

## 钛合金空心风扇叶片加工误差对其性能影响的初步分析

Analysis of Effect of Titanium Hollow Fan Blade Manufacturing Process  
Error on Its Performance

中航商用航空发动机有限责任公司 刘业胜 曹 玮 郭福水 柴象海

[摘要] 介绍了国外钛合金空心风扇叶片的发展及其超塑成形/扩散连接工艺;初步分析了采用超塑成形/扩散连接工艺加工的空心风扇叶片轮廓度误差、面板厚度误差、焊缝强度、内部结构成形误差对叶片性能的影响,为空心风扇叶片的研制提供了参考。

关键词: 钛合金 空心风扇叶片 轮廓度 误差

[ABSTRACT] The development of the superplastic forming and diffusion bonding abroad is firstly introduced. Then the effect of the process errors, such as contour, plate thickness, welding seam strength, and internal structure forming, on the blade performance is analyzed, which provides the guidance for the development of the hollow fan blade.

Keywords: Titanium alloy Hollow fan blade Contour Error

## 1 国外钛合金空心风扇叶片发展

当今世界范围内具备大涵道比民用飞机发动机风扇叶片制造能力的单位共有4家:英国R·R公司、美国P & W公司、GE公司以及法国的SNECMA公司。其中,法国SNECMA公司采用钛合金实心宽弦叶片,美国GE公司采用金属包边复合材料叶片。而在钛合金空心宽弦叶片研制方面,目前仅有英国R·R公司和美国P & W公司掌握该项技术,法国SNECMA公司、俄罗斯发动机厂商等正在进行专项技术攻关。

为了改进风扇性能,克服窄弦实心风扇叶片凸肩带来的压力损失、流量限制和气流扰动等,英国R·R公司开始设计和研制第一代无凸肩、无缘板的宽弦空心结构风扇叶片<sup>[1]</sup>,如图1(a)、图2(a)所示,并于1984年首次在RB211-535E4发动机(装波音757飞机)上使用。为了进一步提高叶片的性能,R·R公司于1984年又研制了第二代空心叶片,如图1(b)、图2(b)所示。第二代空心叶片是采用先进的超塑成形/扩散连接工艺(SPF/DB)制造的,其突出优点是结构整体性好,所有的连接界面都是扩散连接成为整体的,所以叶片重量更轻、成本更低<sup>[2]</sup>。R·R公司于1995年、1996年、2006年

先后将利用SPF/DB加工的钛合金空心宽弦无凸肩风扇叶片应用Trent700、Trent800以及Trent900发动机上。

P & W公司为减轻发动机风扇叶片的重量,利用计算机技术和并行工程方法设计并成功研制了SPF/DB的钛合金宽弦无凸肩空心叶片<sup>[2]</sup>,见图1。此外,法国SNECMA公司、日本国家航空实验室、加拿大安全略省技术公司及俄罗斯先后也开始研制利用SPF/DB工艺加工宽弦空心风扇叶片<sup>[3]</sup>,并取得了一定的研究成果。

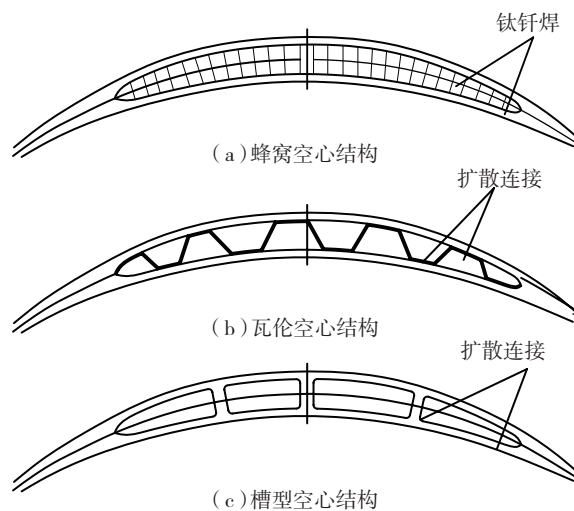


图1 国外宽弦空心风扇叶片结构示意图  
Fig.1 Hollow fan blade structure abroad

## 2 钛合金空心风扇叶片成型工艺

经过对国外先进材料工艺技术的消化、吸收和国内相关院所针对空心风扇叶片的制造技术的探索性研究,初步摸清了空心叶片的制造工艺流程<sup>[4]</sup>,具体如下:

- (1) 在中间芯板上以一定图形喷涂止焊剂,然后将芯板与两层面板一起用氩弧焊接封边(留有进气口);
- (2) 将焊好的层板放入与叶片型面相同的模具内,并一起放进带有加热系统的压机内,加热升温至超塑成形/扩散连接温度;
- (3) 先向模腔内吹入一定压力的氩气,然后保温保压使3层钛板内部预定部位和周边进行扩散连接(DB);

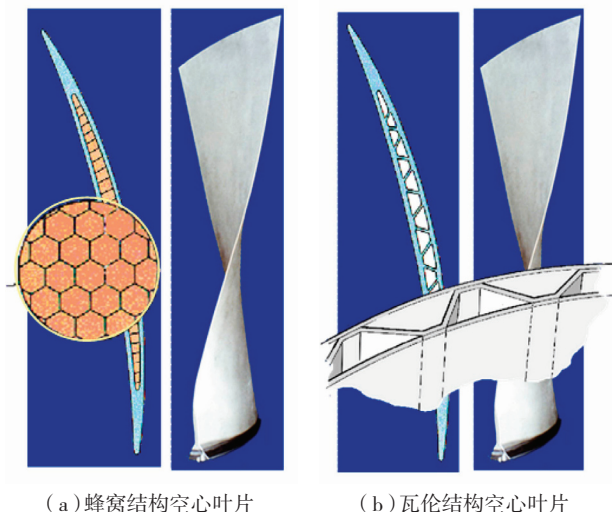


图2 R·R公司空心风扇叶片  
Fig.2 Hollow fan blade of R·R

(4) 连接完成后再向3层板内吹入一定压力的氩气进行超塑成形(SPF)；

(5) 两层面板在超塑成形状态下进行拉伸和扭曲变形,同时中间芯板延展变形,形成格形结构,见图3；

(6) 板材完全贴模成形后随炉冷却,取出零件进行表面化铣；

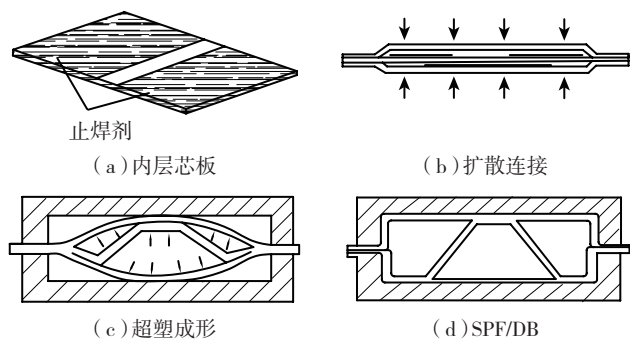


图3 三层板SPF/DB成形工艺  
Fig.3 SPF/DB process of three layers' plates

(7) 最后数控加工出叶根和叶型边缘,得到宽弦空心风扇叶片。

整个工艺流程如图4所示<sup>[5-6]</sup>。

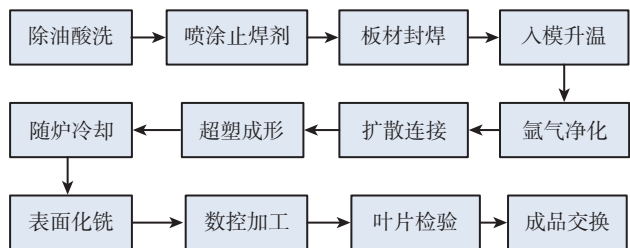


图4 SPF/DB成形风扇叶片工艺流程  
Fig.4 Fan blade machining flow with SPF/DB

### 3 加工误差对钛合金空心风扇叶片性能的影响

大涵道比发动机风扇叶片尺寸大,在国内的加工尚属首次,叶片加工的精度控制方法等还处于摸索当中,特别是利用 SPF/DB 工艺加工的空心风扇叶片。由于 SPF/DB 工艺不同于传统的机械加工,其加工工序不但长、复杂,而且还伴随着热成形,因此,空心风扇叶片的结构尺寸,特别是叶片的形位公差难以达到设计的要求,导致叶片装机后的性能指标无法满足设计要求。为确定形位公差对气动性能的影响大小,目前直接有效的方法就是:设计叶型-加工-标定加工后的叶型轮廓度误差-试验-分析试验数据,对比加工误差对性能的影响。但该方法周期长、耗资大、影响因素多,且需要多轮迭代,以便积累试验数据及经验后方可判断。为了初步了解加工误差对叶片性能影响,现从仿真分析角度分析其对气动性能、鸟撞冲击、振动频率等的影响。

#### 3.1 外型轮廓度对气动性能的影响

##### 3.1.1 均匀轮廓度公差对气动性能的影响

为了减少空心风扇叶片加工成本及提高叶片生产效率,在经过超塑成形后叶片型面的余量较少,后期一般不对叶型进行机加。因此,最终的叶片轮廓度一般较大。现假定叶片拥有均匀的叶片轮廓度公差,为 0.75mm。图5为理论叶型示意图,图6为叶片双边轮廓度取 0.75mm 的叶型示意图。

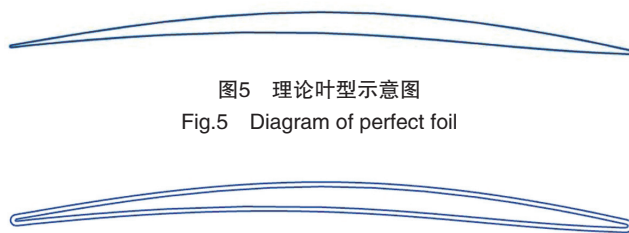


图5 理论叶型示意图  
Fig.5 Diagram of perfect foil

图6 叶片双边轮廓度0.75mm叶型示意图  
Fig.6 Diagram of foil with contour error 0.75mm

利用 NUMECA 软件对上述叶片进行仿真,湍流模型采用 SA 模型。基于商用航空发动机大涵道比的特点,分别从外涵流量、压比、效率、内涵流量、压比、效率等进行对比,结果如表1所示。

从表1可以看出,在双边预留均匀的轮廓度公差情况下,外涵压比、内涵压比基本不变,但外涵效率、内涵效率下降 0.1%。有研究表明,当外涵效率降低 0.1% 时,发动机推力下降 0.059%,耗油率增加 0.06%；内涵效率降低 0.1% 时,发动机推力下降 0.032%,耗油率增加 0.018%。

##### 3.1.2 非均匀轮廓度公差对气动性能的影响

SPF/DB 工艺中,叶片在经过扩散连接、超塑成形等

表1 均匀轮廓度公差对气动性能的影响

性能参数	双边叶型轮廓度公差 0.75mm	原设计叶型	差别 /%
外涵流量 / (kg·s <sup>-1</sup> )	0.9979	1	-0.21
压比	1	1	
效率	0.9999	1	-0.1
内涵流量 / (kg·s <sup>-1</sup> )	0.9976	1	-0.24
压比	1	1	
效率	0.9999	1	-0.1

热工序,外型普遍存在氧化现象,在经过表面化铣后,叶片外型存在局部的凹凸现象,即使经过后期的小余量加工,如磨床磨削等,也难以得到较为均一的轮廓度。图7为采用SPF/DB工艺生产的某叶片的外形型面激光测量图,不同颜色代表其尺寸偏差不一样。

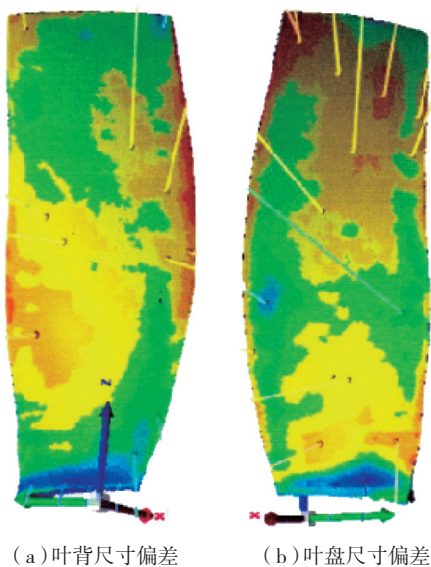
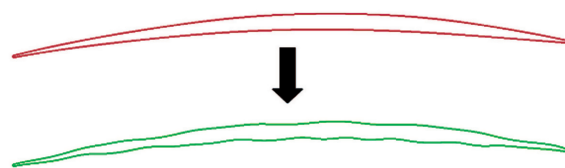


图7 某叶片外型轮廓度示意图  
Fig.7 Fan blade contour error

从图7可以看出,采用SPF/DB加工的空心风扇叶片轮廓度偏差较为复杂。为了分析非均匀轮廓误差对气动性能的影响,进行了简化,简化原则如下:

将整个叶片沿叶高方向按照等高原则分为10个截面,基于工艺标准,对每个截面上的型线进行参数化处理并叠加轮廓度偏差,如图8所示。然后分析各个截面的轮廓度偏差对气动性能的影响,其结果如图9所示。可以看出从10%叶高到80%叶高范围内,轮廓度偏差对气动效率的影响较小,在-0.1%范围内,而在90%叶高处,轮廓度偏差对气动效率的影响增大至-0.2%。上述结果表明除了靠近叶尖的位置外,其他位置单独引入轮廓度偏差对气动性能影响较小;而叶尖位置的偏差对



(a) 截面型线参数化、叠加轮廓度偏差示意图



(b) 80% 截面带有轮廓度偏差的叶片

图8 带有简化轮廓度偏差的叶片示意图

Fig.8 Diagram of fan blade with simplified contour error

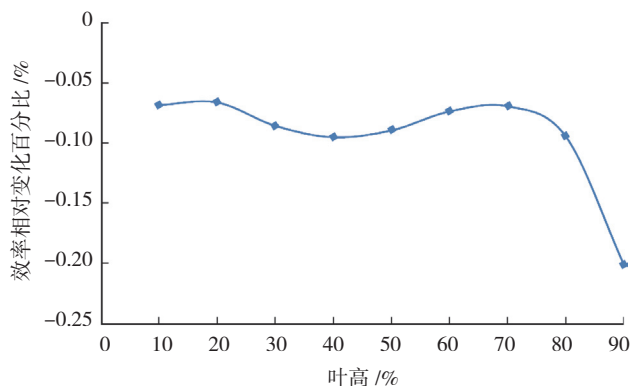


图9 不同叶高的轮廓度对效率的影响

Fig.9 Effect of fan blade contour error at different blade height on efficiency

气动性能影响较大,在加工时需要做特殊处理。

上述仿真假设轮廓度偏差仅发生在某一个截面,而在实际的加工过程中,轮廓度偏差是发生在整个叶片表面的。因此,将整个叶片表面引入轮廓度偏差,并以此为研究对象,计算了气动性能在不同流量情况下的变化,如图10所示。可以看出整个叶片引入轮廓度偏差对压比和效率产生很大影响,其中效率在整个工作范围内均有所下降,在最高效率点处下降达到1.5%,而压比也在很大范围内有所降低,幅度在1.3%左右。

### 3.2 面板厚度误差对鸟撞冲击的影响

鸟撞击发动机叶片是外物损伤导致飞行事故的原

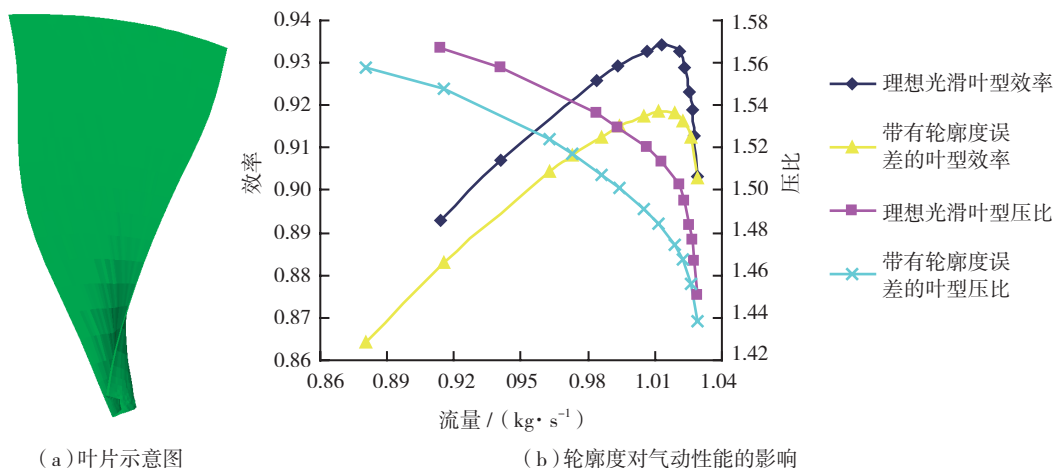


图10 Effect of fan blade contour error at different blade height on efficiency

因此,对面板的厚度偏差有一定的要求。由于实际加工中,面板的厚度误差较少,一般为毫米量级。为了更好地反映出面板偏差对鸟撞击性的影响,在此对模型进行简化,采用空心平板进行仿真分析;同时对公差进行放大。设计的空心平板如图12所示。平板的规格尺寸如表2所示。

因之一。空中飞行的鸟是随气流被吸入航空发动机的。鸟进入发动机后,撞击到风扇或压气机叶片上。吸入发动机的气流速度一般为100~300m/s,在这样的速度下,鸟具有较高的动能。具有较高能量的鸟撞击叶片时,使叶片产生较大的变形,严重时叶片中将残留塑性变形;使叶片局部凹陷或叶片前缘后卷。而由于鸟撞击叶片产生的变形或破坏,可能导致发动机转子失去平衡或气动性能恶化,使发动机无法正常工作。因此,由于鸟撞击叶片产生的损伤将直接影响飞行安全<sup>[7]</sup>。

虽然2#空心平板的厚度较1#平板小0.56mm,但其面板厚度较1#平板单边薄0.41mm,因此芯板拉伸后厚度较1#平板薄,其对我们分析面板厚度与鸟撞的关系影响较小。分别对1#、2#空心板利用Ls-Dyna进行小鸟撞击仿真,鸟的尺寸如表3所示。鸟的撞击部位位于平板的中部靠前缘处,采用SPC约束方式约束平板一端的3层节点以模仿平板的装夹,鸟的冲击速度采用

板的规格尺寸如表2所示。虽然2#空心平板的厚度较1#平板小0.56mm,但其面板厚度较1#平板单边薄0.41mm,因此芯板拉伸后厚度较1#平板薄,其对我们分析面板厚度与鸟撞的关系影响较小。分别对1#、2#空心板利用Ls-Dyna进行小鸟撞击仿真,鸟的尺寸如表3所示。鸟的撞击部位位于平板的中部靠前缘处,采用SPC约束方式约束平板一端的3层节点以模仿平板的装夹,鸟的冲击速度采用

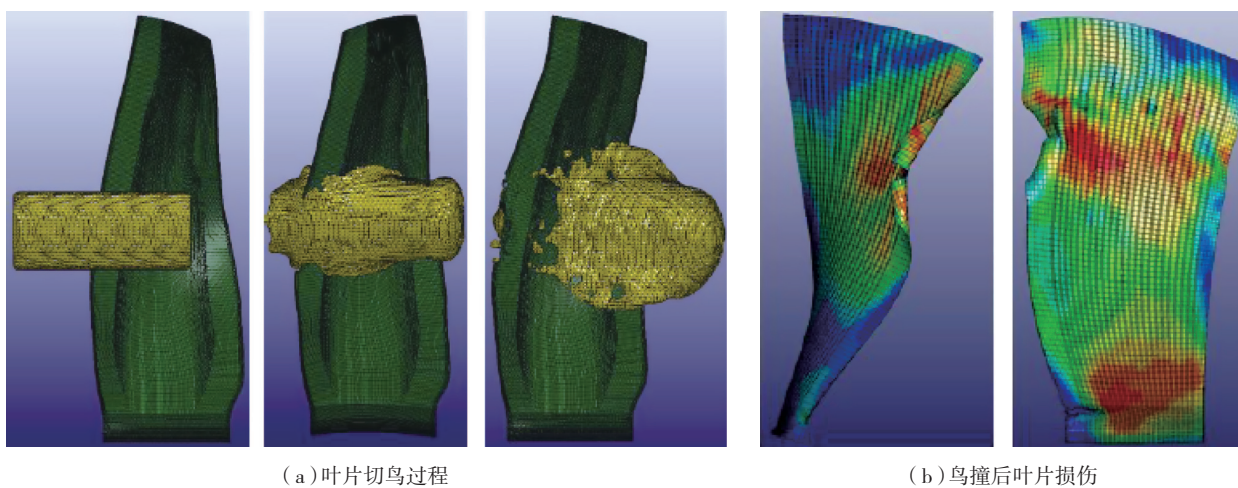


图11 叶片切鸟过程及其损伤

风扇叶片是鸟撞击的主要部件。空中飞行的鸟被吸入航空发动机后,首先受到就受到高速转动的风扇叶片的切割作用,被叶片切割分开的鸟体撞击到叶片上,使叶片发生变形或损伤,见图11。

叶片被鸟体打伤之后,叶身受力状态不一致,有的部分应力大,容易损伤,如图11(b)中叶片伸根段及叶片中上部位。由于叶片抗鸟撞主要是依靠叶片的面板,

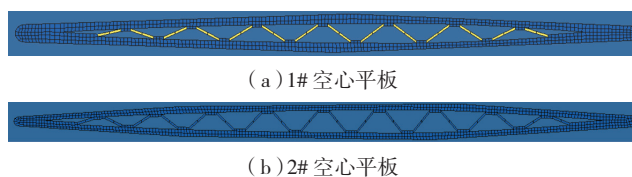


图12 空心平板

表2 空心平板规格及尺寸

平板类型	平板宽 / mm	平板厚 / mm	面板厚 / mm	拉伸后芯板厚 / mm
1# 空心平板	131.6	7.77	1.65	0.42
2# 空心平板	140.59	7.21	1.24	0.35

表3 小鸟规格

鸟的类型	鸟重量 / g	鸟长 / mm	鸟直径 / mm	鸟密度 / ( $\times 10^3 \text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	备注
小鸟	113.4	71.12	44.45	1.024	等效尺寸

300m/s, 如图 13 所示。

通过图 14 和表 4 可以看出, 在鸟的冲击速度相同的情况下, 面板越薄, 损伤越大, 而且较明显, 因此, 在超塑成形后的叶片面板厚度要求具备一定均匀性。

### 3.3 扩散连接焊缝强度对冲击的影响

扩散连接是指相互接触的材料表面, 在高温和压力的作用下, 在接触表面相互靠近, 局部发生塑性变形, 原子间相互扩散, 在界面形成新的扩散层, 从而形成可靠的连接接头。

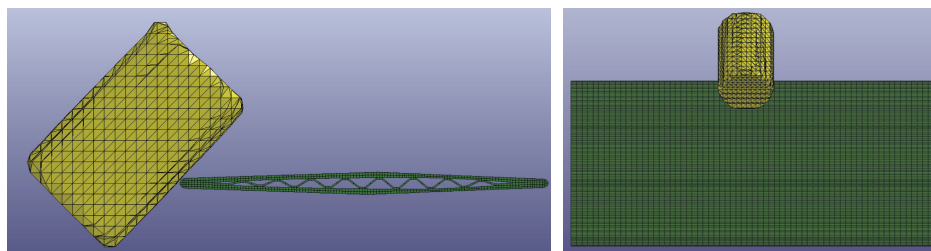
扩散连接大致分 3 个阶段。第一阶段为物理接触, 发生变形并形成交界面; 第二阶段为局部化学反应, 原子间相互作用, 形成金属键、离子键、共价键, 并伴随晶界的迁移和孔洞的减少; 第三阶段为接触部分形成接合层, 该层向体积方向发展, 最终形成可靠的连接接头, 见图 15。

通常, 材料经过扩散连接后, 接头处(焊缝)的材料组织性能一般情况下都会有所下降, 特别是在经过多次热循环之后, 随着晶粒长大, 材料的力学性能下降, 包括  $\sigma_b$ 、 $\sigma_s$ 、延伸率、断面收缩率。焊缝处即为叶片抗冲击性的薄弱环节。在进行冲击时, 由于焊缝强度较材低, 容易被撕裂, 出现翻边现象, 如图 15 所示的空心平板的冲击, 从而导致叶片的失效。因此, 在利用 SPF/DB 组合工艺加工的缩尺空心风扇叶片时, 需要控制热循环的温度、时间等, 从而控制晶粒的长大速率, 确保加工后的叶片性能。

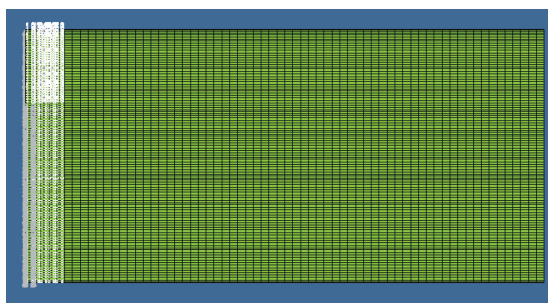
### 3.4 内部结构成形误差对叶片频率的影响

R·R 公司利用 SPF/DB 工艺加工制造的第二代空心叶片横剖面如图 17 所示。通过对空心风扇叶片的结构参数分析, 可将其结构参数分解见图 18, 其中,  $D$  为心风扇叶片截面的壁板厚度;  $d$  为空心风扇叶片截面的芯板厚度;  $N$  为芯板个数;  $S$  为芯板与面板的单个扩散

连接部位长度;  $H_1$  为空腔顶部至叶片顶部距离;  $H_2$  为空腔根部至叶片根部距离;  $D_1$  为空腔前缘至叶片前缘的距离;  $D_2$  为空腔尾缘至叶片尾缘的距离<sup>[18]</sup>。在 SPF/



(a) 小鸟尺寸及其冲击部位



(b) 平板的约束方式

图13 空心平板鸟撞部位及其约束方式

Fig.13 Bird strike position of hollow flat plate and its restriction

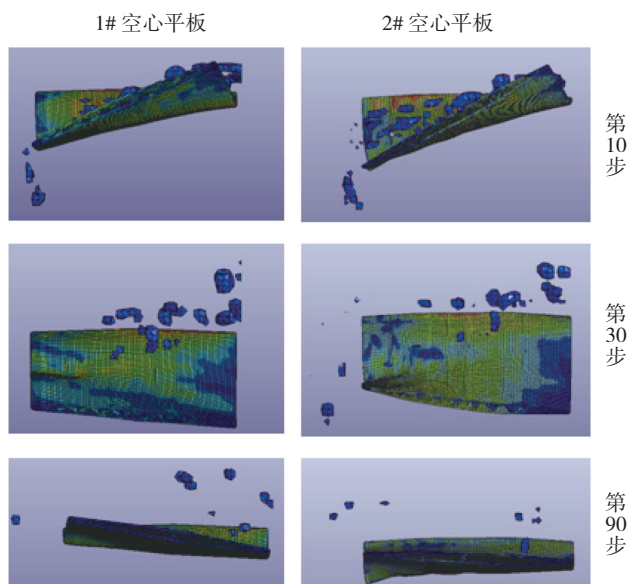
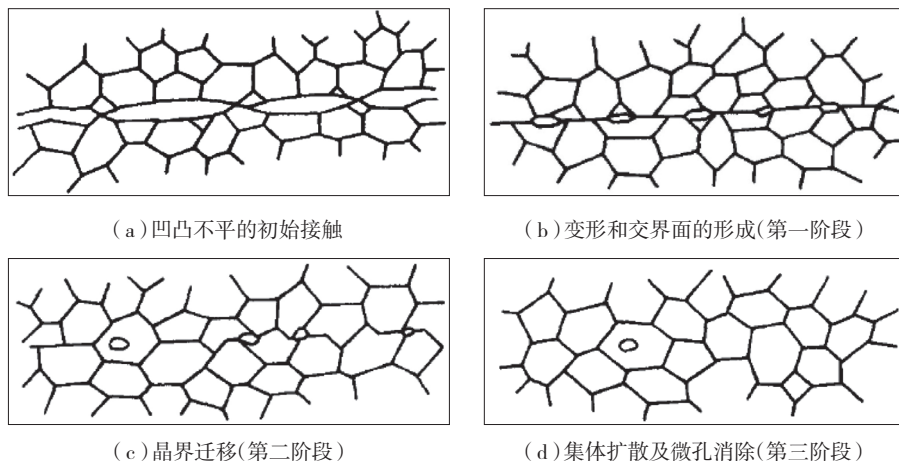
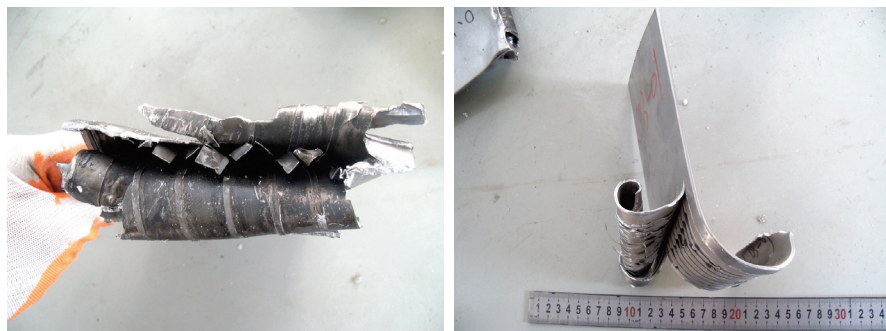
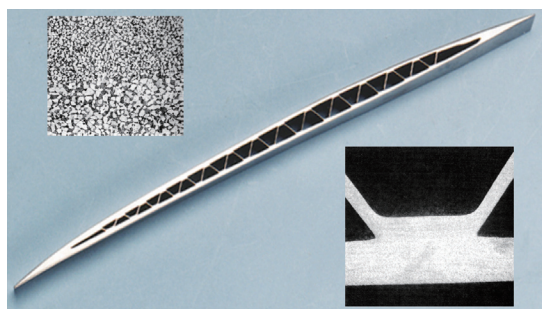


图14 小鸟冲击不同面板厚度的空心平板结果对比

Fig.14 Results comparing with different thickness of hollow flat plate on small bird strike

表4 空心平板损伤容限比较

平板类型	第 10 步损伤容限	第 30 步损伤容限	第 90 步损伤容限
1# 空心平板	1	1	1
2# 空心平板	2	3	2

图15 扩散连接示意图  
Fig.15 Diffusion bonding图16 平板冲击试验焊缝失效模式  
Fig.16 Failure mode of welding line on plate striking test图17 空心风扇叶片内部桁架结构  
Fig.17 Inner structure of hollow fan blade

DB 组合工艺加工的空心叶片中,空腔的形状及其位置主要靠面板的厚度、止焊剂的涂覆精度、超塑成形时模具保证。由于加工误差的存在,  $D$ 、 $d$ 、 $S$ 、 $H_1$ 、 $H_2$ 、 $D_1$ 、 $D_2$  与理论设计值存在偏差,从而可能会影响最终叶片的频

率。

为了便于研究,找出各个参数对频率影响的敏感性,除将厚度沿展向分为 10 个控制参数(依次为  $A \sim K$ ) 及不考虑扩散连接长度  $S$  误差外,其余参数不变,并依次指定参数的范围。各参数对应的字母编号如表 5 所

示。采用 DOE 的方法,利用 Ansys 对生成的模型进行频率分析,并利用 I-sight 软件对分析的结果进行处理,得到各个参数对叶片频率的影响如表 6 所示。

通过表 6 分析可以看出,  $H_1$ 、 $H_2$ 、 $D_1$ 、 $D_2$ 、 $d$  对叶片频率的影响较大,即空腔的位置及芯板的厚度对叶片的振动频率影响较大,因此在对空心风扇叶片面板、芯板机加工及后续超塑成形时,需对上述参数公差进行较为严格的控制。

#### 4 结束语

采用 SPF/DB 加工的钛合金空心风扇叶片在国内尚属首次。由于加工工序复杂,且伴有热成形加工,因此,加工的叶片精度尚难以保证。为了分析加工误差对叶片性能的影响,从仿真角度,采用简化模型的方法对其进行分析。得到的初步结论如下:

在双边均匀的轮廓度公差情况下,外涵压比、内涵压比基本不变,但对外涵效率、内涵效率等影响较大;对于非均匀轮廓度时,整

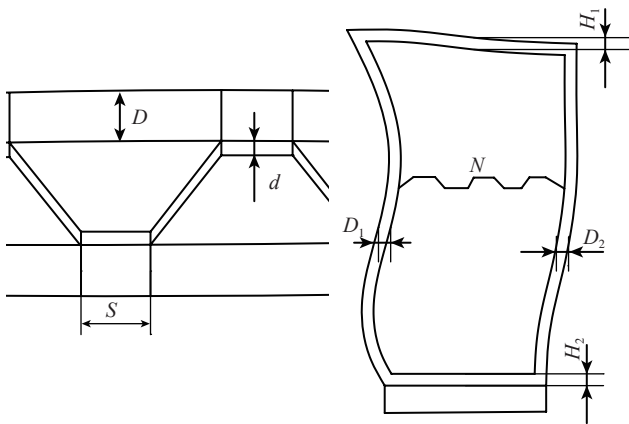
个叶片引入轮廓度偏差对压比和效率产生很大影响,其中效率在整个工作范围内均有所下降,而压比也在很大范围内有所降低。

在鸟的冲击速度相同的情况下,面板越薄处,损伤容限越大,而且较明显。

为了确保焊缝的力学性能,从而提高叶片的抗冲击性,需要控制超塑成型/扩散连接时的温度、时间等,以防止材料性能的过分降低。

超塑成形后的内部空腔对叶片的振动频率有一定的影响,其中影响较大的主要为空腔的位置及芯板的厚度。

空心风扇叶片结构尺寸偏差对性能的影响的确定需要经过大量的试验验证及经验积累。由于国内目前对该方面的经验积累少,为了增加对采用 SPF/DB 工艺



(a) 空心风扇叶片截面局部示意图 (b) 空腔位置面示意图

图18 空心风扇叶片结构参数示意图  
Fig.18 Structure parameter of hollow fan blade

表5 各参数对应的字母编号

D											H <sub>1</sub>	H <sub>2</sub>	D <sub>1</sub>	D <sub>2</sub>	d
A	B	C	D	E	F	G	H	J	K	L	M	N	O	P	

表6 各参数对振动频率的影响

编号	振动频率影响因子						
	1st	2nd	3rd	4th	5th	6th	7th
A	-2.13	-0.94	-5.53	1.61	5.04	2.76	0.38
B	-0.94	0.61	-3.75	-1.09	-0.17	-0.34	-6.10
C	-0.08	1.51	-1.29	-2.21	-2.75	1.20	-10.58
D	-0.23	-0.27	0.15	0.15	0.13	1.36	-6.07
E	-0.04	-0.29	0.77	0.72	0.86	1.29	-2.31
F	0.05	0.08	0.90	1.61	0.79	1.03	0.57
G	0.28	-0.14	2.49	2.76	4.47	1.35	4.56
H	0.07	-0.20	0.94	0.43	1.37	-1.15	1.05
J	-0.01	-0.18	1.46	1.30	2.14	1.46	3.61
K	0.08	0.41	1.22	1.13	1.53	3.88	2.93
L	-24.80	-38.77	-80.42	-66.87	-74.66	-85.42	-119.28
M	5.28	9.16	-0.99	-18.01	-38.81	-15.14	-24.36
N	-1.19	4.49	-8.83	-15.48	-28.49	4.71	-18.53
O	-5.55	-5.57	-21.68	-49.77	-81.58	-33.47	-48.39
P	-1.47	-2.72	3.84	7.85	25.24	2.44	8.60

注：负数表示频率下降；正数表示频率上升。

加工的叶片误差对性能的影响的认识,从仿真角度进行了分析,为空心风扇叶片的研制提供参考。

### 参考文献

[1] 侯冠群. 宽弦空心风扇叶片制造工艺的发展. 航空工程与维修, 1994(5):6-8.  
 [2] 梁春华, 杨锐. 航空发动机宽弦空心风扇叶片的发展及应用. 航空发动机, 1999(2):54-58.  
 [3] Audic S, Berthillier M, Bonini J, et al. Prediction of bird impact

in hollow fan blades // 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama, 2000.

[4] 刚铁. 宽弦空心风扇叶片结构设计及强度分析研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.  
 [5] 刘家富. 涡扇发动机风扇叶片及其成型工艺. 航空工艺技术, 1999(2):21-32.  
 [6] 郝勇, 李志强. 大涵道比涡扇发动机的宽弦空心风扇叶片技术研究 // 中国航空学会 2007 年学术年会论文集, 2007.  
 [7] 关玉璞, 陈伟, 高德平. 航空发动机叶片外物损伤研究现状. 航空学报, 2007, 28(4):851-857.  
 [8] 杨剑秋, 王延荣. 基于正交试验设计的空心风扇叶片结构优化设计. 航空动力学报, 2011, 26(2):376-384. (责编 良辰)

(上接第 57 页)

调性和均匀性较好, 淬火时效后材料的塑性出现下降。

另外在 940℃ 固溶温度条件下随着时效温度升高材料屈服强度及抗拉强度出现下降而延伸率逐渐提高, 其主要原因是马氏体 α' 时效分解形成细针状 α + β 混合物时随时效温度提高, 晶粒尺寸逐渐增大, 长宽比减小, 晶界减少, 对位错运动时阻碍作用减小, 抗拉强度下降; 同时塑性变形时针状组织晶粒与晶粒间及晶内与晶界位向差较小, 变形协调性均与性较好, 材料的延伸率提高。

### 4 结论

- (1) SPF/DB 后 TC4 钛合金通过固溶时效热处理后可以得到初生 α 相和针状 α + β 的混合组织。
- (2) SPF/DB 后钛合金热处理后材料的拉伸强度均有所提高, 但塑性下降。
- (3) 随着固溶温度的升高, 初生 α 相含量减低, 材料的屈服强度和抗拉强度先减小后增大; 随着时效温度从 600℃ 提高到 700℃, 针状 α + β 晶粒尺寸逐渐增大, 长宽比降低, 屈服强度和抗拉强度逐渐减小, 塑性逐渐提高。

### 参考文献

[1] 李志强, 郭和平. 超塑成形 / 扩散连接技术的应用进展和发展趋势. 航空制造技术, 2010(8):32-35.  
 [2] 曾元松. 先进航空板材成形技术应用现状与发展趋势. 航空科学技术, 2012, 1:1-4.  
 [3] 韩秀全. 钛合金两层大型构件 SPF/DB 关键技术问题及质量控制. 塑性工程学报, 2012, 19(4):11-15.  
 [4] 郭和平, 曾元松, 韩秀全, 等. 飞机钛合金整体结构的超塑成形 / 焊接组合工艺技术. 焊接, 2008, 11:41-45.  
 [5] Semiatin S L, Knisley S L. Microstructure evolution during alpha-beta heat treatment of Ti-6Al-4V. Metallurgical and Materials Transactions A, 2003, 34:2377-2386.  
 [6] C. 莱茵斯, M. 皮特尔斯. 钛与钛合金. 北京: 化学工业出版社, 2005. (责编 良辰)