

# 涡轮温度场仿真技术发展方向研究

## Research on the Development of Turbine Temperature Field Simulation

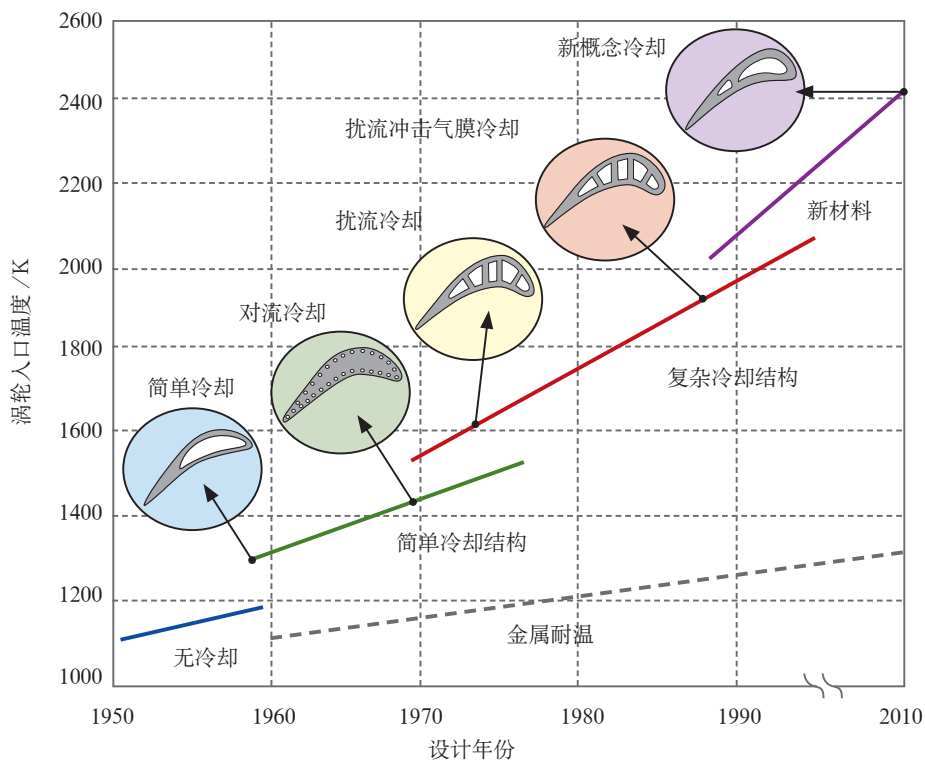
■ 马慧文 苗辉 / 中国航发研究院

近年来,涡轮温度场仿真技术随着航空发动机不断发展而飞速进步,以满足越来越多样、精细、深入的研发需求。从单部件稳态仿真,到动态多学科耦合仿真,再到多部件一体化仿真,功能形式多样,不一而足,为航空发动机的涡轮科研提供了强有力的支持。

随着航空发动机相关技术发展,涡轮进口温度也随之提高。现有推重比为10:1的发动机的涡轮进口温度达到了1800~2000K,推重比为15~20:1的发动机的涡轮进口温度将达到2100~2300K,远远超过了发动机高温合金材料的熔点温度。在性能逐渐提高,设计逐渐精细化、系统化的同时,涡轮部件热负荷和温度梯度也随之大幅增加,如预测的涡轮叶片壁面温度每上升25~30K,涡轮计算寿命就会减半。因此,准确的涡轮温度场仿真技术,对高推重比发动机技术的发展至关重要。

### 发展现状

涡轮温度场仿真技术是高效、精细化冷却设计的必要手段。通过仿真计算,不仅可以获得涡轮固体温度场的结果,还可以通过局部流场、温度场和压力场的展示,揭示换热机理,为冷却结构设计和优化提供依据。涡轮温度场仿真的主要目的是:计算在发动机各种状态下和过程中涡轮部件的温度分布,为强度寿命分析提供依据。根据仿真手段和仿真对象的特点,可将涡轮温度场仿真技术分为零维/一维/二维仿



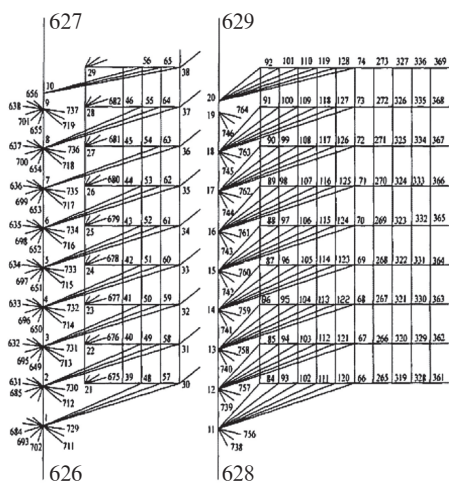
入口温度及冷却结构随年份的变化

真、三维稳态流动仿真、三维稳态多学科耦合仿真(气热耦合、气热固耦合)、三维动态多学科耦合仿真(发动机定/变工况)以及多部件一体化耦合仿真。

### 零维/一维/二维仿真技术

零维/一维/二维仿真,是指通过将一维的S1流面流动以及换热计算,在基于经验公式的零维/一维

管网计算与二维导热计算结合,实现对温度场预测的仿真方法。在航空涡轮温度场计算中,可以将零维、一维、二维或这几种维度相结合的方法和工具应用在涡轮冷却结构的初步设计之中。这种方法的经验公式来源于试验,计算结果得到了一系列的试验验证,故计算速度快,计算结果也较准确。在涡轮叶片冷



零维 / 一维仿真



二维仿真

### 零维 / 一维 / 二维仿真示例

却结构设计时,较多采用零维、一维和二维相结合的手段进行涡轮叶片温度场计算,在初步设计后,用零维/一维仿真内换热计算与二维外换热计算进行热分析,再在试验中对冷效进行校核改进。

### 三维仿真技术

三维稳态流动仿真是指计算域仅包含流体部分,计算涡轮通道流场、温度场的仿真技术。应用对象包括实心叶片温度场计算、带冷气出流叶片外换热计算(气膜出流采用源项法处理)、热斑定常迁移路径

计算等,其应用范围在逐步扩大。

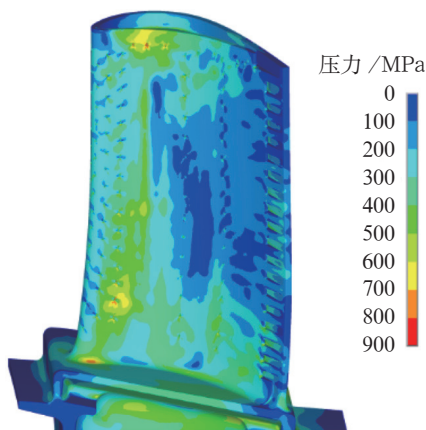
在此基础上应运而生的三维稳态多学科耦合仿真是指在涡轮稳态温度场计算中,综合运用了多个学科的分析技术,如空气动力学、气弹性力学、热弹性力学和结构动力学等。按照涉及学科的不同,可以分为气热耦合、气固耦合、热固耦合以及气热固耦合几种。对于涡轮温度场仿真而言,最常见的多学科耦合仿真技术是气热耦合和气热固耦合两种。

三维气热耦合仿真反映流动与

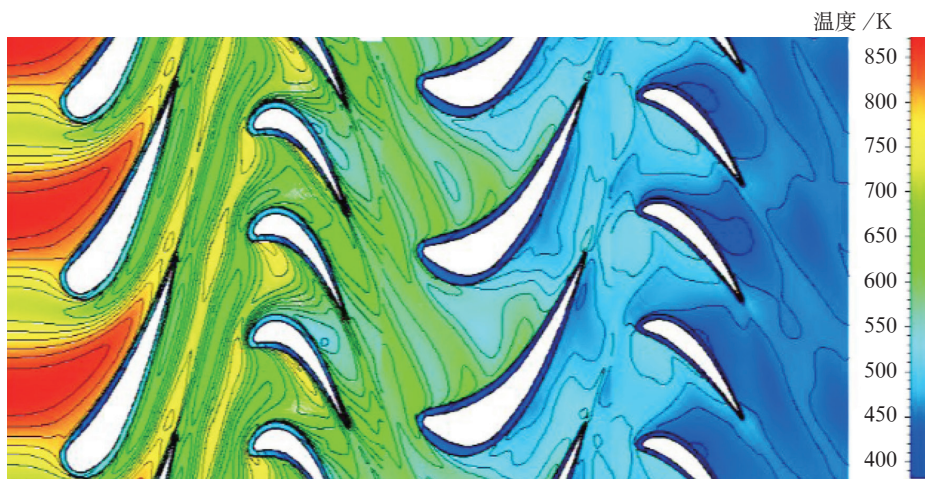
传热的相互作用,其计算域包含流体域和固体域,可以计算叶片固体结构温度场、涡轮通道流场/温度场。应用对象包括带复杂内冷结构的叶片温度场/综合冷效计算,盘腔、端壁温度场/综合冷效计算等。目前,西北工业大学、哈尔滨工业大学和北京航空航天大学对此技术引用较多。在关注传热流动过程中发生明显形变、位移时,三维气热固耦合仿真可以反映出流场、温度场和结构位移的相互作用,具有计算涡轮叶片等高温部件固体温度场和应力/应变的能力,应用对象包括带复杂内冷结构的叶片温度场/综合冷效计算,叶尖间隙及泄露流计算,叶片/涂层应力计算,局部破坏失效计算等。

三维动态多学科耦合仿真是在三维稳态多学科耦合仿真的基础上,考虑几何结构或条件随时间的变化(即传热流动过程中)的非稳态研究。

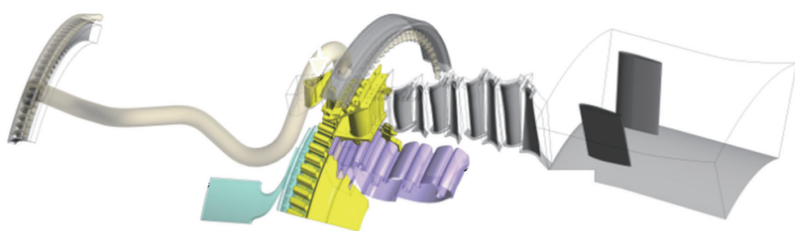
对于发动机热端部件的动态仿真,主要分为发动机定工况和变工况两个分析方向。发动机定工况时,涡轮温度场的动态特征来源于转子



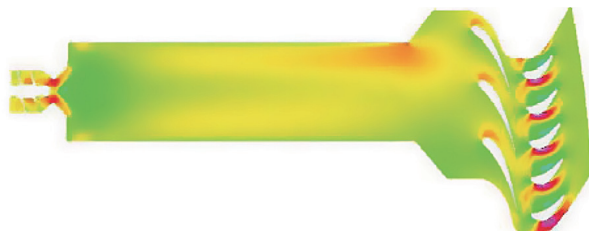
三维稳态仿真结果示例



非线性谐波法非定常计算结果



多部件一体化耦合仿真示例



NASA 格伦中心燃烧室/涡轮一体化计算

叶片的旋转作用,即转子叶片与导向叶片之间时序位置的改变。常见典型应用对象有转静干涉(尾迹干涉、激波干涉等)、热斑在整级/多级涡轮中的迁移等。拥有先进数值模拟分析技术的NUMECA公司主要采用非线性谐波法计算热斑在两级涡轮中的非定常迁移。海军工程大学采用了非线性谐波法计算多级涡轮叶片的非定常温度场,以研究转静干涉作用。

发动机变工况(即过渡态)时,涡轮主流、二次流、转速等条件均处于变化之中,引起温度场、应力应变的动态变化。常见典型应用对象有热冲击计算、涡轮叶片循环寿命计算等。克莱菲尔德大学以飞行参数和载荷谱为条件,计算模拟涡轮叶片的循环寿命。西北工业大学计算了涡轮叶片热冲击后结构温度场与应力场的变化。

多部件一体化耦合仿真是指将涡轮与相邻的空气系统或燃烧室等部件同时纳入计算域,进行耦合计算。在计算能力不断提高、计算资源不断扩大的前提下,多部件一体化耦合仿真的需求和应用逐步增多。其中,德国航空航天中心(DLR)计算了真实工况下涡轮叶片寿命,涡轮冷却与压气机引气、空气系统耦合,并考虑发动机过渡态影响。霍尼韦尔公司计算了涡轮过渡态热

流、热斑迁移等问题,计算域包含引气、封严、涡轮盘、盘腔等结构。美国国家航空航天局(NASA)格伦研究中心进行的涡轮与燃烧室一体化仿真<sup>[1]</sup>,可以更真实、更全面地描述燃烧室与涡轮的耦合作用,可用于研究燃烧室出口不均匀性(热斑、旋流、压力不均)等问题,获得更为真实的流场、温度场信息,为涡轮与燃烧室一体化设计打下基础。

### 新方法研究

目前,学术界针对涡轮温度场仿真有大量的模型、算法方面的研究,力图通过新方法、新技术或者新视角来加强对现有仿真技术的应用以及对新仿真技术能力的开发,主要涉及常见算法对比、算法耦合/分区耦合、创新算法仿真开发等应用。

多算法对比研究主要是以现有常见算法应用于涡轮仿真的对比,选择其中最合适的模型、方法以及影响最明显的因素来对适用范围内的现象进行研究。上海理工大学基于Fluent中的定常雷诺平均方程(RANS)方法和非定常大涡模拟(LES)<sup>[2]</sup>方法,对比了两种模型在模拟叶栅流动结构和叶片表面传热系数时的工程实用性优劣;北京大学初步比较了4种具有代表性的掺混面模型和非定常方法在单级跨声速压气机和1.5级亚声速涡轮中的数值模

拟精度和鲁棒性<sup>[3]</sup>;南京航空航天大学针对涡轮第一级导向叶片分析了多种辐射因素对叶片表面温度和冷却性能的影响。

算法耦合/分区耦合主要是针对在复杂流场中每个计算模型最佳适用范围不同的特性,将不同模型进行耦合应用,或者对计算域进行分区处理综合分析,是一种基于算法对比研究基础,充分利用不同模型特征与优势,以达成最佳仿真结果的新方法。南京航空航天大学开发的RANS-LES耦合计算方法很好地捕捉了尾缘的层流分离泡<sup>[4]</sup>,相比于纯LES极大缩短了计算周期;重庆大学则使用Python语言对Workbench进行了二次开发,对叶栅主流使用S-A湍流模型,对盘腔二次流使用SST  $k-\omega$ 湍流模型,实现了分区耦合<sup>[5]</sup>。

创新算法应用研究则是利用全新的视角对计算模型进行再开发或对仿真方法进行新诠释,另辟蹊径地开展涡轮等发动机热端部件的温度场仿真工作,如分离涡(DES)模型、无网格方法、格子-玻耳兹曼(LBM)方法等。华北电力大学在导向叶片通道中分别采用层流模型、DES模型、全湍流模型和AGS转捩模型,在转子叶片通道中采用S-A湍流模型进行计算<sup>[6]</sup>;中国工程物理研究院和北京航空航天大学采用无网格SPH数值模拟方法,求解带有



内冷的高压涡轮叶片的烧蚀问题；LBM方法作为一种介观方法，能够在微观和介观层次揭示流动换热机理，但由于计算量大，目前该方法还未见用于涡轮仿真。

## 未来发展方向

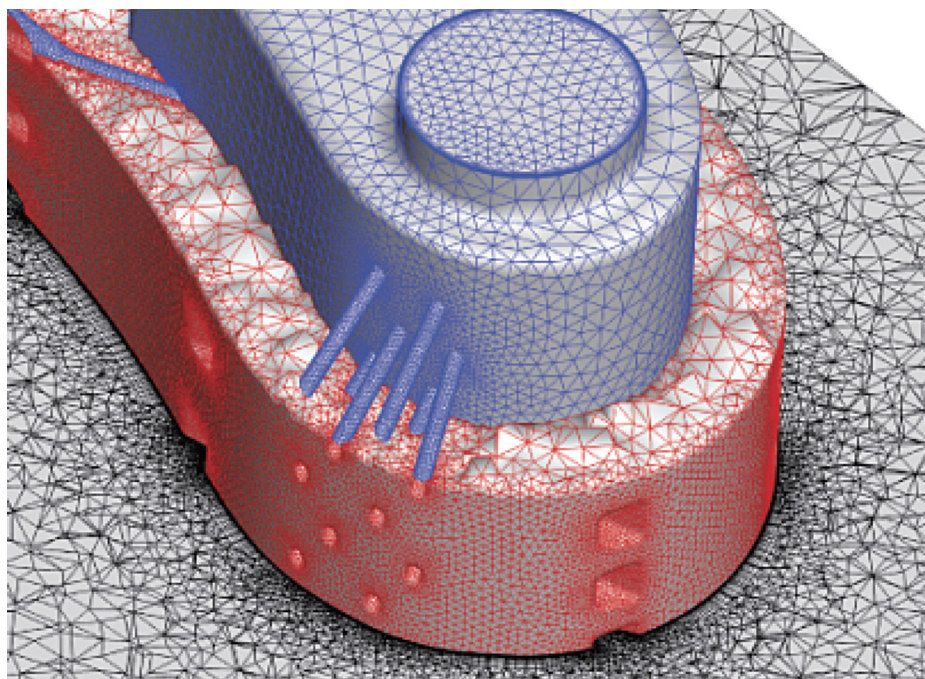
在未来的仿真技术发展中，基于科研需求与技术发展，还应在动态多学科、精细化和系统化等方向着重发力。

动态、多学科的仿真是在仿真技术不断发展的过程中，由需求决定的自然衍化而来的发展方向。与稳态、单学科计算相比，动态、多学科的仿真可以考虑更多因素的联合作用与综合影响，计算条件更接近涡轮实际工作条件，使得计算结果更可信，与试验研究的互鉴作用更加清晰直接。另外，还可以捕获更多的信息，更深刻地揭示宏观特性（如温度场、压力场）的内在机理，

更有力地支撑冷却结构设计和优化。

精细化的仿真可以捕捉如榫头、伸根、缘板及倒角等复杂精细几何模型中更多的流场、温度场的定量细节特征，能够更真实地描述壁面附近二次流等信息，对局部温度场预测精度影响很大，为结构优化设计提供了更直接的依据。以气膜孔的数值模拟计算方法为例，从用源项法到分块复制法再到半真实/真实气膜孔仿真法的进步，就是精细化仿真技术的发展应用。

系统化的仿真可以对多部件一体化计算，描述部件之间的交互作用，支撑未来多部件联合设计技术的发展。仿真支持的计算对象从最早的单叶片、单通道，变为多叶片、多通道，再变为可描述相邻叶片周向影响、相邻叶片排之间相互影响的全环、整级/多级计算，最后到与空气系统、燃烧室联合的可描述相邻部件对涡轮影响的多部件耦合计算。



真实气膜孔精细化仿真

## 结束语

发展准确的涡轮温度场仿真技术和更加高效、精细化的冷却设计一直以来都是至关重要的航空发动机科研布局，以保证更快捷、安全、可靠地进行涡轮部件研究。随着计算机技术和计算科学的发展，工业界在计算涡轮温度场时，包含因素、结构和部件越来越多，计算条件更贴近真实工况，涡轮温度场仿真技术的发展已愈发体现精细化和系统化的趋势。学术界针对涡轮温度场仿真所侧重的与模型、算法的应用研究，可为工业界提供更多的选择。

航空动力

（马慧文，中国航发研究院，助理工程师，主要从事先进内冷涡轮叶片流热耦合数值仿真及设计技术研究）

参考文献：

- [1] Turner M, Vitt P, Beach T, et al. Multistage simulations of the GE90 turbine[C]. International gas turbine and aero engine congress, 1999.
- [2] Medic G, Joo J, Milanovic I, et al. Large-eddy simulation for turbine heat transfer[C]. Turbomachinery technical conference and exposition, ASME: GT2013-95841.
- [3] 朱亚路, 罗佳奇, 刘锋. 基于掺混面模型和非定常计算的多排叶片流动对比分析[J]. 工程热物理学报, 2017, 38(11): 2334-2340.
- [4] 汪澜, 葛宁. 基于SEM的RANS/LES耦合计算方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [5] 武芷苒, 何川. 高压涡轮燃气主流与盘腔二次流的偶和数值模拟[D]. 重庆: 重庆大学, 2016.
- [6] 王晓东, 刘晓杰, 梁丽萍, 等. 低速轴流涡轮叶片层流分离流动的数值模拟方法比较[J]. 风机技术, 2016, (3): 25-30.