

超跨音压气机研究的发展

崔济亚

(北京航空航天大学动力系, 北京, 100083)

DEVELOPMENTS OF SUPERSONIC AND TRANSONIC COMPRESSOR

Cui Ji-ya

(Department of Power, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

摘要 本文就近 20 年来超跨音压气机级研究的发展, 进行了一定范围内的调研, 对设计与性能作出一些分析与讨论, 并提出进一步研究的建议, 以供设计参考。

关键词 压气机, 压比, 效率, 喘振裕度

Abstract The recent developments of transonic and supersonic compressor over the world are briefly reviewed and discussed. The roles of various stages are clearly represented on an efficiency versus pressure ratio diagram and also on a normal shock compression efficiency and work coefficient versus Mach number reference diagram. The traditional diffusion factor D serves as a rough guide only and new criteria or coefficients are needed to reflect supersonic cascade losses more nearly. Further developments from pressure ratio 2:1 upward with efficiency higher than 85% are prospective. Comparative research of stages with positive, zero and negative prewhirls is proposed. Importance of studying physical mechanism and measures to improve surge margin is finally stressed.

Key words compressor, pressure ratio, efficiency, surge margin

50 年代后期以来, 超、跨音压气机得到长足发展, 苏联以平直少弯的叶型、美国则用双圆弧叶型, 克服了亚音叶栅“最大马赫数”时冲波后附面层分离阻塞而效率趋近于零的障碍, 越过了音障, 使“最大马赫数”成为历史。由于超、跨音级能提高级压比、增大流量, 从而减少尺寸重量, 对军、民用发动机意义都很重大。文献[1]以 λ_{w_1} 及周速 u_1 为自变数, 导出以进气角 α_1 、缓压系数 f 、转角 $\Delta\beta$ 及周速比 $\gamma = u_2 / u_1$ 作参变数的全套气流参数 λ_1 、 λ_2 、 α_2 及功系数 \bar{L} 等公式, 例举它们的关系曲线, 有助于分析、选取设计参数; 也导出效率依据压比的关系, 如图 1, 可见动静叶总压损失系数 $\bar{\omega}_R$ 、 $\bar{\omega}_S$ 通过 σ_R 、 σ_S 直接影响效率的大小。

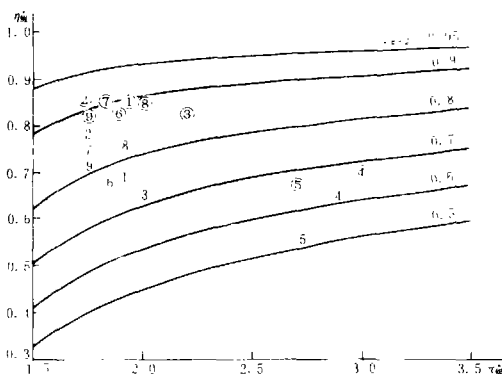


图 1 效率依据压比及总压系数 σ_R 、 σ_S 的关系

可见动静叶总压损失系数 $\bar{\omega}_R$ 、 $\bar{\omega}_S$ 通过 σ_R 、 σ_S 直接影响效率的大小。

1991 年 1 月 17 日收到, 1991 年 7 月 10 日收到修改稿

图中

$$\eta_{级}^* = \frac{\pi_{级}^{*k} - 1}{\left(\frac{\pi_{级}^*}{\sigma_R \sigma_S}\right)^k - 1}; \quad \pi_{级}^* = \left[1 + \frac{2(k-1)}{k+1} \overline{L} \lambda_{u_1}^2\right]^{k/k-1} \sigma_R \sigma_S$$

$$\sigma_R = 1 - \frac{\overline{\omega}_R}{\left[1 - \frac{k-1}{k+1} (1-v^2) \lambda_{u_1}^2 \frac{\tau(\lambda_{\omega 1})}{\tau(\lambda_1)}\right]^{k/k-1} [1 - \pi(\lambda_{\omega 1})]}$$

$$\sigma_S = 1 - \overline{\omega}_S [1 - \pi(\lambda_2)]$$

表1列出近20年超跨音级研究实例。某些数字是经换算得出的。特别突出外根基元级, 是因其损失最重。外径及全级在图1上分别以无圈及有圈点表示。可见⑤号级一度向超高压比3:1冲击, 通过机匣、转子旋涡发生器减免环面及叶背气流分离, 用大小叶片限制出口脱轨角(图2), 在后掠静叶上开槽(图3), 及调整动叶尖间隙等措施, 终于如图4示, 在70年代中以效率75%达到总压压比3.03⁽²⁾。

看来是由于效率过低而又折回到压比2的一级的稳步发展。同一作者在后续⑥号级中, 继续发展旋涡发生器、优化叶尖间隙、优选叶型, 以效率88.2%达到总压比2.065。此外, ⑧号级多圆弧设计并未引入特殊增效措施, 也以效率84%达到总压比2.00; 连同最近普惠公司多圆弧风扇级以效率89.4%防喘裕度12.1%达到压比2.26^[3], 都值得重视。

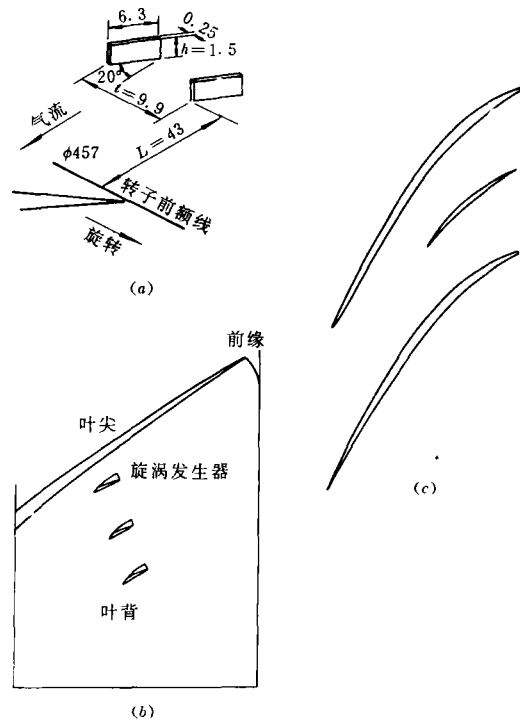


图2 (a)机匣旋涡发生器(b)转子旋涡发生器(c)大小叶栅

以下就各级数据及地位作一些分析讨论: (1) 动叶全叶高 M_{w1} 都超音, 已多次实现且效率不差; 再加静叶部分叶高 M_2 也超音的如⑤级, 尚待提高效率。即有了一定超音的自由度。

(2) 作为参考基准, 正冲波增压的效率是:

表 1 超跨音压气机级数据

年代 试验级 设计 数据范围(基元级)		60~70 ① NASA CR72694 CR72562 5~95% I	72~73 ② NASATMX3076 第一级, CR120859 5~95% I	72 ③ NASACR120991 CR120907 5~95% I	74 西德 BMV _g ~FBWT74-5 ④ 转子静子 ⑤ 超音速转子 冲波级	
外 径 处 基 元 级	$u_1 (\lambda u_1)$	479.4(1.543)	429.7(1.383)	541.28(1.741)	224.7	224.7
	$v = u_2 / u_1$	0.9623	0.9611	0.9638	1.0	1.0
	$\Delta\beta$	3.58°	9.31°	-0.66°	-	46.2°
	$f = w_{2a} / w_{2a, FWH}$	1.364	1.543	1.349	-	-
	α_1	90°	90°	90°	~90°	91°
	M_{w_1}	1.5588	1.4859	1.7556	1.53	1.53
	M_1	0.5713	0.637	0.6069	0.655	0.68
	M_2, α_2 (动叶出口)	0.6028, 35.03°	0.666, 48.7°	0.5944, 31.2°	1.53, 50° (节门开时)	1.56, 49°
	M_{2s}, α_{2s} (静叶静口)	0.7241, 44.5°	0.6932, 49.9°	0.6656, 47°	-	-
	M_3, α_3	0.4853, 87.16°	0.5577, 90°	0.5130, 94.9°	-	-
	D_R, D_S	0.5385, 0.5562	0.4639, 0.3772	0.5015, 0.4823	-	-
	$\bar{\omega}_R, \bar{\omega}_S$	0.2337, 0.1231	0.1669, 0.0644	0.2984, 0.1467	-	-
	σ_R, σ_S	0.8048, 0.9638	0.8755, 0.9823	0.7395, 0.9625	-	-
	η_R^*, η^*	0.7532, 0.6918	0.799, 0.7726	0.6816, 0.6389	-, 0.63	0.745, -
\bar{L}	0.3701	0.3562	0.3477	-	-	
π_R^*, π^*	1.9836, 1.9118	1.90, 1.7682	2.1223, 2.0427	-, 2.9	3.37, -	
全 级	$M_{w1, H}$	0.9481	0.8223	0.9864	1.228	1.24
	M_{2H}, M_{2SH}	0.862, 0.8931	0.9288, 0.9316	0.8747, 0.9181	1.68, - (节门开时)	1.815, -
	$\bar{d} = d_{1H} / d_{外}$	0.51	0.40	0.50	0.75	0.75
	$\pi_{R_{静}}^*, \pi_{级}^*$	2.0103, 1.946	1.7866, 1.7438	2.2565, 2.2016	~3.68, 3.00	3.9, -
	$\eta_{R_{静}}^*, \eta_{级}^*$	0.89, 0.845	0.894, 0.8537	0.8483, 0.8197	0.81, 0.70	0.89, -
	叶型	多圆弧	多圆弧	动叶: 0.32 I 内: 多圆弧 转接 0.37 I 外: 予压式 静叶: 多圆弧	静叶双排叶片	S_1, S_2 特征线设计
	$S. M.$ (防喘裕度)	-	10%(双级)	6.5%	-	-
$G, \text{kg/s}$	82	83.73	79.3	-	-	
附 注	普·惠公司	普·惠公司	普·惠公司	Aachen 工科大学 氟里昂 F12 试验		

年代 试验级 设计 数据范围(基元级)	75 ⑤AD A014732 AD727001,786015 $\pi_{\text{总}}^*$ (设计) = 3.00	76 ⑥AD B016506 AD B016386 0~100%I 设计数据	78 ⑦NASA TP1338 35 号级 5~95%I	80 ⑧NASA TP 1659 37 号级 5~95%I	86 ⑨NASA TP 2597 第一级设计 数据 0~100%I
$u_1 (\lambda u_1)$	488.72(1.573)	457.3(1.472)	446.8(1.437)	448.8(1.444)	430.3(1.385)
$v = u_2 / u_1$	0.9633	1.0	0.9722	0.9713	0.975
$\Delta\beta$	27.33°	2.9°	8.8°	9.7°	11.4°
$f = w_{2a} / w_{2a_{EP}}$	1.255	1.443	1.813	1.5624	1.676
α_1	90°	90°	~90°	90°	90°
M_{w_1}	1.5165	1.668	1.47	1.448	1.414
M_1	0.4149	0.832	0.571	0.516	0.550
M_2, α_2 (动叶出口)	0.9732, 13.7°	0.697, 44.8°	0.637, 47.6°	0.638, 39.4°	0.659, 47.8°
M_{2s}, α_{2s} (静叶静口)	0.9790, 13.5°	0.725, 46.7°	0.693, 50.9°	0.676, 42.4°	0.675, 48.6°
M_3, α_3	0.7453, 90°	0.617, 90°	0.496, 78.2°	0.413, 76.5°	0.451, 90°
D_R, D_S	0.9287, 0.4381	0.49, 0.35	0.449, 0.455	0.529, 0.602	0.456, 0.548
$\bar{\omega}_R, \bar{\omega}_S$	0.5255, 0.2361	0.274, 0.082	0.168, 0.118	0.199, 0.123	0.190, 0.195
σ_R, σ_S	0.5907, 0.8917	0.784, 0.978	0.8725, 0.968	0.8535, 0.967	0.8629, 0.950
η_R^*, η^*	0.6237, 0.5506	0.7015, 0.6726	0.799, 0.7506	0.793, 0.7518	0.781, 0.708
\bar{L}	0.7368	0.399	0.3401	0.3943	0.382
π_R^*, π^*	3.074, 2.741	1.905, 1.859	1.819, 1.7579	1.992, 1.9263	1.792, 1.743
$M_{w_{1内}}$	1.1817	0.6665	1.20	1.197	0.852
$M_{2内}, M_{2S内}$	1.1622, 1.1633	1.043, 1.013	0.788, 0.794	0.851, 0.853	0.837, 0.844
$\bar{d} = d_{内} / d_{外}$	0.80	0.312	0.70	0.70	0.488
$\pi_{R_{总}}^*, \pi_{级}^*$	(3.59), (3.03) 3.328, 2.708	(实验 2.065) 1.966, 1.912	1.875, 1.842	2.056, 2.000	1.792, 1.743
$\eta_{R_{总}}^*, \eta_{级}^*$	(0.87), (0.75) 0.839, 0.6735	(实验 0.882) 0.869, 0.830	0.872, 0.845	0.876, 0.840	0.867, 0.823
叶型	动叶: 四次方中弧 前后两个三次方厚 度分布, 静叶: 双圆弧	S 形优选中弧	多圆弧	多圆弧	亚音: 双圆弧 超音: 多圆弧
S. M. (防喘裕度)	-	-	21.8%	10%	-
G, kg/s	11.65 G/G _设 = 0.88	28.45	进 21 出 19.92	进 20.7 出 19.89	29.71
附 注	动叶半部中间全叶 高已加小叶片 ARL	试验达超设计值 AFAPL	Lewis 中心	Lewis 中心	Lewis 中心 静叶可调三级 实验近设计值

$$\eta_{\text{正冲}} = \frac{\pi_{\text{正冲}}^{(k-1)/k} - 1}{T_{2\text{正冲}} / T_1 - 1} = \frac{\{[(k+1)\lambda_{w_1}^2 / (k-1) - 1] / [(k+1)/(k-1) - \lambda_{w_1}^2]\}^{(k-1)/k} - 1}{\tau(1/\lambda_{w_1}) / \tau(\lambda_{w_1}) - 1}$$

在设 $u_1 = u_2 = u$ 即 $\gamma = 1$ 时, 功系数是

$$\bar{L}_{\text{正冲}} = \frac{w_{1\theta} - w_{2\theta\text{正冲}}}{u} = \frac{u - s_{1\theta}}{u} \left(1 - \frac{w_{2\text{正冲}}}{w_1}\right) = (1 - \bar{c}_{1\theta}) \left(1 - \frac{1}{\lambda_{w_1}^2}\right) \xrightarrow{\alpha=90^\circ\text{时}} 1 - \frac{1}{\lambda_{w_1}^2}$$

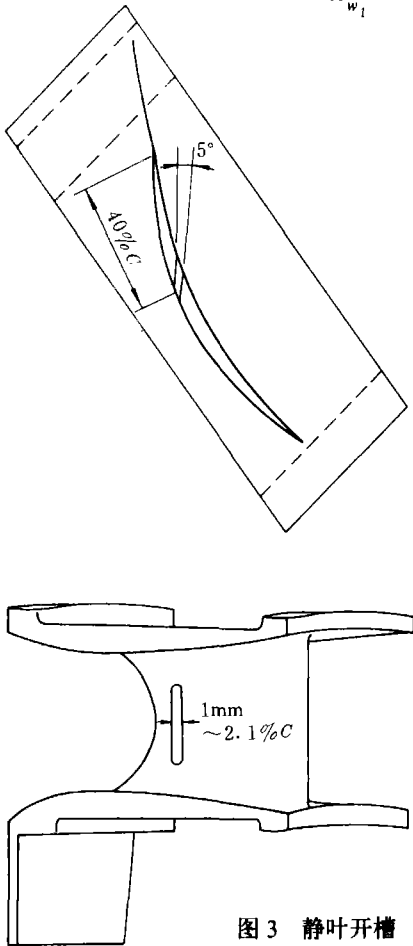


图 3 静叶开槽

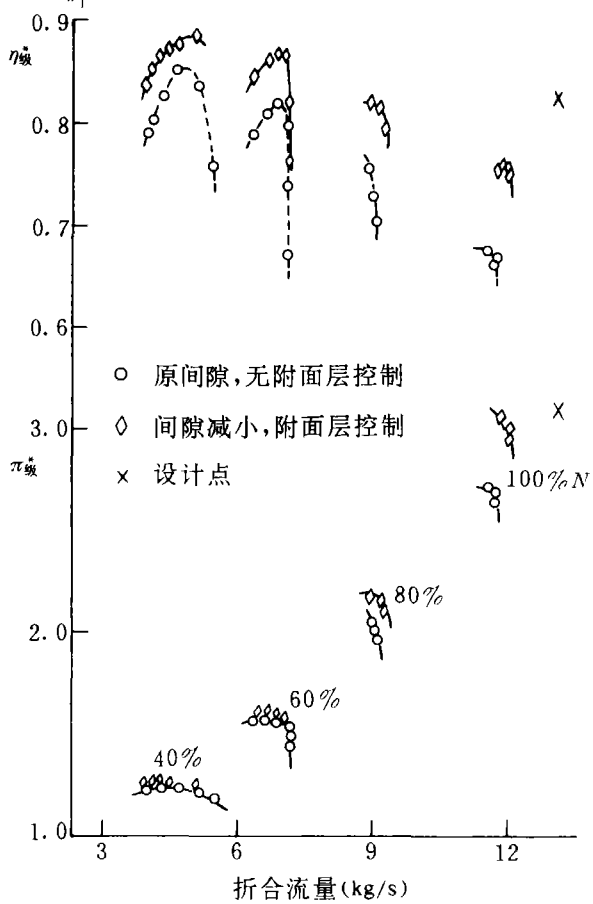


图 4 70 年代中期第 10 个压比 3:1 改型级性能

在两式的曲线图 5 中, 标出各级外径转子效率及功系数位置。主要由于缓压系数 $f > 1$, 各级 \bar{L} 都在正冲波之下 (只 ⑤ 级因 $\Delta\beta$ 大则 \bar{L} 高); 且槽道前部是斜冲波, 可是效率却都远正在正冲波之下, 这反映冲波后附面层往往分离、有时形成第二道冲波[如图 6(b)]^[4]使损失大增。这也恰恰暗示, 提高叶栅效率向正冲波值趋近, 还是有余地的。

(3) 到压比为 2 的叶片, 多圆弧叶型经过较多验证; 压比为 2 到 3 范围, 预压式、大小叶栅、4 次方中弧、S 形优选中弧等叶型也取得某些效果, 尚待继续考查。且超音平面叶栅、环形叶栅实验, 也在提供重要设计基础。

(4) 亚音压气机广为沿用的扩压因子 D , 是 1953 年 Lieblein 按亚音典型速度分布图 6(a) 推导的。对于超音叶栅, 速度分布有很大本质改变[如图 6(b)]^[4], 难怪扣除正冲波损失后的叶型损失系数 $\bar{\omega}_p$ 随扩压因子 D 的变化非常分散[如图 6(c)]^[5]。因此沿常规使用 D , 只能作为粗略参考, 需要反映超、跨音叶栅损失的新因子或系数^[6]。

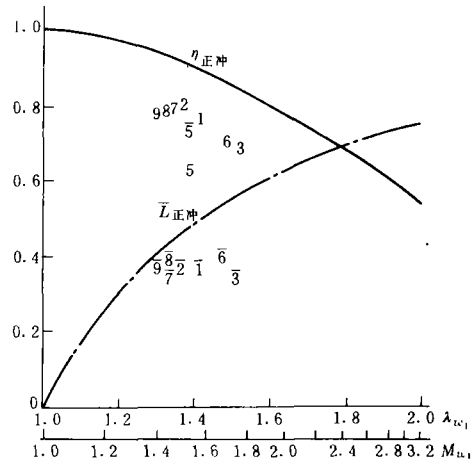
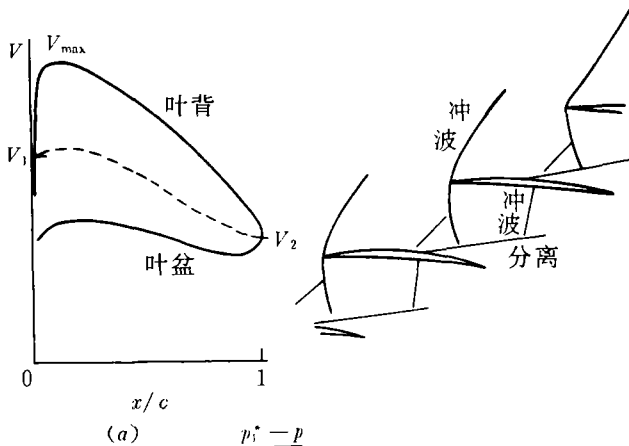
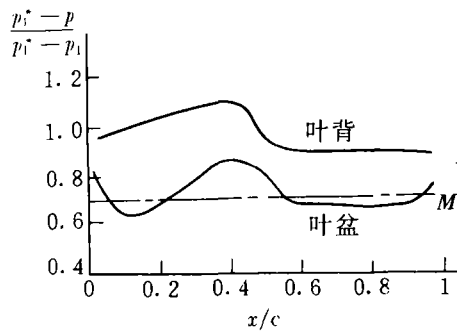


图 5 正冲波增压效率及功系数曲线



(a)



(b)

图 6 (a)D 因子推导

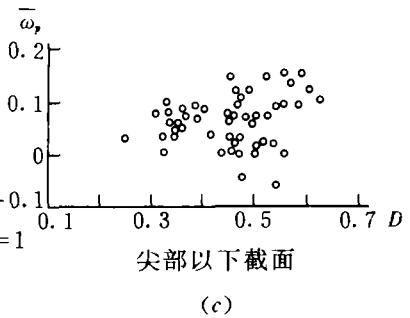
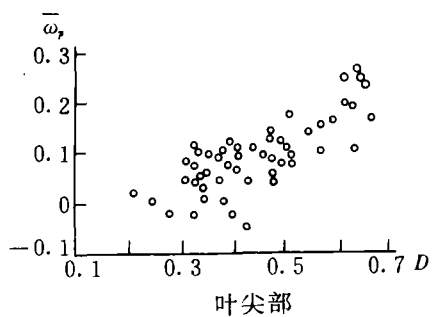
$$D = \frac{V_{\max} - V_2}{V_1} = 1 - \frac{V_2}{V_1} + \frac{\Delta V_\theta}{2\sigma V_1}, \quad \Delta V_\theta = V_{1\theta} = V_{2\theta}$$

叶栅扭速 σ 叶栅稠度; (b)超音叶栅气流纹影图及速度分布; (c)跨音压气机转子各截面叶型损失系数小统计。

影图及速度分布; (c)跨音压气机转子各截面叶型损失系数小统计。

综上所述, 建议几点:

(1) 超、跨音级设计, 主要依靠 S_2 流面流线曲率法, 加一些截面的 S_1 流面验算, 而



(c)

损失则参照叶栅实验及经验。有必要逐步引用简化的三维粘流解,以考虑叶面及环面附面层的演化及二次流,与级试验结果核对,积极稳步提高级压比与效率的综合水平,同时注意喘振裕度。

(2) 超、跨音级效率既取决于动、静叶总压系数乘积 $\sigma_R\sigma_S$ (图1),何必集中强冲波于动叶而在静叶缓冲过渡,是否可以动、静叶较缓和的冲波提供较高 $\sigma_R\sigma_S$ 以提高效率。也许基本对称的超、跨音级是一条新路。

最近发表的法国双级压气机第一级^[7],加预旋后 $M_{w_{1A}}$ 1.38 减为 1.287、反力度 0.82 减为 0.71,压比 1.569 改为 1.557,而效率 0.826 增为 0.851,是新路上一小步。此外也有加预旋而压比、效率都甚高的^[3]。有趣的是,加反预旋而压比、效率也不错^[8]。看来需要对比性研究及实验。

(3) 结合发动机特性需要,超、跨音级研究相当重要的一环是防喘裕度。加大裕度(或扩稳)的有效措施之一,是各种方式的机匣处理。防喘机理研究,是其中必要基础。最近首次用数值模拟得出处理槽流动,以+表示流入槽内、O表示由槽内流出,如图7^[9]。可见是槽中的回流分散了端壁附面层的积聚,从而缓和了二次流通道涡形成及阻塞,使分离与失速延缓。延伸槽则进一步回流到栅前而缓和了气流攻角,使裕度更加改善。

总之,研究开发压比 2.0 以上、效率 0.85 以上的超跨音压气机级,前景是广阔的。

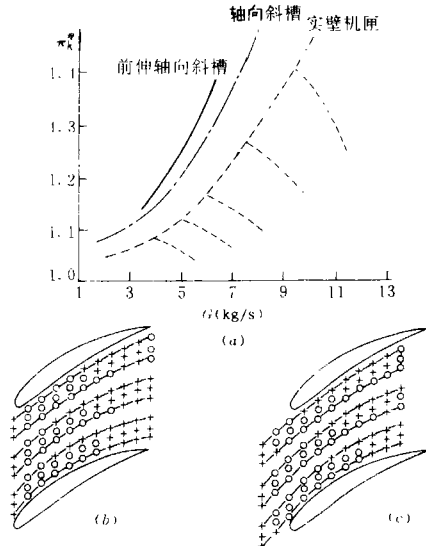


图7 (a)轴向斜槽扩稳效果 (b)流线直槽数值模拟 (c)前伸流线直槽数值模拟

参 考 文 献

- 1 崔济亚. 超跨音压气机参数关系式及其应用. 航空与航天, 1989;(4) 24~32
- 2 Wennerstrom A J. Some Experiments with a Supersonic Axial Compressor Stage. 美国空军内部资料
- 3 Creason T L. Design and Test of a Low Aspect Ratio Fan Stage. AIAA-88-2816, 1988
- 4 Starken H. 二元超音速减速叶栅流的试验研究. DLR FB 71-99, 超跨音速压气机文集 (第三辑), 国外航空编辑部, 1977; 182~183, 192
- 5 Bullock R O. Critical High Lights in the Development of the Transonic Compressor. Jr of Engineering for Power, July, 1961; 253
- 6 崔济亚. 试论扩压因子 D 兼评跨音扩压叶栅损失公式. 航空与航天, 1986;(1) 1~5
- 7 Dehondt D. 改善高性能多级压气机效率. 法国武器装备研究与技术局, 1985; W870436, 压气机文集 (第二册), 航空航天工业部航空科技情报所, 1991; 196
- 8 Low C H. Performance of Two Transonic Axial Compressor Rotors Incorporating Inlet Counterswirl. ASME 86-GT-33, 1986
- 9 庄平. 轴流压气机机匣处理试验及数值研究. 北京航空航天大学博士论文, 1987