

航空发动机叶片颤振分析

戴思成

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:航空发动机的安全性和可靠性长期被叶片颤振问题所困扰。发生颤振时,由于剧烈的振动,在极短的时间内便可导致叶片断裂等严重后果。针对某型航空发动机压气机叶片,构造出两种叶片结构模型,运用 MSC. Patran2008 和 MSC. Nastran2008,进行了模态分析和颤振分析。分别采用 $K-E$ 法和 $P-K$ 法计算两种叶片在亚声速内的临界颤振速度,分析了亚声速内马赫数(空气压缩性)对两种叶片临界颤振速度的影响,并基于计算结果比较了 $K-E$ 法和 $P-K$ 法的区别。

关键词:气动弹性力学;叶片颤振;MSC. Nastran; $K-E$ 法; $P-K$ 法; $V-g$ 图

中图分类号:V232.4 **文献标识码:**B **文章编号:**1671-5276(2020)06-0066-04

Flutter Analysis of Aeroengine Blades

DAI Sicheng

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The safety and reliability of aerospace engines are plagued with the blade flutter. This flutter results in severe vibration which can make the blade breaking in a very short period. The model of an aero-engine blade without or with torsion is established and its modal analysis and flutter analysis are done by using MSC. Patran2008 and MSC. Nastran2008. The critical subsonic flutter frequency of the two blades is calculated by $K-E$ method and $P-K$ method respectively and the influence of the subsonic Mach number (air compressibility) on the critical flutter frequency of two blades is analyzed, then, based on the calculation results, the $K-E$ method is compared with $P-K$ method.

Keywords: pneumatic elastic mechanics; blade flutter; MSC. Nastran; $K-E$ method; $P-K$ method; $V-g$ Plot

0 引言

叶片振动种类繁多,颤振^[1-3]是其中一种在短时间内导致断裂事故的振动形式,破坏性巨大。随着航空工业的发展,现有的发动机逐渐不能满足飞机性能的需要,发动机设计中叶片厚度变薄、级增压比增大、非定常气动负荷增加的趋势变得不可避免,叶片振动问题也随之更加突出。经过数十年的研究,目前有了很多预测叶片颤振问题的方法,比较有代表性的有经验法(单参数法、双参数和三参数法^[4])、气体动力学模型法^[5]、结构力学方法^[6]以及流固耦合方法^[7-8]等。

颤振分析中最直接的方法仍是实验法,而另一种工程中常常采用的办法则是数值仿真模拟。数值模拟方法用较低的成本便能达到工程上所要求的精度,所以近些年来以有限元法为基础的数值分析方法在颤振分析中扮演了越来越重要的角色。本文基于 Theodorsen^[9]非定常气动力理论,运用 $K-E$ 法^[10]、 $V-g$ 法和 $P-K$ 法^[11]对简化的某型航空发动机叶片开展亚音速颤振分析。

1 气动力计算理论与颤振计算方法

1.1 亚声速偶极子网格法

目前非定常气动力的计算在工程应用中多种方法,

其中亚声速偶极子网格法^[11]是最常见的。该方法基于小扰动线性化位势流方程,是一种适用于亚声速情况下的面元法理论。

1.2 两自由度叶片的运动方程

如图 1 所示,该模型中含有 1 个扭转弹簧和 1 个拉伸弹簧,其刚度系数分别为 k_α 、 k_h ,质心与刚心的距离为 x_α , α 为叶片绕刚心的转角, h 为刚心垂直方向的位移。

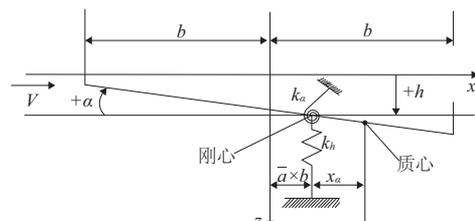


图 1 单位弦长下两自由度叶片气弹力学模型

将广义力、动能以及势能的表达式代入到 Lagrange 方程

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial T}{\partial q} + \frac{\partial U}{\partial q} = Q_q, q = h, \alpha \quad (1)$$

整理可得叶片运动方程

作者简介:戴思成(1995—),男,黑龙江大庆人,硕士研究生,研究方向为航空发动机结构强度与完整性。

$$\begin{bmatrix} m & mx_\alpha \\ mx_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Q_h \\ Q_\alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F \\ T_\alpha \end{Bmatrix} \quad (2)$$

其中: F 为气体力; T_α 为对刚心的气动转矩; I_α 为单位弦长的叶片对刚心的转动惯量; r_α 为叶片对刚心的回转半径; m 为单位弦长的叶片质量。

1.3 K-E 法

因为 $K-E$ 法中需引入人工结构阻尼, 所以将系统的结构阻尼先假定为 0。将人工结构阻尼引入后, 式(2)变为

$$\begin{bmatrix} m & mx_\alpha \\ mx_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_h & 0 \\ 0 & k_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h \\ \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F \\ T_\alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} D_h \\ D_\alpha \end{Bmatrix} \quad (3)$$

式中耗散结构阻尼力可表示为

$$\begin{aligned} D_h &= \bar{D}_h e^{i\omega t} = -i g_h m \omega_h^2 \bar{h} e^{i\omega t} \\ D_\alpha &= \bar{D}_\alpha e^{i\omega t} = -i g_\alpha I_\alpha \omega_\alpha^2 \bar{\alpha} e^{i\omega t} \end{aligned} \quad (4)$$

其中 g_h 、 g_α 分别是引入的两个自由度的人工结构阻尼系数。将式(4)代入式(3), 并取 $g_h = g_\alpha = g$, 得广义特征值问题

$$(A(k) + M) \begin{Bmatrix} \bar{h}/b \\ \bar{\alpha} \end{Bmatrix} = \frac{(1+ig)}{\Omega^2} K \begin{Bmatrix} \bar{h}/b \\ \bar{\alpha} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

其特征值为:

$$\lambda = \frac{(1+ig)}{\Omega^2} = \lambda_{Re} + i \lambda_{Im} \quad (6)$$

由此可以算得

$$\omega = \frac{\omega_\alpha}{\sqrt{\lambda_{Re}}}, g = \frac{\lambda_{Im}}{\lambda_{Re}} \quad (7)$$

设折合频率为 $k = \omega b/V$, 则有

$$V = \frac{\omega_\alpha b}{k \sqrt{\lambda_{Re}}} \quad (8)$$

1.4 P-K 法

用 $P-K$ 法进行颤振分析时, 两自由度叶片的沉浮和俯仰运动可以分别表示为:

$$h = \bar{h} e^{(\gamma+i)\omega t} = \bar{h} e^{pt}, \alpha = \bar{\alpha} e^{(\gamma+i)\omega t} = \bar{\alpha} e^{pt} \quad (9)$$

式中 $p = (\gamma+i)\omega$ 。当 $\gamma < 0$ 时, 叶片运动逐渐衰减; 当 $\gamma > 0$ 时, 叶片运动逐渐发散; 当 $\gamma = 0$ 时, 叶片作简谐运动。

引入 p 的无量纲量 \bar{p}

$$\bar{p} = (\gamma+i) \frac{\omega}{\omega_\alpha} = (\gamma+i) \Omega \quad (10)$$

带入叶片运动方程中可得

$$\bar{p}^2 M \begin{Bmatrix} \bar{h}/b \\ \bar{\alpha} \end{Bmatrix} = (V_{non} B(k) - K) \begin{Bmatrix} \bar{h}/b \\ \bar{\alpha} \end{Bmatrix} \quad (11)$$

2 航空发动机叶片颤振分析

2.1 压气机叶片结构建模

针对某航空发动机压气机叶片, 对其作简化处理, 截

去榫头部分得到叶片在流场中的部分, 进而得到无扭转叶片模型和带扭转(沿叶高均匀扭转 15°)叶片模型如图 2 所示。

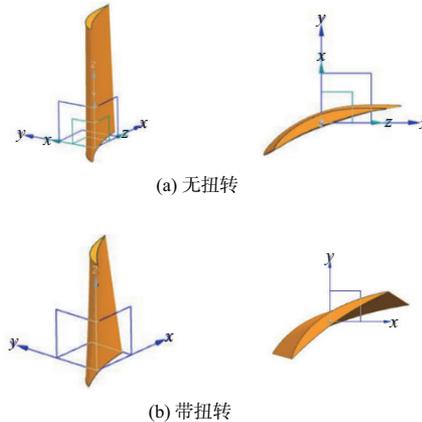


图 2 两种压气机叶片模型

叶片材料参数如表 1 所示。

表 1 叶片材料参数

材料	密度/(kg/m ³)	弹性模量/GPa	泊松比
45 钢	7 890	209	0.269

两种叶盘模型的有限元网格划分结果如图 3 和表 2 所示。

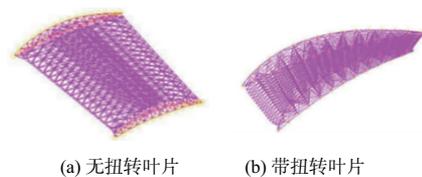


图 3 无扭转/带扭转叶盘有限元网格划分

表 2 叶片有限元网络划分

材料	节点数	单元数	单元类型
无扭转	3 144	1 609	Tet10
带扭转	2 666	1 252	Tet10

2.2 压气机叶片颤振分析

本文中的颤振计算基于 MSC. Flightloads 模块中的颤振分析功能, 需要在其中划分升力面网格, 设定气动力单元与结构单元的样条插值方法并确定气动参数等。本文选用的计算模型是亚声速流场中的压气机叶片, 故采用亚声速偶极子网格法。

以无扭转压气机叶片为例, 在 Flightloads 模块中划分空气动力单元如图 4 所示, 单元总数 192 个。

$Ma = 0.45$, “马赫-频率”($Ma-k$) 设置如图 5 所示 (MKAREO2 卡片)。

预设颤振计算的折合频率如图 6 所示 (FLACT3 卡片)。

选择线性样条插值法为空气动力矩阵的插值方法, 分

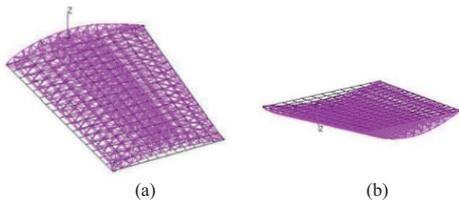


图4 无扭叶片气动网格划分

```

$ Mach-Frequency Pair .MRG_MK_3
MKAERO2 .45 .0001 .45 .206993 .45 .413886 .45 .620779
MKAERO2 .45 .827672 .45 1.034566 .45 1.241459 .45 1.449352
MKAERO2 .45 1.655245 .45 1.862138 .45 2.069031 .45 2.275924
MKAERO2 .45 2.482817 .45 2.68971 .45 2.896603 .45 3.103496
MKAERO2 .45 3.31039 .45 3.517283 .45 3.724175 .45 3.931069
MKAERO2 .45 4.137962 .45 4.344855 .45 4.551748 .45 4.758641
MKAERO2 .45 4.965535 .45 5.172428 .45 5.379321 .45 5.586214
MKAERO2 .45 6.793107 .45 6.
    
```

图5 “马赫-频率”对

```

$ Density Ratios
FLFACT 1 1.
$
$ Mach number sets
FLFACT 2 .45
$
$ Velocity sets
FLFACT 3
.0201 .0202 .0204 .0205 .0207 .0209 .021
.0212 .0214 .0215 .0217 .0219 .0221 .0223 .0225
.0227 .0229 .0231 .0234 .0236 .0238 .0241 .0243
.0246 .0249 .0251 .0254 .0258 .0261 .0265 .0269
.0273 .0276 .028 .0284 .0288 .0292 .0296 .03
.0304 .0308 .0312 .0317 .0321 .0326 .033 .0335
.034 .0345 .035 .0355 .036 .0366 .0371 .0377
.0383 .0389 .0395 .0401 .0408 .0415 .0422 .0429
.0437 .0444 .0452 .046 .0469 .0478 .0487 .0496
.0506 .0516 .0527 .0538 .055 .0561 .0574 .0587
.0601 .0615 .063 .0646 .0662 .0679 .0698 .0717
.0737 .0759 .0781 .0805 .0831 .0858 .0887 .0919
.0952 .0988 .1027 .1069 .1114 .1164 .1218 .1277
.1342 .1414 .1494 .1584 .1684 .1798 .1929 .2079
.2255 .2462 .271 .3014 .3393 .388 .453 .5439
FLUTTER 1 KE 1 2 3 L
    
```

图6 预设折合频率

别选用 $K-E$ 法和 $P-K$ 法对两种叶片进行颤振计算,并分别绘制 01-16 阶颤振曲线如图 7、图 8 所示,叶片各阶颤振结果如表 3 所示(本刊为黑白印刷,有疑问请与作者联系)。

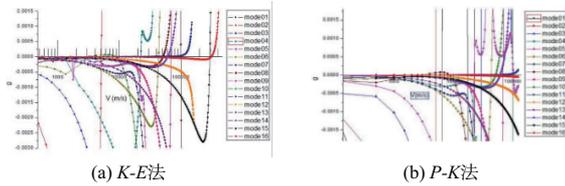


图7 无扭转叶片颤振特性曲线

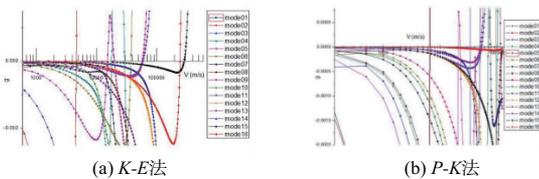


图8 带扭转叶片颤振特性曲线

在前 16 阶模态中,第 2 阶最容易发生颤振,且两种叶片在亚声速内均不会发生颤振现象,具有很好的颤振抗性。压气机内气流速度的数量级为 10^3 m/s,故这两种叶片的设计满足亚音速内的防颤标准。叶片临界颤振速度见表 4。

表3 两种叶片前 16 阶颤振计算结果对比 单位:m/s

模态	无扭转		带扭转	
	$K-E$ 法	$P-K$ 法	$K-E$ 法	$P-K$ 法
1	6 528.42	6 505.47	7 563.72	6 510.66
2	5 092.35	5 506.06	4 663.60	4 684.07
3	29 413.92	29 486.00	28 282.49	28 495.61
4	22 302.55	—	17 977.43	18 324.27
5	—	22 503.13	15 344.76	20 685.33
6	43 370.24	43 451.73	37 714.16	37 643.13
7	—	—	—	49 924.78
8	51 424.99	—	—	—
9	68 934.39	68 783.95	58 102.80	—
10	5 006.27	51 299.62	—	69 469.29
11	45 507.73	45 633.09	—	—
12	—	—	—	—
13	—	—	—	50 547.43
14	61 044.71	61 224.40	59 473.46	53 506.06
15	294 860.00	—	288 090.30	—
16	311 387.40	—	244 964.50	—

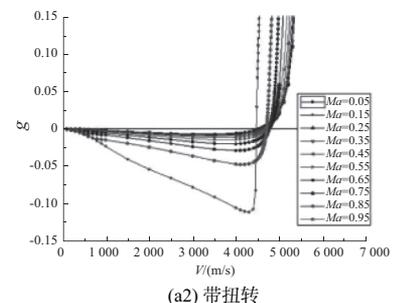
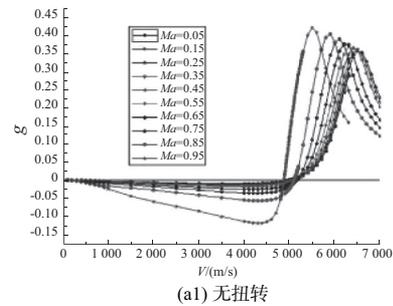
注:“—”表示该阶模态未发生颤振。

表4 4 种情况下的叶片临界颤振速度 单位:m/s

模态	无扭转		带扭转	
	$K-E$ 法	$P-K$ 法	$K-E$ 法	$P-K$ 法
2	5 092.35	5 506.06	4 663.60	6 498.96

2.3 马赫数对临界颤振速度的影响

在标准空气密度 $\rho = 1.226 \text{ kg/m}^3$ 下,计算亚声速内不同马赫数(空气压缩性)下两种叶片的临界颤振速度。由于 $P-K$ 法得到的数值点分散性较小,故选用 $P-K$ 法计算,结果如图 9 所示。



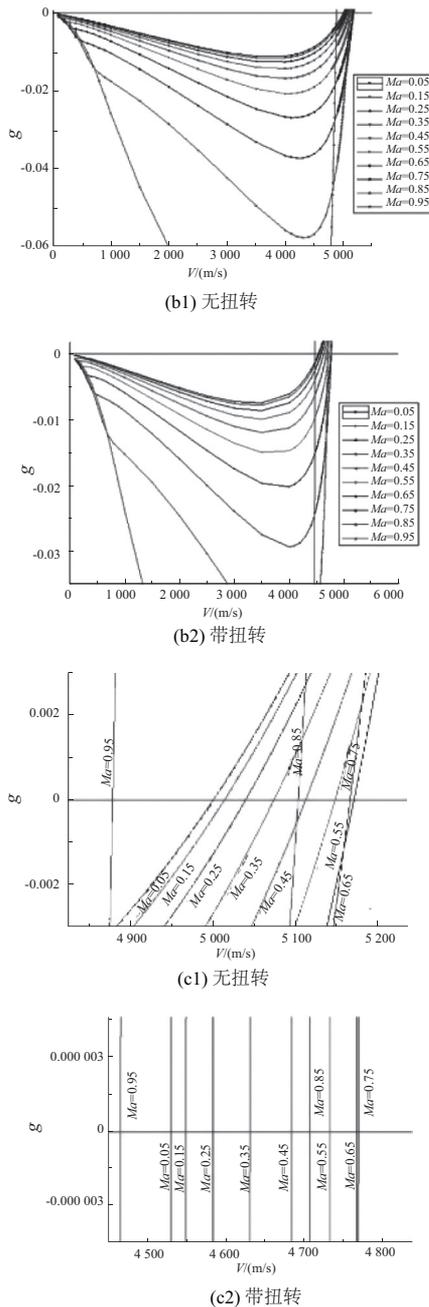


图9 不同马赫数下两种叶片第2阶颤振曲线

提取图9中两种叶片临界颤振点,可得表5。

表5 不同马赫数下叶片的临界颤振速度

马赫数 Ma	无扭转叶片 $V/(m/s)$	带扭转叶片 $V/(m/s)$
0.05	5 004.34	4 533.26
0.15	5 014.73	4 549.04
0.25	5 037.74	4 584.81
0.35	5 073.25	4 629.79
0.45	5 112.89	4 684.07
0.55	5 147.37	4 733.86
0.65	5 174.08	4 766.55
0.75	5 172.31	4 769.29
0.85	5 102.88	4 707.15
0.95	4 878.86	4 460.73

由表4可得马赫数与临界颤振速度关系,整理得图10。

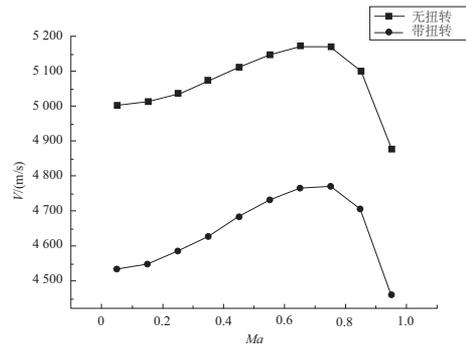


图10 两种叶片马赫数与临界颤振速度关系图

3 结语

1) 两种叶片在亚音速内均不会颤振。

2) 亚音速内随着马赫数增大,两种叶片的临界颤振速度均先增大后减小,且无扭转叶片的临界颤振速度始终大于带扭转叶片的临界颤振速度。

3) $K-E$ 法的解只有在颤振点处才有效,其余点均通过人工结构阻尼模拟得到。 $P-K$ 法除 0 点、 $g=0$ 以外,附近的点仍有意义。

4) $K-E$ 法需要指定一系列的从小到大折合频率,这样得到的速度是从大到小的; $P-K$ 法需要指定一系列从小到大的来流速度,故两种方法计算顺序有所不同。

5) $K-E$ 法的 $V-g$ 图中有时模态分支会出现曲线绕回,不便于追踪模态; $P-K$ 法数值稳定不会出现曲线绕回,便于追踪模态。

参考文献:

- [1] 张磊,杨维波,梁守方,等. 叶轮机械流固耦合问题研究进展[J]. 热力发电,2014,43(12): 1-8.
- [2] 张潇,张小伟,王延荣,等. 航空发动机叶片颤振机理探究[J]. 民用飞机设计与研究,2009(增刊1): 70-73.
- [3] 何力,周盛. 叶片失速颤振发作机理的探讨[J]. 航空学报,1985,6(5): 411-416.
- [4] 张明明,李绍斌,侯安平,等. 叶轮机械叶片颤振研究的进展与评述[J]. 力学进展,2011,41(1): 26-38.
- [5] SMITH SN. Discrete frequency sound generation in axial flow turbomachines[R]. London: R&M 3709,1972.
- [6] DUNGUNDJI J. BUNDAS D J. Flutter and forced response of mistuned rotors using standing wave analysis[J]. AIAA Journal, 1984,22(11): 1652-1660.
- [7] 汪松柏,李绍斌,宋西镇. 基于流固耦合的跨声速压气机叶片静气动弹性分析[J]. 力学与实践,2016,38(1): 38-42.
- [8] 郑赞,杨慧. 跨音速风扇全环叶片颤振特性的流固耦合分析[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(5): 626-630.
- [9] 迟圣威. 折叠翼颤振理论分析和计算方法[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
- [10] 陈娜娜. 壁板的颤振分析及实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.
- [11] 袁鹏程. 非定常跨音速机翼的颤振分析[D]. 杭州:浙江大学,2011.

收稿日期:2019-10-28