

航空发动机承力系统抗变形能力评估

徐 峰¹, 马艳红¹, 张 力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 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对航空发动机承力系统的结构和力学特征, 基于安全性设计要求, 建立了整机承力系统抗变形能力的评估方法, 分别从结构固有抗变形能力、稳态载荷下的抗变形能力以及瞬态冲击载荷下的抗变形能力 3 方面提出了当量刚度、间隙匹配系数、冲击放大系数 3 个评估参数. 以典型高涵道比涡扇发动机承力系统为对象进行了抗变形能力评估. 结果表明: 以截面的等效刚度和承力系统最大等效刚度的比值作为结构当量刚度, 以稳态载荷下整机系统各个截面的最小间隙与最大间隙的比值作为间隙匹配系数和以瞬态冲击载荷与各个支点及安装节上支反力的最大峰值载荷的比值作为冲击放大系数, 这 3 个参数均能较好地反映出整机承力结构的危险位置和极限载荷下的响应特征. 最终的评估结果可以为承力系统结构方案设计和优化提供参考.

关 键 词: 航空发动机; 承力系统; 抗变形; 评估参数; 安全性设计

中图分类号: V231.96

文献标志码: A

Non-deformability evaluation of aero-engine's case

XU Feng¹, MA Yan-hong¹, ZHANG Li², HONG Jie¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

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

2. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on the structure and dynamic characteristics of aero-engine's case, an evaluation method for the whole engine case's non-deformability under safety design regulations was established. In order to evaluate the non-deformability from three aspects: structure characteristics, deformation characteristics under steady load, and deformation characteristics under impact load, three parameters including structure normalized equivalent stiffness, clearance matching coefficient, and impact amplification coefficient were raised respectively. Then a non-deformability assessment on typical high bypass ratio turbofan engine was conducted. The result shows that using the ratio of equivalent stiffness of each cross section to maximal equivalent stiffness as the structure normalized equivalent stiffness, using the ratio of minimal clearance to maximal clearance of each cross section under steady loads as the clearance matching coefficient, and using the ratio of peak force of impact load to bearing's or mount's reaction force as the impact enlargement coefficient, all the three parameters can reveal the dangerous position of the whole engine's case and the response characteristics under ultimate load. This result can provide a reference for structural design and optimization of other aero-engine's cases.

Key words: aero-engine; case; non-deformability; evaluation parameter; safety design

旋转机械中,承力系统主要用于支承转子以及传递载荷,其在复杂载荷下的变形直接影响转子的支承刚度与转静件间的间隙控制,是结构设计完整性和安全性评价的重要因素。特别是对于航空发动机的承力系统,由于工作环境复杂,不同环境、姿态下受到气动载荷、热力载荷、惯性载荷和高频动态载荷等不同组合的共同作用,且设计要求高,为保证高推质比主要采用薄壁壳体结构,导致承力系统在硬着陆、极限机动飞行、外物打伤、叶片丢失等极限工作状态下极易产生较大的变形,直接导致转静件碰摩、着火、抱轴停机^[1]等安全性问题。国内外均对承力系统的安全性提出了严格的性能指标^[2-3],但目前缺少综合考虑各种恶劣载荷的结构设计水平的量化指标,因此,有必要对发动机承力系统的抗变形能力进行定量评估,基于安全性设计要求,提出适用于极限载荷的评估参数和评估方法,为承力系统传力路线设计和优化提供重要依据,为发动机通过适航认证提供结构完整性和安全性的量化指标。

发动机承力系统变形和间隙控制一直是航空工程中的重要课题,GJB/Z 101《航空发动机结构完整性指南》^[4]规定承力系统在“限制状态内工作时,不能出现有害的永久变形;在极限状态下工作时,结构不能产生非包容的破坏”。现有承力系统的结构设计准则主要考察常规工作状态下的强度水平和可靠性^[5],国内外学者对承力系统的变形问题一般选取常规载荷下的动刚度和最大间隙作为评估参数,并进行了结构固有变形特性^[6-7]、载荷谱特征^[8]和典型载荷下的变形响应^[9-10]等3方面的研究。其中,在结构的固有振动特性方面,任兴民等^[11]、张大义等^[12]分别分析了承力系统动刚度和支点到安装节的传递函数,指出承力系统的变形受到质量分布、激励频率的影响,且不同结构的承力框架具有不同程度的振动响应控制能力。在载荷谱特征研究上,史海秋等^[13]、Jay等^[14]分别研究了承力系统受到的载荷种类以及不同载荷对转静件间隙的影响程度,并指出外物打伤、碰摩等冲击载荷以及热弯曲、过载等稳态载荷引起的整机变形会导致巡航耗油率增加3%,是发动机长期工作性能衰退的主要原因。Olsson等^[15]、Husband^[16]分别针对典型涡扇发动机进行了稳态载荷和径向冲击载荷下的响应分析,指出重力过载和推力载荷等稳态载荷导致机匣和转子的弯曲变形以及周向机匣的椭圆度变形,叶片丢失和鸟撞等冲击载荷导致机匣支承和安装节等位置的

刚度非线性增大并引起整机的振动问题和包容性问题。工程上,一般采用变壁厚壳体、合理的加强筋和承力辐板分布结构、多支点共用承力框架结构等措施^[17]来控制变形。对承力系统的抗变形能力研究还存在以下不足:①载荷环境单一,主要基于常规载荷,对影响安全性的各种极限载荷下的变形研究不够;②评估方法单一,现有动刚度、间隙等评估参数不能反映瞬态冲击载荷下的冲击响应特征,且缺少能够对不同结构进行比较的无量纲参数。

本文基于安全性的设计要求,建立综合考虑稳态载荷和瞬态冲击载荷等多种极限载荷下承力系统抗变形能力的评估参数和评估方法,通过对典型承力系统在过载、极限机动飞行、叶片丢失等极限状态下的抗变形能力计算,确定各个参数的变化规律,为发动机承力系统的安全性设计提供研究方法和指标,为承力系统传力路线设计和优化提供依据。

1 承力系统的结构与力学特征

1.1 承力系统的结构

某典型高涵道比涡扇发动机承力系统结构示意图如图1所示,承力系统由安装节、轴承支承框架和承力机匣等几部分组成。支承框架主要承受转子上的静载荷和动载荷,承力机匣则是传递从各支承框架到安装节上载荷的路径,此外还承受静子件上的弯曲力矩、扭转力矩以及轴向力,发动机所有载荷均通过承力框架最终传递到安装节上。

承力系统结构设计的目标就是通过合理地选择材料和优化结构几何构形,在满足支承刚度要求的前提下,减轻结构质量。现代航空发动机承力系统尺寸越来越大,结构设计上除了强度和耐热性以外,薄壁壳体结构使得其力学特性上具有非线性强、刚度弱的特点,特别是在极限载荷作用下容易产生变形。

1.2 极限状态下的力学特征

安全性设计要求承力系统抗变形能力应在极限状态下进行评估,发动机典型的极限状态主要有4种:极限横向过载、极限机动飞行、外物打伤和叶片丢失,发动机承力系统要承受超出正常载荷数倍的瞬态载荷,不考虑气动载荷和温度梯度载荷,4种极限状态使得发动机分别受到横向过载载荷、极限弯曲载荷、轴向冲击载荷、径向冲击载荷的作用。承力系统在不同状态下的主要载荷类型如图2所示。

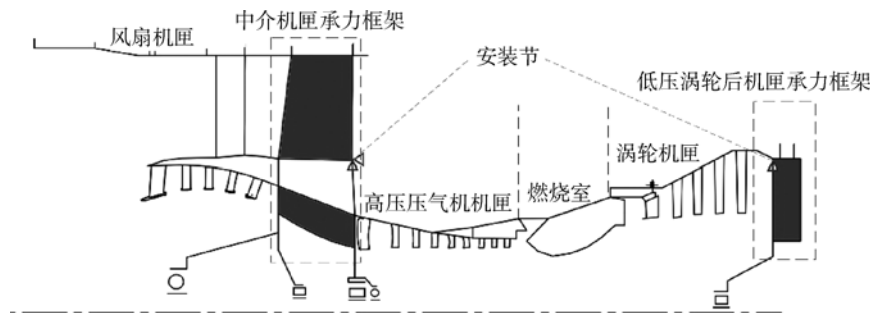


图 1 典型高涵道比涡扇发动机结构

Fig. 1 Structure of typical high bypass ratio turbofan engine

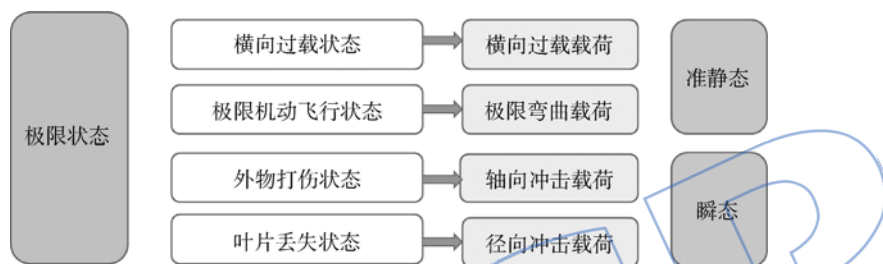


图 2 承力系统极限状态下受到的极限载荷

Fig. 2 Ultimate loads of cases under ultimate conditions

上述几种典型极限载荷的作用位置和载荷随时间 t 变化的特点如图 3 所示,图上 g 为重力加速度. 横向过载载荷(F_g)和极限弯曲载荷(M_i , i 为支点编号)等准稳态载荷对承力系统的力学行为表现在相对安装节的横向弯曲变形以及周向椭圆度变形,轴向(x 向)冲击载荷(F_x)和径向(y 向)冲击载荷(F_y)等瞬态冲击载荷主要通过轴承支点作用于承力系统上,使得承力系统在衰减的

冲击载荷作用下发生动态振动,并由于局部结构的失效会产生不平衡载荷激励下的稳态振动.

2 抗变形能力评估参数与计算方法

工程设计中,抗变形能力是发动机承力系统的主要评估内容,承力系统抗变形能力评估的对象是整机承力系统的支点、安装节以及机匣上易引起碰摩的关键截面,通过定义抗变形系数 D_c 来反映综合抗变形能力.

抗变形能力是影响静子变形量以及转静件间隙协调的主要因素. 对于静子的变形量,需要从两方面考察:结构的固有特性以及载荷下的响应特性. 其中,载荷的响应特性需要针对稳态载荷和瞬态冲击载荷分别考虑,因为稳态载荷下承力系统产生稳态的变形,容易引起转静件之间的间隙协调问题,瞬态冲击载荷下承力系统产生动态的振动响应碰摩往往难以避免,但由于冲击载荷作用,局部变形往往大于稳态载荷的变形. 因此,抗变形能力系数 D_c 应由 3 部分组成:当量刚度 D_k 、间隙匹配系数 D_s 和冲击放大系数 D_i .

2.1 结构固有特性——当量刚度

当量刚度体现了稳态载荷作用下承力系统容易变形的薄弱位置,定义为承力系统截面的等效刚度与承力系统最大等效刚度的比值,即

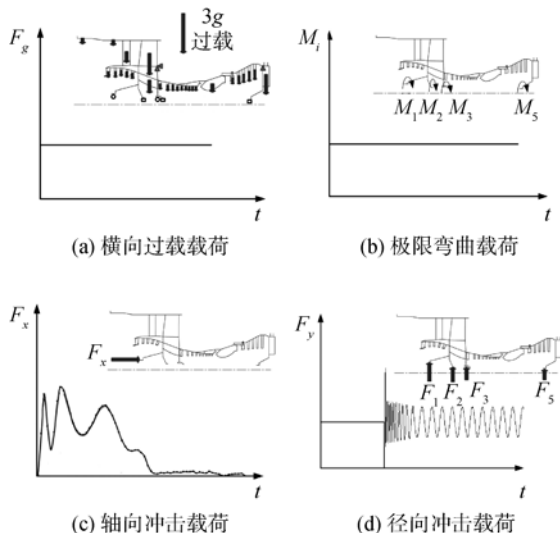


图 3 典型极限载荷特征示意图

Fig. 3 Sketch of typical ultimate load characteristics

$$D_k = \frac{K_i}{K_{\max}} \quad (1)$$

其中 K_i 为各个机匣关键截面的等效刚度; $K_{\max}$ 为承力系统的最大等效刚度, 大小等于主安装节处的安装刚度。

当量刚度的意义在于, 反映了各截面相对的刚度损失程度及相互的一致性, 且最小刚度 $K_{\min}$ 所在位置为稳态载荷下最薄弱的位置。 $D_k \in (0, 1)$, 理想情况下, $D_k = 1$, 各个截面处的径向刚度均等于主安装节安装刚度, 表示承力系统动力特性为刚体特性; D_k 越小, 反映承力系统结构的抗变形能力越差, 需要加强薄弱位置的局部刚度。

2.2 稳态变形特性——间隙匹配系数

间隙匹配系数反映了稳态载荷作用下, 转静件间结构变形的协调能力, 定义为稳态载荷下整机系统各个截面的最小间隙与最大间隙的比值, 即

$$D_s = \frac{\xi_{\min}}{\xi_{\max}} \quad (2)$$

其中 $\xi_{\min}$ 为截面的最小间隙值, $\xi_{\max}$ 为截面的最大间隙值。间隙 ξ 主要 4 部分组成: 初始间隙 ξ_0 、转子弹簧线变形 ξ_{rotor} 、静子弹簧线变形 ξ_{stator} 以及静子由于椭圆度变化引起的径向变形项 ξ_c , 则有

$$\xi = \xi_0 - (\xi_{\text{rotor}} - \xi_{\text{stator}} - \xi_c) \quad (3)$$

间隙匹配系数的意义在于反映了稳态载荷作用下考虑质量分布影响的结构的危险位置。 $D_s \rightarrow 1$ 表示转静件变形一致, 协调性较好, $D_s \rightarrow 0$ 表示转静件在危险截面处容易发生碰摩, 且 $\xi_{\min}$ 所在位置为引起碰摩的危险位置, 需要优化局部结构设计。

2.3 瞬态变形特性——冲击放大系数

冲击放大系数体现了瞬态冲击载荷下, 承力系统结构刚度非线性特征和载荷冲击特征在弹性体上的综合作用效果, 定义为冲击载荷和各个支点及安装节上支反力的最大峰值载荷的比值, 即

$$D_f = \frac{F_0}{F_{\max}} \quad (4)$$

其中 F_0 为激励源的冲击载荷的最大值, $F_{\max}$ 为各个支点和安装节的支反力动态响应的最大峰值。

冲击放大系数的意义在于反映了承力系统在冲击载荷的作用下结构刚度/质量分布的放大特性。 D_f 值大于 1.0 表示冲击载荷在承力系统中被放大, 小于 1.0 表示冲击载荷在承力系统中被衰减, 具有较好的隔振能力。 D_f 值越大表示承力系统在冲击载荷下的振动响应越敏感, 需要加强承

力系统的局部刚度。

3 典型承力系统抗变形能力评估

本章主要以某典型高涵道比涡扇发动机承力系统作算例, 评估其在典型极限载荷作用下的抗变形能力, 并总结出抗变形能力评估参数的合理性以及变化规律。

3.1 结构特征

图 4 为某典型高涵道比涡扇发动机, 对其承力系统抗变形能力进行评估。承力系统采用 5 支点、2 承力框架的结构, 其中, 中介机匣支承前 3 个支点将转子上的轴向力和径向力传递到位于中介机匣内环的主安装节上, 低压涡轮后机匣支承 5 号支点, 将转子上的径向力传到位于低压涡轮后机匣上的辅安装节上。高低压转子的工作转速分别为 14000 r/min 与 4500 r/min。

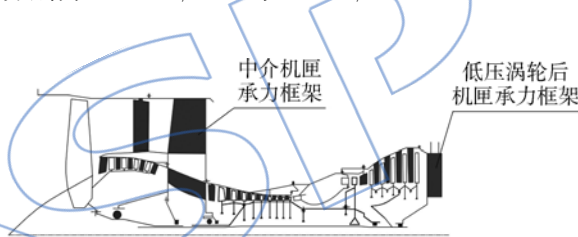


图 4 某典型高涵道比涡扇发动机结构简图

Fig. 4 Sketch of a high bypass ratio turbofan engine

按照与实体模型质量等效和刚度等效的原则进行简化^[18], 高、低压转子和承力系统采用壳单元建模, 各个支点轴承采用实体单元等效, 得到整机的有限元模型如图 5 所示, 共计 15715 个节点, 14772 个壳单元, 594 个质量单元, 82 个实体单元, 2 个杆单元。

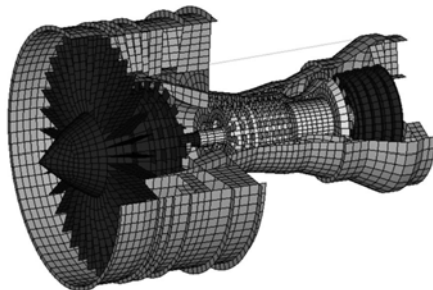


图 5 整机有限元模型

Fig. 5 Finite element model of whole engine

3.2 当量刚度的评估

当量刚度为承力系统固有的结构特征, 考察承力系统机匣典型截面的刚度分布, 包括风扇机

匣前端、增压级机匣前端、高压压气机机匣两端、高压涡轮机匣两端、低压涡轮机匣后端及主安装节位置。对截面位置施加 100 N 横向载荷,采用加载方向位移协调的方法对截面节点作刚化处理,力除以位移得出截面等效刚度。根据式(1)得到各个关键截面的当量刚度如表 1 所示。

表 1 当量刚度
Table 1 Equivalent stiffness

位置	等效刚度/ 10^8 (N/m)	当量刚度
风扇机匣前端	5.0204	0.5020
增压级机匣前端	5.3369	0.5337
高压压气机机匣两端	7.7519	0.7752
高压涡轮机匣两端	8.9286	0.8929
低压涡轮机匣后端	9.4340	0.9434
主安装节	10.0000	1.0000

从表 1 中结果可知:①当量刚度在压气机和涡轮机匣处较大,均在 0.7 以上,且变化不大,从而反映了承力系统压气机到涡轮段的机匣刚性较好,其主要原因是结构上在压气机处采用双层机匣,涡轮机匣处采用多个承力辐板来加强了局部的刚度;②风扇机匣和增压级机匣位置的当量刚度相对较小,约为 0.5,表示该处为结构设计的薄弱位置,设计中有必要关注极限载荷下风扇机匣的变形。该处抗变形能力差的主要原因是风扇机匣直径大且相对中介机匣承力框架悬臂安装。

选取最薄弱位置的当量刚度作为承力系统整体的当量刚度,因此承力系统最小当量刚度为 0.502。

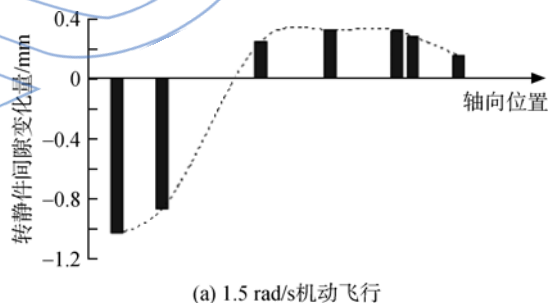
3.3 间隙匹配系数的评估

间隙匹配系数 D 。考察的是准稳态极限载荷作用下的转静件间隙变化,准稳态的极限状态主要有两种:极限横向过载和极限机动飞行。极限横向过载下引起承力系统变形的载荷来源于自身惯性以及转子惯性力通过轴承支点作用于承力系统的横向力。极限机动飞行下引起承力系统变形的载荷来源于转子受到陀螺力矩通过支点作用于承力系统的弯矩。按照 GJB/Z 101《航空发动机结构完整性指南》^[4],发动机要安装节能承受横向 2g (g 为重力加速度)、垂向 3g 和轴向 4g 的过载而不变形,在 1.5 rad/s 的稳态角速度和 1g 的垂直稳态机动载荷共同作用下能满意地工作。因此,转静件间隙变化是影响碰摩的关键因素。

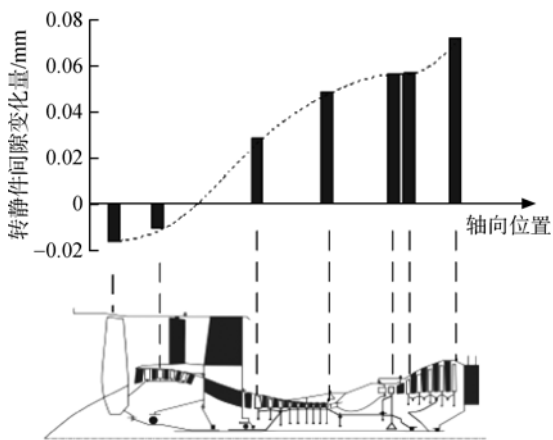
采用有限元方法分别求解极限过载、极限机动飞行时的整机结构变形,分别施加垂向的 3g 大小的过载 G 以及以 1.5 rad/s 偏航角速度飞行的机动载荷。高、低压转子转速 ω 分别取最大转速 14000 r/min 和 4500 r/min。整机沿轴向关键截面处的间隙变化如图 6 所示,提取关键截面处机匣、转弹性线变形及机匣截面变形,通过式(2)、式(3)得到最小间隙和间隙匹配系数,结果如表 2 所示。转静件初始间隙假设为 1.7 mm。

通过计算发现,极限横向过载下转子和静子均发生向下的俯仰变形,承力系统最大变形达到了 0.22 mm,极限机动载荷下风扇转子是俯仰变形最大的部件,承力系统在支点弯矩的作用下也产生了不大的弯曲变形,最大变形为 0.074 mm。

间隙匹配系数很好地反映了间隙的均匀度以及危险位置,尽管极限横向过载下承力系统的最大变形(0.22 mm)大于极限机动载荷下的最大变形(0.074 mm),但前者的间隙匹配系数均在 0.95 以上,可见转静件变形协调性较好,整机沿轴向的最大间隙和最小间隙差距不大;后者最小间隙匹配系数为 0.3,转静件变形协调性较差。



(a) 1.5 rad/s 机动飞行



(b) 3g 横向过载

图 6 横向过载和极限机动下飞行整机稳态变形特征
Fig. 6 Deformation characteristics of whole engine under ultimate lateral overload and maneuver conditions

表2 典型位置间隙匹配系数

Table 2 Rotor-to-stator clearance matching coefficient of typical locations

位置	转静件间隙变化量/mm		间隙匹配系数	
	极限横向过载	极限机动飞行	极限横向过载	极限机动飞行
风扇机匣	-0.016	-1.034	0.950	0.300
增压级机匣	-0.012	-0.001	0.953	0.766
高压机匣	0.048	0.231	0.986	0.871
高压涡轮机匣	0.056	0.318	0.991	1.000
低压涡轮机匣	0.072	0.151	1.000	0.835

对间隙匹配系数进行横向对比发现,在极限横向过载载荷下,最小间隙匹配系数(0.950)位于风扇机匣位置,在极限机动载荷下,最小间隙匹配系数(0.300)也位于风扇机匣位置,均反映了两种载荷下容易引起碰摩的危险位置为风扇机匣处。

产生上述现象的主要原因是,对于极限横向过载,惯性载荷为分布载荷同时作用于转子和静子上,由于转、静子轴向同一位置质量分布比较一致,导致横向均产生大小相近的位移;对于极限机动,陀螺力矩作用在转子整体上,承力系统仅受到转子作用于支点上的弯矩作用从而变形较小,最终由于风扇转子的悬臂安装导致风扇机匣处为间隙变化最大的危险位置。

3.4 冲击放大系数

冲击放大系数 D_i 主要是针对承力系统由于瞬态冲击载荷表现的冲击响应放大特征而提出的,引起瞬态冲击载荷的典型极限状态为叶片丢失。GJB/Z 101《航空发动机结构完整性指南》规定:叶片丢失后,发动机具有足够的结构完整性,不应发生非包容的着火,不应发生转子、轴承、支承或安装节的灾难性破坏,不发生超转且能安全停车。因此,冲击放大系数的评估对象应该是瞬态极限载荷下的各个支点位置和安装节位置的载荷响应。

考察风扇叶片和风扇机匣在冲击载荷作用下的变形响应,建立叶片丢失的动力学模型如图7所示。考虑单个叶片在0.02s丢失前后的整机响应。

考察叶片丢失前后的不平衡冲击响应以及各个支点和安装节的载荷响应,如图8所示,其中,

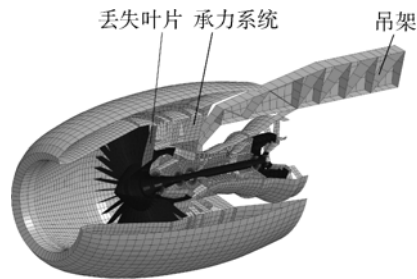
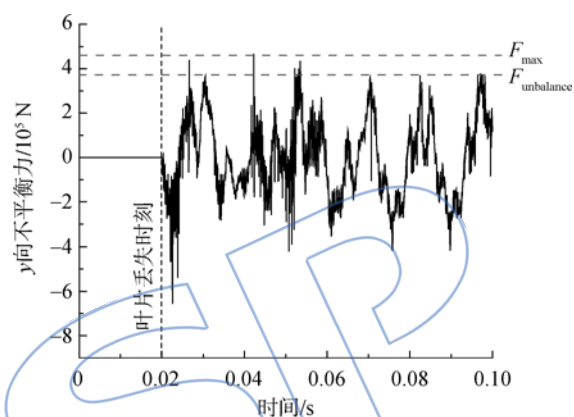
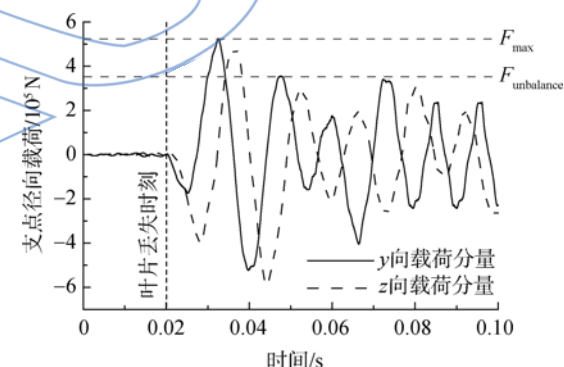


图7 叶片丢失极限状态的整机模型

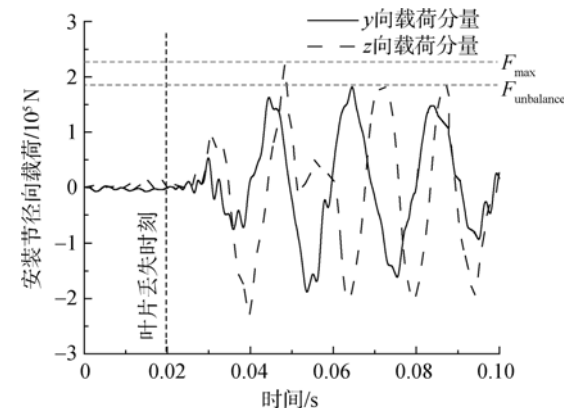
Fig. 7 Sketch of whole engine under fan out ultimate conditions



(a) 不平衡载荷特征



(b) 支点径向载荷特征



(c) 安装节径向载荷特征

图8 叶片丢失极限状态下关键位置径向载荷特征

Fig. 8 Radial load characteristics of key positions under fanout ultimate conditions

$F_{\text{unbalance}}$ 为不平衡载荷, F_{max} 为峰值载荷. 表 3 是各支点和安装节位置冲击放大系数的计算结果.

表 3 关键位置冲击放大系数

Table 3 Impact amplification coefficient of key locations

位置	F_{max}/kN	D_t
冲击激励位置	439	1.00
1 号支点	525	1.20
2 号支点	173	0.39
3 号支点	121	0.28
4 号支点	229	0.52
5 号支点	154	0.35
主安装节	185	0.42
辅安装节	166	0.38

从冲击载荷特征来看, 0.02~0.06 s 为突加不平衡冲击载荷阶段, 丢失叶片所产生的突加载荷作用于风扇转子上, 并对整机振动响应产生一定的影响. 0.06 s 后转化为一个大不平衡力稳态运转状态, 不平衡载荷大致为正弦特征.

支点和安装节的反力在叶片丢失瞬时突增, 并从 0.06 s 开始基本呈现稳态的正弦分布特征. 同时, z 向的响应相对 y 向有一定延迟. 通过不同支点结果对比发现, 由于载荷的传播, 不同支点响应峰值出现时间具有一定延迟性, 1 号支点在 0.03 s 最先达到最大值.

冲击放大系数很好地反映了支点和安装节位置的结构刚度/质量分布的综合特征, 不同支点和安装节位置冲击载荷的不同的放大效果体现了承力系统对冲击载荷的传播特性. 其中, 1 号支点的冲击放大系数达到了 1.20, 即叶片上的冲击载荷被放大, 可见 1 号支点在冲击载荷作用下的最容易发生变形, 为设计的危险位置, 而其余支点的冲击放大系数均小于 1, 可见冲击载荷在传播过程中得到了衰减, 导致支点位置变形较小. 3 号支点和 5 号支点的冲击放大系数仅仅为 0.3 左右, 即冲击载荷的 30%, 反映了承力系统整体抗变形能力较好, 冲击载荷在传播过程中不断衰减, 具有较好的隔振能力. 载荷最终通过安装节传递到吊架上, 安装节的冲击放大系数为 0.4 左右, 对冲击载荷的放大作用非常小, 可见其变形很小, 总体结构能够符合设计要求.

4 结论与展望

1) 针对发动机的承力系统, 基于安全性设计

要求, 分别考虑稳态极限载荷和瞬态极限载荷, 提出了当量刚度、间隙匹配系数以及冲击放大系数 3 个参数来评估承力系统的抗变形能力, 分别体现了承力系统的结构固有抗变形能力、稳态载荷下转静件间隙的匹配程度以及瞬态冲击载荷下自身变形的动态刚度/质量分布特征, 可以为结构的设计以及承力系统传力路线的安全性设计提供优化方向.

2) 采用所建立的评估方法, 对某高涵道比涡扇发动机承力系统进行了抗变形能力评估, 结果表明: 承力系统等效刚度均在 10^8 N/m 数量级内, 满足设计要求, 风扇机匣和增压级机匣当量刚度约为 0.5, 为容易变形的薄弱位置; 在瞬态冲击载荷作用下, 1 号支点的冲击放大系数最大, 反映出其极限载荷下的动态变形特征比较明显, 可以加强局部的刚性, 安装节的冲击放大系数约为 0.5, 反映出承力系统的隔振能力较好, 冲击载荷在承力框架作用下得到了衰减, 具有较好的隔振能力; 在稳态载荷作用下, 随载荷的作用机理不同, 间隙匹配系数有一定差异, 除了风扇机匣以外, 间隙匹配系数均在 0.7 以上, 可见转静件变形协调性很好, 机动飞行载荷下的间隙匹配系数较小主要是由风扇转子的变形引起的, 结构设计应主要提高转子的支承刚度. 计算的相关规律和数值范围可以供其他承力系统结构安全性设计参考.

3) 提出的 3 种抗变形能力评估参数已经能够综合反映出不同类型的极限载荷对承力系统变形的影响, 为承力系统结构的安全性设计和优化提供了新的思路, 随后可以通过对多种类型的承力系统结构进行计算从而更好地总结出不同参数的数值标准并用相关参数对比不同结构设计优劣. 另外, 当量刚度和间隙匹配系数已经归一化, 如何将冲击放大系数进行归一化处理, 从而通过相应的权重系数将 3 个参数整合为单一的抗变形能力评估参数, 将是下一步研究的主要方向.

参考文献:

- [1] Wu R W H, Witmer E A. Approximate analysis of containment/deflection ring responses to engine rotor fragment impact[J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(1): 28-37.
- [2] European Aviation Safety Agency. CS-E Initial issue certification specifications for engines[S]. Cologne, German: European Aviation Safety Agency, 2009: 11-13.
- [3] 国防科学技术工业委员会. GJB241/87 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京: 航空工业部三〇一所,

- 1987;56-57.
- [4] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 101 航空发动机结构完整性指南[S]. 北京:中国航空工业总公司,1997:34-35.
- [5] 秦丽晔,吴素君,赵海涛,等. 航空发动机机匣损伤容限评估及剩余寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(7):895-900.
- QIN Liye, WU Sujun, ZHAO Haitao, et al. Determination of damage tolerance and remaining life for aeroengine crankcase[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 895-900. (in Chinese)
- [6] 何俊杰, 蔚夺魁, 张德平. 某型燃气轮机内、外机匣振动传递的动力学分析[J]. 航空发动机, 2009, 35(2): 34-36, 12.
- HE Junjie, YU Duokui, ZHANG Deping. Dynamics analysis of vibration transmission for inner and outer cases of a gas turbine[J]. Aeroengine, 2009, 35(2): 34-36, 12. (in Chinese)
- [7] 赵文涛, 陈果, 李琼, 等. 航空发动机机匣支承刚度有限元计算及验证[J]. 航空计算技术, 2011, 41(5): 34-38, 41.
- 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, 41. (in Chinese)
- [8] 《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, 2001:387-392.
- [9] 王海涛. 某型航空发动机整机振动特性分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- WANG Haitao. Research on whole body vibration of aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [10] 张本斌. 某型航空发动机轴承机匣使用变形问题分析[J]. 装备制造技术, 2006(3):92-93.
- ZHANG Benbin. Deflection analysis on bearing case of aero engine[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2006(3):92-93. (in Chinese)
- [11] 任兴民, 顾家柳. 转子机匣系统的瞬态动力响应计算[J]. 西北工业大学学报, 1996, 14(2): 234-238.
- REN Xingmin, GU Jialiu. On improved calculation of transient dynamic response of rotor-stator system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1996, 14(2): 234-238. (in Chinese)
- [12] 张大义, 母国新, 洪杰. 航空发动机转子支承系统刚度计算中的几个问题[J]. 战术导弹技术, 2005(2):20-23.
- ZHANG Daying, MU Guoxin, HONG Jie. Rigidity calculation methods for rotor supporting system in gas engine[J]. Tactical Missile Technology, 2005(2):20-23. (in Chinese)
- [13] 史海秋, 赵福星. 某型发动机承力机匣疲劳载荷谱研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2005, 18(1):41-44.
- SHI Haiqiu, ZHAO Fuxing. Loading spectrum study of aeroengine cases[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(1):41-44. (in Chinese)
- [14] Jay A, Todd E S. Effect of flight loads on turbofan engine performance deterioration[R]. NASA-TM-79041, 1978.
- [15] Olsson W J, Martin R L. B747/JT9D flight loads and their effect on engine running clearances and performance deterioration[R]. NASA-CR-165573, 1982.
- [16] Husband J B. Developing an efficient FEM structural simulation of a fan blade off test in a turbofan jet engine[D]. Saskatchewan, Canada: University of Saskatchewan 2007.
- [17] 蔡显新, 肖新红, 王涛, 等. 风扇机匣的减振优化设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2):396-401.
- CAI Xianxin, XIAO Xinhong, WANG Tao, et al. Optimization design of a fan casing for reducing vibration[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2):396-401. (in Chinese)
- [18] 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)

(编辑:陈越)