

文章编号:1000-8055(2013)07-1598-09

航空发动机转子系统结构效率评估 参数及计算方法

马艳红¹, 陈璐璐², 张大义¹, 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 中航商用发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 根据航空发动机转子系统的结构特征和力学特征, 提出了从结构的承载能力、抗变形能力和动力学环境适应能力 3 个方面进行结构效率评估的参数体系及其计算方法, 并以典型小涵道比涡扇发动机转子系统为例进行了结构效率评估参数的计算分析. 研究表明: 平均应力系数、等效比刚度、极限惯性载荷作用下最大变形量、无量纲 M-H 因子和弯曲应变能系数等作为评估航空发动机转子系统结构效率的评估参数能够有效地反映各种载荷作用下结构形式和材料性能对应力水平、变形分布以及动力敏感度的影响. 同时指出了该发动机转子系统现有结构设计的特点, 以及进行结构优化的方向.

关 键 词: 航空发动机; 结构效率; 转子系统; 应力水平; 动力响应

中图分类号: V231.9

文献标志码: A

Assessment parameters and calculation methods of structural efficiency on rotor system in aero engine

MA Yan-hong¹, CHEN Lu-lu², ZHANG Da-yi¹, HONG Jie¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

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

2. Commercial Aircraft Engine Company Limited,

Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: Based on the structural features and mechanical characteristics of aero engine rotor system, a calculation method and assessment parameters of structural efficiency were proposed. The method includes the bearing capacity, resistance to deformation and dynamic environment adaptability. A structural efficiency assessment on the rotor system of a typical turbofan engine was conducted. The study shows the assessment parameters include the average stress coefficient, the ratio of equivalent stiffness, maximum deformation at ultimate inertia loads, dimensionless M-H factor and the bending strain energy coefficient. Which can reflect the effect of structural style and material property to the stress level, deformation distribution and the power sensitivity under various loads effectively. The features of the structure of the engine rotor system were presented and further optimization was concluded.

Key words: aero engine; structural efficiency; rotor system; stress level;
dynamic response

收稿日期: 2012-06-28

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1598_025.html

作者简介: 马艳红(1975—), 女, 辽宁铁岭人, 副教授, 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研究.

航空发动机是一种集流体力学、固体力学和热力学于一身的、具有高技术难度的复杂旋转机械系统。所涉及的气动、强度、传热、燃烧、控制和材料制造等方面的技术水平都影响着航空发动机的发展,其中结构设计是航空发动机高性能、高可靠性得以实现的直接保障。树立以结构为核心的观念是未来高推质比发动机设计的出发点和落脚点。重视结构设计体现在两方面:一是发展新结构;二是重视结构细节设计。长期的工程实践和研究已经形成了一套较为完整的航空发动机结构强度设计准则,它给出的是发动机结构安全与否的判定标准,但这是航空发动机结构设计的最低要求。单纯满足强度设计准则,仅能保证发动机的安全和寿命,不能保证结构设计的最优和最可靠。

综合考虑性能、可靠性和推质比以寻求均衡提高是先进航空发动机的发展方向。传统意义上的推质比是飞机对发动机提出的一个综合性能指标,在表征发动机的综合技术水平方面具有良好的代表性,但是在结构设计中并没有很好的可操作性,更无法给出结构优化的方向。结构效率的提出,弥补了这方面的缺陷。结构效率给出了定量评价结构设计水平的参数体系和指标,并基于评价结果可以给出结构优化设计的方向。

结构效率的概念最早是由 NASA 的 Norris 和 William 等^[1-2]在 1949 年提出的,被应用于飞机承力组合板的结构设计。Jerry, Martin 和 Manuel 等^[3-5]分别将结构效率评估用于压气机的板结构进行了减轻质量的优化设计,以及复合材料叶片等发动机零部件结构设计及优化中。随后结构效率在发动机的部件级结构设计中被广泛采用^[6-13]。1980 年麦道飞机公司的 Fischler^[6]将结构效率概念用于超声速飞机的结构设计上。1989 年 GE 公司 Storace^[7]首次将结构效率应用在发动机整机结构设计中,并提出了基于权衡比强度、振动特性以及发动机闭合间隙的整机结构效率分析方法和设计方案,从而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。2010 年,国内北京航空航天大学洪杰教授等^[14-15]对航空发动机的整机结构效率进行了探索性研究。综上所述,国外各大发动机公司在很早就已经开展了有关发动机结构效率的研究,不仅将其应用于发动机部件或满足单一性能指标(如共振转速)的结构设计中,而且正在逐步建立发动机整机系统结构效率的评估方法。但是,目前国内对于航空发动机结构效率的研究工作还鲜有

报道。

转子系统是航空发动机的重要部件,其设计水平严重影响着发动机的气动性能、动力特性和结构质量。在转子系统的结构设计中应尽可能地降低质量、提高转速,以满足现代航空发动机对高推质比和高性能的需求,同时还必须满足其结构完整性和可靠性要求。本文在阐明航空发动机结构效率概念的基础上,初步建立了航空发动机转子系统结构效率评估的参数体系及其计算方法,并对典型的小涵道比涡扇发动机转子系统进行了结构效率评估,初步验证了本文提出的航空发动机转子系统结构效率评估的参数体系及其计算方法的有效性和实用性。

1 结构效率的概念与内涵

1.1 结构效率定义

结构效率是反映给定结构在工作过程中对环境/条件综合适应能力的定量表征,通过结构效率评估参数的对比分析,可以定量评价结构设计过程中所采用的结构方案的先进性。

以结构效率来评定航空发动机结构设计中采用的结构形式和材料的先进性,是未来高推质比/功质比发动机结构设计的重要指导思想。

1.2 结构效率评估的本质

结构效率评估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特征参数和结构材料性能参数;而结构的力学性能包括结构的承载能力、抗变形能力和动力学环境适应能力。

1.3 结构效率评估的内涵

结构效率评估是反映结构在给定的工作环境中对质量、强度、刚度和变形等方面要求综合优化的程度。因此,作为衡量结构设计水平的结构效率包含以下 3 个方面的内涵。

1.3.1 结构的承载能力

结构的承载能力是描述结构的质量和强度特性的关系,反映结构在标准设计载荷(如机械载荷、气动载荷和温度载荷等)作用下寻优结构质量的最小化,即寻优的应力分布状态。

1.3.2 结构的抗变形能力

结构的抗变形能力是描述结构的质量和刚度特性的关系,反映通过调整结构的刚度控制结构的变形,以协调间隙变化、减少损失。反映结构在

极限载荷(如大机动飞行载荷、严重外物打伤载荷等)作用下寻优结构具有合理变形分布的最小结构质量,即寻优最强的刚度特性。

1.3.3 结构的动力学环境适应能力

结构的动力学环境适应能力是描述结构的动力学特征与工作力学环境的关系;反映结构对内部和外部复杂载荷(不平衡及其他动载荷)作用下寻优动力响应的最小量,即寻优最低的结构动力响应敏感度。

综上所述,结构效率的内涵在于准确描述结构在工作过程中对环境/条件的综合适应能力。在航空发动机结构设计中,应当遵循“三高”的设计原则,即结构具有高承载能力、高抗变形能力和高动力学环境适应能力,从而实现发动机高性能和高可靠性的目标。

由于航空发动机各部件和系统的功用和结构特征不同,其度量结构效率的参数和计算方法也不尽相同。本文初步建立了航空发动机的重要部件——转子系统的结构效率评估的参数体系及其计算方法。

2 转子系统结构效率评估参数与计算方法

航空发动机转子系统包括叶片、盘、轴及其转子连接结构等。转子-支承系统由转子系统和支承系统组成。转子系统因结构特征和受力状态不同而具有不同的力学特征。航空发动机转子系统承载了因高速旋转所产生的各种负荷,在结构设计中的具体要求包括:

1) 转子系统各零部件,特别是负荷较大的零部件(如轮盘等),要求具备足够的强度,以防止发生强度破坏故障,且在保证足够强度的基础上质量最小,即结构的材料使用效率最高。

2) 在规定的转子不平衡和机动载荷作用下,转子系统的变形和振动所引起的发动机效率损失尽量小,即转子系统的变形量要尽量小或者间隙变化协调。

3) 在工作转速范围内,保证转子系统振动响应幅值尽量小,以防止发生疲劳损伤,即通过结构优化使得转子系统具有高的动力学环境适应能力(即最低的动力敏感度)。

为直接有效地反映转子系统结构对其力学性能的影响,本文对转子系统的结构效率评估参数及其计算方法进行了研究,建立了可以直接反映结构的承载能力、抗变形能力和动力学环境适应

能力的参数体系。

2.1 承载能力的评估参数

承载能力的评估是对工作环境下结构形式及所用材料的承受载荷能力的评估。在满足承载能力要求的基础上获得最高的材料使用效率是承载能力评估的主要目标。

进行承载能力评估的首要问题是确定具体评估对象。转子系统各零部件的功用和承受载荷的特点不同,各零部件的平均应力水平对其材料使用效率的敏感度也不同。例如轮盘,主要功用是承受离心负荷,对材料使用效率(结构质量)影响很大;而连接结构等部件,主要功用是实现结构的连接和控制连接刚度,对材料使用效率影响较小,而对转子系统的抗变形能力影响很大。因此,将轮盘作为转子系统承载能力评估的主要对象,以轮盘的平均应力系数及其应力分布系数为参数,分析转子系统的承载能力。对轮盘的几何形状和尺寸进行优化,可以快速有效地实现减质量和提高材料使用效率的目标。

2.1.1 平均应力系数

工作状态下转子系统的平均应力水平可以直观反映转子系统承载能力和材料使用效率。提高平均应力水平,可充分利用材料性能,实现降低结构质量的目标。根据定义,结构的平均应力计算公式为

$$\sigma_{ave} = \frac{\sum_{i=1}^n \sigma_i m_i}{\sum_{i=1}^n m_i} \quad (1)$$

式中 σ_i 和 m_i 分别表示结构中第 i 个单元的应力和质量。

为便于不同材料和结构之间的比较,以材料强度极限为基础进行归一化处理,定义结构的平均应力系数计算公式为

$$Z_\sigma = \frac{\sigma_{ave}}{\sigma_b} \quad (2)$$

式中 σ_b 表示材料的许用应力,一般取材料的强度极限。

当完全不承载时, Z_σ 为 0;受强度设计准则限制, Z_σ 最大值必须小于 1。即平均应力系数的变化范围为 $[0, 1)$, Z_σ 越大表示结构的材料使用效率越高。

2.1.2 应力分布系数

应力分布系数是指在工作状态下转子系统最

大应力和最小应力范围内,各应力水平所占结构体积的比例关系.应力分布系数计算公式为

$$F(\sigma_i) = \frac{V(\sigma_i)}{V} \times 100\% \quad (3)$$

式中 $V(\sigma_i)$ 表示应力水平为 σ_i 的单元数所占的体积, 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,从而评估结构优化设计的程度及优化方向,以便进一步提高承载能力或材料使用效率.可以采用柱状图表示在不同应力水平所占体积比例.

2.2 抗变形能力的评估参数

根据航空发动机转子系统的结构特征,在设计中对转子系统抗变形能力的要求有:①转子系统要具有良好的横向弯曲刚度;②转子系统盘轴连接处要具有良好的角刚度.

在转子系统的刚度设计中,采用大比刚度的材料有利于提高结构的抗变形能力.但是材料的选取通常根据强度设计准则来确定,对于给定的材料,通过转子轴截面结构形状和面积的优化,可以进一步提高转子系统的刚度,从而达到提高其抗变形能力的目的.

在转子系统的刚度设计中,通常遵循等刚度的设计原则,即转子系统的横向弯曲刚度沿轴向均匀分布,这样可使转子系统的动力特性最优无局部振动,而且转子系统的变形易于控制.但是实际情况下,受使用条件、功用和约束条件的限制,很难实现转子系统的等刚度设计.通常采用刚性转子系统和柔性转子系统两种设计方案.①刚性转子系统.如航空发动机的高压转子系统,位于发动机中间部位,可以设计为小长径比结构,抗变形能力较强.因此在转子系统结构设计中,要求转子系统的弯曲刚度尽量大,在工作过程中不产生过大的弯曲变形.②柔性转子系统.如航空发动机的低压转子系统,由于低压轴要从高压轴内部穿过,结构上注定要细而长,其抗变形能力较弱.因此在低压转子系统的结构设计中,为了保证压气机和涡轮部件的高效率,压气机和涡轮部件必须具有良好的局部刚性.因此,转子系统抗变形能力的主要评估对象是转子系统中较薄弱部位或对性能影响较大部位的刚度和变形量.

转子系统在工作过程中同时承受着外部激励和自身惯性载荷的作用,既包含引起转子横向变形的横向不平衡力和大集中质量处所产生的横向过载惯性力,又包含转子系统上具有大转动惯量

的叶轮结构在机动飞行时所产生的较大弯曲力矩,即陀螺力矩.在结构效率评估过程中应重点考虑上述载荷作用下转子系统的抗变形能力.

综上所述,根据结构和载荷的具体情况选取转子系统抗变形能力的评估参数为:弯曲刚度分散系数、关键截面的等效比刚度(横向或角向)和极限惯性载荷作用下转子系统的最大变形量(横向变形量和角向变形量).

2.2.1 弯曲刚度分散系数

弯曲刚度分散系数反映了转子系统的抗弯刚度沿轴向分布的均匀程度,从而表征了转子系统的结构特征对其刚度的影响.用 η_k 来表示,定义如下:

$$\eta_k = \frac{\max(E_i I_i) - \min(E_i I_i)}{\max(E_i I_i)} \quad (4)$$

式中 E_i 和 I_i 分别表示第 i 个截面材料的弹性模量和惯性矩.

转子系统的弯曲刚度分散系数变化范围为 $[0, 1]$, 其中, η_k 越大,表示转子系统的抗弯刚度沿轴向分布越不均匀.需要说明的是:该参数反映的是转子系统材料和几何形状变化所产生的抗变形能力的变化,没有考虑支承结构的影响,是转子系统本身的刚度特性.对于刚性转子的整体性评估多用此参数.

2.2.2 等效比刚度

转子系统等效比刚度是指转子系统单位质量能够提供的弯曲刚度,可表示为

$$K_p = \frac{K_c}{M} \quad (5)$$

式中 K_c 表示转子系统关键截面的等效刚度,用以反映转子系统本身的整体刚度特征; M 表示转子系统的质量.等效比刚度 K_p 越大,表示转子系统的弯曲刚度越好.评估转子系统整体刚性可采用此参数.

需要说明的是:在计算关键截面等效刚度时,应该考虑支承方案和支点支承刚度的影响,在设计初级阶段由于不能准确给出支承刚度,可以用刚性支承代替.

2.2.3 极限惯性载荷作用下转子系统最大变形量

极限惯性载荷作用下转子系统最大变形量,是指发动机在规定的最大过载/机动飞行状态时所产生的横向惯性载荷作用下转子系统的最大变形量.

在计算分析极限惯性载荷作用下转子系统最

大变形量时,对转子系统进行最大横向变形量分析;对转子系统的局部薄弱或关键部位(如具有大转动惯量的盘处),进行最大转角(角向变形)分析,得到转子系统的最大横向变形和最大角向变形,进而可以得到转子系统的最小等效弯曲刚度和最小等效角刚度.对于具有大集中质量和刚度突变的转子系统多用此参数评估.

2.3 动力学环境适应能力的评估参数

动力学环境适应能力(动力敏感度)反映了转子系统对其力学环境的响应.转子系统动力学环境适应能力的评估包括两方面:一是对转子系统共振安全裕度的评估;二是对共振状态下转子系统能量分布及其可能的损伤程度的评估.

动力敏感度的评估参数为:无量纲刚度/质量协调因子(简称为无量纲 M-H 因子)、无量纲 M-H 因子散度系数和弯曲应变能系数.其中,前两个参数用来评估转子系统,这里不考虑支承结构的影响,只考虑转子系统的动力学特征.而弯曲应变能系数用来评估是转子-支承系统,因为对转子系统进行固有特性和应变能分析时必须考虑支承结构的影响.

2.3.1 无量纲刚度/质量协调因子

转子系统被离散成 i 个子结构,将各个子结构的等效弯曲刚度和相应质量之比的平方根,定义为刚度/质量协调因子,具有频率的量纲,可表示为

$$f_i = \sqrt{\frac{k_i}{m_i}} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (6)$$

式中 k_i, m_i 分别为离散段的等效刚度和等效质量.在计算中可以根据结构特征和分析要求进行近似或精确求解.

刚度/质量协调因子反映了转子系统的结构特征对其动力特性影响,反映了转子系统各子结构局部的固有特性,可以评估转子系统动力特性的整体性和各个子结构的耦合性.

为了便于比较,将刚度/质量协调因子无量纲化,即将转子系统各个子结构中刚度最小处的刚度/质量协调因子视为 1,其他子结构为其倍数关系.得到“无量纲刚度/质量协调因子 $\bar{f}_i$ ”,即无量纲 M-H 因子.

对于由多个不同子结构组成的转子系统,通过各子结构的无量纲 M-H 因子的对比分析,可以初步判断转子系统的固有振型和是否会出现局部振动.例如,对于具有分叉子结构转子系统,如果子结构的无量纲 M-H 因子低于或相近主轴,

在工作中可能会产生局部振动,当其远大于主轴的无量纲 M-H 因子时,一般不会发生局部振动.

通过引入无量纲 M-H 因子散度系数来表示整个转子系统的动力特征的整体性和局部性,可以表示为

$$\eta_f = \frac{\max(\bar{f}_i) - \min(\bar{f}_i)}{\max(\bar{f}_i)} \quad (7)$$

该参数反映了转子系统各子结构动力学特性的差异程度,只与转子系统本身结构参数、材料参数有关,反映了转子系统本身的固有特性的分布. η_f 变化范围为 $[0, 1]$,数值越大表示各子结构的动力特性分散性越大.

2.3.2 弯曲应变能系数

发动机转子系统在工作过程中主要的激振力是转子系统的不平衡力,当转子系统处于共振状态时其不平衡响应最大.此时转子系统的不平衡响应可以通过转子系统的弯曲应变能直观反映.因此,确定转子系统的弯曲应变能系数作为评估其动力敏感度的参数.

弯曲应变能系数定义为转子系统在某阶共振转速下的弯曲应变能占转子-支承系统在该阶共振转速下具有的总弯曲应变能的百分数.即

$$\eta_{\text{strain}, i} = \frac{W_{\text{rotor}, i}}{W_{\text{sys}, i}} \times 100\% \quad (8)$$

式中 i 为在发动机转子-支承系统工作转速范围内存在的共振转速的阶数, $W_{\text{rotor}, i}$ 为第 i 阶共振转速时转子系统具有的弯曲应变能, $W_{\text{sys}, i}$ 为转子-支承系统第 i 阶共振转速时具有的总应变能.

转子系统最理想的状态是转子系统本身没有弯曲应变能,所有变形能均集中在支承结构上,并由支承的阻尼结构消耗.但是在实际结构设计中很难实现,一般要求:刚性转子系统在通过共振转速时,转子系统的弯曲应变能所占比例应小于转子-支承系统的 20%;而柔性转子系统则要考虑在显著影响叶轮效率的局部(叶盘结构处)应变能应小于转子-支承系统的 20%.由于柔性转子轴的刚度很弱,在共振点轴段会产生较大的变形,但只要叶盘部位的变形很小,就不会影响其工作效率.此外,对一些重要连接结构的应变能分布也要进行分析,应变能过大可能造成连接结构的损伤,从而引起连接结构刚度变化和产生附加不平衡量.

3 某涡扇发动机转子系统结构效率评估

采用本文建立的航空发动机转子系统结构效

率评估参数及计算方法对某典型的小涵道比涡扇发动机转子系统进行结构效率评估,来验证本文提出的评估参数及其计算方法的有效性和实用性。

3.1 结构特征分析

进行结构效率评估之前,首先分析转子系统的结构形式,以确定评估参数、评估载荷和评估对象。图 1 为 F110-GE-100 发动机双转子系统的结构简图。

以 F110 为代表的推质比为 8 一级的小涵道比

涡扇发动机,为了减轻质量,采用中介轴承设计,即将高压涡轮支承在低压转子上,从而节省一个承力框架,但该结构会使高低压转子间的动力耦合加剧。为减少转子间的相互影响,高压转子系统采用 1-0-1 支承方案,前支点为滚珠轴承,后支点为滚棒轴承,低压转子系统采用 1-1-1 支承方案,风扇前支点为滚珠轴承,风扇后支点和涡轮后支点均为滚棒轴承,并且将高压涡轮后支点与低压涡轮后支点的轴向距离尽量缩短,以减少转子间的振动耦合。

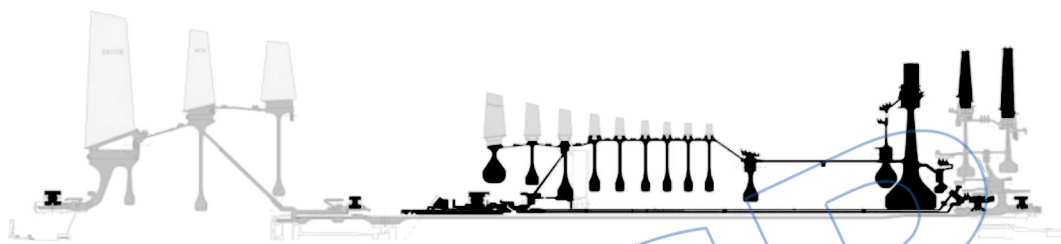


图 1 F110-GE-100 双转子系统结构简图

Fig. 1 Sketch of dual-rotor system of F110-GE-100

低压转子系统由 3 级风扇和 2 级涡轮组成,采用刚性套齿联轴器连接风扇后轴颈与低压涡轮轴。低压转子采用柔性转子设计,为提高风扇和涡轮端的局部抗变形能力,风扇转子采用前后两支点,在涡轮处采用支点靠近涡轮质心和加强涡轮盘轴连接刚度等措施。

高压转子系统由 9 级压气机和 1 级涡轮组成,采用了刚性转子设计。为提高转子系统的刚性,前轴颈从第 3 级压气机盘伸出,缩短了支点跨度;压气机与涡轮连接采用了大直径鼓筒轴设计。

下面就从转子系统的承载能力、抗变形能力和动力学环境适应能力 3 个方面对该发动机转子系统进行评估,分析推质比为 8 的 1 级涡扇发动机转子系统设计的先进性。

3.2 高低压转子系统结构效率评估

3.2.1 承载能力评估

根据转子系统所承受的各种载荷和各零部件的功用,选用轮盘为转子系统承载能力的评估对象。由于作用在叶片上的气动力对轮盘的承载能力影响很小,轮盘上温度应力也不大,因此,在承载能力评估中可以仅考虑叶盘的离心载荷。

采用有限元法计算得到的该转子系统各级轮盘在自身离心力作用下的平均应力和平均应力系数见表 1。由表 1 可知:风扇盘的平均应力系数均较低,在 0.2 以下。高压压气机以及涡轮盘的平均应力系数在 0.2~0.5 范围内。

表 1 轮盘平均应力和平均应力系数

Table 1 Average stress and average stress coefficient for disks

	位置	平均应力/MPa	平均应力系数
风扇	1 级盘	165.3	0.13
	2 级盘	218.6	0.18
	3 级盘	369.6	0.30
高压压气机	4 级盘	538.4	0.36
	9 级盘	496.7	0.33
高压涡轮	1 级盘	614.4	0.40
低压涡轮	1 级盘	325.8	0.22

从 F110-GE-100 轮盘的平均应力和平均应力系数上看,数值并不高,反映了第 3 代发动机的设计水平。第 3 代发动机在结构设计上大都采用宽弦叶片的设计,叶片与轮盘采用榫头榫槽连接,轮缘的结构尺寸限制了轮盘平均应力水平的提高。采用整体叶盘结构可以缩小轮缘的尺寸,提高轮盘平均应力水平。此外,考虑温度的影响后,平均应力系数将会有一定的上升。

3.2.2 抗变形能力评估

1) 低压转子系统

该涡扇发动机低压转子系统采用柔性转子设计,转轴的刚性较弱。为保证风扇和涡轮具有高的局部刚度,风扇转子采用前后 2 个支点,两级低压

涡轮采用环腔结构形成一个整体,而且涡轮后支点位置靠近其质心.但是在机动飞行过程中,由于涡轮盘转动惯量大,在陀螺力矩作用下低压涡轮盘轴连接处会产生较大的角向变形,是变形较为敏感部位,因此,对涡轮盘轴连接处最大角向变形进行计算分析来评价低压转子的抗变形能力.

图 2 给出了极限惯性载荷(陀螺力矩)的模拟方式.表 2 给出了最大极限惯性载荷作用下涡轮转子最大角位移和最小等效角刚度的计算结果.

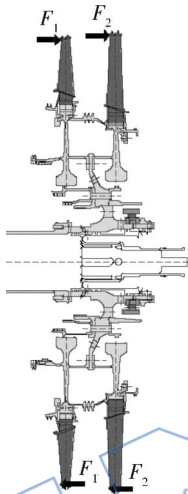


图 2 涡轮处陀螺力矩
Fig. 2 Gyroscopic moment on turbine

表 2 涡轮转子抗变形能力
Table 2 Resistance to deformation of turbine rotor

参数	数值
最大转速/(r/min)	8 000
进动速度/(r/min)	33.4
转动惯量/(kg · m ²)	1.75
陀螺力矩/(N · m)	5 133
最大角位移/rad	3.78×10^{-3}
最小等效角刚度/(N · m/rad)	1.36×10^6

由表 2 可以看出:在极限惯性载荷作用下涡轮转子的最大角位移很小,涡轮转子角刚度较高,从而证明了该低压转子具有良好的抗变形能力.

2) 高压转子系统

高压转子系统采用刚性转子设计,所以整体刚性很好.由于已知压气机出口和涡轮进口为影响发动机性能的两个关键截面.因此,通过有限元法计算分析了这两个关键截面处的等效弯曲刚度和等效比刚度,如表 3 所示.

表 3 高压转子关键截面等效弯曲刚度及等效比刚度
Table 3 Equivalent bending rigidity and equivalent specific stiffness of key section of high pressure rotor

位置	等效弯曲刚度/ 10 ⁸ (N/m)	等效比刚度/ 10 ⁶ N/(m · kg)
压气机出口	1.98	0.81
涡轮进口	4.36	2.01

由计算结果可知:两个关键截面的等效弯曲刚度均达到 10⁸ (N/m) 的量级,等效比刚度在同一数量级,相差不大.即结构设计合理,以较小的质量保证了高压转子具有高刚度.

3.2.3 动力学环境适应能力评估

1) 低压转子系统

低压转子系统由多个子结构组成,其动力学特性也表现为各个子结构本身的力学特征及子结构间耦合的力学特征.动力学环境适应能力评估主要是评估转子系统各子结构的动力耦合程度,以及在通过低阶共振转速时对转子系统的损伤程度.该低压转子包括风扇、轴段和涡轮 3 部分,其中风扇第 3 级盘为悬臂结构,为此将低压转子系统划分为 4 个子结构,如图 3 所示.分别采用 M-H 因子、无量纲 M-H 因子和共振转速下弯曲应变能系数来评价该低压转子系统的动力敏感度.计算结果见表 4.



图 3 低压转子系统子结构示意图
Fig. 3 Sketch of substructure of low pressure rotor system

表 4 低压转子系统 M-H 因子
Table 4 M-H coordination factor of low pressure rotor system

序号	质量/ kg	等效弯曲刚度/ 10 ⁸ (N/m)	M-H 因子	无量纲 M-H 因子
1	64.96	6.98	3 278	2.56
2	18.37	0.30	1 278	1
3	86.68	4.50	2 278	1.78
4	15.74	241.55	39 174	30.65

由表 4 可以看出:风扇部位、涡轮部位和轴段 3 个子结构的无量纲 M-H 因子相差很小,即该低压转子系统动力特性的整体性很好,这将使低压转子在共振状态下主要显示整体变形.第 3 级风扇盘位置 M-H 因子明显高于其他子结构,在工作转速内不会出现该部位的局部振动.

转子系统弯曲应变能分布的分析是动力敏感度评估的另一方面.该低压转子系统在工作转速下的前 3 阶模态弯曲应变能分布情况,如图 4,表 5 所示.

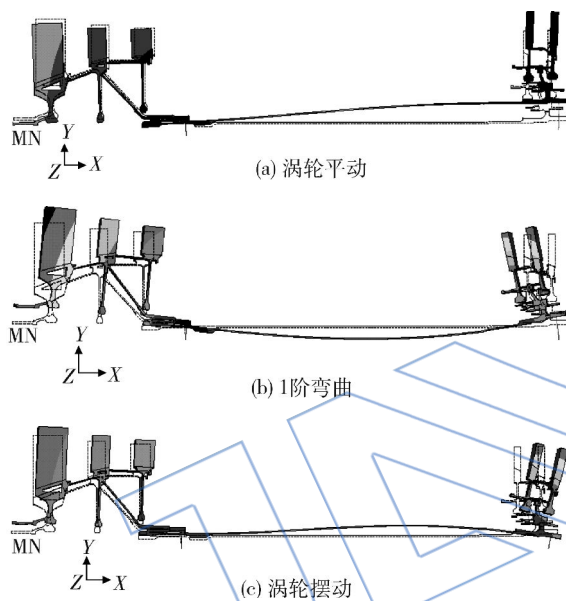


图 4 低压转子系统前 3 阶模态振型

Fig. 4 Three preceding modal shape of low pressure rotor system

表 5 低压转子系统前 3 阶模态及弯曲应变能系数

Table 5 Three preceding modal and bending strain energy of low pressure rotor system

	频率/Hz	振型	弯曲应变能系数/%
第 1 阶	60.7	涡轮平动	2.71
第 2 阶	87.6	1 阶弯曲	14.1
第 3 阶	103.3	涡轮摆动	15.9

由图 4 可以看出:低压转子系统的模态变形主要是涡轮局部变形和轴的整体变形.由表 5 可以看出:在转子系统前 3 阶共振转速时,涡轮部件弯曲应变能占转子系统总应变能比例均小于 20%,即大部分应变能分布在支承结构或轴段上.因此转子系统在通过共振转速时,涡轮转子系统不会产生较大的结构损伤.

2) 高压转子系统

高压转子系统,同样根据其结构形式特点进行子结构划分,共划分为 5 个子结构,分别计算各部分的无量纲 M-H 因子,如图 5 所示.

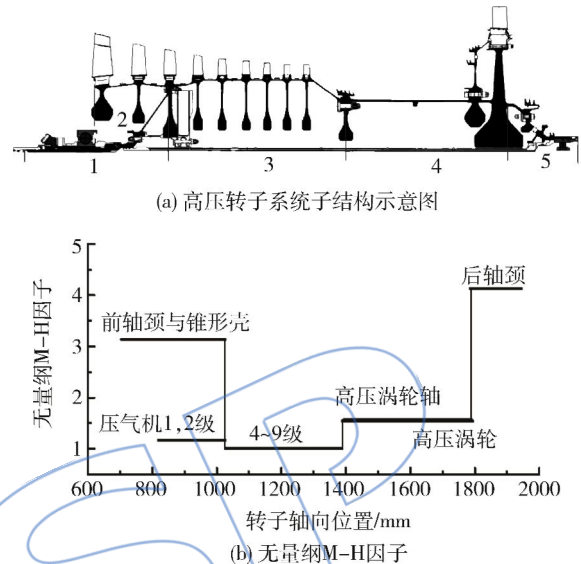


图 5 高压转子系统无量纲 M-H 因子

Fig. 5 M-H coordination factor of high pressure rotor system

由图 5 可以看出:高压转子系统压气机-涡轮轴段无量纲 M-H 因子分布均匀,在 1.0~2.0 的范围内,表明具有良好的整体性.前后轴颈的数值高于转子轴段,表明其振动模态频率较高不会产生局部振动.

高压转子系统在工作转速以下的前 2 阶模态弯曲应变能分布如图 6 和表 6 所示.

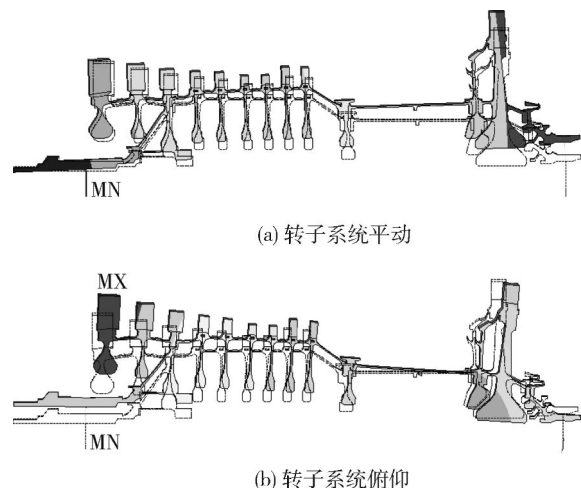


图 6 高压转子系统前 2 阶模态振型

Fig. 6 Second preceding modal shape of high pressure rotor system

表6 高压转子系统前2阶模态及弯曲应变能系数

Table 6 Second preceding modal and bending strain energy of low pressure rotor system

	频率/Hz	振型	弯曲应变能系数/%
第1阶	86.5	平动	11.6
第2阶	155.0	俯仰	39.9

根据计算分析结果可知:第1阶平动振型弯曲应变能系数为11.6%,小于20%,符合设计要求。而第2阶俯仰振型弯曲应变能系数为39.9%,不符合单转子系统的设计要求,但是由于该发动机的转子系统是带有中介支点的对转双转子系统,其工作状态下的临界转速与单个转子的共振转速不同,将在整机动力学评估中进一步分析。

4 结 论

本文总结了结构效率的定义、本质和内涵,并根据航空发动机转子系统的结构特征和力学特征,提出了对航空发动机转子系统进行结构效率评估的参数体系及其计算方法,并以F110涡扇发动机转子系统为例进行了结构效率评估,具体结论如下:

1) 可以采用结构效率的概念,从结构的承载能力、抗变形能力和动力学环境适应能力3个方面对航空发动机转子系统的结构设计水平进行评估。

2) 可以根据转子系统的结构特征和受力状态,选择结构强度最薄弱的部位或变形最大的零部件作为评估对象。可以考虑稳态载荷、动态载荷和极限载荷作为评估载荷。

3) 评估航空发动机转子系统结构效率的评估参数有:平均应力系数、等效比刚度、极限惯性载荷作用下最大变形量、无量纲M-H因子和弯曲应变能系数。这些参数能够有效反映各种载荷作用下转子系统的结构特征对其承载能力、抗变形能力和动力学环境适应能力的影响。

本文通过工程实例初步验证了所提出的航空发动机转子系统结构效率评估的参数体系及其计算方法的有效性和实用性。同时指出了该发动机转子系统现有结构设计的特点,以及进行结构优化的方向。本文的研究工作为定量评估航空发动机转子系统的结构设计水平寻求了一种新方法和新手段,具有重要的工程应用价值。

参考文献:

- [1] Norris F D, William A H. Comparison of the structural efficiency of panels having straight-web and curved-web y-section stiffeners[R]. NACA Technical Note 1787, 1949.
- [2] 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.
- [3] Jerry G. W, Martin M M. Analytical and experimental study of structurally efficient composite hat-stiffened panels loaded in axial compression[R]. Denver, United States: ASME/AIAA/SAE 16th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1975.
- [4] Williams J G, Stein M. Buckling behavior and structural efficiency of open-section stiffened composite compression panels[J]. Journal of AIAA, 1976, 14(11): 1618-1626.
- [5] Manuel S, Jerry G W. Buckling and structural efficiency of sandwich-blade stiffened composite compression panels[R]. NASA Report, TP-12691, 1978.
- [6] Fischler J E. Structural design of supersonic cruise aircraft[R]. Hampton, Virginia: Proceedings of the SCAR conference, 1976.
- [7] Storace A F. Turbine engine structural efficiency determination[R]. AIAA 89-2571, 1989.
- [8] Li S K, Ng Y C. Measuring the productive efficiency of a group of firms[J]. International Advances in Economic Research, 1995, 1(4): 377-390.
- [9] Fare R, Zelenyuk V. On aggregate farrell efficiencies[J]. European Journal of Operational Research, 2003, 146(3): 615-620.
- [10] Kwak J S, Ahn J, Han J C. Effects of rim location, rim height, and tip clearance on the tip and near tip region heat transfer of a gas turbine blade[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(26): 5651-5663.
- [11] LI Wei, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Tip clearance flows in turbine cascades[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 193-199.
- [12] Srinivasan M R, Gopal G. Structural efficiency of incomplete block designs[J]. Statistics & Probability Letters, 1996, 30(3): 211-214.
- [13] 陈光, 洪杰, 马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京航空航天大学出版社, 2010.
- [14] 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): 2070-2176. 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): 2070-2176. (in Chinese)
- [15] 张大义, 洪杰, 梁智超. 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, HONG Jie, LIANG Zhichao. Evaluation method on rotor structural structural efficiency[J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(Sup.): 49-52. (in Chinese)