涡轴发动机涡轮叶片三维瞬态热分析 研究

赵明东,李维,赵尊盛,周志翔

中国航发湖南动力机械研究所,湖南 株洲 412002

摘 要:本文研究了瞬态热边界条件的处理方法,以 ANSYS CFX 软件为平台,提出了一种自定义权系数的方法,并利用软件 自带的 step 函数构建权系数的表达式,用于描述全时段内某一边界区域的瞬态换热边界数据,最终应用该方法对某涡轴发 动机涡轮叶片成功加载了边界条件,完成了瞬态热分析,为今后发动机零件的三维瞬态热分析提供了参考。

关键词:涡轮叶片,瞬态,热分析

中图分类号: V231.96 文献标识码: A 文章编号: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.03.035

现代高性能航空发动机为提高循环热效率,涡轮进口 温度不断增长,在高温燃气环境中工作的涡轮叶片热负荷也 随之增加,大大影响其运行寿命,在材料耐温性能增长缓慢 的实际情况下,必须对涡轮叶片冷却^[1]进行精细化计算与分 析,才有可能设计出满足要求的涡轮叶片,这其中包括涡轮 叶片的瞬态热分析。

在传统的涡轮叶片热分析方法^[2]中,限于当时的计算 机条件,一般仅进行若干典型状态下的稳态热分析,根据得 出的叶片稳态温度场^[3]再进行强度设计分析工作。但经研 究发现,过渡态的叶片金属温度梯度一般高于稳态,叶片内 部热应力也高于稳态,对叶片的强度及工作寿命均有较大影 响,所以从某种意义上说,进行叶片瞬态热分析应该是必备 的设计工作之一。

本文给出了一种基于 ANSYS CFX 软件^[4] 的涡轮叶片 三维瞬态热分析方法,该软件具有加载三维边界数据的稳态 热分析功能,但对于瞬态分析而言,需要加载多个时间步的 复杂三维边界数据,不同时间步需应用不同边界数据,该软 件没有提供此功能。为此本文提出了一种自定义权系数的 方法,在每个时间段构建函数,各时间段函数相加构成权系 数,从而可采用统一的表达式描述全过程的边界数据,实现 了在不同时刻加载不同的边界数据的功能。

1 瞬态热分析特点

瞬态热分析用于计算零件随时间变化的温度场及其他 热参数。在工程上一般用瞬态热分析计算温度场,并将结果 作为热载荷进行应力分析。瞬态热分析的基本步骤与稳态 分析类似,主要的区别是瞬态热分析中换热边界数据是随时 间变化的,并且与材料的密度、热容相关的热能存储效应也 需要考虑。

为了表达随时间变化的载荷,首先必须将载荷一时间曲线分为载荷步,载荷一时间曲线中的每一个拐点为一 个时间步,对于每个时间步,必须定义载荷值及时间值, 同时必须选择载荷步为渐变或阶越。"时间"在瞬态分析 中用作步进参数,每个载荷步和子步都与特定的时间相 联系。

瞬态分析需求解固体域的能量方程为:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(K \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(K \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(K \frac{\partial T}{\partial z} \right)$$
(1)

式中: ρ 为材料密度;c为材料比热容;K为材料热导率;T为温度。

2 边界条件处理方法

首先给定发动机的典型工作循环,如图1所示。在t₀时刻,发动机工作在慢车状态,持续至t₁时刻,从t₁至t₂时

收稿日期:2018-01-04; 退修日期:2018-02-08; 录用日期:2018-03-09 * 通信作者.Tel.:0731-28593319 E-mail:zmd7138@163.com

引用格式: Zhao Mingdong,Li Wei,Zhao Zunsheng, et al.Study on 3D transient thermal analysis of turbine coolant blade[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (03): 35-39. 赵明东,李维,赵尊盛,等.涡轴发动机涡轮叶片三维瞬态热分析研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29 (03): 35-39.

间段逐渐上推至起飞状态,再持续至t₃时刻,从t₃至t₄时间 段逐步下拉至慢车状态并持续至t₅时刻。



根据图1所示的工作循环,发动机经历了两种典型的 稳定状态,即慢车与起飞状态。对于两种状态的叶片稳态温 度场分析,需要准备两个状态下的叶片内外表面换热的边界 数据文件。对于整个过程的瞬态计算,可认为燃气流参数 (压力、流量、温度)随状态实时变化,因此采用稳态边界线 性插值的方式得出瞬态时刻点的边界条件,因为弱扰动在空 气中的传播速度为声速,相对于涡轴发动机的这种尺度,可 以不考虑气流参数的滞后效应。根据国外相关文献介绍,相 对于零件传热速度的时间尺度,发动机主流参数变化很快, 可认为其变化随转速同步变化。进一步的分析与解释详见 参考文献[5]。

确定了换热边界气体参数的变化规律,接下来考虑如 何在 ANSYS CFX 软件中实现边界数据的定义。图 2 为 某涡轴发动机涡轮叶片模型,叶片沿有三个内腔和一个排 尾缘冷却孔。首先将慢车与起飞状态的稳态边界数据文 件读入软件中生成相应的函数,其中叶身外表面燃气参数



以 (x,y,z) 三维坐标为自变量,内腔壁面冷气参数以径 向高度 z 为自变量,如表示叶身燃气参数的函数为 yeshen, 则温度用表达式 yeshen.Tg (x,y,z) 表示,换热系数用表达 式 yeshen.Hw (x,y,z) 表示;如1 腔冷气参数的函数为 inner1, 则温度用表达式 inner1.Tc (z) 表示,换热系数用表达式 inner1. Hc (z) 表示,在读入所有的边界文件后,生成的函数见表 1。

表 1 所有的边界函数及表达式 Table 1 Boundary function and expression

	慢车(读入)	起飞(读入)	瞬态 (构建)
叶阜	yeshenidle. Tg (x, y, z)	yeshentakeoff.Tg (x, y, z)	yeshenTg
비方	yeshenidle.Hw (x, y, z)	yeshentakeoff.Hw (x, y, z)	yeshenHw
1 防	inner1i.Tc (z)	inner1t.Tc (z)	inner1Tc
1 /12	inner1i.Hc (z)	inner1t.Hc (z)	inner1Hc
3 防	inner2i.Tc (z)	inner2t.Tc (z)	inner2Tc
2 庄	inner2i.Hc (z)	inner2t Hc (z)	inner2Hc
2 防	inner3i.Tc (z)	inner3t.Tc (z)	inner3Tc
5 庄	inner3i.Hc (z)	inner3t.Hc (z)	inner3Hc
民习	wyi.Tg (z)	wyt.Tc (z)	wyTc
庐北	wyi.Hc (z)	wyt. Hc (z)	wyHc

以叶身外表面任一点 (*x*,*y*,*z*) 为例,说明瞬态边界条 件表达式的构建过程。构建一个表达式 yeshenTg 表示燃气 温度:

yeshenTg= f_1 ·yeshenidle.Tg (x, y, z) +

 f_2 .

yeshentakeoff.Tg
$$(x, y, z)$$
 (2)

式(2)应能表示全时间范围内的燃气温度值。在 I 时 间段, f_1 恒为 1, f_2 恒为 0;在 I 时间段, f_1 从 1 线性减至 0, f_2 从 0 线性增至 1;在 II 时间段, f_1 恒为 0, f_2 恒为 1;在 IV 时间 段, f_1 从 0 线性增至 0, f_2 从 1 线性减至 0;在 V 时间段, f_1 恒 为 1, f_2 恒为 0。因此,需要找出 f_1 、 f_2 函数能在不同时间段 应满足如下要求:

	1	$t \in [t_0, t_1] \cup [t_4, t_5]$		
$f_1 = \langle$	1-0 线性变化	$t \in (t_1, t_2)$	(2)	
	0	$t \in [t_2, t_3]$	(3)	
	0-1 线性变化	$t\in(t_3,t_4)$		
$f_2 = \begin{cases} \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\$	0	$t \in [t_0, t_1] \cup [t_4, t_5]$		
	0-1 线性变化	$t \in (t_1, t_2)$	(4)	
	1	$t \in [t_2, t_3]$		
	1-0 线性变化	$t \in (t_3, t_4)$		

可以看出,通过构造出满足式(3)、式(4)的f₁,f₂函数,则式(2)可以表示全时间段内随时间变化的燃气温度边界 条件。为了把分段函数f₁构造成单一表达式的形式,需要 采用分量函数相加的形式,即:

 $f_1 = f_{11} + f_{12} + f_{13} + f_{14} + f_{15} \tag{5}$

式中:5个分量函数分别对应 f_1 的 I、II、II、IV、V 5个时间 段,其中 $f_{13} \equiv 0$ 。

同理,分段函数f2也采用5个分量函数相加的形式,即:

$$f_2 = f_{21} + f_{22} + f_{23} + f_{24} + f_{25} \tag{6}$$

其中,
$$f_{21} \equiv 0, f_{25} \equiv 0$$
。

借助了软件自带的 step 函数 ^[6] 构建了 f₁ 各分量函数:

$$f_{11} = \text{step} \left[1 - \left(\frac{2 (t_0 - t)}{t_0 - t_1} - 1 \right)^2 \right]$$
(7)

$$f_{12} = \frac{t_2 - t}{t_2 - t_1} \operatorname{step} \left[1 - \left(\frac{2 (t_1 - t)}{t_1 - t_2} - 1 \right)^2 \right]$$
(8)

$$f_{14} = \frac{t_3 - t}{t_3 - t_4} \operatorname{step} \left[1 - \left(\frac{2 (t_3 - t)}{t_3 - t_4} - 1 \right)^2 \right]$$
(9)

$$f_{15} = \text{step} \left[1 - \left(\frac{2 (t_4 - t)}{t_4 - t_5} - 1 \right)^2 \right]$$
(10)

构建的f2各分量函数如下:

$$f_{22} = \frac{t_1 - t}{t_1 - t_2} \operatorname{step} \left[1 - \left(\frac{2 (t_1 - t)}{t_1 - t_2} - 1 \right)^2 \right]$$
(11)

$$f_{23} = \text{step} \left[1 - \left(\frac{2 (t_2 - t)}{t_2 - t_3} - 1 \right)^2 \right]$$
(12)

$$f_{24} = \frac{t_4 - t}{t_4 - t_3} \operatorname{step} \left[1 - \left(\frac{2 (t_3 - t)}{t_3 - t_4} - 1 \right)^2 \right]$$
(13)

对内腔及其他边界均采用相同的方法构建边界表达式。

3 叶片瞬态热分析

按图3状态循环分析叶片的瞬态温度。



Fig.3 Operating cycle of engine

在 ANSYS CFX 软件中读入模型网格文件,按上述介 绍的方法定义瞬态边界函数并加载至相应边界。时间步长 取 1s,每个时间步内迭代 10 次(根据每个时间子步迭代后 残差的大小确定)以保证瞬态收敛,每隔 2s 输出当前时间 步的温度结果文件。

图 4 列出了叶片在全时间段内部分时刻点下温度变化 情况。



图 5 给出了叶片表面三个位置壁温监测点,图 6 给出 了检测点的壁温随时间的变化曲线。



图 5 前缘、叶根圆角与榫齿温度监测点 Fig.5 Temperature monitor points of front edge, root and tenon tooth



Fig.6 Transient temperature curve of monitor points

从图 6 可以看出:

(1)在发动机状态上推与下拉过程中,前缘点外壁温基本可以随燃气温度实时变化。

(2) 叶根圆角处外壁温变化比前缘慢,在上推过程中, 燃气温度在第15s稳定,但壁温在第30s基本稳定,一直到 第50s才完全稳定。

(3) 榫头处温度变化最慢,变化速率最平缓,温度稳定 所需时间最长,在上推过程中,壁温一直到第60s才完全稳 定。

以上温度变化规律原因分析得出,由于前缘处燃气换 热系数较高且壁厚较薄,前缘处换热热流大且金属热容小, 所以温度变化快。叶根圆角处壁厚较大且向榫头导热明显, 温度变化较慢。榫头处离燃气通道较远,需要一定的导热时 间,所以温度变化最慢。

4 结论

通过分析,可以得出以下结论:

(1) 对于涡轮叶片,与燃气直接接触的叶身部位在 5~15s 以内温度可稳定;在燃气非直接接触的榫头部位则需 要 40s 左右。

(2) 在 ANSYS CFX 软件中通过分段函数构建的权系数 可迅速建立瞬态边界数据表达式,这种定义方式省去了多载荷 步分析过程每个时间步上的人工操作,大大提高了边界加载工 作的效率,同时分析得出的数据也便于后处理分析,为今后复 杂模型的三维瞬态热分析工作奠定了良好的基础。 (AST

参考文献

- Heidmann J D, Kassab A J, Divo E A, et al. Conjugate heat transfer effects on a realistic film-cooled turbine vane[R]. USA:ASME-paper GT2003-38553, 2003.
- [2] Rigby D L, Lepicovsky J. Conjugate heat transfer analysis of intemally cooled configurations[R].USA:ASME-paper 2001– GT-405, 2001.
- [3] Elfert M, Jarius M P. Datailed flow investigation in a ribbed turbine blade two-pass cooling system[R].Germany:ISABE-2005-1115, 2005.
- [4] 高飞. ANSYS CFX14.0 超级学习手册 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2013.

Gao Fei. ANSYS CFX14.0 super learning manual[M]. Beijing: Posts and Telecom Press, 2013. (in Chinese)

- [5] 毛军達.空气系统瞬态分析技术:典型元件瞬态特性研究 [R]. 湖南:中国航发湖南动力机械研究所, 2013.
 Mao Junkui. Transient analysis of air system: Analysis of transient characteristics of typical elements[R].Zhuzhou: AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, 2013. (in Chinese)
- [6] 龚曙光. ANSYS 参数化编程与命令手册 [M]. 北京: 机械工业 出版社, 2009.

Gong Shuguang. ANSYS parameterized programing and command manual[M]. Beijing: China Machine Press, 2009. (in Chinese)

作者简介

赵明东(1992-)男,硕士。主要从事航空发动机空气系统 与传热研究。 Tel:0731-28593319 E-mail:zmd7138@163.com 李维(1973-)男,博士,研究员,副总设计师。主要研究方向:航空发动机涡轮部件。

Tel: 0731-28592636	E-mail: 360653943@qq.com
E-mail: weibull@sina.vip.com	周志翔(1975-)男,研究员。主要研究方向:空气系统与
赵尊盛(1983-)男,高级工程师。主要研究方向:空气系	传热设计。
统与传热设计。	Tel: 0731-28593309
Tel: 0731-28593421	E-mail: zzx608@sohu.com

Study on 3D Transient Thermal Analysis of Turbine Coolant Blade

Zhao Mingdong, Li Wei, Zhao Zunsheng, Zhou Zhixiang AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China

Abstract: A method based on ANSYS CFX for loading transient heat transfer boundary condition was presented in this paper. The variation of boundary conditions during a full period of time was described by a user defined function varying with several weights in association with CFX self-own step function. This method was successfully used by transient thermal analysis for a typical cooled turbine blade and can be applied to the 3D transient thermal analysis for other engines.

Key Words: turbine blade; transient; thermal analysis