

基于 MATLAB/Simulink 的滑油系统 建模仿真与优化

闫星辉¹, 郭迎清¹, 殷 锴², 刘国建²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

2. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 为分析滑油系统特性,研究其与航空发动机协同工作及设计问题,基于滑油系统元部件的流量、压力和换热特性在 MATLAB/Simulink 下开发了通用仿真模块库,构建了包含供油、回油、通风和热力系统的全系统仿真模型.以某型涡扇发动机及其滑油系统为例,计算了高温起飞工况下滑油系统主要工作参数值,并与商业软件 Flowmaster 对比计算结果,相对误差保持在 3.8% 以下.利用全系统仿真模型的拓展性,成功与 GasTurb 发动机模型进行联合仿真,使用遗传算法优化滑油系统设计参数,通过改变供油分配比例使最高回油温度降低 4.12%,可为滑油系统的设计及改进提供参考.

关 键 词: 航空发动机; 滑油系统; 通用仿真模块库; MATLAB/GasTurb 软件; 优化设计

中图分类号: V233.4

文献标志码: A

Modeling simulation and optimization of oil system based on MATLAB/Simulink

YAN Xing-hui¹, GUO Ying-qing¹, YIN Kai², LIU Guo-jian²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to analyze the oil system's characteristics and study the cooperative working and design problems involving aero-engine, a general simulation block library for its components was developed in MATLAB/Simulink based on flow rate, pressure and heat transfer characteristics. Then a full-system simulation model was established, including supply, return, air and thermal system. Taking a certain turbofan engine and its oil system as example, the main working parameters of the oil system were calculated under high temperature taking off condition. Compared with the calculated values of Flowmaster model, the relative error was less than 3.8%. Through the extension ability of the full-system simulation model, a co-simulation with GasTurb engine model was successfully implemented and the oil system's design parameters were optimized through genetic algorithm. The highest temperature of return oil decreased by 4.12% by changing the oil supply ratio. This method can provide a reference for oil system design and improvement.

收稿日期: 2015-07-18

基金项目: 商用飞机发动机关键技术攻关项

作者简介: 闫星辉(1991—),男,硕士生,研究领域为航空发动机控制与健康管理.

引用格式: 闫星辉,郭迎清,殷锴,等.基于 MATLAB/Simulink 的滑油系统建模仿真与优化[J].航空动力学报,2017,32(3):740-748. YAN Xinghui, GUO Yingqing, YIN Kai, et al. Modeling simulation and optimization of oil system based on MATLAB/Simulink[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 740-748.

Key words: aero-engine; oil system; general simulation block library; MATLAB/GasTurb software; design optimization

滑油系统为航空发动机提供润滑和冷却,其建模工作是航空发动机健康管理的重要研究方向,是滑油系统优化设计、在线监视和故障诊断等研究的基础^[1].西方国家在 20 世纪 50 年代就已掌握了滑油系统设计技术^[2],相关知名研究机构都拥有相应的仿真计算软件,例如美国 NASA 的 SSME^[3],GFSSP^[4]等软件,由于其具有较高的工程价值而限制对外输出.

目前国内学者对滑油系统模型的研究以子系统为主^[5],鲜有全系统建模方面的研究.苏立超等^[6]研究了在商业软件 Flowmaster 下的供油子系统滑油压力数值仿真.朱鹏飞等^[7]研究了 MATLAB/Simulink 下的液相管路的流动与换热的建模.刘振侠等^[8]研究了供回油子系统流动与换热的计算.郁丽等^[9]研究了通风系统轴承腔压力的计算.刘波等^[10]研究了滑油系统的稳态模型,但需通过假设和经验公式来获得轴承腔压力,会产生计算误差.

发动机健康监视需要滑油全系统仿真模型与发动机模型协同仿真,而 Flowmaster 模型由于多方面限制难以实现协同仿真及机载等功能.本文在 MATLAB/Simulink 下建立了滑油系统通用模块库,构建了能与发动机模型进行联合仿真、进一步开发用于机载的全系统仿真模型,并与 Flowmaster 模型对比了高温起飞工况下的计算结果,验证了模型的有效性;利用模型的拓展性与 GasTurb 发动机模型联合仿真,使用遗传算法优化了滑油系统设计参数,对滑油系统的分析与设计具有指导意义.

1 建模方法

建模的对象为典型的闭式热油箱设计的全流量滑油系统,模型包含通风、供油、回油和热力 4 个子系统模型.本文提出了滑油系统建模的 3 层次结构:元件模块库层、子系统迭代层和系统层.

1.1 元件模块库层

将滑油系统中各类元部件模化成对应元件,通过数学的方法使用流量、压力和换热 3 大特性的计算来描述.

$$Q_i = f_1(\Delta p_i, p_i, T_i, G_i) \tag{1}$$

$$\Delta p_i = f_2(Q_i, p_i, T_i, G_i) \tag{2}$$

$$\Delta T_i = f_3(Q_i, p_i, T_i, G_i) \tag{3}$$

式(1)~式(3)分别为流量、压力、换热特性计算式,式中 $Q_i, \Delta p_i, \Delta T_i, p_i, T_i, G_i$ 别为流路中第 i 个部件的流体流量、进出口压差、进出口温差、入口压力、入口温度和物理参数集.

泵由于有功的输入,其特性与其他元件不同

$$Q_p = f_4(N_p, p_p, T_p, G_p) \tag{4}$$

$$\Delta T_p = f_5(Q_p, \Delta p_p, T_p, G_p) \tag{5}$$

式(4)、式(5)分别为泵的流量、换热特性计算式,式中 $Q_p, \Delta T_p, N_p, p_p, \Delta p_p, T_p, G_p$ 分别为泵流量、进出口温差、转速、入口压力、进出口压差、入口温度和物理参数集.泵出口压力特性由供油系统的阻力决定,需在子系统中迭代计算.

元件模块库按通用性分为通用模块库和自定义模块,通用模块库中为成熟定型的元件,如管路、油滤等,自定义模块中为选型较多、性能差异较大元件,如燃油油散热器、滑油箱等.

1.1.1 通用模块库

通用模块库按计算特性不同分为流动损失、生热、组合和环境模块,库中模块均可按需设定相关物理参数.

1) 流动损失模块(flow_module):包含气路管路、油路管路、气液两相流管路、油滤和喷嘴模块,针对流量、压力特性进行计算.

2) 生热模块(heat_module):包含轴承、封严装置和传动齿轮模块,针对换热特性进行计算.

3) 组合模块(composite_module):包含齿轮泵和封严篦齿模块,针对流量、压力和换热 3 方面特性进行计算.

4) 环境模块(environment_module):包含大气压力和大气温度模块,根据飞行高度计算当地大气压力和温度.

以上模块及其特性已有具体计算方法^[7-9,11],在此不再赘述,相关物理参数集如表 1 所示.

1.1.2 自定义模块

自定义模块包含燃油油散热器、轴心通风器、油气分离器和滑油箱,这些元件受滑油系统用途和型号的影响,其物理结构、工作原理会有很大不同,且相关特性往往需要理论结合试验才能准确获取.模块输入为元件的特性曲线,通过将其转化成数据表或方程的形式,在计算中使用插值或求

解的方法获得特性数据,各模块对应特性类型如表 2 所示. 元件模块库如图 1 所示.

表 1 通用模块库相关物理参数集

Table 1 Relevant physical parameter set of general block library

库名	模块名称	相关物理参数集 G
流动损失模块	气路管路	长度、内径、弯头类型和数量
	油路管路	长度、内径、弯头类型和数量
	气液两相流管路	长度、内径、弯头类型和数量、油气比
	油滤	滤芯阻力系数、壳体入口处局部阻力系数、流体密度
	喷嘴	喷嘴孔面积、流量系数
组合模块	齿轮泵	齿轮节圆直径、模数、齿数、齿宽、容积效率、总效率
	封严篦齿	齿数、齿距、齿顶半径、密封间隙、齿尖厚度、密封直径、篦齿环材料比热容、篦齿环质量、衬套与泄漏空气的接触表面积和传热系数
生热模块	轴承	轴承内径、额定动负荷、当量动负荷、滑油流量和动力黏度
	传动齿轮	传动总效率
环境模块	大气压力	飞行高度
	大气温度	飞行高度

表 2 自定义模块特性类型

Table 2 Property types of custom module

模块名称	特性类型
轴心通风器	阻力特性、分离特性
油气分离器	阻力特性、分离特性
燃滑油散热器	阻力特性、换热特性
滑油箱	换热特性

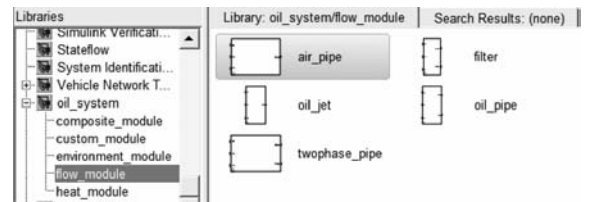


图 1 滑油系统 Simulink 元件模块库

Fig. 1 Simulink component block library of oil system

1.2 子系统迭代层

通风系统为轴承腔保持适合的压力,供油系统为发动机轴承、齿轮提供适宜温度和流量的滑

油以起到润滑冷却作用,回油系统通过抽回、过滤、除气使滑油循环使用,热力系统主要计算发动机对滑油的加热量以及滑油在散热器中的散热量.

子系统迭代层的计算采用流体网络算法的思想^[12],根据连续性方程、部件特性方程构成大型方程组,通过迭代求解该方程组得到各处的压力、流量和温度参数. 由于通风、供油、回油系统的建模方法类似,本文以通风和热力系统为例介绍滑油子系统的建模方法.

1.2.1 通风系统

1) 物理模型搭建:通风系统采用轴心通风方式,将前、中、后轴承腔的封严篦齿模型封装,中、后腔泄漏气体连接至前腔,再经轴心通风器进入轴心通风管,最后排入大气. 按此物理结构将封严篦齿、气路管路、轴心通风器和大气压力模型依次连接,完成部件模型搭建.

2) 迭代计算:部件模型需加上迭代算法才能完成子系统的仿真计算,由于通风系统只涉及流量、压力特性计算,所以可采用流量-压力平衡的方法,迭代终点为轴心通风管出口压力等于大气压力. 迭代流程如图 2 所示,主要涉及篦齿泄漏特性计算^[13-14]和管路、轴心通风器流阻特性计算^[11,15],建成的通风系统模型如图 3 所示,模型输入为飞行高度、低压转子转速、封严气体压力与温度,封严气体是从发动机压气机不同级所引的通风气源,输出为前、中、后轴承腔压力.

1.2.2 热力系统

1) 物理模型的搭建:从滑油箱开始,滑油经供

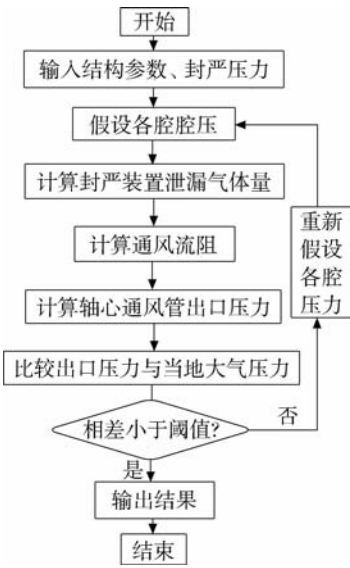


图 2 通风系统迭代算法

Fig. 2 Iterative algorithm of air system

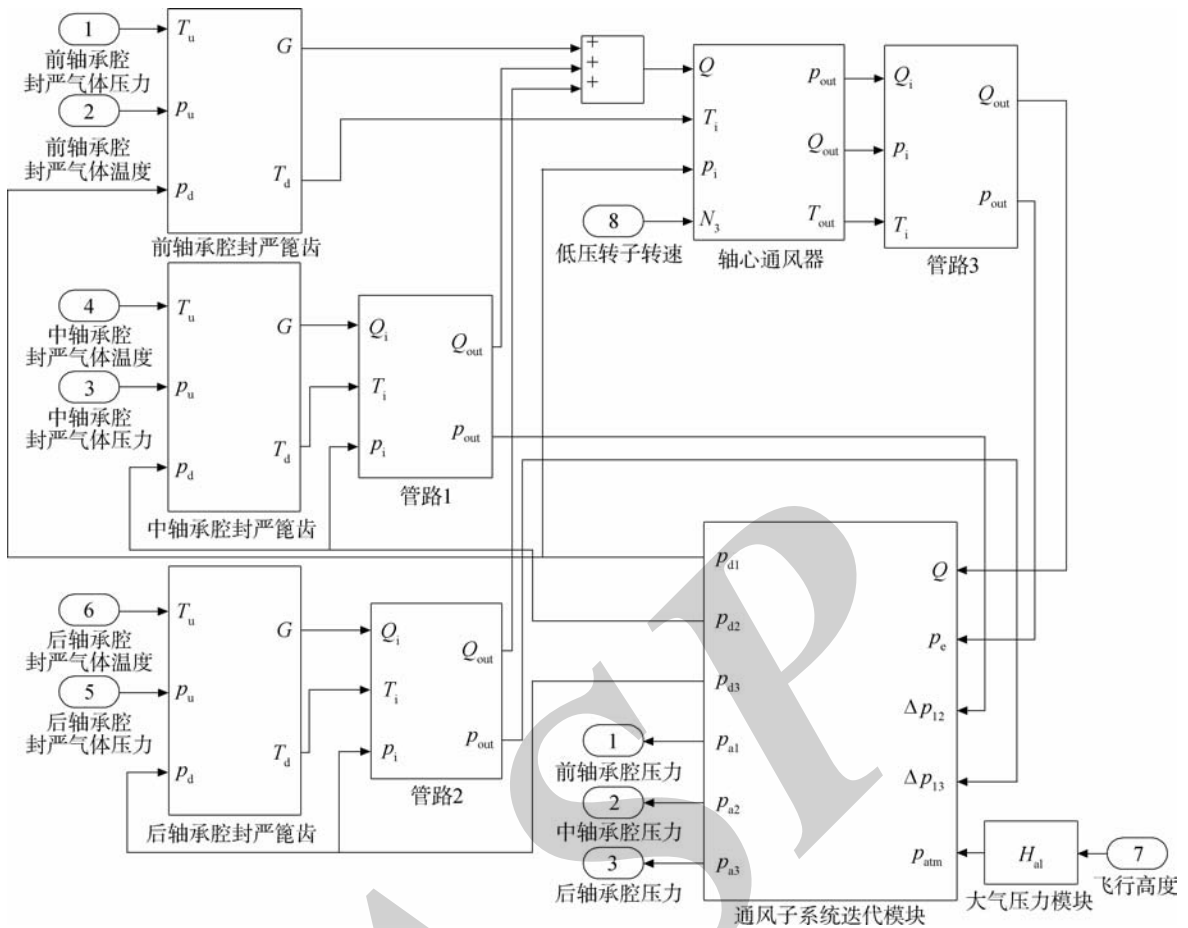


图 3 通风系统 Simulink 模型
Fig. 3 Air system Simulink model

油路依次流过滑油箱、燃滑油散热器和发动机,再从发动机经回油路返回滑油箱. 按此物理结构将生热部件轴承、齿轮、封严篦齿和散热部件滑油箱、燃滑油散热器的模型依次连接,完成部件模型搭建.

2) 迭代计算:热力计算只涉及换热特性,可采用热量守恒进行迭代计算,迭代流程如图 4 所示,主要涉及生热计算^[2,11]和散热计算^[16-17],建成的热力系统模型如图 5 所示,模型输入为高低压转子转速、泵转速、散热器燃油流量以及前、中、后轴承腔和齿轮箱滑油流量,输出为主供油、回油温度以及各级回油温度.

1.3 系统层

系统层是整个滑油系统模型的顶层,起到协同各子系统工作的作用. 通风系统为供油系统提供前、中、后轴承腔压力和齿轮箱压力,为回油系统提供滑油箱压力;供油系统为回油、热力系统提供前、中、后轴承腔和齿轮箱的滑油流量;热力系统为供油、回油系统提供主供油、回油温度. 协同工作模型如图 6 所示.

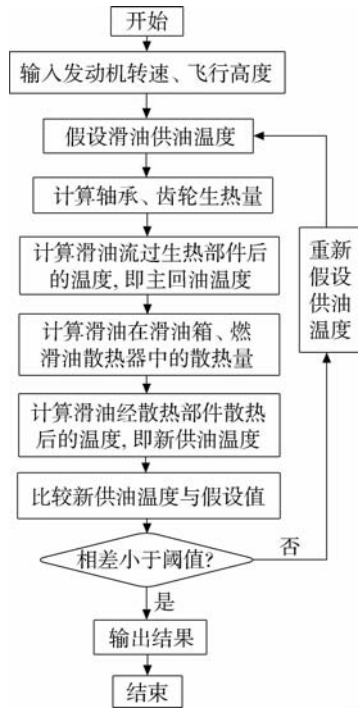


图 4 热力系统迭代算法
Fig. 4 Iterative algorithm of thermal system

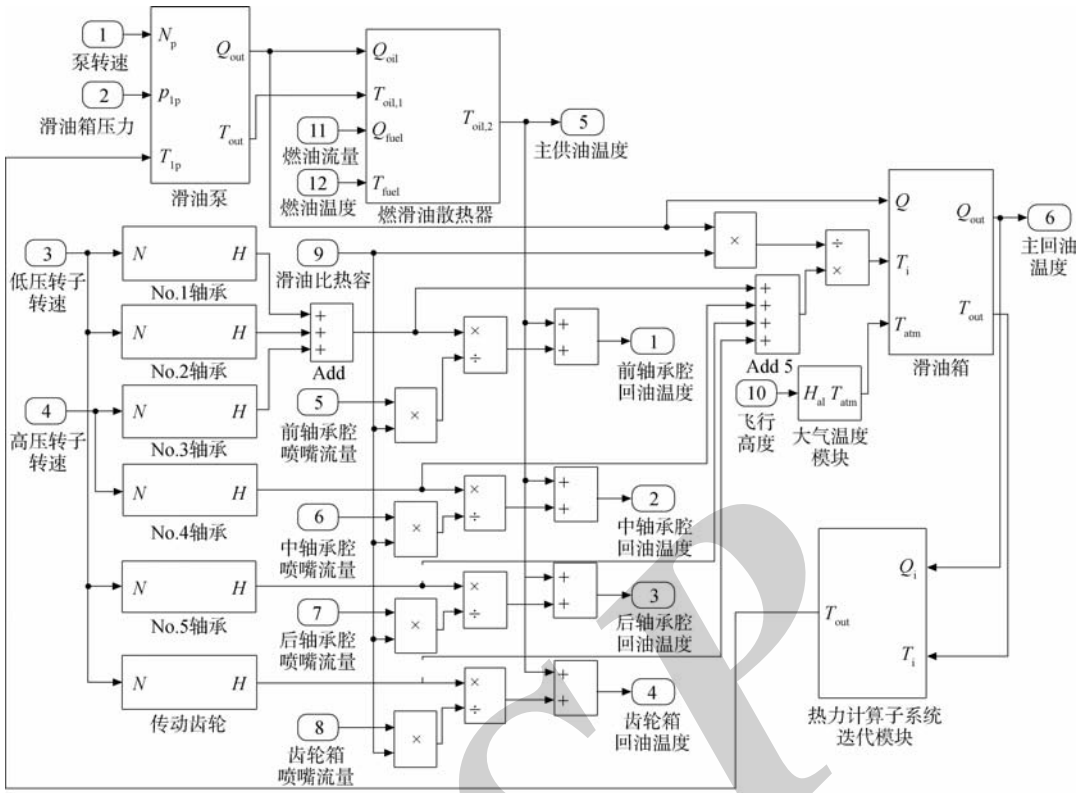


图 5 热力系统 Simulink 模型

Fig. 5 Thermal system Simulink model

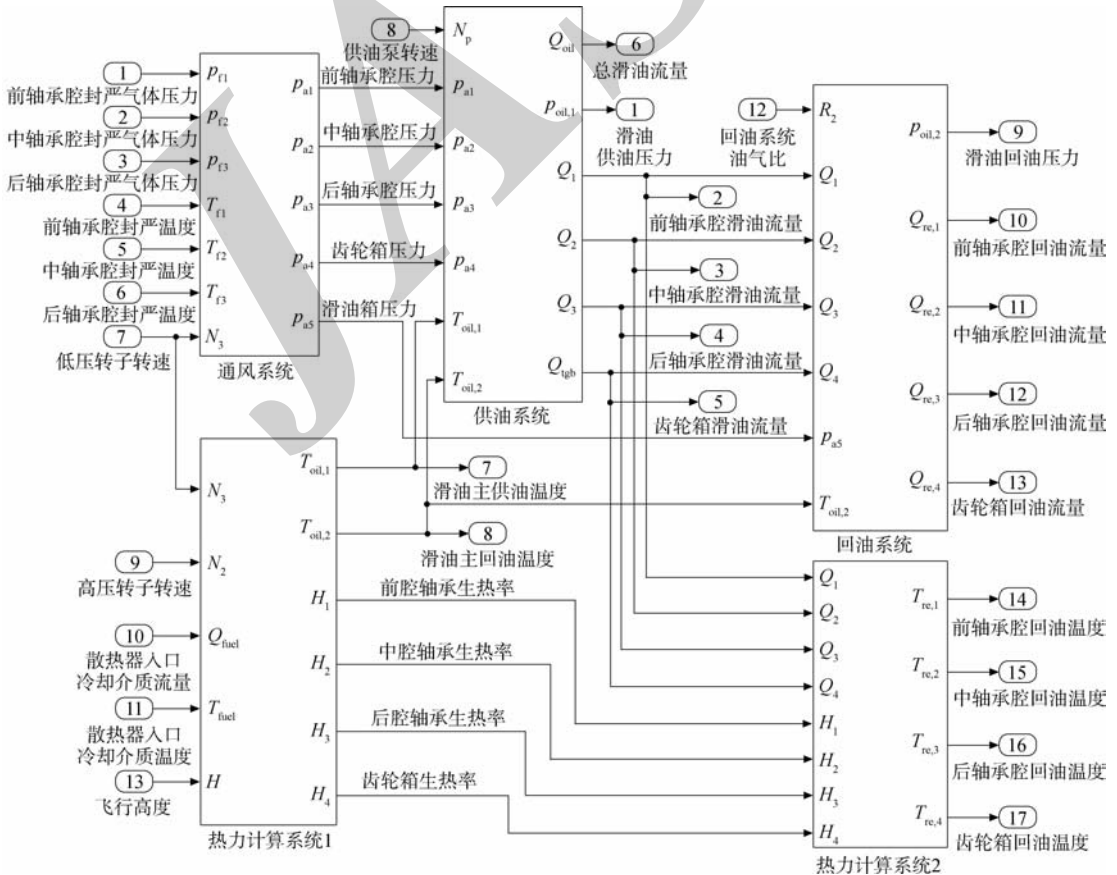


图 6 滑油子系统协同工作模型

Fig. 6 Oil subsystem cooperative working model

2 滑油系统模型仿真验证

为了验证模型的准确性,以国内某型商用涡扇发动机及其滑油系统为例,将高温起飞设计工况下该模型的计算结果与目前该领域广泛使用的商用软件 Flowmaster 计算结果进行对比,如表 3 所示。

表 3 高温起飞工况下 Simulink 和 Flowmaster 模型
计算结果对比

Table 3 Calculation results comparison between Simulink
and Flowmaster model under high temperature
taking off condition

滑油系统参数	计算方法		相对 误差/%
	Simulink	Flow- master	
供油泵后压力/MPa	0.56	0.57	-1.75
前轴承腔供油流量/ (L/min)	25.4	24.8	2.41
中轴承腔供油流量/ (L/min)	3.18	3.2	-0.63
后轴承腔供油流量/ (L/min)	3.01	2.9	3.79
齿轮箱供油流量/(L/min)	17.91	17.7	1.19
总供油流量/(L/min)	49.56	48.6	1.98
主供油路温度/K	380.55	379.45	1.03
主回油路温度/K	410.35	407.55	2.08
前轴承腔回油温度/K	416.05	419.25	-2.19
中轴承腔回油温度/K	415.05	412.15	2.09
后轴承腔回油温度/K	393.55	392.15	1.18
齿轮箱回油温度/K	404.35	400.45	3.06

从表 3 看出,Simulink 模型的计算结果与 Flowmaster 的计真结果非常接近,两者相差在 3.8%以内,满足工程精度要求,说明本文所建稳态模型是有效的,建模方法是可行的。产生误差的主要原因是在一些部件建模中采用了经验公式,包括通风和供油系统中的封严篦齿泄漏量模型、滑油密度和黏度模型,以及热力计算中轴承、齿轮生热量模型等,前者导致了供油流量和泵后压力的误差,后者导致了供、回油温度的误差。

3 联合仿真与优化设计

3.1 仿真与优化设计架构

目前国内滑油系统的设计是在旧型号基础上

进行改进,根据新系统的需求对元部件逐一迭代计算、寻优^[5],研发成本较高且周期较长。本文以国内某型商用涡扇发动机及其滑油系统为基础,以广泛使用的商用发动机设计软件 GasTurb11 所构建的大涵道比涡扇发动机模型为新型发动机,利用滑油系统模型的拓展性,与 GasTurb 发动机模型^[18]联合仿真,联合仿真原理如图 7 所示,利用 MATLAB 丰富的工具箱对发动机进行滑油系统设计。

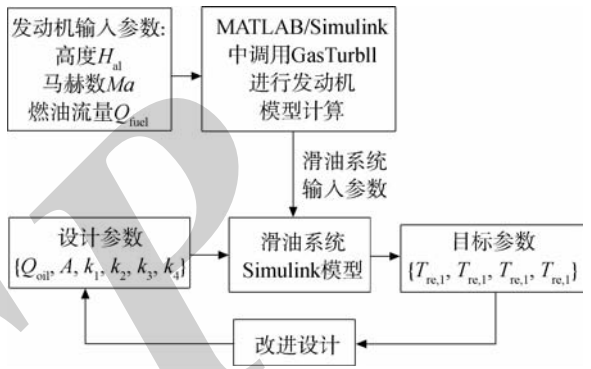


图 7 Simulink/GasTurb 联合仿真原理图

Fig. 7 Schematic of Simulink/GasTurb co-simulation

该方法相较于逐个部件改进的方法更为全面、快速,并且发动机设计参数的变化对滑油系统的影响能在滑油系统输出参数中体现出来,而优化设计过程中只含有滑油系统模型,降低了设计过程的复杂程度和计算时间。联合仿真中发动机模型给滑油系统提供的输入参数及作用如表 4 所示。

表 4 发动机提供给滑油系统的输入参数及作用

Table 4 Functions of input parameters of oil system
provided by engine

参数名称	计算用途
高压转子转速 N_2	滑油泵转速
低压转子转速 N_3	轴心通风器转速
飞行高度 H_{al}	当地大气压力与温度
低压压气机出口压力 p_{24}	前腔封严气体压力
低压压气机出口温度 T_{24}	前腔封严气体温度
高压压气机中间级出口压力 p_{26}	中、后腔封严气体压力
高压压气机中间级出口温度 T_{26}	中、后腔封严气体温度
燃油流量 Q_{fuel}	散热器入口燃油流量
燃油温度 T_{fuel}	散热器入口燃油温度

通用的设计参数^[19]有滑油供油流量 Q_{oil} 、滑

油换热器换热面积 A , 以及前、中、后轴承腔和齿轮箱供油流量占总供油流量比例 k_1, k_2, k_3, k_4 , 这些参数工程上均对应有满足最低润滑需要的下限值和低于系统最大承受能力的上限值. 本文改进设计过程中主要供油和换热部件参数不变, 仅改变流量分配来获得最高回油温度的下降, 相关上下限取值在在原基础上加減 50%, 如表 5 所示.

表 5 滑油系统设计参数及取值限制

Table 5 Design parameters and limit values of oil system

设计参数	下限值	上限值
$Q_{oil}/(L/min)$	$x_{1,lb}=49.56$	$x_{1,ub}=49.56$
A/m^2	$x_{2,lb}=1$	$x_{2,ub}=1$
k_1	$x_{3,lb}=0.255$	$x_{3,ub}=0.765$
k_2	$x_{4,lb}=0.035$	$x_{4,ub}=0.105$
k_3	$x_{5,lb}=0.03$	$x_{5,ub}=0.09$
k_4	$x_{6,lb}=0.18$	$x_{6,ub}=0.54$

滑油系统设计需要考虑避免热区轴承腔内滑油过热结焦导致堵塞, 加剧运动副零件磨损, 进而导致封严失效、阻碍传热引起着火^[11], 且随着先进发动机越来越高的压比, 封严气体和滑油温度也越来越高, 使得这一问题越发严重^[19-20], 因此本文将前、中、后轴承腔回油温度 $T_{re,1}, T_{re,2}, T_{re,3}$ 以及齿轮箱回油温度 $T_{re,4}$ 中的最大值作为优化目标, 给定工况下的滑油系统优化设计问题可转化为给定发动机状态参数集 $C=\{N_2, N_3, H_{al}, p_{24}, T_{24}, p_{26}, T_{26}, Q_{fuel}, T_{fuel}\}$, 求解下式所示优化问题

$$\min J(x) = \max(T_{re,1}, T_{re,2}, T_{re,3}, T_{re,4})$$

$$x = \{Q_{oil}, A, k_1, k_2, k_3, k_4\}$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} x_{j,lb} \leq x_j \leq x_{j,ub}, j = 1, 2, 3, 4, 5, 6 \\ \sum_{n=1}^4 k_n = 1 \end{cases}$$

(6)

3.2 仿真计算与结果分析

以高温起飞工况为设计点, 该工况下发动机转速较高, 对滑油系统的润滑与冷却性能要求苛刻, GasTurb 发动机模型设定为双转子涡扇发动机, 高温起飞参数设定为飞行高度 $H_{al}=0\text{m}$, 马赫数 $Ma=0$, 燃油流量 $Q_{fuel}=1.12\text{ kg/s}$, 发动机模型设定为涵道比为 7.5, 推力为 142.1 kN、总增压比为 35 的涡扇发动机. 由于滑油系统模型较为复杂, 优化目标与待优化参数之间呈非线性关系, 所以优化过程采用遗传算法, 步骤如图 8 所示. 设置

种群规模为 60, 交叉概率为 0.8, 变异概率为 0.05, 优化前后参数对比如表 6~表 7 所示.

从表 6、表 7 可以看出, 改进设计后的滑油系统在保持总供油流量、滑油换热器换热面积不变的情况下, 通过增加前、中轴承腔 15.88%, 7.14% 的供油分配量, 减少后轴承腔 31.67% 和齿轮箱 18.61% 的供油分配量, 可以实现降低最

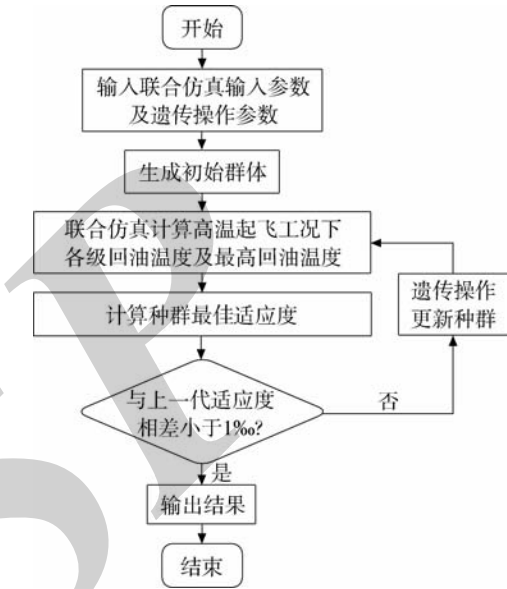


图 8 遗传算法优化流程

Fig. 8 Genetic algorithm optimizing flowchart

表 6 优化前后的设计参数对比

Table 6 Comparison of design parameters values between before and after optimization

设计参数	数值		相对变化量/%
	优化前	优化后	
$Q_{oil}/(L/min)$	49.56	49.56	0
A/m^2	1	1	0
k_1	0.51	0.591	15.88
k_2	0.07	0.075	7.14
k_3	0.06	0.041	-31.67
k_4	0.36	0.293	-18.61

表 7 优化前后的优化目标对比

Table 7 Comparison of optimizing object between before and after optimization

优化目标	数值		相对变化量/%
	优化前	优化后	
最高回油温度/K	407.35	401.82	-4.12

高回油级温度 4.12%。而各处供油流量分配的改变可通过进一步改进喷嘴、管路或通风系统的设计来实现。

4 结 论

本文根据流体力学和传热学的相关理论在 MATLAB/Simulink 下开发了滑油系统通用模块库,构建了全系统仿真模型,完成了高温起飞工况下的实例计算,并与 GasTurb 发动机模型进行了联合仿真,主要结论如下:

1) 仿真模块库具有较高通用性,通过自行搭建和设定物理参数,可以构建适用于不同型号航空发动机的滑油系统。

2) 该模型相较于 Flowmater 模型具有较强的拓展性,能方便地与其他软件如 GasTurb 进行联合仿真,或进一步开发用于机载。

3) 该模型与 Flowmaster 模型的计算结果十分接近,压力、流量和温度方面的计算结果相差 3.8% 以下,满足工程精度要求。

4) 与 GasTurb 联合仿真的结果表明该方法能为新型发动机滑油系统的设计或已有滑油系统模型的改进提供参考,具有工程意义和价值。

参考文献:

[1] Volponi A J. Gas turbine engine health management: past, present, and future trends[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(5): 051201. 1-051201. 20.

[2] 吴大观. 涡轮风扇发动机及其系统的性能研究[M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.

[3] Cheng A K. SSME alternate turbopumps axial thrust balance and secondary flow models[R]. Sverdrup Technology MSFC Group Report No. 322-002-91-153-R01, 1992.

[4] Majumdar A K, Bailey J, Schallhorn P, et al. A generalized fluid system simulation program to model flow distribution in fluid networks[J]. AIAA 98-3682, 1998.

[5] 李林蔚, 高红霞. 航空滑油系统设计与性能分析研究现状与进展[J]. 机电工程技术, 2008, 37(8): 95-98, 144.

LI Linwei, GAO Hongxia. Development of aeroengine oil-system design and performance analysis[J]. Mechanical and Electrical Engineering Technology, 2008, 37(8): 95-98, 144. (in Chinese)

[6] 苏立超, 刘振侠, 吕亚国. 航空发动机润滑系统滑油压力仿真计算[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(1): 97-101, 136.

SU Lichao, LIU Zhenxia, LÜ Yaguo. Simulation and calculation of aeroengine oil system pressure[J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(1): 97-101, 136. (in Chinese)

[7] 朱鹏飞, 刘振侠, 任国哲, 等. 航空发动机管路系统流动与换热的仿真平台[J]. 推进技术, 2014, 35(11): 1523-1529.

ZHU Pengfei, LIU Zhenxia, REN Guozhe, et al. Simulation platform of aero-engine pipeline system on flow and heat transfer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(11): 1523-1529. (in Chinese)

[8] 刘振侠, 黄生勤, 吕亚国, 等. 航空发动机润滑系统通用分析软件开发[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 12-17.

LIU Zhenxia, HUANG Sengqin, LÜ Yaguo, et al. General analysis software of aeroengine lubrication system design[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 12-17. (in Chinese)

[9] 郁丽, 李国权. 节流通风的航空发动机轴承腔腔压计算方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2616-2621.

YU Li, LI Guoquan. Calculation method of bearing chamber pressure for aero-engine throttling vent lubrication system[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2616-2621. (in Chinese)

[10] 刘波, 周强, 程礼, 等. 构建航空发动机滑油系统稳态模型[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 556-559.

LIU Bo, ZHOU Qiang, CHENG Li, et al. Construction of steady model for engine oil system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(6): 556-559. (in Chinese)

[11] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第12册 传动及润滑系统[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.

[12] Chun S M. Network analysis of an engine lubrication system[J]. Tribology International, 2003, 36(8): 609-617.

[13] 吴丁毅. 直通式蓖齿封严特性的实验研究[J]. 推进技术, 1997, 18(3): 79-81, 97.

WU Dingyi. An experimental investigation on seal character of straight-through labyrinth[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(3): 79-81, 97. (in Chinese)

[14] 杜发青, 吉洪湖, 帅海山, 等. 齿形几何参数对直通蓖齿封严泄漏特性影响的正交实验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 825-831.

DU Faqing, JI Honghu, SHUAI Haishan, et al. Orthogonal experimental of effect of fin geometrical parameters on leakage of straight-through labyrinth seals[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 825-831. (in Chinese)

[15] 周强, 刘波, 程礼, 等. 航空发动机滑油系统稳态模型的算法构造[J]. 航空计算技术, 2005, 35(2): 98-101.

ZHOU Qiang, LIU Bo, CHENG Li, et al. The algorithm construction of aero-engine oil system model[J]. Aeronautical Computer Technique, 2005, 35(2): 98-101. (in Chinese)

[16] 吕亚国, 刘振侠. 航空发动机管壳式燃-滑油散热器换热特性计算[J]. 航空动力学报, 2014, 29(12): 2830-2835.

LÜ Yaguo, LIU Zhenxia. Heat transfer characteristics calculation for aero-engine shell-tube fuel-oil heat exchanger[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12): 2830-2835. (in Chinese)

[17] 杨春信, 张丽娜, 郭晖. 发动机滑油散热系统性能研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 813-818.

YANG Chunxin, ZHANG Lina, GUO Hui. Method for

predicting the performance of oil cooling system and its application[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 813-818. (in Chinese)

[18] 张书刚,郭迎清,陆军. 基于 GasTurb/MATLAB 的航空发动机部件级模型研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2850-2856.

ZHANG Shugang, GUO Yingqing, LU Jun. Research on aircraft engine component-level models based on GasTurb/MATLAB[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12): 2850-2856. (in Chinese)

[19] Agte J, Shougarian N, Weck O D. Multistate analysis and optimization of a geared turbofan engine lubrication system [R]. AIAA-2012-5637, 2012.

[20] Klingsporn M. Advanced transmission and oil system concepts for modern aero-engines[R]. ASME Paper GT2004-53578, 2004.

(编辑:陈 越)