

叶片振动可靠性评估方法研究

北京航空航天大学 欧阳德** 孔瑞莲 宋兆泓

【摘要】 提出一种用于发动机叶片振动可靠性评估方法,该方法基于叶片共振转速图(Campbell),引入概率故障树PFTA(Probability Fault Tree Analysis)概念,改善了传统评估方法。其目的是为发展叶片共振识别和可靠性评估的有效方法。在Campbell图上,叶片共振系统定义由工作转速点和附近的多个共振点组成。利用PFTA分析该系统能获得更多的叶片振动信息。该方法发展了常规的叶片振动可靠性设计方法,为叶片设计和叶片振动疲劳排故中改善叶片振动特性提供有益的工程评估方法。

主题词: 航空发动机 叶片 振动 可靠性估计

分类号: V 214. 19

1 振动可靠性设计变量与分散度和避开共振的概率

发动机叶片几何、材料等的不确定,导致叶片固有频率的不确定,外界激振力的频率和力幅的不确定,共同导致叶片振动响应的不确定性。所以航空发动机叶片设计必须考虑如下的设计变量及它们的分散度。

(1) 激振力频率: 发动机叶片受到的激振力频率依 $f_b = KN^{[1]}$ 得:

$$\bar{f}_b = K\bar{N}, \quad \sigma_{f_b} = K\sigma_N$$

式中: $\bar{f}_b$ 为激振力频率均值; σ_{f_b} 为激振力频率的标准差; $\bar{N}$ 为发动机的工作转速均值; σ_N 为发动机工作转速的标准差。 K 为结构谐波系数,例如: 对于某级叶片,一般它的前两级静止叶片,后一级静止叶片及前后两级静叶数差组成的激励源在叶片共振转速图上的交点应考虑,对于涡轮叶片的振动可靠性设计,还应特地考虑燃烧室中油嘴的个数。

(2) 气动激振力幅: 对叶片,尾流激振是主要的激振力,是流场的不均匀造成的,叶片每转过一次,要受 K 次激振力的冲击。

(3) 固有频率: 叶片固有频率 f 是叶片几何形状、材料、工况等随机变量的函数,可用 n 维随机变量表示为: $f = f(X)$, 式中: $X = \{X_g, X_m, X_l\}$, X_g, X_m 和 X_l 分别表示叶片几何形状 X_g 、材料 X_m 、工况 X_l 等随机变量组成的 n 维空间。当随机变量 X_1, X_2, X_3, X_n 是互相独立时,在设计点 X_0 附近有 ΔX 小偏差时,可用 f 在 X_0 的 Taylor 级数展开求得其均值 $\bar{f}$ 和标准差 σ_f 。

另外,可对叶片进行测频,统计分析来得到频率均值 $\bar{f}$ 和分散度 σ_f 。

(4) 振动响应: 发动机叶片振动响应 y (位移、速度、加速度或动态应力、应变) 是外界激振力,激振频率,固有频率及阻尼等随机变量的函数。可表示为: $Y = Y(X)$ 。式中: $X = \{X_{fc}, X_{fb},$

$X_f, X_e, X_{fc}, X_{fb}, X_f$ 和 X_e 分别表示外界激振力, 激振频率, 固有频率及阻尼等随机变量, 其振动响应的均值 $\bar{Y}$ 和分散度 σ 可通过对叶片的强迫振动分析和实际的测量统计来得到。

(5) 避开共振概率 R_f ^[2]: 叶片在某一模态频率 f 下, 避开某转速 N 引起的 K 次谐波共振的概率, 也就是该叶片避开转速 N 共振的可靠度。如果用 $g_1(f)$ 表示叶片固有频率分布的概率密度函数, 用 $g_2(f_b)$ 表示激振力频率分布概率密度函数, 当 $f < f_b$ 时, 固有频率分布同激振力频率分布的干涉模型, 有:

$$R_f = P(f < f_b) = \int_{-\infty}^{\infty} g_1(f) \left[\int_{-\infty}^{\infty} g_2(f_b) df_b \right] df$$

当 f 和 f_b 独立服从正态分布时, 利用标准正态分布积分表有: $R_f = \Phi(\beta_1)$ 。式中: $\Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x \exp(-t^2/2) dt$, $\beta_1 = \frac{f_b - f}{\sqrt{\sigma_{f_b}^2 + \sigma_f^2}}$, 当 $f > f_b$ 时, 有 $R_f = \Phi(\beta_2)$, 而 $\beta_2 = \frac{f - f_b}{\sqrt{\sigma_{f_b}^2 + \sigma_f^2}}$

限制响应可靠度 R_y ^[2]: 限制振动响应 y 不超过许用振动响应 $[y]$ 作为振动设计的准则, 依上推得: 设 $f(y)$ 为振动响应分布概率密度函数, 则小于许用振动响应的概率 R_y 为:

$$R_y = P(y < [y]) = \int_{-\infty}^1 f(y) dy$$

2 基于 Campbell 叶片避开共振可靠性数学模型^[3]

文献[4, 5]将 FTA 分析应用分析航天飞行器零、部件的疲劳寿命和振动设计与评估, 并用它对叶片总的设计作了评估。这里应用这种方法来研究 Campbell 图上叶片避开共振的水平, 如叶片的动频已经通过有限元分析得到, 则可画出共振转速特性图(Campbell), 如图 1。

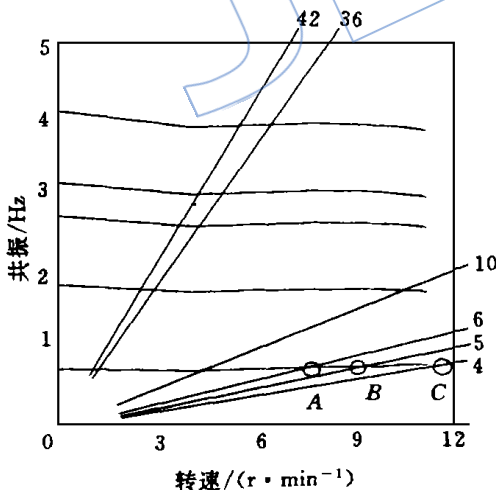


图 1 叶片共振转速图

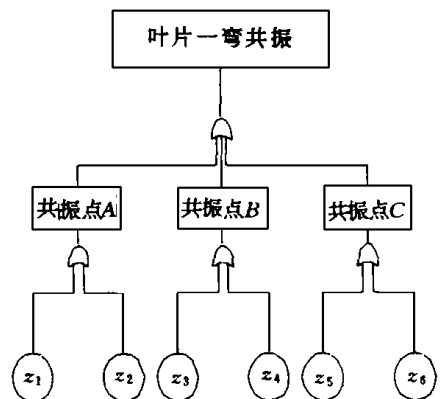


图 2 叶片共振的 PFTA 图

假定 Campbell 图上, 任何一个危险共振点上发生共振, 构件发生破坏, 则由叶片共振转速图上所有的危险共振点组成一个具有串联特性的共振系统, 该系统就叫叶片共振的 PFTA 图, 或称叶片振动可靠性评估逻辑图, 如图 2 所示。图中 A, B, C 分别与 Campbell 图上转速大

于 6000 r/min 的一弯危险共振点 A、B、C 相对应, z_1, z_2, z_3 为定义的避开共振概率的性能临界函数。

(1) 某一点不发生共振的概率。叶片在某一点避开共振概率, 用定义避开共振的概率公式计算。

(2) 某一转速附近不发生共振的概率。假定在某一工作转速附近, 模态与激励射线共有 n_N 个可能发生共振的交点, 每个点不发生共振的概率为 $P_i (i = 1, 2, \dots, n_N)$, 则在该转速附近叶片

$$\text{不发生共振的概率 } R_N = \prod_{i=1}^{n_N} P_i$$

(3) 某一阶模态不发生共振的概率。假定在某一常用转速范围内, 某阶模态与激励射线, 有 n_M 个交点(确信都是可能的共振点), 若每一个点不发生共振的概率为 $P_i (i = 1, 2, \dots, n_M)$, 则

$$\text{可定义某一阶模态在该转速范围内不发生共振的概率 } R_M = \prod_{i=1}^{n_M} P_i$$

3 算 例

发动机压气机工作叶片在实际应用中经常发生扭转共振或弯扭复合共振断裂, 为了排除共振故障, 需要改进叶片的设计。过去经改进设计后是否排除共振要看频率值, 当改进后的频率不与激励频率相同时, 说明该叶片在此转速下不会发生共振。本文应用概率统计理论, 通过实际例子进行了改型前后避开共振概率计算, 能进一步说明在工作转速下不发生共振的概率。

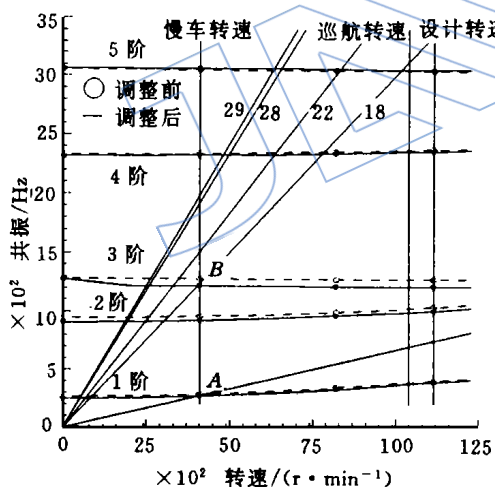


图3 调整前和调整后叶片共振转速特性

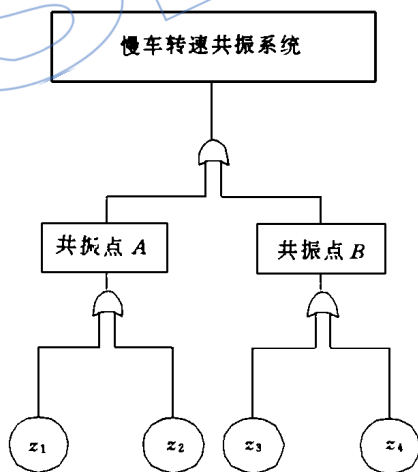


图4 A 和 B 共振点构成的 PFTA 图

某发动机压气机叶片在工作中发生共振断裂, 经有限元计算分析叶片的共振特性, 发现叶片在慢车转速下工作时共振点, 通过可靠性评估, 原设计叶片在慢车转速时避开共振的概率是比较低的, 这是叶片共振特性设计不合理所产生的。通过对叶片型面的厚度调整, 提高了叶片的动态频率避开工作转速下共振的概率, 其调整前和调整后叶片共振转速特性及慢车转速共振系统见图 3 和图 4。依前述理论可知叶片避开共振性能函数形式如下:

$$\text{共振点 A: } z_1 = f_1 - f_b \quad (f_1 > f_b) \quad , \quad z_2 = f_b - f_1 \quad (f_1 < f_b)$$

$$\text{共振点 B: } z_3 = f_3 - f_b \quad (f_3 > f_b) \quad , \quad z_4 = f_b - f_3 \quad (f_3 < f_b)$$

经统计分析实际成品叶片的频率分布,在调整前 $f > f_b$; 调整后 $f < f_b$, 所以有: 调整前 z_2 和 z_4 不存在, 调整后 z_1 和 z_3 不存在。

利用修改前后叶片型面的共振特性来评估避开共振的概率, 其计算结果见表 1。

表 1 叶片在慢车转速时避开共振的概率

序号		共振点	模态类别	叶片动态频率(Hz)		激振力频率参数(Hz)		R_N 避开共振的概率
				中心频率 f	标准差 σ_f	中心频率 f_b	标准差 σ_b	
1	修改前	A	一弯	283	9	280	2.22	0.5871
2		B	一扭	1273	17	1260	2.22	0.7764
3		PFTA	一弯与一扭	—	—	—	—	0.4558
1	修改后	A	一弯	265	9	280	2.22	0.9473
2		B	一扭	1214	11	1260	2.22	0.9999
3		PFTA	一弯与一扭	—	—	—	—	0.9472

从计算结果分析,在慢车转速时,有两个共振模态,它们是一弯模态A点,一扭模态B点。其避开共振的概率分别为 0.5871 和 0.7764, 这种避开慢车转速共振概率较低的设计,只要外激振频率与某一固有频率相同时,就会很容易引起共振。后对原型叶片进行了型面修改,使该叶片避开共振的概率大有提高,其值分别为 0.9473(比修改前增加了 61%)、0.9999(比修改前增加了 28%)。当由共振点A和B组成共振系统分析时,型面修改前后系统避开共振的概率分别为 0.4558 和 0.9472,而且修改后的增加率为 107%,大大提高了修改后叶片的共振系统的可靠性。通过共振系统的分析又进一步证明了原设计叶片是容易发生共振的。

4 结 论

PFTA 方法能揭示发动机叶片避开共振的特性。通过实例分析,结果表明: 该方法是有效可行的。同时,也说明例中的叶片型面修改是成功的。所以,该方法很适用于叶片修改设计和振动疲劳故障时振动可靠性的评估。

参 考 文 献

1 宋兆泓主编 航空燃气涡轮发动机强度设计 北京: 北京航空航天大学出版社, 1988

2 史进渊, 林振坤, 龚汉声 透平机械零件振动的可靠性设计 航空动力学报, 1995, 10(3): 263- 266

3 欧阳德 叶片高循环对低循环疲劳寿命影响研究: [硕士论文] 北京航空航天大学, 1997

4 孔瑞莲等编著 航空发动机可靠性工程 北京: 航空工业出版社, 1996

5 Tomg T Y, Wu Y T, Milwater H R. Structural System Reliability Calculation using a Probability Fault Tree Analysis Method AIAA- 92- 2410- CP

(责任编辑 杨再荣)

engine in enhancement performance at high speed and improvement of the working conditions of the hot section components

Key Words Turbofan engines Control Analysis Performance

NUMERICAL FLOW SIMULATION OF INLET VALVE BOX OF TURBINE

Li Siqi, Zhang Di, Du Zhanbo, Sun Bi

(Institution of Thermal Turbomachines Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A computational fluid dynamics code is used to simulate the flow in a test inlet valve box of turbine. The work sets two major goals: to acquire a comprehensive understanding of the complex three-dimensional flow fields in the valve box at representative operating conditions and to find out an effective tool to optimize performance at the given operating conditions. In order to improve the convergence and precision of the calculation, the numerical algorithm employs Body-fitted Coordinate (BDC) grids, the SIMPLEST method, the standard $k-\epsilon$ turbulence model, wall function method and the porosity method. In the results, the calculated flow pattern in the valve box and the loss coefficients of the valves appeared are in an improved agreement with the measured data. The tested values of the total pressure diverge from the numerical results, but their trends are about the same.

Key Words Turbines Inlet boxes Numerical simulation

AN ASSESSMENT METHOD FOR BLADE VIBRATION RELIABILITY

Ou Yangde, Kong Ruilian, Song Zhaohong

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A method is presented to assess the vibration reliability for blade design. The method based on Campbell diagram and the concept of PFTA (Probability Fault Tree Analysis) is used to improve conventional assessment methods, and aims at developing an effective method for resonance identification and assessment of the characteristics of blade resonance system, which consists of multiple resonant interception on the Campbell diagram at or near the operating speed. Much information will be obtained from this PFTA analysis, and it is useful for designer to improve the vibration characteristics of a given blade in design and in elimination of failure blade yielded from vibration fatigue.

Key Words Vibration Aircraft engines Blades Reliability estimation