

叶型前缘对损伤的敏感性研究

李超东, 朱家友

(中国民用航空飞行学院 航空工程学院 飞行器动力工程教研室, 四川 广汉 618307)

摘要: 压气机叶片由于腐蚀或者撞击等原因在形状和尺寸上往往会偏离设计状态, 这会对叶片的气动性能带来重要影响, 找到其中的规律对于设计、生产和维护具有重要指导意义; 通过一个简单函数给叶型前缘添加扰动, 来改变前缘的形状和尺寸, 用以模拟腐蚀和撞击对叶型的影响; 研究表明, 如果扰动很小或者扰动位于压力面, 那么叶型的气动性能不会受到明显影响; 只有当扰动位于吸力面并且达到足够大的强度时, 叶型的损失才会显著变大, 可用正攻角范围变小; 大椭圆度、小半径和非连续曲率叶型生成方法的叶型对于扰动表现出了更强的不敏感性, 表明这种叶片造型方法的鲁棒性更强, 对损伤更不敏感。

关键词: 腐蚀; 叶型前缘; 压气机叶片; 敏感性

A Study on Sensitivity of Compressor Blade Leading Edge to Damage

Li Chaodong, Zhu Jiayou

(Aircraft Engine Teaching Room, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, China)

Abstract: The corrosion or impact will make the compressor blade deviate from the design state in shape and size, and will have important influence on the aerodynamic performance of the blade. The law is important for design, production, and maintenance. A simple function is used to simulate the effects of corrosion and impact on the blade. The study shows that the aerodynamic performance of the blade type will not be affected if the disturbance is very small or the disturbance is located at the pressure surface. But when the disturbance is located at the suction surface and high intensity, the loss will increase significantly, and the range of positive angle of attack will be smaller. The leading edge of large ellipse, small radius and discontinuous curvature is more insensitive to disturbance.

Keywords: corrosion; leading edge; compressor blade; sensitivity

0 引言

压气机叶片是现代喷气发动机性能好坏的关键, 经过多年的研究和设计, 它们往往具有很精细的气动几何。叶片在不断的工作中会受到一系列腐蚀和撞击(空气中的沙粒等), 这可能会导致叶片前缘形状的改变, 带来损伤, 而叶型前缘对压气机的性能至关重要^[1-2]。Roberts^[3]等人的研究表明腐蚀导致的前缘形状的变化会导致发动机增加大约 3% 的燃油消耗和压气机风扇叶片大约 6% 的总压损失。Goodhand^[4]等人研究了二维损失对于可用攻角范围的影响。

更换被腐蚀的压气机叶片往往是非常昂贵的, 因此研究腐蚀对于叶片性能的影响机理并在设计过程中加以考虑具有重要意义。本文的目的就是探究叶型前缘对这些损伤的敏感性, 给维修决策提供参考, 并寻找鲁棒性更好的设计方法。

1 损伤叶型的生成方法

为了便于开展研究, 需要将腐蚀、撞击造成的损伤叶型进行参数化建模。本文采取一种扰动函数来模拟这种损伤, 并将其叠加到原始叶型上得到考虑扰动之后的带损伤叶型^[4]。

收稿日期: 2017-08-02; 修回日期: 2017-08-25。

基金项目: 中国民用航空飞行学院青年基金(Q2016-104)。

作者简介: 李超东(1988-), 男, 重庆人, 硕士, 助教, 主要从事叶轮机械气动热力学方向的研究。

扰动的形状和大小由 3 个参数确定, 分别是 s_p , δ_p , L_p 。其中 s_p 指扰动中心点所在的位置, δ_p 指扰动影响的最大高度, L_p 指扰动的影响范围, 通过 3 个参数来确定扰动的形状和大小, 代表着损伤的严重程度。

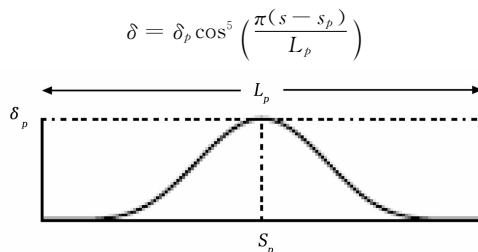


图1 损伤函数构造方式

应用该方法在前缘半径 0.15 mm, 前缘椭圆度 1.5 的连续曲率叶型上靠近前缘的地方添加扰动, 扰动的位置为吸力面靠近距离前缘点 0.4 mm 处, 影响范围为 0.3 mm, 扰动影响的最大高度为 0.03 mm (前缘半径的五分之一), 添加扰动后的叶型和原始叶型进行比较, 如图 2 所示。

经过网格无关性测试, 在扰动处沿流向分布 7 层网格, 展向分布 23 层网格。采用二维 CFD 程序 MAP 计算每一种扰动后叶型的气动性能和流场。该程序在压气机流场的数值模拟中具有优秀的准确性, 在几大主机所中得到了广泛的应用^[5-6]。

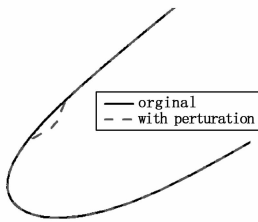


图 2 添加扰动后叶型与原始叶型的比较

2 扰动最大高度和位置对叶型气动性能的影响

叶型受到严重的腐蚀或者撞击时，叶片上会出现比较大的磨损。如果磨损越大，那么气流在这里就越容易分离，给叶型的气动性能带来很大影响，损伤严重程度对气动性能有着直接的影响。扰动高度代表了损伤的严重程度，所以首先研究扰动最大高度对于叶型气动性能的影响。

在靠近叶型前缘处选取 7 个位置，分别标号为 1~7，其中 4 号的扰动中心恰好与叶型前缘重合。1~3 号的扰动中心位于吸力面，并且距离前缘点的距离分别为 0.6 mm, 0.4 mm, 0.2 mm。5~7 号的扰动中心位于吸力面，并且距离前缘点的距离分别为 0.2 mm, 0.4 mm 和 0.6 mm，从 1 号到 7 号形成一个逆时针，具体的位置如图 3 所示。

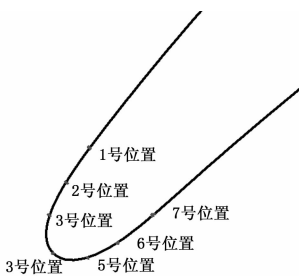


图 3 添加扰动的具体位置

选取的扰动影响范围为 0.3 mm，所以 1~3 号处的扰动只会影响压力面，5~7 号处的扰动只影响吸力面，而 4 号扰动由于恰好位于前缘点位置，所以会同时影响吸力面和压力面。

扰动最大高度为 0.015 mm, 0.03 mm 和 0.045 mm 3 种情况，大概相当于前缘半径的十分之一到十分之三。

在研究扰动对于叶型气动性能的影响时，有 3 个参数最值得注意：最小损失系数，最大的可用正攻角和最大的可用负攻角。在这里我们对于可用攻角范围的定义是：损失系数小于等于最小损失系数二倍的攻角均视为可用攻角范围。

计算结果表明当扰动最大高度为 0.045 mm 时叶型的气动性能变化比较明显，这里给出不同位置处扰动叶型的攻角特性，如图 4 所示。

从图 4 中可以发现一些比较明显的规律：

1) 无论扰动处于什么位置，叶型负攻角特性几乎不变。在负攻角工况下，几种位置情况下的扰动损失相差不大，可用负攻角范围变化很小。

2) 当扰动处于压力面或者前缘点时（4~7 号位置），整个攻角范围内叶型的气动性能和无扰动叶型相差很小，叶型的最小损失系数、最大的可用正攻角和最大的可用负攻角三者几

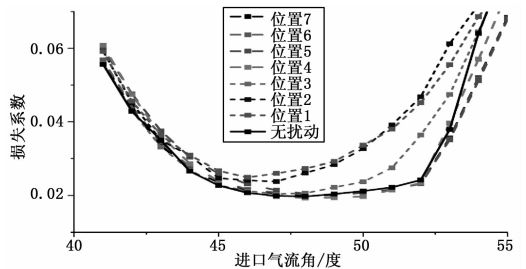


图 4 扰动高度为 0.045 mm 时不同位置扰动叶型的攻角特性

乎不变。也就是说，当扰动处于这些位置时对于叶型的气动性能不会带来明显的影响。

3) 当扰动处于吸力面时（1~3 号位置），叶型的气动性能会出现比较明显的恶化，主要表现在最小损失系数变大，可用正攻角范围变小。在整个正攻角工况内，叶型损失均会明显大于没有扰动时的叶型。尤其是当进口气流角为 52 度时，无扰动叶型的损失系数在 2% 左右，位置 5 处的扰动损失系数已经增大到 3.5%，位置 6 和位置 7 处更是达到了 4.5% 左右。

以上规律在扰动高度为 0.015 mm 和 0.03 mm 时也基本适用，不过这时候的扰动比较小，扰动对于最小损失系数和最大可用正攻角的影响比较小。

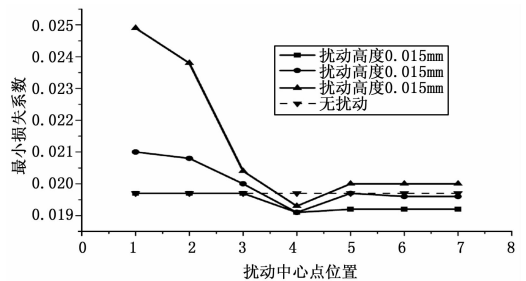


图 5 扰动高度不同时不同位置处的扰动叶型最小损失系数

图 5 作出了在不同位置处受到不同扰动情况下的扰动叶型最小损失系数。分析发现，当扰动高度为 0.015 mm 时，扰动在不同位置处的最小损失系数和无扰动叶型相比没有变化或者变化很小，当扰动处于吸力面时（1~3 号位置）时叶型的最小损失系数不变，都是 1.91%，这是因为扰动太小不能对吸力面的流动产生影响。而当扰动处于前缘或者压力面时（4~7 号位置），叶型的最小损失系数都是略有变小。

而当扰动高度为 0.03 mm 和 0.045 mm 时，此时扰动已经足够大到影响前缘附近的流动。当扰动处于吸力面时（1~3 号位置），此时扰动会影响吸力面的流动，导致吸力面的边界层变厚，从而损失变大。并且当扰动位于 1 号和 2 号位置时损失明显更大。并且很明显地，扰动高度越大，其给叶型带来的损失也就会越大。而当扰动位置位于前缘或者压力面时（4~7 号位置），叶型的最小损失系数基本不变。

可见，只有损伤发展到一定程度时、并且处于特殊位置范围、特点工况下才会对叶型的气动性能带来比较明显的影响。具体的作用机理将在下一节中进行详细分析。

3 扰动对叶型性能影响的机理分析

3.1 压力面大扰动 (0.045 mm) 的影响机理

研究发现小扰动对叶型的气动性能几乎没有影响, 所以接下来将重点分析大扰动的影响机理。图 6 和图 7 给出了位置 7 处的扰动在进口气流角 44 度 (较大的负攻角), 扰动最大影响高度为 0.045 mm 时的压力分布图和动量边界层厚度图。

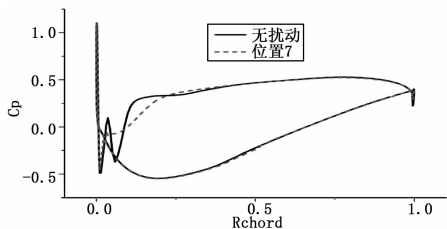


图 6 位置 7 处两种叶型的压力分布 (进口气流角 44 度)

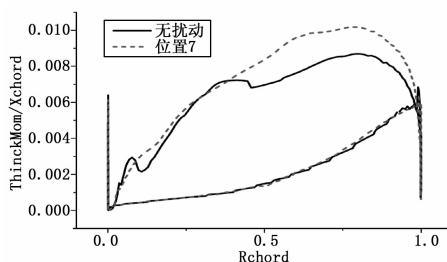


图 7 位置 7 处两种叶型的动量边界层厚度分布 (进口气流角 44 度)

可以发现扰动叶型在压力面前缘附近的压力分布虽然有一些明显的区别, 但是二者对应的最低压力 (气流在压力面前缘加速导致) 相差不大。因为由于压力面的气流抵抗分离的能力较强, 所以这种扰动造成的流动上的区别和压力分布上的不同并不足以导致气流在压力面分离产生额外的损失。图 7 中叶型表面动量边界层厚度的分布也证明了这一点: 扰动叶型和无扰动叶型在压力面上的动量边界层厚度分布差别不大, 吸力面的动量边界层厚度分布相同。这也就是为什么即使在压力面存在比较强的扰动也不会导致气流负攻角特性变差的原因。

分析此位置在进口气流角为 51 度 (较大的正攻角) 时扰动叶型和无扰动叶型的压力分布和动量边界层厚度分布。结果表明, 压力面的扰动在较大的进口气流角情况下对于叶型压力分布和动量边界层厚度的影响更小。

通过以上对位置 7 处扰动作用效果的分析发现: 压力面的扰动只会对压力面的流动产生影响, 往往是在扰动处出现一个小的压力尖峰, 但是强度比较小, 并不会对下游边界层的分离产生影响; 动量边界层厚度分布略有变化; 压力面的扰动对于吸力面几乎没有影响。

3.2 吸力面大扰动 (0.045 mm) 的影响机理

前文研究发现, 扰动对吸力面的影响主要是在较大的正攻角情况, 因此, 主要对该情况做详细分析。图 8 给出了位置 1 处大扰动 (0.045 mm) 叶型在进口气流角 51 度时的马赫数分布。可以发现扰动叶型在其表面出现了比较明显的边界层

分离, 并且尾迹明显变宽, 这给叶型带来了较大的边界层损失和尾迹掺混损失。

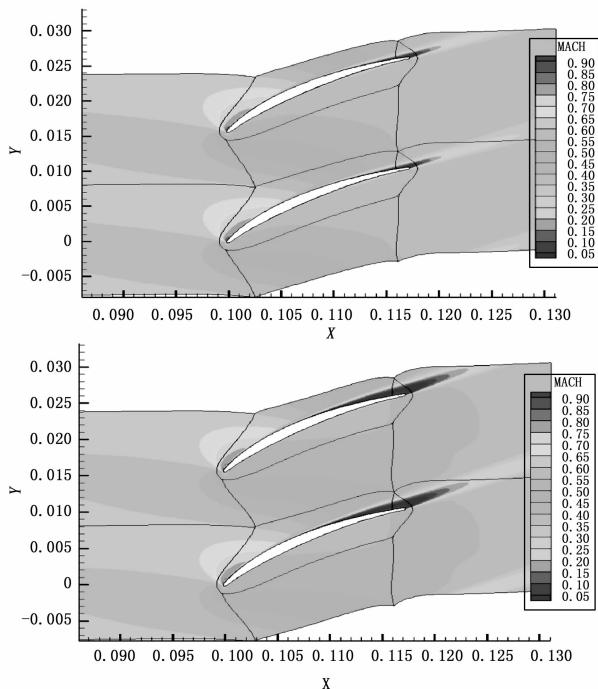


图 8 马赫数分布 (进口气流角 51 度)

进一步分析位置 1 处扰动叶型 (0.045 mm) 和无扰动叶型在进口气流角 51 度的压力分布, 发现, 大扰动在吸力面前缘给流动造成了比较大的影响, 主要的变化就是在靠近前缘的地方出现了两个压力尖峰, 其中前一个较小的扰动是由于气流在吸力面前缘的加速造成的, 强度比较小, 而第二个强度较大的压力尖峰是由于扰动产生的, 两个压力尖峰共同作用, 使得下游的边界层出现了较大的分离, 尾迹变宽, 从而带来了较大的损失, 如图 9 所示。

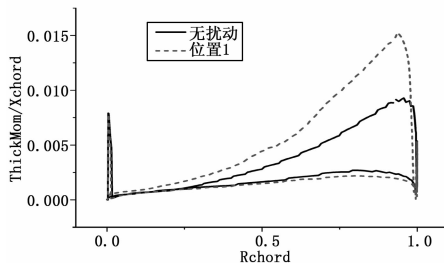


图 9 位置 1 处两种叶型的动量边界层厚度分布 (进口气流角 51 度)

从图 9 发现, 吸力面大扰动在较大的正攻角工况下导致叶型气动性能下降的原因是吸力面的边界层变厚, 发生了比较明显的分离, 并且尾迹变宽, 这带来了较大的边界层损失和尾迹掺混损失。

3.3 小扰动 (0.015 mm) 的影响机理

前文研究发现, 当扰动比较小时其对于叶型的气动性能几乎没有影响。选取位置 1 (最容易对叶型产生影响的位置) 处的扰动, 对进口气流角为 52 度 (较大的正攻角) 的情况下,

同样对其叶型表面的压力分布展开分析。结果表明，虽然吸力面的扰动会对流动产生一定的影响，气流在扰动处的流动会发生一定的变化，但是最低压力并没有变化，压力尖峰强度没有变化，并且除了扰动处，其他位置处扰动叶型的压力和无扰动叶型的压力几乎没有差别。这说明扰动影响高度比较小时，扰动对于流动的影响很小，所以不会对下游的边界层和尾迹发展产生变化。此外，发现在流动下游的动量边界层厚度几乎没有变化，所以叶型的损失也不会发生较大变化。

4 前缘椭圆度对扰动效果的影响

前文系统的分析了不同位置在不同扰动高度情况下的气动性能变化和影响机理，接下来将探讨如何从设计上去减小这些损伤的影响，寻找鲁棒性更好的设计。

为了考察前缘椭圆度对扰动效果的影响，我们保持前缘半径 0.15 mm 不变，将前缘椭圆度从 1.5 变为 2.5，结果如表 1 所示。

表 1 不同椭圆度情况下扰动叶型的最小损失系数和可用攻角范围

位置	最小损失系数		可用最小进口气流角		可用最大进口气流角	
	椭圆度	椭圆度	椭圆度	椭圆度	椭圆度	椭圆度
1 号	1.5	2.5	1.5	2.5	1.5	2.5
2 号	0.0249	0.0222	41.7	41.3	52.5	53.2
3 号	0.0238	0.0219	41.8	41.4	52.1	52.5
3 号	0.0204	0.0198	42.3	41.7	52.4	52.7

对比椭圆度 1.5 和 2.5 的扰动叶型，在相同的扰动位置，椭圆度较大的叶型其最小损失系数也会更小，并且其可用的攻角范围也要明显大于椭圆度小的叶型（可用的最大进口气流角更大，可用的最小进口气流角更小）。所以，在考虑扰动时，前缘椭圆度比较大的叶型气动性能下降更小，其对于扰动的影响具有更强的不敏感性。

5 前缘半径对扰动作用效果的影响

保持前缘椭圆度 1.5 不变，将前缘半径从 0.15 mm 变为 0.25 mm，结果如表 2 所示。

表 2 不同半径情况下扰动叶型的最小损失系数和可用攻角范围

位置	最小损失系数		可用最小进口气流角		可用最大进口气流角	
	半径	半径	半径	半径	半径	半径
	0.15 mm	0.25 mm	0.15 mm	0.25 mm	0.15 mm	0.25 mm
1 号	0.0052	0.005	-0.7	-0.5	-0.5	-0.8
2 号	0.0041	0.0035	-0.6	-0.4	-0.9	-1.7
3 号	0.0007	-0.0002	-0.3	-0.2	-0.6	-0.8

和原始叶型求差之后，最小损失系数增加的越少越好，可用的最小进口气流角减小的越多越多，可用的最大进口气流角减小的越少越好。结果表明前缘半径为 0.15 mm 的叶型相比前缘半径 0.25 mm 的叶型其损失增加的非常少，而可用攻角范围变化的范围更小，其性能的恶化没有半径为 0.25 mm 的叶型明显。可以认为，前缘半径更小的叶型其抵抗扰动的能力更强。

6 叶型生成方法对扰动效果的影响

保持前缘半径 0.15 mm 和椭圆度 1.5 不变，改变叶型的生成方法（连续曲率和非连续曲率），结果如表 3 所示。

表 3 不同叶型生成方法下扰动叶型的最小损失系数和可用攻角范围

位置	最小损失系数		可用最小进口气流角		可用最大进口气流角	
	非连续	连续	非连续	连续	非连续	连续
1 号	0.0207	0.0249	42.3	41.7	53	52.5
2 号	0.0201	0.0238	42.5	41.8	52.5	52.1
3 号	0.0198	0.0204	42.4	42.3	52.8	52.4

相比于连续曲率叶型，非连续曲率叶型的损失更小，可用的正攻角会有所变大，但是可用的负攻角会有所变小，总的攻角范围基本不变。所以，当吸力面存在大扰动时，采用非连续曲率叶型，叶型的损失增大的更少，对于扰动具有更好的不敏感性。

7 总结

通过本文的研究，系统的模拟了压气机叶片的叶型前缘在受不同程度的腐蚀或撞击情况下的气动性能变化，结果表明：

- 1) 当扰动较小时，虽然会对流动带来一定影响，但是这种影响并不会导致叶型气动性能的恶化；
 - 2) 当扰动处于压力面时，即使扰动比较大，也不会对叶型气动性能造成影响。处于压力面的扰动只会影响压力面的流动，而压力的流动抵抗分离的能力比较强，这种扰动并不会造成边界层的分离；
 - 3) 当扰动位于吸力面，并且扰动强度比较大时，叶型的损失会变大，可用正攻角范围会变小。扰动处产生的压力尖峰使得下游边界层变厚，尾迹变宽，从而带来较大的损失。
- 以上研究结果将有助于压气机叶片维护维修中的维修决策。
- 4) 采用大椭圆度、小半径和非连续曲率叶型生成方法的叶型对于扰动表现出了更强的不敏感性，对于指导新叶型的设计具有较大的参考意义。

参考文献：

[1] 林琳. 叶片前缘形状对压气机性能的影响 [A]. 中国航空学会动力分会第十届叶轮机学术年会 [C]. 1999.

[2] Kumar A. Keane AI. Robust design of compressor fan blades against erosion [J]. Journal of Mechanical Design, 2006, 128 (4): 864-873.

[3] Roberts W B. Axial Compressor Performance Restoration by Blade Profile Control [R]. AIAA-84-GT-232, ASME. 1984.

[4] Goodhand M N, Miller R J. The sensitivity of 2d compressor incidence range to in-service geometric variation [A]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea and Air [C]. 2012.

[5] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的压气机内部流动的数值模拟 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.

[6] 宁方飞, 徐力平. Spalart-Allmaras 湍流模型在内流场数值模拟中的应用 [J]. 工程热物理学报, 2001, 22 (3): 304-306.