

叶栅相似变换准则的实验研究

北京航空航天大学 朱年国* * 徐力平 陈矛章

【摘要】 本文叙述为验证叶栅相似变换准则所进行的低速风洞实验研究, 对应 NACA65- (12) 10 和 DCA 叶栅的高速试验, 分别测量了其低速相似叶栅的叶片表面压力分布。由于实验条件的不同, 本文从相对差别这一角度验证了文献 [1] 中所推得的相似变换准则的正确性。实验结果表明: 实际的低速叶栅和高速叶栅具有同无粘设计所得到的同一量级的相似精度, 因而只需提高设计相似精度便可提高实际模型的相似精度。

一、前言

近年来, 低速大尺寸试验台成为压气机设计、调试和流场诊断的有效工具, 在核心压气机的研究中起着不可替代的作用。低速模拟的重要意义不仅在于详尽的低速大尺寸模型的试验结果具有定性的指导作用, 从而便于发现新现象, 理解新机理。还在于它能够确切地从定量意义上模拟对应的高速流动情形, 从而在低速大尺寸试验台上所作的改进, 可以定量地折算到高速原型中去。为保证这一点, 要求低速模型的流动和高速原型的流动具有足够的相似性。因此流场的相似变换成为高速与低速之间, 叶栅、叶型与数据转换的关键。

文献 [1] 推导了对应不同层次的线化方程所控制的流场之间的相似变换准则, 并用不同的数值方法进行了数值验证, 验证了相似变换准则在对应各种情况下的正确性。文献 [2] 讨论了当表面压力系数分布相同和弦长雷诺数 (Re) 相同时, 进口马赫数对附面层发展的影响。说明在雷诺数和自由流紊流度相同的情况下, 当进口马赫数低于临界值时, 影响附面层发展的主要因素是表面压力系数的分布。基于这一结论使得在无粘情形下推导出的相似变换准则, 在实际工程应用中具有更加广泛的意义。

本文详细描述了为广泛验证叶栅相似变换准则所进行的低速叶栅风洞实验。一组是 NACA65- (12) 10 的叶型构成的叶栅^[3] (对应高速进口马赫数为 0.71); 另一组是双园弧 (DCA) 叶型构成的叶栅^[4] (对应高速进口马赫数为 0.60)。本文只对其对应的低速相似叶栅进行实验。从相对差别的角度, 验证了文献 [1] 相似变换准则的成功性。实验表明: 理论设计的相似精度和实验得到的相似精度是相近的。从而再次证实了包括粘性效应在内的不同情形下, 无粘情形下推得的相似变换准则的有效性。

二、试件的设计

应用文献 [1] 的全扰动势、二维平面的相似变换准则 (文献 [1] 中的式 (10) ~ (13) 以及按式 (22) 定义的 Ω 值), 对 NACA65- (12) 10 组成的高速叶栅 $Ma_1 = 0.71$ 和双园

弧 (DCA) 叶型构成的高速叶栅 $Ma_1=0.60$ 进行相似变换。相似变换后的进口马赫数为 0.10 (不可压), 表 1 列出了变换前后两组叶栅在高速和低速时的总体参数的变化。

图 1 是 NACA65-(12) 10 叶栅变换前后用二维平面位势方程的有限元法 (FEA)^[6] 得到的叶栅表面压力系数的分布。可以发现, 变换前后吸力面上的相似精度好, 此时用下列两式

$$\Delta C_{p1} = \frac{1}{Chord} \oint |\delta C_p| ds \quad ; \quad \Delta C_{p2} = \frac{1}{Chord} \oint \delta C_p ds \quad (1)$$

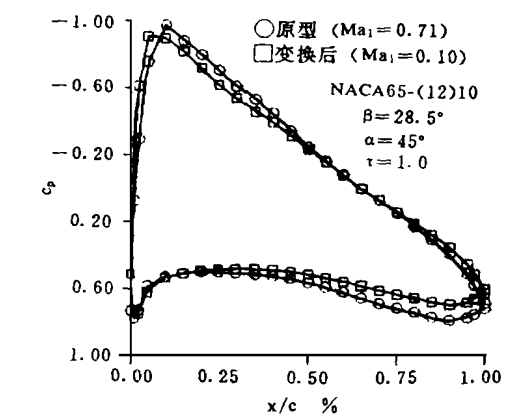


图 1 压力系数的分布

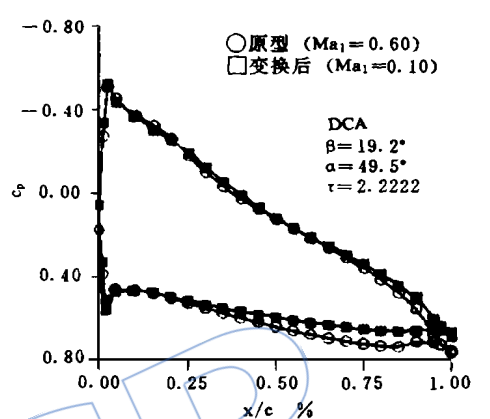


图 3 表面压力系数分布

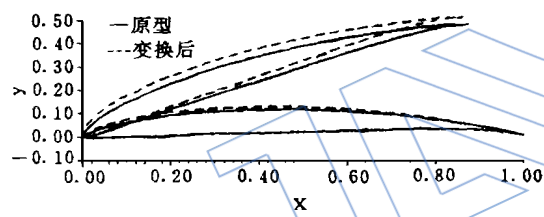


图 2 叶型变换前后的形状

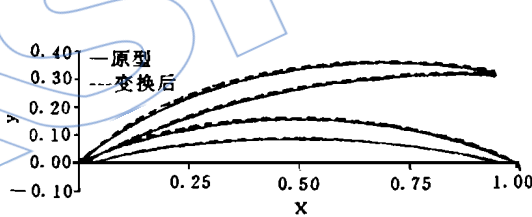


图 4 叶型变化

得到的压力系数绝对平均偏差 ΔC_{p1} 和代数平均偏差 ΔC_{p2} 的值分别为 0.0471 和 0.0199, 式中 $\delta C_p = C_{p\text{原型}} - C_{p\text{变换}}$ 。图 2 是相似变换前后叶型的相对位置和安装角为 0° 时的相对位置。可以清楚地看出, 变换前后叶型的变化, 最大厚度从 10% 变 11.17% (0.398 弦长处)。

表 1 叶栅相似变换前后的总体参数变化

变 换 叶 栅	NACA65-(12) 10		DCA	
参 数	变 换 前	变 换 后	变 换 前	变 换 后
叶 型	NACA65-(12) 10		DCA	
进口马赫数 Ma_1	0.71	0.10	0.60	0.10
弦向攻角 i	16.5°	19.61°	30.3°	32.54°
叶栅安装角 (与 x)	28.5°	30.51°	19.2°	19.7°
进口流角 (与 x)	45°	50.12°	49.5°	52.2°
出口流角 (与 x)	23.3°	25.12°	0.07°	0.94°
叶栅稠度	1.0	1.0662	2.2222	2.28

图 3 和图 4 是 DCA 叶栅相似变换前后用 FEA 得到的表面压力系数分布, 其对应的压力系数偏差 ΔC_{p1} 和 ΔC_{p2} 的值均为 0.0389, 以及相似变换前的叶型在安装角为 0° 时和实际安装角时的相对位置, 可以看出类似的叶型变化的趋势和大小。

叶片的弦长、数目和叶片高度的选择受到风洞出口最大面积的限制, 还需要考虑 Re 数和叶栅的周期性条件, 叶片高度 (从而展弦比) 的选择则被风洞试验段高度所决定。其基本参数选择, 对于 NACA65- (12) 10 及 DCA, 弦长都是 100mm, 展弦比均为 1.24, 叶片数则分别为 5 与 6。

三、实验设备和测量参数

1. 实验设备 两组低速相似叶栅的风洞实验都是在北航低速平面叶栅风洞中进行的。风洞试验段出口面积为 $124 \times 250 \text{ (mm)}^2$ 。用一台 40 千瓦电动机驱动鼓风机连续供气, 试验段进口速度为 $0 \sim 34 \text{ m/s}$ 。

2. 测试技术和测量参数 低速叶栅实验的测量位置分别在叶栅前、后方及叶型表面。在叶栅前方: 沿轴线方向离额线为 150mm 处用一圆柱型三孔探针, 在叶片高度方向的中间截面上, 通过水压排管测出来流的进口总压、静压。总温从插在稳压箱中的温度计读出。进口流角 α_1 直接从风洞的转盘中读出。叶片表面: 测量的表面静压分布用水压排管读出。栅后: 测量通过位移机构在叶栅出口的中间截面上沿栅距方向进行。读取的参数, 有出口总压 p_o^* , 出口静压和出口流角 α_2 。测量的位移步长为 2mm (一周), 总距离为一个节距长。测量平面离叶片尾缘的轴向距离为 0.5 弦长。使用的三孔探针都经过校正, 水压排管的最小刻度为 1mm 酒精柱, 出口流角的最小刻度为 1 度。估计测量不确定性, 速度测量为 0.5 m/s , 角度测量为 0.5 度。

四、实验步骤和实验数据的处理

1. 实验步骤 两组叶栅的实验过程是相同的。以设计流角为基准, 在攻角分别 $-2, -1, 0, 1, 2$ 度时, 测取所需实验数据。非设计流角下的测量只是为判别在设计流角下测量的正确性。实验重复性好, 折合成酒精柱高度 (与水平方向倾角为 60°) 的差别为 $\pm 1 \text{ mm}$ 。相当于压力系数的偏差为 ± 0.02 。

2. 实验数据处理 用三孔探针测得的总、静压都用校准曲线得到实际值。其它所需数据的处理方法如下:

雷诺数 Re : $\mu = \mu_0 (T/273)^{1.5} (273 + C) / (T + C)$, 此处 $C = 122$, $\mu_0 = 1.711 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s/m}^2$, T 为实验温度 (K)。 $Re = VL/\nu$, V 是来流速度, L 是弦长, $\nu = \mu/\rho$ 是运动粘性系数。

进出口气流的密流比: 进口视为均匀流场, 忽略密度的变化, 出口沿栅距方向进行平均。则密流比

$$AVDR = (1/Pitch) \int_0^{Pitch} V_2 \cos \alpha_2 ds / V_1 \cos \alpha_1$$

V_1 、 V_2 、 α_1 、 α_2 分别是叶栅进出口的速度和与轴线方向的流角。 $Pitch$ 是节距长。

叶面压力系数分布: $C_p = (P_s - P_{s1}) / (P_1^* - P_{s1})$, P_1^* 、 P_{s1} 是进口的总压和静压, P_s 是叶片表面的静压。

五、实验结果分析和比较

1. NACA65- (12) 10 的相似叶栅 NACA65- (12) 10 叶栅的高速试验是在文献 [3] 中完成的。本文的实验条件与文献 [3] 中的试验条件除相似变换应满足的变化外，存在较大的差别，主要包括叶片展弦比、弦长雷诺数和风洞形式之间的差别，见表 2。

表 2 相似叶栅实验条件比较

变换叶栅	NACA65- (12) 10		DCA	
参 数	本 文	文 献 [3]	本 文	文 献 [4]
叶片展弦比	1. 24	2	1. 24	3. 75
弦长雷诺数	$2. 2 \times 10^5$	$\geq 5 \times 10^5$	$2. 2 \times 10^5$	$\geq 5 \times 10^5$

风洞形式: 本文，开式风洞，无附面层吸附。文献 [3]，闭式风洞，有附面层吸附。实验条件的限制，使得我们无法消除这些差别。由于这些差别的存在，一方面限制了在更广泛的流动范围内 (如在不同的密流比下) 进行相似精度的比较; 另一方面大大降低了实验值比较所得相似精度的可信度。为此要寻求一种尽可能合理的比较方法。本文采用实验值与计算值相结合的方法，从相对差别这一角度看相似变换准则的可信性和精度。这一比较方法的基本思想是认为实验值之间存在的差别是由实验工况之间的误差、设计误差以及其它原因造成的，它可以用下式表示:

$$(\delta C_p)_{\text{实验值}} = \sum_{i=1}^N (\delta C_p)_i$$

(2)

i 为考虑的因素数目。本文取 $N = 2$, $i = 1$ 扣除的是实验工况之间差别所引起的误差，这一误差通过数值方法估算，考虑的因素包括紊流度和展弦比的不同; $i = 2$ 扣除的是相似叶栅设计所存在的差别。当设计合理时，(2) 式完全成立。当误差存在时，这个误差可以用下式表示 ($N = 2$):

$$\Delta C_p = \delta C_{p\text{实验值}} - \sum_{i=1}^N (\delta C_p)_i = \delta C_{p\text{实验值}} - \delta C_{p\text{计算值}} - \delta C_{p\text{设计值}}$$

(3)

在实际的流动中，由于附面层的存在，流动并不是真正的二维平面，而是准三维情形，这同设计时采用二维平面模型是存在差别的。也正是因为流动的准三维性使得展弦比通过密流比成为影响流动的主要原因。基于文献 [1] 中对准三维相似变换的处理方法 (文献 [1] 中的式 (18))，我们可以通过对流管厚度比的相似变换来消除展弦比的差别。

图 5 是本文的低速相似叶栅，在 $\alpha_1 = 50^\circ$, $Ma_1 = 0. 10$, 密流比为 1. 23 时的实验表面压力系数分布与文献 [3] 中高速叶栅，在 $Ma_1 = 0. 71$, $\alpha_1 = 45^\circ$, 密流比为 1 时的表面压力系数分布的比较。图 6 是本文对原 NACA65- (12) 10 叶栅，在两种不同实验工况下用无粘、准三维欧拉方程和附面层迭代方法计算得到的表面压力系数分布的比较。这两个工况是: (1) 原 NACA65- (12) 10 叶型构成的高速叶栅， $Ma_1 = 0. 71$, $\alpha_1 = 45. 0^\circ$, 密流比为 1。 (2) 原高速叶栅 $Ma_1 = 0. 71$, $\alpha_1 = 45. 0^\circ$, 密流比为 1. 13。工况 (2) 的低速相似变换结果恰好是图 5 中低速相似叶栅的实验工况。参照 NACA65- (12) 10 相似变换叶栅在设计工况下的表面压力系数分布 (图 1)，图 7 画出了按式 (3) 计算的 ΔC_p 的最后大小。可以发现: ΔC_p 的值在吸

力面很短弦长段上超过 0.05 (最大值为 0.075) 外, 在大部分区域内和压力面上的值均不超过 0.055。此时按式 (1) 和式 (2) 计算得到的压力系数绝对平均偏差 ΔC_{p1} 和代数平均偏差 ΔC_{p2} 的值分别为 0.039 和 0.0199。此值与原设计值的 $\Delta C_{p1} = 0.0471$ 和 $\Delta C_{p2} = 0.0199$ 之和, 基本上保持了与理论设计同一量级的精度。NACA65-(12) 10 高速叶栅的低速相似变换的成功性和相似精度都得到了很好的验证。

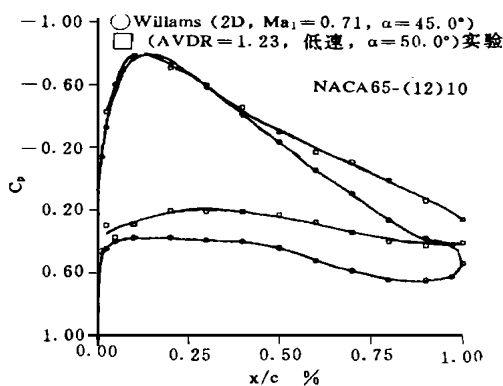


图 5 实验压力系数分布

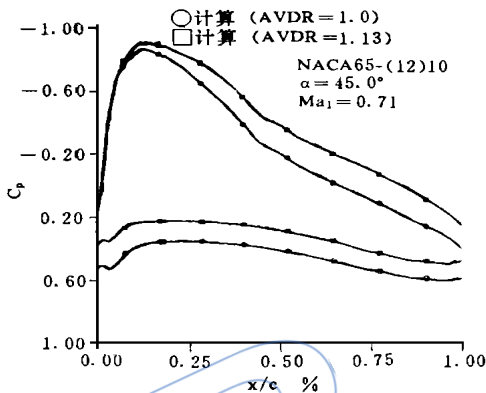


图 6 计算压力系数分布

2. DCA 的相似叶栅 在文献 [4] 中所述的试验设备、试验步骤和数据处理方法下, 文献 [4] 对 DCA 原高速叶栅进行了实验研究。表 2 列出了高、低速实验中, 试件和风洞所存在主要差别。可以发现, 除相似变换应满足的变化外, 它们之间还存在很大差别, 特别是展弦比, 其差别较 NACA65-(12) 10 叶栅进一步增大。

对 DCA 叶栅相似精度的比较, 仍采用上述的方法。

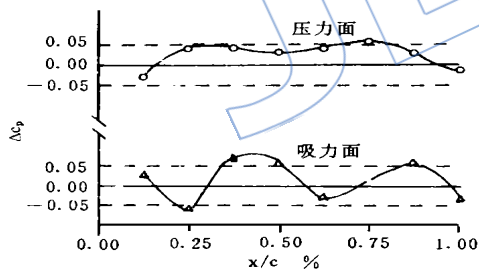
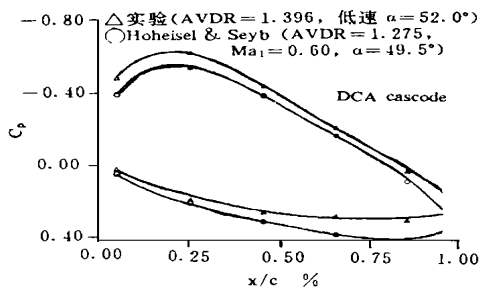
图 7 ΔC_p 分布

图 8 实验压力系数分布

图 8 是本文的 DCA 低速相似叶栅在 $\alpha_1 = 52.0^\circ$, $Ma_1 = 0.10$, 密流比为 1.396 时的实验表面压力系数分布与文献 [4] 中原高速 DCA 叶栅在文献 [4] 的实验条件下, $\alpha_1 = 49.5^\circ$, $Ma_1 = 0.60$, 密流比为 1.275 时的实验表面压力系数分布的比较。

对原 DCA 叶栅, 在两种不同的工况下: (1) 在 $Ma_1 = 0.60$, $\alpha_1 = 49.5^\circ$, 密流比 = 1.275 时; (2) 在 $Ma_1 = 0.60$, $\alpha_1 = 49.5^\circ$, 密流比 = 1.295 时。应用同一种数值方法所得到的表面压力系数分布示于图 9 中。工况 (2) 低速相似变换的结果恰好是图 8 中低速相似叶栅的实验工况。

图 10 画出了根据式 (3) 计算得到的 ΔC_p 的分布。可以发现: ΔC_p 的最大值除压力面尾缘处稍有增大外, 其余各处都保持在 0.05 以内, 此时按式 (1) 二式得到的 $\Delta C_{p1} = 0.0320$,

$\Delta C_{p2} = 0.029$, 加上设计时的 $\Delta C_{p1} = \Delta C_{p2} = 0.0389$, 相似精度仍然保持在原设计的量级内。这就验证了 DCA 高速叶栅的相似变换的成功性, 并表明了所具有的相似精度。

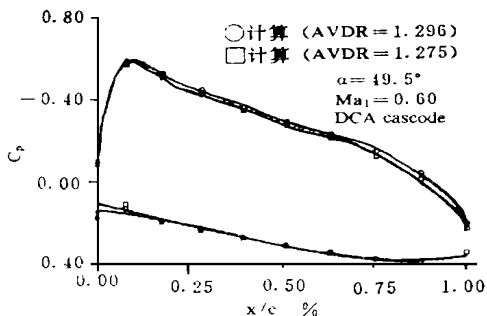


图 9 计算压力系数分布

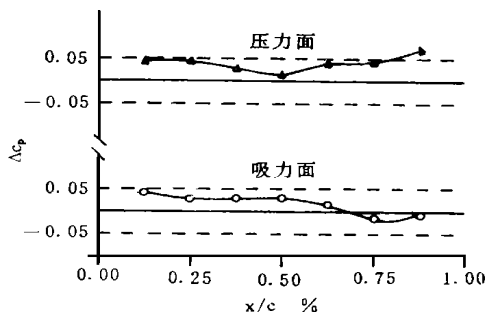


图 10 ΔC_p 分布

应该指出的是, 尽管应用试验值和计算值相结合的方法, 从相对差别这一角度看, 低速模型和高速模型之间的相似变换是成功的, 它的实际精度与设计精度在同一量级内。这一方法克服了试验条件不同而带来的不可比较性, 但是另一方面由于试验条件的不同, 诸如雷诺数、展弦比等, 对试验结果存在一定的影响, 叶片加工误差和静压测孔的表面垂直度等也都会对实验造成影响。尽管无法最后确定所有这些因素影响的大小和方向, 但这仍然是一个值得考虑的重要因素。

六、结 论

本文进行的两组低速相似叶栅的吹风实验中, 计入了实际流动存在的粘性和准三维性。虽然实验中使用的叶栅风洞无附面层吸附, 也没有安装密流比变换器, 但是通过准三维相似变换中密流比的相似变换关系, 消除了这些因素对相似变换准则的精度和有效性的影响。从而在更广泛的意义上, 验证了本文推得的相似变换准则的有效性和具有的精度。由于粘性的存在, 实验结果也表明了附面层存在并不影响相似叶栅在无粘的情形下所具有的相似精度, 从而也为文献 [2] 中讨论的来流马赫数对附面层发展影响中得出的结论提供了实验的验证。两组低速叶栅的进口马赫数和叶型参数均具典型性, 其主要目的是验证相似变换准则的有效性和正确性, 以及数值试验结果的正确性已经基本达到。尽管我们没有仔细测量附面层发展的详细情况, 因而无法断定实验中附面层之间的相似程度, 但实验结果仍然间接表明, 为节约成本, 提高速度, 可以应用无粘的相似叶栅变换方法来设计低速相似模型, 并且可以用无粘反问题设计方法提高相似叶栅的设计相似精度。

参 考 文 献

- [1] 朱年国、徐力平、陈矛章, “高压压气机叶栅的相似变换准则”, 《航空动力学报》, 第五卷, 第三期, 1990。
- [2] 朱年国、徐力平, “进口马赫数对附面层发展的影响”, 《航空动力学报》, 第五卷, 第二期, 1990。
- [3] William B. B., “Effect of Mach Number on the Flow and Application of Compressibility Corrections in a Two Dimensional Subsonic Transonic Compressor Cascade Having Varied Porous Wall Suction at the Blade Tip”, NACA TN-2649, 1952.
- [4] Hoheisel H. and Seyb N. J., “The Boundary Layer Behaviour of Highly Loaded Compressor Cascade at Transonic Flow Conditions”, AGARD CP 40F4, 1987.
- [5] Whitehead D. S. and Newton S. G., “A Finite Element Method for the Solution of Two Dimensional Transonic Flows in Cascades”, International Journal for Numerical Methods in Fluid, Vol. 5, 115-132, 1985.
- [6] Denton J. D., “An Improved Time Marching Method for Turbomachinery Flow Calculation”, ASME 82-GF-239, 1982.

EXPERIMENTAL STUDY ON CASCADE SIMILARITY TRANSFORMATION RULES

Zhu Nianguo, Xu Liping, Chen Maozhang
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

In order to verify the similarity transformation rules in real flow situation, two sets of low-speed cascades similar to the high-speed NACA 65- (12) 10 and DCA cascades, are designed according to the similarity rules developed by the authors and tested in a two-dimensional low-speed cascade tunnel. The distributions of pressure coefficient on blade surfaces are measured. The results show that the measured similarity precision is of the same order of magnitude as the design similarity precision. Therefore further improvement of the similarity precision of blade profiles can be achieved by the improvement of the design similarity precision.

THE NUMERICAL SIMULATION AND ANALYSIS OF PASSAGE VORTICES IN 3-D COMPRESSOR CASCADE

Feng Guotai, Su Jie, Yu Guan, Jiao Deyong (*Harbin Institute of Technology*)

ABSTRACT

A simplified numerical simulation method for calculating passage vortices in a compressor cascade is presented, which can reduce computer time and save computer storage. The calculation employs the parabolized N-S equation. In order to analyze and investigate the passage vortices in the compressor cascade, the calculation has been carried out for a divergent curved channel similar to compressor cascade. It can be seen from obtained results that the passage vortices are composed of four parts, the flow behaviour near the suction surface on the both end of the straight compressor stator is deteriorated severely. For this reason the application of curved blades to the compressor is one of important means for improving the end wall flow behaviour.

APPLICATION OF TANDEM BLADES TO AN AEROENGINE

Miao Houwu, Gao Jinman, Guo Jie (*Shenyang Aeronautical Research Institute*)

ABSTRACT

A set of tandem blades with BC-6 profile has been designed and manufactured for a development program to modify an aeroengine. In order to demonstrate the advantages of the tandem blades, the tests have been conducted in cascade wind tunnel, at compressor test stand and on engine bed, respectively. The cascade test data show that the total pressure loss coefficient for the tandem blades is 0.0305, but it is 0.0348 for the single row of blades at the same design conditions. The range of efficient incidence angle for the tandem blades is 31.2% larger than for single row blades. As compared with the compressor of the single row blades, the tandem blades compressor test results indicate that its adiabatic efficiency is enhanced 1.3% and its surge margin is enlarged 2.8% at the design speed and the design pressure ratio. The engine tests also prove that the operation line of the aeroengine with the set of tandem blades is farther from the compressor stall line. The paper describes how to select the tandem blade parameters and how to obtain the optimum axial and tangential distances between the two rows of this tandem cascade from the test data. The paper also considers the feasibility of the tandem