

低压比煤油涡轮数值计算与优化设计*

金 烜^{1,2}, 沈赤兵^{1,2}, 吴先宇^{1,2}, 田正雨¹

(1. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;
2. 国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 小流量煤油涡轮泵可用于膨胀循环超燃冲压发动机燃料供应系统, 针对特定工况提出了超临界/裂解态煤油基低压比涡轮的数值计算方法和优化设计策略。根据液体火箭发动机中典型的涡轮设计方法获得了低压比煤油涡轮的设计方案, 采用湍流模拟方法结合煤油的多组分代理模型对25kr/min转速下的涡轮内部超临界态流动进行数值计算, 发现设计方案的轴功率超过所需轴功率的120%, 不利于涡轮泵系统在设计点工况下的稳定运转。取涡轮轴功率大于所需轴功率为约束条件, 选择涡轮结构尺寸为设计变量, 以两个目标量(优化方案的轴功率和效率相对于设计方案的变化率)的加权函数值最大为目标, 基于响应面模型和多岛遗传算法开展渐进优化, 优化过程中采用iSIGHT平台集成了3维参数化建模和流场仿真等C++程序和软件以实现数值计算自动化。利用试验设计方法建立样本数据库, 并进行了涡轮轴功率和效率关于设计变量的灵敏度分析, 发现二者成合作关系; 所得涡轮优化方案的两个目标量分别下降16.5%和2.9%, 以较低的效率损失为代价实现了轴功率的良好配合。

关键词: 膨胀循环超燃冲压发动机; 涡轮; 超临界/裂解态煤油; 数值计算; 优化设计

中图分类号: V233

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2018) 01-0059-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.01.006

Numerical Simulation and Optimal Design for Kerosene-Based Turbine with Low Pressure Ratio

JIN Xuan^{1,2}, SHEN Chi-bing^{1,2}, WU Xian-yu^{1,2}, TIAN Zheng-yu¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Kerosene-based turbo-pump with small flow rate is highly possible to be applied to the fuel supply system of expansion cycle scramjet. A method of numerical simulation and optimal design for supercritical/cracking kerosene-based turbine with low pressure ratio under interested conditions was proposed. Turbine design scheme was obtained according to the classic technology in liquid rocket engines. Turbulence simulation combined with a multi-species kerosene surrogate model was employed to study objective characteristics by simulating supercritical flow inside the turbine at 25kr/min. Shaft power of turbine design scheme is 20% higher than the required value, which has an adverse effect on the stable operation of turbo-pump. Constraint that turbine shaft power must be higher than the required value was employed. Structure parameters of turbine were chosen as design variables. Shaft power and efficiency are the performance parameters for turbine, and the optimization objective is to maximize the given weighted combination of two target variables (the variation of shaft power and efficiency comparing to design scheme). A successive optimization process based on Response Surface Model and Multi-Island Genetic Algorithm was implemented to obtain an optimized turbine scheme. The C++ program and

* 收稿日期: 2017-02-23; 修订日期: 2017-05-26。

基金项目: 国家自然科学基金 (11272344; 11572346)。

作者简介: 金 烜, 男, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术。E-mail: 1540445629@qq.com

software for 3D parametric modeling and flow field simulation were integrated within iSIGHT platform to realize an automation process for numerical simulation. The sample database was built on a basis of the Design of Experiment method, then parametric sensitivity was analyzed carefully, which indicates that most design variables have same effects on shaft power and efficiency. Comparing with design scheme, shaft power and efficiency of the optimized scheme decrease by 16.5% and 2.9% respectively, where the former one is basically consistent with the required value at a low price of the later.

Key words: Scramjet with expansion cycle; Turbine; Supercritical/cracking kerosene; Numerical simulation; Optimal design

1 引 言

超燃冲压发动机技术研制至今,X-43A,X-51A的试飞成功称得上是超燃冲压发动机正式进入工程研制阶段的标志性成果^[1~3],然而由于电机泵供应系统对电池能量需求过大,目前只能维持300s左右的飞行时间。

在煤油再生冷却发动机膨胀循环过程中,常温煤油经泵增压和燃烧室冷却流道换热后形成超临界/裂解态煤油,驱动涡轮以保证泵的运转,涡轮出口的热煤油则喷入燃烧室进行燃烧,综合解决了发动机热防护、燃料增压、高效燃烧等问题^[4,5],空间利用率高且工作时长。

考虑到煤油膨胀循环过程中耦合效应较为复杂,涉及到多个部件的协调工作,其中为防止泵出口压力过高影响结构可靠性,本文采用进出口压力比小于5的低压比涡轮^[6]。研究低压比涡轮的工作特性,则是超燃冲压发动机系统膨胀循环过程中不可或缺的一环。

当前随着发动机燃油效率和推重比等参数要求不断提高,如何减小涡轮尺寸、质量及其构型复杂度都已成为发动机技术的前沿问题。NASA格林研究中心开展低压比涡轮技术研究,包括无冷却方式和有冷却方式两种,研究集中在涡轮流动控制、工作状态观测以及泄漏与密封等方面^[7]。德国DLR推进技术研究所针对叶轮机的工作特点开发了一套数值模拟软件TRACE,经过十年的更新与发展已成为DLR研究所空气动力学流动计算标准,并用于对压气机叶片的设计优化^[8]。同时传统的发动机涡轮设计理论已不能满足需求,各种新的设计理论层出不穷,典型的例子是对转涡轮技术和收敛扩张型涡轮叶片通道设计^[9]。

尽管上述工作推动了涡轮技术的发展,但考虑到单个涡轮内部诸多外形细节对其性能的影响显著^[10],需要按照经验修改构型参数不断核算直至得

到满意构型。若将数值优化算法和流场计算程序相结合,即可构成涡轮的自动化设计程序,从而减少对设计人员经验的依赖,并可高效地获得高性能涡轮优化方案。文献[11,12]在iSIGHT平台上集成了平面叶栅造型程序、网格划分软件TurboGrid和流场分析软件CFX,建立了适合工程应用的涡轮叶栅多目标优化设计系统。文献[13~15]基于响应面近似技术,根据大量数值仿真结果建立了优化目标关于设计变量的响应面代理模型,并利用遗传算法得到最优解。文献[16]以涡轮叶片为研究对象,兼顾优化效率和精度,提出了涉及耦合的涡轮叶片多学科优化策略。

由于本文提出的超临界/裂解态煤油基低压比涡轮应用范围特殊,目前尚无专门的设计方法,且应用超临界/裂解态煤油作为介质的涡轮流场仿真手段尚不成熟。本文首先采用液体火箭发动机中的涡轮设计方法得到涡轮的设计方案,然后验证了关于涡轮性能(轴功率和效率)的数值计算方法的可靠性,在此基础上构建了自动化优化设计流程。根据优化设计流程开展了涡轮性能关于结构参数的参数灵敏度分析,并获得了兼顾轴功率和效率的涡轮优化设计方案。

2 涡轮方案设计

乙烯辅助起动煤油膨胀循环超燃冲压发动机系统如图1所示^[17],取工作马赫数4~7,飞行高度17~30km,根据发动机工作范围流量需求,涡轮在设计点的主要工作参数设计如表1所示。

本文采用成熟的火箭发动机内部涡轮设计方案^[18]得到结构简单的单级轴流式涡轮作为设计方案。由于设计点下涡轮的压比小于喷嘴通道临界压比(喷嘴截面积最小处压力与喷嘴入口处压力的比值)的倒数,经计算涡轮采用3个收敛型喷嘴的部分进气方案,进气度(喷嘴叶栅所占有的弧长与平均直径的周长之比)取0.2;涡轮动叶采用纯冲击式带冠叶

轮,从而减小附加轴向力和叶尖回流损失^[19]。

设计方案中涡轮内部结构的示意图如图2所示,其中包括喷嘴和动叶相互关系的局部放大图,动叶截面的示意图如图3所示,主要结构参数见表2。

Table 1 Operation parameters of the turbine at design state

Parameters	Nomenclature	Value
$q_m/(\text{kg/s})$	Fuel mass flow rate of turbine	1.1
p_1/MPa	Fuel pressure at turbine inlet	4.5
p_2/MPa	Fuel pressure at turbine outlet	2.5
$\omega/(\text{kr/min})$	Rotational speed of turbo-pump	25
T_c/K	Supercritical/cracking fuel temperature of turbine inlet	900

Table 2 Structure parameters of the turbine

Parameters	Nomenclature	Value
h_{in}/mm	Inlet height of turbine nozzle	12.0
h_{en}/mm	Outlet height of turbine nozzle	5.5
$\alpha/(\circ)$	Setting angle of turbine nozzle	20
n	Number of turbine nozzles	3
d_m/mm	Intermediate diameter of turbine blade	48.0
b_b/mm	Width of turbine blade	11.5
h_b/mm	Height of turbine blade	7.4
$\beta/(\circ)$	Installation angle of turbine blade	23
Z	Number of turbine blades	30

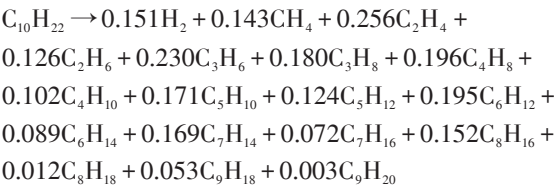
3 涡轮性能的数值计算模型

3.1 煤油物性模型

本文基于考虑煤油热物性的涡轮流场仿真来计算得到涡轮外特性。由于煤油组分过于繁杂,且受产地、气候等因素影响明显,因此煤油临界点处于一个波动区间。本文采用多组分正十烷裂解混合物作为煤油再生冷却的替代介质,因为正十烷是航空煤油 RP-3 含量最大的组分,实验测得正十烷的临界点

(617K,2.11MPa)与煤油临界点(640K,2.4MPa)较为接近^[20,21],且正十烷的裂解模型能反映煤油的真实裂解情况。

根据 Ward 等^[22]实验测得的反应物各组分质量分数分布,并依据质量守恒原理,得到适用于正十烷在超临界压力下的轻度裂解(裂解率在 25% 以下)总包反应模型:



混合物物性计算时选取丙烷作为参考物,根据修正的对比态(Corresponding-State)方法^[23,24]计算裂解混合物的密度、粘性系数和热传导系数,根据 Soave-Redlich-Kwong 状态方程^[25]和基本的热力学关系式计算得到定压比热等热力学参数。参考物的密度则通过求解 Modified Benedict-Webb-Rubin 状态方程^[26]得到。

3.2 网格划分

流域各部分具有不同的流动特点:旋转区流动处流体具有极大的牵连速度,叶轮所受的径向不平衡力会影响运行稳定性;入口区和出口区水力损失小,流动相对平稳。因此建模过程中对涡轮的进口和出口进行了简化处理,将流场域分为进口区、旋转区和出口区,各区域采用不同密度的非结构四面体网格以保证计算精度和节省计算资源。此外,通过在喷管和叶栅表面生成边界层网格并加密,使满足壁面函数法的使用条件。

各部分之间采用连续拼接网格技术进行合并,得到非结构混合网格作为计算域。在设计点的工作参数下,选取三组网格进行无关性验证,结果如表3所示,其中轴功率 P 和效率 η 分别按式(1)和式(2)计

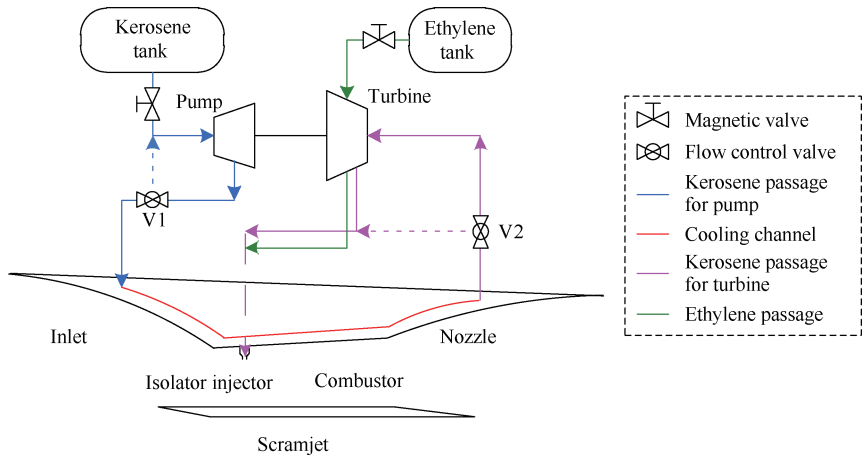


Fig. 1 Expansion cycle scheme of the scramjet system with an ethylene assistant subsystem for start-up

算。网格2和网格3对应的轴功率和效率差别均在1%以内,可认为计算结果与网格无关,因此选用网格2进行后续计算,网格划分如图4所示。

$$P = M \frac{2\pi\omega}{60} \tag{1}$$

$$\eta = \frac{P}{q_m L_{ad}} = \frac{P}{q_m} \cdot \frac{k-1}{kRT_0} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \tag{2}$$

式中 M 为涡轮轴受到的扭矩; L_{ad} 为涡轮绝热膨胀功; k 为煤油比热比; T_0 为煤油总温。

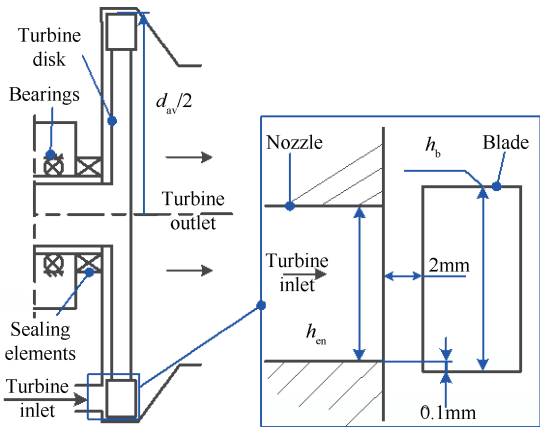


Fig. 2 Structure schematic drawing of turbine

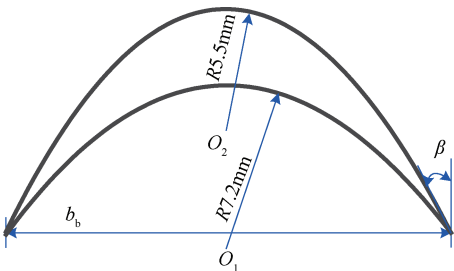


Fig. 3 Structure schematic drawing of turbine blade

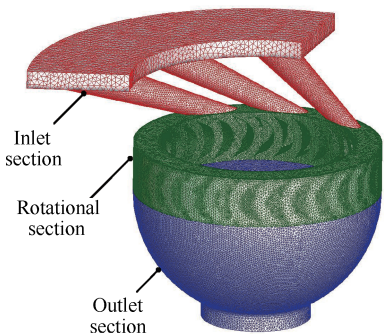


Fig. 4 Mesh generation for turbine flow field

3.3 数值模拟方法与验证

采用 FLUENT 商业软件对涡轮进行数值模拟以计算其内流场及外特性。采用的 SIMPLEC 算法能使压力场和速度场相适应,并能以较高的效率正确计算压力场。湍流模拟采用 RNG $k-\varepsilon$ 模型封闭雷诺时

均方程进行求解,以便考虑分离流动和涡旋流动的效应^[27]。编写关于煤油物性的用户自定义函数并导入 FLUENT 中进行联合计算。

Table 3 Grid independence examination

	Mesh 1	Mesh 2	Mesh 3
Grid number of inlet section	43918	81033	181986
Grid number of rotating section	155709	332656	886852
Grid number of outlet section	180519	351086	522057
Total grid number	380146	764775	1590895
Shaft power P/kW	33.52	31.09	30.85
Efficiency $\eta/\%$	54.9	52.8	53.6

根据稳态近似准则,多参考系模型能反映出叶栅处于某一确定位置时的流场,适用于解决稳态工况下的动静耦合问题。因此本文使用运动参考系方程求解旋转区网格的流动,使用静止参考系方程求解其它区网格的流动,将非定常问题用定常方法计算^[28]。

采用总压入口和总压出口边界条件,即按流体的物理量沿流线方向变化梯度为零处理;计算域壁面采用无滑移条件;考虑到内部流动的复杂,以连续方程的绝对残差值低于 10^{-3} 作为收敛条件,计算迭代步数取 5000。

涡轮初始设计方案在设计点工作参数下,经数值计算得到的垂直于入口平面且通过某一喷管轴线的截面的内部压力场与速度场分布如图5所示。亚声速工质在喷嘴中的膨胀过程中压力减小,速度增大。从喷嘴出口到叶栅入口,流道面积经历了突扩和骤缩的过程,压力和速度也均会经历剧烈的升降过程。超临界流冲击动叶栅从而带动涡轮旋转,相应叶栅两侧产生压力差。总的来说,流场分布符合低压比涡轮的流动规律^[6]。

通过采用质量流量入口进行节流调节,发现转速为 25kr/min 时涡轮流量与轴功率基本呈线性关系,可描述为

$$P = k_1 q_m + k_0 \tag{3}$$

式中 k_1 和 k_0 均为线性系数。

目前由于实验条件限制无法求助于实验数据,本文依据相似原理^[6](从实际的粘性液体相似规律出发建立的几何的、运动的和动力的相似准则)认为同一个涡轮在不同转速 n' 下,流量 q'_m 与转速成正比,功率 P' 与转速立方成正比,可描述为

$$P' = P \left(\frac{n'}{n} \right)^3 = (k_1 q_m + k_0) \left(\frac{n'}{n} \right)^3 = k_1 q'_m \left(\frac{n'}{n} \right)^2 + k_0 \left(\frac{n'}{n} \right)^3 \tag{4}$$

保持其它边界条件不变,另取转速 20kr/min, 22.5kr/min, 27.5kr/min, 30kr/min 进行相似分析,总共得到 5 条轴功率关于质量流量的特性曲线,结果如图 6 所示,其中点状数据为数值仿真结果。总的来说,转速与设计点偏离越远,仿真结果与特性曲线的偏差越大。计算结果与理论值相比误差均小于 5%,所以本文所得到的计算结果较为可靠。

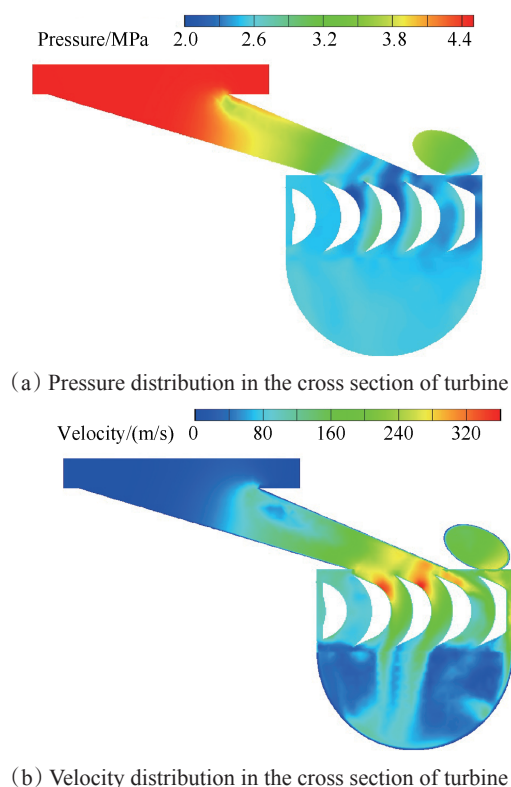


Fig. 5 CFD simulation results of initial design scheme

4 涡轮气动优化设计方法

4.1 渐进优化方法

由于试验或数值仿真条件限制,本文根据多学科设计优化(Multidisciplinary Design Optimization, MDO)技术提出了渐进优化方法,综合运用试验设计(Design of Experiments, DOE)、高精度数值仿真、代理模型(如多项式响应面、Kriging等)、优化求解器(多岛遗传算法、二次序列规划算法等)等技术的MDO方法^[29,30],便于快速获得基于高精度数值仿真的优化方案,其优化流程如图7所示。首先利用试验设计方法在设计空间选择样本点,并通过高精度数值仿真构建样本数据库,在此基础上构建代理模型。针对构建的代理模型执行优化求解,并将得到的优化设计方案与上一轮进行对比,若未收敛则更新样本数据库和代理模型再次优化,直至收敛获得最优的设计方案。在优化过程中可以结合实际情况

进行设计空间压缩,以提高优化效率。

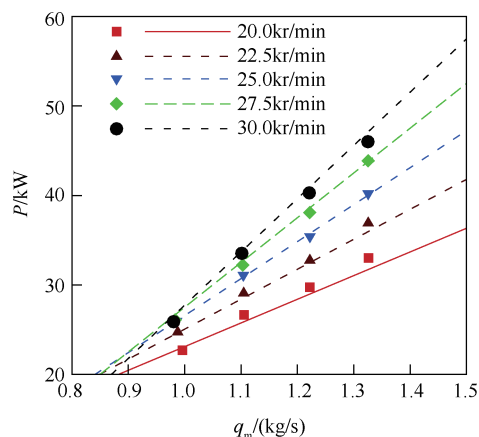


Fig. 6 Reliability demonstration of numerical simulation

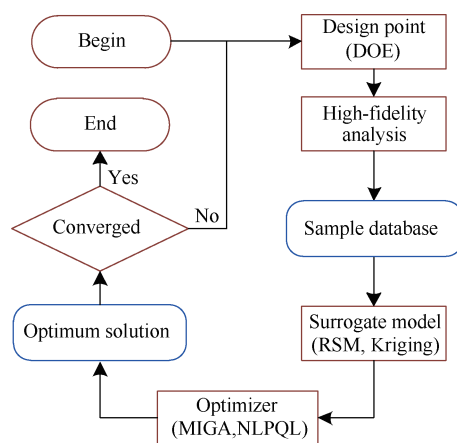


Fig. 7 Successive optimization process

采用试验设计方法来组织样本点设计矩阵,可改善表述设计空间,提高响应面精度。低维小规模样本数据库一般采用平滑性良好的响应面方法(Response Surface Methodology, RSM)构造代理模型,高维大规模的样本数据库则一般采用样本点无偏预估且高维非线性平滑的Kriging函数来构造代理模型。二次序列规划算法(Sequential Quadratic Programming, NLPQL)直接比较各设计点的目标函数和约束函数本身的数值来进行搜索,计算精度较高,多岛遗传算法(Multi-Island Genetic Algorithm, MIGA)将每个种群分为几个子群以抑制传统遗传算法中的“早熟”现象,具有较好的全局搜索能力,计算效率较高。

4.2 涡轮优化模型

涡轮的设计要求为:设计点的工作参数下涡轮足够驱动泵正常运作的同时,涡轮的输出轴功率尽可能小而效率尽可能高。

(1) 约束条件与目标函数

为保证泵的增压性能,同时考虑到扭矩传递过

程中的机械损失,给定设计点工况下所需的轴功率为 25.8kW,故取涡轮轴功率大于该值作为约束条件,即

$$P \geq 25.8 \text{ kW} \quad (5)$$

为了减少驱动涡轮所需的超临界/裂解态煤油量,同时避免涡轮轴功率过大导致涡轮泵转速过大而破坏了系统的平衡,因此在设计点工况下有必要提高设计方案的效率并尽量将其效率轴功率减至所需功率值。采取权重法进行处理,即把两个目标转化成单一目标进行优化。满足约束条件的目标函数取为

$$\max \left\{ -A \frac{\Delta P}{P_i} + B \frac{\Delta \eta}{\eta_i} \right\} \quad (6)$$

式中 P_i 和 η_i 分别设计方案的轴功率和效率; ΔP 和 $\Delta \eta$ 分别为不同方案中的轴功率和效率与设计方案的绝对差值; A 和 B 分别为两个目标量的权重系数。

(2) 设计变量与可行域

取涡轮的结构参数(见表2)为设计变量

$$X = (h_{in}, h_{en}, d_{av}, b_b, h_b, \beta) \quad (7)$$

为保证涡轮泵的结构形式不变,结合工程实践经验,设计变量的范围取为

$$\begin{cases} 10 \text{ mm} \leq h_{in} \leq 14 \text{ mm} \\ 5 \text{ mm} \leq h_{en} \leq 6 \text{ mm} \\ 45 \text{ mm} \leq d_{av} \leq 50 \text{ mm} \\ 10 \text{ mm} \leq b_b \leq 12 \text{ mm} \\ 7 \text{ mm} \leq h_b \leq 8 \text{ mm} \\ 20^\circ \leq \beta \leq 25^\circ \end{cases} \quad (8)$$

(3) 代理模型与优化算法

考虑到设计变量维数和样本数量较小,因此采用2维响应面代理模型。由于针对代理模型优化,且优化目标较少,采用多岛遗传算法便可保证最优解的精度和计算效率。

4.3 基于渐进优化方法的涡轮优化流程

为了高效地实现涡轮的优化过程,采用MDO软件平台 iSIGHT 进行方案设计、3D建模、网格生成、流场仿真等程序和软件的集成,并利用 iSIGHT 内置的优化器、数据分析功能实现涡轮性能优化,其优化组织流程如图8所示。其中 iSIGHT 软件在自带的试验设计方法、代理模型和优化算法的基础上,集成了关于方案设计的 C++ 程序、3维参数化建模软件 Solidworks,网格生成软件 ICEM,流场仿真软件 Fluent 的执行命令文件,并根据参数文件和软件输入输出映射关系定义了信息交互,从而实现涡轮设计、参数化建模、网格生成与流场仿真自动化,进而构建了样本数据库并获得了优化方案。

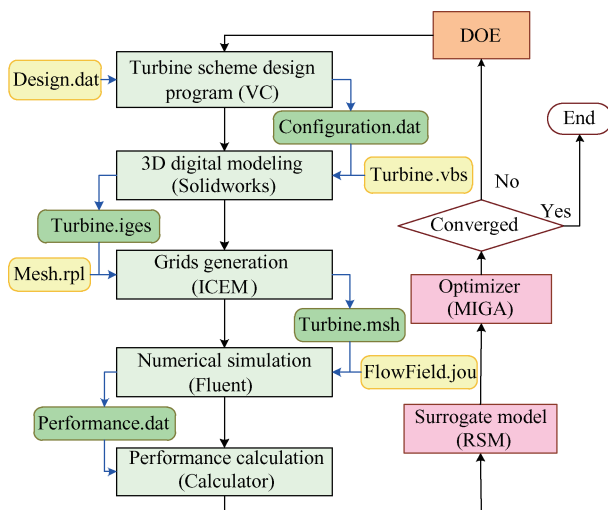


Fig. 8 Successive turbine optimization process organized by iSIGHT software platform

5 涡轮参数灵敏度分析与优化结果

5.1 参数灵敏度分析

涡轮构型复杂,如果对叶片几何与流动性能的关系分析不彻底,将导致优化变量多、工作量大,难以实现有效的优化设计。因此,需要开展参数灵敏度分析,剔除灵敏度相对较差的变量。

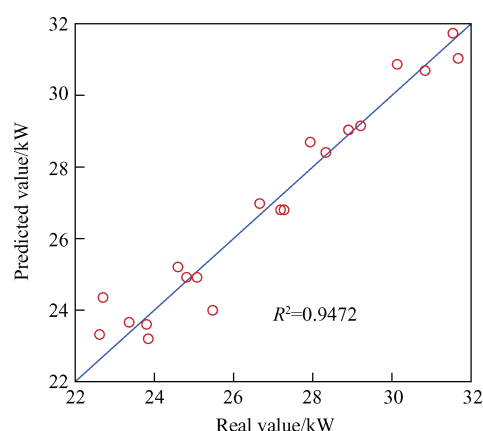
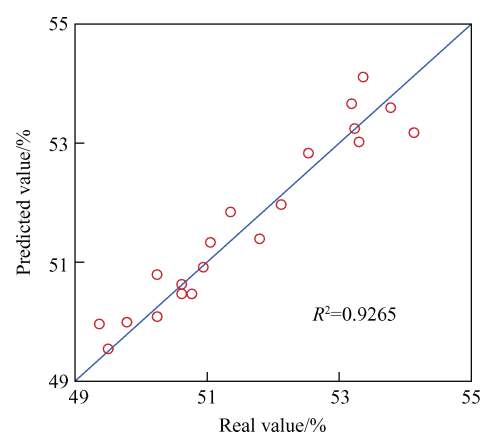
试验设计时采用拉丁超立方设计(Latin Hypercube Design)对6个设计变量构造样本点设计矩阵,共计256个样本点,利用得到的样本数据库得到如下所示的2阶多项式响应面

$$y = c_0 + \sum_{i=0}^5 c_i x_i + \sum_{i=0}^5 c_{ii} x_i^2 + \sum_{i=0}^4 \sum_{j=i+1}^5 c_{ij} x_i x_j \quad (9)$$

式中 y 为响应输出; x_i 和 x_j 为不同变量; c_0 , c_i , c_{ii} 和 c_{ij} 为常数。

随机选取20个样本点,运用 R^2 误差分析方法对代理模型的可信程度进行分析,结果如图9所示。可以看出,通过二阶多项式响应面建立的轴功率和效率关于设计变量的代理模型可信度超过了0.9,因此建立的代理模型可以较好地进行性能预测。

根据式(9)进行参数灵敏度分析,图10所示为式(9)中不同项关于影响涡轮扬程和效率能力大小的排列图(Pareto图),图中只给出了影响较大的前10个一阶和二阶因素。由图可知,对涡轮轴功率影响最大的是喷嘴出口高度 h_{en} ,动叶栅直径 d_{av} ,动叶栅高度 h_b 及其二阶项和耦合项对轴功率有较大影响;对涡轮效率影响最大的是动叶栅直径 d_{av} 和动叶栅高度 h_b 的耦合项,动叶栅高度 h_b 及其二阶项对涡轮效率有较大影响。结构参数 h_{in} 和 β 对性能的影响可基本忽略。

(a) Error analysis of approximation model of P (b) Error analysis of approximation model of η Fig. 9 Error analysis of R^2

各设计参数之间的耦合影响较强,且正负相关性不一,难以通过解耦得到单因素对性能的准确影响程度,因此无法明显地减少优化变量来进行设计优化空间的降维压缩,需要借助优化算法获取优化方案。

5.2 优化结果分析

根据已获得的响应面代理模型设计变量取值范围(见式(8)),进行涡轮性能参数的 Pareto 最优前沿分析,结果如图 11 所示,其中的竖直线表示所需轴功率(25.8kW)。

从图中可以发现涡轮性能参数可达到的最大边界范围,并且轴功率与效率成合作关系,各主要因素对涡轮轴功率和效率的影响是相同的,与灵敏度分析结果一致;同时在 Pareto 最优前沿上轴功率的变化率远大于效率的变化率,经验证发现以减小轴功率维持系统稳定运转作为首要目标(权重系数 $A > B$)时,目标函数(见式(6))中 A, B 的取值对优化方案性能参数的影响可忽略不计,因此本文中 A 和 B 分别取 0.8 和 0.2。

首轮优化求解时采用多岛遗传算法对获得的响应面代理模型进行迭代计算,其中子岛数设为 10,种群数为 10,种群遗传代数数为 50,交叉遗传率为 0.9。

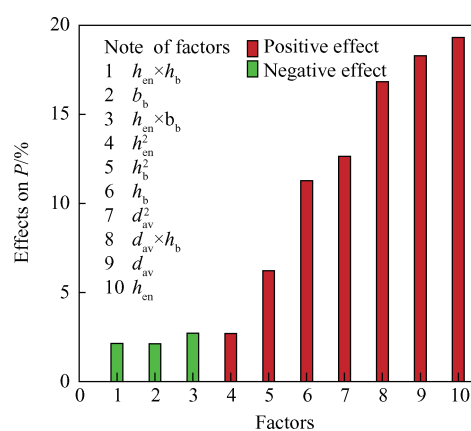
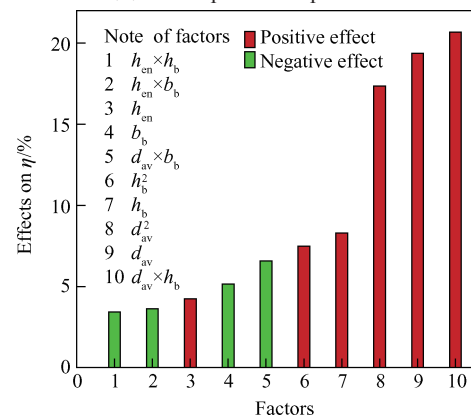
(a) Pareto plot for response P (b) Pareto plot for response η

Fig. 10 Pareto effect analysis of main factors on turbine performance parameters

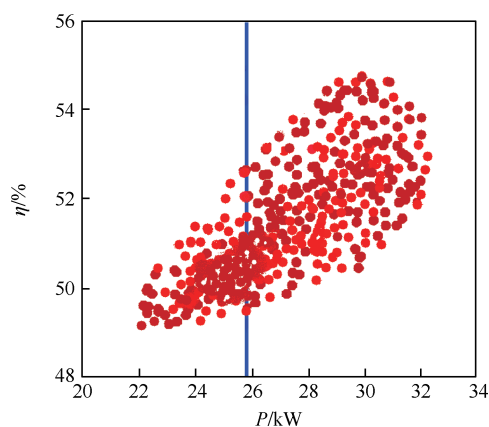


Fig. 11 Pareto optimal frontier analysis

在首轮优化结果的基础上,第二轮优化设计不考虑影响最小的结构参数 h_{in} 和 β ,针对其余四个结构参数再次进行试验设计、响应面构建和优化求解,优化后的性能参数与第一轮相比小于 5%,可认为优化结果已收敛。

原始方案与优化方案性能对比如表 4 所示,可以看出优化后涡轮的轴功率和效率分别降低了 16.5% 和 2.9%。根据优化方案和性能参数关于设计变量的灵敏度分析结果,喷嘴出口高度 h_{en} 和涡轮叶片安装角 β

基本不变,对性能基本没影响;喷嘴出口高度 h_{en} 、动叶栅直径 d_{av} 和动叶栅高度 h_b 是影响最大的正相关因素,随着性能参数的减小也不同程度的减小;涡轮叶片宽度 b_b 是影响较小的负相关因素,因此出现小幅增大。

根据表 4 的优化方案进行设计点工作参数下的数值计算,得到涡轮内部压力场与速度场分布的截面图如图 12 所示。对比优化方案的性能预测值与数值计算结果,扬程预测的相对误差为 1.5%,而效率预测的相对误差为 2.6%,说明采用的响应面代理模型具有很高的预测精度。

将优化后的流场分布与优化前进行对比(图 13 和图 6)对比发现:从喷嘴末端到叶栅通道入口之间压力和速度的升降幅度明显减小,避免低压区产生空化现象而引起表面材料的破坏;叶栅通道中的速度和压力变化更为平缓,叶栅两侧壁面处的压差减小,改善叶栅的受力情况;叶栅尾缘处的压力梯度降

低,流速从叶栅通道比较平稳地过渡到出口状态。

综上分析,经仿真验证后的优化方案的轴功率与所需值十分接近,以较小的效率损失实现了轴功率上的良好配合,并改善了涡轮内部的流动性能,保证涡轮泵在设计点稳定工作,表明所用优化方法具有较好的效果。

6 结 论

通过本文研究,获得如下结论:

(1)所使用的渐进优化方法搭配超临界/裂解态煤油涡轮的内部流场仿真模型,在保证涡轮优化中计算精度的同时可有效降低人工成本。

(2)低压比煤油涡轮的结构参数耦合对性能参数的影响不弱于单个参数的影响,不能简单通过减少变量来降低优化的难度。

(3)优化前涡轮设计方案的轴功率超过所需轴功率的 120%,以减小轴功率维持系统稳定运转作为首要目标,优化后涡轮的轴功率和效率分别降低了 16.5%和 2.9%,以较小的效率损失实现了轴功率上的良好配合,内部流动特性得到改善。

(4)本文数值计算没有考虑涡轮工作时流固热耦合的影响,且获得的优化方案缺乏试验验证,后续应在这两方面进一步努力以建立满足实际应用需求的涡轮泵工作参数闭环控制策略。

参考文献:

[1] Bahm C, Baumann E, Martin J, et al. The X-43A Hyper-X Mach 7 Flight 2 Guidance, Navigation, and Control Overview and Flight Test Results [C]. Reston: 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies, 2005.

[2] Marshall L A, Bahm C, Corpening G P, et al. Overview with Results and Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight [C]. Reston: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2005.

[3] Mutzman R, Murphy S. X-51 Development: A Chief Engineer's Perspective [C]. Francisco: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.

[4] Shen C B, Wu X Y, Chen X F. Study on the Thermodynamic Cycle Characteristics of the Scramjet Fuel Feed System [C]. Toronto: 65st International Astronautical Congress, 2014.

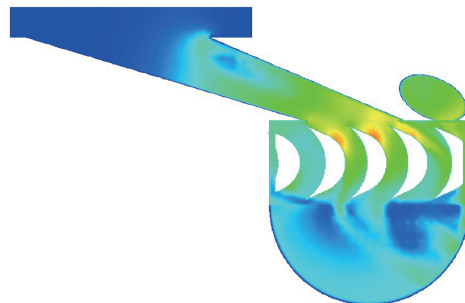
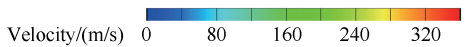
[5] Zhang H, Shen C B, Wu X Y. Design and Optimization of Hydrocarbon-Fueled Scramjet Start-Up Scheme with Expansion Cycle [C]. Cape Town: 62st International As-

Table 4 Optimization results of turbine

Variable	Initial value	Optimal value	Relative increment
h_{in}/mm	12	12	0
h_{en}/mm	5.5	5.1	-0.073
d_{av}/mm	48	45.7	-0.048
b_b/mm	11.5	11.7	0.017
h_b/mm	7.4	7.2	-0.027
$\beta/(\text{^\circ})$	23	23.2	0.009
P/kW	31.09	25.95	0.165
$\eta/\%$	54.3	52.7	0.029



(a) Pressure distribution in the cross section of turbine



(b) Velocity distribution in the cross section of turbine

Fig. 12 CFD simulation results of optimal design scheme

- tronaical Congress, 2011.
- [6] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京:中国宇航出版社, 1993.
- [7] 刘晓波, 孙宗祥, 钟 萍, 等. 国外航空发动机空气动力学研究概况[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(4).
- [8] Fasel H F, Balzer W, Gross A. Numerical Investigation of Active Control for Low-Pressure Turbine Blades[R]. NASA/CP 2006-214484.
- [9] Paul W G. NASA/GE Highly-Loaded Turbine Research Program [C]. Cleveland: AIAA Turbine Engine Testing Working Group Meeting, 2008.
- [10] 查小晖, 郑 群, 高 杰, 等. 弧形端壁造型对不带冠涡轮气动性能的影响[J]. 推进技术, 2014, 35(6): 779-787. (ZHA Xiao-hui, ZHENG Qun, GAO Jie, et al. Effects of Arcing Endwall Contouring on Aerodynamic Performances of an Unshrouded Axial Turbine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(6): 779-787.)
- [11] 赖 巍, 李剑白, 张 剑. 基于参数敏感性的涡轮平面叶栅多目标优化设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015, 28(1): 54-59.
- [12] 张 剑, 曾 军, 葛 宁, 等. 涡轮三维叶片气动优化设计集成及应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015, 28(3): 1-7.
- [13] 虞跨海, 杨 茜, 倪 俊, 等. 基于响应面的涡轮叶片冷却通道设计优化[J]. 航空学报, 2009, 30(9): 1630-1634.
- [14] 张春宜, 宋鲁凯, 费成巍, 等. 基于智能双重响应面法的涡轮叶盘可靠性灵敏度分析[J]. 推进技术, 2017, 38(5): 1155-1164. (ZHANG Chun-yi, SONG LU-kai, FEI Cheng-wei, et al. Intelligent Dual Response Surface Method for Reliability Sensitivity Analysis of Turbine Blisk[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(5): 1155-1164.)
- [15] 罗 磊, 卢少鹏, 迟重然, 等. 气热耦合条件下涡轮动叶叶型与冷却结构优化[J]. 推进技术, 2014, 35(5): 603-609. (LUO Lei, LU Shao-peng, CHI Zhong-ran, et al. Conjugate Heat Transfer Optimization for Blade Profiles and Cooling Structure in Turbine Rotor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(5): 603-609.)
- [16] 贾志刚, 王荣桥, 胡殿印. 流固耦合在涡轮多学科优化设计中的应用[J]. 航空学报, 2013, 34(12): 2777-2784.
- [17] Wu X Y, Yang J, Zhang H, et al. System Design and Analysis of Hydrocarbon Scramjet with Regeneration Cooling and Expansion Cycle[J]. *Journal of Thermal Science*, 2015, 24(4): 350-355.
- [18] 金 烜. 膨胀循环超燃冲压发动机系统工作特性研究[D]. 长沙:国防科学技术大学研究生院, 2016, 27-31.
- [19] 刘国球. 液体火箭发动机设计(下)[M]. 北京:中国宇航出版社, 1993.
- [20] 阮 波. 超临界压力下正癸烷裂解吸热和对流传热现象的数值模拟研究[D]. 杭州:浙江大学, 2013.
- [21] 孙青梅, 米镇涛, 张香文. 吸热型碳氢燃料 RP-3 仿 JP-7 临界性质 (t_c , p_c) 的测定[J]. 燃料化学学报, 2006, 34(4): 466-470.
- [22] Ward T A, Ervin J S, Zabarnick S. Pressure Effect on Flowing Mildly-Cracked N-Decane [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(2): 344-355.
- [23] Ely J F, Hanley J M. Prediction of Transport Properties. 1. Viscosity of Fluids and Mixtures[J]. *Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals*, 1981, 20(4): 323-332.
- [24] Ely J F, Hanley J M. Prediction of Transport Properties. 2. Thermal Conductivity of Pure Fluids and Mixtures[J]. *Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals*, 1983, 22(1): 90-97.
- [25] Meng H, Yang V. A Unified Treatment of General Fluid Thermodynamics and Its Application to a Preconditioning Scheme [J]. *Journal of Computational Physics*, 2003, 189(1): 277-304.
- [26] Meng H, Hsiao G C, Yang V, et al. Transport and Dynamics of Liquid Oxygen Droplets in Supercritical Hydrogen Streams [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 527: 115-139.
- [27] Tan L, Zhu B S, Cao S L, et al. Influence of Prewirl Regulation by Inlet Guide Vanes on Cavitation Performance of a Centrifugal Pump [J]. *Energies*, 2014, 7(2): 1050-1065.
- [28] 王大磊, 邵伏永, 郭昊雁, 等. 翼梢小翼对涡轮间隙泄漏流动影响的数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 341-346. (WANG Da-lei, SHAO Fu-yong, GUO Hao-yan, et al. Study of Tip Winglets on Leakage Flow in a Transonic Turbine Stage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(3): 341-346.)
- [29] Wu X Y, Jin L, Luo S B, et al. Multidisciplinary Design and Optimization of Hypersonic Glider with Scramjet Propulsion [C]. Gothenburg: 20th International Symposium on Air-Breathing Engine, 2011.
- [30] 卢少鹏, 迟重然, 罗 磊, 等. 气热耦合条件下涡轮静叶三维优化[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 356-364. (LU Shao-peng, CHI Zhong-ran, LUO Lei, et al. Conjugate Heat Transfer 3-D Optimization for Turbine Stator[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(3): 356-364.)

(编辑:朱立影)