

航空发动机整机性能仿真中的功率平衡方法

徐全勇¹, 吴 锋^{2,3}

- (1. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000;
3. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 提出了一种在 CFD 三维整机仿真中实现功率平衡的计算方法。推导确定了决定平衡关系的关键变量: 涡轮前温度与物理转速。提出了基于稳态流场和功率经验关系实现功率平衡的数值迭代方法。本文将该迭代方法与 CFD 三维求解耦合, 发展了一种可用于三维整机 CFD 耦合仿真的功率平衡计算方法。采用该功率平衡计算方法对 MTJ-80 涡喷发动机开展了三维整机 CFD 数值计算, 实现了整机性能三维仿真与控制规律的耦合和预测。在控制燃油量不变的条件下, 通过转速迭代可以实现压气机和涡轮的功率差小于 0.1%, 可以预测固定燃油供给量条件下所能达到的稳态运转转速。在控制转速不变的条件下, 通过调节燃油量实现压气机和涡轮的功率差小于 0.15%, 可以预测固定转速条件下的燃油流量。数据验证结果表明: 该功率平衡计算方法可以与 CFD 三维整机计算耦合, 并且具有很强的收敛性, 解决了以往整机三维性能仿真过程中的功率不平衡问题。

关 键 词: 功率平衡; 性能求解; 三维整机仿真; 多场耦合; 涡轮发动机

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Power balancing method in aero-engine whole-engine performance simulation

XU Quanyong¹, WU Feng^{2,3}

- (1. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;
3. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A calculation method of power balance in CFD 3D machine simulation was presented. The key variables determining the equilibrium relationship such as temperature before turbine and physical speed were deduced and determined. The numerical iterative method based on the steady state flow field and power empirical relationship was proposed to realize the power balance. The power balance calculation method was used to carry out the CFD numerical calculation of the MTJ-80 turbojet, and the coupling and prediction of the performance simulation and control law were realized. Under the condition of constant fuel quantity, the power difference between compressor and turbine can be less than 0.1% through speed iteration, and the steady running speed can be predicted under the condition of fixed fuel supply. Under the condition of constant control speed, the power difference between compressor and turbine was less than 0.15% by adjusting the fuel quantity, and the fuel flow rate under the condition of constant control speed can be predicted. The data verification results showed that the proposed method can be coupled with CFD 3D machine calculation with strong convergence, which solved the power imbalance

收稿日期: 2021-04-26

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-V-0001-0092, J2019-V-0013-0108)

作者简介: 徐全勇(1980—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事航空发动机气动热力学研究。

引用格式: 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.

problem in the previous 3D performance simulation of the machine.

Keywords: power balance; performance solving; three-dimensional whole engine simulation; multi-field coupling; turbine engine

随着计算流体力学的发展,数值仿真被广泛地应用在航空发动机设计研发领域。数值仿真技术的应用可以有效地提高设计精度,减少实验迭代,缩短研制周期,降低研制成本,提高研发效率和质量^[1]。目前,部件级的仿真技术在部件性能的评估和优化设计中已经获得了广泛应用,有效地促进了部件设计水平的提升。但对于多部件、多物理化学过程的航空燃气涡轮发动机整机性能而言,由于部件之间存在强烈的耦合作用,因此,整机性能仿真还存在很大挑战。本文针对燃气涡轮发动机开展整机性能仿真研究,本文提到的航空发动机均特指航空燃气涡轮发动机。

基于三维计算流体力学的航空发动机整机性能仿真正在逐步得到重视。辛辛那提大学的 Turner^[2-4]最早基于周向平均体积力模型和雷诺平均方程(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)模拟的稳态燃烧,通过部件边界条件的单向耦合,将部件的三维 CFD 计算集成到低维整机计算(NPSS)中,以较低的计算消耗实现了对航空发动机的整机仿真,主要仿真参数误差小于 4%,无量纲功率偏差约 11.4%。其后,斯坦福大学湍流研究中心^[5-6]开展了全三维非定常 CFD 整机数值模拟,基于交界面技术实现各部件间 RANS、大涡模拟(large eddy simulation, LES)模拟的切换,实现了对发动机整机的完整气动仿真,验证了基于三维 CFD 实现数值试车台的可行性,但相关仿真仅聚焦于气动参数的匹配,并未考虑部件间的功率匹配问题。帝国理工大学^[7]与罗尔斯-罗伊斯公司合作,采用 AU3X 代码对发动机整机进行了全 RANS 的仿真模拟,其中燃烧室和空气系统采用了非结构网格,关键截面总温、总压误差小于 5%,计算中同样未考虑功率平衡问题。俄罗斯萨马拉国立航空航天大学 Krivcov 等^[8]利用软件 ANSYS (analysis system) 中的 CFX (computational fluid X) 求解器实现了对某小型燃气涡轮发动机的性能模拟,并与美国加州航天公司 Astra 的一维仿真软件的计算结果进行了比对,验证了两者对发动机性能模拟的一致性,模拟结果中压气机和涡轮存在 5% 的扭矩偏差。布鲁塞尔 NUMECA 公司的 Teixeira 等^[9]对微型发动机开展了单通道的 RANS 整机仿真,对比了采用掺混面和非线性谐波法两

种转静交界面处理方式下的整机仿真结果,以期在让渡部分计算精度的情况下,降低计算消耗,本算例在稳定收敛状态下,压气机涡轮的扭矩存在 0.13 N·m 的明显偏差。欧洲科学计算研究中心与赛峰合作^[10],基于结构网格求解器,采用 1.55 亿网格,完成了首次发动机多部件全周 LES 耦合计算,实现了对 DGEN380 航空发动机主要部件(风扇、高压压气机和燃烧室)的超大规模高精度三维仿真。国内方面,燃气涡轮研究院张剑等^[11]在考虑级间引气、燃烧室气路、涡轮叶片冷却等复杂边界情况下,开展了航空发动机核心机三维仿真,通过部件和整机性能参数与实验结果的比对,验证了三维整机仿真的可行性,但该涡轮与压气机的轴功分别偏离设计平衡点 5.5% 和 1.8%,未实现功率平衡。

总体来讲,以上研究验证了航空发动机整机三维仿真的可行性,但对航空发动机整机仿真而言,仍然存在部件功率匹配、几何不确定性、过渡态仿真等问题仍未解决。

本文聚焦航空发动机整机耦合 CFD 仿真中的功率匹配问题,以压气机-涡轮功率平衡近似平衡关系基础,通过与 CFD 计算的耦合迭代,提出了一种新的功率平衡计算方法,以实现整机仿真过程中的功率平衡问题。本文首先详细推导了该计算方法的理论依据,并讨论了该方法的适用范围。然后采用该功率平衡方法,对 MTJ-80 小型发动机的整机性能进行数值计算,验证了该计算方法的有效性。

1 功率平衡方法

基于守恒方程开展的 CFD 计算在合理的边界条件配置下,可以自动地实现部件之间的流量平衡和压力平衡。在压气机、涡轮的计算中,将守恒方程推导到旋转坐标系下后,控制旋转坐标系的角速度相同,则可以实现压气机与涡轮部件之间物理转速的平衡。在目前已知的燃气涡轮发动机性能联合仿真中,普遍采用了上述手段。但目前,部件共同工作的另一重要基础,即功率平衡却并未从计算方法上实现。这是由于基于质量、动量、能量守恒的 CFD 控制方程,本质上无法反

映机械结构部件之间的转动功率平衡关系。

本文针对航空发动机核心机的一体化仿真, 在 CFD 计算中引入了一个新的功率平衡迭代, 相关理论推导如下。

1.1 功率平衡主导量的推导

基于航空发动机性能定义, 压气机与涡轮的气动功率可表示如下:

$$P_c = \dot{m}_{air} c_{p,air} T_{t2} \left[\frac{\pi_c^{(k_{air}-1)/k_{air}} - 1}{\eta_c} \right] \quad (1)$$

$$P_t = \dot{m}_{gas} c_{p,gas} T_{t4} \left[1 - \frac{1}{\pi_t^{(k_{gas}-1)/k_{gas}}} \right] \eta_t \quad (2)$$

其中 P_c 为压气机消耗的气动功率, P_t 为涡轮输出的气动功率。 $\dot{m}_{air}$ 为流过压气机的空气质量流量, $\dot{m}_{gas}$ 为流过涡轮的燃气质量流量。 k_{air} 、 k_{gas} 分别为空气介质和燃气介质的比热比。本文首先推导这一方法的可行性, 假设比热比保持不变。

定义涡轮与压气机的功率比 α_{tc} 如下:

$$\alpha_{tc} = \frac{P_t}{P_c} \quad (3)$$

考虑到涡轮可能从压气机引气用于冷却, 并且燃烧室中有燃油质量流量注入, 即 $\dot{m}_{air} - \dot{m}_{cool} + \dot{m}_{fuel} = \dot{m}_{gas}$, 且一般而言冷却气量要大于燃油质量流量, 这里引入燃气-空气流量比 $\phi_m = \dot{m}_{gas} / \dot{m}_{air}$, 因此 $\phi_m = \dot{m}_{gas} / \dot{m}_{air} < 1$ 。而燃气的比定压热容往往大于空气比定压热容, 因此, $\phi_{cp} = c_{p,gas} / c_{p,air} > 1$, 假设 $\phi_m \phi_{cp} = C_1$ 。考虑到涡轮-压气机功率传递机械损失、发动机功率提取、涡轮冷却等功率消耗, 这些影响都可以从整体功率损失层面, 包含到损失系数 C_1 中。那么可以得到

$$\alpha_{tc} = \frac{P_t}{P_c} = C_1 \cdot \frac{T_{t4}}{T_{t2}} \cdot \frac{\left[1 - \frac{1}{\pi_t^{(k_{gas}-1)/k_{gas}}} \right] \eta_t}{\left[\frac{\pi_c^{(k_{air}-1)/k_{air}} - 1}{\eta_c} \right]} \quad (4)$$

因此, 在稳态工作条件下, 存在如下功率平衡方程:

$$F_p = \alpha_{tc} - 1 = 0 \quad (5)$$

由式(4)、式(5)可知, 功率平衡方程的引入, 并未增加新的变量, 因此需要减少一个定解条件, 以使得方程求解适定。

下面将基于若干假设, 导出可以作为被释放的定解条件的相关变量。

通常情况下, 涡轮进口导向器喉道和涡轮出

口均处于临界或超临界状态, 假设涡轮中的总压恢复系数变化较小, 因此, 可以导出涡轮膨胀比 $\pi_t = p_{t4} / p_{t5} \approx C$ 。并且, 涡轮效率 η_t 一般变化不大, 也可视为常数。因此, 功率平衡方程可化简为

$$F_p = C_2 \cdot \frac{T_{t4}}{T_{t2}} \cdot \frac{\eta_c}{\pi_c^{(k_{air}-1)/k_{air}} - 1} - 1 = 0 \quad (6)$$

式中 $C_2 = \frac{c_{p,gas}}{c_{p,air}} \left[1 - \frac{1}{\pi_t^{(k_{gas}-1)/k_{gas}}} \right] \eta_t$ 。

进一步, 利用气动函数 $q(\lambda)$ 表示质量流量, 则根据流量平衡关系, 可以得到:

$$\phi_m A_2 K \frac{p_{t2}}{\sqrt{T_{t2}}} q(\lambda_2) = A_{nb} K_g \frac{p_{t3} \sigma_b \sigma_{nb}}{\sqrt{T_{t,nb}}} q(\lambda_{nb}) \quad (7)$$

燃烧室和涡轮进口到涡轮导向器喉部的总压恢复系数 σ_b 、 σ_{nb} 通常可以被认为是常数。并且, 涡轮导向器喉部常处于临界状态 $q(\lambda_{nb}) = 1.0$, 涡轮前温度和喉部温度变化不大, 即 $T_{t,nb} \approx T_{t4}$ 。

因此, 压气机和涡轮的流量平衡方程可表示为

$$\pi_c = C_3 \sqrt{\frac{T_{t4}}{T_{t2}}} q(\lambda_2) \quad (8)$$

式中 $C_3 = \frac{K}{K_g} \cdot \frac{\phi_m}{q(\lambda_{nb}) \sigma_b \sigma_{nb}} \cdot \frac{A_2}{A_{nb}}$ 。

也就是说, 在压气机通用特性 $[\pi_c, \eta_c] = f_c(\lambda_2, \lambda_{2u})$ 已知的情况下, 考虑压气机和涡轮的流量平衡, 压气机的总压比和效率存在如下关系:

$$[\pi_c, \eta_c] = f_c \left(\frac{T_{t4}}{T_{t2}}, \lambda_2 \right) \quad (9a)$$

$$\text{或 } [\pi_c, \eta_c] = f_c \left(\frac{T_{t4}}{T_{t2}}, \lambda_{2u} \right) \quad (9b)$$

其中压气机的周向速度系数 $\lambda_{2u} = Kn / \sqrt{T_{t2}}$ 。

结合式(6)和式(9b)可知, 核心机压气机和涡轮的功率平衡方程存在如下函数关系:

$$F_p = F_{lp} \left(\frac{T_{t4}}{T_{t2}}, \frac{n}{\sqrt{T_{t2}}} \right) = 0 \quad (10)$$

也就是说, 在压气机、涡轮通用特性一定, 核心机几何结构不变的情况下, 压气机和涡轮功率的平衡, 仅受到 T_{t4}/T_{t2} 、 $n/\sqrt{T_{t2}}$ 的控制。其中, 涡轮前温度 T_{t4} 主要受到燃油质量流量 $\dot{m}_{fuel}$ 的控制, 假设 T_{t4} 正比于 $\dot{m}_{fuel}$, 则在核心机压气机进口总温 T_{t2} 给定的情况下, 可以释放燃油质量流量 $\dot{m}_{fuel}$ 或核心机转速 n 定解条件, 来实现功率平衡方程求解的适定

$$F_p = F_{2p}(n, \dot{m}_{fuel}) = 0 \quad (11)$$

1.2 功率平衡迭代

根据文中第 1.1 节推导可知,压气机与涡轮的功率平衡方程(式(11)),本质上可以视为一个非线性代数方程。其中, $F_{2p}(n, \dot{m}_{\text{fuel}})$ 是以燃油质量流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}$ 和核心机转速 n 为自变量的复合函数。也就是说,对于单轴涡喷发动机而言,功率平衡本质上取决于转速和燃油流量的匹配,见图 1。

图 1 中 T_{qc} 、 T_{qt} 是流体在压气机、涡轮转子部件壁面产生的轴向扭矩,可以通过对流场中转子部件做应力积分求得。在不引入其他阻尼的情况下,有 $\alpha_{\text{tc}} = P_{\text{t}}/P_{\text{c}} = T_{\text{qt}}/T_{\text{qc}}$ 。

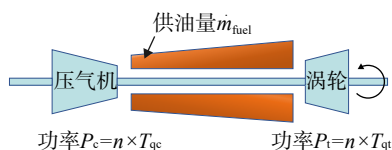


图 1 核心机功率平衡的关键参数

Fig. 1 Key parameters of power balance of a turbo jet engine

当在 CFD 计算中耦合了功率平衡方程的约束后,可以采取以下两种方案来实现方程的适定求解:将燃油质量流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}$ 作为定解条件时,以核心机转速 n 为功率平衡方程的求解变量(方案一);将核心机转速 n 作为定解条件时,以燃油质量流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}$ 为功率平衡方程的求解变量(方案二)。

对于航空发动机的核心机,根据控制规律,一般认为供应燃油量的增加,会明显提升涡轮前温度,使得涡轮功率瞬间增加,而压气机功率的增加,这主要依靠转速提升来实现^[12]。

基于这样的扭矩关联关系,可以制定如下的迭代策略:

针对方案一,核心机转速作为定解条件给定,即 $n = C$,若 $T_{\text{qt}} > T_{\text{qc}}$,则实现燃油质量流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}^i$ 的动态下调;若 $T_{\text{qt}} < T_{\text{qc}}$,则实现燃油质量流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}^i$ 的动态上调,即:

$$\dot{m}_{\text{fuel}}^{i+1} = \dot{m}_{\text{fuel}}^i [1 - \lambda(\alpha_{\text{tc}} - 1)] \quad (12a)$$

针对方案二,燃油质量流量作为定解条件给定,即 $\dot{m}_{\text{fuel}} = C$,若 $T_{\text{qt}} > T_{\text{qc}}$,则实现转速 n^i 的动态上调;若 $T_{\text{qt}} < T_{\text{qc}}$,则实现转速 n^i 的动态下调,即

$$n^{i+1} = n^i [1 + \lambda(\alpha_{\text{tc}} - 1)] \quad (12b)$$

其中迭代因子 $\lambda > 0$, i 代表当前迭代下指标。

为此,对于航空发动机核心机的稳态仿真,功率平衡求解框架如下:

在采用方案一求解时,图 2 中 $X = \dot{m}_{\text{fuel}}$,保持转速不变,使用功率平衡关系式 (12a);在采用方

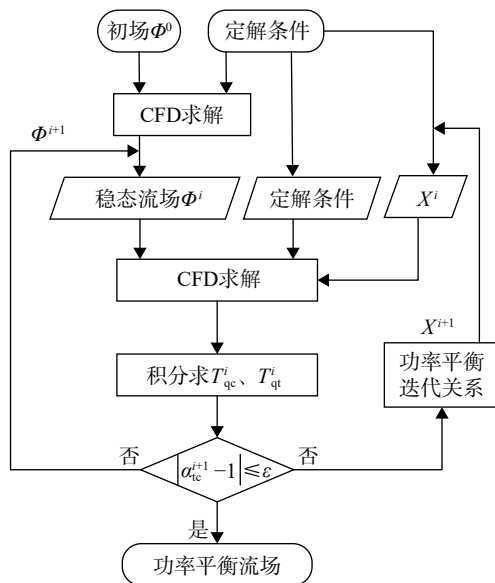


图 2 功率平衡求解流程图

Fig. 2 Power balance solution flow chart

案二求解时,图中 $X = n$,保持燃油供给量不变,使用功率平衡关系式 (12b)。

上述迭代本质上是在解的邻域内通过将非线性的功率平衡式 (11) 线性化,利用迭代关系来求解。求解迭代的稳定性,取决于稳态初场 Φ 和松弛因子 λ 的选择。

2 基准算例

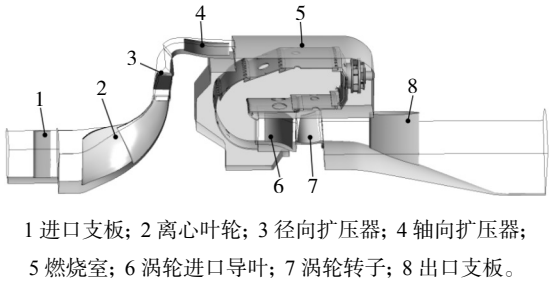
本章将对文中第 1 章提出的功率平衡方法进行验证,针对一台涡喷发动机开展整机性能仿真,在采用方案一求解时, $X = \dot{m}_{\text{fuel}}$,使用功率平衡关系式 (12a);在采用方案二求解时, $X = n$,使用功率平衡关系式 (12b)。

上述迭代本质上是在解的邻域内通过将非线性的功率平衡方程(式(11))线性化,利用迭代关系来求解。求解迭代的稳定性,取决于稳态初场 Φ 和松弛因子 λ 的选择。

2.1 研究对象

MTJ-80 发动机是一台推力为 1 250 N 涡喷发动机,该发动机具备航空发动机的核心部件单级离心压气机、回流式燃烧室、轴流涡轮,对该算例进行计算能够反映整机耦合仿真中的功率匹配问题。其中,压气机部分由进口支板(IS)、离心叶轮(CI)、径向扩压器(RD)、轴向扩压器(AD)组成;燃烧室(CC)采用回流式环形燃烧室设计,燃油喷嘴(FSN)置于径向叶片式旋流器(SV)中,用于保障燃烧室稳定工作;涡轮部分由涡轮进口导叶(TGV)、涡轮转子(TR)、出口支板(OS)组成。

图 3 是 MTJ-80 发动机关键部件结构示意图。表 1 展示了 MTJ-80 发动机的主要结构参数及其实际尺寸。



1 进口支板; 2 离心叶轮; 3 径向扩压器; 4 轴向扩压器;
5 燃烧室; 6 涡轮进口导叶; 7 涡轮转子; 8 出口支板。

图 3 MTJ-80 发动机结构示意图
Fig. 3 MTJ-80 engine structure diagram

表 1 发动机关键设计参数及设计点性能

Table 1 Key engine design parameters and performance of design points

参数	符号	数值
发动机最大外径/mm	$r_{\max}$	145
发动机核心长度/mm	L_{core}	470
进口支板数	N_{IS}	6
叶轮(分流叶片) 叶片数	N_{CI}	10(10)
径向扩压器叶片数	N_{RD}	21
轴向扩压器叶片数	N_{AD}	42
燃烧室燃油喷嘴数	N_{FSN}	12
涡轮导叶数	N_{TGV}	16
涡轮转子叶片数	N_{TR}	29
出口支板数	N_{OS}	4
换算转速/(r/min)	n	60 000
燃油流量/(kg/s)	$\dot{m}_{\text{fuel}}$	0.033 6
油气比	f_a	0.015 628

计算中,转子叶片的叶顶间隙取为叶高的 1%,忽略静子与轮毂之间的间隙。

基准算例的工况点选取为设计工况,发动机进口边界条件给定总压为 101 325 Pa、总温为 288.15 K,则压气机和涡轮转子的设计转速为 60 000 r/min,设计流量是 2.15 kg/s,设计状态下燃烧室的燃油流量应为 0.033 6 kg/s。以上参数构成了基准算例的基本定解条件。

2.2 网格与计算设置

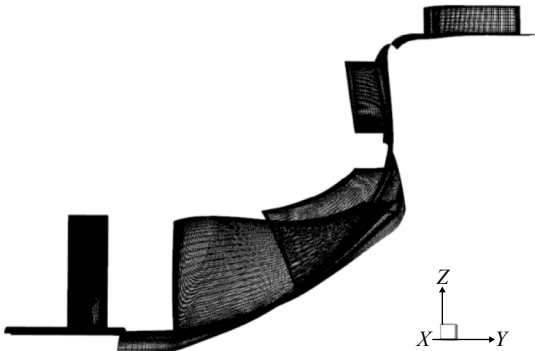
2.2.1 计算域与网格

对于压气机部分和涡轮内部流场,选取单叶片通道作为计算域。对于燃烧室内流场,根据几何的周期性,选择包含燃油喷嘴与旋流器的

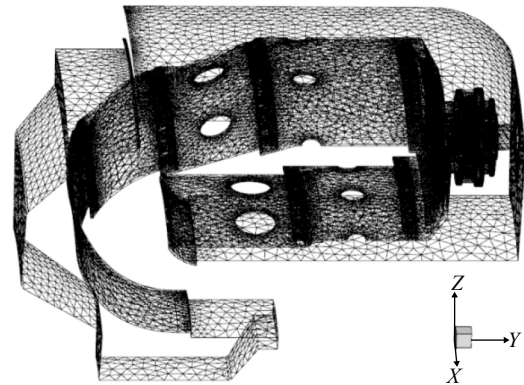
30°的扇形区域作为本算例计算域。

叶片排区域网格均采用 O4H 型网格,其间隙区填补 H 型网格,利用 TurboGrid 软件生成的结构型网格。燃烧室区域,采用以四面体非结构网格,使用 ICEM CFD 生成,考虑到该旋流燃烧室中,壁面区域并不主导流动中涡结构的产生,因此忽略壁面附近的边界层网格。为了准确求解壁面附近的湍流流动,壁面第一层网格厚度设置为 0.01 mm,以保证近壁面 y^+ 满足湍流模型的要求。

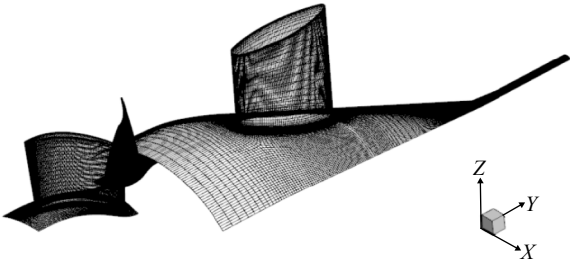
图 4 给出了压气机、燃烧室、涡轮的网格情况,为方便展示,隐藏了叶轮部件的轮毂机匣网格。表 2 给出了基准算例中各部件的网格节点数目。



(a) 压气机部件计算域中的壁面网格



(b) 燃烧室部件计算域中的壁面网格



(c) 涡轮部件计算域中的壁面网格

图 4 压气机、燃烧室、涡轮计算域壁面网格

Fig. 4 Wall meshes for the computational domain of the compressor, combustion chamber and turbine

表 2 各组件网格节点数

Table 2 Number of mesh nodes of each component

组件	网格类型	节点	网格数
进口支板	六面体	726 516	686 955
离心叶轮	六面体	528 583	489 162
径向扩压器	六面体	188 428	175 362
轴向扩压器	六面体	97 218	87 822
燃烧室	四面体	112 826	563 418
涡轮导叶	六面体	176 064	163 701
涡轮转子	六面体	312 145	294 048
出口支板	六面体	403 580	378 147
总计		2 545 360	2 838 615

2.2.2 计算设置

本文数值求解采用 CFX 求解器进行流场求解,该 solver 基于定常 RANS 的压力基耦合求解器 (pressure based coupled), 可以适用于叶轮机械中的可压缩流动和燃烧室中恒压燃烧的模拟。采用带有 Scalable 壁面函数的湍流模型来进行 RANS 方程的封闭。选取 EDM (eddy dissipation model) 燃烧模型和 P1 辐射模型, 使用单步反应机理计算化学反应^[13]。燃油颗粒与气体的多相流动采用双向耦合的方式求解, 在流动迭代进行 200 步后开启燃油液滴的化学反应计算。

整机性能模拟边界条件, 进口给定标准大气作为进口总压 101 325 Pa、总温 288.15 K, 出口给定环境静压力 101 325 Pa。计算域周向设置为旋转周期性边界, 壁面区域给定无滑移绝热壁面, 转静交界面处均采用掺混面 Mixing-Plane 方法处理。

燃料设置为航空煤油 $C_{12}H_{23}$, 以液滴颗粒的形式在燃油喷嘴处喷射, 喷射速度 50 m/s, 液滴喷射雾化角为 40° , 液滴颗粒的直径采用 Rosin Rammler 分布, 液滴射流的质量流量按照设计点燃油流量 0.033 6 kg/s 给定^[14]。在计算域中, 以燃油颗粒和考虑燃烧产物组分的混合气体作为流动工质, 各部件中的组分输运和化学反应, 通过控制方程求得^[15]。

设计工况下的定常计算, 除了数值残差满足收敛标准外, 进出口流量、压气机涡轮扭矩达到稳定, 才判定该整机仿真达到计算收敛状态。

2.3 仿真结果

本算例采用定常计算, 经过 1 000 步迭代后, 关键截面处的流量、压力、温度均已稳定, 压气机涡轮扭矩也处于稳定状态, 整机仿真计算已经稳定收敛。图 5 展示了压气机、涡轮壁面以及燃烧室计算域周向中间面的静温分布云图, 以及关键交界面的主要流场参数的收敛结果。图中, p 为总压, T 为总温, p 和 T 的下标表示所在位置, 本算例计算域进出口的截面分别记为截面 0 和截

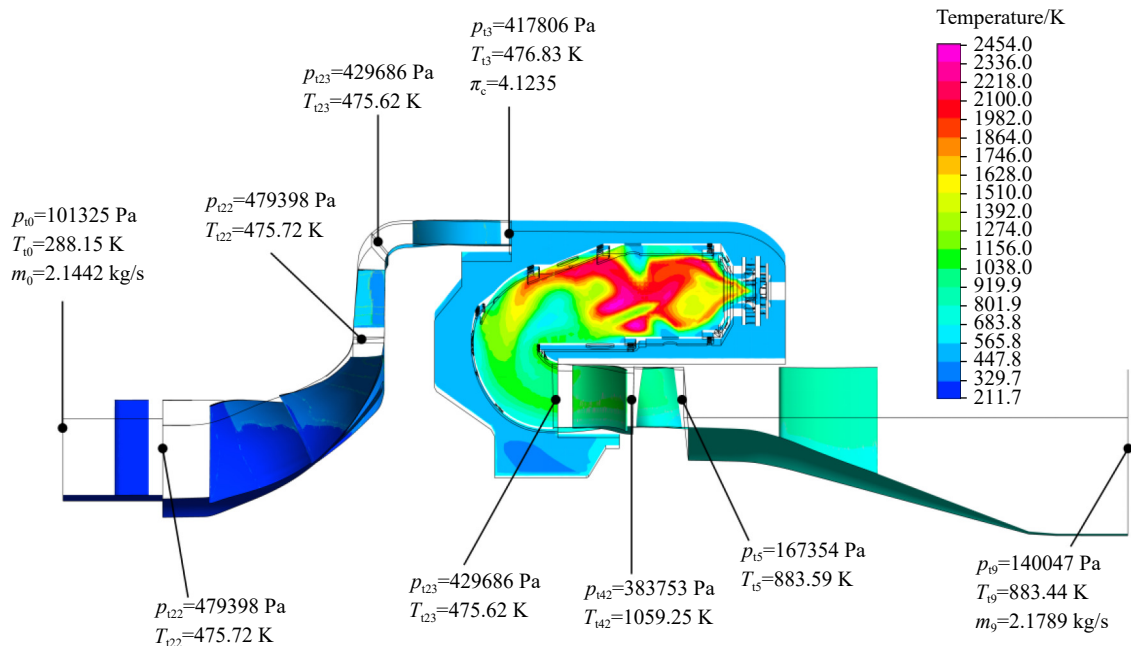


图 5 压气机、涡轮壁面与燃烧室关键截面静温云图及部件关键交界面处的流场参数

Fig. 5 Static temperature cloud map of key sections of compressor, turbine wall and combustion chamber as well as flow field parameters at key interfaces of component

面 9, 压气机部件进出口截面分别记为截面 2 和截面 3, 燃烧室出口(涡轮进口)记为截面 4, 涡轮出口记为截面 5。压气机部件中的叶片排连界面分别记为截面 22 和截面 23、涡轮部件中的叶片排连界面用截面 42 表示^[16]。

对于该型发动机, 非安装推力计算公式可以表示为

$$F_{ax} = (\dot{m}_9 V_{ax9} - \dot{m}_0 V_{ax0} - \dot{m}_{fuel} V_{ax,fuel}) + (p_9 - p_0) A_9 \quad (13)$$

其中 V_{ax} 是轴向速度分量(以喷管排气方向为正方向), 该式考虑了燃油喷射带来的动量增量项 $\dot{m}_{fuel} V_{ax,fuel}$ 。

根据 CFD 计算收敛的结果, 可以得到该型发动机的性能参数如表 3 所示。

表 3 发动机性能参数
Table 3 Engine performance parameters

性能参数	数值结果
压气机总压比 π_c	4.123 5
燃烧室温升 θ_4	2.224 8
涡轮前温度 T_{t4}/K	1 060.86
涡轮总压膨胀比 π_t	2.825 6
油气比(燃油/进口流量) f_a	63.815
非安装推力 F_{ax}/kN	0.779
进口质量流量 $\dot{m}_2/(kg/s)$	2.114 2
出口质量流量 $\dot{m}_9/(kg/s)$	2.178 9
压气机扭矩 $T_{qc}/(N \cdot m)$	65.057
涡轮扭矩 $T_{qt}/(N \cdot m)$	71.723

根据上表可知, 在 CFD 计算迭代 1 000 步后, 发动机的质量流量误差为

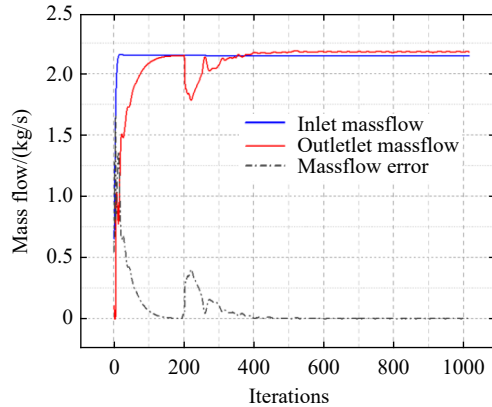
$$e_{mass} = |\dot{m}_2 + \dot{m}_{fuel} - \dot{m}_9| / \dot{m}_2 \approx 0.05\%$$

而压气机与涡轮的扭矩偏差量为

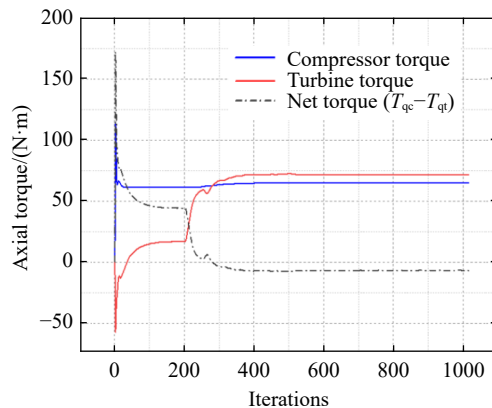
$$e_{torque} = 2 \times (T_{qt} - T_{qc}) / (T_{qt} + T_{qc}) \approx 9.75\%$$

两者的收敛曲线如图 6 所示。

由收敛历史可见, 扭矩在流场参数收敛后也能趋于稳定, 但迭代并不能实现部件之间的扭矩平衡。也就是说, 对于航空发动机三维整机仿真而言, 单纯的 CFD 计算只能实现气动参数的收敛, 不能驱动部件之间扭矩(即功率)的平衡。这样的整机仿真结果显然只是流动数值上的收敛, 而不是机械耦合的真实物理平衡。下文将采用本文提出的功率平衡方法开展该发动机三维 CFD 整机仿真。



(a) 质量流量收敛历史



(b) 扭矩收敛历史

图 6 质量流量和扭矩收敛历史

Fig. 6 Mass flow and torque convergence history

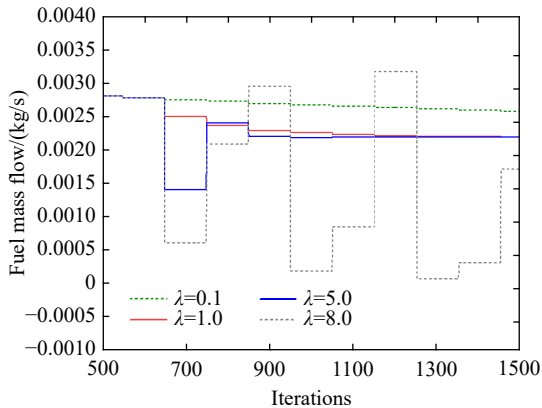
3 功率平衡方法验证算例

基于 CFX 求解器的 user fortran 接口进行二次开发, 将功率平衡迭代关系耦合到整机三维 CFD 仿真中, 并针对基准算例设置, 开展功率平衡耦合计算, 以验证该功率平衡迭代方法的有效性。

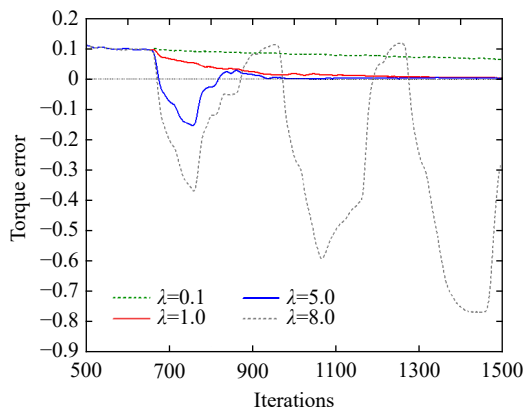
分别采用基于燃油流量的迭代策略(方案一)和基于转速的迭代策略(方案二)开展功率平衡方法的验证。以基准算例 500 步迭代后的收敛结果作为功率迭代的初场 Φ^0 , 并认为单步功率平衡迭代的对流场的影响可以通过 100 步 CFD 求解迭代体现, 也就是说功率平衡迭代所基于的稳态流场 Φ 可以通过 100 步 CFD 求解迭代得到。

3.1 基于燃油流量迭代

将同轴部件的转速作为定解条件给定, 即 $n = 60\,000$ r/min, 采用式(12a)方案作为功率平衡的迭代策略。分四组计算分别验证了迭代因子 λ 为 0.1、1.0、5.0、8.0 情况下的功率平衡迭代收敛情况。当 CFD 求解迭代 1 000 次后终止计算, 扭矩偏差和燃油流量的迭代收敛历史如图 7 所示。



(a) 燃油质量流量迭代历史



(b) 扭矩偏差量收敛历史

图 7 燃油质量流量迭代历史和扭矩偏差量收敛历史

Fig. 7 Fuel mass flow iteration history and torque deviation convergence history

表 4 方案 (12a) 不同迭代因子对流量迭代功率平衡计算的影响

Table 4 Scheme (12a) influence of different iteration factors on flow iteration power balance calculation for

算例	$\dot{m}_{\text{fuel}}/(\text{kg/s})$	$\dot{m}_2/(\text{kg/s})$	$e_{\text{mass}}/\%$	$e_{\text{torque}}/\%$	π_c	θ_4	T_{t4}/K	π_t	F_{ax}/kN	结果状态
Test_a2 ($\lambda = 1.0$)	0.026 3	2.147	0.033	-0.12	3.89	1.98	937.0	2.819	0.642	收敛
Test_a3 ($\lambda = 5.0$)	0.026 2	2.147	0.031	0.002	3.89	1.98	936.4	2.831	0.635	收敛
Test_a4 ($\lambda = 8.0$)	0.020 6	2.149	5.315	23.58	3.59	1.75	819.7	2.639	0.460	发散

表 5 给出了以式 (12b) 方案作为功率平衡的迭代策略的各组算例主要参数经过 1 000 步 CFD 迭代计算后的计算结果, 其中基准算例用迭代因子 $\lambda = 0$ 的算例 Test0 表示。

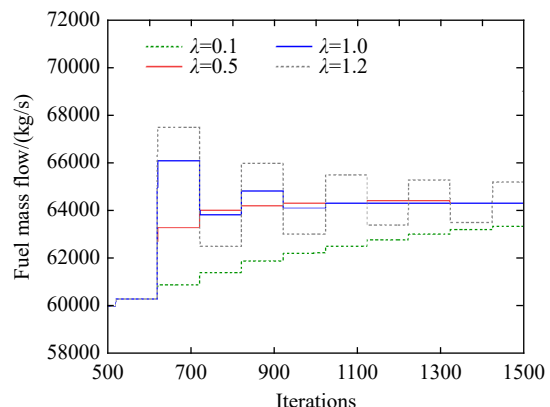
从以上四组转速迭代计算中可知, 而当迭代因子取较小值时 ($\lambda = 0.1$), 经历 1 000 步 CFD 求解后, 尽管流量误差满足收敛准则, 但扭矩误差下降并不明显, 但当取值 $\lambda = 1.2$ 时, 尽管扭矩误差呈迭代下降的趋势, 但收敛得速度较慢。当迭代因子取值适中 ($\lambda = 0.5$ 或 $\lambda = 1.0$), 功率平衡迭代即具有较快的收敛速度, 并且对于测试算例 test_a2 和 test_a3 一致收敛于同一状态 ($\pi_c = 4.25$,

表 4 给出了以式 (12a) 方案作为功率平衡的迭代策略的各组算例主要参数经过 1 000 步 CFD 迭代计算后的计算结果, 其中基准算例用迭代因子 $\lambda = 0$ 的算例 Test0 表示。

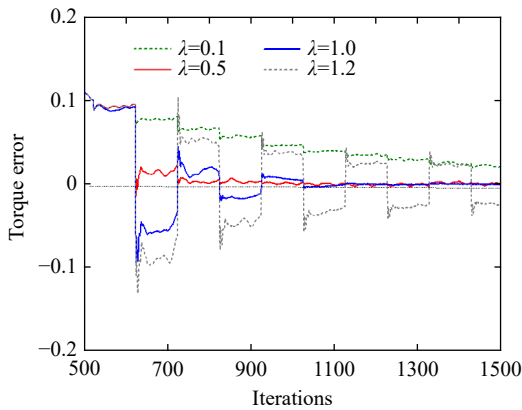
数值实验结果表明, 迭代因子会影响功率平衡迭代收敛性和收敛速度。以上四组计算中, 当取较大迭代因子时 ($\lambda = 8.0$), 流量和扭矩误差随迭代增大, 计算迭代明显发散。而对于较小的迭代因子 ($\lambda = 0.1$), 经历 1 000 步 CFD 求解后, 尽管流量误差满足收敛准则, 但扭矩误差下降并不明显。当迭代因子取值适中 ($\lambda = 1.0$ 或 $\lambda = 5.0$), 功率平衡迭代即具有较快的收敛速度, 且对于测试算例 test_a2 和 test_a3 一致收敛于同一状态 ($\pi_c = 3.89$, $\theta_4 = 1.98$)。部件性能参数的变化, 使得发动机在功率耦合三维计算下得到的推力, 与未耦合情况下预估计算的结果产生了较为明显 (大约为 -20%) 的变化。

3.2 基于转速迭代

将燃油流量作为定解条件给定, 即 $\dot{m}_{\text{fuel}} = 0.033 6$, 采用式 (12b) 方案作为功率平衡的迭代策略。分四组计算分别验证了迭代因子 λ 为 0.1、0.5、1.0、1.2 情况下的功率平衡迭代收敛情况。当 CFD 求解迭代 1 000 次后终止计算, 扭矩偏差和燃油流量的转速收敛历史如图 8 所示。



(a) 转速迭代历史



(b) 扭矩偏差量收敛历史

图 8 转速迭代历史和扭矩偏差量收敛历史
Fig. 8 Speed iteration history and torque deviation convergence history

$\theta_4 = 2.14$), 与未耦合情况相比, 计算推力增大了约 4%。当迭代因子取维更大值时($\lambda > 1.4$), 计算迭代在 1 000 个 CFD 迭代步内即发散, 未展示于表中。

通过上述转子迭代算例分析, 可见迭代因子存在既能保证稳定收敛又能保证收敛速度的最佳取值范围。

3.3 结果对比分析

以上两种整机仿真功率平衡迭代策略在合适的迭代因子下, 均能一致收敛于稳定的工作状态, 但两种策略收敛的状态点有所不同。图 9 和图 10 分别给出展示了两种迭代方案对压气机和同轴涡轮特征面上相对马赫数分布的影响^[17]。由图可见,

表 5 方案 12 (b) 不同迭代因子对流量迭代功率平衡计算的影响

Table 5 Scheme (12b) Influence of different iteration factors on flow iteration power balance calculation

算例	$n/(\text{r/min})$	$\dot{m}_2/(\text{kg/s})$	$e_{\text{mass}}/\%$	$e_{\text{torque}}/\%$	π_c	θ_4	T_{t4}/K	π_t	F_{ax}/kN	结果状态
Test_b2 ($\lambda = 0.5$)	64 325	2.192	0.105	0.08	4.25	2.14	1 067.0	2.863	0.808	收敛
Test_b3 ($\lambda = 1.0$)	64 283	2.192	0.005	0.01	4.25	2.14	1 065.0	2.865	0.807	收敛
Test_b4 ($\lambda = 1.2$)	65 153	2.199	0.032	2.17	4.27	2.13	1 074.4	2.885	0.797	未收敛

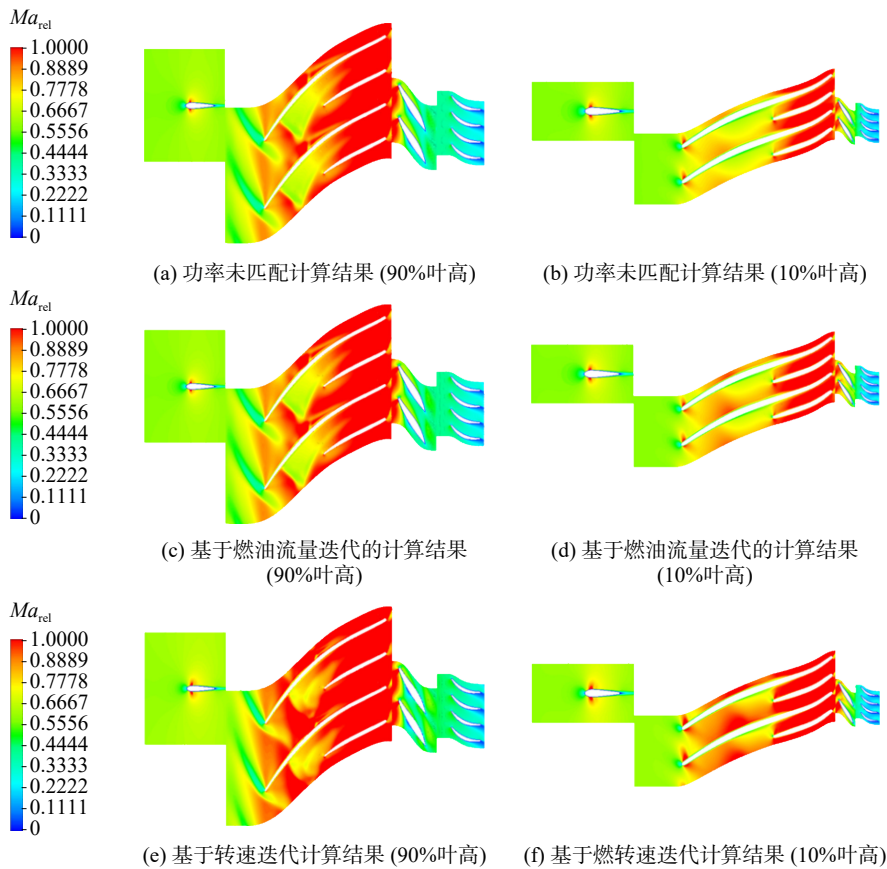


图 9 功率匹配计算方案对压气机特征叶高保角变化平面相对马赫数分布的影响

Fig. 9 Influence of power matching calculation scheme on the relative Mach number distribution in the high-angle change plane of the compressor characteristic blade

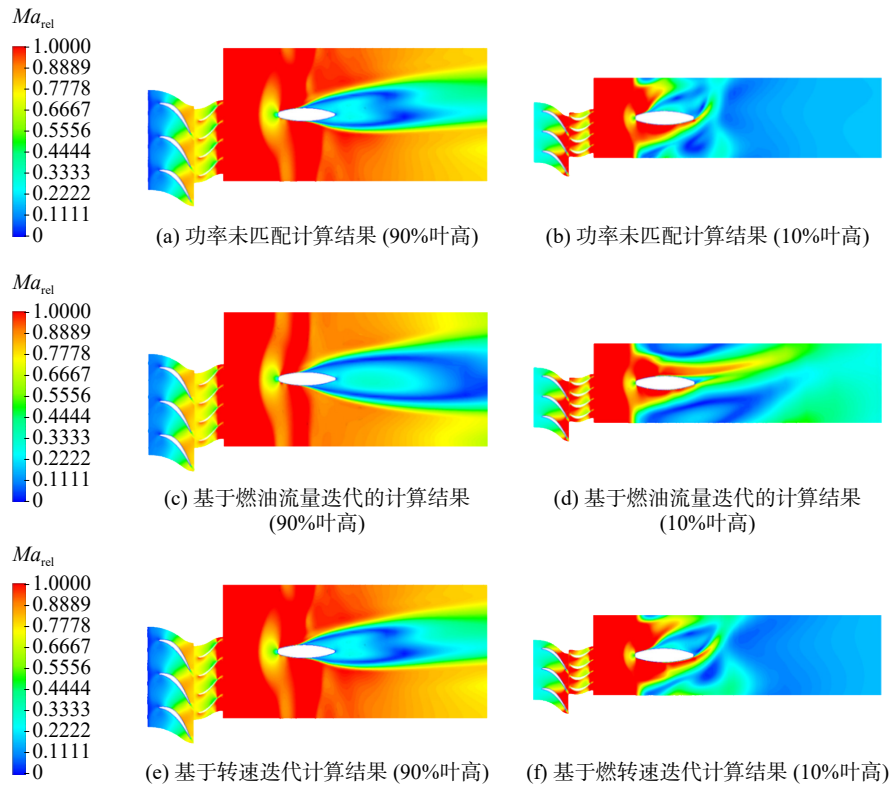


图 10 功率匹配计算方案对涡轮特征叶高保角变化平面的相对马赫数分布的影响

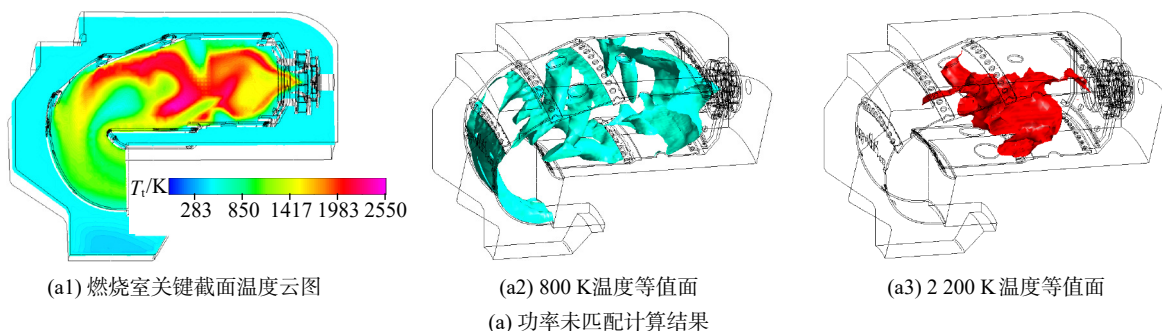
Fig. 10 Influence of power matching calculation scheme on the relative Mach number distribution of the high-angle change plane of turbine characteristic blades

相对于未进行功率匹配的基准算例($T_{qt} > T_{qc}$),在基于燃油流量迭代策略的收敛状态下,尽管压气机的流量增加了约 1.6%,叶片通道中的正激波略微向后推移,但流场中的波系结构并没有显著的改变。而燃油流量的下调,对涡轮相对马赫数的分布则产生了明显的影响,涡轮前温度的降低,使得涡轮的输出功率随之下调,并最终与压气机功率平衡。

当采用基于转速的迭代策略时,收敛状态下转速更高,因此压气机 90% 叶高和 10% 叶高处的通道马赫数均明显升高,压气机的流量和总压比均相应增加,从而使得压气机的扭矩 T_{qc} 也明显地

增大。但从图 10 中的对比可见,相较于燃油流量迭代,转速迭代下收敛的状态对涡轮的流场影响不大。从表 5 也可看出,功率平衡仿真下的涡轮前温度仅升高了约 0.6%。这表明,转速的改变是通过主导压气机新能的改变来实现功率的平衡的。

对于燃烧室内的温度场,从高温 2 200 K 等温面的分布可以看出,两种功率平衡策略下高温区域均明显减小,如图 11 所示。这与表 4 和表 5 中,功率平衡收敛状态下燃烧室温升下降的结论一致。当采用燃油迭代调节的功率平衡策略时,燃烧室高温区域的减小和燃烧室温升的下降更为显著^[18]。



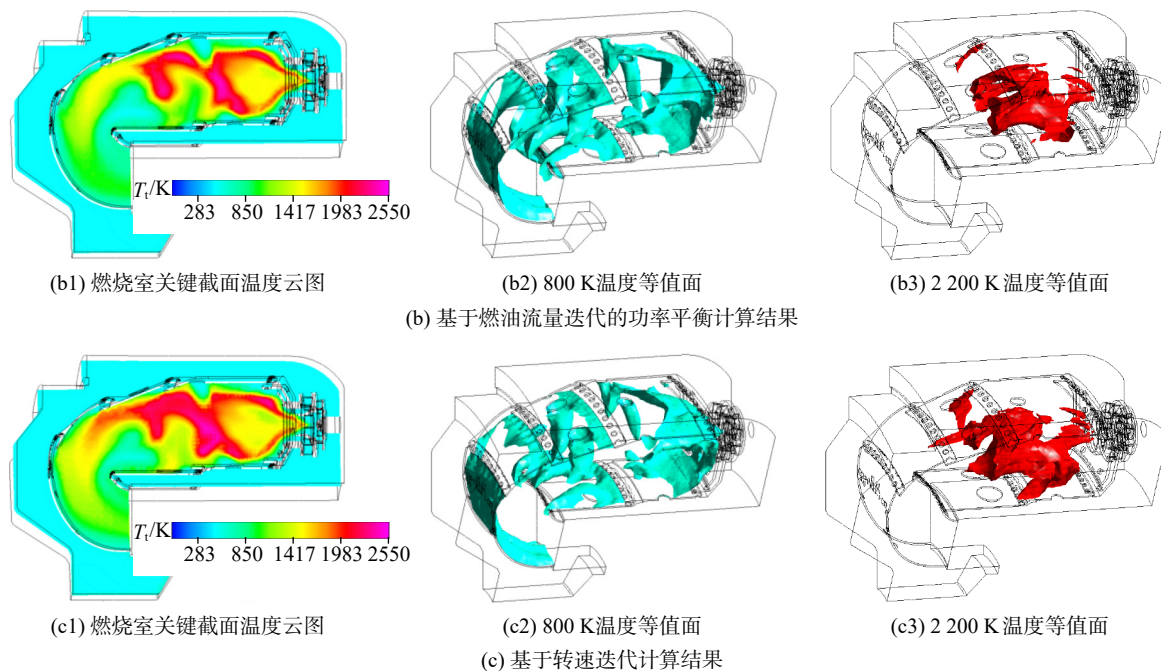


图 11 功率匹配计算方案对燃烧室温度分布的影响

Fig. 11 Influence of power matching calculation scheme on combustion chamber temperature distribution

4 结 论

本文提出了将转速和燃油流量作为功率平衡主导量,将经验迭代关系与传统的三维 CFD 仿真相结合的航空发动机整机性能仿真方案,该方案可以在三维整机性能仿真中自动实现压气机与涡轮的功率平衡,从而实现三维性能仿真与控制规律的关联。

1) 本文基于 MTJ-80 微型涡喷发动机算例,验证了基于燃油迭代和转速迭代两种功率平衡方案的有效性。由于两种策略的定解条件不同,功率平衡迭代会收敛于不同的稳定状态。

2) 本文的数值实验表明,无论对于燃油迭代方案还是转速迭代方案,在适当的迭代因子范围内,两种功率平衡策略均收敛于一致的稳定状态。过小的迭代因子会使得迭代收敛速度变慢,而过大的迭代因子,不仅可能影响迭代收敛的速度,也可能造成迭代计算的发散。

3) 本文基于对 MTJ-80 微型涡喷发动机功率平衡计算的分析,转速迭代策略下,压气机性能的改变是主导功率平衡的关键因素;而燃油流量迭代策略下,涡轮性能的改变是主导功率平衡的因素。

4) 该方法实现了整机性能三维仿真与控制规律的联系和预测。控制燃油量不变的条件下,通过转速迭代实现功率平衡,可以预测固定燃油

供给量条件下所能达到的稳态运转转速。控制转速不变的条件下,通过调节燃油量实现功率平衡,可以预测固定转速条件下的供油量。

本文初步验证了整机性能仿真中的功率平衡方法在单轴涡喷发动机上的可行性,下一步工作可以在双轴涡轮风扇发动机上实现其可行性,并考虑轴功率提取、空气系统引气、涡轮冷却等因素的影响。

参考文献:

- [1] 曹建国. 航空发动机仿真技术研究现状、挑战和展望[J]. *推进技术*, 2018, 39(5): 961-970.
CAO Jianguo. Status, challenges and perspectives of aero-engine simulation technology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(5): 961-970. (in Chinese)
- [2] TURNER M, NORRIS A, VERES J. High fidelity 3D simulation of the GE90[C]//33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Orlando, US:AIAA, 2003:1-13.
- [3] TURNER M, REED J, RYDER R, et al. Multi-fidelity simulation of a turbofan engine with results zoomed into mini-maps for a zero-d cycle simulation[C]//ASME Turbo Expo 2004. Vienna:American Society of Mechanical Engineers. 2004:219-230.
- [4] TURNER M. Lessons learned from the GE90 3-D full engine simulations[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, US: AIAA, 2010:1-16.
- [5] SCHLUTER J, WU X, VAN DER WEIDE E, et al. Integrated LES-RANS of an entire high-spool of a gas turbine[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, US:AIAA, 2006:1-11.
- [6] MEDIC G, KALITZIN G, YOU D, et al. Integrated RANS/LES

- computations of an entire gas turbine jet engine[C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, US:AIAA, 2007: 1-8.
- [7] WANG F. Whole aero-engine meshing and CFD simulation[D]. London, England:Imperial College London, 2013.
- [8] KRIVCOV A V, SHABLIY L S, BATURIN O V. Gas-dynamic modeling of gas turbine engine components collaborative work-flow[J]. *Open Mechanical Engineering Journal*, 2014, 8(1): 445-449.
- [9] TEIXEIRA M, ROMAGNOSI L, MEZINE M, et al. A methodology for fully-coupled CFD engine simulations, applied to a micro gas turbine engine[C]//ASME Turbo Expo 2018. Oslo:American Society of Mechanical Engineers, 2018:1-10.
- [10] PÉREZ ARROYO C, DOMBARD J, DUCHAINE F, et al. Large-eddy simulation of an integrated high-pressure compressor and combustion chamber of a typical turbine engine architecture[R]. ASME Paper GT2020-16288, 2020.
- [11] 张剑, 卫刚, 黄维娜. 航空发动机核心机全三维数值仿真方法研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2020, 33(1): 1-5.
ZHANG Jian, WEI Gang, HUANG Weina. Three-dimensional simulation of a core engine[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2020, 33(1): 1-5. (in Chinese)
- [12] 于龙江. 航空发动机整机性能计算及内流场仿真方法研究[D]. 北京:清华大学, 2019.
YU Longjiang. Research on the performance calculation and internal flow simulation methods of aero engines [D]. Beijing:Tsing University, 2019.(in Chinese)
- [13] WESTBROOK C K, DRYER F L. Chemical kinetic modeling of hydrocarbon combustion[J]. *Progress in Energy & Combustion Science*, 1984, 10(1): 1-57.
- [14] ZHANG R, XU Q, FAN W. Effect of swirl field on the fuel concentration distribution and combustion characteristics in gas turbine combustor with cavity[J]. *Energy*, 2018, 162: 83-98.
- [15] XIE Z F, XU Q Y, GUAN N X, et al. A new closed-form method for inertia force and moment calculation in reciprocating piston engine design[J]. *Science China Technological Sciences*, 2018, 61(6): 879-885.
- [16] ZHU H, WU F, XU Q, et al. Direct numerical simulation of turbine cascade flow with heat transfer[J]. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2019, 36(4): 445-456.
- [17] CHEN Z, ZHOU M, XU Q, et al. A novel quasi-3D method for cascade flow considering axial velocity density ratio[J]. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, 2018, 35(1): 81-94.
- [18] TUCKER P G. Coupled computational aerodynamics[M]. Dordrecht, Netherlands: Springer, 2014.

(编辑: 张 雪)