

文章编号: 1000-8055(2023)11-2766-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220005

考虑 OTDF 和氮氧化物排放特性的航空发动机 部件级模型

胡晨旭¹, 潘 阳², 郑前钢¹, 张海波¹, 李建中¹, 汪 勇¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国电子科技集团公司 第二十八研究所, 南京 210007)

摘 要: 建立了一种考虑出口温度分布系数(OTDF)和氮氧化物(NO_x)排放特性的航空发动机部件级模型, 为发动机燃烧室出口温度分布和排放控制研究提供了仿真平台。以某变循环发动机为研究对象, 依据其设计点参数设计燃烧室三维模型, 基于 CFD 数值仿真方法, 得到该燃烧室三维模型在海平面不同工作状态下的 OTDF 特性、氮氧化物排放特性。基于此, 建立了适用于全包线、全状态下, 可计算燃烧室特性参数的变循环发动机部件级模型。与传统部件级模型相比, 该模型能准确地计算发动机在不同工作状态、不同包线点下的燃烧室出口温度分布、氮氧化物排放。仿真结果表明: 燃烧室出口温度分布系数与发动机工作状态呈负相关关系, 发动机转速越大, OTDF 越小, 燃烧室出口温度分布品质越好; 燃烧室出口氮氧化物排放量与发动机工作状态呈正相关关系, 发动机转速越大, 燃烧室出口氮氧化物排放量越多, 符合发动机燃烧基本规律。

关 键 词: 发动机部件级模型; 出口温度分布; 氮氧化物; 全包线; 燃烧室特性
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Aero-engine component level model considering OTDF and NO_x emission characteristics

HU Chenxu¹, PAN Yang², ZHENG Qiangang¹, ZHANG Haibo¹,
LI Jianzhong¹, WANG Yong¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. The 28th Research Institute,
China Electronics Technology Group Corporation, Nanjing 210007, China)

Abstract: An aero-engine component level model considering outlet temperature distribution factor (OTDF) and nitrogen oxides (NO_x) emission characteristics was established, which provided a simulation platform for the study of engine combustor outlet temperature distribution and emission control. Taking a

收稿日期: 2022-01-05

基金项目: 国家自然科学基金(51906102, 52176009); 国家科技重大专项(J2019- II -0009-0053, J2019- I -0020-0019, 2019- III -0014-0058);
先进航空动力创新工作站项目(HKXC2022-01-026-03, HKXC2022-01-026-03, HKXC2020-02-027);
南京航空航天大学前瞻布局科研专项资金(ILA220341A22, ILA220371A22); 江苏省卓博计划(2022ZB202);
研究生科研与实践创新计划(XCXJH20210216); 中国博士后科学基金(2021M701692)

作者简介: 胡晨旭(1998—), 男, 硕士生, 研究领域为航空发动机建模及控制。E-mail: hcx_nuaa@163.com

通信作者: 郑前钢(1990—), 男, 副研究员, 博士, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: zhqg@nuaa.edu.cn

引用格式: 胡晨旭, 潘阳, 郑前钢, 等. 考虑 OTDF 和氮氧化物排放特性的航空发动机部件级模型[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2766-2775.
HU Chenxu, PAN Yang, ZHENG Qiangang, et al. Aero-engine component level model considering OTDF and NO_x emission characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2766-2775.

variable cycle engine as the research object, the three-dimensional combustor model was designed according to its design point parameters. Based on CFD numerical simulation method, the OTDF characteristics and NOx emission characteristics of the three-dimensional combustor model under different working conditions at sea level were obtained. Based on this, a component level model of variable cycle engine was established, which can calculate the characteristic parameters of combustor under full envelope and full state. Compared with the traditional component level model, the model can accurately calculate the combustor outlet temperature distribution and NOx emission under different working conditions and different envelope points. The simulation results showed that there was a negative correlation between the temperature distribution coefficient at the outlet of the combustor and the working state of the engine. The higher engine speed indicated, the smaller OTDF and the better temperature distribution quality at the outlet of the combustor. There was a positive correlation between the NOx emission at the outlet of the combustor and the working state of the engine. The higher engine speed indicated more NOx emission at the outlet of the combustor, which was in line with the basic law of engine combustion.

Keywords: engine component level model; outlet temperature distribution; nitrogen oxides; full-envelope; combustion characteristic

污染物排放对人类健康和大气环境的影响越来越严重, 航空发动机的污染物排放问题及如何控制污染物排放越来越受到人们关注^[1]。燃烧室是航空发动机的核心部件, 也是产生动力与污染物的主要部件, 因此, 控制航空发动机污染物的排放问题其实质就是控制燃烧室内污染物的产生^[2]。随着高性能军用航空发动机技术的发展, 对发动机推质比要求也逐步提高。增加涡轮进口温度是提高发动机推质比最有效的方法。同时随着涡轮部件处于更高的燃烧温度下工作, 对燃烧室出口温度场品质要求将更为严格和苛刻^[3]。作为燃烧室主要设计指标, 降低燃烧室出口温度分布系数(OTDF)能有效提高涡轮寿命及工作可靠性^[4]。航空发动机具有试验难度大及制造费用高的特点^[5], 若直接在发动机本机上进行整机性能试验, 不仅费用昂贵, 同时还可能导致对发动机造成额外损伤^[6-7], 因此, 为降低研发成本, 避免试车风险等, 在开展燃烧室出口温度分布和排放控制研究前, 必须先建立一个可靠的发动机数学模型。部件级模型^[8]作为目前使用最为广泛的航空发动机控制系统研究平台, 本文重点研究了如何建立能反映燃烧室特性的部件级模型。

在部件级模型研究方面, 早在 20 世纪 90 年代, 美国国家航空航天局(NASA)就提出了 NPSS (Numerical Propulsion System Simulator) 计划, 该项目将推进系统的各部件、各学科整合起来, 实现了发动机的全三维数值仿真^[9]。Kong 等^[10]拟合了压气机部件特性参数, 通过遗传算法对发动

机部件特性参数进行了校正。Kurzke^[11]研究了不同大气环境条件下对发动机性能参数的影响, 对不同参数条件给出相应校准策略。隋岩峰^[12]将实时模型的快速性和非实时模型的准确性通过优化初猜值选取的方式协调起来, 减小部件级模型求解平衡方程组的迭代次数, 从而提高模型的实时性。黄开明等^[13]在部件级模型热力循环参数计算中引入容积动力学中的变量及方程来避免平衡方程组的迭代计算。以上方法建立的模型, 在模型精度和实时性上有了更好的表现, 但是无法计算出发动机在不同包线点、不同工作状态下的燃烧室出口温度分布系数和氮氧化物排放量。

在燃烧室出口温度分布特性和氮氧化物排放特性研究方面, Lefebvre 等^[14]总结出了一个无量纲形式的经验公式来预估燃烧室出口温度分布系数。Novosselov^[15]对贫油预混燃烧室进行 CFD 仿真模拟, 对污染物排放进行预测。Allaire^[16]对燃烧室的不同区域分别用理想的化学反应器来模拟, 研究分析了污染物的排放情况。陈炫任等^[17]通过试验测试与数值模拟研究了燃烧室值班级与主燃级之间燃料分配方式对氮氧化物排放的影响。王梅娟等^[18]研究了导向叶片不同偏转角度对燃烧室出口温度分布的影响规律。以上研究取得了良好的效果, 但未将计算结果应用于发动机的整机模型建模, 无法作为燃烧室出口温度分布和污染物排放控制的仿真试验平台。

因此, 本文以某变循环发动机为研究对象, 建

立了考虑 OTDF 和氮氧化物排放特性的航空发动机部件级模型。设计燃烧室三维模型, 计算发动机在海平面不同工作状态下的燃烧室出口温度分布系数、氮氧化物排放, 基于相似换算理论的方法, 得到适用于全飞行包线、全状态下的燃烧室性能特性图, 与发动机部件级模型相结合, 得到能计算燃烧室出口温度分布系数及氮氧化物排放的部件级模型。在地面点(飞行高度 $H=0$ km、马赫数 $Ma=0$)和典型超声速巡航点(飞行高度 $H=10$ km、马赫数 $Ma=1.6$)进行加减速数值仿真, 分析了在加减速过程中, 燃烧室特性参数的变化规律, 验证了模型的准确性。

1 燃烧室三维模型

1.1 燃烧室设计

由于航空发动机结构复杂, 燃烧室内旋流不对称, 以及化学反应动力学的相互作用, 若直接对整个燃烧室展开研究, 工作量巨大, 且难以消除干扰因素。单头部燃烧室设计简单, 且能代表真实的航空发动机燃烧室, 更适合基础研究以及模型验证^[19]。本文基于某变循环发动机部件级模型燃烧室截面设计点参数建立典型环形燃烧室单头部三维仿真模型, 为整个环形燃烧室的 1/20, 如图 1 所示, 设计方法详见文献^[20]。

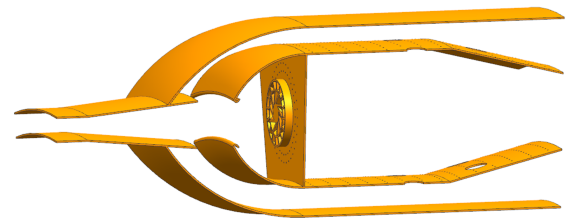


图 1 典型环形燃烧室(单头部)
Fig. 1 Typical annular combustor (single head)

如表 1 所示, 三维模型的主要结构参数包括火焰筒内径 D_i 、火焰筒外径 D_o 、燃烧室内径 D_{ci} 、燃烧室中径 D_{cm} 、燃烧室外径 D_{co} 结构简图如图 2 所示。

在火焰筒头部存在 1 个二级旋流器, 作为常用的火焰稳定装置安装在帽罩之内。如图 3 所示, 在距火焰筒头部 70.72 mm 处分布有 4 个主燃孔, 与主燃孔沿轴线距离 45.76 mm 处分布 4 个掺混孔, 排布方式与主燃孔实现错排。火焰筒壁面采用多斜孔冷却, 孔径为 0.8 mm, 孔倾角为 30° 。

燃烧室设计的考核指标包括燃烧室出口总压、

表 1 主要结构参数
Table 1 Main structural parameters mm

参数	数值
D_{ci}	473.4
D_i	506.8
D_{cm}	590
D_o	673.2
D_{co}	706.6

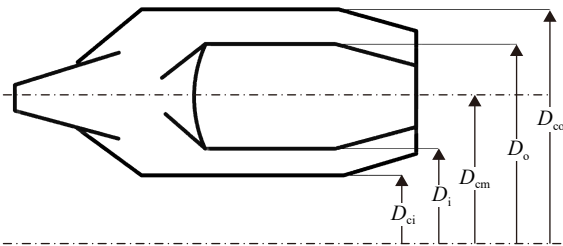


图 2 结构简图
Fig. 2 Structure diagram

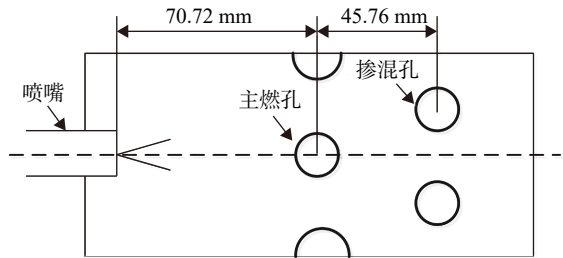


图 3 主燃孔与掺混孔的排布
Fig. 3 Arrangement of main combustion holes and mixing holes

出口总温、燃烧效率、总压恢复系数、出口温度分布系数。本文燃烧室设计合理性的考核指标参考文献^[21]: ①燃烧效率不小于 0.99; ②总压恢复系数不小于 0.94; ③出口温度分布系数不大于 0.35; ④发动机部件级模型与三维仿真模型计算得到的燃烧室出口总温、出口总压相对误差不超过 1%。

1.2 网格独立性验证

通过 Fluent Meshing 对计算域生成四面体网格。网格无关性分析是指网格的疏密程度对数值计算的结果影响的分析。本文选择设计状态下冷态流场的总压恢复系数计算结果对模型网格进行无关性验证, 对比分析网格数目分别为 420 万、540 万、660 万、860 万、950 万。如图 4 所示, 发现网格数目大于 860 万时, 网格数量的影响对于计算结果的影响很小, 可忽略不计, 所以模型的网格数量采用 860 万。

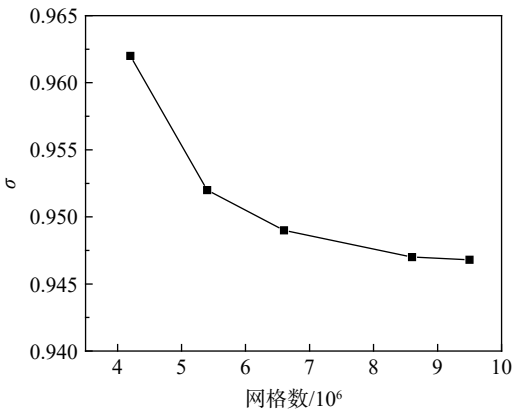


图 4 网格独立性验证

Fig. 4 Grid independence verification

1.3 计算模型与边界条件

本文采用 Fluent Meshing 对模型进行非结构化网格划分, 使用 Fluent 2020 R2 计算研究模型。湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 模型的气相 N-S (Navier-Stokes) 方程。燃烧反应属于二相流场, 在计算时需要加入相关组分方程、离散相液滴方程等。燃烧模型选用 PDF (probability density function) 非预混燃烧模型。燃烧室三维 CFD 模拟, 进口采用质量流量边界条件, 出口采用压力出口边界, 壁面除侧边采用周期性边界外其余采用光滑无滑移边界, 离散项模型采用 DPM (discrete phase model) 模型。燃烧室进口参数见表 2。

表 2 边界条件和模型参数	
Table 2 Boundary conditions and model parameters	
参数	数值
进口压力/Pa	2 347 300
进口空气流量/(kg/s)	3.4
进口温度/K	846

1.4 流量分配与性能设计要求

合理的流量分配是实现燃烧室高性能的保障, 如表 3 所示, 燃烧室设计气量与计算气量差异较小, 误差均在 3% 以内。冷态流场分布可以用作评判燃烧室设计是否合理的依据, 主燃孔中心截面温度云图如图 5 所示, 明显可见在旋流器后方形成了稳定的回流区。主燃孔的穿透深度也能够截断主燃区, 防止高温火焰向出口传递。

以部件级模型燃烧室截面设计点参数作为三维模型的进口边界条件, 以冷态流场作为基础, 对燃烧室喷油点火进行热态计算, 与部件级模型设计状态下的燃烧室出口总温、出口总压的对比

表 3 流量分配数值计算结果			
Table 3 Numerical calculation results of flow distribution			
气流	流量分配比例/%		误差/%
	设计气量	仿真气量	
雾化气流	7.35	9.00	+1.65
旋流器气流	13.65	16.56	+2.91
头部冷却气流	10.00	8.51	-1.49
火焰筒冷却气流	24.92	22.12	-2.80
主燃孔气流	14.04	12.05	-1.99
掺混孔气流	30.04	31.76	+1.72

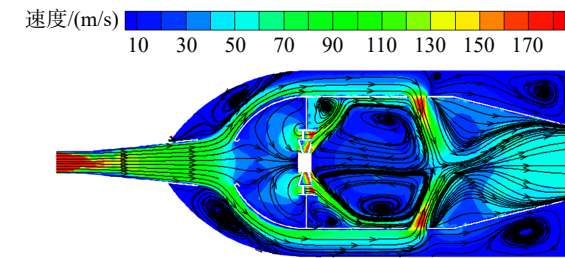


图 5 主燃孔截面冷态流场

Fig. 5 Cold flow field of central section of main combustion hole

结果如表 4 所示, 相对误差都在 1% 以内, 性能指标满足设计要求, 验证了燃烧室三维模型设计的准确性。

表 4 燃烧室出口截面计算结果			
Table 4 Calculation results of combustor outlet parameters			
参数	部件级模型	三维模型	相对误差/%
出口总温/K	1 950	1 948	0.1
出口总压/Pa	2 258 102	2 248 713	0.4

2 发动机部件级模型

本文采用面向对象的发动机建模方法, 将发动机模型模块化, 建立了三涵道变循环发动机部件级模型^[22]。以地面设计点作为发动机设计点工作状态。结构如图 6 所示, 该模型包括进气道 (inlet)、风扇 (fan)、模式选择活门 (MSV)、核心驱动风扇级 (CDFS)、FLADE (fan on blade)、高压压气机 (HPC)、中压压气机 (IPC)、主燃烧室 (burner)、高压涡轮 (HPT)、低压涡轮 (LPT)、加力燃烧室 (after burner)、外涵 (bypass)、风扇尾喷管 (fan nozzle)、尾喷管 (nozzle) 等部件, 图中数值代表发动机各截面, 2 截面为风扇进口, 225 截面为第二

涵道出口, 125 截面为 CDFS 涵道, 3 截面为高压压气机出口, 4 截面为燃烧室出口(高压涡轮进口), 45 截面为低压涡轮进口, 6 截面为掺混室进口, 9 截面为尾喷管出口。选取的变循环发动机设计点以及各部件特性数据, 来自文献 [23] 和 GasTurb 软件 [24], 如表 5 所示, A_{18} 为风扇尾喷管面积、 A_8 为尾喷管喉道面积、 n_l 为低压转子相对物理转速、 n_h 为高压转子相对物理转速、 π_f 为风扇压比、 π_{CDFS} 为 CDFS 压比、 π_c 为压气机压比、 π_{th} 为高压涡轮压比、 π_{tl} 为低压涡轮压比、 C_{sf} 为单位耗油率。模型的各截面参数和性能特征与参考模型基本吻合, 证明模型的准确性, 从而满足仿真要求。

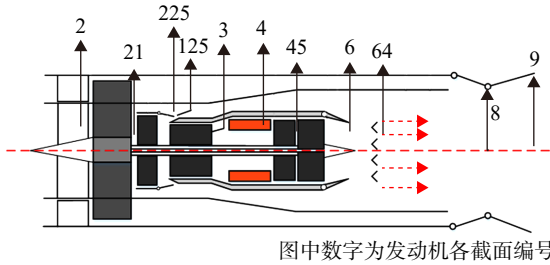


图 6 三涵道变循环发动机结构图

Fig. 6 Structure diagram of three culvert variable cycle engine

表 5 变循环发动机设计点参数($H=0$ km, $Ma=0$)

Table 5 Design point parameters of variable cycle engine ($H=0$ km, $Ma=0$)

参数	文献模型	计算数值
A_{18}/m^2	0.066 458	0.066 458
A_8/m^2	0.284 581	0.284 581
$n_l/\%$	100	99.477
$n_h/\%$	100	99.636
π_f	3.5	3.506
π_{CDFS}	1.3	1.302
π_c	6	5.988
π_{th}	2.776 8	2.779 3
π_{tl}	2.159 8	2.017
$C_{sf}/(kg/(N \cdot h))$	0.076	0.074 7

2.1 共同工作方程

本文选取以下 9 个量作为稳态共同工作方程的初猜值, 分别是低压转子相对物理转速 n_l 、高压转子相对物理转速 n_h 、风扇压比 π_f 、中压压气机压比 π_{IPC} 、高压压气机压比 π_c 、高压涡轮进口流量 W_{g41c} 、低压涡轮进口流量 W_{g45c} 、进气道流量系数 φ 、风扇叶根叶尖流量之比 X_{fan} 。选取以下 9 个独立的平衡方程来求解:

1) 高压转子功率平衡方程

$$H_{pt}\eta_{th} - H_{pc} - H_{pext} = 0 \quad (1)$$

式中 H_{pt} 为高压涡轮产生的功率, η_{th} 为高压涡轮效率, H_{pc} 为高压压气机消耗功率, H_{pext} 为高压轴抽功率。

2) 低压转子功率平衡方程

$$H_{pl}\eta_{tl} - H_{pf} - H_{pIPC} = 0 \quad (2)$$

式中 H_{pl} 为低压涡轮产生的功率, η_{tl} 为低压涡轮效率, H_{pf} 为风扇消耗功率, H_{pIPC} 为中压压气机消耗功率。

3) 高压涡轮进口流量连续方程

$$W_{X,g41c} - W_{g41c} = 0 \quad (3)$$

式中 $W_{X,g41c}$ 为初猜流量, W_{g41c} 为计算出的流量。

4) 低压涡轮进口流量连续方程

$$W_{X,g45c} - W_{g45c} = 0 \quad (4)$$

式中 $W_{X,g45c}$ 为初猜流量, W_{g45c} 为计算出的流量。

5) 外涵出口静压平衡方程

$$p_{s6} - p_{s16} = 0 \quad (5)$$

式中 p_{s6} 为外涵出口处内流气体静压, p_{s16} 为外涵出口处外流气体静压。

6) 尾喷口出口压力平衡方程

$$p_{8c} - p_8 = 0 \quad (6)$$

式中 p_{8c} 为据流量算得的总压, p_8 为来流压力算得的喷口总压。

7) 风扇尾喷口出口压力平衡方程

$$p_{18c} - p_{18} = 0 \quad (7)$$

式中 p_{18c} 为据流量算得的总压, p_{18} 为来流压力算得的喷口总压。

8) 风扇叶根叶尖静压平衡方程

$$p_{s21h} - p_{s21t} = 0 \quad (8)$$

式中 p_{s21h} 是风扇叶根静压, p_{s21t} 是风扇叶尖静压。

9) 进气道出口流量平衡方程

$$W_{a11} - W_{a2} = 0 \quad (9)$$

式中 W_{a11} 为进气道供气流量, W_{a2} 为风扇进口流量。

2.2 燃烧室部件建模

燃烧室部件是发动机的主要动力来源, 主要输入参数是主燃油流量 W_f 、燃烧室进口空气流量 W_{a3} 、进口总温 T_{t3} 、进口总压 p_{t3} 。

$$W_{g4} = W_{a3} + W_f \quad (10)$$

式中 W_{g4} 为燃烧室出口流量。

$$\begin{cases} H_3 = f_{th}(0, T_{t3}) \\ H_4 = (W_f \cdot H_u \cdot \eta_b + W_{a3} \cdot H_3) / W_{g4} \end{cases} \quad (11)$$

式中 H_3 为燃烧室进口比焓, 由热力学计算函数计算得到。 H_4 为燃烧室出口比焓, H_u 为燃油燃烧热值, η_b 为燃烧室效率。

$$T_{t4} = f_{th}(W_f / W_{a3}, H_4) \quad (12)$$

式中 T_{t4} 为燃烧室出口总温, 由热力学计算函数计算得到。

$$W_{a3cor} = \frac{W_{a3} \cdot \sqrt{T_{t2}} \cdot 101\,325}{p_{t2} \cdot \sqrt{288.15}} \quad (13)$$

式中 T_{t2} 为风扇进口总温, p_{t2} 为风扇进口总压, W_{a3cor} 为燃烧室进口换算空气流量。

$$W_{fcor} = \frac{W_f \cdot 101\,325 \cdot \sqrt{288.15}}{p_{t2} \cdot \sqrt{T_{t2}}} \quad (14)$$

式中 W_{fcor} 为换算燃油流量。

$$R_{fa,cor} = \frac{W_{fcor}}{W_{a3cor}} = \frac{W_f \cdot 288.15}{T_{t2}} \quad (15)$$

式中 $R_{fa,cor}$ 为换算油气比。

$$\begin{cases} I_{e,NOx} = f_{in}(W_{a3cor}, R_{fa,cor}) \\ F_{otd} = f_{in}(W_{a3cor}, R_{fa,cor}) \end{cases} \quad (16)$$

式中 $I_{e,NOx}$ 为氮氧化物排放指数, 通常可用来表示氮氧化物排放量, 定义为每千克燃油所产生的

NOx 的质量, 单位为 g/kg, F_{otd} 为燃烧室出口温度分布系数, 由燃烧室插值函数获得。

$$F_{otd} = \frac{T_{t4max} - T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}} \quad (17)$$

式中 T_{t4max} 为燃烧室出口截面最高总温。

由式(17)可以推导出 T_{t4max} 的计算公式

$$T_{t4max} = F_{otd} \cdot (T_{t4} - T_{t3}) + T_{t4} \quad (18)$$

本文选取变循环发动机部件级模型中慢车状态(油门杆角度 $A_{pl}=13^\circ$)、节流状态($A_{pl}=30^\circ$ 、 $A_{pl}=50^\circ$)、中间状态($A_{pl}=70^\circ$, 设计点)4个工作点的燃烧室进口空气流量、进口总压、进口总温、油气比作为燃烧室三维模型的边界条件。同时为了得到全包线、全状态范围内的燃烧室性能参数, 在每个工作点的合理工作范围内调节燃油量, 共计算了 28 个不同工况下的燃烧室出口温度分布系数、出口氮氧化物排放量。再通过换算进口空气流量和换算燃油流量, 定义了换算油气比的物理概念, 构建适用于全飞行包线、全状态下的燃烧室性能参数特性图, 加入到变循环发动机部件级模型中。

与常规的部件级模型相比较, 考虑 OTDF 和氮氧化物排放特性的航空发动机部件级模型建模难度有所增加, 但是其能合理地预估发动机在不同包线、不同工作状态下的燃烧室性能参数, 同时可以为燃烧室出口温度分布和污染物排放控制提供仿真试验平台, 建立的结构图如图 7 所示。

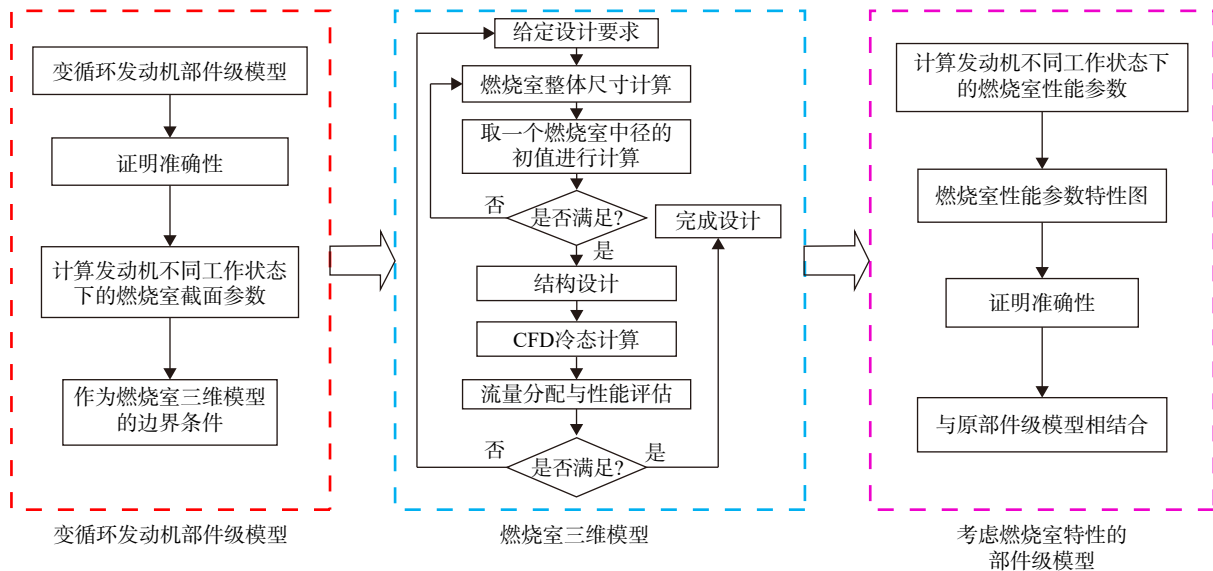


图 7 模型建立的结构框图

Fig. 7 Structure block diagram of the model

3 数值仿真

3.1 燃烧室特性仿真

燃烧室出口温度分布系数(OTDF)是用来衡量燃烧室出口温度分布均匀程度的系数,为燃烧室出口截面最高总温与平均总温之差和燃烧室温升的比值,如式(17)所示。OTDF是燃烧室重要的性能指标之一,直接关系到涡轮叶片的可靠性和寿命。OTDF越小,燃烧室出口截面的高温热点越少,温度场分布越均匀^[25]。

图8为燃烧室性能参数特性图。如图8(a)所示,增大油门杆角度,发动机工作状态提高,燃烧室出口温度分布系数呈现下降趋势。在每个工作状态点调节燃油量,随着油气比的增大,OTDF先减小后趋于稳定,主要原因是随着油气比的增加,蒸发加快、混合改善,喷嘴雾化质量变好,使喷雾空间分布更加均匀^[25],避免了局部高温热点的产生,进而使得OTDF减小。如图8(b)所示,随着发动机工作状态的提高,燃烧室出口氮氧化物排放量呈现上升趋势。在每个工作状态点,随着油

气比的增大,NO_x排放量逐渐增大。主要原因是热力NO占NO_x大部分排放量,油气比增加,主燃区温度升高,热力NO_x排放增加,总NO_x排放量增加^[26]。

3.2 部件级模型仿真验证

为验证燃烧室性能参数特性图在发动机全包线,全状态下的合理性与建模方法的有效性,以所建立的考虑OTDF和氮氧化物排放特性的部件级模型为对象,分别在地面状态($H=0$ km、 $Ma=0$)和超声速状态($H=10$ km、 $Ma=1.6$),在双涵道模式下对发动机油门杆角度进行阶跃激励,仿真过程中在 $t=0, 10, 20, 30$ s时刻将发动机油门杆角度 A_{pl} 分别设置为 $13^\circ, 30^\circ, 50^\circ, 70^\circ$,该过程为模拟发动机状态从慢车到节流再到中间状态的加速过程。在 $40, 50, 60$ s时刻将发动机油门杆角度 A_{pl} 分别设置为 $50^\circ, 30^\circ, 13^\circ$,该过程为模拟发动机状态从中间到节流再到慢车状态的减速过程。

图9(a)和图9(b)表示发动机在地面状态下,低压转子和高压转子的相对物理转速随油门杆角度变化的仿真结果图。如图9(c)所示,OTDF与发动机工作状态呈负相关关系,发动机转速越大,OTDF越小,燃烧室出口温度分布越均匀。燃烧室试验结果表明^[27],相比与中间状态,发动机在慢车状态和节流状态的燃烧室进口空气温度低,混合较差,喷雾空间不均匀,导致出口温度分布系数较高。如图9(d)所示,燃烧室出口氮氧化物排放量与发动机工作状态呈正相关关系,发动机转速越大,燃烧室出口氮氧化物排放量越多,这与文献[28]变化趋势一致。这是由于NO_x排放依赖于火焰温度,在燃烧室进口空气温度和主燃区燃烧温度增加的情况下,NO_x排放量大幅增加。

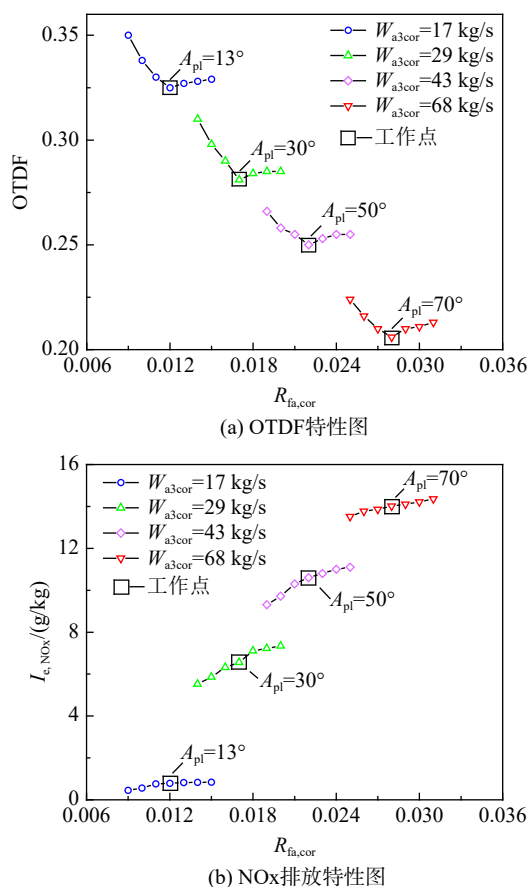
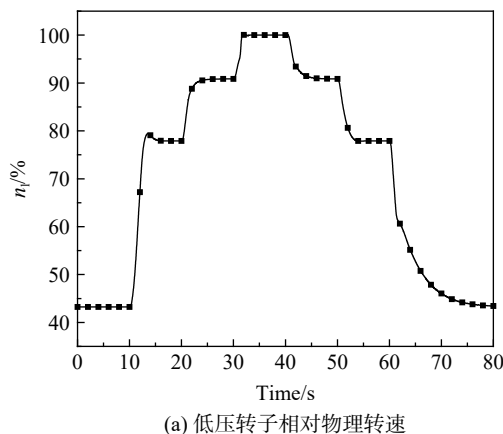


图8 燃烧室性能参数特性图

Fig. 8 Characteristic diagram of combustor performance parameters



(a) 低压转子相对物理转速

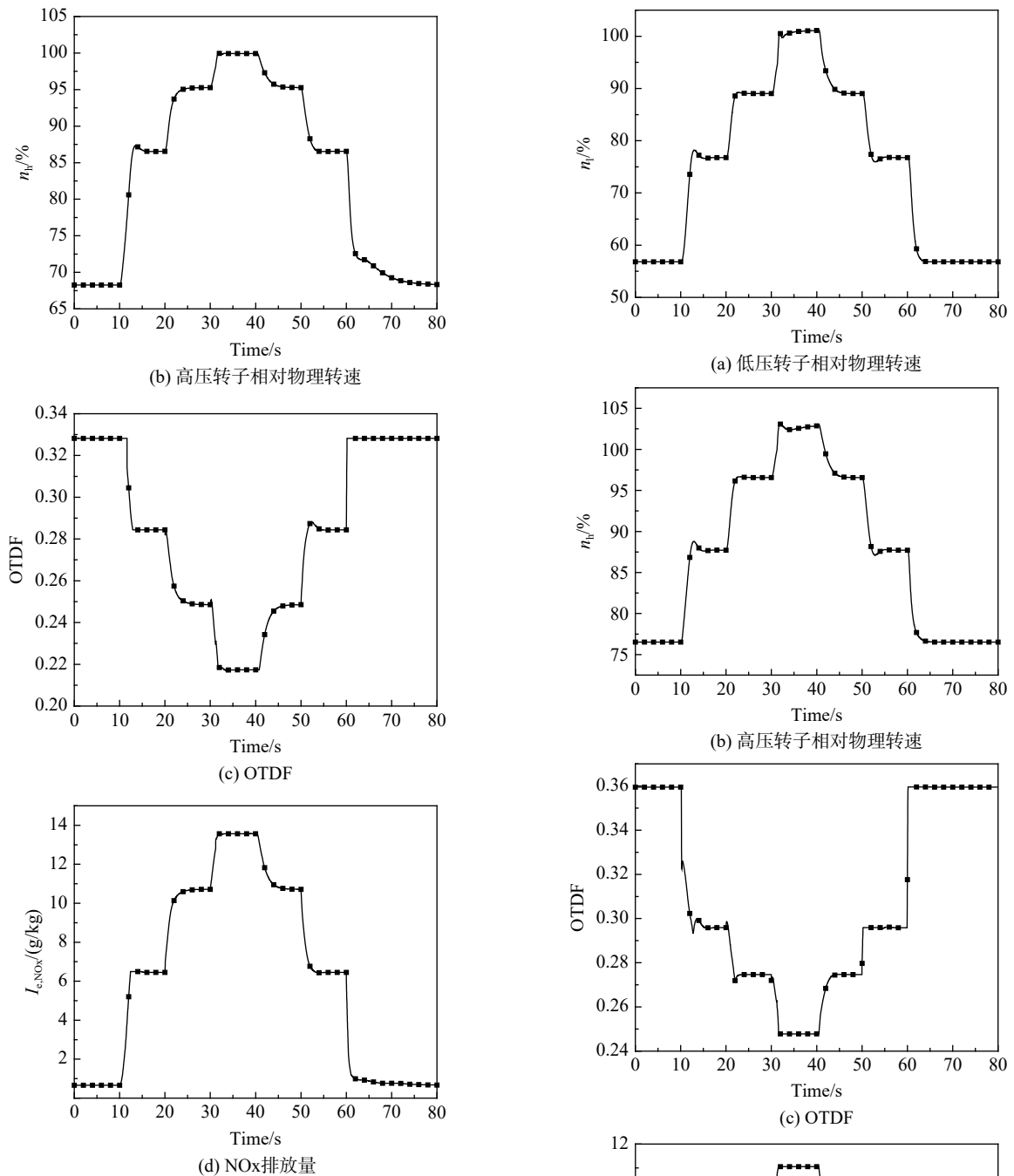
图 9 部件级模型仿真结果图($H=0$ km, $Ma=0$)

Fig. 9 Component level model simulation results diagram

($H=0$ km, $Ma=0$)

图 10(a) 和图 10(b) 表示在典型超声速巡航点, 发动机低压转子和高压转子的相对物理转速随油门杆角度变化的仿真结果图。如图 10(c) 和图 10(d) 所示, 燃烧室各性能参数的变化趋势与地面状态的变化一致。相比于地面状态, 燃烧室出口温度分布系数在各工作点略有上升, 出口氮氧化物排放量有小幅下降。

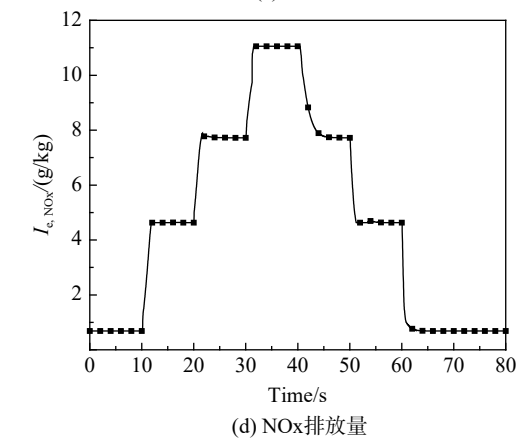
图 10 部件级模型仿真结果图($H=10$ km, $Ma=1.6$)

Fig. 10 Component level model simulation results diagram

($H=10$ km, $Ma=1.6$)

4 结 论

通过本文的研究,主要得到以下结论:

1) 建立了一种考虑 OTDF 和氮氧化物排放特性的航空发动机部件级模型,设计了燃烧室三维仿真模型,通过变循环发动机部件级模型得到发动机在慢车、节流、中间状态下的燃烧室进口空气流量、进口总温、进口总压、油气比。计算了发动机在海平面不同工况下的出口温度分布系数、氮氧化物排放量。基于相似换算理论,得到全包线、全状态下的燃烧室性能特性图。基于该特性,建立了可计算燃烧室特性参数的变循环发动机部件级模型,可以为燃烧室出口温度分布和氮氧化物排放控制研究提供仿真试验平台。

2) 在地面点 $H=0\text{ km}$ 、 $Ma=0$ 和典型超声速巡航点 $H=10\text{ km}$ 、 $Ma=1.6$ 对部件级模型进行了加减速数值仿真,结果表明,燃烧室出口温度分布系数与发动机工作状态呈负相关关系,发动机转速越大,OTDF 越小,燃烧室出口温度分布品质越好;燃烧室出口氮氧化物排放量与发动机工作状态呈正相关关系,发动机转速越大,氮氧化物排放量越多。

参考文献:

- [1] 黄勇,林宇震,樊未军,等.燃烧与燃烧室[M].北京:北京航空航天大学出版社,2009.
- [2] 李超.低污染燃烧室温度场的数值仿真与控制[D].沈阳:沈阳航空航天大学,2012.
LI Chao. Numerical simulation and control of low pollution combustor[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2012. (in Chinese)
- [3] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. 燃气涡轮发动机燃烧[M].刘永泉,译.北京:航空工业出版社,2016.
- [4] 纪友哲,张宝诚.航空发动机燃烧室数值模拟的现状与发展[J].航空发动机,2003,29(4): 25-29.
JI Youzhe, ZHANG Baocheng. The status and development of the numerical simulations of an aeroengine combustion chamber[J]. Aeroengine, 2003, 29(4): 25-29. (in Chinese)
- [5] 尹大伟,吕日毅,常斌,等.航空发动机部件性能退化参数的分布式估计算法[J].航空学报,2013,34(12): 2716-2724.
YIN Dawei, LÜ Riyi, CHANG Bin, et al. Distributed estimation algorithm for aero-engine deviation parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(12): 2716-2724. (in Chinese)
- [6] 王振华,王亮.航空发动机试验测试技术发展探讨[J].航空发动机,2014,40(6): 47-51.
WANG Zhenhua, WANG Liang. Development of aeroengine testing measurement technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(6): 47-51. (in Chinese)
- [7] 薛文鹏,黄向华,孙科.航空发动机外推部件特性的检验方法分析[J].测控技术,2021,40(5): 37-42.
XUE Wenpeng, HUANG Xianghua, SUN Ke. Verify-criterion of low-speed characteristics of aero-engine components[J]. Measurement & Control Technology, 2021, 40(5): 37-42. (in Chinese)
- [8] 葛海.大涵道比涡轮风扇发动机建模技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.
GE Hai. Research on modeling technology for high bypass ratio turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [9] 金捷.美国推进系统数值仿真(NPSS)计划综述[J].燃气涡轮试验与研究,2003,16(1): 57-62.
JIN Jie. A summary of numerical propulsion simulation system (NPSS) by NASA[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(1): 57-62. (in Chinese)
- [10] KONG C, KHO S, KI J. Component map generation of a gas turbine using genetic algorithms[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(1): 92-96.
- [11] KURZKE J. Model based gas turbine parameter corrections[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo, Collocated with the International Joint Power Generation Conference. Atlanta, US: ASME, 2009: 91-99.
- [12] 隋岩峰.航空发动机切换实时模型[J].航空发动机,2009,35(2): 13-15.
SUI Yanfeng. Realtime switching model of aeroengine[J]. Aeroengine, 2009, 35(2): 13-15. (in Chinese)
- [13] 黄开明,黄金泉,刘杰,等.基于无迭代解法的航空发动机实时模型[J].航空发动机,2004,30(2): 35-38, 58.
HUANG Kaiming, HUANG Jinquan, LIU Jie, et al. An aeroengine real time model based on non-iterative method[J]. Aeroengine, 2004, 30(2): 35-38, 58. (in Chinese)
- [14] LEFEBVRE A H, BALLAL D R. Gas turbine combustion alternative fuels and emissions[M]. Philadelphia, US: Taylor-Francis, 2010.
- [15] NOVOSSELOV I V. Chemical reactor networks for combustion systems modeling[D]. Seattle, US: University of Washington, 2006.
- [16] ALLAIRE D L. A physics-based emissions model for aircraft gas turbine combustors[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2006.
- [17] 陈炫任,刘爱斌,胡建,等.燃料分配方式对微燃机燃烧室燃烧性能影响[J].航空动力学报,2020,35(9): 1875-1883.
CHEN Xuanren, LIU Aiguo, HU Jian, et al. Effect of fuel distribution on combustion performance for micro gas turbine combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(9): 1875-1883. (in Chinese)
- [18] 王梅娟,成胜军,宋双文,等.燃烧室进口流场对某回流燃烧室性能影响的数值计算[J].航空动力学报,2018,33(6): 1281-1289.
WANG Meijuan, CHENG Shengjun, SONG Shuangwen, et al. Numerical simulation on influence of flow field of combustor inlet on a certain reversed-flow combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1281-1289. (in Chinese)
- [19] 沈倩.单头部直流燃烧室设计及特性研究[D].厦门:厦门大学,2019.
SHEN Qian. Design and characteristic study of a model gas turbine combustor[D]. Xiamen: Xiamen University, 2019. (in Chinese)
- [20] 孙志杰.航空发动机燃烧室设计与优化方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2020.
SUN Zhijie. Study on the research on design and optimization method of aeroengine combustion chamber[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [21] 林宏军,尚守堂,程明,等.高油气比燃烧技术工程应用与发展分析[J].航空发动机,2021,47(4): 72-81.

- LIN Hongjun, SHANG Shoutang, CHENG Ming, et al. Engineering application and development analysis of high fuel-air ratio combustion technology[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(4): 72-81. (in Chinese)
- [22] 陈浩颖. 三涵道变循环发动机建模及控制规律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
CHEN Haoying. Research on the modeling and the control method of the three ducts variable cycle propulsion system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [23] ABIDHATLA S, COLLIER G, ZHAO Xin, et al. H-infinity control design for a jet engine[C]//Proceedings of the 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, US: AIAA, 1998: 7-10.
- [24] 薛益春. 变循环发动机多变量控制及性能寻优[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
XUE Yichun. Multivariable control and performance optimization of variable cycle engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [25] 张善军, 马宏宇, 贾春燕, 等. 生物柴油对双旋流燃烧室燃烧与排放性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(7): 1562-1568.
ZHANG Shanjun, MA Hongyu, JIA Chunyan, et al. Influence of biodiesel fuels on double swirler combustor performance and emissions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(7): 1562-1568. (in Chinese)
- [26] 党新宪, 赵坚行, 吉洪湖. 双旋流器燃烧室NO_x生成研究[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(3): 430-435.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, JI Honghu. A study on NO_x formation for double swirler combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(3): 430-435. (in Chinese)
- [27] 金如山, 索建秦. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016.
- [28] 李亚娟, 王明瑞, 葛新, 等. 基于燃气分析法的航空发动机燃烧室性能研究[J]. *航空发动机*, 2016, 42(1): 37-41.
LI Yajuan, WANG Mingrui, GE Xin, et al. Research on aero-engine combustor performance based on gas analysis method[J]. *Aeroengine*, 2016, 42(1): 37-41. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)