文章编号:1674-8190(XXXX)XX-001-08

部件不确定性对涡扇发动机循环参数选取的影响分析

樊巍,胡冰茜,劳新鹏,舒悦
(中国航发四川燃气涡轮研究院,成都 610500)

摘　要: 不确定性研究能够有效提升发动机设计的稳健性。通过量化部件参数的不确定性变化,应用蒙特卡洛法,建立考虑不确定性的总体性能计算方法;通过设计循环参数样本集,获得不同循环参数组合下的性能总参数不确定性分布和达标概率,分析不同置信度下的性能实现情况;综合权衡现有的技术水平实现风险和充分考虑性能设计裕度后,确定满足要求的循环参数设计结果,并与某型发动机的设计和试验结果进行对比。结果表明:在发动机总体方案初始设计阶段,本文建立的方法可以提升发动机设计稳健性、降低设计风险,某型发动机循环参数选取的合理,本文方法可行。

关键词: 涡扇发动机;总体性能;循环参数;不确定性;概率设计
中图分类号: V235.1　　**文献标识码:** A
DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Analysis of influence of component uncertainty on selection of cycle parameters of turbofan engine

FAN Wei, HU Bingqian, LAO Xinpeng, SHU Yue
(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Uncertainty analysis effectively can enhance the robustness of aero-engine design. An overall performance calculation method considering uncertainty is established by applying Monte Carlo method, in which the uncertainty variation of component parameters is qualified. By generating a sample set of cycle parameters combinations, the uncertainty distribution of engine performance parameters and their compliance probabilities under different operating points are obtained. The performance realization levels at specified confidence levels are analyzed. The cycle parameter scheme meeting the design requirements is determined through comprehensive trade-offs between implementation risks under current technical capabilities and performance design margins. The design results are compared with the design and test results of a certain engine. The results show that, during the preliminary design phase of engine system concepts, the proposed method can effectively enhance the robustness of the design outcome and mitigate development risks. The cycle parameter selection of a certain engine is rational, and the proposed method is feasible.

Key words: turbofan engine; overall performance; cycle parameters; uncertainty; probabilistic design

收稿日期: 2025-04-01;　**修回日期:** 2025-07-03

通信作者: 樊巍(1989－),男,硕士,研究员。E-mail: fanwei479@163.com

引用格式: 樊巍,胡冰茜,劳新鹏,等. 部件不确定性对涡扇发动机循环参数选取的影响分析[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-8.
FAN Wei, HU Bingqian, LAO Xinpeng, et al. Analysis of influence of component uncertainty on selection of cycle parameters of turbofan engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-8. (in Chinese)

0 引 言

不确定性研究是提升航空发动机设计稳健性的重要关键技术。开展航空发动机不确定性研究工作,最终目标是实现一次成功,区别于传统确定性设计体系中依照经验预留指标裕度,在不确定性体系中,对性能分散度进行量化评估与控制,可以综合各方面因素并获得最优设计方案,尤其在发动机总体方案设计初期,就需要考虑部件不确定性对设计的影响,提升稳健性,从设计源头尽可能的降低设计更改风险[1]。

涡扇发动机作为航空领域应用最为普遍的发动机,其性能先进与否直接影响到飞机的性能和安全,发动机循环参数是实现发动机性能要求的主要因素,代表了发动机的设计水平。目前采用的循环参数选取一般先依据经验选择部件效率、总压恢复系数等参数,再通过不同循环参数组合条件下的稳态性能计算,获得满足推力、耗油率等设计要求的求解域,最后依据成熟发动机研制经验,预留一定比例的性能裕度后,综合技术难度、部件设计约束等因素,权衡后获得满足上述要求和约束的发动机循环参数组合[2]。

实际工程研制中发现,采用现有的循环参数分析过程中往往会遇到以下两个具体问题:一是部件效率、总压恢复系数等参数会对发动机稳态性能计算结果产生影响,这些参数的选取过程未考虑实际工程研制过程中的非确定性变化,可能存在由于非循环参数选取不当出现“欠设计”或“过设计”的情况发生;二是性能裕度的预留以往的做法是在发动机总体指标上依据工程经验直接留出一定裕度,对于新研发动机,由于新技术的应用,尚无足够的经验,有可能造成由于裕度取值不合理导致冗余设计或造成指标难以实现的风险[3]。

考虑部件参数不确定性的概率设计方法是解决以上问题的途径之一,即在循环参数分析过程中就考虑部件非确定性因素对发动机设计结果的影响,通过量化部件参数的不确定性因素,进而平衡发动机的性能设计裕度,在同等的技术水平上实现更好的设计性能,保证发动机总体技术方案具备更好的设计稳健性。国内外针对航空发动机部件不确定性和概率设计进行了大量的研究工作,Massini等[4]系统总结了航空发动机中的不确定性量化理论及工程应用情况;曹大录等[5]开展了考虑多工况性能可靠性的航空发动机循环设计方法,提出了基于分布式协同响应面法思想的优化设计方法,实现了多工况条件下的总体性能可靠性计算;计自飞等[3]针对部件不确定性影响整机性能达标的问题,利用总体性能参数对部件参数的敏感性系数矩阵,结合和方根原理,建立了考虑部件参数不确定性的航空发动机性能裕度设计方法;唐海龙等[6]研究了涡轴发动机部件不确定性对于控制规律变化和性能蜕化的概率影响;赵运生等[7]应用蒙特卡罗模拟方法,研究了部件性能不确定性对涡扇发动机总体性能的影响;樊巍等[8]从试验验证角度,研究了部件不确定性对于涡扇发动机整机稳态试验达标概率结果的影响,但未对设计环节的不确定性进行研究。以上研究工作主要是通过量化部件不确定性,对发动机的设计方案或者试验验证结果的达标情况进行分析,但均未从考虑部件不确定性的角度出发,综合考虑循环参数选取和性能裕度量化之间的关系和相互影响。

本文以双轴混排涡扇发动机为研究对象,构建各部件设计参数的概率密度函数,表征部件参数的不确定性变化,应用蒙特卡洛随机抽样获得足够数量的计算样本,通过总体性能稳态性能计算模型,获得给定循环参数组合下的总体性能参数计算结果和样本分布,进而对比性能设计目标(一般为推力、耗油率等具体指标要求)确定该组循环参数下发动机性能的达标概率;建立基于概率设计的循环参数选取方法,根据Box-Behnken试验设计方法[5,9-10]减少计算数量,设计循环参数样本,获得不同循环参数组合下的性能参数分布和达标情况,分析不同置信度下的性能实现情况,综合权衡现有的技术水平实现风险和充分考虑性能设计裕度后,确定满足要求的循环参数设计结果。

1 考虑不确定性的总体性能计算方法

1.1 稳态性能计算模型

本文建立了双轴混排涡扇发动机稳态性能计算模型[8,11-12],其主要部件与截面定义如图1所示。通过给定设计点飞行和大气条件,选定发动机循

环参数、部件效率、总压恢复系数等参数进行设计点性能计算,获得发动机各截面气动热力参数和发动机总体性能参数。

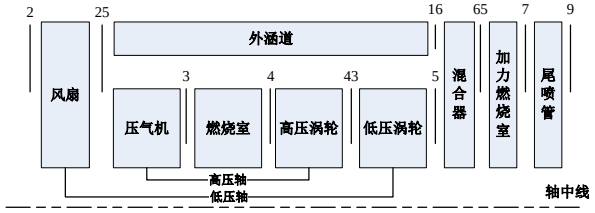

图1　发动机结构及截面示意图

Fig. 1　Engine layout and section definition

对部件不确定性参数的量化,是实现不确定性总体性能建模的主要步骤。通过发动机总体性能参数敏感性分析,风扇、压气机、主燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、外涵道、喷管等部件参数(如表1所示)对发动机总体性能的影响最大,据此确定表1中的参数作为本文建模过程中需要考虑量化的不确定性参数。

表1　部件不确定性参数

Table 1　Uncertainty parameters of components

序号	不确定性参数	序号	不确定性参数
1	风扇效率	5	主燃烧室总压恢复系数
2	压气机效率	6	外涵道总压恢复系数
3	高压涡轮效率	7	加力燃烧室总压恢复系数
4	低压涡轮效率	8	喷管速度系数

一般而言,需要通过大量的发动机试验统计数据,才能准确预测部件性能不确定性对发动机性能参数的影响。但是,研制初期阶段的发动机尚无大量试验数据积累,借鉴成熟型号发动机的部件性能不确定统计数据是一种可行的研究思路。通过文献[13]统计可知,生产、装配等因素导致的部件效率等参数的偏差量一般均在±1%以内。考虑到部件分别是在不同的车间、工厂制造后在进行装配,假设各个部件的不确定性性能参数之间不相关[4],且各个部件的性能参数结果的不确定性变化符合正态分布。为检验本文方法和模型的可行性,将文献[13]提出的±1%偏差量作为不确定性部件参数的标准差σ,且满足$3\sigma=1\%$,则每个部件性能参数的随机样本均可以99.74%概率落在区间$(\mu-3\sigma,\mu+3\sigma)$内。

1.2　蒙特卡洛概率计算方法

蒙特卡洛法几乎可以应用到任何形式数学模型的不确定性分析中,其误差仅和抽样次数有关[14]。航空发动机在总体性能仿真计算过程中,各输入参数与计算结果关系复杂,无法通过输入参数的散布特性来直接评估性能参数的分布特性。蒙特卡洛法可以在部件性能不确定性分析中得到有效应用,即依据已知设计变量的概率分布类型,通过次数足够多的抽样,获得足够多的样本,进而求得真实解的分布概率。

本文建立的蒙特卡洛概率计算方法的目的是依据概率密度分布函数,对量化的部件不确定性参数进行随机抽样,在保证足够的抽样数量基础上,计算发动机性能参数的均值、标准差和达标概率,获得性能参数的概率分布[15]。主要步骤为:

1) 确定样本容量。根据不确定参数的概率密度函数,在不同样本容量条件下,依据概率密度函数进行随机抽样,将每一组抽样参数带入稳态性能计算模型,获取性能判定结果参数样本y_i,按照式(1)计算判定结果参数均值$\bar{y}$,采用式(2)获得判定结果参数标准差S,判断不同样本容量条件下计算结果的均值和方差是否随着样本容量的变化趋于平稳,将获取满足要求的样本容量n作为样本容量参数值。需要特别说明的是,蒙特卡洛方法中产生随机数的方法很多,为方便工程应用,采用文献[14]提出的产生伪随机数的方法获取,具体方法本文不再赘述。

$$\bar{y}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}y_i \tag{1}$$

$$S=\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n}(y_i-\bar{y})^2}{n-1}} \tag{2}$$

2) 达标概率判定。通过统计参数样本y_i满足性能参数指标要求的频次n',对比样本计算容量次数n,确定达标概率P,参见式(3)所示。通过统计某一循环参数下的达标情况,对循环参数设计解域进行不确定性量化判断,剔除达标概率不满足设定要求的样本。

$$P=\frac{n'}{n} \tag{3}$$

2 基于概率设计的循环参数选取方法

双轴混排涡扇发动机的循环参数和主要设计参数(本文统称为循环参数)包括发动机进口流量 Wa_F、风扇压比 π_F、总压比 OPR、涡轮前总温 T_4 和涵道比 BPR。按照发动机设计流程,一般会根据技术水平给出循环参数的选取范围,每个循环参数按照一定的步长进行排列组合后,带入发动机性能模型进行计算,获得最终的设计结果。为了简化计算过程,降低计算成本,采用试验设计[9-10]方法获取能够确保设计过程稳健性的循环参数组合,提出基于概率设计的循环参数选取方法,从置信达标的角度获取循环参数设计解域。计算步骤包括:

1) 依据发动机技术水平确定循环参数范围,并确定不同循环参数组合样本,作为开展循环设计分析的输入。采用 Box-Behnken 法对循环参数进行试验设计,通过大范围的样本点构造高精度的近似模型,扩展设计空间并得到高阶信息,并给响应表面近似模型提供样本数据,以此达到简化设计过程并兼顾较好的预测性,进而得到循环参数样本组合的目的。

2) 将每组循环参数样本带入考虑不确定性的总体性能计算模型进行计算,对结果进行方差分析,检验多组样本均值间的差异是否具有统计意义,评价试验设计结果的有效性。

3) 对每组循环参数样本计算结果的达标概率进行统计,淘汰达标概率不满足要求的参数组合。

4) 对剩余的循环参数样本进行性能裕度概率分析,通过分析和设定不同性能裕度概率要求值和置信度,考虑性能裕度对于循环参数的影响,进一步减小循环参数选择范围。

5) 对循环参数的选择进行分析和评价,将循环参数的选取转变为在推力、耗油率等设计目标概率之间寻求最佳的平衡,依据发动机研制风险可承受的程度,根据发动机实际技术特点和设计人员的综合权衡,获得满足要求的循环参数组合。

3 算例与分析

以第四代涡扇发动机技术发展趋势[16]的循环参数和部件设计参数要求为输入,同时,为方便本文方法可行性对比,将某型发动机的推力 F 和耗油率 sfc 指标作为达标概率统计要求,按以上要求进行算例验证和分析。需要说明的是,下文算例中主要性能参数均以计算值除以某型发动机实际设计值的方式进行归一化处理,均为无量纲参数。

3.1 计算条件的构建

按照前文模型要求,首先需要量化部件不确定参数,将第四代涡扇发动机技术中值[16]设置为部件参数概率密度函数的 μ 值,并按照要求确定概率密度函数,如表 2 所示,各部件参数均符合正态分布,且满足 $3\sigma=1\%$,并将其带入稳态性能计算模型中。

表 2 不确定性参数选择范围

Table 2 Range of uncertainty parameters

不确定性参数	μ	σ/%
风扇效率	0.86	±1
压气机效率	0.86	±1
高压涡轮效率	0.90	±1
低压涡轮效率	0.91	±1
主燃烧室总压恢复系数	0.96	±1
外涵道总压恢复系数	0.97	±1
加力燃烧室总压恢复系数	0.95	±1
喷管速度系数	0.95	±1

按照第四代发动机技术水平[16],以不同发动机统计平均值作为中值,并以技术水平能力可达到上下限设定为循环参数可选取的范围,如表 3 所示。

表 3 循环参数选取范围

Table 3 Range of cycle parameters

循环参数	Wa_F/(kg·s^{-1})	π_F	OPR	T_4/K	BPR
最大值	4	1.0	2.0	100	0.2
最小值	−4	−1.0	−2.0	−100	−0.2

3.2 样本容量的选取

在进行蒙特卡洛计算时,选取合理的样本容量既能准确的反映各样本性能可靠性,又能减少仿真计算负担,试给样本容量 1 000,运用建立的考虑不确定性的总体性能计算模型和构建的计算条件,研究推力和耗油率均值和标准差随样本容量大小的变化关系,以确定合适的样本容量值。

F 和 sfc 均值随样本容量的变化曲线如图 2 所

示,F 和 sfc 标准差随样本容量的变化曲线如图3所示,可以看出:当样本容量达到500时,推力和耗油率的均值、标准差波动逐渐趋于稳定,因此在进行本文的算例计算时,样本容量取值均为500。

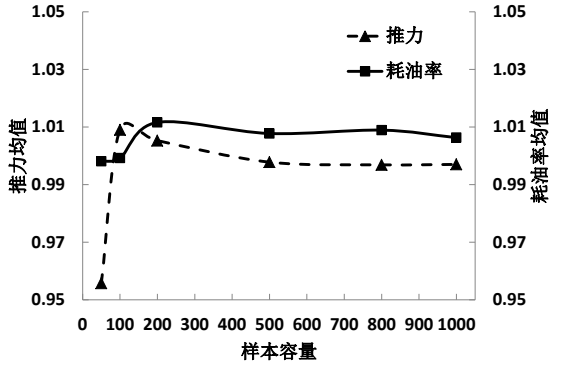

图2　均值随样本容量的变化趋势

Fig. 2　Variation of mean with sample size

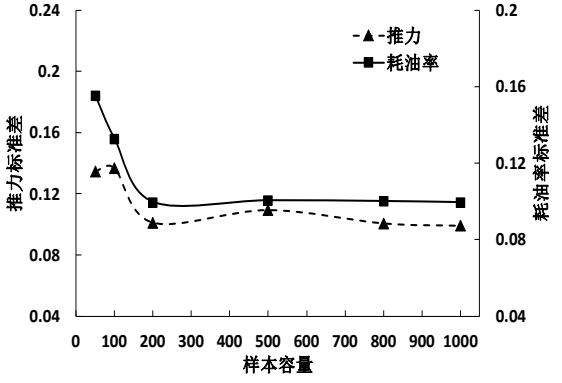

图3　标准差随样本容量的变化趋势

Fig. 3　Variation of standard deviation with sample size

3.3　样本达标情况分析

按照构建的计算条件,通过Isight软件实现了考虑不确定性的总体性能计算模型和基于概率设计的循环参数选取方法集成。采用Box-Behnken法进行试验设计,得出41组循环参数样本,每组循环参数样本根据选取的样本容量进行考虑不确定性的总体性能仿真计算,采用编码化的循环参数组合下的统计结果如表4所示。获得了循环参数与性能结果参数之间的响应面方程,对计算结果进行方差分析,F 和 sfc 的 Rsquare 值分别为0.956 7和0.947 7,可以表明试验设计结果的有效性和响应面模型的拟合精度较高,满足算例计算和设计验证要求。对每组循环参数组合下的 F 和 sfc 达标概率进行统计,剔除 F 达标概率为0或 sfc 达标概率为0样本编号,获得可以满足 F 和 sfc 要求的循环参数组合样本,开展循环参数选取分析。

表4　不同循环参数组合下的达标概率分布

Table 4　Probability of meeting the standard under different combinations of cycle parameters

样本编号	编码化循环参数					达标概率	
	BPR	OPR	π_F	T_4	Wa_F	F	sfc
1	1	1	2	2	2	1.000	0
2	1	3	2	2	2	1.000	0
3	3	1	2	2	2	0.002	1.000
4	3	3	2	2	2	0	1.000
5	2	2	1	1	2	0	0
6	2	2	1	3	2	0.561	0
7	2	2	3	1	2	0	1.000
8	2	2	3	3	2	1.000	0
9	2	1	2	2	1	0.862	0.383
10	2	1	2	2	3	1.000	0.443
11	2	3	2	2	1	0	1.000
12	2	3	2	2	3	1.000	1.000
13	1	2	1	2	2	1.000	0
14	1	2	3	2	2	1.000	0
15	3	2	1	2	2	0	0.938
16	3	2	3	2	2	0	0.800
17	2	2	2	1	1	0	1.000
18	2	2	2	1	3	0.804	0.850
19	2	2	2	3	1	1.000	0
20	2	2	2	3	3	1.000	0
21	2	1	1	2	2	0	0
22	2	1	3	2	2	0.900	0.649
23	2	3	1	2	2	0.000	0
24	2	3	3	2	2	1.000	1.000
25	1	2	2	1	2	1.000	0
26	1	2	2	3	2	1.000	0
27	3	2	2	1	2	0	1.000
28	3	2	2	3	2	1.000	1.000
29	2	2	1	2	1	0	0
30	2	2	1	2	3	0.467	0
31	2	2	3	2	1	0.665	1.000
32	2	2	3	2	3	1.000	0.994
33	1	2	2	2	1	1.000	0
34	1	2	2	2	3	1.000	0
35	3	2	2	2	1	0	1.000
36	3	2	2	2	3	0.938	1.000
37	2	1	2	1	2	0.004	1.000
38	2	1	2	3	2	1.000	0
39	2	3	2	1	2	0	0.850
40	2	3	2	3	2	1.000	0
41	2	2	2	2	2	1.000	1.000

从表4可以看出：1）当BPR或π_F取下限（编码为1）时，未出现F和sfc同时达标的样本，所以在选择上述两个循环参数的时候要在技术水平允许的范围内尽可能的选择较大的值；2）当OPR、T_4和Wa_F其中一个参数取下限时（编码为1）时，未出现F和sfc达标概率同时达到1的情况，可见在选择上述三个循环参数时，取低值可能会使得发动机总体性能结果的稳健性变差；3）从发动机设计角度出发，选择F和sfc达标概率同时达到1.0的情况最符合发动机稳健性设计要求，但是，需要注意的是，不同的参数组合可能会带来部件设计难度增加等问题，进而带来发动机尺寸、重量等其他结构指标不满足要求的情况发生。

3.4 性能裕度分析

应用表4计算结果，对其中F和sfc达标概率均大于0的样本进行置信度分析（如图4～图5所示），当某一样本编号中，F大于设计目标值1.0的样本数量越多，即在图4中越靠图右侧，则对应样本编号的F设计裕度越大，但其置信度越低；同理，sfc小于设计目标值1.0的样本数量越少，则对应样本编号的sfc设计裕度越大，其置信度越高。

越大的性能裕度当然可以带来发动机越好的稳健性，但是，性能裕度需要付出部件设计难度增大的成本。如表4中的样本32，在图4中其F设计裕度最大，但在图5中的sfc设计裕度偏低，而且其π_F和Wa_F已经选到设计上限，π_F相对较大可能带来风扇平均级负荷增加导致部件级数增加，带来重量进一步增加的问题，Wa_F相对较大可能带来风扇进口尺寸增加，进而带来无法和飞机进气道进行充分匹配的问题。因此，合理的、定量的、科学的选择性能裕度，分析性能裕度对于循环参数的影响，是非常有必要的。

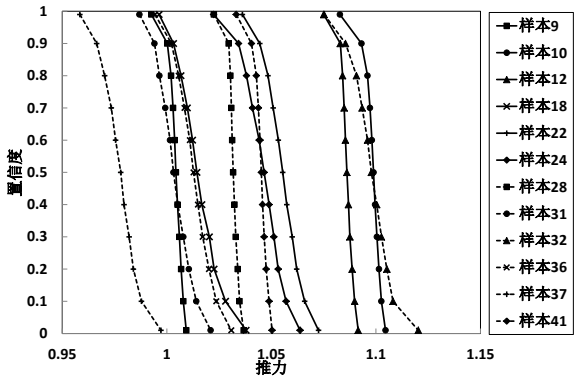

图4 F置信度分布

Fig. 4 Confidence level distribution of F

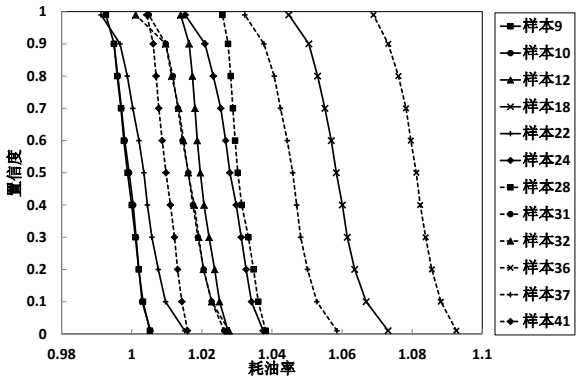

图5 sfc置信度分布

Fig. 5 Confidence level distribution of sfc

按照以上原则，选取F和sfc达标概率为1.0的循环参数样本组合，确保稳健性达到最优，进一步缩小循环参数的求解范围。选择了表4样本中F和sfc达标概率均为1.0的第12、24、28、41号样本进行分析，不同样本在相同置信度的裕度情况参如表5所示。

表5 不同样本的裕度情况

Table 5 Margin distribution of different samples

样本编号	置信度30%		置信度60%		置信度90%	
	F	sfc	F	sfc	F	sfc
12	8.75%	2.16%	8.54%	1.84%	8.30%	1.62%
24	5.12%	3.03%	4.42%	2.62%	3.43%	2.05%
28	3.30%	3.23%	3.13%	2.87%	2.96%	2.68%
41	4.66%	1.21%	4.46%	0.87%	4.05%	0.61%

从表5可以看出：

1）样本12的F裕度最大，主要是其Wa_F和OPR均取上限的原因，尤其是Wa_F的增加，可以直接带来F的增益，但是考虑到目标发动机配装飞机平台的尺寸要求和进发匹配的具体情况，Wa_F过大是无法接受的。

2）样本24和28的F、sfc裕度最为均衡，一般是理想的循环参数组合，但是，样本组合的选取还需结合发动机其他设计约束一并考虑。24号样本的π_F和OPR取为上限，对于目标发动机而言，在平均级压比存在设计上限的情况下，π_F和OPR的增加需要增加压缩部件级数，进而带来尺寸和重量的增加，影响发动机的推重比；28号样本的BPR和T_4取为上限，考虑四代发动机的技术水平、冷却能力和材料特性，T_4的红线温度大致已经确定，T_4越高，空地节流比越低，虽然保证了地面设计点的性

能,但是空中性能尤其是右边界的推力性能无法得到保证,对于四代飞机的作战使用来说无法接受。

3) 样本41号 F 裕度相对充足,sfc 裕度偏低,按照国军标和发动机一般使用要求,发动机全寿命性能保持一般要求 F 在一定范围内具备保持能力,同时 sfc 上升量不大于105%,意味着虽然样本41在设计阶段的 sfc 裕度较低,但在使用过程中还可以冗余5%的衰减裕度,同时,样本41的循环参数选值均为技术设计中值,对于发动机的方案权衡来说更有利。

综合以上分析,选取样本41作为具备开展优化条件的循环参数组合。

3.5　循环参数调整与分析

将样本41的循环参数与某型发动机的循环参数设计值进行对比,如表6所示,可以看出:除了 BPR 和 T_4 以外,其余参数均与样本41一致,说明本文建立方法的可行性。

表6　循环参数对比

Table 6　Comparison of cycle parameters

循环参数	Wa_F	π_F	OPR	T_4	BPR
样本41	1.0	1.0	1.0	1.00	1.00
某型发动机	1.0	1.0	1.0	0.99	1.17

为了对本文方法可行性进行进一步验证,将样本41的循环参数调整为和某型发动机一致,再重复前文的计算流程,获得了循环参数调整优化后不同置信度下的裕度情况,如表7所示,可以看出:BPR 的增加,可以有效提升 sfc 的性能裕度,综合考虑 F 和 sfc 裕度后的循环参数设计结果更为合理,解决了样本41 sfc 裕度偏低的问题。对比了某型发动机新机交付出厂试车的台架试验数据,如图7所示,发动机的 F 和 sfc 裕度试验统计值在1.0%～5.0%区间范围内,与表7中参数调整后的裕度2%～3%的计算区间范围相符,符合发动机实际试验情况,表明本文方法可行。

表7　调整后不同样本的裕度情况

Table 7　Margin distribution of different samples after optimization

对象	置信度30%		置信度60%		置信度90%	
	F	sfc	F	sfc	F	sfc
优化前	4.66%	1.21%	4.46%	0.87%	4.05%	0.61%
优化后	2.87%	3.20%	2.58%	3.01%	2.28%	2.88%

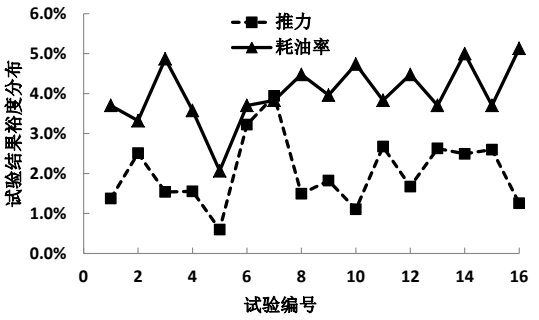

图7　某型发动机新机出厂试车台架试验结果裕度分布

Fig. 7　Margin distribution in factory acceptance bench testing for a model X engine

4　结　论

1) 在发动机总体方案论证阶段,本文建立的考虑不确定性的总体性能计算方法和基于概率设计的循环参数选取方法可以充分考虑部件不确定性对于循环参数的影响,在确保发动机设计稳健性的前提下,进一步考虑后续使用过程中的性能裕度情况,综合权衡循环参数的选取组合,达到降低总体方案设计风险的目的。

2) 通过与某型发动机的设计和试验结果对比分析,验证了本文方法的可行性,具备在其他型号研制中推广应用的条件。

参 考 文 献

[1]　郑新前, 王钧莹, 黄维娜, 等. 航空发动机不确定性设计体系探讨[J]. 航空学报, 2023, 44(7): 027099.
ZHENG Xinqian, WANG Junying, HUANG Weina, et al. Uncertainty-based design system for aeroengines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(7): 027099. (in Chinese)

[2]　WALSH P P, PAUL F P. Gas turbine performance[M]. 2nd ed. USA: American Society of Mechanical Engineers, 2004.

[3]　计自飞, 韩文俊, 李瑞军, 等. 考虑部件不确定性的发动机性能裕度设计方法[J]. 航空发动机, 2022, 48(6): 34-41.
JI Zifei, HAN Wenjun, LI Ruijun, et al. Determination of design margins for aeroengine performance targets considering component uncertainties[J]. Aeroengine, 2022, 48(6): 34-41. (in Chinese)

[4]　MONTOMOLI F. Uncertainty quantification in computational fluid dynamics and aircraft engines[M]. Cham: Springer International Publishing, 2019.

[5]　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, LYU Jingwei, et al. Aero-engine cycle design approach for multiple operating conditions performance reliability [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 217-227. (in Chinese)

[6] 唐海龙，张坤，郭昆，等. 部件性能非确定性对涡轴发动机性能影响量化方法研究[J]. 推进技术，2015，36(8)：1143-1150.
TANG Hailong, ZHANG Kun, GUO Kun, et al. 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)

[7] 赵运生. 部件性能不确定性对民用涡扇发动机性能影响仿真[J]. 科技创新与应用，2017，7(21)：13-14，16.
ZHAO Yunsheng. Simulation of the influence of component performance uncertainty on the performance of civil turbofan engine[J]. Technology Innovation and Application, 2017, 7(21): 13-14, 16. (in Chinese)

[8] 樊巍，胡冰茜，黄鹏，等. 基于蒙特卡洛法的涡扇发动机稳态试验性能分析方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究，2022，35(6)：8-11，56.
FAN Wei, HU Bingqian, HUANG Peng, et al. Steady-state test performance analysis of turbofan engine based on Mento Carlo method[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2022, 35(6): 8-11, 56. (in Chinese)

[9] FOX E. The Pratt & Whitney probabilistic design system [C]// 35th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Hilton Head, SC. Reston, Virginia: AIAA, 1994: 1442.

[10] 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.

[11] 童凯生. 航空涡轮发动机性能变比热计算方法[M]. 北京：航空工业出版社，1991.
TONG Kaisheng. The calculational way of mutative specific votume to aeronautic gas turbine engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)

[12] 廉筱纯，吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安：西北工业大学出版社，2005.
LIAN Xiaochun, WU Hu. Principles of aeroengine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)

[13] KURZKE J, HALLIWELL I. Propulsion and power[M]. Cham: Springer, 2018.

[14] 徐钟济. 蒙特卡罗方法[M]. 上海：上海科学技术出版社，1985.
XU Zhongji. Monte Carlo method [M]. Shanghai: Shanghai Scientific & Technical Publishers, 1995. (in Chinese)

[15] 盛骤，谢式千，潘承毅. 概率论与数理统计[M]. 4版. 北京：高等教育出版社，2008.
SHENG Zhou, XIE Shiqian, PAN Chengyi. Probability theory and mathematical statistics[M]. Beijing: Higher Education Press, 2008. (in Chinese)

[16] 刘伟，陈玉春，贾琳渊，等. 基于技术参数评估的涡扇发动机总体性能设计[J]. 航空工程进展，2014，5(3)：312-319.
LIU Wei, CHEN Yuchun, JIA Linyuan, et al. Turbofan engine performance design based on technical parameters evaluation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(3): 312-319. (in Chinese)

(编辑：丛艳娟)