

基于元素势法的变比热涡轮特性研究

陈典¹,田宏星²,傅鑫¹

(1. 南京航空航天大学 江苏省航空动力系统重点实验室,江苏 南京 210016;
2. 中国航发湖南动力机械研究所,湖南 株洲 412002)

摘要:将元素势法运用于航空发动机燃气热力性质计算。在数值计算的基础上,重点研究了燃气热力性质随燃料种类、油气比、燃烧室压强以及反应物初温等因素的变化规律,并以组合动力装置双模态涡轮为对象,进一步探究了燃气的热力性质对变比热涡轮特性参数的影响,总结了双模态涡轮在不同油气比下涡轮特性之间的换算关系式。

关键词:元素势;航空发动机组合动力装置;双模态涡轮;涡轮特性参数;相似准则
中图分类号:V231.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2020)05-0037-04

Research on Characteristic of Turbine with Variable Specific Heat Based on Element Potential Method

CHEN Dian¹,TIAN Hongxing²,FU Xin¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. AECC Hunan Aviation Power plant, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In this paper, the elemental potential approach is applied to the calculation of the thermal properties of the gas in aero-engines. On the basis of numerical calculation, the variation of thermodynamic properties of the gas with fuel type, fuel-air ratio, combustion chamber pressure and initial temperature of reactants are mainly studied. Furthermore, the dual-mode turbine of the integrated power unit is taken as object and the influence of the thermal properties of the gas on the turbine characteristic parameters is researched on. The conversion equations between the characteristic parameters of dual-mode turbines at different fuel-air ratios are summarized.

Keywords: element potential; integrated power unit of aero-engine; dual-mode turbine; turbine characteristic parameters; similarity criteria

0 引言

目前,国际上为四代机提供飞行保障的第二动力系统均采用了组合动力装置(integrated power unit, IPU)的形式,将辅助动力装置(auxiliary power unit, APU)与应急动力装置(emergency power unit, EPU)进行集成,在具有启动主发动机、提供液压能、提供气源、提供辅助及应急功率等功能的同时,又达到了结构简化、布局优化、提高能量利用率等目的^[1]。

IPU的主要集成方式是将APU与EPU的齿轮箱、发电机、液压泵等进行共用。而美国的F-35战斗机,则采用了双模态燃烧室、涡轮的设计思想,使IPU的集成程度更高、结构更加简化^[2]。由于APU模态与EPU模态工况、气源等方面的差异,组合动力装置的双模态产生的燃气组分及热力性质大不相同。目前,国内在航空发动机工程上广泛使用的涡轮特性方法均建立在燃气热力性质变化幅度较小的基础上,不再适用于这类情况。国内对于变工质、工况的涡轮性能也有一定的研究,但大多是以流场数值模拟的形式进行^[3-4]。因此,燃气的热力性质,无论

是在涡轮特性的研究或是组合动力装置的研发过程中,都是一个重要的课题。

针对这一课题,本文基于元素势法计算并分析了燃气组分及其热力性质随燃烧室工况的变化规律,并进一步研究了其对涡轮特性的影响,对传统的涡轮特性方法进行了推广,得到了一套变比热涡轮特性换算方法。

1 研究方法

1.1 元素势法

本文采用的化学平衡方法为元素势法,它是最小吉布斯自由能法的发展,通过最优化问题中的拉格朗日乘数法简化平衡方程,进而加快求解速度。

航空发动机燃烧室内的稳态燃烧,可以视为一个定温定压的气相化学反应系统。根据吉布斯自由能判据:在等温、等压不作其他功的条件下任其自然,则自发变化总是朝着吉布斯自由能减少的方向进行,直到系统达到平衡^[5]。

$$(dG)_{T,p,W_f=0} \leq 0 \quad (1)$$

燃烧室内气相系统的吉布斯函数为

$$G = \sum_{j=1}^S G_j N_j \quad (2)$$

式中: N_j 为第 j 种组分的摩尔数; G_j 为 j 组分的分摩尔吉布斯函数, 也就是吉布斯自由能对摩尔数的偏微分; S 为系统组分数。分摩尔吉布斯函数可由下式计算得到:

$$G_j = G_j^0(T, p) + RT \ln \frac{N_j}{N_{\text{all}}} \quad (3)$$

式中: $G_j^0(T, p)$ 为温度 T 、压强 p 下纯物质 j 的分摩尔吉布斯函数; R 为通用气体常数; N_{all} 为燃烧室内气相的总摩尔数。将式(3)代入式(2), 并将 $G_j^0(T, p)/RT$ 记为 \bar{G}_j , 可得

$$G/RT = \sum_{j=1}^S [\bar{G}_j + \ln(N_j/N_{\text{all}})] N_j \quad (4)$$

对于恒温恒压系统, R 、 T 均为定值, 对系统吉布斯函数的极值点无影响。在恒温恒压下, 系统吉布斯自由能是一个关于 N_j 和 N_{all} 的 $(S+1)$ 元函数, 且燃烧室内系统总物质的量 N_{all} 为燃气各组分物质的量 N_j 之和。此外, 这一平衡系统还受各元素原子数守恒的约束。因此, 燃烧室气相平衡系统的组分求解问题, 就转化为多元函数在一定约束条件下求极值的问题。针对这类问题, 可以采用拉格朗日乘数法进行转化。

构造拉格朗日函数

$$F = G/RT + \mu \left(N_{\text{all}} - \sum_{j=1}^S N_j \right) + \sum_{i=1}^L \lambda_i \left(\sum_{j=1}^S n_{ij} N_j - A_i \right) \quad (5)$$

式中: n_{ij} 为 j 组分分子中 i 元素的原子数; L 为系统元素种类数; A_i 为系统中 i 原子的总摩尔数; μ 与 λ_i 均为拉格朗日系数。令拉格朗日函数的一阶偏导数为 0, 化简后得到方程式(6)。

$$\begin{cases} A_i - \sum_{j=1}^S \exp\left(\sum_{i=1}^L \lambda_i n_{ij} - \bar{G}_j\right) N_{\text{all}} n_{ij} = 0 \\ \sum_{j=1}^S \exp\left(\sum_{i=1}^L \lambda_i n_{ij} - \bar{G}_j\right) = 1 \end{cases} \quad (6)$$

方程式(6)中, 前者表示 L 种元素原子数守恒, 后者表示 S 种组分的摩尔浓度之和为 1, 未知量为 λ_i 、 N_{all} , 共 $(L+1)$ 个, 方程个数为 $(L+1)$, 方程封闭, 有唯一解^[6-8]。

1.2 焓值法

本文选取焓值法作为燃气温度的计算方法。航空发动机燃烧室内近似为绝热环境, 忽略系统与外界的热交换, 化学反应放出的热量全部用来加热燃烧室内的气体, 焓变为 0, 即燃烧室进口反应物与出口燃气焓值相同。以此为判据, 可得到如图 1 所示的燃气温度的迭代计算方法。

2 燃气性质计算及分析

本研究针对的燃气性质主要包括燃气温度、绝热指数以及燃气体常数, 主要影响因素有燃料种类、油气比、燃烧室压强以及反应物初温。以航空煤油 Jet-A 和甲烷为例, 油气比范围分别为 0.02~0.20 以及 0.02~0.16, 间隔均

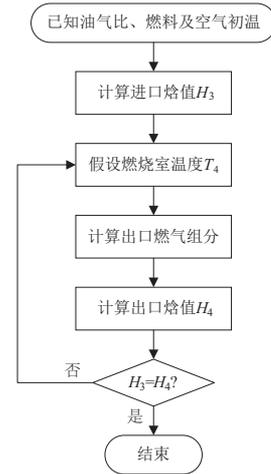


图 1 迭代计算流程图

为 0.004, 得到了燃气性质随油气比的变化规律。燃烧室压强与反应物初温共选取了两组计算条件:

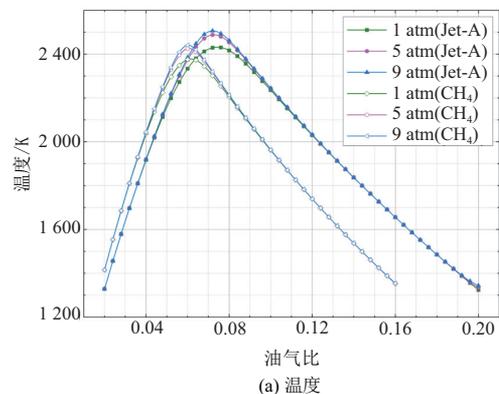
- 1) 600 K, 1 atm, 5 atm, 9 atm;
- 2) 5 atm, 300 K, 600 K, 900 K。

2.1 燃烧室压强对燃气性质的影响

Jet-A 与 CH_4 完全燃烧对应的油气比分别为 0.068 6 与 0.058 4。如图 2(a) 所示(本刊黑白印刷, 有关疑问咨询作者), 燃烧室温度随油气比增加而升高, 在完全燃烧油气比附近转而下降。由于在高温情况下, 燃气中的组分会产生热分解现象, 化学键断裂吸热。离解度随温度、压强升高而增加, 因此在完全燃烧油气比附近燃气温度随油气比的变化较为缓慢。

在航空发动机的工程计算过程中, 燃气的绝热指数与气体常数一般默认为 $1.33 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 与 $287.4 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。根据图 2(b) 可知, 燃气的绝热指数变化颇为显著, 在完全燃烧油气比附近随燃烧室压强变化较大, 而在贫油和富油的一定范围内接近默认值。

观察图 2(c) 可以发现, 航空煤油燃烧产生的燃气体常数在贫油范围内近乎恒定接近默认值, 而在富油范围内随油气比上升, 近似为一次曲线。这主要是因为这两种燃料燃烧反应的富油程度越高, 燃气中的 CO 与 H_2 的含量也会大大升高, 从而使得燃气的平均分子量降低, 导致燃气体常数升高。而甲烷燃烧产生的燃气体常数也存在在类似的线性关系, 但斜率不同。



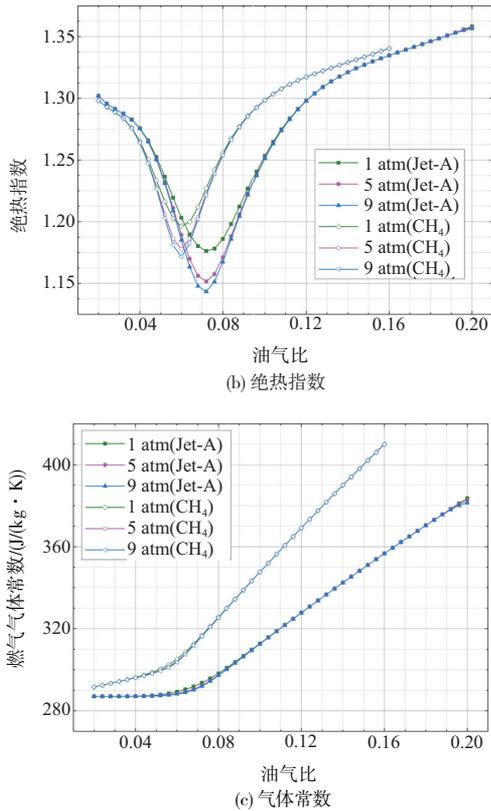


图2 Jet-A与CH₄在不同压强下燃气性质变化曲线

在不同压强下,两种燃料产生的燃气性质参数具有相近的变化趋势,压强对燃气性质产生影响的区域均集中在完全燃烧油气比附近。以燃气组分CO₂为例,其浓度随压强的变化如图3所示;两种燃料在贫油及富油燃烧范围内CO₂浓度几乎保持不变,而在完全燃烧油气比附近浓度略有变化。可以认为,在这一燃烧室压强范围内,压强主要在高温热解离时,影响热解离度以及燃气的构成,导致燃气热力性质变化,而在燃气温度较低的范围,几乎不产生影响。

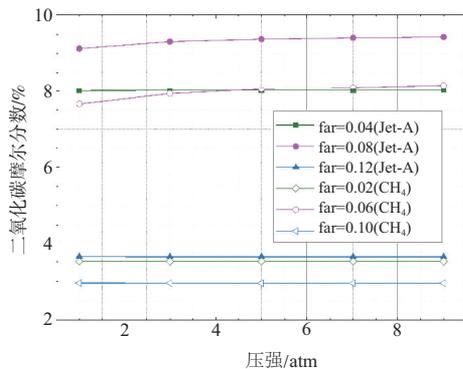


图3 CO₂浓度随燃烧室压强变化关系

2.2 反应物初温对燃气性质的影响

结合图2、图4,反应物初温对燃气性质的影响远胜于燃烧室压强。如图4(a)所示,反应物不变,随着其初温的升高,燃烧室内气体焓值升高,燃烧室出口燃气温度也随

之升高。而温度不同于压强,燃气温度不仅对热解离度有影响,同时也是燃烧室内化学平衡的重要影响因素之一,这就导致反应物初温对燃气性质影响尤为显著。

如图4(b)所示,理想气体的绝热指数受温度的影响在全油气比内均非常显著。观察图4(c),燃气气体常数随反应物初温变化极小,仅在完全燃烧油气比附近有少许变化。燃气气体常数取决于燃气的平均分子量,从图5可以发现,以CO₂为代表的燃气组分在完全燃烧油气比附近以及富油范围内,摩尔浓度产生了较大的变化,而在贫油范围内其摩尔浓度随反应物初温的变化微乎其微。

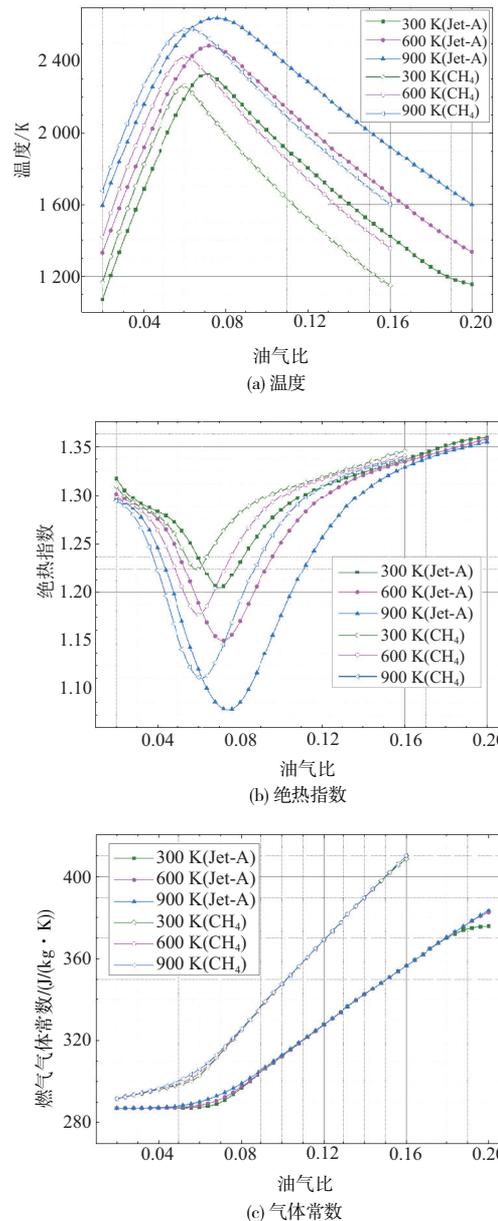
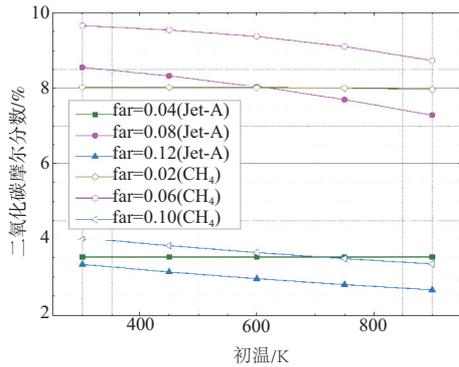


图4 Jet-A与CH₄在不同初温下燃气性质变化曲线

因此,可以得到以下结论:反应物初温直接影响燃气温度;燃气温度在贫油范围内对各燃气组分的浓度分布影响较小,在完全燃烧油气比附近由于高温原因会通过热解离度对燃气组分产生影响,在富油燃烧范围内燃气组分的浓度分布随温度变化显著;燃气气体常数主要取决于油气

图5 CO₂浓度随初温变化关系

比和燃料种类,在温度较高时会受热分解影响。

3 变比热涡轮特性推广

常用的涡轮的特性参数一般包括换算流量、换算转速、膨胀比、效率、轮缘功,通过确定5项中的2项,即可确定涡轮的工作状态。其中,换算流量与换算转速是由相似理论推导得出,而膨胀比、效率、轮缘功则是关于换算流量与换算转速的函数。

对涡轮工作状态起决定作用的相似准则包括了马赫准则(Ma)、泊松准则(k)以及雷诺准则(Re),可写为以下形式:

$$Ma_a = \text{const}; Ma_u = \text{const};$$

$$k = \frac{c_p}{c_v} = \text{const}; Re = \text{const};$$

上式中依次为涡轮进口轴向马赫数、涡轮进口周向马赫数、燃气绝热指数以及临界雷诺数。在4个决定性的相似准则中,由于航空发动机中的雷诺数范围远大于临界雷诺数,雷诺数在这一区间会产生自模化现象,一般忽略其影响^[10]。

由上文中对燃气性质的计算结果可知,无论是燃气气体常数或是绝热指数,在富油范围内均会发生较大的变化。对于组合动力装置或是涉及进口燃气热力性质变化较大的双模态涡轮,就必须考虑两者在燃气特性上的差异。具有普适性的涡轮特性推导过程为:

$$Ma_a = \text{const} \Rightarrow q(\lambda) = \frac{\dot{m} \sqrt{T^*}}{KAP^*} = \text{const} \Rightarrow \frac{\dot{m} \sqrt{T^*}}{KP^*} = \text{const} \quad (7)$$

$$Ma_u = \text{const} \Rightarrow Ma_u \propto \frac{nD}{\sqrt{kR_g T^*}} = \text{const} \Rightarrow \frac{n}{\sqrt{kR_g T^*}} = \text{const} \quad (8)$$

$$k = \text{const} \quad (9)$$

式中: \dot{m} 为质量流量; A 为涡轮进口截面积; K 为燃气绝热指数 k 与燃气气体常数 R_g 的函数,如式(10)所示; n 为转速; D 为涡轮直径。

$$K = \sqrt{\frac{k}{R_g} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (10)$$

如图2、图4所示,在贫油燃烧范围内,航空煤油Jet-A

产生的燃气气体常数几乎恒定,而燃气绝热指数的变化幅度也在5%以内。在贫油燃烧时燃气的气体常数以及绝热指数随油气比变化很小,而一般的航空发动机均采用贫油燃烧,因此将两者视为定常的传统涡轮特性处理方式对计算结果影响很小。但是,当涡轮的双模态燃气性质大幅度变化时,在计算涡轮特性参数时需要考虑 k 与 R_g 的影响。

对于几何固定的双模态涡轮,通过试验分别获取两种模式下的涡轮特性费时费力,并且油气比的选择会影响涡轮特性参数的计算,对此可以将贫油下的涡轮特性外推,从而得到一定富油范围内的涡轮特性。

参考上文的燃气绝热指数变化曲线,燃气绝热指数随油气比的变化存在近似对称的关系,其对称轴在完全燃烧油气比附近,因此在富油燃烧范围内,可以找到与贫油燃烧时绝热指数相等的对应油气比。两种模式的燃气绝热指数误差在一定范围内,是贫油涡轮特性能够外推富油涡轮特性的前提条件。两者换算流量、换算转速的对应关系可表示为:

$$\frac{\dot{m}_{\text{hf}} \sqrt{T_{\text{hf}}}}{P_{\text{hf}}} / \frac{\dot{m}_{\text{lf}} \sqrt{T_{\text{lf}}}}{P_{\text{lf}}} = K_{\text{lf}} / K_{\text{hf}} \quad (11)$$

$$\frac{n_{\text{hf}}}{\sqrt{T_{\text{hf}}}} / \frac{n_{\text{lf}}}{\sqrt{T_{\text{lf}}}} = \frac{\sqrt{k_{\text{hf}} R_{\text{hf}}}}{\sqrt{k_{\text{lf}} R_{\text{lf}}}} \quad (12)$$

式中:lf表示贫油,hf表示富油。将其转换为传统换算转速的定义形式,等式右边即为涡轮换算流量、换算转速在贫富油之间的比例因子,其数值可根据贫富油油气比、反应物初温以及燃烧室压强计算得到。

4 结语

根据上述研究内容,得出以下结论:

1) 不同的碳氢燃料产生的燃气热力性质随油气比的变化具有相近的趋势;燃气温度、燃气绝热指数在富油与贫油范围内随油气比变化趋势相反,其极值点位于完全燃烧油气比附近;燃气气体常数在贫油与富油范围内均呈线性,但斜率不同,其斜率主要取决于燃料种类。

2) 燃气的热力性质影响因素主要包括燃料种类、油气比、燃烧室压强以及反应物初温等;燃烧室压强主要是在高温热分解时,影响热分解度以及燃气的构成,导致燃气热力性质变化;反应物初温直接影响燃气温度,燃气温度在贫油范围内对各燃气组分的浓度分布影响较小,在完全燃烧油气比附近的高温下会通过热分解度对燃气组分分布产生影响,在富油燃烧范围内燃气组分随温度变化较大,但平均分子量变化极小。此外,燃气气体常数主要取决于油气比和燃料种类。

3) 由于燃气的热力性质在富油范围内与贫油范围内截然不同,以相似理论得到的传统涡轮特性不再适用于富油工况。新的涡轮特性方法与元素势法相结合,引入了燃料种类、油气比、燃烧室压强以及反应物初温等影响因素,适用范围更广。推广后的涡轮特性参数可以通过式(11)、式(12)所示的比例因子与传统的涡轮特性参数进行换算,在工程应用上也有一定的实用价值。

(下转第79页)

18.039 Hz,将同步带参数 ($EI = 9.628 \times 10^{-3} \text{ Nm}^2$, $L = 1.650 \text{ mm}$, $T = 123 \text{ N}$, $\rho = 0.095 \text{ kg/m}$,带轮分度圆直径 $D = 51.54 \text{ mm}$)代入到式(2)、式(3),同步带取1阶固有频率 ω_1 得图7。

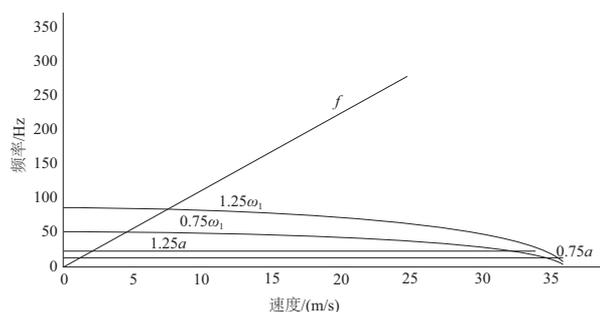


图7 频率速度曲线

如图7所示, f 为电机的外部激励频率,当 $0.75\omega_1 \leq f \leq 1.25\omega_1$ 时同步带发生共振,当 $13.529 \text{ Hz} \leq f \leq 22.548 \text{ Hz}$ 时叉爪有载时发生共振。由图7可知,不发生共振的负载速度区间为 $(0, 1.2) \cup (2.2, 4.6) \text{ m/s}$ 。为避免冲击载荷过大速度不宜过大,根据现场测试,叉爪负载运输速度取 $310 \leq v \leq 500 \text{ mm/s}$,对应频率为 $3.48 \sim 5.62 \text{ Hz}$ 。同理可得空载时速度应 $< 1.167 \text{ m/s}$,空载速度可取 $450 \leq v \leq 700 \text{ mm/s}$,对应频率为 $5.01 \sim 7.87 \text{ Hz}$,现场测试如图8所示。



图8 移栽小车现场测试

4 结语

本文通过对所设计的叉爪负载运输系统进行静力学与温度场耦合仿真得出其变形与应力值都在合理的范围内;通过对叉爪工作时的情况进行热模态分析得出最小固有频率;通过对叉爪有载及空载的谐响应分析研究其幅频特性,确定激励频率的合理区间,并结合外部激励与同步带振动特性确定不共振的运载速度区间。分析结果与现场测试都表明所设计的叉爪结构在高温下运送液晶屏具有较好的鲁棒性与平稳性。

参考文献:

- [1] 王国伟. 基于 PLC 的液晶屏老化线传输控制系统设计与实现 [D]. 太原:中北大学,2017.
- [2] TAN Z Q, CHEN Y C. Size-dependent electro-thermo-mechanical analysis of multilayer cantilever microactuators by Joule heating using the modified couple stress theory [J]. Composites Part B: Engineering, 2018, 161: 183-189.
- [3] 杨玉萍,张小美,沈世德. 同步带传动系统横向振动的分析研究 [J]. 机械设计,2003(1):28-30.
- [4] 陈晓明,冯志华,黄萌萌,等. 附加集中质量悬臂板的有限元分析及实验验证 [J]. 机床与液压,2018,46(7):14-17.
- [5] 李卫荣,付秀霞,程石鑫,等. 履带式推土机动力传动系统扭转振动分析 [J]. 建筑机械化,2017,38(8):17-20.
- [6] 姚慧慧,冯奇斌,陆吕晨,等. 航空液晶显示模块加固优化分析 [J]. 电光与控制,2015,22(1):76-79.
- [7] 赵靖超,王建花,轧刚. TFT-LCD 玻璃基板的本构参数研究及其切割过程分析 [J]. 现代制造工程,2013(9):79-82.
- [8] 孟庆良. 低开频率下的泰勒展开离散化异步电机模型预测控制研究 [D]. 西安:西安理工大学,2018.
- [9] 杨玉萍,钱永明,沈世德. 同步带传动纵向振动的分析 [J]. 机械传动,2002(4):38-40.
- [10] 杨俊杰. 新型扭振减振器有限元分析及仿真优化研究 [D]. 重庆:重庆大学,2011.
- [11] 肖艳霞. 自动化立体仓库智能穿梭车设计及其运动学分析 [D]. 合肥:合肥工业大学,2017.

收稿日期:2019-05-06

(上接第40页)

参考文献:

- [1] 王浩,杨恒辉,卢玉芳. 飞机第二动力系统技术综述 [J]. 航空动力学报,2014(4):38-39.
- [2] CHRIS Wiegand. F-35 air vehicle technology overview [R]. 2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta; AIAA AVIATION Forum, AIAA 2018,3368.
- [3] 李军. 一种多级轴流涡轮变工况特性的计算方法 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4):20-26.
- [4] 葛满初,齐宗敏,徐进,等. 变几何变工质涡轮性能预测及变工况性能计算 [J]. 推进技术, 1996, 17(1):37-41.
- [5] 傅献彩,陈瑞华. 物理化学:上 [M]. 北京:人民教育出版社, 1979.

- [6] 过明道,李天祥,叶桃红. 一种新的热力学函数:元素势 [J]. 航空动力学报,1997,42(20):2228-2230.
- [7] 过明道,李天祥,叶桃红,等. 系统平衡分析的元素势法 [J]. 中国科学技术大学学报, 1997(1):88-93.
- [8] 叶桃红,过明道. 化学平衡计算的元素势方法及其应用 [J]. 燃烧科学与技术, 1997(2):215-218.
- [9] 王明瑞,肖阳,韩冰,等. 航空燃气涡轮发动机燃气分析测试及计算方法 [J]. 航空动力学报,2015, 30(11):2568-2574.
- [10] 涅恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性 [M]. 北京:国防工业出版社, 1999.

收稿日期:2019-08-09