles and Guidance, 2009, 29(6): 245-248, 252. (in Chinese)
- [17] 唐海龙, 张坤. 部件性能非确定对涡轴发动机影响量化方法研究[J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1143-1150.
TANG Hailong, ZHANG Kun. Quantification method of effects of uncertainty on component performance for turbo-shaft engine performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(8): 1143-1150. (in Chinese)
- [18] BAI G, FEI C. Distributed collaborative response surface method for mechanical dynamic assembly reliability design[J]. Chinese Journal of Construction Machinery, 2013, 26(6): 1160-1168.
- [19] 费成巍, 白广忱. 基于DCRSM的HPT叶尖径向运行间隙可靠性分析[J]. 航空学报, 2013, 34(9): 2141-2149.
FEI Chengwei, BAI Guangchen. Reliability analysis for HPT blade-tip radial running clearance based on DCRSM[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(9): 2141-2149. (in Chinese)
- [20] FERREIRA S L C, BRUNS R E, FERREIRA H S, et al. Box-Behnken design: an alternative for the optimization of analytical methods[J]. Analytica Chimica Acta, 2007, 597(2): 179-186.
- [21] 李立君, 尹泽勇, 乔渭阳. 基于多目标遗传算法的航空发动机总体性能优化设计[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 13-18.
LI Lijun, YIN Zeyong, QIAO Weiyang. Performance optimal design of aircraft engine based on multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 13-18. (in Chinese)
- [22] 刘大响, 程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496. (in Chinese)
- [23] 肖树国, 钱秦生. 航空发动机设计手册: 第五册 涡喷及涡扇发动机总体[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 26-33.
- [24] 何为, 薛卫东, 唐斌. 优化试验设计方法及数据分析[M]. 北京: 化学工业出版社, 2012: 243-245.

(编辑: 李岩梅)