航空发动机涡轮机匣传热分析技术研究

佟轶杰,曲 胜,刘国库 (海军驻沈阳地区发动机专业军事代表室,沈阳 110043)

摘要:通过数值仿真和基础试验系统研究了涡轮机匣的传热特点,建立了高压涡轮 机匣传热分析方法。总结机匣传热分析的主要技术环节,开展了机匣关键部位的 CFD 流 动换热数值分析,给出了机匣表面换热分布规律,通过换热试验修正了机匣表面换热分 析方法;通过机匣的过渡态温度分析,建立了涡轮机匣传热分析工程方法。 关键词:涡轮机匣;传热;工程应用;数值仿真;试验;航空发动机

Heat Transfer Analysis Technology of Aeroengine Turbine Casing TONG Yi-jie, QU Sheng, LIU Guo-ku

(Naval Aeroengine Consumer Representative Office in Shenyang, Shenyang 110043, China)

佟轶杰(1979),男,硕士,工程师,从 事舰船燃气轮机、航空发动机的故障诊 断、测试、维修与全寿命保障技术研究。

收稿日期:2012-02-23

Abstract: The heat transfer characteristics of turbine casing was systematically studied by the numerical simulation and basic test, and the analysis method of heat transfer for the high pressure turbine casing was built. The main technology of casing heat transfer was summarized, CDF flow and heat transfer of casing key parts was analyzed, and the distribution

law of casing surface heat-transfer was obtained. The analysis method of casing surface heat-transfer was corrected by test, and then the heat transfer engineering method of turbine casing was built by casing transient temperature analysis.

Key words: turbine casing; heat transfer; engineering application; numerical simulation; test; aeroengine

0 引言

航空发动机涡轮机匣传热分析一直是热分析中 的1个难点,究其原因主要是流动换热分析难度较 大。由于机匣结构复杂,流动换热模型很难通过1维 的典型准则经验公式来模拟,而且设计中现有的用于 机匣模型的换热经验准则仅有3~4种,大大增加了 准确预估机匣温度的难度;且对机匣传热分析很难采 用统一的计算方法,国外现有的机匣结构流动或换热 的计算方法都是针对某具体结构建立的。国内外开展 机匣的传热研究相对较少,且多集中在基础研究上, 针对工程应用的研究更少。

本文从工程应用的角度出发,对机匣的传热分析 开展了 CFD 数值计算和换热试验研究,以数值分析 和试验为基础获得了机匣的流动换热规律,总结完善 机匣的换热特性模型,开展机匣温度预估,提高了温 度分析精度,为完善机匣设计奠定基础。

1 技术环节分析

以某航空发动机高压涡轮机匣为例进行机匣传 热分析。高压涡轮机匣的流动传热分析是1个比较复 杂的过程,其影响因素较多,而其本质属于流体动力 与热交换理论与发动机部件结构的结合。流动特性是 对发动机内部二次流空气的流动状况(包括流量压力 温度等因素)进行设计研究,而换热特性是对发动机 主要零部件的表面和气流热交换的原理进行研究。流 动换热的核心问题是对流场的求解,目前 N-S 方程 的准确求解仍然是1个世界性的难题,必须通过试验 来弥补理论解的不足。

本文研究目的在于建立涡轮机匣的传热分析方 法,其思路为:以1维流动换热经验公式分析为基础, 局部深化开展3维数值仿真获得流动换热规律,开展 基础试验对换热特性进行局部验证,修正传热计算方 法,总结出机匣的传热工程计算方法,最终有待发动 机整机试车的温度测试验证。



了解高压涡轮机匣以及主动间隙控制系统的结构形式和特点,掌握其影响流动传热的关键因素,为流动和传热分析模型的建立奠定基础。结合整个二次流空气系统设计开展1维分析获得机匣的初步气体流动环境。根据发动机实际结构及流动情况,针对每个流动单元进行适当的准则模化处理,形成由各不同种类的节流单元串联和并联组成的复杂空气系统1 维流体计算网络,进行计算分析,获得高压涡轮机匣的流动特征和气体分布。在1维分析的基础上开展机 匣局部深化的 CFD 数值仿真分析,研究获得机匣的流动换热分布规律,通过数值仿真达到换热特性的概念验证。经过多年的基础研究, CFD 技术已经被应 用到实际工程设计中,能够对发动机结构的流动传热

显然,数值仿真可以获得规律,但还不能完全准确地分析机匣的流动换热特性,其换热特性的建立必须开展试验验证。本文对涡轮机匣的流动传热结构开展了基础试验验证,在将来具备条件后再开展发动机试车传热试验验证,以提高技术成熟度。

根据建立的热物理模型和计算得到的边界条件, 通过有限元计算得到发动机工作历程下机匣的瞬态 温度,为涡轮叶尖间隙分析以及机匣强度设计奠定了 良好的传热分析基础。

综上所述,为了获得高压涡轮机匣的温度,需要逐 一解决上述问题,其关键技术为对换热边界条件的计 算分析。机匣组件是1个结构相对比较复杂的零部件, 其周围的流动换热环境相对难以准确预估。常规换热 计算都是根据已有的经验准则公式进行,而机匣的复 杂结构导致很难有比较吻合的模型准则公式,而换热 边界的准确度直接决定了机匣温度分析的精度,这就 使得对换热边界条件的分析成为整个机匣温度分析中 最关键的环节。需要完善原有的计算方法,通过数值仿 真和试验研究来获得更准确的换热边界条件。

2 高压涡轮机匣换热特性研究

在流动分析结束后,获得了机匣内外表面的工作 环境,结合部件性能的分析结果,具备了换热分析的 边界条件。通过分析机匣的流动结构形式可知,机匣 的前段和中段上表面为冲击换热,下表面为对流换 热,机匣后段均为对流换热。整个机匣的换热环境具 有一定的特殊性,很难直接用已有的经验准则公式来 分析计算。引入 CFD 的数值分析来研究机匣复杂结构的换热情况,将 CFD 的结果转化为工程可用的分析方法,从而提高换热计算的准确度。同时,对机匣开展换热试验研究,以对数值仿真获得的换热特性进行修正完善,最终根据试验和计算的验证分析获得较完善的换热计算方法,提高分析结果的精度,为准确预估机匣的温度奠定良好的基础。

2.1 高压涡轮机匣的数值分析

高压涡轮机匣的内部为1个构造比较特殊的腔体,其内发生的复杂换热形式包括冲击换热、圆管换热、涡流换热和封闭腔换热等,其换热情况主要受气流在腔体内的流动影响,由于其结构的复杂性很难通过准则经验公式来准确计算。本文以1维空气系统流

动计算结果的进口压力和 质量流量为边界条件,利 用商用 CFD 软件 CFX 进 行数值分析计算,其计算 模型如图 1 所示。



图 1 涡轮机匣腔 CFD 计算模型

涡轮机匣腔内的流场结构主要受其几何结构的 影响,复杂的机匣腔结构迫使其内部气流方向不断发 生改变,形成气流涡,作用于壁面,影响气流与壁面的 换热。由进气孔进入涡轮机匣的气流速度很快,对壁 面产生很强的冲击作用,沿冲击区边缘四周流动,同 时气流速度迅速减慢。其速度分布如图 2 所示,受其 影响得到的复杂换热分布如图 3 所示。



从图 3 中可见,在冲击孔正对冲击的机匣外壁面 的 区域,有明显的斑状冲击强换热区域,其换热区域的 流 特点与冲击孔特点一致,是由很明显的冲击换热造成 Nu 的,也是空气冷却机匣作用的体现。从图中还可见机 匣 2 条肋的壁面是直接感受冲击的区域,换热较强; 机匣外表面的小腔空间较小,有 2 排冲击孔冲击,腔 内流动较剧烈,使得机匣表面的换热也较强;机匣外 表面大腔几何空间较大,流动较缓慢,换热较弱,但在

在机匣内壁前段,在入流孔冲击的作用下,在冲击处的换热系数很大,而在冲击区外,换热系数逐渐 减小,但减小的趋势渐弱;在机匣内壁中段,气流与壁 面的作用较均匀,因此壁面的换热系数分布也较均 匀,换热系数较小;在机匣内壁后段,在壁面气流冲击 处气流与壁面作用较强,换热剧烈,换热系数较大,而 在冲击区周围,气流与壁面的作用减弱,因此换热系 数也减小。在发动机不同工作状态下针对封闭腔下进 行模拟发现,其内的流动状态基本相似。数值分析结 果显示,腔内气流速度均匀,壁面换热也较均匀,略强 于自然对流条件下的情况。

接近冲击换热区处的换热要强一些,换热强度基本上

随着离冲击区的距离增加而减弱。

综上所述,由数值分析可知:

(1)孔出流对壁面形成很强的冲击作用,冲击区 气流与壁面换热很强,局部换热系数很大;

(2)机匣腔结构复杂,导致气流方向不断改变,形成多而复杂的旋涡结构;

(3)在气流涡存在的位置,气流与壁面的作用较强,壁面局部换热系数较大。

2.2 高压涡轮机匣换热试验

在换热特性研究中,重点分析了冲击射流冲击机 匣表面后机匣表面的局部 Nu 和平均 Nu,通过试验 测量了机匣表面温度和冷却空气流量。在换热特性试 验中采用了常规的热膜法,即利用恒定的直流电流加 热机匣表面,提供1个热流密度均匀的加热表面,通 过测量机匣表面的温度和参考温度间的差值,获得机 匣表面的局部换热系数。

对机匣的局部冲击壁面区域进行了换热试验研究。机匣冲击壁面局部 Nu 随着机匣进口 Re 的变化 规律如图 4 所示。从图 4 中可见,机匣冲击壁面局部 的 Nu 随着机匣进口 Re 的增大而逐步增大。这是由 于试验中机匣进口 Re 的增大是通过提高冷却空气 的进口流量来实现的,显然参与换热的冷却空气质量 流量越大,其换热效果必然越突出,体现在换热系数 Nu上即随着 Re 的增大而增大。



在冲击换热的换热准则下,对试验结果和数值分析结果进行了比较,见表 1。从表中可见,在机匣的 B、C处,试验与计算结果吻合较好,而在 A 处二者的 差异较大。这是因为机匣在 A 处的腔体较大,其流动 相对平缓,因此其换热强度略小于机匣 B、C 处的。试 验分析结果可修正完善机匣表面的换热计算方法,最 终形成经过试验验证后的换热特性分析方法。

表 1 换热特性 Nu 比较

位置	Nu 计算值	Nu 试验值	相对比较	
А	38.7	28	26%	
А	15.0	12	22%	
В	38.6	39	0.7%	
В	12.7	13	2%	
С	39.9	38	4.7%	
С	13.2	13	1.5%	

2.3 工程应用

通过对机匣进行 CFD 数值分析和试验研究,获得 了机匣的换热边界分布规律和计算方法,但由于计算 网格和湍流模型的原因,特别是换热系数的计算与壁 面边界层流动之间的关系很大,CFD 数值计算还需要 通过试验验证,并在工程使用时进行一定的修正。

针对机匣的换热边界研究,通过经验公式计算、 CFD 分析以及试验验证对比可以总结归纳出工程计 算方法。对于机匣冲击换热这类典型模型,可以在 CFD 计算和试验研究基础上归纳冲击换热经验公 式。而其他一些流动区域的换热,通常不是简单的管 内典型流动,含有复杂的涡类紊流,使得局部流动换 热情况比较复杂,很难用经验公式进行1维计算,而 需要参考 CFD 的数值计算和试验验证结果进行修 正。通过对高压涡轮机匣的数值模拟和试验研究,形 成了涡轮机匣的换热分析方法,能够获得较准确的边 界条件,为温度分析奠定了良好的基础。

3 机匣温度分析

3.1 计算模型

为保证传热模型分析对象合理,高压涡轮机匣组件的分析对象包括了高压涡轮机匣及附近的机匣、外环、叶片缘板等传热零件。因整个模型比较复杂,适当简化了计算对象,叶片离计算对象较远,只取了叶片的下缘板,考虑导热影响,忽略了螺栓、销子、引气嘴等局部3维特征的影响,简化了一些局部几何特征,完成了整个复杂模型的建模、分网以及温度计算。

3.2 温度计算

利用有限元软件完成了某发动机工作历程的过 渡态温度计算。以机匣典型位置——肋的根部为特征 点绘制了过渡态的温度变化曲线,如图5所示。从图 5中可见机匣在发动机工作过程中的温度变化情况, 根据其温度分布可以进行涡轮叶尖的间隙分析以及 机匣强度寿命预估。



图 5 高压涡轮机匣温度过渡态变化曲线

高压涡轮机匣某个历程点的温度云图如图 6 所示。从图 6 中可见, 机匣的高温区集中在与高压涡轮 外环和第 1 级低压导向叶片接触的位置, 低温区在机 匣肋上。机匣中前段温度较低, 接近高压压气机级间 气的温度, 这是因为机匣上表面为换热很强的压气机 级间气, 下表面为压气机出口, 机匣壁很薄向前的导 热量很少。机匣中后段与高压涡轮外环、第 1 级低压 导向叶片直接接触导热, 而且第 1 级低压导向叶片集 气腔的冷气换热较弱, 以及中后段的壁较厚导热量 大, 使得整个机匣的中后部温度较高。从温度梯度分 布来看,机匣前段分布均匀,中段径向温差较大,而且 距离较短,后段的径向和轴向温差都很小。



4 总结

通过高压涡轮机匣的流动换热研究以及过渡态 温度分析,掌握了机匣的流动换热规律,基本建立了 涡轮机匣的传热分析方法。

通过对高压涡轮机匣的流动换热进行 CFD 仿真 分析和换热试验验证,获得了机匣换热分布特性。

(1)冲击孔出流对壁面造成很强的冲击作用,冲 击区换热很强,局部换热系数很大。

(2)机匣腔结构复杂,导致气流方向不断改变,形 成多而复杂的旋涡结构;在气流涡存在的位置,气流 与壁面的作用较强,壁面局部换热系数较大。

(3)机匣的流道结构对换热系数有影响,在突阔段(凹槽)换热系数减小,在突缩段(窄缝)换热系数增大,在死区附近换热很弱。

(4)随着雷诺数的增大,整个壁面的平均换热系数依次增大。

通过将 CFD 数值分析和试验研究的结果应用到 工程计算中,建立了高压涡轮机匣传热工程分析方法, 能够更准确地分析机匣的温度,完善机匣传热设计。

5 结束语

本文的温度分析借助了 CFD 仿真分析和基础试 验验证结果,为改进发动机部件的传热分析方法进行 了较好的尝试。CFD 分析作为1种代替试验的数值 仿真手段,能够很好地为一些缺乏试验数据的计算模 型提供计算分析的依据和指导,也是将来在传热分析 中可以使用的1种手段。但是,需要认识到 CFD 数值 仿真计算必须结合一定的试验验证才能更好地应用 到工程分析计算中。

另外,整个机匣部件的温度分析结果还应在发动 机试验、试车中开展壁温测试,通过整机级的试验验 证完善机匣的传热分析方法,以进一步提高其传热分 析方法的技术成熟度。

参考文献:

- Goldstein R J, Seol W S. Heat transfer to a row of impinging circular air jets including the effect of entrainment [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1991, 34(8): 3133-3147.
- [2] Chambers A C, Gillespie R H. The effect of initial cross flow on the cooling performance of a narrow impingement channel [J]. Journal of Heat Transfer, 2005,127(4):358-365.
- [3] Florian Hoefler, Shailendra Naik. Heat transfer in a confined

oblique jet impingement configuration [R]. ASME 2009-GT-59354.

- [4] 毛军逵,刘震雄,郭文.小间距单孔冲击凸面靶板流场结构 实验[J]. 航空动力学报,2007,22(10):1598-1603.
- [5] 张丽,朱惠人. 涡轮机匣隔热环腔内流动换热数值计算[C]// 中国航空学会第七届动力年会论文集.北京:中国航空学会, 2010.
- [6] 曹玉璋. 航空发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [7] 林宏镇. 高性能航空发动机传热技术[M]. 北京:国防工业出版社,2005.