

文章编号: 1000-6893(2000)02-0097-06

轴流压气机掠形前缘激波动力学效应的模型分析

单 鹏, 刘学英

(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

ANALYSIS ON THE AERODYNAMIC BEHAVIORS OF THE SWEEP LEADING EDGE SHOCKS IN HIGH LOAD AXIAL COMPRESSORS

SHAN Peng, LIU Xue-ying

(Department of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 借助三维激波曲面的一种分析模型, 对于高负荷轴流压气机掠形转子叶片所能造就的前缘空间激波曲面, 进行了构造特点和近波前波后流动参数分布的计算。着重讨论了前缘曲线的相对前掠和后掠对前缘激波后流动的影响, 对于掠形叶片到底产生什么功效这个问题的一个方面, 给出了一种模型化的细致分析。其中定量显示了存在着展向与周向掺混的激波掺混源这个设想的合理性。

关键词: 高负荷轴流压气机; 掠空气动力学; 激波结构; 展向掺混

中图分类号: V231.3 文献标识码: A

Abstract: For the curved leading edge shock surfaces generated by the high load swept axial rotors, using an analytical structure model of 3-D shock surface, this paper investigated the characteristics of the shock surface structure and calculated the distribution of the flow variables in front of and behind the shock. It focused on the influences of relatively forward or backward sweep rotors on the flow field behind but near the leading edge shock surface. By this analytical model, the paper answered one aspect of the question of the swept rotors' functions. For the first time, it quantitatively showed the existence of the phenomenon of 3-D shock induced spanwise and circumferential mixing.

Key words: high load axial compressor and fan; swept aerodynamics; shock structure; spanwise mixing

70 至 80 年代, Wennerstrom 的研究组实践了小展弦比和转子叶尖适度后掠的设计思想^[1,2]。这两种方法都导致转子前缘激波曲面的展向后掠, 使流场的三维效应进一步增强, 对流场中激波的分析就要借助三维模型。本文所应用的螺面模型^[3]是首次尝试的叶轮机三维激波曲面结构的分析模型。

螺面模型构造激波曲面的原理是, 以圆柱面内具有常升角的螺线作为激波曲面的母线, 以叶片的前缘三维空间曲线作为激波曲面的导线, 母线沿导线展向积叠形成三维激波曲面。它在运动学关系上包含了二维 M-L-H 模型和三维 W-P 模型, 并且改变了这两种模型只能用于正激波的情形, 而能用于 S_1 流面斜激波。其中螺线的升角由气动原理计算, 例如用 S_1 流面上的气动关系。

最初认为前掠转子的强度和颤振问题难以解决, 没有人尝试前掠。目前, 前掠的抑制径向二次

流和前移加功负荷等有利作用已被认识到。已经有前掠的试验单级制成, 但尚没有公布结果^[4]。在将前缘曲线对于相对气流的掠角定量化^[3]的基础上, 本文选用 HTFC 单级^[1,2]作为前缘曲线后掠转子的例子, 并构造了一个前缘曲线前掠的例子, 以分析对比前缘激波前后流动参数的分布规律^[5]。

1 速度变换原理

设激波曲面前是周向均匀的流场, 则由坐标系旋转即可求得波前相对流速 W_1 在叶轮机相对直角坐标系 $O(N_1 G_1 F)$ 中的分布。又依据斜激波基本关系式, 由某点的激波角、波前相对马赫数及气流总参数, 可以求得激波后相对速度 W_2 。但叶轮机相对坐标系下三维激波曲面的准确激波角通常是难以得到甚至难以定义的。然而, 当激波曲面有结构模型, 如这里的螺面模型, 则曲面几何和运动关系确定, 则可依据相对速度矢量对于激波曲面法向矢量的空间相对掠角 C_1 来计算激波角, 进而由 C_1 所在空间平面 g_1 求得 W_2 的方向。但直接在

O 坐标系中写出角度 G_r 和 \bar{g}_c , 并写出激波后各点分速度以得到 O 系下的速度场, 尚没有足够的几何参数。所以, 先在激波面上被考察点处将 O 系 3 次旋转后得到一个流线坐标系 $\bar{O}(\bar{N}, \bar{G}, \bar{F})$, 又将 W_2 在 \bar{O} 系中分解成 3 个基方向的分速度, 再由对分速度的线性变换最终回返到 O 坐标系中的 3 个分速度。2 个角度 C_{3r} 和 \bar{g}_c 也由类似的线性变换求得。因此 W_2 求法如下: 在各轴均平行或垂直于 W_1 的激波前流线坐标系 \bar{O} 中, 可将激波后流速 W_2 分解为

$$W_{2\bar{N}} = W_2 \cos C_{3r} \cos \bar{g}_c,$$

$$W_{2\bar{G}} = W_2 \cos C_{3r} \sin \bar{g}_c,$$

$$W_{2\bar{F}} = W_2 \sin C_{3r}$$

利用表征激波曲面在 O 系下的径向掠程度的径向掠相似参数 S_r , 和表征周向掠程度的周向掠相似参数 S_c , 以及流线倾角和相对气流角, 可以经 O 系到 \bar{O} 系的线性变换得到上式中 2 个角度的分析表达。 C_{3r} , \bar{g}_c , S_r , S_c 的详细概念与推导见文献 [3]。又由 C_{3r} 计算出激波角, 得到激波曲面后各点的静温 T_2 , 相对马赫数 Ma_{w_2} , 则模

$$W_2 = Ma_{w_2} \sqrt{kRT_2}$$

下一步由 W_2 在 \bar{O} 系中的分量返算在 O 系的分量, 这是通过某矩阵 D 的一个线性变换问题

$$(W_{2F} \ W_{2G} \ W_{2F})^T = D(W_{2N} \ W_{2F} \ W_{2G})^T$$

由线性变换原理知, 将 O 系的基底 i, j, k 变换到 \bar{O} 系的基底 $\bar{i}, \bar{j}, \bar{k}$ 上, 其变换矩阵就是 D。于是按基底变换方法来求 D。先令 O 坐标系绕其 F 轴即压气机轴线旋转 $H(r) + U$ 角而得到 \bar{O} 系, 其中 $H(r)$ 是 N 轴 (参见图 3、图 4) 与前缘曲线的轴向投影的夹角, 进而 U 是前缘曲线的轴向投影与激波曲面上点 P 的轴向投影的夹角。则对基底 i, j, k 的变换矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} \cos(H+U) & -\sin(H+U) & 0 \\ \sin(H+U) & \cos(H+U) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

又令 \bar{O} 系俯仰转动一个流线倾角 $R(r)$, 即绕 \bar{G} 轴转动; \bar{O} 系再在锥切平面内转一个子午相对气流角 $B_m(r)$, 即绕已俯仰过的 \bar{N} 轴转动。这两个变换的矩阵依次为

$$B_1 = \begin{bmatrix} \cos R & 0 & \sin R \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin R & 0 & \cos R \end{bmatrix}$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos B_m & -\sin B_m \\ 0 & \sin B_m & \cos B_m \end{bmatrix}$$

至此经旋转已得到了坐标系 \bar{O} , 它的各轴已平行垂直于 W_1 , 则有总的基底变换矩阵为

$$D = AB_1B_2 = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} \end{bmatrix}$$

式中: $D_{11} = \cos(H+U) \cos R$; $D_{12} = -\sin(H+U) \cdot \cos B_m + \cos(H+U) \sin R \sin B_m$; $D_{13} = \sin(H+U) \cdot \sin B_m + \cos(H+U) \sin R \cos B_m$; $D_{21} = \sin(H+U) \cdot \cos R$; $D_{22} = \cos(H+U) \cos B_m + \sin(H+U) \cdot \sin R \sin B_m$; $D_{23} = -\cos(H+U) \sin B_m + \sin(H+U) \cdot \sin R \cos B_m$; $D_{31} = -\sin R$; $D_{32} = \cos R \sin B_m$; $D_{33} = \cos R \cos B_m$ 。

2 激波前后动力学参数的关系

相对坐标系下, 激波前后相对总温不变即 $T_{2r}^* = T_{1r}^*$, 相对总压经历了直接激波损失即 $P_{2r}^* = P_{1r}^* R_c$; 相对总参数和静参数之间符合静止斜激波前后参数的基本关系式。

绝对坐标系下看到的是运动的激波曲面, 并因而必有加功增压现象。因此绝对总参数的关系要由上面相对总参数的关系导出。得到激波前后绝对总参数的关系为

$$\frac{T_2^*}{T_1^*} = \left[T_{2r}^* + \frac{k-1}{kR} X_{r1} \left(\frac{X_{r1}}{2} + W_{2G} \right) \right] \sqrt{\left[T_{1r}^* + \frac{k-1}{kR} X_{r1} \left(\frac{X_{r1}}{2} + W_{1G} \right) \right]}$$

$$P_2^* / P_1^* = (P_{2r}^* / P_{1r}^*) (T_2^* / T_1^*)^{\frac{k}{k-1}} = R_c (T_2^* / T_1^*)^{\frac{k}{k-1}}$$

3 转子前缘曲线前掠与后掠对前缘激波后参数分布的影响

3.1 前缘曲线比较

三维后掠前缘曲线的掠角分布如图 1, 由音速半径到叶尖其掠角由前掠 14 至后掠 5.6°; 可见 HTFC 单级尚不强调使用后掠叶片。前掠前缘曲线的掠角分布如图 2, 其掠角由前掠 11.4 至前

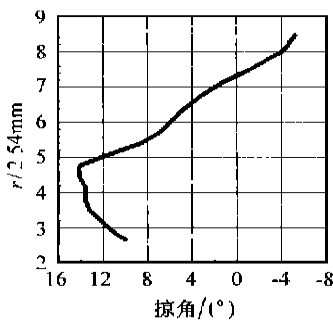


图 1 后掠前缘的掠角分布

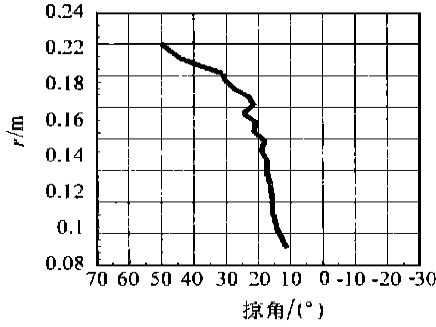


图 2 前掠前缘的掠角分布

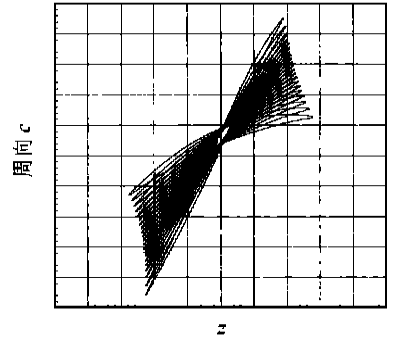


图 3 任意造型前掠叶片流面积叠

掠 50° , 其前掠角是很大的(图 3)。该前掠单级的流线曲率法设计结果为, 叶尖直径 0.44m , 叶尖速度 495.32m/s , 增压比 2.2 , 单位迎面流量 $164\text{kg} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

3.2 激波曲面的运动学参数比较

用螺面模型在后掠、前掠前缘曲线上生成的三维前缘激波曲面及其沿 3 个轴的投影分别如图 4、图 5 所示。表 1、表 2 分别列出后掠、前掠前缘所撑张的激波曲面上各网格点处的径向相对掠

角^[3]。在后掠前缘的几乎整张激波曲面上径向相对掠角都是正值, 说明整张曲面几乎都是径向相对后掠的, 仅在前缘曲线前掠较大且激波较弱的低叶展处, 曲面在左下区域呈前掠。而前掠前缘的激波曲面上, 左上三角形区域的径向相对掠角是负值, 曲面是径向相对前掠的, 其余大部分仍是正值, 是径向相对后掠的, 左下角仍呈前掠。这种激波曲面掠的方向即掠角对波后参数分布的影响在动力学参数的分布中明显地表现出来。

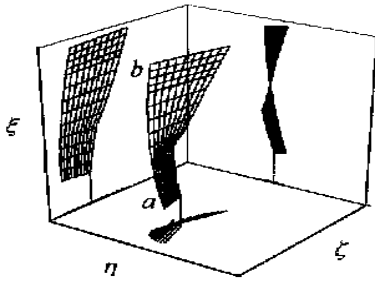


图 4 后掠前缘的激波曲面及其投影 (ab 是叶片前缘曲线, 向 G 轴正向旋转)

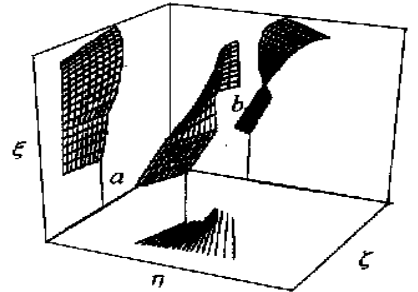


图 5 前掠前缘的激波曲面及其投影 (ab 是叶片前缘曲线, 向 G 轴正向旋转)

表 1 后掠前缘生成的前缘激波曲面的径向相对掠角 C_r 的分布 (1~21 为 N 轴正向, 1~10 为 F 轴正向, 角度单位为 ($^\circ$))

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
21	5.60	7.54	9.47	11.38	13.26	15.11	16.94	18.72	20.47	22.18
20	6.10	7.37	8.64	9.89	11.14	12.37	13.59	14.80	16.00	17.18
19	6.25	8.09	9.91	11.72	13.50	15.25	16.97	18.67	20.33	21.95
18	6.23	8.23	10.21	12.17	14.09	15.99	17.85	19.67	21.45	23.19
17	5.51	8.48	11.41	14.27	17.07	19.78	22.41	24.94	27.37	29.69
16	4.94	8.68	12.35	15.91	19.36	22.66	25.82	28.81	31.64	34.31
15	4.55	10.03	15.32	20.36	25.09	29.48	33.52	37.22	40.59	43.65
14	4.26	4.73	5.20	5.67	6.14	6.61	7.08	7.55	8.02	8.48
13	4.43	6.61	8.78	10.92	13.04	15.11	17.15	19.14	21.09	22.98
12	4.18	4.75	5.31	5.88	6.45	7.01	7.58	8.14	8.70	9.26
11	1.86	2.31	2.76	3.21	3.65	4.10	4.54	4.99	5.43	5.88
10	- 0.78	- 0.33	0.11	0.57	1.02	1.47	1.93	2.38	2.83	3.29
9	- 2.75	- 2.15	- 1.55	- 0.95	- 0.35	0.23	0.83	1.43	2.03	2.63
8	- 3.30	- 2.52	- 1.74	- 0.96	- 0.19	0.58	1.36	2.14	2.92	3.70

续表 1

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
7	- 1.94	- 1.94	- 1.94	- 1.94	- 1.94	- 1.94	- 1.94	- 1.94	- 1.94	- 1.94
6	- 3.25	- 3.25	- 3.25	- 3.25	- 3.25	- 3.25	- 3.25	- 3.25	- 3.25	- 3.25
5	- 3.57	- 3.57	- 3.57	- 3.57	- 3.57	- 3.57	- 3.57	- 3.57	- 3.57	- 3.57
4	- 2.93	- 2.93	- 2.93	- 2.93	- 2.93	- 2.93	- 2.93	- 2.93	- 2.93	- 2.93
3	- 2.13	- 2.13	- 2.13	- 2.13	- 2.13	- 2.13	- 2.13	- 2.13	- 2.13	- 2.13
2	- 1.69	- 1.69	- 1.69	- 1.69	- 1.69	- 1.69	- 1.69	- 1.69	- 1.69	- 1.69
1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

表 2 前掠前缘生成的前缘激波曲面的径向相对掠角 C_r 的分布
(1~21 为 N 轴正向, 1~10 为 F 轴正向, 角度单位为($^{\circ}$))

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
21	- 37.64	- 36.44	- 35.19	- 33.90	- 32.58	- 31.21	- 29.80	- 28.36	- 26.87	- 25.34
20	- 34.34	- 33.09	- 31.80	- 30.48x	- 29.11	- 27.71	- 26.27	- 24.80	- 23.29	- 21.75
19	- 25.61	- 24.08	- 22.51	- 20.91	- 19.27	- 17.60	- 15.90	- 14.16	- 12.41	- 10.62
18	- 16.38	- 14.16	- 11.89	- 9.58	- 7.25	- 4.89	- 2.51	- 0.12	2.26	4.64
17	- 15.21	- 12.47	- 9.66	- 6.80	- 3.91	- 1.00	1.90	4.81	7.69	10.53
16	- 12.82	- 10.10	- 7.33	- 4.53	- 1.71	1.11	3.94	6.75	9.52	12.25
15	- 7.43	- 3.96	- 0.45	3.05	6.54	9.98	13.35	16.62	19.79	22.84
14	- 5.98	- 2.88	0.23	3.34	6.44	9.50	12.50	15.44	18.30	21.06
13	- 10.72	- 5.75	- 0.70	4.36	9.36	14.22	18.88	23.30	27.44	31.29
12	- 6.31	1.07	8.43	15.53	22.16	28.23	33.68	38.52	42.78	46.53
11	- 8.09	13.55	31.98	45.22	54.29	60.60	65.14	68.52	71.12	73.18
10	- 4.03	- 3.41	- 2.78	- 2.16	- 1.54	- 0.91	- 0.29	0.33	0.95	1.57
9	- 4.43	- 3.56	- 2.68	- 1.80	- 0.92	- 0.05	0.82	1.70	2.58	3.46
8	- 2.57	- 1.74	- 0.92	- 0.10	0.72	1.54	2.36	3.18	4.00	4.82
7	- 2.78	- 1.96	- 1.04	- 0.13	0.77	1.68	2.59	3.50	4.41	5.32
6	- 1.87	- 0.87	0.12	1.12	2.13	3.12	4.12	5.12	6.11	7.10
5	- 1.52	- 0.59	0.33	1.25	2.18	3.11	4.03	4.95	5.87	6.79
4	- 2.11	- 1.39	- 0.66	0.05	0.77	1.49	2.21	2.93	3.65	4.37
3	3.34	3.34	3.34	3.34	3.34	3.34	3.34	3.34	3.34	3.34
2	3.93	3.93	3.93	3.93	3.93	3.93	3.93	3.93	3.93	3.93
1	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

3.3 动力学参数比较

用本文的激波曲面前、曲面后的速度变换原理,在图 4 及图 5 的网格上逐点计算相对速度的分布。在图 6、图 7 中沿准周向再次分别画出了图 4、图 5 中的两张激波曲面。坐标系 x, y, z 即 N G F, 为叶轮机相对直角坐标系。各图左边呈圆弧状的是转子叶片的前缘空间曲线, 右边是激波曲面和叶片吸力面的交点形成的空间曲线, 下面是音速线, 是一条伸向旋转方向或称为右伸的激波曲线, 上面是机匣, 是一条左伸的激波曲线。图 6 示出 HTFC 转子面临的周向均匀的激波前三维速

度场, 和其较小后掠的前缘生成的激波后三维速度场。图 7 示出前掠转子前缘生成的激波后三维速度场。

由于沿叶展相对来流速度的大小和方向都有变化, 以及前缘空间曲线相对掠的程度沿叶展不同, 使得沿叶展方向所形成的激波的角度和强度都有区别, 导致激波后气流的折转方向也不相同, 这就使波后的气流形成掺混流动。由图 6、图 7 可以看出, 在波后出现了周向和展向的掺混。也就是说, 前缘斜激波可以被认为是主流中的掺混源之一。

对比前掠前缘和后掠前缘生成的前缘激波曲

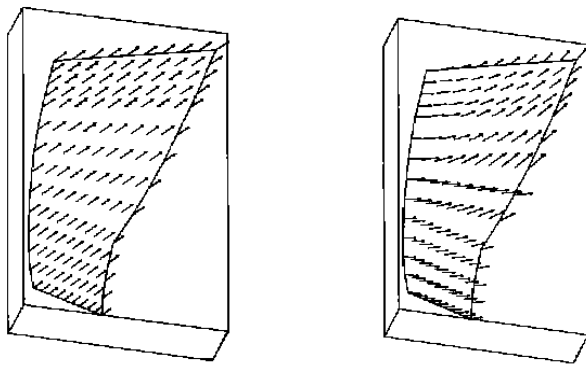


图 6 后掠前缘的激波前后三维速度矢量场

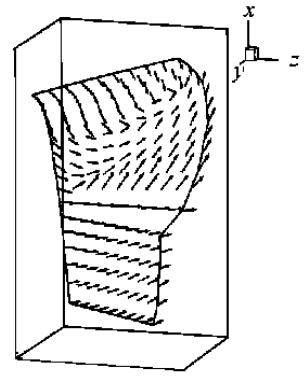


图 7 前掠前缘的激波后速度矢量场

面后的速度场,可以看出,由于在整张激波曲面上的掠向和掠度不同,激波后速度矢量的偏折方向不同,波后掺混的程度也不同。后掠前缘激波后速度矢量的偏折方向大体上是一致的,因为它在整张激波曲面上都是径向相对后掠的;而前掠前缘激波后的速度矢量在整张激波曲面上的偏折方向却不同,这恰恰是由于在整张激波曲面上径向相对掠角在左上三角形区域是径向相对前掠的,而其余区域仍为径向相对后掠的。

经前掠前缘的激波曲面的作用,主流中叶片压力面一侧的速度方向在波后是向下偏折的。本文的计算并没有顾及粘性及二次流的影响,而在压力面附近如果计及二次流,则径向流的方向是向上的。结果由于斜激波的作用,波后气流的折转方向正好与径向流的方向相反,有抑制径向流动的作用。这是前掠前缘对径向流有抑制作用的解释之一。

前掠前缘生成的激波曲面后的掺混是非常严重的,这在其波后速度的涡量分布(图 8)中更明

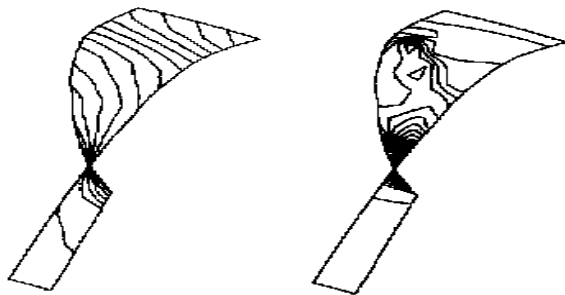


图 8 前掠前缘的激波前后涡量分布

显可见。因为激波曲面是一张三维曲面,在三维曲面上的微分是很繁复的现代分析问题,故只采用了二维涡量,它是在激波曲面的轴向投影上表现的涡量,由图 5 网格点上的相对速度周向和径向分量按

算出。由于前掠前缘造成前缘激波曲面在压力面附近呈径向相对前掠,而在吸力面附近仍然后掠,这使波后气流的折转方向变化,于是在激波曲面的对角线位置产生强涡,而此处正是相对前掠和相对后掠的转变位置。这种掺混比后掠前缘生成的激波曲面后的掺混要剧烈得多。

前掠前缘和后掠前缘的激波前后相对总压直接损失 R 的分布趋势也是不同的。后掠前缘的激波前后总压损失分布(图 9)是由根到尖单调增加

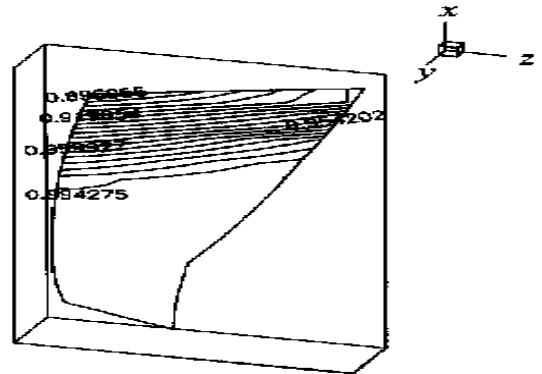


图 9 后掠前缘的激波前后相对总压损失分布

的,这与流线曲率法中假设的趋势也是相同的。而前掠前缘的(图 10)则不是单调增加的,从激波展展的根到尖先增大后减小。这样,在准三维设计方法中,如果采用较大前掠的前缘曲线,则给定前缘

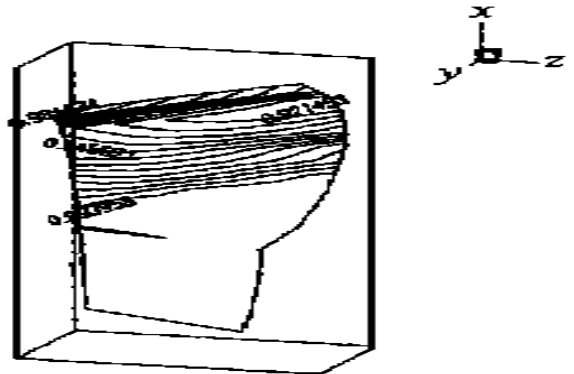


图 10 前掠前缘的激波前后相对总压损失分布

激波总压损失参数分布和加功量分布时,应考虑前掠和后掠前缘的激波曲面的参数分布趋势的差异。

4 结 论

本文的激波曲面的运动学和动力学分析方法,已可用于超跨音轴流掠形叶片的三维前缘斜激波曲面的动力学分析问题。

前缘曲线的前掠与后掠对前缘激波后的参数分布有很大影响。二者导致激波曲面上运动学参数分布的不均匀,牵带波后的动力学参数分布极其不均匀。在激波后三维速度矢量场中明显看到斜激波引起的掺混,前掠前缘的前缘激波后的主流中有强涡出现,使前掠前缘造成的激波掺混源更强。但前缘前掠导致斜激波后速度矢量的向心偏折,有抑制径向流的作用。前缘前掠和后掠所产生的激波总压损失分布趋势也不相同,这提示设计者,前缘激波总压损失分布和加功量分布随前缘曲线的相对掠向和掠的程度的不同而变化。

参 考 文 献

[1] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a 1500ft/sec,

transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio[R]. Wright-Patterson Air Force Base: AD B016386, Ohio: Aerospace Research Laboratories, 1976.

[2] Wennerstrom A J, Derose R D, Law C W. Investigation of a 1500ft/sec, transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio[R]. Wright-Patterson Air Force Base, AD B016506, Ohio: Aerospace Research Laboratories, 1976.

[3] 单鹏. 超跨音轴流压气机前缘掠弯的运动学问题[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996.

[4] Kandebo S W. General electric tests forward swept fan technology[J]. Aviation Week and Space Technology, 1996, sep. 23. 32

[5] 刘学英. 压气机掠形前缘激波运动学和动力学数值分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1998.

作者简介:



单 鹏 43岁,副研究员,在CFD方法,涡轮和冲压发动机总体,轴流压气机设计与实验等方面研究与教学。近年主攻高负荷掠形风扇设计、实验及其激波结构等机理的研究。在国内外发表上述三方面气动力学的主要论文十余篇。