



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108875154 A  
(43)申请公布日 2018.11.23

(21)申请号 201810531056.8

(22)申请日 2018.05.29

(66)本国优先权数据

201810369465.2 2018.04.24 CN

(71)申请人 哈尔滨工程大学

地址 150001 黑龙江省哈尔滨市南岗区南通大街145号哈尔滨工程大学科技处知识产权办公室

(72)发明人 高杰 柴家兴 马国骏 牛佳宝 郑群

(51)Int.Cl.

G06F 17/50(2006.01)

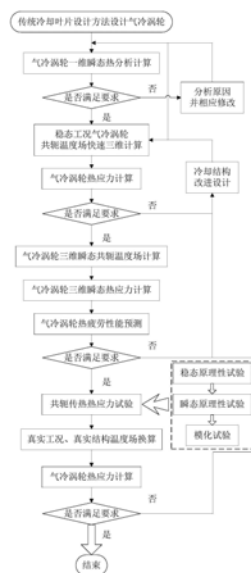
权利要求书1页 说明书5页 附图1页

(54)发明名称

一种气冷涡轮低热应力气热设计方法

(57)摘要

本发明提供一种气冷涡轮低热应力气热设计方法,在气冷涡轮定常气动和传热设计循环的基础上还包括:进行气冷涡轮一维瞬态热分析计算;进行稳态工况气冷涡轮共轭温度场及热应力快速三维计算,进行气冷涡轮三维瞬态共轭温度场及瞬态热应力计算,进行气冷涡轮热疲劳性能计算,进行共轭传热热应力试验,随后进行真实工况、真实结构温度场换算,并通过理论计算获得气冷涡轮试验热应力分布;通过合理分配冷气用量、改进或优化冷却结构等手段,循环以上设计计算步骤,直至气冷涡轮全工况热应力分布满足设计要求。采用本发明提供的气冷涡轮全工况低热应力气热设计方法能有效弱化热应力的副作用,延长气冷涡轮寿命,提高气冷涡轮的工作可靠性。



CN 108875154 A

1. 一种气冷涡轮低热应力气热设计方法,其特征在于:在气冷涡轮的定常气动和传热设计循环之后还包括如下步骤:

步骤1:进行气冷涡轮一维瞬态热分析计算,获得过渡工况下产生的涡轮叶片最大温度及其发生时间、叶片超温持续时间和为避免超温叶片的预冷温度;

步骤2:如果步骤1中得到的性能指标不符合预定设计指标,则重新分配冷气用量并重复步骤1,直至步骤1得到的性能指标与预定设计指标相符合;

步骤3:进行稳态工况气冷涡轮共轭温度场及热应力快速三维计算,获得气冷涡轮稳态热应力分布;

步骤4:如果步骤3中得到的性能指标不符合预定设计指标,则改进或优化冷却结构并重复步骤1~3,直至步骤3得到的性能指标与预定设计指标相符合;

步骤5:进行气冷涡轮三维瞬态共轭温度场及瞬态热应力计算,获得过渡工况下产生的涡轮叶片最大温度/热应力及其发生时间与位置、叶片超温持续时间分布;

步骤6:如果步骤5中得到的性能指标不符合预定设计指标,则改进或优化冷却结构并重复步骤1~5,直至步骤5得到的性能指标与预定设计指标相符合;

步骤7:进行气冷涡轮热疲劳性能计算,预测其热疲劳寿命;

步骤8:如果步骤7中得到的性能指标不符合预定设计指标,则改进或优化冷却结构并重复步骤1~7,直至步骤7得到的性能指标与预定设计指标相符合;

步骤9:进行共轭传热热应力试验,包括稳态原理性试验、瞬态原理性试验和模化试验,随后进行真实工况、真实结构温度场换算,并通过理论计算获得气冷涡轮试验热应力分布;

步骤10:如果步骤9中得到的性能指标不符合预定设计指标,则改进或优化冷却结构并重复步骤1~9,直至气冷涡轮全工况热应力分布达到预定设计目标。

2. 根据权利要求1所述的一种气冷涡轮全工况低热应力气热设计方法,其特征是:在步骤3中的稳态工况至少包括部分负荷、设计负荷与超负荷三个典型工况。

3. 根据权利要求1或2所述的一种气冷涡轮全工况低热应力气热设计方法,其特征是:在步骤5中的瞬态计算至少包括部分负荷、设计负荷与超负荷三个典型工况下的非定常计算和加速与减速两类典型过渡态工况计算。

## 一种气冷涡轮低热应力气热设计方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种燃气轮机气冷涡轮的设计方法,尤其涉及一种气冷涡轮低热应力气热设计方法。

### 背景技术

[0002] 在燃气轮机/航空发动机工程设计中,为了尽可能地提高/航空发动机的性能,涡轮进口的温度大大超过了各种性能合金材料所能承受的温度,因此在继续发展耐高温材料的同时,必须采取有效的冷却技术对高温涡轮进行冷却。但是高温环境中的冷却会使得金属内外产生较大的温差,并由于热弹耦合的效应而产生热应力。燃气轮机/航空发动机的工况范围变化大,当燃气轮机/航空发动机的工作状态发生变化时,特别是在起动和停车的过程中,由于急速地加热或冷却,会使高温涡轮部件瞬时产生巨大的热应力。当这种状态变化反复出现时,会形成周期性的热负荷,从而引起叶片的热疲劳,使之产生裂纹,进而使裂纹扩展。起动-停车过程产生的交变应力循环的长期作用最终导致热疲劳现象发生,反而对燃气轮机/航空发动机的安全可靠运行构成了严峻的挑战。

[0003] 热应力是流热固耦合的重要表现形式,其产生主要是两方面的原因:其一是冷却造成固体内部温度不均,使得各部分无法自由形变产生;其二是气膜孔等冷却结构式叶片结构复杂化,叶片各个部分的形变受到限制,而且冷却结构本身也会对温度场产生影响。据统计,涡轮叶片总寿命的75%是在起动和停车过程中由于受瞬态热应力影响而损失的。因此,如何在获取冷却效应的同时,规避或弱化热应力的副作用是极为关键的。

[0004] 在燃气轮机/航空发动机的改型或重新设计中,为了增加燃气轮机/航空发动机的输出功率和效率,通常大幅提高涡轮的进口气/热参数,相应必须更改气动设计以适应涡轮级功率和效率的变化,同时更改传热设计并增大冷气用量以保证涡轮叶片工作的稳定性。需注意的是,在燃气不包含腐蚀性杂质的良好条件下,提高燃气温度首先影响到在起动、停机和其它动态过程中在静叶片内产生热应力的大小上。

[0005] 涡轮叶片定常气动设计方法主要包括以下步骤:首先是根据总体设计要求开展一维气动分析,主要工作为合理选取涡轮各级的无量纲设计参数以确定各级叶中截面的速度三角形等参数,进而生成涡轮子午流道形式,在此过程中可根据需要在低纬设计空间上对基本气动和几何参数进行合理选择甚至充分优化;而后从二维层面出发,选取合理的扭向规律以得到涡轮级不同叶高截面的速度三角形,并通过反问题计算以得到涡轮各排关键气动参数,进而按照叶片排进出口气流角等参数进行不同叶高截面的叶栅造型,并利用S1数值模拟手段检验叶型设计的合理性;在此基础上开展叶片三维的积叠,并利用S2或准三维数值模拟手段计算获得涡轮部件的总体性能和参数分布,随后进行初步的流动分析和诊断;在设计结果满足要求的情况下采用全三维数值模拟对涡轮内部流场进行更为细致诊断,综合评估涡轮的总体性能;继而反复修改直至获得满意的设计结果。

[0006] 涡轮叶片定常传热设计方法主要包括以下步骤:首先,指定基本的分析参数,包括叶片数、叶片类型、叶片和涂层的材料属性、冷气参数和涡轮主流边界条件等;指定叶片核

心区域,创建复杂的散热结构(包括肋、前缘通道、尾缘通道、扰流柱等);指定内部冷却气流,生成并求解一个一维的流体流动网格,其代表整个冷却结构;创建气冷叶片三维计算网格;定义叶型外部的边界条件(湍流模型、强制转捩-初始边界层、前缘驻点传热系数等),包括叶型外部的传热系数和绝热壁温;定义气膜效率和增强换热的求解参数,指定气膜特性曲线和气膜覆盖;创建和求解热分析系统模型,执行稳态求解;在设计结果基本满足要求的情况下采用已知全三维数值模拟对气冷涡轮流场进行更为细致诊断,并反复修改直至获得满意的设计结果。

[0007] 传统的涡轮设计方法是先优化设计涡轮叶片的气动外形,再设计改进对应的冷却结构,但由于现代燃气轮机/航空发动机涡轮叶片的三维气动叶型和复合冷却结构都非常复杂,进口参数和气动外形的变化势必引起冷却需求的变化,而冷却结构的变化特别是冷气空气量的变化又引起涡轮叶片气动性能的变化,二者之间的相互影响导致传统设计方法的设计精度较难保证。涡轮叶栅的气热耦合计算能够得出更为准确的高温部件温度分布,这样可以准确预测涡轮部件的热应力分布,对涡轮叶栅的寿命预估和冷却结构设计提供重要依据。因此,涡轮的冷却结构与气动外形的设计是紧密耦合的,涡轮冷却叶片的设计须将气动与传热设计同步进行,综合考虑气动性能、冷却结构的变化对于涡轮设计的影响。

[0008] 高温气冷涡轮叶片设计是燃气轮机/航空发动机中涡轮部件设计的重要部分,其设计的优劣直接关系到涡轮工作的效率,进而影响燃气轮机/航空发动机的性能。由于涡轮叶片工作在高温、高压和高速的环境下,其设计过程涉及到多个学科。要获得整体性能最优的涡轮叶片,需要对涡轮叶片设计过程中涉及的每一个因素,尤其是流热固耦合因素的影响进行细致考虑。由于现有技术的不足,人们希望有一种能有效弱化热应力副作用,延长气冷涡轮寿命,提高气冷涡轮工作可靠性的先进气热设计方法。

## 发明内容

[0009] 本发明的目的是为了提供一种能有效弱化热应力的副作用,延长气冷涡轮寿命,提高气冷涡轮工作可靠性的气冷涡轮低热应力气热设计方法。

[0010] 本发明的目的是这样实现的:在气冷涡轮的定常气动和传热设计循环之后还包括如下步骤:

[0011] 步骤1:进行气冷涡轮一维瞬态热分析计算,获得过渡工况下产生的涡轮叶片最大温度及其发生时间、叶片超温持续时间和为避免超温叶片的预冷温度;

[0012] 步骤2:如果步骤1中得到的性能指标不符合预定设计指标,则重新分配冷气用量并重复步骤1,直至步骤1得到的性能指标与预定设计指标相符合;

[0013] 步骤3:进行稳态工况气冷涡轮共轭温度场及热应力快速三维计算,获得气冷涡轮稳态热应力分布;

[0014] 步骤4:如果步骤3中得到的性能指标不符合预定设计指标,则改进或优化冷却结构并重复步骤1~3,直至步骤3得到的性能指标与预定设计指标相符合;

[0015] 步骤5:进行气冷涡轮三维瞬态共轭温度场及瞬态热应力计算,获得过渡工况下产生的涡轮叶片最大温度/热应力及其发生时间与位置、叶片超温持续时间分布;

[0016] 步骤6:如果步骤5中得到的性能指标不符合预定设计指标,则改进或优化冷却结构并重复步骤1~5,直至步骤5得到的性能指标与预定设计指标相符合;

- [0017] 步骤7:进行气冷涡轮热疲劳性能计算,预测其热疲劳寿命;
- [0018] 步骤8:如果步骤7中得到的性能指标不符合预定设计指标,则改进或优化冷却结构并重复步骤1~7,直至步骤7得到的性能指标与预定设计指标相符合;
- [0019] 步骤9:进行共轭传热热应力试验,包括稳态原理性试验、瞬态原理性试验和模化试验,随后进行真实工况、真实结构温度场换算,并通过理论计算获得气冷涡轮试验热应力分布;
- [0020] 步骤10:如果步骤9中得到的性能指标不符合预定设计指标,则改进或优化冷却结构并重复步骤1~9,直至气冷涡轮全工况热应力分布达到预定设计目标。
- [0021] 本发明还包括这样一些结构特征:
- [0022] 1.在步骤3中的稳态工况至少包括部分负荷、设计负荷与超负荷三个典型工况。
- [0023] 2.在步骤5中的瞬态计算至少包括部分负荷、设计负荷与超负荷三个典型工况下的非定常计算和加速与减速两类典型过渡态工况计算。
- [0024] 与现有技术相比,本发明的有益效果是:本发明在充分考虑冷却结构、温度场与热应力场之间内在关联特性的基础上,借助于分层次低热应力计算优化理念,从简单到复杂,从稳态到瞬态,从设计负荷工况到非设计负荷工况,通过流热耦合计算手段,合理分配冷气用量及改进冷却结构,从而规避或弱化了热应力的副作用,延长了气冷涡轮寿命,提高了气冷涡轮的工作可靠性。

## 附图说明

- [0025] 图1是本发明的气冷涡轮全工况低热应力气热设计流程图。

## 具体实施方式

- [0026] 下面结合附图与具体实施方式对本发明作进一步详细描述。
- [0027] 本发明的气冷涡轮全工况低热应力气热设计方法是基于现有已知的常规的气冷涡轮定常气动和传热设计循环。
- [0028] 涡轮叶片定常气动设计方法主要包括以下步骤:首先是根据总体设计要求开展一维气动分析,主要工作为合理选取涡轮各级的无量纲设计参数以确定各级叶中截面的速度三角形等参数,进而生成涡轮子午流道形式,在此过程中可根据需要在低纬设计空间上对基本气动和几何参数进行合理选择甚至充分优化;而后从二维层面出发,选取合理的扭向规律以得到涡轮级不同叶高截面的速度三角形,并通过反问题计算以得到涡轮各排关键气动参数,进而按照叶片排进出口气流角等参数进行不同叶高截面的叶栅造型,并利用S1数值模拟手段检验叶型设计的合理性;在此基础上开展叶片三维的积叠,并利用S2或准三维数值模拟手段计算获得涡轮部件的总体性能和参数分布,随后进行初步的流动分析和诊断;在设计结果满足要求的情况下采用全三维数值模拟对涡轮内部流场进行更为细致诊断,综合评估涡轮的总体性能;继而反复修改直至获得满意的设计结果。
- [0029] 涡轮叶片定常传热设计方法主要包括以下步骤:首先,指定基本的分析参数,包括叶片数、叶片类型、叶片和涂层的材料属性、冷气参数和涡轮主流边界条件等;指定叶片核心区域,创建复杂的散热结构(包括肋、前缘通道、尾缘通道、扰流柱等);指定内部冷却气流,生成并求解一个一维的流体流动网格,其代表整个冷却结构;创建气冷叶片三维计算网

格;定义叶型外部的边界条件(湍流模型、强制转捩-初始边界层、前缘驻点传热系数等),包括叶型外部的传热系数和绝热壁温;定义气膜效率和增强换热的求解参数,指定气膜特性曲线和气膜覆盖;创建和求解热分析系统模型,执行稳态求解;在设计结果基本满足要求的情况下采用已知全三维数值模拟对气冷涡轮流场进行更为细致诊断,并反复修改直至获得满意的设计结果。

[0030] 结合图1,在一个常规的气冷涡轮定常气动和传热设计循环之后,得到一个带冷却结构的涡轮叶片。在此基础上还需经过以下步骤:

[0031] (1) 进行气冷涡轮一维瞬态热分析计算,获得过渡工况下产生的涡轮叶片最大温度及其发生时间、叶片超温持续时间和为避免超温叶片的预冷温度等;

[0032] (2) 如果步骤(1)中得到的性能指标不符合预定设计指标,则通过合理分配冷气用量等手段,重复步骤(1),直至步骤(1)得到的性能指标与预定目标相符合;

[0033] (3) 进行稳态工况气冷涡轮共轭温度场及热应力快速三维计算,获得气冷涡轮稳态热应力分布;

[0034] (4) 如果步骤(3)中得到的性能指标不符合预定设计指标,则通过改进或优化冷却结构等手段,重复步骤(1)~(3),直至步骤(3)得到的性能指标与预定目标相符合;

[0035] (5) 进行气冷涡轮三维瞬态共轭温度场及瞬态热应力计算,获得过渡工况下产生的涡轮叶片最大温度/热应力及其发生时间与位置、叶片超温持续时间分布等;

[0036] (6) 如果步骤(5)中得到的性能指标不符合预定设计指标,则通过改进或优化冷却结构等手段,重复步骤(1)~(5),直至步骤(5)得到的性能指标与预定目标相符合;

[0037] (7) 进行气冷涡轮热疲劳性能计算,预测其热疲劳寿命;

[0038] (8) 如果步骤(7)中得到的性能指标不符合预定设计指标,则通过改进或优化冷却结构等手段,重复步骤(1)~(7),直至步骤(7)得到的性能指标与预定目标相符合;

[0039] (9) 进行共轭传热热应力试验,包括稳态原理性试验、瞬态原理性试验和模化试验,随后进行真实工况、真实结构温度场换算,并通过理论计算获得气冷涡轮试验热应力分布;

[0040] (10) 如果步骤(9)中得到的性能指标不符合预定设计指标,则通过改进或优化冷却结构等手段,重复步骤(1)~(9),直至气冷涡轮全工况热应力分布达到预定设计目标。

[0041] 本发明还可以包括:

[0042] 在步骤(3)中的稳态工况至少包括部分负荷、设计负荷与超负荷三个典型工况。

[0043] 在步骤(5)中的瞬态计算至少包括部分负荷、设计负荷与超负荷三个典型工况下的非定常计算和加速与减速两类典型过渡态工况计算。

[0044] 采用本发明设计的单级气冷涡轮,在其气动和传热性能不降低的前提下,其热疲劳寿命可提高10个百分点。本发明也可用于多级气冷涡轮的全工况低热应力气热设计。

[0045] 综上,本发明提供一种气冷涡轮全工况低热应力气热设计方法,包括一个常规的气冷涡轮定常气动和传热设计循环,在其之后还包括如下步骤:首先进行气冷涡轮一维瞬态热分析计算,获得过渡工况下产生的涡轮叶片最大温度及其发生时间、叶片超温持续时间和为避免超温叶片的预冷温度等;进行稳态工况气冷涡轮共轭温度场及热应力快速三维计算,获得气冷涡轮稳态热应力分布;进行气冷涡轮三维瞬态共轭温度场及瞬态热应力计算,获得过渡工况下产生的涡轮叶片最大温度/热应力及其发生时间与位置、叶片超温持续

时间分布等;进行气冷涡轮热疲劳性能计算,预测其热疲劳寿命;进行共轭传热热应力试验,包括稳态原理性试验、瞬态原理性试验和模化试验,随后进行真实工况、真实结构温度场换算,并通过理论计算获得气冷涡轮试验热应力分布;通过合理分配冷气用量、改进或优化冷却结构等手段,循环以上设计计算步骤,直至气冷涡轮全工况热应力分布满足设计要求。采用本发明提供的气冷涡轮全工况低热应力气热设计方法能有效弱化热应力的副作用,延长气冷涡轮寿命,提高气冷涡轮的工作可靠性。

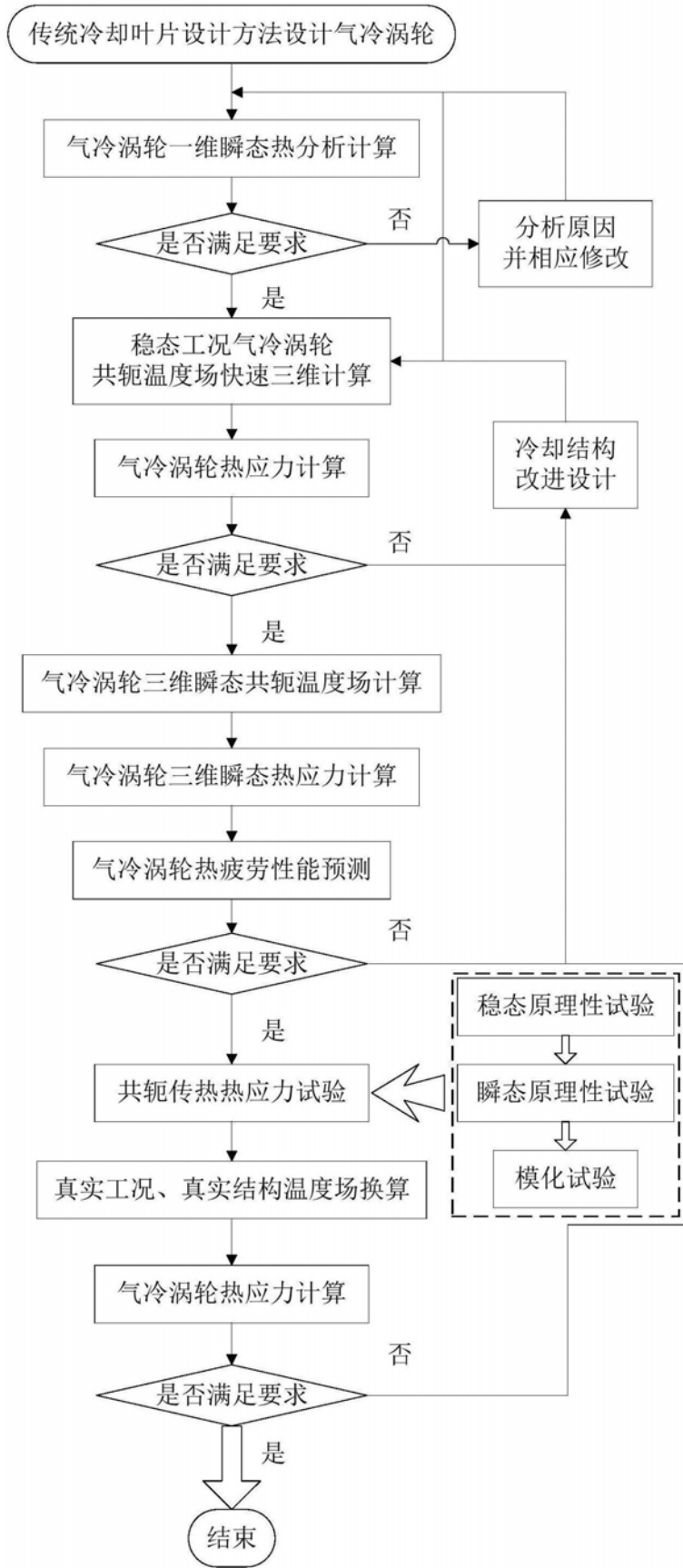


图1