

# 翼面热颤振的分区协调耦合推进时域研究\*

范冰<sup>1,2</sup>, 黄杰<sup>1,2</sup>, 姚卫星<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室 南京, 210016)

(2. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室 南京, 210016)

**摘要** 提出了基于分区协调耦合推进的翼面热颤振时域研究方法, 其中气动力和气动热采用有限体积法求解, 且流场空间离散采用 AUSM+ 格式, 而结构温度场采用有限元法求解。采用模态叠加法进行结构瞬态响应的求解, 在耦合面上采用基于虚拟空间的插值方法进行耦合变量的传递。研究了高超声速翼面的热颤振问题, 获得了不同马赫数下的翼面温度场分布。根据“频率重合理论”获得了热环境下翼面一阶弯曲和一阶扭转频率的相互靠近导致了翼面临界颤振速度下降的结论。

**关键词** 有限体积法; 有限元法; 高超声速翼面; 热颤振; 耦合分析

**中图分类号** V214; TH128

## 引言

随着航空航天技术的发展, 飞行器飞行马赫数大幅升高, 其中高超声速飞行器是近年来航空航天领域研究的热点课题。高超声速飞行器的特点之一是承受严峻的气动加热效应<sup>[1-2]</sup>, 外部高热流会导致蒙皮等结构温度迅速升高。在热环境下结构会产生热应力, 且弹性模量也会降低, 这两点因素会导致飞行器结构刚度发生变化<sup>[3-6]</sup>, 进而影响结构的动态响应。高超声速翼面的热颤振问题是飞行器设计必须考虑的问题, 热环境会对翼面临界颤振速度造成影响, 分析热颤振的机理对高超声速翼面动态特性的研究尤为重要。

最早的高超声速翼面热颤振研究方法假设翼面结构温度场均匀分布, 分析不同温度下的翼面模态, 并采用活塞理论<sup>[7]</sup>结合  $v-g$  法或  $p-k$  法分析温度对颤振模式和临界颤振速度的影响。随着气动热分析技术的发展, 一些学者采用工程方法分析翼面气动热问题, 如 Eckert 参考焓法<sup>[8]</sup>, 将分析获得的翼面热流密度作为边界条件, 并通过求解热传导方程获得翼面温度场的分布, 再通过  $v-g$  法或  $p-k$  法研究热颤振问题。这种方法的进步之处在于翼面结构温度场并非均匀分布, 而是通过分析获得, 与实际情况更符合, 能够获得相对准合理热刚度, 有利于热颤振问题的研究。

以上传统的翼面热颤振分析方法存在分析精度的问题。这主要是由于气动热和非定常气动力的分析均采用工程算法, 难以精确计算翼面热流密度和非定常气动力, 会造成翼面结构温度场和临界颤振速度的不精确。此外气动加热的高热流会使结构温度急剧升高, 这时边界层内气体与壁面之间的温度梯度将减小, 从而降低气动加热效应, 因此应该考虑气动加热与结构传热之间的耦合效应。

现代计算流体力学 (computational fluid dynamics, 简称 CFD)、数值传热学 (numerical heat transfer, 简称 NHT) 以及计算结构动力学 (computational structural dynamics, 简称 CSD) 的发展为解决热颤振问题提供了有效的手段。可借助 CFD 软件或自编程序准确分析翼面热流密度及非定常气动力。热颤振耦合分析方法包含两类耦合问题, 即气动热与结构传热之间的耦合, 以及气动力与结构变形之间的耦合。耦合分析常采用迭代求解法, 且由于流场和结构的单元尺寸相差较大, 在耦合面上需要采用一定的插值算法来完成耦合变量的数据传递。

文中探讨了气动环境、结构传热以及热振动的数值分析方法, 分析了翼面热颤振的耦合模型, 提出了翼面热颤振分析的分区协调耦合推进时域研究方法, 并研究了高超声速翼面热颤振问题。

\* 国家自然科学基金资助项目 (52002181); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

收稿日期: 2019-04-29; 修回日期: 2019-09-20

## 1 控制方程和结构热刚度

### 1.1 流场和结构传热控制方程

流场的基本控制方程为 Navier Stokes 方程,其包含质量方程、动量方程和能量方程,其积分形式表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} d\Omega + \oint_S (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

其中: $\mathbf{W}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}_c$ 为无粘通量; $\mathbf{F}_v$ 为粘性通量。

文中采用 CFD 方法进行气动力和气动热分析。针对以上流动控制方程,采用有限体积法进行空间离散,对流量采用 AUSM+<sup>[9]</sup>空间离散格式。为获得单调解,采用完全迎风的二阶 MUSCL 格式<sup>[10]</sup>离散分裂后的无粘通量。控制方程中的粘性项采用中心差分格式离散,湍流模型采用 Menter's SST 两方程模型<sup>[11]</sup>。针对非定常问题,采用双时间步长法进行求解<sup>[12]</sup>,且内迭代采用 LU-SGS 格式<sup>[13]</sup>推进。此外文中采用聚合多重网格法<sup>[14]</sup>加速收敛。文中采用有限元法进行结构传热分析。

在无体积热源的假设下结构瞬态热传导的控制方程为

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} (k_x \frac{\partial T}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y} (k_y \frac{\partial T}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z} (k_z \frac{\partial T}{\partial z}) \quad (2)$$

其中: $k_i$ 为*i*方向的导热系数; $c$ 为比热容; $\rho$ 为密度。

### 1.2 结构热刚度

利用结构动力学 Hamilton 变分原理和有限元离散方法可得结构矩阵形式的运动方程

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{a}} + \mathbf{K}\mathbf{a} = \mathbf{F}(t) \quad (3)$$

其中:矩阵 $\mathbf{M}$ , $\mathbf{C}$ 和 $\mathbf{K}$ 分别为质量矩阵、阻尼矩阵及刚度矩阵; $\mathbf{F}(t)$ 为外载荷向量; $\mathbf{a}$ 为位移响应向量。

针对文中的高超声速翼面颤振问题,气动热引起结构温度急剧上升,热环境下结构刚度会发生变化,并且体现在两方面。

1) 结构材料刚度方面。高温引起材料弹性模量的降低,造成结构材料刚度的降低,当采用有限元法离散结构时,热环境下单元材料刚度矩阵 $\mathbf{K}_T^e$ 可表示为

$$\mathbf{K}_T^e = \int B^T \mathbf{D}_T \mathbf{B} d\Omega \quad (4)$$

其中: $\mathbf{B}$ 为单元几何矩阵; $\mathbf{D}_T$ 为高温下的单元弹性矩阵。

2) 结构几何刚度方面。此外热环境下结构内

部会产生热应力(预应力),预应力会造成几何非线性问题,即产生附加的几何刚度矩阵 $\mathbf{K}_S^e$

$$\mathbf{K}_S^e = \int N^T \mathbf{S}_T \mathbf{N} d\Omega \quad (5)$$

其中: $\mathbf{N}$ 为单元形函数矩阵; $\mathbf{S}_T$ 为单元热应力矩阵。

由以上分析即可知,热环境下结构的刚度矩阵 $\mathbf{K}^e$ 可表示为单元材料刚度矩阵 $\mathbf{K}_T^e$ 与附加几何刚度矩阵 $\mathbf{K}_S^e$ 之和。

$$\mathbf{K}^e = \mathbf{K}_T^e + \mathbf{K}_S^e \quad (6)$$

热环境下结构模态可通过求解以下广义特征值问题获得

$$(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}) \boldsymbol{\varphi} = 0 \quad (7)$$

其中: $\omega$ 为圆频率; $\boldsymbol{\varphi}$ 为特征向量。

## 2 分区协调耦合模型

高超声速气动力作用于翼面,翼面将会产生变形,翼面变形造成气动载荷的重分布,即气动力与翼面变形存在相互耦合效应;此外气动加热的高热流会使结构温度急剧升高,这时边界层内气体与壁面之间的温度梯度将减小,从而降低气动加热效应,因此气动热与结构传热存在相互耦合效应;此外结构温度场还会影响结构刚度,造成结构动态响应发生改变。文中考虑以上气动力与翼面变形之间的耦合、气动热与翼面传热之间的耦合以及温度场对结构热刚度的影响,如图1所示。

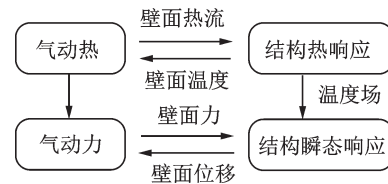


图1 耦合模型

Fig.1 Coupled model

根据图1中的耦合分析模型,笔者提出了高超声速翼面热颤振分析的分区协调耦合推进时域方法,如图2所示。图中:①,②,⋯为单修鞋时间步内迭代流程; $Q$ 和 $F$ 分别为壁面热流密度和气动力。在流场分析与结构分析中采用不同的方法建模并求解,其中:流场分析采用基于有限体积法的CFD方法;结构热分析采用基于有限元法的NHT方法;结构瞬态响应分析采用基于有限元法的CSD方法。分区协调耦合推进方法的基本假设和特点为:

1) 在任意 $n \sim n+1$ 时间步内CFD与NHT/CSD反复迭代,直到流体与结构满足精度要求,再进行下一个时间步的求解,即属于紧耦合问题,能消

除时间推进累计的误差;

2) 各物理场按照耦合时间步在特定的时刻进行耦合变量的传递。

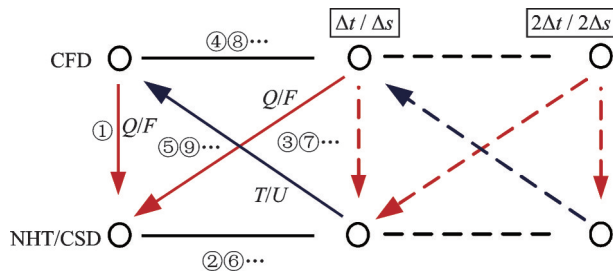


图2 分区协调耦合推进格式

Fig.2 Division coordinating coupled marching scheme

根据以上耦合推进策略,文中采用如图3所示的分析流程作翼面热颤振的分析,其中: $t$ 为气动热与结构传热耦合分析的时间; $s$ 为气动力与结构变形耦合分析的时间。主要步骤为:

1) 首先进行CFD, NHT及CSD建模,并通过CFD数值方法进行定常流场分析,获得初始气动载荷和壁面热流;

2) 进行 $t_i$ 时刻的气动热的计算,将壁面热流密度 $Q$ 传递给NHT模型,进行气动热与NHT的内循环,直到精度满足要求结束内循环,进行下一个时间步的分析,即外循环的计算,直至 $t_i=t_{total}$ ;

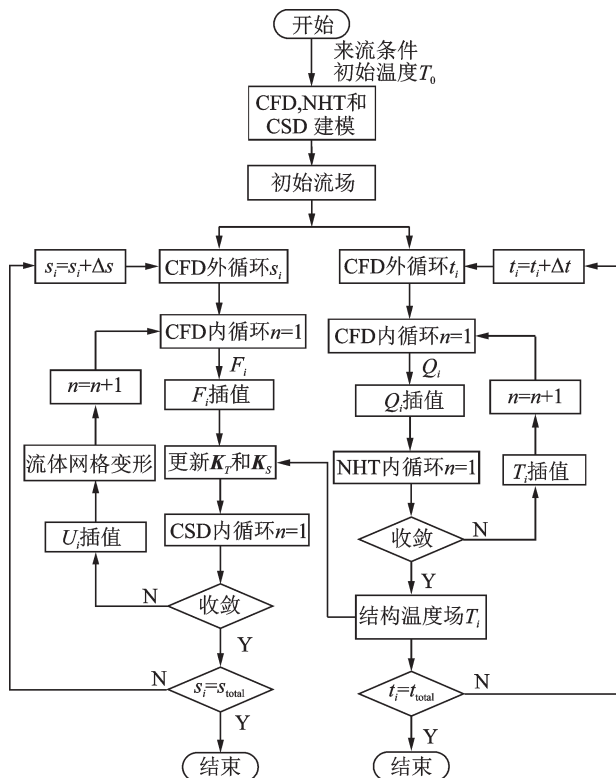


图3 耦合分析流程

Fig.3 Coupled analysis process in this paper

3) 将分析获得的 $t_i$ 时刻结构温度场传递给CSD计算模型,并更新结构刚度;

4) 进行 $s_i$ 时刻的气动力的计算,将气动力 $F_i$ 传递给CSD模型,进行气动力与CSD的内循环,直到精度满足要求结束内循环,进行下一个时间步的分析,即外循环的计算,直至 $s_i=s_{total}$ ,结束分析。

由于耦合分析中涉及到壁面热流、壁面温度、气动力及节点位移在耦合面上的数据交换,文中采用文献[4]中的插值方法进行耦合变量的数据传递。该插值算法的思想是将三维物理空间转换为规则的二维虚拟空间,在该二维空间上进行耦合变量的数据插值。

### 3 高超声速翼面热颤振研究

#### 3.1 计算模型

文中的热颤振分析采用文献[4]中的小展弦比机翼,如图4所示。图中 $C$ 为翼根弦长。高超声速来流马赫数在5~8之间,来流静压为26 499.9 Pa,来流静温为223.25 K,攻角为 $0.5^\circ$ ,翼面初始温度为300 K。采用ANSYS ICEM CFD软件划分了CFD结构网格,且保证壁面无量纲参数 $y^+ < 1$ 。图5为CFD网格和结构表面网格。翼面前缘为碳/碳复合

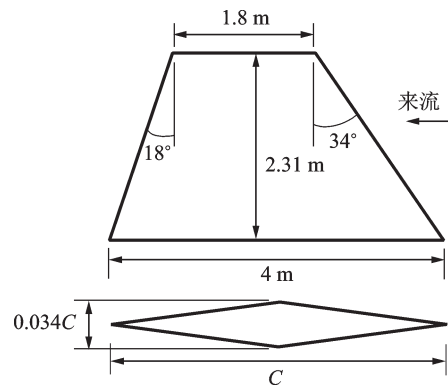
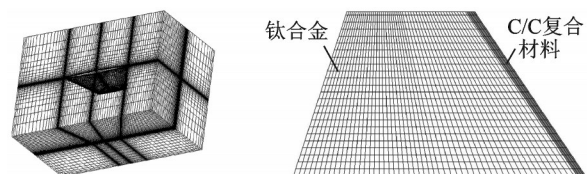


图4 翼面的平面和截面

Fig.4 Platform and cross-sectional views of the wing



(a) CFD网格

(b) 翼面表面网格

(a) CFD grid

(b) The surface grid of wing

图5 CFD网格及结构表面网格

Fig.5 CFD grid and surface grid of wing



材料结构,其余部位为TA7钛合金结构,其材料参数可参考文献[4],且翼面外表面辐射率为0.85。

### 3.2 翼面稳态热环境

分析获得了马赫数从5~8的翼面结构稳态温度场分布,如图6所示。从图中可以观察到翼面前缘温度最高,从翼面前缘往后缘温度逐渐降低,且从马赫数5~8翼面结构最高温度分别为1 289.3, 1 525.4, 1 748.9和1 960.1 K,而翼面结构最低温度分别为751.8, 824.9, 888.6和945.2 K。高温会使翼面结构产生热应力,热应力会造成翼面产生附加几何刚度 $K_S$ 。此外热环境会导致结构材料弹性模量降低,即翼面材料刚度 $K_T$ 会降低。

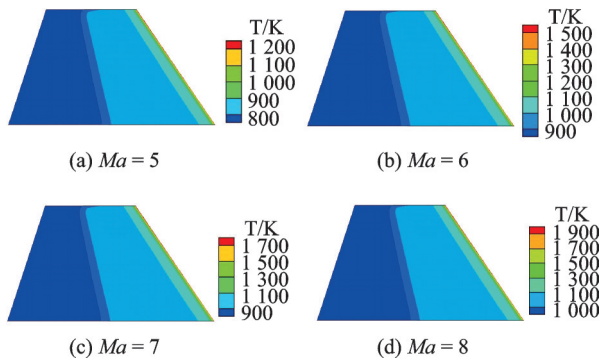


图6 翼面结构稳态温度场

Fig.6 Steady temperature field of wing

### 3.3 翼面热颤振分析

文中采用CFD/CSD耦合方法进行了300 K和热环境下的热颤振分析,翼根部分固支约束,考虑 $K_T+K_S$ 对翼面热刚度的影响,且假设翼面模态阻尼比为2%。文中求解Euler方程进行非定常气动力的计算,而耦合时间步长 $\Delta t$ 为 $1 \times 10^{-4}$ s。

图7为在300 K和稳态热环境下,马赫数从5~8时翼尖中部垂直于翼面方向的位移响应 $u_3$ 。从图中可观察到,当马赫数为5,6和7时,300 K和热环境下的位移响应均是衰减的,且热环境下的位移幅值大于300 K下,这是由于热环境下翼面结构刚度降低的原因。在马赫数为8时,300 K环境下的翼面几乎呈等幅振动,而热环境下翼面响应呈发散趋势,即在假定的模态阻尼比下,300 K时翼面临界颤振速度在马赫数8附近,而热环境下翼面临界颤振速度低于8马赫。此外,在马赫数从7~8的区间内每隔0.2进行了一次分析,结果表明马赫数为7.4时,翼面的响应呈等幅振荡,因此翼面的临界颤振马赫数为7.4,且发生弯扭耦合颤振。

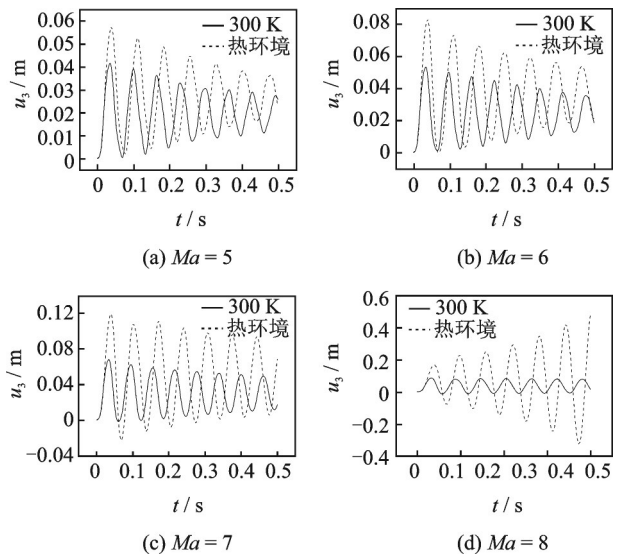


图7 翼尖中点位置垂直于翼面方向的位移响应

Fig.7 Displacement response for middle of wing tip at the direction of vertical wing plane

由图7中的结果可知,热环境导致了翼面临界颤振速度的下降。表1为300 K和马赫数为5~8的高温下前两阶固有频率的间隔变化情况,其中一阶和二阶固有阵型分别为弯曲和扭转。从表中看到,高温引起翼面前两阶固有频率间隔减小,即前两阶固有频率在高温下相互靠近,且马赫数越高越明显。颤振分析的“频率重合理论”可简述为:颤振发生时两个分支的频率会相互靠近。由于热环境下翼面一阶弯曲和一阶扭转频率相互靠近,根据“频率重合理论”可知热环境下翼面临界颤振速度必然会下降。

表1 热环境对固有频率间隔的影响

Tab.1 Effect of thermal environment on interval of natural frequency

翼面状态	一阶 $f_1$	二阶 $f_2$	$f_2-f_1$
300 K	13.44	33.58	20.14
$Ma=5$	11.63	29.60	17.97
$Ma=6$	11.08	28.54	17.46
$Ma=7$	10.81	27.82	17.01
$Ma=8$	10.52	27.33	16.81

## 4 结束语

针对高超声速翼面热颤振问题,笔者提出了基于分区协调耦合推进的时域数值研究方法,在流场分析与结构分析中采用不同的方法建模并求解。热环境下的翼面临界颤振速度低于300 K下,而热环境下翼面一阶弯曲和一阶扭转频率的相互靠近是翼

面临颤振速度降低的根本原因。文中提出的分区协调耦合推进时域研究方法能够较好地处理高超声速翼面热颤振问题,并获得翼面结构温度场、热模态及临界颤振马赫数。

### 参 考 文 献

- [1] HUANG J, LI P, YAO W. Thermal protection system gap analysis using a loosely coupled fluid-structural thermal numerical method [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146: 368-377.
- [2] 黄杰,姚卫星,陈炎,等.热防护系统分区协调耦合推进方法[J].*宇航学报*, 2018, 39(1): 27-34.  
HUANG Jie, YAO Weixing, CHEN Yan, et al. Division coordinating coupled marching method on thermal protection system[J]. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(1): 27-34. (in Chinese)
- [3] MALEKZADEH P, SHAHPARI S A, ZIAEE H R. Three-dimensional free vibration of thick functionally graded annular plates in thermal environment [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2010, 329(4): 425-442.
- [4] 黄杰,姚卫星.翼面热环境的并行迭代耦合方法及热模态分析[J].*振动、测试与诊断*, 2019, 39(4): 752-759.  
HUANG Jie, YAO Weixing. Parallel iterative coupled method for thermal environment of wing and analysis of thermal modal [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2019, 39(4): 752-759. (in Chinese)
- [5] 崔嵩,贺旭东,陈怀海.一种热模态试验技术的研究[J].*振动、测试与诊断*, 2013, 33(S2): 21-24.  
CUI Song, HE Xudong, CHEN Huaihai. Test method research on thermal modal analysis[J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2013, 33(S2): 21-24. (in Chinese)
- [6] 贺旭东,吴松,张步云,等.热应力对机翼结构固有频率的影响分析[J].*振动、测试与诊断*, 2015, 35(6): 1134-1139.  
HE Xudong, WU Song, ZHANG Buyun, et al. Influence of thermal stress on vibration frequencies of a wing structure [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2015, 35(6): 1134-1139. (in Chinese)
- [7] ASHLEY H, ZARTARIAN G. Piston theory, a new aerodynamic tool for the aeroelastician [J]. *Journal of the*

*Aeronautical Sciences*, 1956, 23(12): 1109-1118.

- [8] RUBESIN M W, JOHNSON H A. A critical review of skin-friction and heat-transfer solutions of the laminar boundary layer of a flat plate [J]. *Translations of the American Society of Mechanical Engineers*, 1949, 71(4): 383-388.
- [9] LIOU M S. A sequel to AUSM: AUSM+ [J]. *Journal of Computational Physics*, 1996, 129(2): 364-382.
- [10] LEER B V. Towards the ultimate conservative difference scheme V: a second-order sequel to Godunov's method [J]. *Journal of Computational Physics*, 1979, 32(1): 101-136.
- [11] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [12] 黄杰,姚卫星.基于分区迭代推进方法的锥体热环境研究[J].*南京航空航天大学学报*, 2019, 51(1): 90-97.  
HUANG Jie, YAO Weixing. Thermal environment of cone body based on division iterative marching method [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2019, 51(1): 90-97. (in Chinese)
- [13] YOON S, JAMESON A. Low-upper Gauss-Siedel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(9): 1025-1026.
- [14] 吕宏强,伍贻兆,夏健.三维非结构聚合多重网格法流场数值模拟研究[J].*力学学报*, 2003, 35(3): 337-340.  
LÜ Hongqiang, WU Yizhao, XIA Jian. Numerical simulation of flowfields with three-dimensional unstructured agglomeration multigrid algorithm [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2003, 35(3): 337-340. (in Chinese)



**第一作者简介:**范冰,男,1991年6月生,博士生。主要研究方向为高超声速飞行器总体设计。曾发表《气动杆高超声速减阻机理研究》(《机械设计与制造工程》2021年第50卷第2期)等论文。  
E-mail: 394369052@qq.com

**通信作者简介:**黄杰,男,1989年4月生,博士、讲师。主要研究方向为高超声速飞行器热振动及热防护系统。  
E-mail: jiehuangxyz@163.com