

航空发动机整机结构效率评估参数 与计算方法

于平超¹, 马艳红^{1,2}, 王 存¹, 曹 冲¹, 洪 杰^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 根据航空发动机整机结构系统功能和设计要求,对整机结构效率内涵进行了详细阐述,基于整机载荷特征,建立了从抗变形能力和力学环境适应能力两方面对整机进行结构效率评估的参数体系.通过对转静间隙变化量、应变能分布系数、敏感度系数等评估参数归一化方法及结构效率系数运算法则的建立,明确了结构效率的分析流程.以某小涵道比涡扇发动机为对象进行结构效率评估,详细给出了结构效率的计算过程.针对该小涵道比涡扇发动机的另一种结构方案 2,基于结构效率评估方法进行评估并与原结构方案进行了对比分析,结果表明:原结构方案在抗变形能力和力学环境适应能力两方面均优于结构方案 2,结构效率系数比结构方案 2 高出 0.11,初步验证了结构效率评估方法的工程实用性.

关 键 词: 航空发动机; 整机结构; 结构效率; 评估参数; 运算法则

中图分类号: V231.96

文献标志码: A

Evaluation parameters and calculation methods of structural efficiency for whole aero-engine

YU Ping-chao¹, MA Yan-hong^{1,2}, WANG Cun¹,

CAO Chong¹, HONG Jie^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the functions and design requirements of aero-engine, the intensions of whole structure efficiency were elaborated in detail. Considering the load feature of whole structure, the evaluation parameters of whole structure efficiency were put forward from both the deformation resistance and dynamic environment adaptability. By establishing the normalization method of evaluation parameters such as rotor-to-stator clearance variation, strain energy distribution coefficient and sensitivity coefficient and the operation rule of structure efficiency coefficient, the analysis process of structure efficiency was defined. A structural efficiency assessment on low bypass ratio turbofan engine was conducted, by which the calculation process of the structure efficiency evaluation was given in detail. A structure scheme 2 was introduced based on the original structure scheme of the low bypass ratio turbofan engine, and then was compared with the original structure scheme based on the structure efficiency evaluation method. Result shows that the original structure is superior to the structure 2 both in the deformation resistance and the dynamic environment adaptability, and its structure efficiency coefficient is 0.11, which is higher than the structure 2,

validating the practicability of the proposed structural efficiency evaluation method.

Key words: aero-engine; whole structure; structural efficiency; evaluation parameter; operation rule

航空发动机结构设计是航空发动机研制过程中的一个重要环节,直接影响发动机能否安全、可靠的工作^[1].未来高推质比发动机承受的负荷进一步增大,工作环境更加恶劣,需要在保证结构完整性与可靠性基础上,进行整机的结构优化设计,从而实现结构质量、强度、刚度及振动等方面的综合最优.现行发动机结构设计主要基于单一构件的强度设计,缺少对整机结构系统(文中简称整机)设计的指导准则,难以应用于整机结构优化.结构效率能有效反应结构在给定的工作环境中结构各项力学性能综合优化的程度,可以定量评价结构设计方案的优劣^[2].以结构效率来评定结构设计水平高低,并基于此指导结构优化设计,是未来高推质比发动机结构设计的重要指导思想.

国外率先开始了结构效率的研究工作,但大多数研究针对飞机的零部件结构,难以应用于航空发动机的结构设计^[3-6].1989年,Storace在航空发动机总体设计中应用了结构效率概念,提出了权衡强度、振动特性以及间隙配合的整机结构效率分析方法,确定了结构效率系数的一般形式,但其应用局限于对发动机结构方案改进的量化评估,没有建立适用于发动机整机结构设计的评估参数体系^[7].2010年,国内张大义等对航空发动机结构效率进行了探索研究,提出了基于结构效率的航空发动机结构设计的评估方法,并在详细分析转子系统结构、载荷特征基础上,建立了转子系统结构效率评估参数和计算方法^[8-9],但对于航空发动机整机,需要考虑的载荷更加复杂,设计重点也存在差异,需要建立适用于整机的评估参数及计算方法.

鉴于上述研究,本文详细阐述航空发动机整机层次上的结构效率内涵,通过分析整机结构载荷特征,建立整机结构效率的评估参数体系,给出了整机结构效率系数的计算方法,并以某小涵道比涡扇发动机为例,给出了整机结构效率的详细计算过程.最后,针对该小涵道比涡扇发动机的另一种结构方案进行结构效率评估并与原方案进行对比分析,初步验证了本文提出的整机结构效率评估方法的有效性.

1 整机结构效率评估参数确定

1.1 整机结构效率内涵

结构效率的本质是定量描述结构特征参数变化对结构力学特征参数的影响.其中,结构特征参数包括几何特征参数和材料性能参数;力学特征参数包括结构的承载能力、抗变形能力和力学环境适应能力.

结构效率的应用对象覆盖整机结构和部件结构两个层次.对于不同结构系统,其功能、所受载荷不同,设计要求会存在差异,对应的结构效率的具体内涵也不相同.整机结构的设计要求是通过高比强度、比刚度的材料以及合理的优化结构构形,实现质量最小,并在正常工作转速范围内避免过大的振动以及实现正常工作或过临界时,由转子不平衡和机动、惯性等载荷引起的振动和间隙引起的效率损失均最小,因此整机结构效率内涵涵盖结构质量、模态参与和间隙配合3项,具体如图1所示.

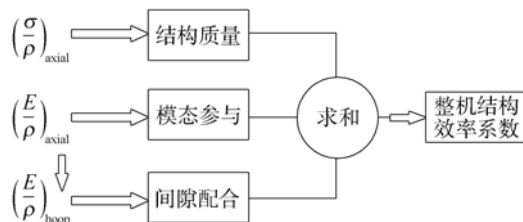


图1 整机结构效率内涵

Fig. 1 Intensions of whole structural efficiency

图1中 $\left(\frac{\sigma}{\rho}\right)_{axial}$, $\left(\frac{E}{\rho}\right)_{axial}$, $\left(\frac{E}{\rho}\right)_{hoop}$ 分别表示结构比强度 $\left(\frac{\sigma}{\rho}\right)$ 沿轴向的分布、比刚度 $\left(\frac{E}{\rho}\right)$ 沿轴向的分布和比刚度 $\left(\frac{E}{\rho}\right)$ 沿周向的分布,表示整机结构特征.结构质量(structural weight)、模态参与(modal participation)及间隙配合(clearance closure)反映整机力学特征,由整机结构特征参数决定.结构效率系数是综合表征结构效率水平的量化数值,整机结构效率系数由结构质量、模态参与和间隙配合3项综合得到.

结构质量反映整机结构的承载能力,主要取决于 $\left[\frac{\sigma}{\rho}\right]_{\text{axial}}$,合理的结构形式和高比强度材料的使用,能保证结构具有足够应力储备的情况下,大大减小结构质量,提高材料使用效率. 模态参与反映整机的力学环境适应能力,能确定发动机结构系统动力响应对转子不平衡及其他激振力的敏感性,由 $\left[\frac{E}{\rho}\right]_{\text{axial}}$ 决定,通过优化结构比刚度沿轴向的分布,可以获得低敏感度结构系统的最优设计. 间隙配合反映整机的抗变形能力,由 $\left[\frac{E}{\rho}\right]_{\text{axial}}$ 和 $\left[\frac{E}{\rho}\right]_{\text{hoop}}$ 共同决定, $\left[\frac{E}{\rho}\right]_{\text{axial}}$ 决定结构横向弯曲变形, $\left[\frac{E}{\rho}\right]_{\text{hoop}}$ 决定机匣截面变形,通过控制结构的 $\left[\frac{E}{\rho}\right]_{\text{axial}}$ 和 $\left[\frac{E}{\rho}\right]_{\text{hoop}}$,能降低整机在外部载荷下的转静间隙变化量,从而获得好的抗变形能力.

综上所述,整机结构设计最终需要通过优化结构特征参数,以获得好的力学特征. 而整机结构效率本质是通过建立反映各项力学特征的细化参数,用来评估整机结构对环境/条件的综合适应能力,指导结构优化设计;通过建立结构效率系数的计算方法,用来综合各项参数获得总体评估系数,以综合反映结构的整体力学性能.

1.2 整机结构载荷和结构效率评估重点

航空发动机整机在工作中会承受复杂载荷作用,这些载荷按种类可分为非外传载荷和外传载荷.

非外传载荷是指作用在发动机结构内部互相抵消而不外传的力,包括旋转件离心力、气体径向力、零件热应力等,这些力决定整机零、部件如轮盘、叶片等的应力分布,对整机的变形、振动影响较小,结构设计需要保证零、部件在这些非外传载荷作用下满足强度设计要求,因此,非外传载荷作用下重点关注承载能力,且需要在部件结构效率中予以重点评估和优化,整机结构效率评估阶段不再作为关注重点.

外传载荷是指需要外传至安装节方可达到平衡的力,包括飞机过载机动飞行时的质量惯性力、陀螺力矩以及转子不平衡力等,这些载荷可能会引起整机结构发生较高变形或有害振动,但对结构及零、部件的应力分布影响较小,结构设计需要保证整机在外传载荷作用下具有高抗变形能力和低敏感度. 故外传载荷下重点关注整机抗变形能

力和力学环境适应能力,且需要在整机结构效率中予以评估和优化.

综上所述,可以确定整机结构效率评估的重点在于外传载荷作用下的抗变形能力和力学环境适应能力.

1.3 整机结构效率评估参数

1.3.1 抗变形能力

整机结构对抗变形能力的要求是:转静件具有良好的变形协调性,以降低外部载荷作用下的转静间隙变化量,避免发生碰摩.

由于转静子均是具有较长轴向尺寸的回转结构,在外载荷作用下将会产生周向波数 $m=1$ 的横向弯曲变形(称为弹性线变形),使转静间隙发生变化. 此外,机匣为大直径壳体结构,由于安装节集中载荷及其他不对称外部载荷,引起机匣椭圆度,也会导致转静间隙发生变化.

采用转静间隙变化量评估整机结构变形协调能力,计算公式如下:

$$C_v(x) = |C_{\text{rotor}}(x) - C_{\text{case}}(x)| + |C_e(x)| \quad (1)$$

式中 $C_{\text{rotor}}(x)$ 为转子横向位移, $C_{\text{case}}(x)$ 为机匣横向位移, $|C_{\text{rotor}}(x) - C_{\text{case}}(x)|$ 为弹性线变形产生的间隙变化, $|C_e(x)|$ 为机匣截面椭圆度产生的间隙变化,取径向变形最大位置处对应的量值, x 为轴向坐标.

由于压气机、涡轮等处间隙变化量对气动效率影响最大,且最易发生转静碰摩,通常选取这些关键截面的转静间隙变化量进行评估. 因此,实际计算时多采用式(1)的离散形式,如下所示:

$$C_v(x_i) = |C_{\text{rotor}}(x_i) - C_{\text{case}}(x_i)| + |C_e(x_i)| \quad (2)$$

其中 x_i 为第 i 个关键截面的轴向坐标.

1.3.2 力学环境适应能力

对于整机力学环境适应能力的评估,关键是确定结构系统关键位置处动力响应对不平衡激励及其他力函数的敏感性. 采用应变能分布系数和敏感度系数进行评估.

1) 应变能分布系数

应变能分布系数表示整机各部件的应变能分布情况,可以反映共振转速振型对不平衡激励的敏感程度,计算公式如下:

$$\eta_p = \frac{W_{c,p}}{W_{t,p}} \times 100\% \quad (3)$$

式中 p 表示整机在关心转速范围内的共振阶次,

$W_{c,p}$ 为第 p 阶共振转速下关键部件应变能,通常选取转子部件、支承部件及连接结构位置等, $W_{t,p}$ 为第 p 阶共振转速的整机总应变能. 发动机动力学设计的理想状态是转子上不存在弯曲应变能,所有变形能均集中在支承上并通过阻尼消耗.

需要说明的是,由于重点关注整机横向振动响应,故主要考虑弯曲变形产生的应变能,对于机匣等壳体结构的行波振动产生的应变能不计算在内.

2) 敏感度系数

敏感度系数反映响应点振动响应对给定不平衡分布激励的敏感程度,采用各不平衡激励点对该响应点的影响系数幅值的均值表示,计算公式如下:

$$S_{h,j} = \frac{\sum_{k=1}^{m_j} X_{h,k}}{m_j} \quad (4)$$

式中 $S_{h,j}$ 为第 j 种不平衡分布状态下第 h 个响应点的敏感度系数, m_j 为第 j 种不平衡分布状态下的激励点总数, $X_{h,k}$ 为第 k 个激励点对第 h 个响应点的影响系数的幅值,影响系数表示某激励点单位动载引起某响应点的响应,它为激励频率的函数,详细含义参见文献[10]. $S_{h,j}$ 值越大,表示该种不平衡分布激励下响应敏感度越高.

现代涡扇发动机多为双转子系统,当高、低压转子上同时分布有不平衡量时,会产生两个不同频率的激励力. 但由于高、低压转速需要满足一定转差关系,因此在给定不平衡分布状态的情况下,某一转速下的 $S_{h,j}$ 是确定的,即 $S_{h,j}$ 为转速频率的函数. 当仅有一个不平衡激励时, $S_{h,j}$ 等于影响系数幅值.

2 整机结构效率系数的计算方法

建立结构效率系数计算方法的意义在于给出统一的分析流程,来综合多种参数获得结构效率系数,从而整体衡量结构设计水平或评估不同结构设计方案的优劣程度.

2.1 结构效率系数内涵

根据结构效率内涵^[2],结构效率系数定义如下:

$$I = \alpha_1 E_s + \alpha_2 D_c + \alpha_3 D_s \quad (5)$$

式中 E_s 为结构承载能力项, D_c 为结构抗变形能力项, D_s 为力学环境适应能力项. 结构效率系数是综合评价结构力学性能的参量. 式(5)给出了通过单项力学性能参数能获得总体力学性能大小的一种计算方法,这种方法在多目标优化中又称为“线性加权和法”. 实际应用时,为了便于不同结构

方案间某一项力学性能或整体力学性能的比较, E_s, D_c, D_s 宜进行归一化处理. $\alpha_1 - \alpha_3$ 为权重系数,对于不同结构,由于载荷、功能不同,各单项力学性能在总体力学性能的重要程度会有所差异,这种差异通过权重系数反映,根据“线性加权和法”要求,权重系数需满足 $\sum_{i=1}^3 \alpha_i = 1, \alpha_i \geq 0$ ^[11-12].

对于不同的评估对象,权重系数取值会有所不同. 通常,若是针对已有发动机的改进评估,此时评估目标一般明确,权重系数的具体值也便相应确定;但若是针对新设计机型,各项权重系数具体值还需结合相应的设计体系和以往积累的工程实践经验确定.

结构效率系数可以反映结构方案的综合力学性能,其值大小能为不同结构方案的选择提供依据.

2.2 整机结构效率评估参数的归一化方法

整机结构效率的各评估参数由于不具有统一的量纲,难以进行综合得到整机结构效率系数. 同时,对于不同发动机或结构设计方案,各评估参数的基准数值可能有所不同,所求得的评估参数数值缺乏比较意义. 对各参数进行归一化的意义是获得其无量纲量,并建立各参数的统一描述. 根据结构效率系数内涵,归一化目标是所得数值属于 $[0, 1]$,且值越高表示该项力学性能越优异.

2.2.1 转静间隙变化量

以初始间隙为基准进行归一化处理,如下式所示:

$$\overline{C_v}(x_i) = \begin{cases} [1 - C_v(x_i)/C(x_i)] \times 100\% & C_v(x_i) \leq C(x_i) \\ 0 & C_v(x_i) > C(x_i) \end{cases} \quad (6)$$

式中 $C(x_i)$ 为第 i 个关键截面的初始间隙. 当间隙变化量超过初始间隙时,可能会发生转静碰摩,故令此时的 $\overline{C_v}(x_i)$ 为零,表示变形协调能力最差.

2.2.2 应变能分布系数

应变能分布系数的归一化参数直接采用支承应变能分布系数代替,如下式所示:

$$\overline{\eta_p} = \frac{W_{s,p}}{W_{t,p}} \times 100\% \quad (7)$$

式中 $W_{s,p}$ 表示支承应变能. 当 $\overline{\eta_p}$ 为 1 时表示整机结构应变能全部集中在支承上,为最理想状态.

2.2.3 敏感度系数

通常,在共振转速下整机结构会产生较高振

动,因此对共振转速下的敏感度系数需要重点关注.归一化公式如下式所示:

$$\overline{S_{h,j}} = \left(1 - \frac{\sum_{\omega_d \leq \omega_p \leq \omega_u} S_{h,j}^2(\omega_p)}{\sum_{0 \leq \omega_p \leq \omega_u} S_{h,j}^2(\omega_p)} \right) \times 100\% \quad (8)$$

式中 ω_d 为慢车转速频率, ω_u 为最大工作转速频率, ω_p 表示第 p 阶共振转速频率, $S_{h,j}(\omega_p)$ 表示共振转速频率 ω_p 下的敏感度系数.

$\overline{S_{h,j}}$ 能综合反映工作转速范围内共振阶次及这些共振阶次下响应情况.当 $\overline{S_{h,j}}$ 为 0 时,表明共振转速全部集中在工作转速范围内;当 $\overline{S_{h,j}}$ 为 1 时,表明工作转速范围内不会共振,表示最优设计;当 $\overline{S_{h,j}}$ 属于 (0,1) 时,表明工作转速范围内外均存在共振,同时工作转速范围内共振转速下敏感度系数越小,则 $\overline{S_{h,j}}$ 越大,表明设计越优.

2.3 结构效率系数的运算法则

结构效率的参数包含多个层次,结构效率系数是顶层参数,称为系数项,它涵盖承载、抗变形及力学环境适应能力 3 项,将这 3 项称为参数项.对于每项参数,又可能包含多项具体评估参数,统称为子参数.子参数分为单状态子参数和全状态子参数,单状态子参数是对应一种计算状态所得出的子参数,如某阶共振模态下的应变能分布系数,全状态子参数是综合考虑各计算状态所得出的子参数,其值通过综合单状态子参数计算得来.图 2 所示为整机结构效率的各层次评估参数(图中单状态子参数只列出了对应的计算状态).

建立运算法则的目的在于用统一的运算方法

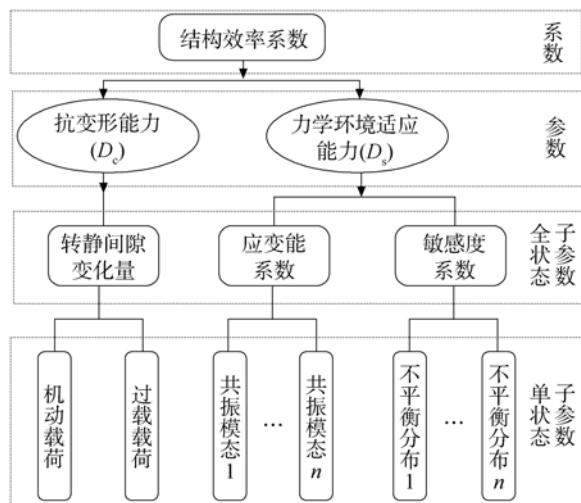


图2 整机结构效率各层次参数

Fig. 2 All level parameters of whole structural efficiency

综合多层次参数完成结构效率系数的计算.规定如下两种运算法则:对于单状态子参数到全状态子参数及全状态子参数到参数项的计算,采用乘法运算;对于参数项到系数项的计算,采用加法运算.需要说明的是,在结构效率系数的计算中,参与运算的子参数均要先进行归一化处理,这样才能保证求得的各层次参数数值具有比较意义.下面结合整机结构效率系数计算流程对两种运算法则进行详细说明.

1) 计算各单状态子参数,并进行归一化处理,求得各单状态子参数的归一化值.

2) 采用乘法运算,综合单状态子参数的归一化值求得全状态子参数.如应变能分布系数的全状态值 $\bar{\eta} = \bar{\eta}_1 \bar{\eta}_2 \cdots \bar{\eta}_n$, 其中 $\bar{\eta}_n$ 为第 n 阶共振模态的应变能分布系数归一化数值.

3) 采用乘法运算,综合全状态子参数求得相应的参数项.如力学环境适应能力项 $D_s = \bar{\eta} \bar{S}$, 其中 $\bar{S}$ 为全状态敏感度数值.

4) 采用加法运算,综合各参数项求得结构效率系数.如式(5)所示.

3 典型涡扇发动机整机结构效率计算与评估

3.1 整机结构特征与有限元模型

3.1.1 结构特征分析

图3所示为国外某小涵道比涡扇发动机结构简图.主要包括3级风扇、9级高压压气机、燃烧室、1级高压涡轮、2级低压涡轮.

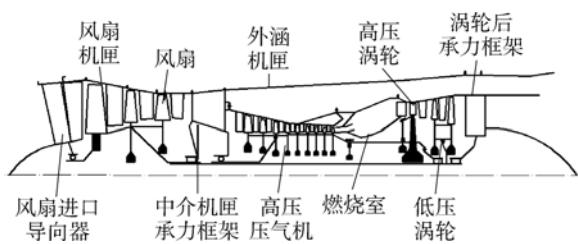


图3 涡扇发动机结构示意图

Fig. 3 Sketch of turbofan engine

低压转子采用 1-1-1 支承方案,其结构细长,为柔性转子设计,为了加强风扇与涡轮处的局部刚性,风扇前后各布置一个支点,涡轮处采用环腔结构及加强的轴颈设计;高压转子采用 1-0-1 支承方案,后支点为中介支点,其结构短而粗,为刚性转子设计,此外,为了提高整体刚性,也采取了某些结构措施,如大直径鼓筒轴设计、涡轮处的环

腔结构.

转子系统通过 5 个支点支承于 3 个承力框架上,风扇进口导向器承力框架支承 1 号轴承,并将 1 号轴承的轴向和径向力由风扇机匣传至安装节;中介机匣承力框架支承 2 号和 3 号轴承,为主要承力结构,其上设有安装节;涡轮后承力框架支承 5 号轴承,承受 4 号和 5 号轴承的径向力并通过外涵机匣传递至安装节.

3.1.2 有限元模型简化

由于重点关注整机的总体力学特性,故在建立有限元模型时可以对螺栓、套齿等连接结构采用固结方式进行简化处理,有限元模型如图 4 所示.

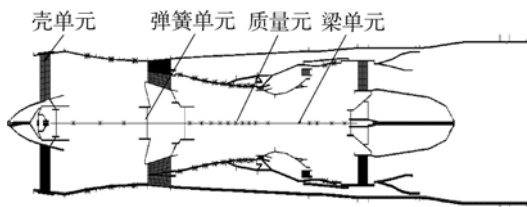


图 4 整机有限元模型
Fig. 4 Finite element model of whole structure

其中,转子系统采用梁单元建立,叶片、轮盘采用质量元模拟;静子机匣采用壳单元建立,对于某些空心幅板等结构依据质量、刚度等效原则^[13]

简化为壳单元;轴承采用弹簧单元建立.

根据发动机实际安装方式,对主安装节位置全约束,辅助安装节位置约束垂直方向自由度.

3.2 结构效率评估

3.2.1 抗变形能力

通过安装节吊装于飞机上的发动机在随飞机机动、过载飞行时将会承受极为严重的陀螺和惯性载荷,这两种载荷变化缓慢可视为静态^[14].需要分别对这两种载荷下的系统响应进行计算,确定其抗变形能力.

采用有限元方法分别求解机动、过载飞行时的整机结构变形,载荷大小根据飞行包线确定^[15].其中过载飞行时对整机施加竖直向下的 10 g 加速度;机动飞行时,根据式 $M=J_p\Omega\omega$ 求得机动飞行的最大陀螺力矩并施加到转子相应位置,角速度 Ω 为 3.5 rad/s,高、低压转子转速分别取最大转速 15000 r/min 和 9000 r/min.提取关键截面处机匣、转子弹簧线变形及机匣截面变形,根据式(2)和式(6)得到两种载荷下转静间隙变化及归一化值.结果如表 1 和表 2 所示.由于缺乏各截面转静初始间隙值,参考文献[16]中的转静间隙设计值的量级,本文假定各关键截面处初始间隙均为 3 mm.

表 1 两种载荷下转静间隙变化

Table 1 Rotor-to-stator clearance variation under two kinds of loads

位置	机动载荷		过载载荷	
	弹性线变形引起 间隙变化量/mm	椭圆度引起 间隙变化量/mm	弹性线变形引起 间隙变化量/mm	椭圆度引起 间隙变化量/mm
风扇(平均)	0.452	0.044	0.567	0.142
高压压气机	0.482	0.003	0.500	0.013
高压涡轮	2.392	0	1.167	0.034
低压涡轮(平均)	2.868	0	1.312	0.025

表 2 两种载荷下转静间隙变化量及归一化值

Table 2 Rotor-to-stator clearance variation and its normalization under two kinds of loads

位置	机动载荷		过载载荷	
	转静间隙变化量/mm	归一化值/%	转静间隙变化量/mm	归一化值/%
风扇(平均)	0.496	83.4	0.709	76.4
高压压气机(平均)	0.485	83.8	0.513	82.9
高压涡轮	2.392	20.3	1.201	60.0
低压涡轮(平均)	2.868	4.4	1.337	55.4

由表1可知,转静间隙变化主要由弹性线变形决定,椭圆度引起的间隙变化相对较小,这是由于机匣安装边及加强筋的存在,使机匣周向刚度大大提高,能有效抑制截面变形。

表2表明,高、低压涡轮处变形协调能力最差。高、低压涡轮具有大的质量和转动惯量,使其承受极大的陀螺、惯性载荷,同时低压涡轮轴细长,弯曲刚性弱,而高压转子后支点支承于低压轴上,支点刚性极大依赖于低压转子,故高、低压涡轮相对机匣产生较高位移。相对而言,风扇处采用两支点支承,高压转子前支点距离安装节较近,刚性均较好。图5和图6分别为过载和机动载荷下的整机弹性线变形,其中三角符号代表风扇(FAN)、高压压气机(HPC)、高压涡轮(HPT)和低压涡轮(LPT)等关键截面。

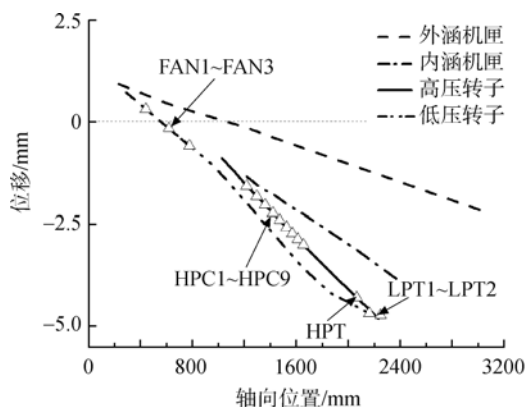


图5 过载载荷下整机弹性线变形

Fig. 5 Back-bone deformation for overload

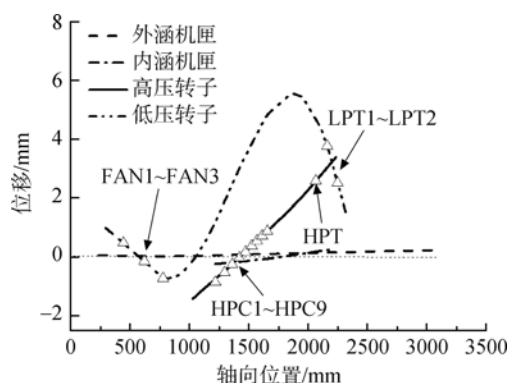


图6 机动载荷下整机弹性线变形

Fig. 6 Back-bone deformation for maneuver load

为了综合考虑各个关键截面转静间隙变化,转静间隙变化量的单状态子参数值取所有截面转静间隙变化量归一化值的算术平均,得到机动、过载下其单状态子参数值分别为48.0%和68.7%,

采用乘法运算,得到其全状态子参数值为33.0%。由于整机抗变形能力只包含一个子参数值,故 D_c 为33.0%。

3.2.2 力学环境适应能力

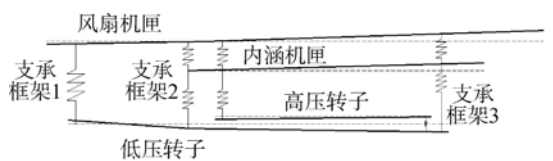
1) 应变能分布系数

采用有限元方法求解整机共振模态,在工作转速范围内得到两阶以转静件横向弯曲为主的模态,然后计算相应模态下的各部件应变能分布系数,结果如表3和图7所示。

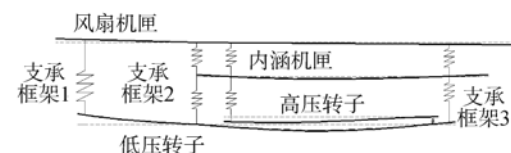
表3 共振转速下部件应变能分布系数

Table 3 Strain energy distribution coefficient of component under resonance speeds

阶次	应变能分布系数/%				振型图
	低压转子	高压转子	机匣	支承	
1	8.5	5.9	14.1	71.5	图7(a)
2	10.3	15.3	15.4	59.0	图7(b)



(a) 低压转子转速为5520 r/min, 高压转子转速为12370 r/min



(b) 低压转子转速为7500 r/min, 高压转子转速为13600 r/min

图7 两阶临界转速下的整机振型图

Fig. 7 Mode shapes of whole structure under two orders critical speeds

结果表明,两阶共振模态下应变能主要分布在支承上,高、低压转子弯曲应变能分布系数均小于25%,符合设计准则^[17]。1阶模态下,以刚体振型为主,整体弯曲变形较小,主要在风扇局部产生一定弯曲;2阶模态下,内涵机匣与高压转子发生一定弯曲耦合,这两个部件具有较高的应变能分布系数,同时低压转子1阶弯曲,应变能集中在涡轮轮段。

根据式(7),两种状态下应变能分布系数的归一化值即为相应的支承应变能分布系数,采用乘法运算得到其全状态值为42.2%。

2) 敏感度系数

实际航空发动机可能工作在复杂不平衡(不

平衡量分布在不同周向位置、不同转子上)上,假定风扇第 1 级和高压涡轮位置共同存在不平衡量,求解风扇、压气机及涡轮几个关键点处的敏感度系数,结果如图 8 所示。其中,计算影响系数时的阻尼比均取 0.003。

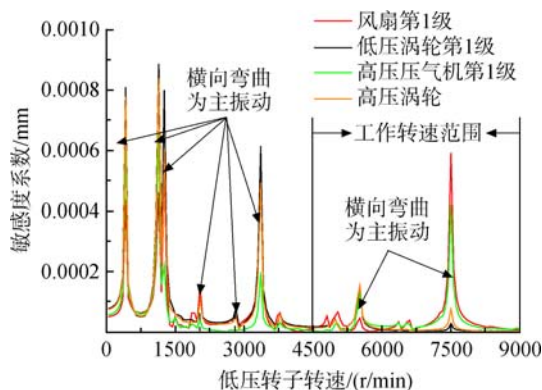


图 8 响应点敏感度系数

Fig. 8 Sensitivity coefficient of response points

可以发现,工作转速范围内主要有两阶峰值,相应的转速及振型与对应图 7。表 4 列出了这两阶共振转速下的关键点处敏感度系数数值。可以看出,第 1 阶共振转速下,低压涡轮、高压压气机、高压涡轮对该不平衡分布均较敏感;第 2 阶共振转速下,风扇与高压压气机处最为敏感。各响应点敏感度系数大小关系与振型密切相关,通常振型中较大位移处对应的敏感度系数也较大。

表 4 共振转速下响应点敏感度系数

Table 4 Sensitivity coefficient of response points under resonance speeds

共振阶次	敏感度系数/ 10^{-4} mm			
	风扇第 1 级	低压涡轮第 1 级	高压压气机第 1 级	高压涡轮
1	0.448	1.40	1.27	1.53
2	5.92	0.264	4.64	0.751

求解各个关键点敏感度系数的归一化值,考虑工作转速范围外 6 阶横向弯曲共振及工作转速范围内两阶横向弯曲共振,如图 8 所示。根据式(8),得到各关键点敏感度系数的归一化值如表 5 所示。

为综合考虑各响应点的敏感度系数,该不平衡分布状态下敏感度系数归一化值也取各响应点归一化值的算术平均,为 87.9%。由于仅考虑了一种不平衡分布状态,故其全状态值为 87.9%。

采用乘法运算,可以求得力学环境适应能力

$$D_s = 42.2\% \times 87.9\% = 37.1\%.$$

表 5 响应点敏感度系数归一化值

Table 5 Normalization of sensitivity coefficient of response points

位置	敏感度系数归一化值/%
风扇第 1 级	74.4
低压涡轮第 1 级	99.2
高压压气机第 1 级	79.4
高压涡轮	98.5

3.2.3 结构效率系数计算

在整机结构效率中,承载能力不是评估重点, α_1 取 0。对于抗变形能力系数和力学环境适应能力,初步假定其在总体力学性能中同等重要,此时, α_2 和 α_3 分别取 0.5。则根据式(5),可以求得该结构的整机结构效率系数为 0.35。

3.3 结构方案对比分析

3.3.1 结构方案 2

针对 3.1 节中的结构,采用另一种支承方案可以得到结构方案 2,具体如下:

- 1) 低压转子支承方案修改为 0-2-1,1# 和 2# 支点共用中介机匣承力框架;
- 2) 不再采用风扇前承力框架及进口导流叶片。

该种设计方案由于不在风扇前设置支点,可以节省一个承力框架,能有效降低结构质量,对于提高发动机推质比有意义,图 9 所示为该结构方案的结构简图。



图 9 结构方案 2

Fig. 9 Structure scheme 2

3.3.2 结构方案 2 结构效率计算与对比选择

针对结构方案 2,基于结构效率评估方法对其力学性能进行评估。所施加载荷和详细计算评估流程参照 3.2 节,此处不再赘述,最终,求得各项力学性能结果如表 6~表 8 所示。

根据表 6~表 8,可以求得该结构方案的抗变形能力 D_d 和力学环境适应能力 D_s 以及结构效率系数 I ,如表 9 所示。为了与原结构方案对比清晰,将原结构方案的结构效率评估结果也列于表 9 中。

表 6 两种载荷下转静间隙变化量及归一化值(结构方案 2)

Table 6 Rotor-to-stator clearance variation and its normalization under two kinds of loads (structure scheme 2)

位置	机动载荷		过载载荷	
	转静间隙变化量/mm	归一化值/%	转静间隙变化量/mm	归一化值/%
风扇(平均)	6.2	0	5.67	0
高压压气机	0.46	84.67	0.56	81.33
高压涡轮	1.72	42.67	0.9	70.00
低压涡轮(平均)	2.25	25.00	1.01	66.33

表 7 共振转速下部件应变能分布系数(结构方案 2)

Table 7 Strain energy distribution coefficient of component under resonance speeds (structure scheme 2)

阶次	应变能分布系数/%			
	低压转子	高压转子	机匣	支承
1	5.05	2.42	12.31	80.22
2	17.03	3.70	22.65	56.62
3	10.08	3.09	20.78	66.04

表 8 响应点敏感度系数归一化值(结构方案 2)

Table 8 Normalization of sensitivity coefficient of response points (structure scheme 2)

位置	敏感度系数归一化值/%
风扇第 1 级	97.0
低压涡轮第 1 级	99.2
高压压气机第 1 级	67.1
高压涡轮	98.8

表 9 两种结构方案结构效率对比

Table 9 Structural efficiency comparison of two kinds of structure scheme

结构方案	抗变形能力 $D_c/\%$	力学环境 适应能力 D_s	结构效率 系数 I
原结构方案	33.0	37.1	0.35
结构方案 2	20.7	27.2	0.24

根据表 9 可知,结构方案 2 的抗变形能力和力学环境适应能力均低于原结构方案,分别低 12.3%和 9.9%,其结构效率系数相比原结构方案要低 0.11。

从结构特征上来说,结构方案 2 的低压转子支承方案采用 0-2-1,风扇采用悬臂支承,这种方式虽然可以节省一个承力框架,但由于风扇具有

较大质量和转动惯量,而这种悬臂支承方案相比原结构的风扇前后两支点支承的方案较难提供高的抗弯刚度,故其在惯性载荷下更容易产生大变形,这从表 2 和表 6 对比便可以得出。除此之外,支承方案的改变还使得工作转速范围内增加了一阶共振阶次(如表 7 所示),这对于发动机的工作也是不利的。故在工程应用时应当优选原结构方案。

4 结 论

1) 基于抗变能力和力学环境适应能力两方面建立了整机结构效率评估的参数体系,包括转静间隙变化量、应变能分布系数、敏感度系数等评估参数。实际应用时,可结合整机载荷特征和设计要求,通过评估参数计算与分析为结构优化指明方向。

2) 基于评估参数的归一化公式及相应的运算法则建立了结构效率系数的计算方法,该方法使评估过程更加清晰,并将评估结果最终量化为一个数值,可以直观反映结构整体力学性能,能为不同结构方案的选择提供参考。

3) 采用建立的评估方法,对某涡扇发动机进行了评估。结果表明:转静间隙变化量最大值为 2.9 mm,处于设计范围内;转子应变能分布系数最高在 15%,符合设计准则;工作转速范围内存在两阶共振转速,相应的敏感度系数也远低于工作转速范围外的共振阶次,响应点敏感度系数的归一化值均在 70%以上。各项评估参数均处于合理或者较优的水平,所求得最终的结构效率系数为 0.35。

4) 针对该涡扇发动机的另一种结构方案 2,基于结构效率评估方法进行了评估并与原结构方案进行了对比分析,结果表明:结构方案 2 的抗变形能力相比原结构方案下降了 12.3%,力学环境适应能力下降了 9.9%,相应的结构效率系数下

降0.11,对比结果验证了所提出的结构效率评估方法在评估整机结构方案力学性能优劣方面的有效性。

参考文献:

- [1] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [2] 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及计算方法[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)
- [3] Fre R, Zelenyuk V. On aggregate farrell efficiencis[J]. European Journal of Operational Research, 2003, 146(3): 615-620.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] Fischler J E. Structural design of supersonic cruise air-craft [R]. Hampton, Virginia: The Scientific Committee on Antarctic Research (SCAR) Conference, 1976.
- [7] Storace A F. Turbine engine structural efficiency determination[R]. AIAA 89-2571, 1989.
- [8] 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): 2070-2176. (in Chinese)
- [9] 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 structural efficiency[J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(Suppl.): 49-52. (in Chinese)
- [10] 晏砺堂, 朱梓根, 宋兆泓. 结构系统动力特性分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1989.
- [11] 王明涛. 多指标综合评价中权系数确定的一种综合分析方法[J]. 系统工程, 1999, 17(2): 56-61.
WANG Mingtao. A comprehensive analysis method on determining the coefficients in multi-index evaluation[J]. Systems Engineering, 1999, 17(2): 56-61. (in Chinese)
- [12] 孙靖民, 梁迎春. 机械优化设计[M]. 北京:机械工业出版社, 2003.
- [13] 高金海, 洪杰. 航空发动机整机动力特性建模技术研究[J]. 战术导弹技术, 2006(3): 29-35.
GAO Jinhai, HONG Jie. Study of modeling technique for dynamic characteristics of engine casing[J]. Tactical Missile Technology, 2006(3): 29-35. (in Chinese)
- [14] 朱梓根, 刘廷毅, 欧园霞. 航空涡轴、涡桨发动机转子系统结构设计准则[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2000.
- [15] Buckney N, Pirrera A, Green S D, et al. Structural efficiency of a wind turbine blade[J]. Thin-Walled Structures, 2013, 67: 144-154.
- [16] 《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: 总体匹配[M]. 北京:航空工业出版社, 1991.
- [17] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第19分册 转子动力学及整机振动[M]. 北京:航空工业出版社, 2000.

(编辑:王碧珺)