

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-08

基于线膨胀系数定制的主动径向间隙设计方法

张少平^{1,2}, 庞燕龙², 陈妍妍²

(1. 中国航空工业集团 中国航空研究院, 北京 100012)

(2. 中国航空发动机集团 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 航空发动机的压气机主动间隙控制技术存在变形响应慢, 在油门杆变化剧烈的军用航空发动机上不适用, 导致其压气机在巡航状态的叶尖径向间隙偏大的问题。开展航空发动机压气机叶尖主动径向间隙设计的思路 and 具体实施方法的研究, 利用压气机机匣径向变形主要由热载荷决定的特点, 通过定制机匣的线膨胀系数, 实现机匣的径向变形可调整可正向设计, 并将该设计方法应用于某压气机第 3 级转子的叶尖间隙设计。结果表明: 主动径向间隙设计方法可以实现发动机在巡航等多个稳定工作状态下间隙均减小的设计目标, 指出巡航状态与间隙最小状态下机匣材料的线膨胀系数差值越大, 越有利于减小巡航状态叶尖径向间隙的设计观点, 为机匣选材提供参考。

关键词: 间隙设计; 线膨胀系数; 机匣选材; 压气机; 多工况载荷

中图分类号: V232

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Active radial clearance design method based on customized thermal expansion coefficient

ZHANG Shaoping^{1,2}, PANG Yanlon², CHEN Yanyan²

(1. Chinese Aeronautical Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100012, China)

(2. Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The active clearance control technology (ACC) for compressors in aero engines has slow deformation response, which is not suitable for military aero engines with drastic changes in throttle lever, and leads to the problem of excessive radial tip clearance in the compressors of military aviation engines during cruising. The thought and specific implementation method for the active radial clearance design of aircraft compressor clearance is studied. By utilizing the characteristic that the radial deformation of the compressor casing is mainly determined by thermal loads, the adjustable and positive design of the casing's radial deformation is achieved by customizing the thermal expansion coefficient of the casing. The design method is applied to the clearance design of the third-stage rotor of a certain compressor. The results show that the active radial clearance design method can achieve the design goal of reducing the clearance of the engine in several stable operating conditions such as cruising. Moreover, it is proposed that a larger difference in the thermal expansion coefficient of the casing material between cruise conditions and the minimum clearance state is more conducive to reducing the radial tip clearance during cruise, which can provide a reference for casing material selection.

Key words: clearance design; thermal expansion coefficient; casing material selection; compressor; multiple loading conditions

收稿日期: 2025-01-06; 修回日期: 2025-01-14

基金项目: 国家科技重大专项(J2022-IV-0005-0022)

通信作者: 张少平(1980-), 男, 博士研究生, 研究员。E-mail: zhangshaoping2024@163.com

引用格式: 张少平, 庞燕龙, 陈妍妍. 基于线膨胀系数定制的主动径向间隙设计方法[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(X): 1-8.

ZHANG Shaoping, PANG Yanlon, CHEN Yanyan. Active radial clearance design method based on customized thermal expansion coefficient[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(X): 1-8. (in Chinese)

0 引言

航空发动机压气机的叶尖径向间隙对发动机的性能与安全性有着十分重要的影响。压气机转子叶尖间隙减小可使发动机性能受益,研究表明,叶尖间隙每增加叶片长度的1%,效率约降低1%^[1-2],但同时也会大幅提高压气机叶尖与机匣涂层的碰摩风险^[3]。先进航空压气机叶尖径向间隙设计要兼顾性能与安全性,设计最终目标是使发动机在所有工作状态下,叶尖径向间隙保持最小,且在常规飞行条件下不发生碰摩^[4]。

近年来,国内、外对压气机径向间隙设计方法进行了深入研究,可分为主动间隙控制(Active Clearance Control, ACC)和被动间隙控制(Passive Clearance Control, PCC)两类。基于主动间隙控制的设计方法在民用发动机和地面/舰载燃气轮机中被广泛应用,如 JT9D、CFM56 和 GE90 等发动机均安装有主动热控制装置,抽取冷气冷却涡轮机匣等零件以控制叶尖间隙^[5-6]; Pan 等^[7]和 McCaffrey 等^[8]提出了由形状记忆合金材料组成的作动器结构用于 ACC 的执行器,通过调控温度改变该零件的膨胀/收缩量,进而调整调整转静间隙;杨家礼等^[9]研究了主动热式间隙控制,通过 ACC 可解决巡航等稳定状态的间隙偏大问题。但主动间隙控制由于响应慢,难以满足快速多变的工况变化需求,因此在油门杆变化剧烈的军用航空发动机上国内、外均未见工程应用,此外 ACC 的结构复杂、质量大也对军机可靠性和推重比带来不利影响。

在军机中亟需突破的是基于被动间隙控制的设计方法。PCC 通过间隙设计以控制各工况转静间隙,主要手段有初始间隙设计、零件选材和构型及尺寸设计等。张少平等^[10]系统的阐述了航空发动机压气机径向间隙设计方法;闫晓攀等^[11]和庞燕龙等^[12]分别通过合理选材和改变压气机末级机匣厚度来实现被动间隙控制,研究表明通过 PCC 可优化过渡态时机匣和转子的热变形响应匹配; Wilson 等^[13]和 Lutjen 等^[14]提出了可实现 PCC 的新型结构。然而,上述被动间隙控制为保证各种工况下不出现转静子碰摩,需要通过适当增大巡航态的间隙来保证安全^[12],这必然对巡航态的压气机效率带来不利影响。

通过借鉴 ACC 的思想,利用 PCC 的原理,本

文针对军机提出一种基于线膨胀系数定制的主动径向间隙设计方法,并将其应用于某压气机第3级转子的叶尖间隙设计,对方法的有效性进行验证。

1 主动间隙设计原理

1.1 多工况条件下的间隙设计需求分析

本节以某压气机某级叶尖径向间隙为例,对主动间隙设计的基本原理进行阐述。采用径向间隙计算方法^[10],考虑离心载荷和温度载荷两个主要影响因素,对径向间隙进行计算。为清晰阐述论文间隙设计方法的原理,首先假设机匣的线膨胀系数为零,此时,压气机典型稳定状态1~状态6下的转、静子变形如图1所示,各状态点在发动机工作包线内的位置示意如图2所示,其中,状态1为地面慢车状态,状态2为常用巡航状态,状态3为起飞状态,状态4~状态6为空中典型大状态。

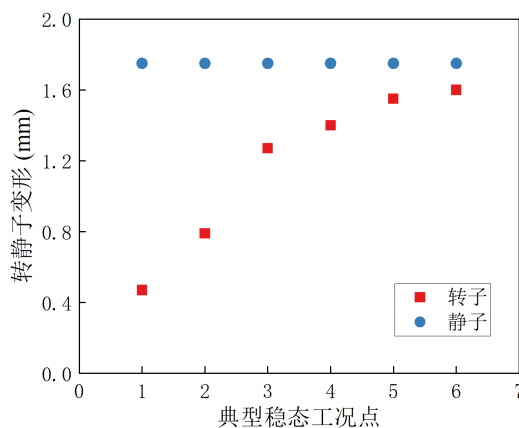


图1 转静子变形随工况变化规律(机匣零线膨胀系数)

Fig. 1 The variation law of rotor and stator deformation with working conditions (zero line expansion coefficient of casing)

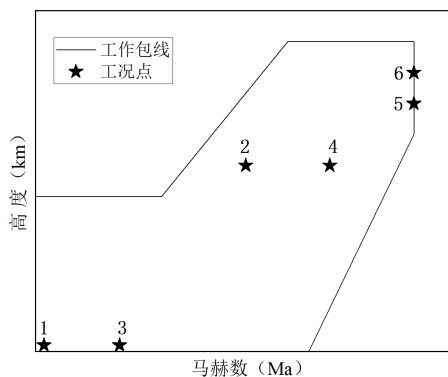


图2 状态1~状态6在工作包线中的位置示意图

Fig. 2 Position diagram of state 1~6 in work envelope

从图 1 可以看出:假设机匣线膨胀系数为零时,机匣在工作中没有热变形;状态 6 为间隙最小状态,一般情况下为了防止间隙最小状态发生碰摩,只能以保证间隙最小状态的工作间隙为基准或边界进行设计,在这种情况下就会导致状态 2 (巡航状态)的工作间隙偏大,使发动机在巡航状态的耗油率受到显著影响。若以状态 2 为基准或边界进行设计,状态 3~状态 6 会发生碰摩,进而可能诱发叶片失效问题。即使叶片在碰摩涂层时不产生损伤,由于涂层被刚蹭,间隙也会比初始状态大从而影响气动效率。

通常情况下,航空发动机压气机机匣线膨胀系数不为零,因此进一步取某压气机某机匣材料的真实线膨胀系数进行转、静子变形计算,得到典型各稳定状态下转、静子变形如图 3 所示。

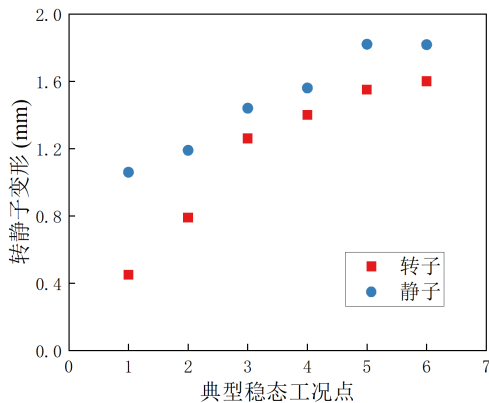


图 3 转静子变形随工况变化规律(机匣真实线膨胀系数)
Fig. 3 The variation law of rotor and stator deformation with working conditions (true linear expansion coefficient of casing)

从图 3 可以看出:状态 4 为间隙最小状态,若以保证间隙最小状态 4 的工作间隙为基准或边界进行设计,在这种情况下仍会导致状态 2 (巡航状态)的工作间隙偏大,使发动机在巡航状态的耗油率 (Specific Fuel Consumption, SFC) 受到显著影响。值得指出的是,图 3 所示的压气机转、静子变形具有典型代表性,一定程度上反映了绝大多数压气机转、静子变形的真实情况。为解决状态 2 (巡航状态)的工作间隙偏大的问题,国、内外在民机设计中普遍采用 ACC 措施,其本质是通过热、机械和压力等措施来减小状态 2 (巡航状态)等的间隙值,ACC 的本质是对工作中典型状态间隙偏大问题的补救措施。

1.2 主动间隙设计的基本原理

理论上存在一种理想的机匣线膨胀系数,可以实现状态 1~状态 6 的间隙均为理想间隙状态的目标,如图 4 所示(蓝色三角形),此时需要通过反向预测机匣线膨胀系数来定制机匣热变形,实现主动间隙设计。主动间隙设计与主动间隙控制 (ACC) 都可以实现对压气机径向间隙的有效控制,但两者存在显著不同,ACC 是对间隙结果补救措施,主动间隙设计非补救措施,其是在设计之初就避免工作中可能出现的间隙问题。

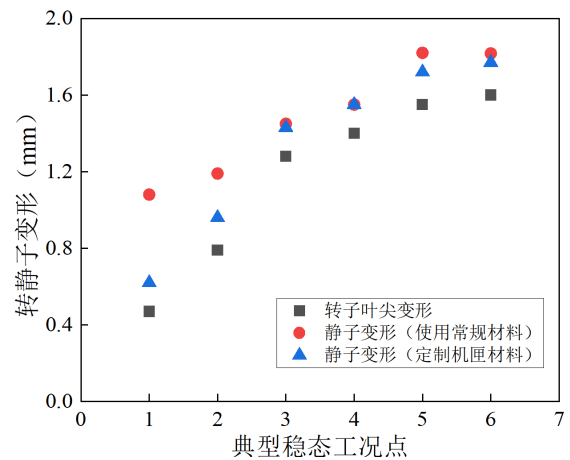


图 4 主动间隙设计原理

Fig. 4 Active Clearance design principle

2 主动间隙设计方法和实现方式

2.1 理想线膨胀系数定制方法

获取压气机各级转子叶尖对应机匣的理想线膨胀系数是主动间隙设计的关键,以典型稳定状态的压气机叶尖径向间隙均在理想间隙状态为目标,可以反推得到机匣线膨胀系数,计算方法如下。

首先,根据性能需求或经验来选取发动机典型状态,包括但不限于地面台架点、起飞点、包线边界点和空中常用典型点、巡航点等,可以根据不同发动机的特点对图 2 中的典型状态点适当增加或裁剪。按式 1 可以初步计算得到各典型状态压气机各级转子叶尖的热态间隙 C_{hot}^n , 对比可获得间隙最小状态的热态间隙值 $\min(C_{hot}^n, n=1, 2, 3, \dots)$, 并以最小热态间隙值为基准或边界进行设计。

$$C_{hot}^n = C_{cool} + S_{casing}^n - S_{rotor}^n \quad (1)$$

式中:上角标 n 为典型状态编号;下角标 hot 代表热态间隙; $cool$ 代表冷态间隙; $S_{ca\ sing}^n$ 代表机匣径向变形; S_{rotor}^n 代表转子径向变形,单位为 mm。

其次,假设所有典型状态的间隙均为最小热态间隙值,就可求得各典型状态下的理想间隙值,如式(2)所示,此时意味着图4的各状态下,机匣径向变形与转子径向变形一致。

$$C_{hot, ideal}^1 = C_{hot, ideal}^2 = \dots = C_{hot, ideal}^n = \min(C_{hot}^n) \quad (2)$$

进一步根据式(3)即可得到各典型状态下的理想机匣变形。

$$S_{ca\ sing, ideal}^n = C_{hot, ideal}^n - C_{cool} + S_{rotor}^n, n=1, 2, 3, \dots \quad (3)$$

最后,利用压气机机匣径向变形主要由热载荷决定^{[10][12]}的特点。根据式(4)计算得到机匣在不同温度时的理想线膨胀系数 $\alpha_{T, ideal}$,即需要定制的线膨胀系数。值得说明的是间隙周向均匀性问题不在论文的讨论范围,本文公式推导的基本假设和使用前提如下:忽略分半机匣等结构或装配因素带来的沿周向变形不均的影响,忽略弯掠叶片扭转恢复的变形影响,忽略转子振动变形或热弯曲变形的影响。方法主要适用于涡轮或压气机部件的叶尖或篦齿封严的径向间隙设计。

$$\alpha_{T, ideal} = \frac{S_{ca\ sing, ideal}^n}{r \cdot (T^n - 20^\circ\text{C})} \quad (4)$$

式中: T^n 为发动机典型状态 n 下机匣的平均温度; r 为机匣半径。

2.2 结构实现方案

在实际的结构设计中,一般需要采用组合结构来实现整体达到理想线膨胀系数 $\alpha_{T, ideal}$,典型的结构原理示意如图5~图6所示。

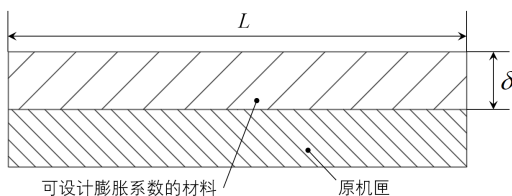


图5 外侧包裹式设计示意图

Fig. 5 Diagram of the outside wrapping design

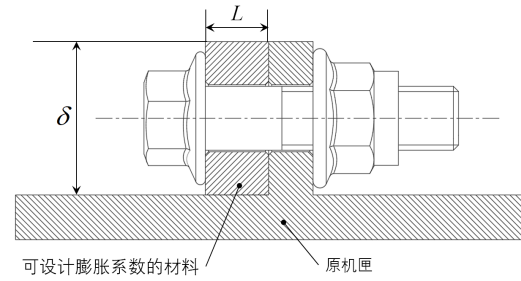


图6 机匣外侧附加法兰式设计示意图

Fig. 6 Diagram of additional flange design on the outside of the casing

图5是在已有等厚度机匣外侧包裹一层可设计膨胀系数的材料,使得二者整体的等效线膨胀系数达到理想值 $\alpha_{T, ideal}$;图6是在机匣外侧设计附加的法兰式,并通过一圈螺栓连接将可设计膨胀系数的材料与机匣绑定,同样要求二者整体的等效线膨胀系数达到理想值 $\alpha_{T, ideal}$ 。

对于上述两种结构方案,可以通过式(5)~式(7)估算附加结构的基本尺寸,再通过有限元计算进行验算,即可得到合适的机匣结构设计。

$$S_{combination} = \frac{S_{origin} \cdot K_{origin} + S_{adjustment} \cdot K_{adjustment}}{K_{origin} + K_{adjustment}} \quad (5)$$

式中: $S_{combination}$ 为组合结构的径向变形; S_{origin} 和 $S_{adjustment}$ 分别为原机匣和可设计膨胀系数结构单独在热载荷作用下的径向变形,可根据式(6)计算获得。

$$S = \alpha_T r \cdot (T^n - 20^\circ\text{C}) \quad (6)$$

式中: K_{origin} 和 $K_{adjustment}$ 分别为原机匣和可设计膨胀系数结构的等效径向刚度,可根据式(7)计算获得。

$$K = 2\pi\delta LE/r \quad (7)$$

式中: δ 、 L 和 r 分别为结构的厚度、宽度和半径; E 为材料的弹性模量。公式(7)是基于薄壳无矩理论推导^[15]获得的,其基本假设是圆柱壳的壁厚远小于其半径,且忽略剪切变形和泊松效应等次要因素的影响。

3 工程案例

本文以某压气机第3级转子叶尖间隙为研究对象,对原始设计方案的间隙变化量进行计算分

析,并给出改进设计方案。值得说明的是该对象具有典型代表性,其内在原理适用于几乎所有压气机的所有级。

3.1 原始设计方案

某压气机机匣采用 TC4 钛合金,计算获得第 3 级转子叶尖与静子机匣的径向变形如表 1 所示,再将静子变形减去转子变形得到转静子相对变形差,即间隙变化量,表中间隙变化量为负代表间隙量减小。

表 1 某转子叶尖间隙变化量
Table 1 Variation in blade tip clearance of a rotor

状态	状态描述	转子变形/mm	静子变形/mm	间隙变化量/mm
1	地面慢车	0.49	0.22	-0.27
2	巡航	0.91	0.49	-0.42
3	起飞	1.37	0.86	-0.51
4	高空典型大状态	1.55	0.97	-0.58
5	高空右边界点	1.80	1.19	-0.61

由于本文重点是解决各状态的间隙差异问题,由式(1)可知,冷态间隙值 C_{cool} 仅影响各状态间隙的绝对值,而对间隙差异没有影响,因此本文不讨论冷态间隙的选值问题。这里假定冷态间隙值为 0.61 mm,由公式(1),可以保证间隙最小状态 5 的热态间隙 C_{hot}^5 为理想值 0,进一步可获得典型状态 1~状态 4 的热态间隙,如表 2 与图 7 所示,可以看出:原始设计方案只能保证一个典型状态达到最佳间隙状态(叶尖径向间隙保持最小),发动机在其他典型状态下压气机都无法实现热态间隙达到理想值 0。

表 2 某转子叶尖的冷热态间隙表

Table 2 Cool and hot blade tip clearance for a rotor

状态	状态描述	冷态间隙/mm	热态间隙/mm
1	地面慢车	0.61	0.34
2	巡航	0.61	0.19
3	起飞	0.61	0.10
4	高空典型大状态	0.61	0.03
5	高空右边界点	0.61	0.00

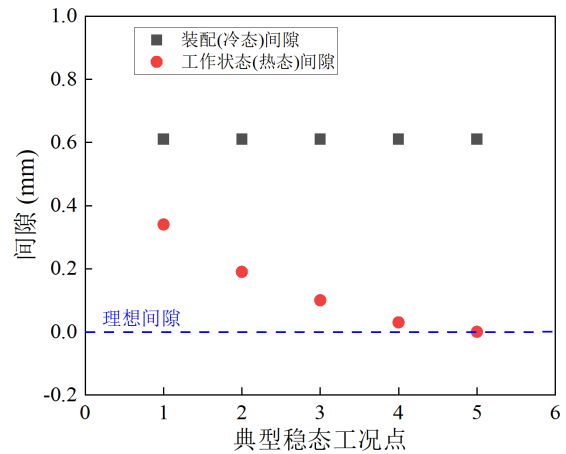


图 7 转子叶尖径向间隙随工况变化规律
Fig. 7 The variation law of radial blade tip clearance with working conditions

3.2 理想的改进设计

为实现理想的间隙状态,即全部典型状态的间隙值均为 0。首先,利用式(3)计算得到机匣各状态的理想径向变形值,如表 3 所示;其次,根据式(4)计算得到机匣理想线膨胀系数如表 4 和图 8 所示。

表 3 理想静子变形计算表

Table 3 The deformation calculation of ideal stator

状态	状态描述	理想热态间隙/mm	转子变形/mm	理想静子变形/mm
1	地面慢车	0	0.49	-0.11
2	巡航	0	0.91	0.31
3	起飞	0	1.37	0.77
4	高空典型大状态	0	1.55	0.95
5	高空右边界点	0	1.80	1.20

表 4 机匣线膨胀系数需求表

Table 4 Requirements for linear expansion coefficient of casing

状态	机匣半径/mm	温度/°C	理想线膨胀系数/($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	实际线膨胀系数/($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)
1	325	94	-4.57	9.09
2	325	183	5.85	9.18
3	325	305	8.31	9.31
4	325	339	9.16	9.38
5	325	404	9.62	9.51

如果机匣的线膨胀系数能够实现图 8 的数值,那就意味着压气机在各种稳态条件下,间隙值均为零,达到一种理想的设计状态。图 8 中机匣理想线膨胀系数相比 TC4 实际线膨胀系数随温度的变化更加剧烈,所有航空发动机用机匣材料都难以恰好实现理想机匣线膨胀系数,而且压气机各级转子叶尖按本文的方法计算得到的理想线膨胀系数均不同,这就需要对每一级压气机都定制机匣线膨胀系数,增加了机匣主动间隙设计的难度。

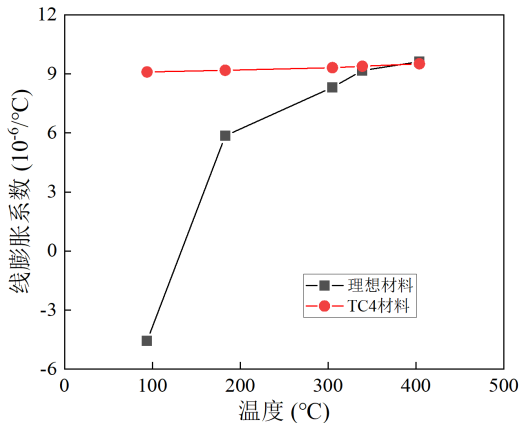


图 8 机匣实际和理想的线膨胀系数对比
Fig. 8 Comparison of actual and ideal linear expansion coefficients of the casing

值得指出的是,图 8 中定制机匣线膨胀系数以实现各状态均为零间隙是有实现前景的。近年来诸多文献^[16-17]报道的力学超材料(Mechanical Metamaterials)都可以实现结构的宏观负热膨胀性能,并且线膨胀系数可以根据实际需求去定制。但大多文献并未面向工程实际问题开展研究工作,而本文的主动间隙设计思想恰恰明确了对负线膨胀系数、大幅度变化线膨胀系数的工程实际需求和应用场景,也定量给出了代表性数据。

3.3 目前可实现的改进设计

由于在现有材料体系下,实现前文的理想设计是有困难的。因此考虑实际工程需求对设计目标进行弱化。在间隙最小状态(状态 5)下不碰摩的前提下,保证长期巡航状态的间隙值最小,即尽量减小状态 2 的间隙。此时,设计要求为状态 2 和状态 5 的热态间隙为零,进一步计算得到在状态 5

和状态 2 下实际和理想线膨胀系数的差异,如表 5 所示。

表 5 状态 5 和状态 2 的线膨胀系数差异表
Table 5 Difference in linear expansion coefficients between state 5 and state 2

对比内容	温差/°C	理想线膨胀系数差/(10 ⁻⁶ /°C)	实际线膨胀系数差/(10 ⁻⁶ /°C)
状态 5 减去状态 2	221	3.77	0.33

从表 5 可以看出:状态 2 和状态 5 的温度差约为 221 °C,某压气机机匣现采用材料 TC4 的实际线膨胀系数在两个状态下的差值为 $0.33 \times 10^{-6}/\text{°C}$,而理想机匣线膨胀系数的在两个状态下的差值为 $3.77 \times 10^{-6}/\text{°C}$,可见巡航状态与间隙最小状态对应温度的线膨胀系数差值越大,越有利于减小巡航状态的叶尖径向间隙,这个原则对压气机机匣选材有重要指导意义。

表 6 和图 9 给出了现有发动机材料体系^[18]下,压气机机匣常选用的 TC4、TA19、GH909、GH4708 的材料线膨胀系数及其随温度的变化曲线,可以看出:在这些材料中,TA19 在巡航状态与间隙最小状态的线膨胀系数差值最大,在设计初期,选用 TA19 更有利于减小巡航状态的叶尖径向间隙。此外,表 6 和图 9 也给出了目前在发动机机匣中拟尝试应用的殷瓦钢 Invar 的数据^[19],其线膨胀系数随温度变化更大,更有利于减小巡航状态的间隙值。

表 6 机匣常用材料的线膨胀系数
Table 6 Linear expansion coefficients of common casing materials

状态	温度/°C	TC4	TA19	GH909	GH4708	Invar
1	94	9.09	8.73	7.61	11.29	0.78
2	183	9.18	8.68	7.43	11.51	1.80
3	305	9.31	9.18	7.20	11.92	5.25
4	339	9.38	9.45	7.20	12.02	6.23
5	404	9.51	9.62	7.36	12.21	8.08
5-2	221	0.33	0.94	-0.07	0.70	6.28

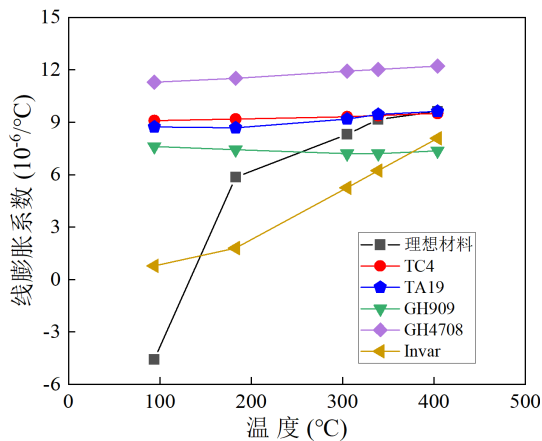


图9 几种典型材料线膨胀系数对比

Fig. 9 Comparison of linear expansion coefficients of several typical materials

改进前后各设计方案热态间隙对比如表7所示,可以看出:采用本文方法,在保证各状态不碰摩的前提下,机匣材料由TC4更换为TA19,可将巡航状态2的间隙值由0.19缩小至0.15 mm;如选用殷瓦钢,巡航状态的间隙值可缩小至0.09 mm;同时,引入力学超材料设计思想,对线膨胀系数进行定制,有望实现各状态均为零间隙的理想热态间隙设计目标。

表7 改进前后各设计方案热态间隙对比

Table 7 Comparison of hot clearances for various design schemes before and after improvement

状态	原方案 TC4	选用改进方 案TA19	基于Invar的 设计方案	基于超材料的 理想设计方案
1	0.34	0.32	0.43	0
2	0.19	0.15	0.09	0
3	0.10	0.08	0.02	0
4	0.03	0.03	0	0
5	0	0.00	0.11	0

4 结 论

1) 本文提出了压气机机匣选材的重要原则:巡航状态与间隙最小状态对应温度的机匣材料的线膨胀系数差值越大,越有利于减小巡航状态的叶尖径向间隙。在现有压气机机匣的材料体系中,TA19最有利于减小巡航状态间隙值。

2) 给出了工程可实现的叶尖主动径向间隙设计的典型结构方案,并给出了结构初步设计的计算公式,研究结果表明通过合理的结构设计可将

机匣变形向理想方向调整,减小巡航状态径向间隙值。

3) 各状态均为零间隙的理想热态间隙设计目标在理论上是有可行性的,但需要引入力学超材料设计以实现线膨胀系数定制。论文研究工作明确了对负线膨胀系数、大幅度变化线膨胀系数的工程实际需求和应用场景,也定量给出了代表性数据。

参考文献

- [1] SAKULKAEW S, TAN C S, DONAHOO E, et al. Compressor efficiency variation with rotor tip gap from vanishing to large clearance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(3): 031030.
- [2] MAO X, LIU B. Numerical investigation of tip clearance size effect on the performance and tip leakage flow in a dual-stage counter-rotating axial compressor [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(3): 474-484.
- [3] 慕琴琴, 徐健. 航空发动机叶片-机匣碰摩试验技术研究综述[J]. *航空工程进展*, 2020, 11(3): 293-301.
MU Qinqin, XU Jian. A review of the research on the test technology of aircraft engine blades-sealing coating casing [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2020, 11(3): 293-301. (in Chinese)
- [4] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集——第二分册总体匹配[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
Editorial Board of Collection of Efficient and Energy-Saving Engine. *Collection of efficient and energy-saving engine, volume 2: overall matching* [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991. (in Chinese)
- [5] GAFFIN W O. JT9D-70/59 improved high pressure turbine active clearance control system: NASA-CR-159661 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1979.
- [6] RUIZ R, ALBEM B, SAK W. Benefits of improve HP turbine active clearance: NASA-CP-2007-214995 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2007.
- [7] PAN Q, HE T, LIU W, et al. Study on a fault mitigation scheme for rub-impact of an aero-engine based on NiTi wires [J]. *Sensors*, 2022, 22(5): 1796.
- [8] McCAFFREY M G, CHAUDHRY Z A, SUN F P. System for modulating turbine blade tip clearance: US20190010822A1 [P]. 2019-01-08.
- [9] 杨家礼, 涂孟累, 张亿力, 等. 一种涡轮叶尖间隙控制技术 [J]. *航空动力学报*, 2014, 29(9): 2195-2201.
YANG Jiali, TU Mengpi, ZHANG Yili, et al. A tip clearance control technology for turbine [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(9): 2195-2201. (in Chinese)

- [10] 张少平, 苏廷铭, 罗秋生, 等. 航空发动机压气机径向间隙设计方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(4): 25-27.
ZHANG Shaoping, SU Tingming, LUO Qiusheng, et al. Design method for compressor radial clearance of an aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(4): 25-27. (in Chinese)
- [11] 闫晓攀, 银越千, 黄勇, 等. 被动间隙控制在某涡轴发动机蓖齿封严中的应用[C]// 第四届中国航空科学技术大会. 沈阳: 中国航空学会, 2019: 511-515.
YAN Xiaopan, YIN Yueqian, HUANG Yong, et al. The application of passive clearance control on labyrinth seal structure of a turboshaft engine[C]// The 4th Chinese Aeronautics Science and Technology Conference. Shenyang: CSAA, 2019: 511-515. (in Chinese)
- [12] 庞燕龙, 秦仕勇, 陈妍妍, 等. 一种压气机过渡态叶尖径向间隙控制方法研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2022, 35(6): 34-38.
PANG Yanlong, QIN Shiyong, CHEN Yanyan, et al. A tip clearance control method study of compressor in transient state[J]. Research and Testing on Gas Turbines, 2022, 35(6): 34-38. (in Chinese)
- [13] JACK W, WILSON J R, PALM B G. Passive clearance control; US20040071548A1[P]. 2004-07-15.
- [14] LUTJEN P M, FARRIORE J R. Passive clearance control (APCC) system produced by field assisted sintering technology; EP4105450 A1[P]. 2022-05021.
- [15] 徐芝纶. 弹性力学下册[M]. 北京: 人民教育出版社, 1979.
- XU Zhilun. Elasticity, volume 2[M]. Beijing: People's Education Press, 1979. (in Chinese)
- [16] 彭勇. 热膨胀和泊松比可调控的力学超材料设计与分析[D]. 长沙: 湖南大学, 2019.
PENG Yong. Design and analysis of tunable thermal expansion and Poisson's ratio metamaterials[D]. Changsha: Hunan University, 2019. (in Chinese)
- [17] 周哲佳. 热膨胀系数可调控机械超材料设计与分析[D]. 杭州: 浙江理工大学, 2023.
ZHOU Zhejia. Design and analysis of mechanical metamaterial with adjustable coefficient of thermal expansion [D]. Hangzhou: Zhejiang Sci-Tech University, 2023. (in Chinese)
- [18] 雷杰, 苏三买, 周顾庭, 等. 民用涡扇发动机结构与建模分析研究[J]. 航空工程进展, 2013, 4(4): 450-457.
LEI Jie, SU Sanmai, ZHOU Guting, et al. Analysis and research of civil turbofan structure and components modeling [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(4): 450-457. (in Chinese)
- [19] 苏文献, 徐璐雯, 徐红艳, 等. 碲镉汞红外焦平面探测器封装用 4J36 合金深低温力学性能研究[J]. 低温物理学报, 2021, 43(4): 225-232.
SU Wenxian, XU Luwen, XU Hongyan, et al. Analysis of mechanical properties of 4J36 alloy for packaging HgCdTe IRFPA detector at cryogenic temperature[J]. Chinese Journal of Low Temperature Physics, 2021, 43(4): 225-232. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)