

文章编号:1000-8055(2016)02-0274-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2016.02.003

航空发动机承力系统结构效率评估方法

马艳红¹, 曹 冲¹, 李 鑫², 洪 杰¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对航空发动机承力系统结构与力学特征, 结合承力系统结构功能和设计要求, 提出了承力系统的结构效率评估方法. 通过应力分布系数、等效比刚度、刚度温度敏感度、振动位移传递系数等参数来评估结构的承载能力、抗变形能力、力学环境适应能力. 以涡桨发动机涡轮级间承力框架的两种结构设计方案为对象, 进行了结构效率的评估. 结果表明: 方案 A 结构效率比方案 B 高 39.6%, 所选各结构效率评估参数均位于合理水平, 能够定量反映出两方案的结构设计特点与优劣所在, 验证了该评估方法的有效性.

关 键 词: 航空发动机; 承力系统; 结构效率; 优化设计; 评估参数

中图分类号: V231.9

文献标志码: A

Assessment method of structural efficiency on bearing system in aero-engine

MA Yan-hong¹, CAO Chong¹, LI Xin², HONG Jie¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Targeting the structural and mechanical characteristics of aero-engine bearing system, a structural efficiency evaluation method was proposed based on the system's structural function and design requirements. Stress distribution coefficient, vibration equivalent specific stiffness, stiffness sensitivity to temperature, and isolation coefficient were used to assess the bearing capacity, resistance to deformation and dynamic environment adaptability of the structure. A structural efficiency assessment on two design schemes of the turbine inter-stage bearing frame for turbopropeller engine was conducted. Result indicates that the structural efficiency of design A is 39.6% greater than design B. Those assessment parameters are at a reasonable level, and can quantitatively reflect the advantages and disadvantages of two schemes. The result proves the validity of the assessment method.

Key words: aero-engine; bearing system; structural efficiency; optimal design; assessment parameters

承力系统结构设计是航空发动机总体结构设计的重要组成, 很大程度上影响着发动机的推质比、可靠性和气动性能等. 随着发动机性能要求的提升, 承力结构逐渐从单一的功能性设计发展到

对质量、静强度、刚度、气动热力效率以及振动特性等方面要求的综合优化设计^[1]. 现行承力系统结构设计准则主要着重于结构强度的设计^[2], 如足够的强度储备、循环寿命等, 而对结构设计水平

收稿日期: 2014-06-04

作者简介: 马艳红(1975—), 女, 辽宁铁岭人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机整机动力学, 旋转机械振动控制, 智能结构与新型阻尼材料方面的研究.

及优化方向没有给出明确指引. 结构效率^[3-4]是结构对系统技术性能提升贡献程度的定量表征,是结构质量、强度、刚度、动力特性和气动性能均衡程度的定量表征. 可用结构效率指标来评定航空发动机结构设计过程中,所采用的结构设计方案的先进性和技术水平.

结构效率的研究最早见于 1949 年美国国家航空航天局(NASA)的研究工作^[5-7],Norris 等将结构效率应用于飞机承力组合板的设计. 1980 年麦道飞机公司 Fischler^[8]将结构效率用于超声速飞机的结构设计. 1989 年 General Electric(GE)公司 Storace^[9]提出了基于权衡强度、振动特性以及闭合间隙的整机结构效率分析方法,证明了结构效率在发动机总体结构设计中均衡各种结构贡献的重要作用. 2013 年马艳红等^[10]对航空发动机结构效率进行了探索研究,并针对转子系统提出了结构效率的评估计算方法. 而对于航空发动机承力系统结构效率的研究工作,目前还鲜见报道.

本文借鉴上述研究,针对航空发动机的承力系统,建立结构效率的评估参数和计算方法,并将其应用于某涡桨发动机涡轮级间承力框架,以定量评估其结构设计的优劣.

1 承力系统结构与力学特征

1.1 基本结构

航空发动机承力系统是由承力部件和相应的连接结构组成的结构组件,是各轴承座到发动机安装节之间的承力结构的统称,用于承受和传递作用在结构单元上的载荷,包括转子承力框架和承力机匣^[11].

其中承力框架是指将转子支点的负荷通过气流通道传至外承力机匣的构件. 承力框架主要分布于进气机匣、中介机匣、涡轮级间机匣和涡轮后

机匣等位置. 中介机匣处承力框架一般作为双转子发动机的主承力结构,在这里布置有主安装节,将发动机的推力传递到飞机上.

为了减轻航空发动机的质量,充分利用机匣的材料,大部分发动机的机匣均作为承力结构,即为承力机匣. 但也有发动机将全部或部分机匣做成双层,外层机匣承力、内层机匣形成气流通道. 这种双层机匣结构,能够保持气流通道的完整性,使叶尖间隙均匀,减少发动机性能的衰退.

除支承转子系统外,承力系统上还安装有运输用固定节和传动附件等^[12]. 图 1 展示了涡桨发动机的典型承力系统.

1.2 结构载荷

在发动机的不同工作状态,作用于承力结构上飞力和力矩的大小及分布也有所变化. 一般来说承力结构所受载荷主要有以下几种:

- 1) 支点传入的轴向及径向载荷.
- 2) 承力结构的质量惯性载荷.
- 3) 主流道中气体的轴向力及扭矩.
- 4) 构件连接处由于温度梯度或者材料线膨胀系数不协调引起的温度载荷.

载荷按种类又可分为外传力与非外传力. 温度载荷等作用在结构系统内部,引起结构自身应力状态的变化,最终在结构框架内达到平衡,不向外传递. 陀螺力矩和轴向气动力等对结构作用力是外传的,在发动机安装结构上达到平衡.

上述载荷往往随时间动态变化,动态激励可能诱发承力结构的有害振动,对结构造成损害. 正常状态下承力结构的主要激振源有:

- 1) 转子或螺旋桨的不平衡量.
- 2) 高速气流经过叶栅时引起的压力脉动.

设计过程中,应当对承力结构在不同载荷作用下的力学行为进行分析,保证承力结构具有低

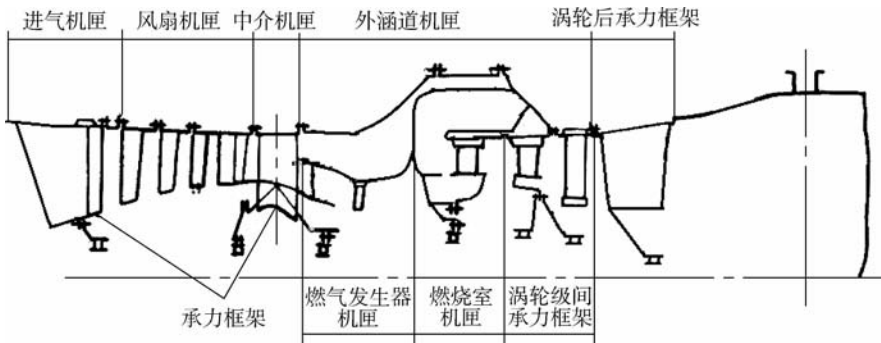


图 1 涡桨发动机典型承力系统示意图

Fig. 1 Sketch of bearing system of typical turbopropeller engine

振动敏感度和高可靠性。

2 结构效率评估参数

结构效率的本质是定量描述结构特征参数变化对其力学性能的影响,其中结构特征参数包括,结构几何/材料性能特征参数和结构装配特征参数,而结构力学性能包括承载能力、抗变形能力和力学环境适应能力^[1-3]。

在满足发动机基本设计准则的前提下,可用结构效率定量评估结构优劣与设计水平。

2.1 承载能力

承载能力评估目的在于通过结构几何形状的优化和材料的合理选择,使结构在最小质量下具有最大的承载能力。

结构承载能力受到最薄弱部分的限制,设计优异的结构应尽量避免局部的应力集中,最大限度的利用材料的潜能。

应力分布系数表现了固定受力状态下承力结构各应力水平所占结构的体积比例关系,其计算公式为

$$D(\sigma_i) = \frac{V(\sigma_i)}{V} \times 100\% \quad (1)$$

式中 $V(\sigma_i)$ 表示为该应力水平下结构单元所占的体积, V 为结构的总体积。应力分布系数可以更加准确地描述结构内部高应力区所占比例,从而评估结构设计的优劣并指导应力优化的方向。

2.2 抗变形能力

工程设计中,抗变形能力是静子承力件主要评估指标,因为其直接影响轴承的支承刚度与转静子间的间隙控制。

2.2.1 等效比刚度

比刚度体现了刚度和结构质量的相互关系,可用等效比刚度衡量承力结构材料的使用效率。等效比刚度 K_m 表达式为

$$K_m = K_a/M \quad (2)$$

式中 K_a 为承力结构等效刚度, M 为承力结构质量。支承滚珠轴承时需考虑轴向与径向刚度,而支承滚棒轴承时仅需考虑径向刚度。

承力机匣一般为薄壁壳体结构,径向刚度较弱,其变形量大小影响发动机的气动性能。因此,抗变形能力评估主要关注支承刚度、构成流道的机匣刚度以及结构薄弱点的刚度。

2.2.2 刚度温度敏感度

刚度温度敏感度 ΔK_i 用于描述变化的温度

场对结构抗变形能力的影响,其表达式为

$$\Delta K_i = \Delta K / \Delta T \quad (3)$$

式中 ΔK 为结构在发动机不同工作状态下支承刚度的变化幅度, ΔT 为环境温度的变化量。初始设计阶段,精细温度场难以给出,可按局部均匀温度场进行分析。由于线性系统刚度主要取决于材料属性与结构构型,因此给定材料属性随温度的变化曲线,可求出不同温度条件下结构的刚度。

2.3 力学环境适应能力

2.3.1 动刚度

采用动刚度描述承力结构的力学响应与动态载荷激励的关系。在设计频域内动刚度表示为

$$K(\omega) = F(\omega) / X(\omega) \quad (4)$$

式中 $X(\omega)$ 表示频率在 ω 激励下的结构位移响应。

动刚度体现了转静子间的动力耦合关系^[13]。激励频率接近承力结构固有频率时,可能出现结构动刚度突降,严重时造成结构损害。常在承力构件中添加阻尼结构以减小动刚度突降幅度。

动刚度反映系统对动态激励的敏感度,可用共振频率裕度更直观地表示结构稳定性,共振频率裕度 η 定义如下:

$$\eta = (\bar{\omega} - \omega_0) / \omega_0 \quad (5)$$

其中 $\bar{\omega}$ 表示动刚度突降点频率, ω_0 表示转子工作转速频率。

2.3.2 振动位移传递系数

振动位移传递系数 $C(\omega)$ 表现了目标与激振点响应之比,用该系数可有效地衡量结构的隔振效果,其表达式如下:

$$C(\omega) = X_b(\omega) / X_a(\omega) \quad (6)$$

式中 $X_a(\omega)$ 为激振点处的位移响应幅值, $X_b(\omega)$ 为目标部位的位移响应幅值。 $C(\omega)$ 越小,结构隔振性能越优越。可用设计频率范围内振动位移传递系数的均值衡量系统隔振性能优劣。

采用共用承力框架支承多个支点时,不同转速的转子相当于不同频率的激振源,使得结构的振动问题更加复杂。尽可能减小支点间振动耦合,是结构的设计目标之一。因此,隔振性能的评估主要集中于两个方面:一是支点间的隔振性能;二是支点至机匣的隔振性能。

2.4 结构效率系数

单项评估参数能够突出反映结构某个方面的力学特性,为结构的改进指明方向。当考虑多项评估参数的影响时,结构效率方法还可用于结构优

劣的综合评估. 在综合评估中,可针对结构不同的设计阶段与设计需求,对评估参数进行取舍以保证评价结果的直观与准确.

以承力系统的主体承力部件——承力框架为例,在初始设计阶段,由于承力框架的极限载荷一般难以确定,且常规状态下结构有较高的强度储备,因此评估重点关注承力框架的抗变形能力与力学环境适应能力.

引入结构效率系数 I 的概念,结构效率系数可表示为各项力学能力项参数值的相加,对于承力框架结构的设计,其计算公式可表示为

$$I = D_c + M_p \tag{7}$$

式中 D_c 表示抗变形能力系数, M_p 表示力学环境适应能力系数. 考虑比刚度与温度敏感度的耦合影响,承力框架抗变形能力系数定义如下:

$$D_c = K_m / \Delta K_t \tag{8}$$

式中 D_c 值越大,表示结构抗变形能力越强.

力学环境适应能力系数 M_p 体现结构对不同环境下动态激励的敏感程度,定义如下:

$$M_p = \eta / C(\omega) \tag{9}$$

式中 M_p 越大,结构环境适应能力越强,稳定性越好.

结构效率系数是对结构综合性能的定量描述,在对不同结构的优劣对比以及结构方案的改进设计中,结构效率系数往往采用相对值表示更加直观,即

$$I' = D'_c / D_c + M'_p / M_p \tag{9}$$

式中 D_c, M_p 为基准值; D'_c, M'_p 为对比结构或改进方案的各项值.

3 典型承力框架结构效率评估

针对典型承力框架结构,利用建立的结构效率评估方法进行评估. 由于热端承力框架除承受一般性载荷外,还与高温燃气直接接触,工作环境最为恶劣^[14-16],对冷却与供油的严苛要求也往往使其结构设计复杂,因而对承力系统中热端承力框架的评估最具有代表性.

3.1 结构特征

对于涡轴涡桨一类的中小型尺寸^[17-18]航空燃气涡轮发动机,由于低压转子细长,刚度低而转速高,一般难以使用中介轴承,故其多采用涡轮级间承力框架对涡轮进行支承. 如图 2 所示为某涡桨发动机涡轮级间承力框架的两种设计方案,该承力框架位于高低压涡轮间,支承两个滚棒轴承(1#与 2#). 高低压转子设计点工作转速分别为

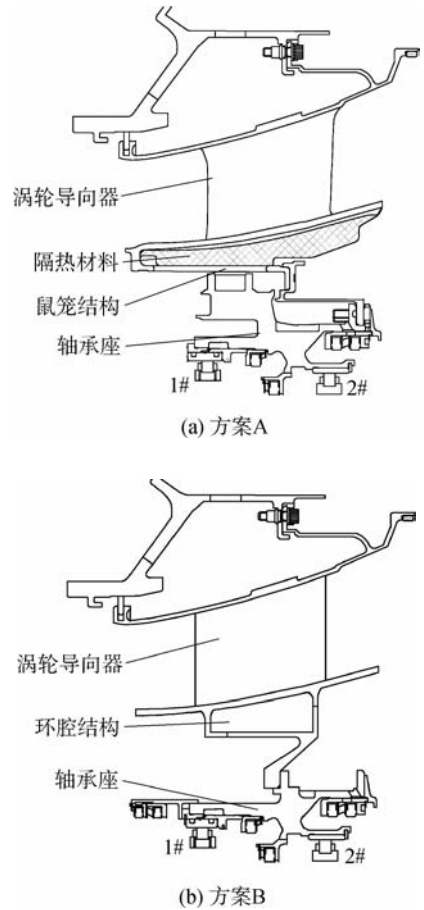


图 2 涡轮级间承力框架设计方案
Fig. 2 Design scheme of turbine inter-stage bearing frame

35 000 r/min 与 20 000 r/min.

两种方案均采用涡轮导向器直接承力. 导向器由导流叶片与内外环焊接组成,部分叶片为空心结构,滑油管路从中穿过. 外环与机匣螺栓连接,连接段为折返式结构,以此减小热应力.

方案 A 导向器内环向内折返形成大鼠笼安装鼓筒结构. 鼠笼结构与导向器内环间填充有隔热材料. 轴承座为刚性环形结构,其中布置多个油孔与气孔. 孔的位置与尺寸经过精确设计,保证两个轴承的油腔相通,同时使得油、气腔分离.

方案 B 导向器内环焊接加工成环腔结构,该结构具备较好的刚性. 环腔壁上加工有多个冷却气孔,冷却气流穿过环腔进行冷却. 环腔内侧延伸出锥壳,与轴承座外安装边用螺栓连接.

3.2 结构效率评估

采用 Solid185 单元,建立承力框架的有限元模型,对承力框架中螺栓连接等结构固结简化处理. 利用所建立的有限元模型进行两方案的结构效率评估计算.

3.2.1 抗变形能力

1) 等效比刚度

对支点位置施加 1000 N 横向载荷,对轴承内环位置节点作加载方向位移协调处理,力除以位移得出结构等效刚度(见表 1)。

表 1 等效比刚度
Table 1 Equivalent specific stiffness

方案 编号	支点 号	支承刚度/ 10 ⁷ (N/m)	总质量/ kg	等效比刚度/ 10 ⁷ (N/(m·kg))
A	1#	4.03	19.5	0.218
	2#	4.48		
B	1#	13.1	20.8	0.627
	2#	13.0		

从表 1 中结果可知,两种方案质量相近,方案 B 的等效比刚度远远大于方案 A。方案 B 的环腔结构极大地提升了结构的刚度,而方案 A 中鼠笼的存在削弱了结构的支承刚度。转子系统对于支承刚度大小的要求往往是固定的,因此在同等条件下,更大的等效比刚度意味着削减板壳厚度的可能,给减轻质量优化留下了更大的空间。

2) 刚度温度敏感度

涡轮级间承力框架位于燃气涡轮后的高温环境,温度升高使得支承刚度下降,影响支承的稳定性。因此对不同温度条件下支承刚度进行分析,评估承力框架对温度的敏感度。

导流叶片及内外环位于主流道位置,与燃气直接接触,无主动冷却措施,温度较高;其余部件位于主流道内侧,有冷却空气流过,温度较低。发动机工作时,涡轮部件流道温度约在 800~1200 K 范围变化,以方案 A 为例,给出承力框架工作时的温度分布变化如图 3 所示。根据温度场分布计算不同温度环境下的支承刚度如表 2 所示。

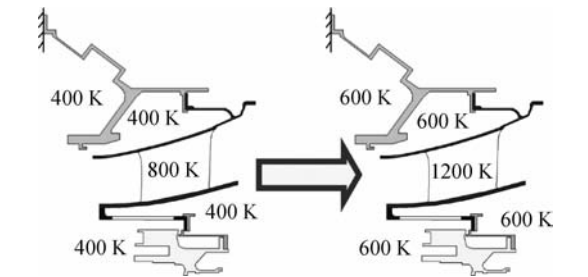


图 3 承力框架温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of bearing frame

表 2 刚度温度敏感度

Table 2 Stiffness sensitivity to temperature

方案 编号	支点 号	温度为 800 K 时的刚度/ 10 ⁷ (N/m)	温度为 1200 K 时的刚度/ 10 ⁷ (N/m)	刚度下 降百分 比/%
A	1#	3.81	3.49	8.4
	2#	4.28	3.86	9.8
B	1#	12.7	10.7	15.7
	2#	12.6	10.7	15.9

从表 2 中可以看出,在相同工作温度范围内,方案 A 两支点刚度降幅均小于 10%,平均下降 9.1%。而方案 B 刚度下降了近 16%,平均下降 15.85%。方案 A 的刚度温度敏感度较小。支承刚度的改变直接影响转子工作的稳定性,保证结构刚度对温度的低敏感度对于热端承力框架是至关重要的。

方案 A 的大鼠笼结构的使用付出了刚度弱化的代价,但利于支承刚度的稳定。根据刚度串联定理,总体刚度取决于刚度最弱点。发动机工作时,高温燃气使得导流叶片等部件温度升高,刚度下降,但仍高于鼠笼结构的刚度,故整体支承刚度始终取决于鼠笼。而鼠笼结构处于冷却气流与隔热材料的保护之下,工作温度较低,刚度变化小,从而保证了工作循环内支承刚度的稳定。相反方案 B 刚度较弱的导向器内外环位于温度变化最为剧烈的主流道,刚度稳定性较差。

设定方案 B 的抗变形能力参数 D_c 为基准值 1,由于两方案环境温度变化量 ΔT 相同,由式(8)得到方案 A 相对于方案 B 的抗变形能力系数为 $D'_c = (0.218/0.627) \times (15.85\%/9.1\%) = 0.61$ 。

3.2.2 力学环境适应能力

1) 动刚度

动刚度是系统的固有特性,可以根据动刚度曲线,分析不同频域内支承对转子振动的影响。对支点位置施加 1000 N 径向载荷,给定结构阻尼比为 0.03,进行谐响应分析,得出两种方案动刚度曲线如图 4。

从图 4 计算结果可知,1#,2# 支点动刚度大小与变化特性相似。这是因为两种方案的共用轴承座为刚性环形结构,在载荷作用下呈现整体变形的特征,因而两支点的位移响应相近。

方案 A 在转速范围内出现了一次刚度突降(频率为 400 Hz),但高低压转子的工作转速均避

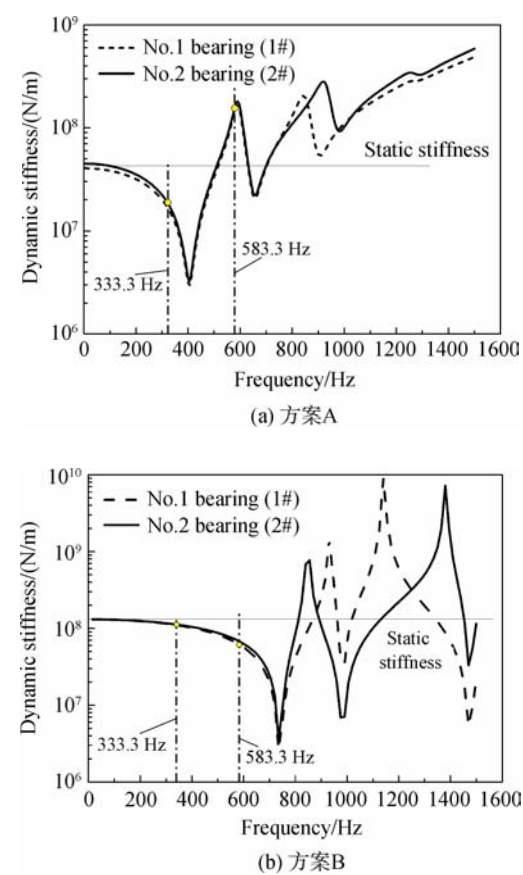


图 4 动刚度变化曲线

Fig. 4 Variation curves of dynamic stiffness

开了刚度突降点,仍保证了较高的动刚度。

与方案 A 不同,从发动机开车至转子稳定工作的频率范围内(0~583.3 Hz),方案 B 承力框架结构没有振动模态,良好的结构刚度使其共振频率较高。第 1 个刚度突降点频率接近 800 Hz,位于转速频率区间外。因此正常工作状态下其支承动刚度随转速的上升呈缓慢下降的趋势,保证了支承的稳定性。从动刚度曲线可以得到方案 A 和方案 B 工作转速距离共振点的频率裕度分别为 20%与 26%。

2) 支点至机匣振动位移传递系数

在 1# 支点施加力,对有限元模型进行谐响应分析,考虑到两支点相近的激励响应特征,这里仅给出 1# 支点至机匣的振动位移传递系数评估。方案 A 与方案 B 振动位移传递系数随频率变化及 0~800 Hz 平均振动位移传递系数如图 5、表 3 所示。

振动响应较小时,该频率段对振动位移传递系数的要求并不严苛。而当承力框架发生共振时,希望支点至机匣有较好的振动衰减,避免振动范围的扩大。因此,应当重视大振动响应时的振动位

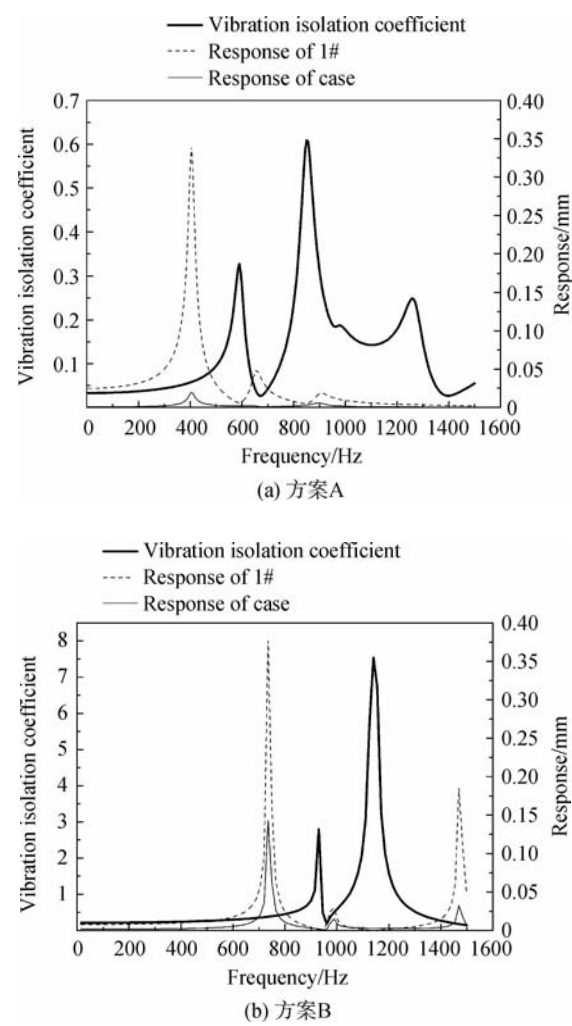


图 5 支点至机匣振动位移传递系数
Fig. 5 Vibration isolation coefficient from bearing point to case

表 3 平均振动位移传递系数与最大响应点振动位移传递系数

参数	方案 A	方案 B
平均振动位移传递系数 (0~800 Hz)	0.076	0.267
最大响应点振动位移传递系数	0.056	0.400
最大响应点频率/Hz	401	735

移传递系数,从表 3 中可以看出,方案 A 的平均振动位移传递系数及最大响应点振动位移传递系数分别为 0.076 和 0.056,远远小于方案 B,表现出良好的隔振性能。这是因为鼠笼刚度远小于相邻部件,避免了振动的耦合。同时振动过程中,应变能集中于鼠笼结构,减少了振动能量外传,因此

其外安装边响应很小。

支点至机匣的振动位移传递系数为力学环境适应能力的主要考虑,设定方案 B 的 M_p 基准值为 1,由 2.4 节中式(9)计算得到方案 A 相对于方案 B 的 $M'_p = (20\%/26\%) \times (0.267/0.076) = 2.7$ 。

3.2.3 结构效率对比与方案选择

从上文中计算结果可知,方案 B 的结构效率系数 $I_b = 1 + 1 = 2$,方案 A 的结构效率系数为 $I_a = 2.7 + 0.61 = 3.31$,方案 A 比方案 B 结构效率高 $[(I_a - I_b)/I_a] \times 100\% = 39.6\%$ 。

方案 B 比刚度较大,其环腔结构形式适用于受力大,温度低的中介机匣等位置。方案 A 则在刚度温度敏感度、隔振性能方面体现出了更大的优势。考虑涡轮位置特殊的工作环境,选择方案 A 用于该发动机涡轮级间承力框架的设计更为适宜。

4 结 论

本文总结了航空发动机承力系统的基本结构与力学特征,提出了承力系统结构效率评估方法,并以某涡桨发动机涡轮级间承力框架为例,进行了两种设计方案的结构效率评估。

1) 承力系统结构效率的评估主要集中于承载能力、抗变形能力、力学环境适应能力 3 个方面。针对这 3 个方面分别提出了应力分布系数、等效比刚度、动刚度、振动位移传递系数等评估参数。评估过程中应充分考虑部件结构特征与受力状态,合理地选取评估参数和载荷,使得评估结果具有良好的直观性和操作性,为结构优化指明方向。

2) 利用所建立的评估方法选出了某发动机涡轮级间承力框架的较优方案。评估结果表明,方案 A 结构效率比方案 B 高 39.6%,其结构有利于高温环境下支承刚度的稳定以及支点与机匣间的隔振,适用于涡轮位置高温环境承力。两种方案的比刚度、振动位移传递系数等结构效率指标均在合理水平,初步验证了评估方法的有效性。

本文为承力系统结构设计水平的评估提供了一种思路,由于承力系统除承力外还涉及冷却封严等结构,尚有许多细节问题有待展开。如何确定不同评估项权重,完善评估项细节并形成综合成熟的研究体系将是下一步的研究方向。

参考文献:

[1] 张大义,梁智超,洪杰.航空发动机转子系统的结构效率评

估方法研究[J].振动与冲击,2010,29(增刊):49-52.

ZHANG Dayi, LIANG Zhichao, HONG Jie. Evaluation method on rotor structural efficiency[J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(suppl.): 49-52. (in Chinese)

[2] 史海秋,赵福星.某型发动机承力机匣疲劳载荷谱研究[J].燃气涡轮实验与研究,2005,18(1):41-44.

SHI Haiqiu, ZHAO Fuxing. Research on fatigue load spectra of an engine supporting-case[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(1): 41-44. (in Chinese)

[3] 张大义,马艳红,梁智超,等.整机结构设计的评估方法-结构效率[J].航空动力学报,2010,25(10):2170-2176.

ZHANG Dayi, MA Yanhong, LIANG Zhichao, et al. Evaluation method on whole engine structural design: structural efficiency[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2170-2176. (in Chinese)

[4] Srinivasan M R, Gopal G. Structural efficiency of incomplete block designs[J]. Statistics & Probability Letters, 1996, 30(3): 211-214.

[5] Fre R, Zelenyuk V. On aggregate farrell efficiencis[J]. European Journal of Operational Research, 2003, 146(3): 615-620.

[6] Norris F D, William A H. Comparison of the structural efficiency of panels having straight-web and curved-web y-section stiffeners[R]. National Advisory Committee for Aeronautics, NACA Technical Note 1787, 1949.

[7] Norris F D, Walter B R. Structural efficiency of orthotropic cylindrical shells subjected to axial compression[R]. New York: AIAA 2nd Aerospace Sciences Meeting, 1965.

[8] Fischler J E. Structural design of supersonic cruise aircraft[R]. Hampton, Virginia: The Supersonic Cruise Aircraft Research conference, 1976.

[9] Storace A F. Turbine engine structural efficiency determination[R]. AIAA 89-2571, 1989.

[10] 马艳红,陈璐璐,张大义,等.航空发动机转子系统结构效率评估参数与计算方法[J].航空动力学报,2013,28(7): 1598-1606.

MA Yanhong, CHEN Lulu, ZHANG Dayi, et al. Assessment parameters and calculation methods of structural efficiency on rotor system in aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1598-1606. (in Chinese)

[11] 陈光,洪杰,马艳红.航空燃气涡轮发动机结构[M].北京:北京航空航天大学出版社,2010.

[12] 《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册:第 17 册 载荷及机匣承力件强度分析[M].北京:航空工业出版社,2001.

[13] 赵文涛,陈果,李琼,等.航空发动机机匣支承动刚度有限元计算及验证[J].航空计算技术,2011,41(5):34-38.

ZHAO Wentao, CHEN Guo, LI Qiong, et al. Finite element modeling and experiment verification of dynamic stiffness of casing bearing in aircraft engine[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(5): 34-38. (in Chinese)

[14] 陈予恕,张华彪. 航空发动机整机动力学研究进展与展望[J]. 航空学报,2011,32(8):1371-1391.
CHEN Yushu,ZHANG Huabiao. Review and prospect on the research of dynamics of complete aero engine systems[J]. Acta Aeronoutica et Astronautica Sinica,2011,32(8): 1371-1391. (in Chinese)

[15] 马艳红,曹冲,李鑫,等. 涡轴发动机涡轮级间支承结构设计关键技术[J]. 航空发动机,2014,40(4):34-39.
MA Yanhong, CAO Chong, LI Xing, et al. Key design technology of mid turbine frame for turbo-shaft engine[J]. Aeroengine,2014,40(4):34-39. (in Chinese)

[16] 王强,李维. 前功率输出式涡轴发动机涡轮结构布局改进[J]. 燃气涡轮实验与研究,2010,23(3):27-30.
WANG Qiang, LI Wei. Improvement of turbine structure for turbo-shaft engine front output shaft[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23 (3): 27-30. (in Chinese)

[17] 刘宝龙,洪杰. 通用核心机转子系统设计技术[J]. 振动与冲击,2010,29(增刊):58-62.
LIU Baolong, HONG Jie. Structural design technology of the versatile core rotor system[J]. Journal of Vibration and Shock,2010,29(suppl.):58-62. (in Chinese)

[18] 胡晓煜. 世界中小型航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2006.

(编辑:王碧琰)