

小展弦比带掠风扇转子叶片的耦合颤振

吴长波^{1,2}, 周拜豪², 崔海涛¹, 高 源²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院 18 室, 成都 610500)

摘 要: 从结构力学出发, 对某发动机整体叶盘进行了盘片耦合振动特性分析, 通过分析小展弦比带掠风扇转子叶片的共振转速、耦合颤振和失速颤振, 发现了该小展弦比带掠风扇转子叶片存在 2 阶与 3 阶动频与静频振型发生变化的特殊现象, 揭示了该小展弦比带掠风扇转子叶片为另一种耦合颤振的问题。通过对该小展弦比带掠风扇转子叶片的结构调整, 找出了叶片前掠是该叶片发生此类特殊现象的重要影响因素, 适当压缩该叶片的前掠后, 从设计上避免了发生颤振的可能, 提出叶片各阶频率的分离度需满足 10% 的设计要求。

关 键 词: 整体叶盘; 小展弦比; 前掠; 失速颤振; 耦合颤振

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Coupling flutter of swept fan rotor blade with small aspect ratio

WU Chang-bo^{1,2}, ZHOU Bai-hao², CUI Hai-tao¹, GAO Yuan²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. 18 Research Office, China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Based on structural mechanics, blade coupling flutter characteristics of an engine blisk were analyzed. Analyses of resonance rotating speed, coupling flutter and stall flutter were accomplished by swept fan rotor blade with small aspect ratio. The unusual phenomena showing that the change of dynamic and static frequencies of second-order and third-order on the swept fan blade with small aspect ratio were found, and recognized as another problem relating to coupling flutter. By structure adjustment of swept fan rotor blade with small aspect ratio, it was found that swept-forward blade was an important factor to this unusual phenomenon. Reducing the swept degree of the blade appropriately can avoid the possibility of flutter by design. It is suggested the separation of order frequency degree for the blade should satisfy the design requirement of 10%.

Key words: blisk; small aspect ratio; swept-forward; stall flutter; coupling flutter

随着发动机大功率、高性能要求的提高, 级压比增加, 非定常气动负荷加大, 使转子叶片的设计难度逐步增大, 其叶片的叶尖切线速度提高, 刚度则要求降低, 叶片发生振动和颤振的可能性也越来越大^[1-3]。在文献[4]中曾提到某发动机的压气机一级转子叶片因颤振而引起叶片的低周疲劳断

裂, 导致发动机损坏。英国的 RB211 和美国的 F100 机型, 在研制过程中皆出现过压气机或风扇叶片的颤振故障^[5-6]。叶片颤振一旦发生, 大幅剧烈的振动会使叶片在短时间内断裂, 破坏性极大^[3], 颤振已成为新型发动机设计和调试过程中必须解决的重要问题之一。

目前研究颤振问题的多为大展弦比叶片^[7],文献[8-9]中都介绍了增加弦长、降低叶片展弦比可抑制叶片颤振。因而为提高转子叶片刚度,提高失速裕度,设计出无颤叶片,越来越多的发动机采用了小展弦比转子叶片^[10-12]。国内外学者从气动力学角度对小展弦比带掠转子叶片进行了研究^[13-15],结果表明带掠转子叶片的发动机效率、失速裕度和压比皆有所增加。然而(带掠或不带掠)小展弦比转子叶片在提高气动效率的同时,也引起了叶片刚度的变化,有些叶片在提高弯曲刚度的同时也导致了扭转刚度下降;有些叶片(如带掠)则导致了局部刚度减弱,出现局部振动,颤振又出现了新问题。文献[16]研究了某风机转子叶片的耦合颤振问题,通过理论分析和试验,证明了该小展弦比转子叶片发生了系统本身的弯扭耦合颤振。文献[17]介绍了某轴流压气机整体叶盘叶片裂纹故障,该叶片故障属于小展弦比转子叶片局部刚度不足而存在耦合颤振的可能。文献[9]中在颤振评定标准中也提到过:小展弦比、薄叶型无凸肩的复合叶片可能发生弦向弯曲颤振;前掠和大后掠叶片设计都容易诱发叶片颤振,但对叶片颤振类型和机理并无描述。

本文对某发动机小展弦比带掠风扇转子叶片进行了盘片耦合振动分析,发现该小展弦比带掠风扇转子叶片随转速的升高,叶片刚度增加,导致叶片的动频相对静频的振型发生了变化,通过共振、耦合颤振和失速颤振分析,认为该叶片存在耦合颤振的可能。然后对叶片进行了厚度和前掠影响分析,找出了问题的原因。综合文献[16-17]中的研究,研讨了小展弦比带掠风扇转子叶片的耦合颤振问题,揭示了小展弦比风扇转子叶片发生系统本身耦合颤振的模式。

1 工程中常见颤振问题及分析方法

目前工程中常见的叶片颤振类型有耦合颤振和失速颤振,这两种颤振之间既有区分也有一定的联系。

1.1 耦合颤振

当弯曲和扭转模态频率接近时就可能发生失稳,从而使其中一个模态产生很大的振幅,这是两种机理复合引起的。弯扭频率区间使用名义零件频率计算,目前所看到的大多数经典颤振是与叶片的弯扭运动耦合在一起的振型。在风扇和压气机叶片中,危险运动仅是相邻转子叶片的同相弯曲振型的振动。当叶片的两个振型大致有相同的

固有频率时,也可能出现危险的相互影响。耦合颤振应通过调整弦长和固有频率大于相应振型的临界值的办法避免^[8]。

工程上对叶片耦合颤振常采用式(1)对相邻振型下的频率分离度进行分析^[15]。

$$\delta = \frac{f_h - f_l}{f_h} \times 100\% \quad (1)$$

式中 δ 为频率分离度; f_h 为较高频率(Hz); f_l 为较低频率(Hz)。

1.2 失速颤振

已发现有各种振型的气流失速颤振。常见的临界状态与名义气流速度有关且接近于旋转失速的自然转速。正常条件下应避免失速颤振,但压气机喘振或喘振前的瞬态响应是不可避免的。通过合理选择叶型型面、弦长和固有频率,可以避免发动机因多次进入喘振而引起的疲劳破坏。失速颤振频率准则在一弯和一扭模态下给出。

工程上对叶片失速颤振常采用单参数法进行分析,具体公式如下:

$$\lambda = 2\pi \cdot f \cdot C/v \quad (2)$$

式中 f 为叶片最大气动状态下的振动频率(Hz); C 为 75% 叶高处叶片截面弦长(m); v 为 75% 叶高处进口相对气流速度(m/s); λ 为折合频率。

2 整体叶盘盘片耦合振动分析方法

2.1 振动特性分析有限元方法^[18]

应用有限元方法对结构进行动力特性分析,要对连续的结构体进行合理的离散。在不考虑阻尼的情况下,整个结构固有频率与振型的特征方程为

$$(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M}) \Phi_1 = 0 \quad (3)$$

其中 Φ_1 为特征向量,即结构的正则化模型; $\mathbf{M}$ 为质量矩阵; $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵。

对于固有频率 ω 和振型 Φ_1 (特征向量) 的求解一般采用分块的 Lanczos 方法。

2.2 盘片耦合振动分析方法

对于盘片耦合振动,采用循环对称分析方法,所需要分析的节径需满足以下两式^[17]:

$$N_d = |n_1 \times k - n_2 \times N_b| \quad (4)$$

$$N_d \leq \text{int} \left(\frac{N_b}{2} \right) \quad (5)$$

式中 N_d 为需要进行共振分析的节径数; k 为结构因素引起的激振阶次; N_b 为所分析叶片的数目; n_1 为 k 的倍数,一般取 1; n_2 为 N_b 的倍数,一般取 0, 1。

3 小展弦比带掠风扇转子叶片振动及颤振分析

3.1 小展弦比带掠风扇转子叶片振动频率及振型分析结果

发动机风扇转子为整体叶盘结构,叶片数为 17 个,叶片略带前掠.采用 2.1 和 2.2 节介绍的方法,取 1/17 的叶盘结构进行了盘片耦合振动分析,其有限元模型见图 1.



图 1 结构调整前叶片有限元模型

Fig. 1 Finite element model of blade before structure adjustment

本文重点关注了最高节径时小展弦比带掠风扇转子叶片(下文简称叶片)的振动情况,表 1 给出了该叶片静止状态和工作状态下的 8 节径的固有频率分析结果.图 2 给出了结构调整前静止状态下叶片 8 节径的前 3 阶频率的振型分布图.图 3 给出了结构调整前 30 000 r/min 时叶片 8 节径的前 3 阶频率的振型分布图.

表 1 结构调整前叶片静止状态和工作状态下 8 节径的固有频率分析结果

Table 1 Analysis results for blade inherent frequency of 8 nodal diameter at static and operation states before structure adjustment

转速/ (r/min)	固有频率/Hz					
	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶	5 阶	6 阶
0	585	1692	1834	2952	3446	4203
30 000	913	1901	2062	2866	3628	4255

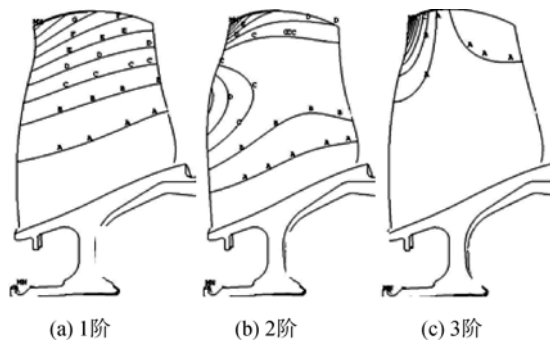


图 2 结构调整前叶片静止状态下前 3 阶频率的振型

Fig. 2 First-three order vibration profiles of blade at static state before structure adjustment

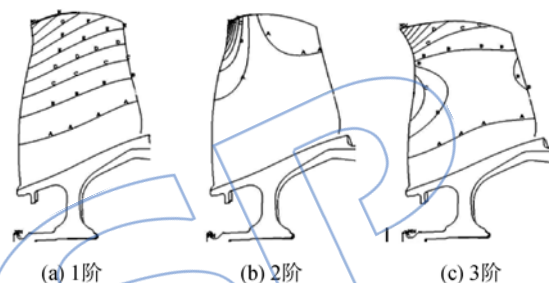


图 3 结构调整前叶片工作状态下前 3 阶频率的振型

Fig. 3 First-three order vibration profiles of blade at operation state before structure adjustment

从振型图上看,叶片的 1 阶振型静止状态与工作状态下相似,属于 1 阶弯曲型振动;但叶片的 2 阶与 3 阶振型在静止状态与工作状态下发生了改变,静止状态下叶片的 2 阶振型与工作状态下 3 阶振型相似,静止状态下叶片的 3 阶振型与工作状态下 2 阶振型相似,也就是说,该叶片刚度随转速升高而增加,在工作状态时叶片的 2 阶振动属于一扭,而静止状态下该叶片的 3 阶振动属于一扭.

3.2 叶片共振分析

对该叶片共振情况进行了分析.考虑到结构随离心载荷而使振型发生了改变,因而进行共振分析时,按振型相同绘制了共振转速图,见图 4,图中数值 1~6 和 35 表示激振阶次.在中间状态出现了 2 阶振型对应的频率和静止状态下 3 阶振型对应的频率相同的情况.

3.3 叶片颤振分析

3.3.1 耦合颤振分析

采用式(1)对叶片的耦合颤振进行了计算,可知,1 阶与 2 阶的频率分离度大于 100%,2 阶与 3 阶的频率分离度为 8%,易导致叶片一扭和二弯

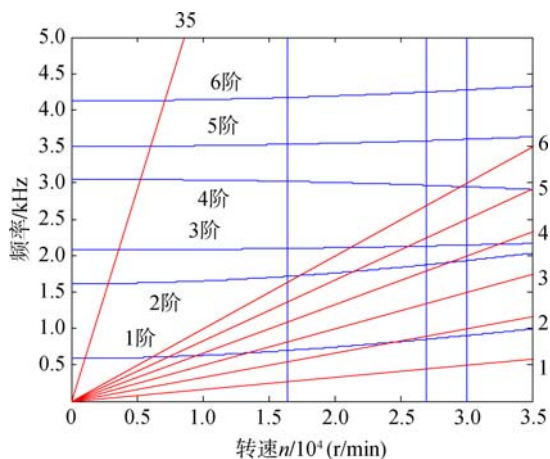


图4 结构调整前的叶片共振转速图

Fig. 4 Diagram of resonance rotating speed for blade before structure adjustment

耦合颤振发生。

3.3.2 失速颤振分析

采用式(2)对叶片的失速颤振进行了分析, 75%叶高处叶片截面弦长为0.084 mm, 75%叶高处进口相对气流速度为436 m/s, 得到叶片的一弯频率对应的 $\lambda=1.1>0.35$, 一扭频率对应的 $\lambda=2.3>1.10$, 满足失速颤振设计要求, 不会出现失速颤振。

通过该叶片的振动频率和振型分析, 发现了在离心力作用下, 叶片刚度发生了改变, 出现了静止状态下叶片的2阶振型与工作状态下3阶振型相似, 静止状态下叶片的3阶振型与工作状态下2阶振型相似的现象, 颤振分析表明叶片易出现一扭和二弯耦合颤振而非失速颤振, 需要对叶片造型进行修改。

4 结构调整后叶片的设计情况

4.1 结构调整后叶片的振动频率和振型分析结果

在对叶片频率调整的过程中, 通过调整叶尖前、后掠和中尖部叶型厚度等参数, 找出了该叶片的前掠是造成工作状态下2阶与3阶振型相对静止状态发生改变的重要影响因素。针对该现象, 在转速不变的条件下, 适当地降低了叶片的效率和失速裕度, 对叶片进行了结构调整, 压缩了叶片的前掠, 减薄了叶尖的厚度, 结构调整后的叶片有限元模型见图5。

同样采用循环对称的方法, 按1/17的有限元模型对结构调整后的叶片进行了振动分析。表2给出了该叶片静止状态和工作状态下的8节径的

固有频率分析结果, 图6给出了静止状态下叶片8节径的前3阶频率的振型分布图, 工作状态下叶片8节径的前3阶振型分布与静止状态下的相似, 没有出现振型改变的现象。

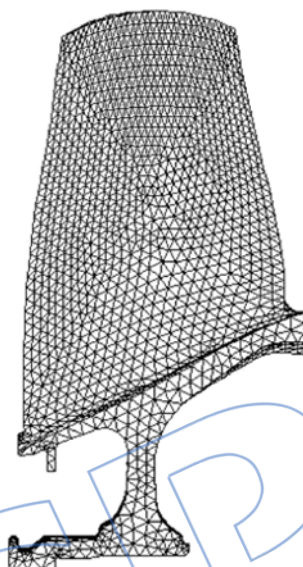


图5 结构调整后叶片有限元模型

Fig. 5 Finite element model of blade after structure adjustment

表2 结构调整后叶片静止状态和工作状态下8节径的固有频率分析结果

Table 2 Analysis results for blade inherent frequency of 8 nodal diameter at static and operation states after structure adjustment

转速/ (r/min)	固有频率/Hz					
	1阶	2阶	3阶	4阶	5阶	6阶
0	586	1613	2078	3049	3499	4127
30 000	900	1930	2144	2946	3598	4276

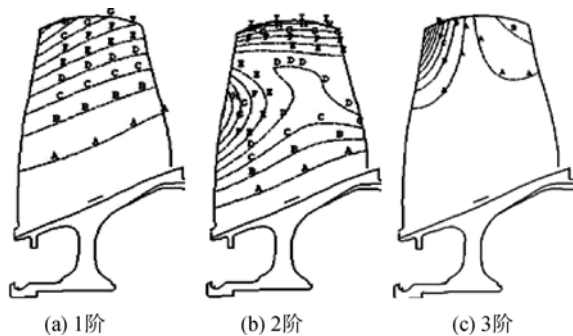


图6 结构调整后叶片静止状态下的前3阶振型

Fig. 6 First-three order vibration profiles for blade at static state after structure adjustment

4.2 结构调整后叶片共振分析

结构调整后由于振型无改变,得到结构调整后的叶片的共振分析见图7,图中数值1~6,35为激振阶次.对比图4可以看出,叶片的2阶振动与3阶振动在转速为20000 r/min附近发生的交叉现象没有发生。

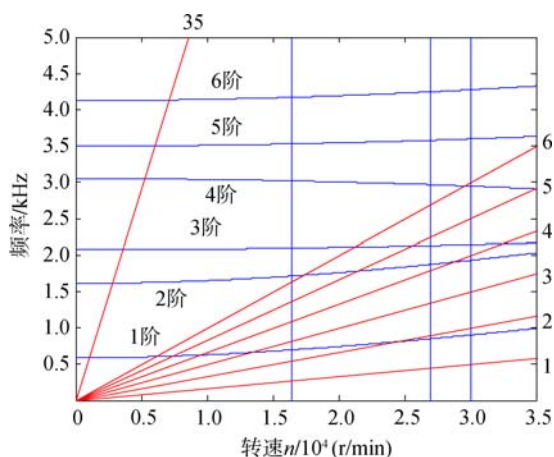


图7 结构调整后的叶片共振转速图

Fig. 7 Diagram of resonance rotating speed for blade after structure adjustment

4.3 结构调整后叶片颤振分析

采用式(1)对叶片的耦合颤振进行了计算,可知,1阶与2阶的频率分离度大于100%,2阶与3阶的频率分离度为11%,最主要的是对叶片结构调整后,叶片的2阶与3阶振型在静止状态与工作状态不再发生变化,因而不会发生耦合颤振。

采用式(2)对结构调整后的失速颤振进行了分析,结果表明该叶片不会发生失速颤振。

通过对叶片的共振转速、耦合颤振和失速颤振分析,结果表明:结构调整前的叶片易发生耦合颤振,因该叶片属宽而薄的大扭向叶片,前掠导致叶尖的刚度减弱,适当压缩前掠可有效地改变该叶片的耦合颤振问题。

5 结论

本文通过对小展弦比带掠风扇转子叶片耦合颤振问题进行了分析,揭示了该叶片易发生系统本身耦合颤振的模式,得到经验如下:

1) 该叶片在工作状态下,因离心力作用导致工作时叶片2阶与3阶的振型相对静止状态发生了改变,叶片的前掠是减弱叶尖的刚度主要影响因素,适当压缩前掠后叶片局部刚度得到了很大提高,避免了耦合颤振。

2) 综合文献[15-16]中的案例,对宽而薄的小展弦比大扭向叶片,设计时应充分关注其在静止和工作状态条件下振型的变化,设计时应充分考虑叶片的耦合颤振现象,使叶片各阶的频率分离度满足10%的设计要求。

参考文献:

- [1] 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.
ZHANG Mingming, LI Shaobin, HOU Anping, et al. A review of the research on blade flutter in turbomachinery [J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(1): 26-38. (in Chinese)
- [2] 王营,陶智,杜发荣,等. 小展弦比空心风扇叶片流固耦合作用下的叶片响应分析[J]. 航空动力学报,2008,23(12):2177-2183.
WANG Ying, TAO Zhi, DU Farong, et al. Response analysis of fluid and solid coupling characteristics for a wide-chord hollow fan blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2177-2183. (in Chinese)
- [3] 张小伟,王延荣. 叶间相位角对叶片颤振的影响[J]. 航空动力学报,2010,25(2):412-416.
ZHANG Xiaowei, WANG Yanrong. Influence of interblade phase angle on the flutter of rotor blades [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 412-416. (in Chinese)
- [4] 陶春虎,钟培道,王仁智,等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京:国防工业出版社,2000.
- [5] 朱俊强,刘前智. 航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,1996.
- [6] Carta F O. Coupled blade-disc-shroud flutter instabilities in turbojet engine rotors [R]. ASME Paper 66-WA/GT-6, 1966.
- [7] 周盛. 叶轮机气动弹性力学引论[M]. 北京:国防工业出版社,1986.
- [8] 航空发动机设计手册总编委会. 航空发动机设计手册:第18册 叶片轮盘及主轴强度分析[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [9] 饶寿期. 航空涡喷涡扇发动机结构设计准则研究报告:第3册 叶片 [R]. 北京:中国航空工业总公司发动机系统工程局,1997.
- [10] Steffens K. Advanced compressor technology: key success factor for competitiveness in modern aero engines [R]. IS-ABE-2001-1009, 2001.
- [11] Wadia A R, Hah C, Rabe D. The impact of forward sweep on tip clearance flows in transonic compressors [R]. ICAS 2004-6. 2. 1, 2004.
- [12] Thomson D, Watson K, Gorrell S. Assessment of organic matrix composites for a forward swept fan stage [R]. AIAA 94-1353-CP, 1994.
- [13] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner workings of aerodynamic sweep [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 671-682.

- [14] 桂幸民,周拜豪.压缩系统跨声进口级弯掠叶片空气动力学概述[J].航空动力学报,1995,10(4):407-411.
GUI Xingmin, ZHOU Baihao. A summary of lean-sweep aerodynamics in transonic inlet stages for compression system[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(4): 407-411. (in Chinese)
- [15] 邢秀清,单鹏,周盛.风扇转子前缘曲线相对掠对性能的影响[J].航空动力学报,2000,15(1):39-43.
XING Xiuqing, SHAN Peng, ZHOU Sheng. Effects of swept leading edge on performance of fans[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 39-43. (in Chinese)
- [16] 吴长波,崔海涛,徐拓,等.某风机叶片的弯扭耦合颤振问题分析与验证[J].航空动力学报,2012,27(3):623-627.
WU Changbo, CUI Haitao, XU Tuo, et al. Analysis and experiment on coupled flutter of a wide-chord blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 623-627. (in Chinese)
- [17] 徐峰,李春松,罗秋生,等.轴流压气机整体叶盘叶片裂纹故障研究[J].燃气涡轮试验与研究,2012,25(4):25-29.
XU Feng, LI Chunsong, LUO Qiusheng, et al. Study on the blade crack of an axial flow compressor blisk[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(4): 25-29. (in Chinese)
- [18] 张大义,史亚杰,林力,等.带宽弦叶片的盘片耦合振动特性研究[J].北京航空航天大学学报,2004,30(9):808-812.
ZHANG Dayi, SHI Yajie, LIN Li, et al. Model analysis of bladed disk coupled system of compressor with low aspect ratio[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(9): 808-812. (in Chinese)