

基于试验数据的发动机部件串行协同仿真方法

朱星宇¹, 张韦雅², 吴 锋², 李绍斌³, 逯雨江¹, 李志平¹

- (1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院 整机试验室, 四川 绵阳 621000;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206)

摘 要: 为探究整机与部件仿真数据和测试数据的匹配性, 基于 MATLAB/SIMULINK、Python 和通用商业 CFD 软件, 开发了数据驱动的部件串行协同仿真技术, 主要由航空发动机整机的集成仿真平台和部件串行协同仿真平台组成。其中, 集成仿真平台采用模块化的方法对发动机部件建模, 结合共同工作方程及边界约束条件, 实现了发动机整机和部件特性的迭代模拟; 发动机部件串行协同仿真平台采用自编程序结合底层求解程序, 提出了重叠区域的交界面数据传递与处理方法, 实现了部件间的串行仿真和边界迭代求解, 完成了零维、三维仿真的耦合求解过程。以某小型涡喷发动机为研究对象, 基于已有试验数据进行案例验证, 计算结果最大误差不超过 5%, 表明集成仿真平台与串行协同仿真平台的准确性及工程应用价值。

关 键 词: 试验数据; 涡喷发动机; 部件级建模; 集成仿真平台; 串行协同仿真

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Serial collaborative simulation method for aero-engine components based on test data

ZHU Xingyu¹, ZHANG Weiya², WU Feng², LI Shaobin³, LU Yujiang¹, LI Zhiping¹

- (1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. Engine Test Department, Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;
3. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: To explore the matching between the simulation data and test data of the engine and components, a data-driven serial collaborative simulation technology for aero-engine components was developed based on MATLAB/SIMULINK, Python and general commercial CFD software, which mainly consists of an integrated simulation platform for aero-engine components and a serial collaborative simulation platform. The integrated simulation platform adopted a modular approach to model the engine components, combined the cooperating equations and boundary constraints, and implemented the simulation of the whole engine characteristics; the serial collaborative simulation platform of engine components adopted a self-developed program combined with the underlying solver, proposed the data transfer and processing method of the intersection interface in the overlap region, finally implemented the serial simulation and boundary iterative solution between components, and completed the coupled solution of 0D and 3D simulation. Taking a small turbojet engine as the research object, the case verification was

收稿日期: 2022-09-27

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0004-0016)

作者简介: 朱星宇(1996—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机建模及流动稳定性研究。

通信作者: 李绍斌(1980—), 男, 讲师、硕士生导师, 博士, 主要从事航空发动机气动热力学研究。E-mail: 08382@buaa.edu.cn

引用格式: 朱星宇, 张韦雅, 吴锋, 等. 基于试验数据的发动机部件串行协同仿真方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(7): 1648-1657. ZHU Xingyu, ZHANG Weiya, WU Feng, et al. Serial collaborative simulation method for aero-engine components based on test data[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(7): 1648-1657.

carried out based on available test data, the maximum error of calculation was less than 5%, indicating the accuracy and engineering application value of the integrated simulation platform and serial collaborative simulation platform.

Keywords: test data; turbojet engine; component-level modeling; integrated simulation platform; serial collaborative simulation

航空发动机内部的真实流动中,各截面的气动热力参数具有周向非对称、径向非均匀以及非定常性的特征。但目前的数值仿真系统,对航空发动机部件设计与分析通常都会包含 3 个方面的基本假设:①折合标况均匀边界;②定常;③单一部件(视作理想绝能)。这样处理后数值仿真会缺失真实流场信息,尤其在零维仿真中,部件交界面气动参数的空间不均匀性和时间非定常性都被抹平,再加上发动机冷热态下的几何差异,使得发动机从设计-制造-装配-热状态过程中累计了一系列偏差,最终造成了主观的数值仿真模型与客观的物理实际存在差异。

随着计算流体力学和对物理过程建模技术的飞速发展,对大型推进系统的复杂数值仿真已经成为现实。美国的 NPSS(numerical propulsion system simulation)计划^[1-6]引领了推进系统数值仿真的潮流,该计划是为了充分利用先进的、高速发展的数字化信息和通信技术,促使高性能涡轮发动机综合技术(IHPTET)计划^[7-9]的加速进行。在多用途经济可承受的先进涡轮发动机(VAATE)计划中^[10],数值仿真系统得到了进一步的发展和应用。在 NPSS 计划的支持下,美国的研究者对航空涡轮发动机的数值仿真系统进行了发展和完善,开发了涉及多个学科的界面化仿真平台,并对许多在研和现役发动机进行了数值仿真。Turner^[11-12]和 Lytle^[13]对 GE90 发动机进行了整机流场的数值仿真,但对整机仿真结果的分析却与循环状态点参数仍有一定的偏差。美国 Stanford 大学的研究者^[14]对 PW(Pratt & Whitney)公司某型涡扇发动机整机流域进行了数值仿真,采用软件平台 CHIMPS(coupler for high-performance integrated multi-physics simulations),将 RANS 与 LES 求解器相结合对巡航状态工况的流域进行了数值仿真,数值仿真结果与试验测量结果的对比表明 3 个子系统交界面参数的空间分布对交界面两侧的部件性能有不同的程度的影响。

与国外相比,我国虽然起点低、起步晚,但在这方面也做了相当的研究,其中大部分研究是围绕特性仿真,针对部件的数值仿真水平达到了准

三维和三维精度,但在发动机整机多维度结合的数值仿真的研究明显落后于国外先进水平。国内的科研机构 and 高校在 20 世纪 80 年代初编制了一些发动机仿真程序^[15]。这些程序是参照了 DYN-GEN^[16]和 GENENG^[17-18]所提供的程序模式,实现了部件特性的耦合计算,并根据试验结果进行了校核和修正,完善了经验模型。自 20 世纪 90 年代以来,我国航空发动机仿真工作取得较多进步,但大多集中在实时控制^[19]、部件特性的校正以及其他方面^[20-21],气动计算方面进展主要围绕压气机、涡轮和燃烧室三大核心部件。随着对推进系统整体仿真及建模需求的不断提高^[22-25],快速、准确的航空发动机整机仿真技术成为了亟需攻克的一大难关。

目前,部件和整机在不同维度的气动热力仿真环节缺少与整机试验测试数据的匹配,本文以通用商业 CFD 软件为底层核心求解程序,突破部件串行模拟中重叠区域边界数据处理和传递技术,开发具有部件协同仿真功能的集成平台,以发动机试验测试状态参数为约束边界条件,实现了核心机部件性能三维仿真模拟和整机零维匹配参数迭代分析,为探究整机与部件仿真数据和测试数据的匹配性提供技术手段。本方法可根据有限的试验测试数据还原发动机内部流场,对于追溯发动机试验中数据异常或性能不达标等问题提供了参考手段,具备工程应用价值。

1 基于试验数据的串行协同仿真方法

在已有的试验数据的前提下,进行发动机部件串行模式协同仿真分析平台的搭建,并实现与自编程序和商用软件的兼容。协同仿真的原理如图 1 所示:

1) 通过 MATLAB/SIMULINK 搭建集成仿真平台,依据航空发动机各部件的工作原理搭建部件的气动热力学模块,并通过共同工作方程和部件匹配关系建立发动机整机仿真模型,实现发动机零维整机气动热力学仿真;

2) 基于通用商业 CFD 求解器,通过 Python、

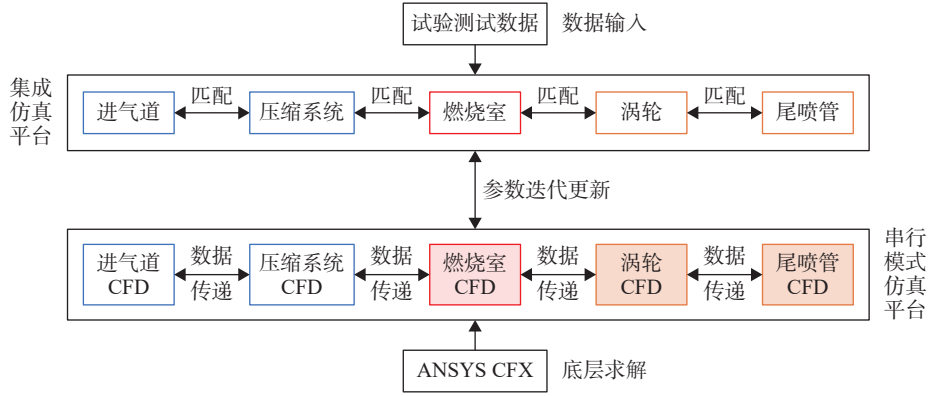


图 1 基于试验数据驱动的串行协同仿真框架

Fig. 1 Serial collaborative simulation framework based on test data driven

MATLAB/SIMULINK 建立三维多部件的串行模式仿真平台,实现部件间的参数匹配与更新,并将零维与三维仿真进行耦合迭代,完成发动机试验状态的整机匹配。

2 发动机集成仿真平台搭建

将航空发动机整机模化为进气道、压气机、燃烧室、涡轮、尾喷管 5 大部件,基于部件匹配,搭建了整机气动热力学模型^[26]。不仅可以根据发动机的试验参数调试程序,还便于其他功能模块的接入。各部件模块的构成及站位划分如图 2 所示。

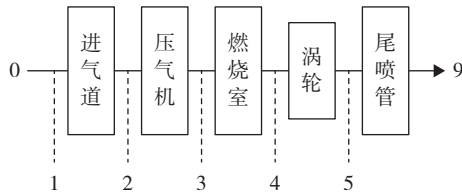


图 2 发动机各模块示意图

Fig. 2 Schematic diagram of engine modules

2.1 进气道

进气道的主要功能是为发动机提供尽可能均匀的气流,在给定的飞行高度 H 、飞行马赫数 Ma 状态下,可实现进气道进口到出口的气流参数计算。指定飞行高度下环境大气参数 p_0 、 T_0 可由国际标准大气 (ISA) 计算得到,进口截面总参数可由气动函数计算得到 p_{t1} 、 T_{t1} 。根据进气道参数选取合适的总压损失系数 σ_1 ,计算进气道出口截面的总参数 p_{t2} 、 T_{t2} 如下:

$$\begin{cases} p_{t2} = p_{t1} \cdot \sigma_1 \\ T_{t2} = T_{t1} \end{cases} \quad (1)$$

2.2 压气机

发动机部件特性已由试验或仿真获得,该模块的主要任务是确定不同工况下部件试验的特性点。根据压气机进口截面总温 T_{t2} 和物理转速 N_g ,可确定压气机工作状态点的换算转速

$$N_{cor} = N_g / \sqrt{T_{t2}} \quad (2)$$

如图 3 所示,由换算转速 N_{cor} 和距堵点相对位置 β 可插值得到压气机的换算流量 W_{cor} 、压比 π 、效率 η

$$\begin{cases} W_{cor} = f_1(N_{cor}, \beta) \\ \pi = f_2(N_{cor}, \beta) \\ \eta = f_3(N_{cor}, \beta) \end{cases} \quad (3)$$

根据进口大气条件可得实际流量

$$W_2 = W_{cor} \frac{p_{t2}}{101\,325} \sqrt{\frac{288.15}{T_{t2}}} \quad (4)$$

气流经过压气机增压后出口截面的总参数 p_{t3} 、 T_{t3} ,式中 k 为空气绝热指数取 1.4。

$$\begin{cases} p_{t3} = p_{t2} \cdot \pi \\ T_{t3} = T_{t2} \cdot \left[\left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) / \eta + 1 \right] \end{cases} \quad (5)$$

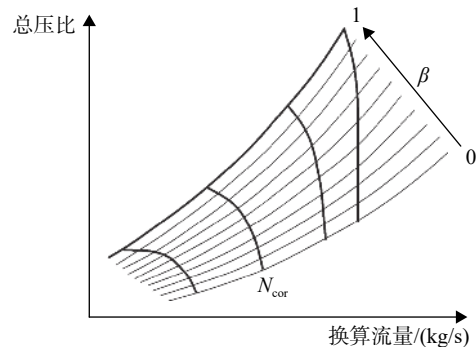


图 3 确定压气机工作点

Fig. 3 Determination of the compressor operating point

压气机的所需功率为 P_{com} , 式中 h 为对应截面的焓值。

$$P_{\text{com}} = W_2 (h_3 - h_2) \quad (6)$$

2.3 燃烧室

燃烧室出口截面的流量 W_4 及总压 p_{t4} 如下:

$$\begin{cases} W_4 = W_3 + W_f \\ p_{t4} = p_{t3} \cdot \sigma_c \end{cases} \quad (7)$$

式中 σ_c 为燃烧室的总压恢复系数, W_f 为燃油流量。

燃烧室出口截面平均总温 T_{t4} 计算如下, 式中 f 为油气比, H_u 为航空煤油的燃料热值取 42 900 kJ/kg, η_c 为燃烧效率取 0.99。

$$\begin{cases} f = W_f / W_3 \\ h_4 = (W_f H_u \eta_c + W_3 h_3) / W_4 \\ T_{t4} = F_{\text{cn}}(h_4, f) \end{cases} \quad (8)$$

2.4 涡轮

与压气机部件类似, 根据燃烧室出口截面的总温, 可以确定燃气涡轮的换算转速

$$N'_{\text{cor}} = (N_g / \sqrt{T_{t4}}) \quad (9)$$

再根据换算转速和距堵点相对位置 β 插值得到燃气涡轮的换算流量 W_{tcor} 、涡轮落压比 π_t 、效率 η_t 。

$$\begin{cases} W_{\text{tcor}} = f_1(N'_{\text{cor}}, \beta') \\ \pi_t = f_2(N'_{\text{cor}}, \beta') \\ \eta_t = f_3(N'_{\text{cor}}, \beta') \end{cases} \quad (10)$$

燃气涡轮的出口截面的总压为

$$p_{t5} = p_{t4} \cdot \pi_t \quad (11)$$

燃气涡轮的输出功率 P_{gas} , 式中 k' 为燃气绝热指数取 1.33, R_g 为气体常数。

$$P_{\text{gas}} = W_4 \frac{k'}{k' - 1} R_g T_{t4} \left(1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{k' - 1}{k'}}} \right) \eta_t \quad (12)$$

根据涡轮的热焓方程和燃气涡轮的输出功率, 可以求得出口气总焓, 再采用二分法得到燃气涡轮的出口总温 T_{t5} 。

$$h_{t5} = h_{t4} - \frac{k'}{k' - 1} R_g T_{t4} \left(1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{k' - 1}{k'}}} \right) \eta_t \quad (13)$$

式中 h_{t4} 、 h_{t41} 分别为涡轮进出口的总焓。

2.5 尾喷管

考虑到该种构型发动机尾喷管的主要作用是排气, 出口气流速度较小, 产生的实际推力较小。尾喷管出口总参数

$$\begin{cases} p_{t9} = p_{t5} \cdot \sigma_2 \\ T_{t9} = T_{t5} \end{cases} \quad (14)$$

其中 σ_2 为尾喷管总压恢复系数。

喷管的实际压降 p_{loss} 为

$$p_{\text{loss}} = p_{t6} / p_9 \quad (15)$$

所研究的涡喷发动机出口为亚声速流动, 可得其出口马赫数 Ma_9 及出口速度 V_9

$$\begin{cases} Ma_9 = p_{\text{loss}}^{\frac{k' - 1}{k'}} \\ V_9 = \lambda_{\text{noz}} \sqrt{2 c_p T_{t9} \left(1 - p_{\text{loss}}^{\frac{k' - 1}{k'}} \right)} \end{cases} \quad (16)$$

式中 c_p 为比定压热容, λ_{noz} 为速度系数。

尾喷管出口流量为

$$W_9 = K_m A_9 p_9 q(Ma_9) / \sqrt{T_9} \quad (17)$$

式中 K_m 为与气体种类和温度有关的常数取 0.039 7, A_9 为尾喷管出口截面面积, $q(Ma_9)$ 为流量函数。

2.6 稳态求解方法

在各部件模块搭建完成后, 根据发动机共同工作方程和关键截面的参数值, 并通过 Newton-Raphson 迭代法的计算, 即可求解发动机整机的气动热力状态平衡点, 即稳态工作点。

发动机稳态各部件之间的匹配关系通过流量连续、功率平衡的等共同工作方程关系来确定, 选用的初猜参数为转子转速 N_g 、压气机压比 π 、涡轮落压比 π_t , 同时选取控制量为燃油质量流量 W_f 。对上述 3 个未知量建立对应的 3 个独立方程进行求解, 式(18)中 3 个方程分别表征涡轮与压气机的功率平衡、涡轮出口与尾喷管入口流量平衡以及涡轮入口与涡轮出口流量平衡。

$$\begin{cases} \frac{P_{\text{com}} + P_{\text{acc}} - \eta_m P_{\text{gas}}}{\eta_m P_{\text{gas}}} = 0 \\ \frac{W_9 - W_{41}}{W_9} = 0 \\ \frac{W_4 + W_{\text{cool}} - W_{41}}{W_{41}} = 0 \end{cases} \quad (18)$$

式中 P_{acc} 为涡轮的功率提取, η_m 为转轴的机械效率取 0.998, W_{41} 为涡轮出口燃气质量流量, W_{cool} 为涡轮汇入的附加引气质量流量。

发动机各截面流量是 N_g 、 π 、 π_t 的非线性函数, 具体非线性关系由发动机部件的计算模型和发动机部件特性决定。这样发动机稳态模型可以表达为一个由共同工作条件组成的非线性方程组, 即共同工作方程

$$f_i(N_g, \pi, \pi_t) = 0 \quad i = 1, 2, 3 \quad (19)$$

通过稳态共同工作方程的约束和联系,在供油量给定时对发动机稳态工作点的确定就转化为一组以 N_g 、 π 、 π_t 为独立变量的非线性方程组求解的问题。

发动机的非线性方程组可以写作

$$\begin{cases} f_1(N_g, \pi, \pi_t) = \frac{P_{com} + P_{acc} - \eta_m P_{gas}}{\eta_m P_{gas}} = 0 \\ f_2(N_g, \pi, \pi_t) = \frac{W_5 - W_{41}}{W_5} = 0 \\ f_3(N_g, \pi, \pi_t) = \frac{W_4 + W_{cool} - W_{41}}{W_{41}} = 0 \end{cases} \quad (20)$$

定义 $F = [f_1 \ f_2 \ f_3]^T$ 为残差量矩阵,迭代过程中共同工作方程不平衡则该矩阵不会至零。定义 $X = [N_g, \pi, \pi_t]^T$ 为独立变量矩阵,用牛顿迭代法求解上述发动机模型非线性方程组的迭代式为

$$X^{k+1} = X^k - J^{-1} F^k \quad k = 0, 1, 2, \dots \quad (21)$$

其中 X^k 为上一步的初猜解向量, X^{k+1} 为迭代一次后的修正向量, J 为雅可比矩阵,其求解方法为

$$J(i, j) = \frac{f_i(k)|_{X_j=X_j^k+\Delta X_j^k} - f_i(k)|_{X_j=X_j^k}}{\Delta X_j^k} \quad (22)$$

微增初猜变量,求其偏导数组成雅可比矩阵,矩阵的第 j 列是在对 X_j 进行增量计算后的变量 $X_j = X_j^k + \Delta X_j^k$,运行一次模型得到一组误差值 $f_i(k)|_{X_j=X_j^k+\Delta X_j^k}$,对于 3 个初猜值,需要运行 3 次模型,还需一次模型求解 $f_i(k)|_{X_j=X_j^k}$ 。最终求解发动机整机的气动热力状态平衡点,即稳态工作点。

3 数据传递和重叠区域边界处理方法

3.1 重叠区域处理方法

为了减小人为设定的计算边界对真实物理边界产生的影响,同时保证数值模拟的收敛性及稳定性,一般的处理方法是在计算模型真实的进出口前后延长计算域。这就导致在整机协同仿真中上下游部件在交界面的两侧存在重叠区域,当上游部件交界面的各气动热力参数传递至下游部件交界面时,需要通过下游部件交界面处的参数外推出重叠区域进口的边界条件。

航空发动机三大部件均具有轴对称特征,在忽略径向压力平衡方程的条件下,附加计算域为平直延长段。因此,在前处理阶段,下游部件重叠区域内的流动可按等截面圆管处理。当上游部

件交界面参数传递至下游部件交界面时,可根据等截面圆管气动热力方程来推出下游部件进口的边界条件,如图 4 所示。

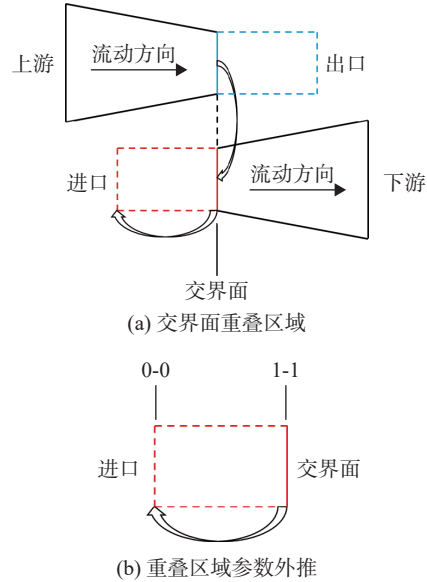


图 4 重叠区域边界处理方式

Fig. 4 Treatment of overlapping area boundary

对于无功热交换的等截面圆管,0-0 截面至 1-1 截面总温分布相同。在已知 1-1 截面总压分布的条件下,通过等截面圆管总压损失经验公式可以推出 0-0 截面总压分布。考虑到重叠区域沿流动方向无面积变化,因此,0-0 截面各静参数应与 1-1 截面主流区各静参数一致。

3.2 边界条件更新方法

部件串行仿真所模拟的是航空发动机整机试验条件下的某一共同工作点,而试验过程中是通过调节燃烧室供油量使得部件稳定在某一工作转速下,进而获得稳态共同工作点。因此,对于部件串行仿真而言,为了模拟试验条件下某一供油量时的稳态共同工作点,如若将部件的工作转速作为迭代变量无疑会大大降低算法的鲁棒性,且功率平衡方程本身难以作为部件串行仿真的约束条件来控制算法收敛的方向。因此,较为合理的方式是通过试验数据得到某一供油量下的各部件特性及工作转速,在部件串行仿真流程中,将该供油量下的工作转速作为不变量,通过迭代各部件边界条件,使得其满足:①各部件物理交界面总参数误差不超过某一给定值;②各部件特性与整机总体仿真模型的匹配结果误差不超过某一给定值。此时认为部件串行仿真流程的收敛解即

为该供油量下部件的共同工作点。基于以上考虑, 通过部件串行仿真来求解整机在某一供油量下的共同工作点问题即转化为了给定供油量与工作转速下各部件物理界面总参数的连续性问题。因此, 边界条件迭代更新的方向应当是使得任意相邻部件物理界面处总参数误差不断减小。

对于航空发动机部件数值模拟来说, 往往由于不同部件的物理特征不同而需要使用不同的边界条件组合来进行求解。对于那些由相邻部件传递而来的参数, 其自然而然地满足了连续性条件。而除了这些传递量以外, 求解量则不能保证其在相邻部件的物理交界面上一定满足连续性条件。因此, 边界条件迭代更新的原则应当是通过修正给定量来保证求解量能够在串行迭代中向着误差减小的方向改变。下面以压气机部件与燃烧室部件为例来说明边界条件迭代更新方法。

如图 5 所示, 压气机部件数值模拟通常采用的边界条件组合为进口给定总温总压, 出口给定背压, 而燃烧室部件数值模拟通常采用的边界条件组合为进口给定流量总温, 出口给定背压。在第 n 次迭代结束后, 考虑到部件间的耦合影响, 第 $n+1$ 次迭代燃烧室进口流量及总温分布由第 n 次压气机出口流量及总温分布修正得到, 第 $n+1$ 次压气机出口背压由第 n 次燃烧室进口静压分布修正得到。此时, 两部件边界条件的组合使得在压气机与燃烧室物理界面处流量与总温分布满足连续性条件, 但总压分布未必连续。因此, 第 $n+1$ 次的交界面处目标总压值可由第 n 次两部件交界面处总压求解值的差值确定, 即

$$p_{n+1}^* = p_n^* \pm \alpha_1 \cdot |p_{\text{comp,outlet},n}^* - p_{\text{comb,inlet},n}^*| \quad (23)$$

式中 p_n^* 为第 n 次迭代用于更新压气机与燃烧室边界条件的目标总压值, α_1 为松弛因子介于 $0 \sim 1$ 之间, $p_{\text{comp,outlet},n}^*$ 为压气机部件第 n 次迭代出口总压的求解值, $p_{\text{comb,inlet},n}^*$ 为燃烧室部件第 n 次迭代进口

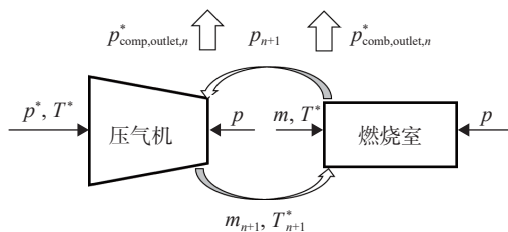


图 5 边界条件迭代更新方法

Fig. 5 Boundary condition iterative update method

总压的求解值。正负号则由第 n 次迭代的求解值与目标值偏差的正负决定。由式(23)可知, 迭代收敛的充分必要条件即为 $|p_{\text{comp,outlet},n}^* - p_{\text{comb,inlet},n}^*|$ 的值为 0, 此时, 第 $n+1$ 次迭代的目标值与第 n 次迭代的目标值相同, 即边界条件随着迭代次数不再发生变化。

当确定了更新边界条件的方向及大小后, 只需利用气动函数根据目标值求解得到边界条件的数值即可完成对某一部件边界条件的更新。

3.3 基于串行模式的仿真平台

基于串行模式的协同仿真平台采用 Python、Matlab 开发, 发动机部件特性仿真采用商用软件 (ANSYS CFX) 作为底层求解器, 协同仿真平台不进行大规模数值计算, 只进行交界面参数传递、重叠区域边界处理、边界条件迭代更新等参数管理工作。在串行模式下, 部件仿真迭代流程如图 6 所示。

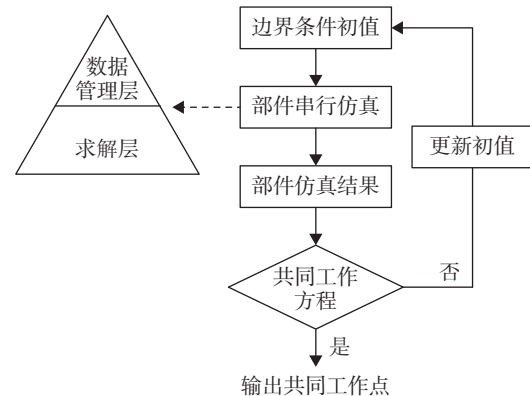


图 6 串行模式仿真流程

Fig. 6 Serial mode simulation process

在一次串行迭代中, 首先根据需计算的发动机具体工况, 借助零维的集成仿真平台确定持续部件数值仿真边界条件的初值, 通过部件串行仿真得到各部件交界面流量及总参数, 判断各部件交界面流量及总参数是否连续、功率是否满足共同工作方程, 满足则输出当前工作点, 否则更新部件边界条件进行下一轮迭代。

部件串行仿真流程如图 7 所示, 压气机进口边界及涡轮出口边界由试验测试数据约束。首先给定压气机出口边界初值, 计算结束后, 压气机出口边界参数通过数据管理层的数据传递模块及重叠区域边界处理模块传递至燃烧室进口边界。再次给定燃烧室出口边界初值, 重复上述过程直至涡轮计算结束。

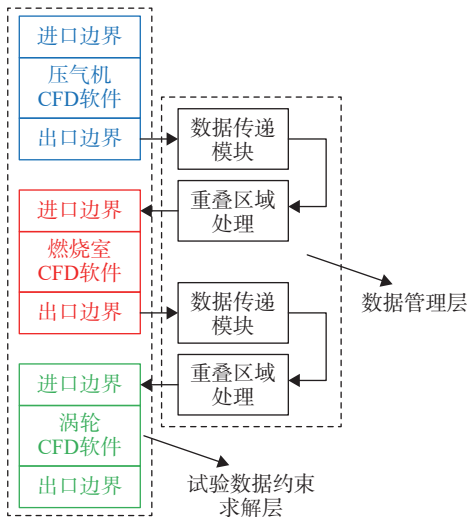


图 7 串行平台仿真流程

Fig. 7 Serial platform simulation process

4 典型案例验证

4.1 研究对象

选取某型涡喷发动机的核心机作为研究对象进行分析,该发动机核心机由一级离心压气机、环形燃烧室、一级涡轮组成。核心机的结构较为简单,且具备可用的试验数据,适合进行方法的验证。该发动机的整机三维视图如图 8 所示。

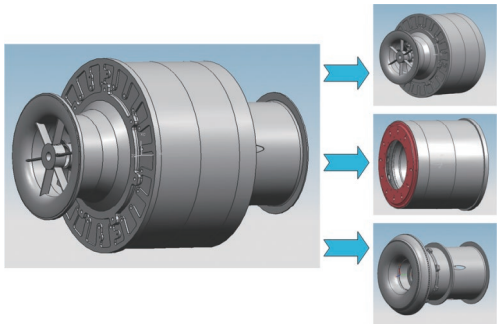


图 8 涡喷发动机几何结构

Fig. 8 Turbojet engine geometry

该发动机试验得到的设计状态下的关键参数如表 1 所示。

4.2 验证结果

4.2.1 集成仿真平台的验证

首先,将文中第 2 节中建立的发动机集成仿真平台与试验点的结果进行比较,关键截面参数的误差如表 2 所示,最大误差不超过 5%。

集成仿真平台与试验结果的最大误差不超过 5%,可以满足工程应用的需求。在总体参数中,燃油流量的偏差量高于其他参数,其原因是整机模型采用燃烧效率等系数模化燃烧室的热化学反

表 1 涡喷发动机试验点参数

Table 1 Turbojet engine test point parameters

部件	关键参数	数值
压气机	流量/(kg/s)	2.15
	总压比	4.2
	等熵效率	0.78
	物理转速/(r/min)	59 000
燃烧室	燃油流量/(kg/s)	0.042 68
	燃烧效率	0.95
	总压恢复系数	0.97
	进口总压/Pa	425 565
涡轮	进口总温/K	1 167
	效率	0.83

表 2 集成仿真平台误差

Table 2 Errors in integrated simulation platform

参数	集成仿真平台	试验点	误差/%
进口流量/(kg/s)	2.168	2.15	0.8
压气机压比	4.4	4.2	4.7
压气机等熵效率	0.75	0.78	3.8
燃烧室进口总压/Pa	445 979	425 565	4.7
燃烧室出口总压/Pa	433 651	412 798	5
燃烧室进口总温/K	492.3	474.11	3.8
燃烧室出口总温/K	1 211	1 167	3.7
涡轮落压比	2.066	2.075	0.4
涡轮等熵效率	0.82	0.83	0.7
涡轮出口总温/K	1 040.57	1 011.23	2.9

应,无法准确预估真实环境中的复杂燃烧行为,从而导致燃油流量及燃烧室出口参数产生了较大的计算误差。

4.2.2 串行协同仿真方法验证

验证涡喷发动机试验点时,迭代计算中以集成仿真平台匹配得到的数据为输入给定各部件边界条件初值,设定迭代算法中更新边界条件的松弛因子为 0.5。收敛准则为:①相邻部件物理界面处不连续的总参数相对误差不超过 5%;②在满足相邻部件物理界面总参数相对误差不超过给定值的条件下,各部件特性数据与设计点偏差不得超过 5%。

对本案例而言,压气机数值模拟边界条件组合为进口给定总温总压,出口给定背压;燃烧室数值模拟边界条件组合为进口给定流量总温,出口给定背压;涡轮数值模拟边界条件组合为进口给定总温总压,出口给定背压。因此,压气机与燃烧室物理交界面上不连续的总参数为总压,燃

烧室与涡轮物理交界面上不连续的总参数为流量,图 9(a)给出了压气机出口与燃烧室进口总压相对误差随串行协同仿真迭代次数的变化,图 9(b)给出了燃烧室出口与涡轮进口流量相对误差随串行协同仿真迭代次数的变化。

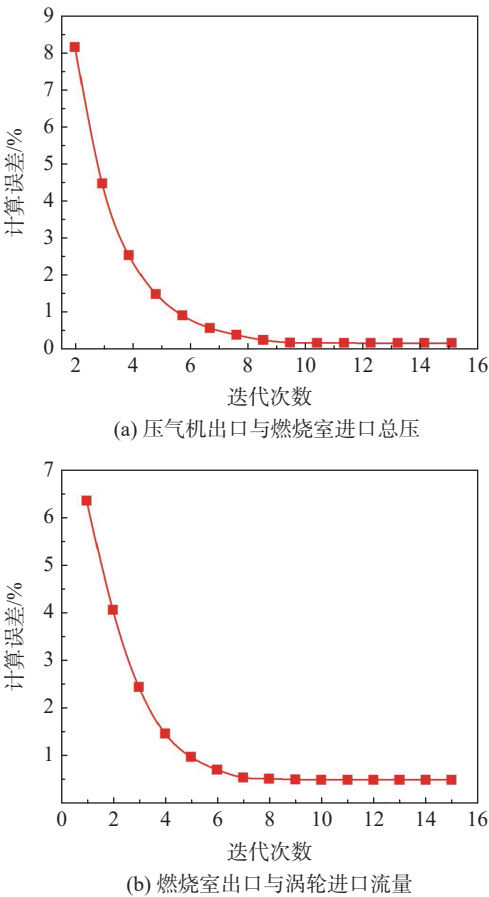


图 9 串行协同仿真收敛曲线

Fig. 9 Convergence curve of serial collaborative simulation

串行协同仿真方法具有良好的收敛性,在第 7 次迭代后,部件交界面间的误差可降低到 1% 以下。串行协同仿真整体收敛后,核心机部件的关键截面的流场细节如图 10 所示。图 10(a)表明在离心压气机转子中存在明显的斜激波,通过斜激波后静压进一步升高,在轴向扩压器中,流动存在明显的大分离区和低速区;图 10(b)给出了燃烧室部件主燃孔与掺混孔中间截面的总温分布,结果显示燃烧的主要过程发生在主燃孔之后;图 10(c)中显示气流在涡轮顺压梯度膨胀加速,在转子叶片后部加速到超声后有一道激波,波后速度降低,压强增大。

流场及关键截面的参数已通过部件协同仿真进行迭代收敛,为比较串行协同仿真方法的准确性,表 3 主要给出了部件协同仿真后关键性能参

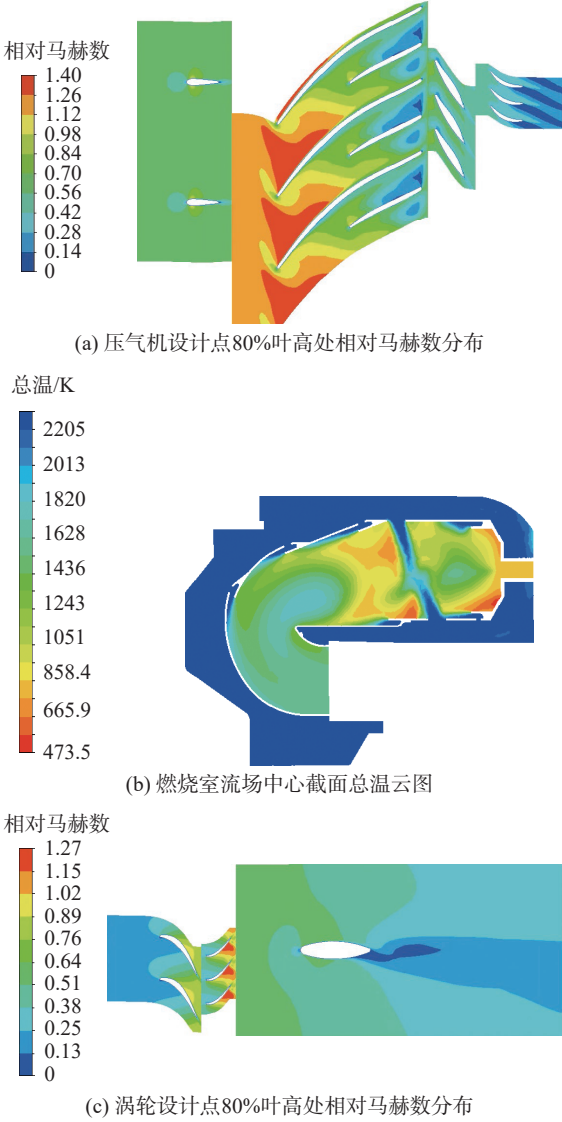


图 10 核心机关键截面流场

Fig. 10 Flow field in key section of core machine

表 3 串行协同仿真误差

Table 3 Errors in serial collaborative simulation

参数	串行协同仿真	试验点	误差/%
进口流量/(kg/s)	2.147	2.15	0.2
压气机压比	4.22	4.2	0.4
压气机等熵效率	0.76	0.78	2.5
燃烧室流量/(kg/s)	2.189 3	2.192 7	0.2
燃烧室进口总压/Pa	427 902	425 565	1
燃烧室总压恢复系数	0.94	0.97	3
燃烧效率	0.94	0.95	1.3
涡轮流量/(kg/s)	2.171 9	2.192 7	0.9
涡轮落压比	2.167	2.075	4.5
涡轮等熵效率	0.82	0.83	0.7

数与试验点参数的比较,关键参数的最大误差不超过 4.5%。

5 结 论

本文为探究整机与部件仿真数据和测试数据的匹配性,采用模块化的方式对航空发动机各部件及所需功能进行建模,以通用 CFD 软件为底层求解器,开发发动机部件串行协同仿真平台,实现发动机整机与部件在零维和三维之间的串行迭代仿真,并在某型发动机上进行了验证。本文取得的主要结论如下:

1) 基于 MATLAB/SIMULINK 搭建了可评估发动机工作特性的整机仿真平台,并以某小型涡喷发动机的核心机为例,开展了关键截面和特性参数的对比验证,与试验数据相比最大误差不超过 5%。

2) 基于 MATLAB/SIMULINK、Python 实现了航空发动机各部件交界面处重叠区域的边界处理和数据传递、迭代,并基于通用商业 CFD 软件,搭建了串行模式的仿真平台,部件性能参数最大误差不超过 4.5%。

参考文献:

- [1] LYTLE J, FOLLEN G, NAIMAN C, et al. Numerical propulsion system simulation (NPSS) 1999 industry review[R]. Cleveland, Ohio: NASA Glenn Research Center, NASA/TM-2000-209795, 2000.
- [2] LAWRENCE C. An overview of three approaches to multidisciplinary aeropropulsion simulations[R]. Cleveland, US: NASA Lewis Research Center, NASA TM-107443, 1997.
- [3] GREGORY F, MIRA A. Numerical zooming between a npss engine system simulation and a one-dimensional high compressor analysis code[R]. Cleveland, US: NASA Glenn Research Center, NASA/TM-2000-209913, 2000.
- [4] LYTLE J K. The numerical propulsion system simulation: an overview[R]. Cleveland, US: NASA Glenn Research Center, NASA/TM-2000-209915, 2000.
- [5] 江义军. 推进系统数值仿真综述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(4): 56-58.
JIANG Yijun. A review of numerical simulation of propulsion systems[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2000, 13(4): 56-58. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] KOOP W E. The integrated high performance turbine engine technology (IHPTET) program[R]. Chattanooga, US: 13th International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE-97-7175, 1997.
- [8] SIMONEAU R J, HUDSON D A. CFD in the context of IHPTET-the integrated high performance turbine engine technology program[R]. Monterey, US: AIAA, AIAA-89-2904, 1989.
- [9] 蒋洪德, 方昌德. 美国高性能涡轮发动机技术计划[J]. 国际航空, 1989(11): 1-3.
JIANG Hongde, FANG Changde. American high performance turbine engine technology program[J]. International Aviation, 1989(11): 1-3. (in Chinese)
- [10] AIAA Air Breathing Propulsion Technical Committee. The versatile affordable advanced turbine engines (VAATE) initiative[R]. Reston, US: AIAA, 2006.
- [11] TURNER M, RYDER R, CELESTINA M, et al. High fidelity 3D turbofan engine simulation with emphasis on turbomachinery-combustor coupling[C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Indiana: US: AIAA, 2002: 1-13.
- [12] TURNER M, NORRIS A, VERES J. High fidelity 3D simulation of the GE90 (invited)[C]//33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Orlando, US: AIAA, 2003: 1-13.
- [13] LYTLE J, FOLLEN G, NAIMAN C, et al. 2001 numerical propulsion system simulation review[R]. Cleveland, US: NASA Glenn Research Center, NASA/TM-2002-211197, 2002.
- [14] MEDIC G, YOU D, KALITZIN G, et al. Integrated computations of an entire jet engine[R]. ASME Paper GT2007-27094, 2007.
- [15] 张世铮, 逯根寿. 燃气轮机设计点和非设计点性能计算方法 and 计算机程序[J]. 工程热物理学报, 1983(4): 321-323.
ZHANG Shizheng, LU Genshou. Gas turbine design point and non-design point performance calculation methods and computer programs[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1983(4): 321-323. (in Chinese)
- [16] SELLERS J F, DANIELE C J. DYNGEN-a program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. Cleveland, US: NASA Lewis Research Center, NASA TN D-7901, 1975.
- [17] KOENIG R W, FISHBACH L H. GENENG-a program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engines[R]. Cleveland, US: NASA Lewis Research Center, NASA TN D-6552, 1972.
- [18] FISHBACH L H, KOENIG R W. GENENG II -a program for calculating design and off-design performance of two- and three-spool turbofans with as many as three nozzles[R]. Cleveland, US: NASA Lewis Research Center, NASA TN D-6553, 1972.
- [19] 倪维斗. 某型双轴航空发动机的混合实时仿真[J]. 航空动力学报, 1992, 7(4): 1-9.
NI Weidou. Hybrid real-time simulation of a type of two-axis aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(4): 1-9. (in Chinese)
- [20] 李松林, 孙健国, 李健民, 等. 求解涡扇发动机数学模型的有限域搜索方法[J]. 航空动力学报, 1997, 12(3): 276-278, 331-332.
LI Songlin, SUN Jianguo, LI Jianmin, et al. A limited domain searching method for solution of nonlinear mathematical model for turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(3): 276-278, 331-332. (in Chinese)
- [21] 郑严. 弹用涡喷发动机启动加速过程试验[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 5-8.
ZHENG Yan. Starting and accelerating the missile turbojet engine by ground test[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 5-8. (in Chinese)
- [22] PREECE A, BDEIWI H, JORGENSEN C. CFD simulation of internal flow within the electric motor powered aero-engine simulator (EMPAS) assembly[R]. AIAA 2021-2472, 2021.
- [23] 徐全勇, 吴锋. 航空发动机整机性能仿真中的功率平衡方法[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2707-2718.

- XU Quanyong, WU Feng. Power balancing method in aero-engine whole-engine performance simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2707-2718. (in Chinese)
- [24] 张漫, 王铮钧, 王晶, 等. 航空发动机内流全场流动的大涡模拟[J]. 航空动力, 2021(2): 57-60.
- ZHANG Man, WANG Zhengjun, WANG Jing, et al. Large eddy simulation on internal flow of aero engine[J]. Aerospace Power, 2021(2): 57-60. (in Chinese)
- [25] 温泉, 李义进, 刘婷, 等. 航空发动机整机三维气动仿真研究进展[J]. 航空动力, 2021(2): 46-51.
- WEN Quan, LI Yijin, LIU Ting, et al. Advances in the research of 3D full engine aerodynamics simulation[J]. Aerospace Power, 2021(2): 46-51. (in Chinese)
- [26] 赵运生. 航空发动机气动稳定性分析系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- ZHAO Yunsheng. Research on aerodynamic stability analysis system for aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)