

文章编号:1000-8055(2011)10-2313-10

两类对转风扇的设计与气动特征数值研究

杨小贺, 单 鹏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用一维设计程序分析了前后转子设计转速比的影响,研究了平均半径处的增压比、绝热效率、扩散损失和激波损失随转速比的变化规律.用计算流体力学分析了设计点与非设计状态的两个对转级流场,研究了其详细物理现象.结果表明两个对转级的设计与非设计性能均良好.发现低速风扇的两个转子均为常规跨声速转子,而高速风扇的前转子常规,后转子则为前缘激波和通道激波均贯穿全叶展的全超声速转子.同时发现,均带有与常规风扇级相当的失速裕度,低速对转级是两个转子同时达到失速点并且激波被推出叶栅,而高速对转级则是后转子先达到失速点并激波推出,从而后转子决定着级失速裕度.

关 键 词: 叶轮机设计; 对转风扇; 超大涵道比; 高负荷; 转速比

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Aerodynamic design and investigation of two counter-rotating fans

YANG Xiao-he, SHAN Peng

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The design rotating speed ratio of forward and afterward rotors was discussed based on one-dimensional analysis. The variations of pressure ratios, adiabatic efficiencies, diffusion losses and shock losses at the streamline of half-annulus-area radius against the varied design rotating speed ratios were studied. The flow fields of these two contra-stages were numerically simulated and the detailed flow physics was investigated at the design and off-design conditions. The simulations reveal that these two stages are quite well performed. For the civil engine contra-stage test fan, both rotors are conventional transonic rotors due to the low pressure ratio and low tip speed. For the military engine contra-stage fan different from the conventional transonic forward rotor, the afterward rotor is a full-span relative supersonic rotor in which both the leading edge shock and the passage shock extend from the casing to the hub. Furthermore, these two contra-stages exhibit stall margins competitive to conventional rotor-stator stages. For the civil test fan of low pressure ratio at the stall point, both the forward and afterward rotors are stall and the shocks are detached, correspondingly; for the military fan of high pressure ratio, only the afterward rotor is stall, determining the stage stall point.

Key words: turbomachine design; counter-rotating fan (CRF); ultra-high bypass ratio; high loading level; rotating speed ratio

耗油率和噪声是民用航空发动机的两个重要指标.众所周知,增大涵道比可以提高推进效率,

降低叶尖线速度是降低噪声的有效手段.但涵道比的增大和叶尖线速度的降低都将降低低压部件

收稿日期:2010-11-18; 修订日期:2011-02-25

作者简介:杨小贺(1984—),男,安徽阜南人,博士生,主要从事叶轮机械设计研究.

的转速,从而增加低压涡轮的级数、径向尺寸,降低涡轮效率;进而,随着低压部件转速的降低,传递相同的功率需要更大的扭矩.当涵道比增大到一定程度时,风扇和低压涡轮之间的转速不匹配性将不可协调而必须对结构和传动进行改变.一种可行的方法是采用对转风扇,通过齿轮或者对转涡轮驱动.在另一发展方向上,为追求突出的机动性、有效载荷和实现超声速巡航,军用发动机对尺寸和推质比的要求日趋苛刻.为满足要求,以提高线速度和发展新的叶型为主要途径,风扇/压气机的负荷不断提高.70年代 Wennerstrom 等^[1]设计了高通流小展弦比单级风扇,是高负荷发展的里程碑,其单位迎风面积流量为 $195 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$,在 457.2 m/s 叶尖线速度下实现了单级增压比 1.95,等熵效率 88.2%. 此后的几十年,常规风扇/压气机单级增压比增长缓慢,增压比 3.0 一级的风扇至今未能实现,原因主要是伴随着单级压比和负荷的提高,效率和稳定裕度下降.与此同时,面向军用发动机的应用,一些结构或气动上创新的方法则发展起来,例如对转级、大小叶片^[2]、抽吸气边界层控制措施^[3]、串列转子^[4]等.相比较而言,对转级具有结构和气动上的优势.结构上,对转级省略了静子,轴向长度小,紧凑轻质;气动上,对转级的后转子充分利用了前转子出口气流的周向速度,相当于在不增加物理线速度的同时提高了有效线速度,从而实现超出常规级的负荷.因此,对转级的用途可以分为两类:一类是低线速度低增压比的民用风扇,已经取得了长足的发展和应用;另一类是高线速度高增压比的军用风扇/压气机,也取得了有限的进展.

1951年,Young^[5]提出了对转风扇的概念,并对其基本原理做了阐述.1957年 Johnsen 和 Fessler^[6]曾设计和实验研究了施加反预旋的跨声速单转子.1966年普惠公司^[7]设计和实验研究了一个三级压气机,其第二级转子为施加了反预旋的全叶展相对超声速转子.该级设计压比为 2.75,叶尖切线速度仅为 295 m/s ,但设计转速下的实验绝热效率未超过 70%. 同一时期,Curtiss-Wright 公司^[8]尝试设计高负荷对转压气机,用于超声速飞行器,但实验结果表明性能远低于设计目标^[9]. Wennerstrom^[10]后对其进行了总结,指出该对转压气机的失败是由于后转子的扩散因子大大高出常规值,且没有采取边界层控制措施,从而导致大尺度的分离所致.1987年,Law 和 Wennerstrom^[11]深入分析了来流反预旋对常规单级

高负荷风扇性能的影响,所设计的单级风扇在 2.264 的增压比下取得了 86.8% 的绝热效率.除了将扩散因子控制在经验值范围内以外,该级采用适合于高马赫数的叶型也是其反预旋技术运用成功的重要原因. Sharma 等^[12]于 1985 年开始进行对转压气机实验,研究了转速比、轴向间隙等的影响.2000 年以来,麻省理工的 Kerrebrock 等^[13]将吸气措施与对转级结合,在后转子吸力面进行吸气以控制激波和激波—附面层干扰,在设计转速下达到实验增压比 2.9,绝热效率 89%,并具有优越的抗失速性能.美国国家航空航天局(NASA)Glenn 研究中心的 Donald H^[14]研究了用于马赫数 2.4 的超声速飞行器的对转风扇.日本室兰科技研究所的 Ryojiro 等^[15]发展了用于超声速无人飞行器的对转风扇.

早在二战时期,就出现了活塞发动机驱动的对转螺旋桨,由于对转桨叶后尾流无旋,因此具有更高的推进效率;同时,对转显著降低了发动机的陀螺力矩,提高了飞行器的操纵性.从 70 年代开始,多种形式的涡轮驱动对转桨扇被广泛研究并取得很大进展,包括无涵道和有涵道的,齿轮驱动和对转涡轮驱动的,旨在增大民用涡轮发动机的涵道比,降低耗油率和噪声.几十年间,多个国家都开展了相应的技术发展计划,研究关于对转桨扇/风扇的气动、噪声、气动弹性、安装和传动,大量关于对转桨扇/风扇的专利问世.通用(GE)公司和 NASA 发展了对转涡轮直接驱动无涵道对转桨扇 GE36 并进行了飞行实验;Allison 和普惠(PW)公司设计了齿轮驱动无涵道对转桨扇 578-DX;慕尼黑发动机和涡轮联合(MTU)有限公司设计研究了齿轮驱动的有涵道对转桨扇 CRISP(counter rotating integrated shrouded propfan);俄罗斯发展了无涵道对转桨扇 D27 和有涵道对转桨扇 HK-93,分别用于安 70 和图 204.罗罗(RR)公司先发展了对转桨扇 RB-509;又发展了涵道对转桨扇(或对转风扇)RB-529;GE 公司 2000 年以来也在发展对转风扇;斯奈克玛(SNECMA)公司在 VITAL(environmentally friendly aero engine)计划中发展和实验了对转风扇.有涵道对转桨扇/风扇被认为是实现翼下安装超大涵道比涡扇发动机最可能的方案.

国内林延芳、彭泽琰^[16]于 1989 年最早探讨了对转压气机和涡轮气动方案.蔡睿贤^[17]分析了对转风扇基元级的基本特性.季路成^[18]回顾了对转叶轮机的发展,采用速度三角形方法分析了对

转压气机受限的预旋范围和变工况运行的技术挑战,并对此提出了具体的应对措施.刘波等^[19]于 2006 年设计并建成了线速度 168 m/s 的国内首台双排对转压气机实验台,完成了一系列实验研究.

通常,定义一个常规级为一排转子加一排静子对转风扇的后转子在功能上类似于静子,不同的是后转子在将气流重新转回轴向的同时也对气流做功.因此,本文将对转风扇的前转子加后转子定义为一个对转级.本文设计并研究了两个对转风扇级,代表了对转级的两类应用背景,分别为涵道比 8 的民用和涵道比 0.5 的军用涡扇发动机,级增压比各为 1.60 和 3.50,线速度各为(300 m/s, -222 m/s)和(500 m/s, -391 m/s).两对转风扇级均没有引入导叶、静子和吹吸气边界层控制措施,级出口气流沿轴向.

1 两类对转级的气动设计

民用低速低增压比和军用高速高增压比对转风扇级的气动设计参数见表 1.

在常规的转子加静子的基元级中,反力度在物理上反映了静压升在动叶和静叶之间的分配.首先,简单按照常规基元级反力度的定义,本文定义前、后转子的反力度 Ω_{fro} , Ω_{aft} 为其静压升与其加功量之比值

$$\Omega_{\text{fro}} = \frac{1}{L_{\text{u}, \text{fro}}} \left(\int_1^2 \frac{dp}{\rho} + L_{\text{f}, \text{fro}} \right) = \frac{1}{L_{\text{u}, \text{fro}}} \left(L_{\text{u}, \text{fro}} - \frac{C_2^2 - C_1^2}{2} \right),$$

$$\Omega_{\text{aft}} = \frac{1}{L_{\text{u}, \text{aft}}} \left(\int_1^2 \frac{dp}{\rho} + L_{\text{f}, \text{aft}} \right) = \frac{1}{L_{\text{u}, \text{aft}}} \left(L_{\text{u}, \text{aft}} - \frac{C_4^2 - C_3^2}{2} \right) \quad (1)$$

$$L_{\text{u}, \text{fro}} = \frac{W_1^2 - W_2^2}{2} + \frac{U_2^2 - U_1^2}{2} + \frac{C_2^2 - C_1^2}{2},$$

$$L_{\text{u}, \text{aft}} = \frac{W_3^2 - W_4^2}{2} + \frac{U_4^2 - U_3^2}{2} + \frac{C_4^2 - C_3^2}{2} \quad (2)$$

式中 W, U, C 分别代表相对速度、切线速度、绝对速度;下标 fro, aft 分别代表前、后转子;下标 1, 2, 3, 4 分别代表前转子前缘、尾缘,后转子前缘、尾缘; L_{f} 为流阻功; L_{u} 为轮缘功.可见,由于 $C_4 < C_3$, 因此对转级的后转子的反力度大于 1.0, 见表 1. 其次,考虑到常规基元级反力度概念所揭示的物理涵义,本文又定义对转级的级反力度 Ω_{cr} 为前转子静压升与对转级加功量之比值

$$\Omega_{\text{cr}} = \frac{1}{L_{\text{u}, \text{fro}} + L_{\text{u}, \text{aft}}} \left(L_{\text{u}, \text{fro}} - \frac{C_2^2 - C_1^2}{2} \right) \quad (3)$$

进一步,若对转级进、出口气流方向均轴向,则

$$L_{\text{u}, \text{fro}} = \omega_{\text{f}} C_{\text{u}} R, L_{\text{u}, \text{aft}} = \omega_{\text{hft}} C_{\text{u}} R \quad (4)$$

式中 $\omega_{\text{fro}}, \omega_{\text{hft}}$ 分别为前后转子角速度, $C_{\text{u}} R$ 为前转子出口气流环量,从而有

$$\Omega_{\text{cr}} = \Omega_{\text{fro}} H / (H + 1) \quad (5)$$

式中 H 为前后转子的转速比.可见,对转级的级反力度 Ω_{cr} 与前转子反力度 Ω_{fro} 及转速比 H 两者有关.将式(1)、式(3)两种反力度定义方式结合起来,可以很好地体现对转级中的物理概念. Ω_{fro} , Ω_{aft} 反映了前、后转子将其做功转化为静压升的能力,而 Ω_{cr} 则反映了静压升在前、后转子中的分配.气流流过后转子时,不但相对动能减小即 $(W_3^2 - W_4^2)/2 > 0$, 而且绝对动能也减小即 $(C_3^2 - C_4^2)/2 > 0$, 这不同于常规的转子而类似于静子.

表 1 民用、军用对转风扇级气动设计参数

Table 1 Prescribed specifications and design parameters of the civil and military contra-stages

	民用级转子		军用级转子	
	前	后	前	后
叶尖线速度/(m/s)	300	-222	500	-391
设计增压比	1.328	1.205	2.170	1.613
单位迎面流量/(kg/(s·m ²))	200.9		184.9	
单位环面流量/(kg/(s·m ²))	220.8		203.1	
平均半径处流量系数	1.029		0.535	
负荷系数 $\phi = L_{\text{u}}/U_{\text{tip}}^2$	0.289	0.396	0.322	0.422
反力度,按式(1)定义	0.911	1.489	0.682	1.323
反力度,按式(3)定义	0.521		0.379	
轮毂比	0.300	0.433	0.300	0.596
平均半径处扩散因子	0.417	0.351	0.506	0.414
叶跟相对马赫数	0.681	0.892	0.754	1.534
叶尖相对马赫数	1.165	1.219	1.636	1.593
叶片数	16	19	18	21
平均稠度	1.290	1.581	1.970	1.856
展弦比	2.216	1.851	1.746	1.536

中心流线基元级及其进出口处马赫数见图

1. 两对转级的前后转子进出口速度三角形见图 2. 其中民用风扇是尺寸缩小系数为 0.402 的缩型实验级,设计流量为 120.0 kg/s,级增压比为 1.60; 军用风扇是全尺寸级,设计流量为 64.4 kg/s,级增压比为 3.50.

与常规风扇不同,对转风扇多出一个设计自

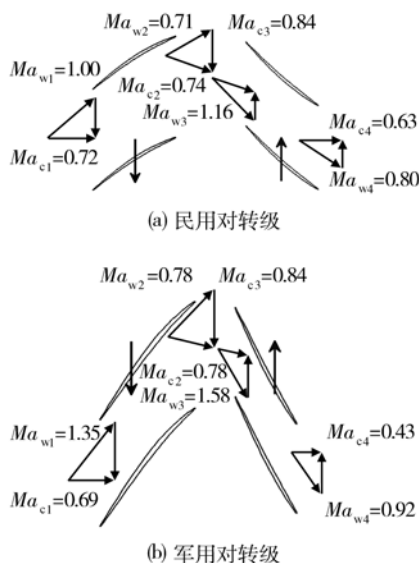


图1 通流反问题设计中心流线单元级及其进出口马赫数

Fig. 1 Mid-streamline elements and Mach number diagrams from throughflow inverse design

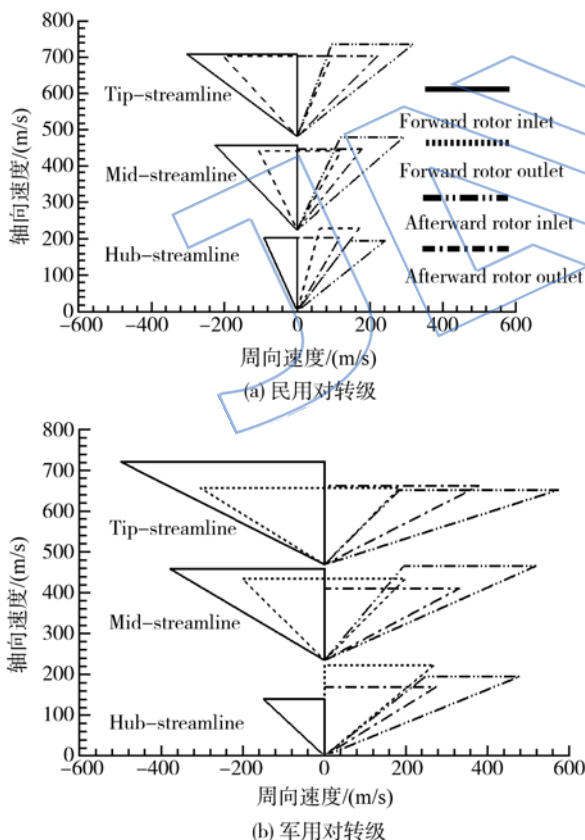


图2 通流反问题设计前、后转子进出口速度三角形
Fig. 2 Velocity triangles of the forward and after rotor from throughflow inverse design

由度即前后转子的转速比参数。由于省略了静子，后转子全叶展相对马赫数都高于常规转子，容易

造成高激波损失和强激波-附面层干扰。降低后转子的线速度可以降低相对马赫数，但同时也提高了负荷系数 ψ 和扩散因子 D 。本文采用部件总体和一维设计程序在面积加权平均半径处对转速比参数进行了优化。其中使用 D 因子模型计算叶型损失^[20]，M-L-H (Miller-Lewis-Hartmann) 激波模型计算激波损失^[21]，考虑了子午流道面积变化的影响，分析了叶型损失和激波损失随转速比的变化规律。以民用对转级为例，在固定总增压比1.60和前转子叶尖线速度300 m/s不变的条件下，前后转子平均半径处增压比、绝热效率、叶型损失和激波损失随前后转子转速比的变化分别如图3~图5所示。可见，对转级的损失主要来自于后转子，随着后转子转速的增加，后转子的增压比增大，激波损失和叶型损失都快速增大；同时前转子增压比降低，激波损失略降低，叶型损失不变；由于前转子增压比下降而总损失基本不变，导致前转子的效率略降低，而后转子的效率快速降低，最终对转级的效率降低。为保证民用对转风扇高的效率，最终选择了该对转级的设计点转速比为 $n_{ro} : n_{aft} = 4 : 3$ 。军用对转级前、后转子性能参数随转速比的变化规律见图6~图8，其与民用对转级规律相同，但更为剧烈，以至于当后转子转速增大到一定值时，需要加大前转子的增压比，以补偿快速增大的后转子损失，因此其增压比变化趋势不再单调。

对转风扇的准三维详细设计基于流线曲率法通流反问题^[22]和任意中弧线叶型叶片造型方法^[23]的迭代。用计算流体动力学(CFD)三维定常黏性流场正问题进行检验，直到对转级总体性能达到设计指标为止。由于后转子转速相对较低，两类对转级后转子的负荷系数都高出前转子和常规级转子。气流在前转子出口处周向速度最大，由径向平衡原理知，叶尖静压必须高于叶根静压以实现径向平衡；而气流在后转子出口转为轴向，周向速度为零，径向静压梯度大大减小，且后转子对气流做功，所以对转级后转子根部静压升最大并高于常规转子和静子组成的轴流级，是对转级最容易发生附面层分离的地方。因此在子午流道的设计上，两对转级都在后转子轮毂处采用了上凸形轮毂即局部正曲率，以期流体加速而避免分离，如图9、图10所示。

得益于低增压比和低线速度，民用对转风扇级的后转子仍然为常规跨声速转子。由于叶根处线速度很低，因此适当降低了叶根处增压比，这也

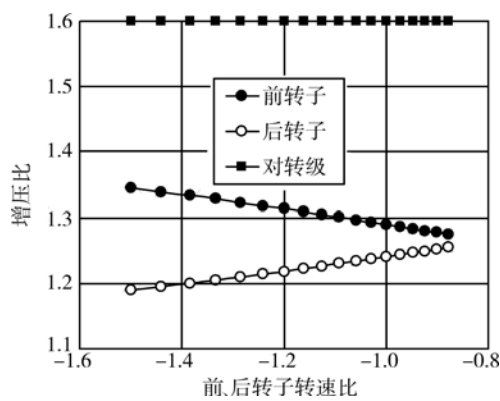


图 3 民用前、后转子平均半径处总增压比
随转速比的变化

Fig. 3 Variation in pressure ratios of two civil fan rotors with rotating speed ratio

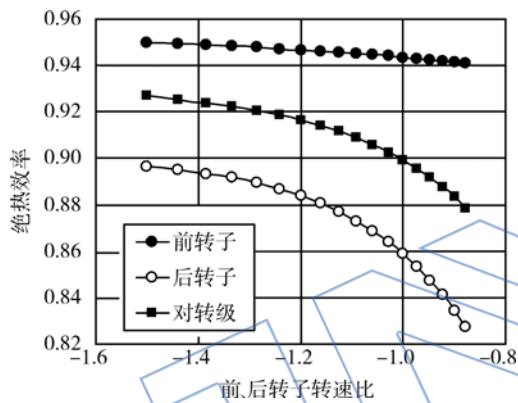


图 4 民用前、后转子平均半径处绝热效率
随转速比的变化

Fig. 4 Variation in adiabatic efficiencies of two civil fan rotors with rotating speed ratio

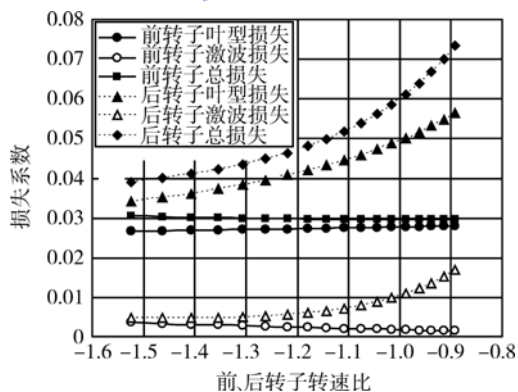


图 5 民用前、后转子平均半径处各种损失
随转速比的变化

Fig. 5 Variation in shock losses, diffusion losses and total losses of two civil fan rotors with rotating speed ratio

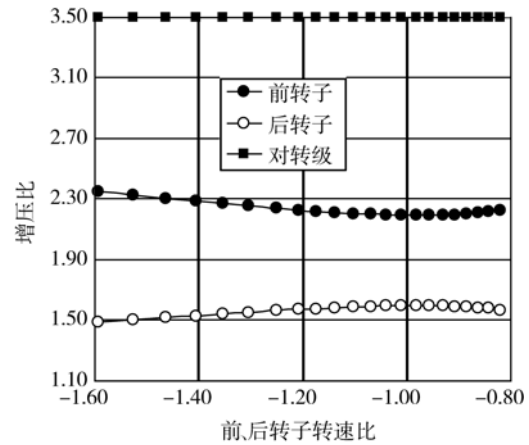


图 6 军用前、后转子平均半径处总增压比
随转速比的变化

Fig. 6 Variation in pressure ratios with rotating speed ratio

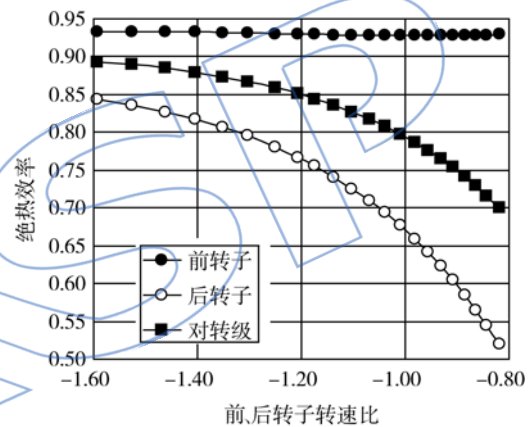


图 7 军用前、后转子平均半径处绝热效率
随转速比的变化

Fig. 7 Variation in adiabatic efficiencies with rotating speed ratio

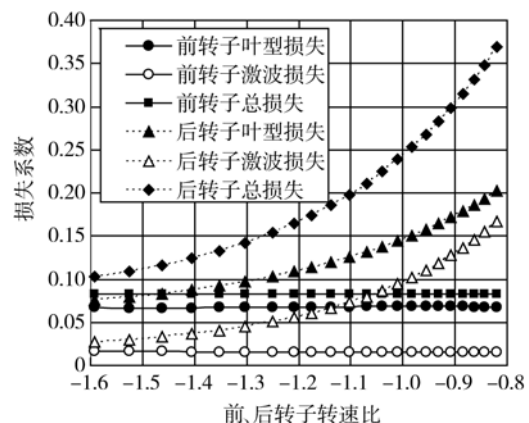


图 8 军用前、后转子平均半径处各种损失
随转速比的变化

Fig. 8 Variation in shock losses, diffusion losses and total losses of two military fan rotors with rotating speed ratio

利于降低叶根处来流马赫数,避免根部堵塞.与同样增压比下的常规风扇级相比,对转级具有更高的通流能力,例如本风扇前平均马赫数达到了0.7022,使得在相同流量下风扇的直径更小,这对于发动机短舱的设计及安装都非常有利,当涵道比增加时这种优势将更加明显.尽管轴向速度很高,但后转子的线速度很低,后转子叶尖相对马赫数仅为1.2,处于激波高效加功的范围.高通流能力和低线速度意味着高流量系数,风扇入口面积加权平均半径处的流量系数 Φ 达到1.029,远高于常规风扇.民用风扇的子午流道和叶片造型如图9所示,可见由于高流量系数,前转子安装角明显低于常规风扇的,根部接近轴向.

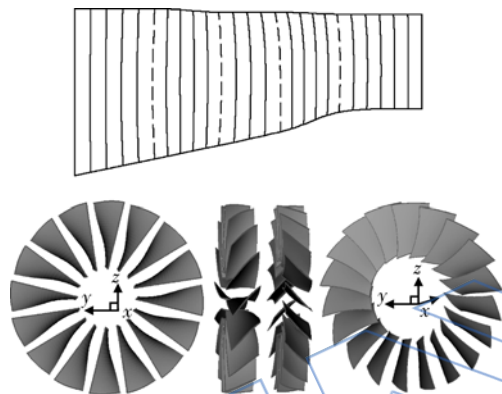


图9 民用对转风扇级子午流道及叶片造型
Fig. 9 Flowpath, forward and after blade rows of the civil counter-rotating fan (CRF)

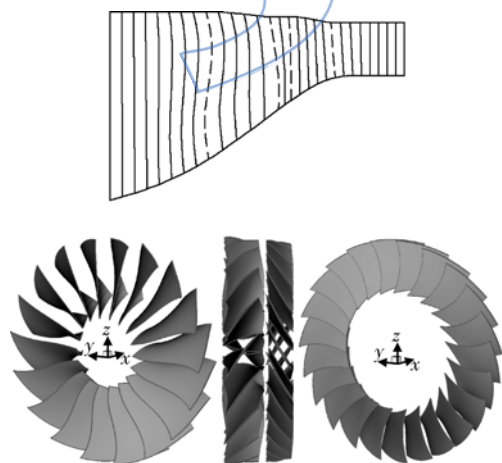


图10 军用对转风扇级子午流道及叶片造型
Fig. 10 Flowpath, forward and after blade rows of the military CRF

军用对转风扇级的子午流道和叶片造型如图10所示.与常规跨声速转子不同,由于高增压比3.50的设计和静子的省略,军用对转级的后转子

为前缘激波和通道激波均贯穿全叶展的全超声速转子.其叶尖相对马赫数接近1.6,叶根也达到1.5,由此带来高激波损失.为降低后转子的激波损失:第一,所选择的设计点上前转子来流马赫数并未高出常规转子;第二,后转子机匣下压,坡度为 -8° ,使叶尖前缘子午流线形成下凹形机匣即局部负曲率,以降低当地马赫数,同时叶尖尾缘子午流线为局部正曲率,以缓解当地的流动堵塞,并降低叶尖负荷;第三,在强度允许的范围内,减小后转子根部最大厚度并将后转子最大厚度位置后移,具体为基元级最大相对厚度从根部的6%以抛物线形光滑过渡到尖部的2%,最大厚度相对位置从根部60%弦长处线性过渡到尖部70%弦长处;第四,后转子在叶尖适度前掠.为降低对转级激波损失,增大级失速裕度,前转子也采用了前缘复合掠形.

2 两类对转级特性与流场的模拟分析

基于雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,对两个对转风扇级的三维定常黏性流场的数值模拟采用适合于叶轮机械的商用软件 NUMECA.

缩型民用对转级前、后转子的叶尖间隙分别取为前、后转子平均叶高的0.376%,0.484%,其绝对值均为1.0 mm.图11为模拟的风扇特性图,可见该对转级具有相当高的效率和失速裕度.在设计点上,对转级流量达到了102.2 kg/s,级增压比1.608,级绝热效率91.2%,多变效率91.8%,级失速裕度为18.9%.前、后转子绝热效率分别为93.9%,88.4%,和一维程序的设计结果非常接近.在级的特性上,最高效率点出现在(95%, -95%)转速下,该点的对转级增压比1.489,绝热效率91.9%,多变效率92.3%.考虑到该缩型风扇的流量约为全尺寸风扇的1/6,因此全尺寸风扇的性能会更乐观些.设计点上对转级各叶展处相对马赫数分布如图12,前转子由于为低跨声速低负荷转子,因此其叶尖只有较弱的前缘激波而没有出现通道激波,叶中只在吸力面前部曲率较大处形成局部超声速流和激波,叶根为小安装角亚声速基元级;后转子叶尖和叶中都是前缘激波与通道激波组成的双激波结构,而叶根仍为亚声速基元级.前后转子的尾迹区都很窄.前转子的弱激波结构和后转子的双激波结构,低扩散水平和静子的省略是该民用对转级取得高效率的原因.

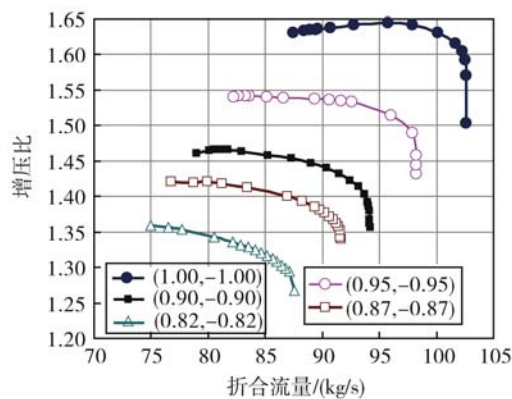
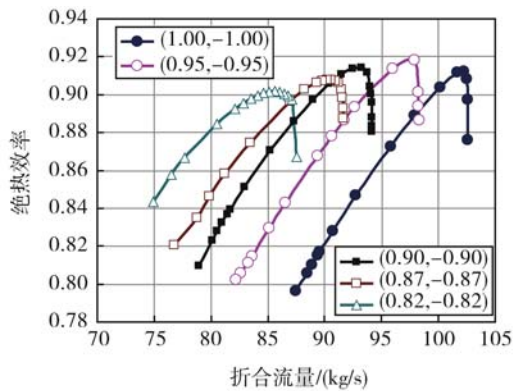


图 11 民用对转风扇级的换算特性曲线

Fig. 11 Corrected civil contra-stage performance map

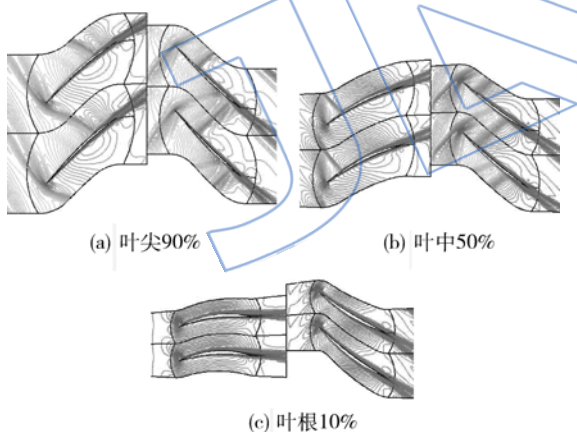


图 12 民用对转风扇级设计点相对马赫数分布图

Fig. 12 Relative Mach number distributions at the design point of civil CRF

军用对转风扇级的前、后转子的叶尖间隙分别取为前、后转子平均叶高的 0.5%, 0.5%, 其绝对值各为 0.95 mm, 0.80 mm. 模拟的风扇特性见图 13. 在设计点上, 虽然后转子全叶展超声速, 该对转级仍在 64.45 kg/s 的流量下取得了可接受的绝热效率为 84%, 多变效率为 86.3%, 级增压比为 3.496, 失速裕度为 14%. 在级的特性上, 非设计点性能良好. 例如 (95%, -95%) 转速下的最高

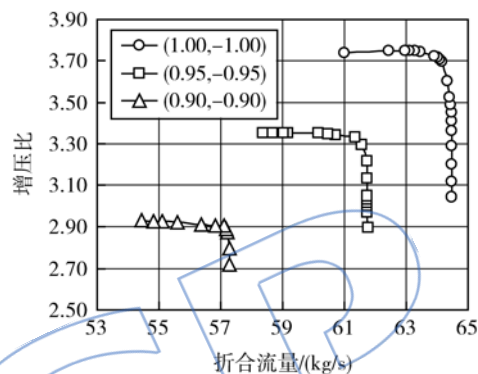
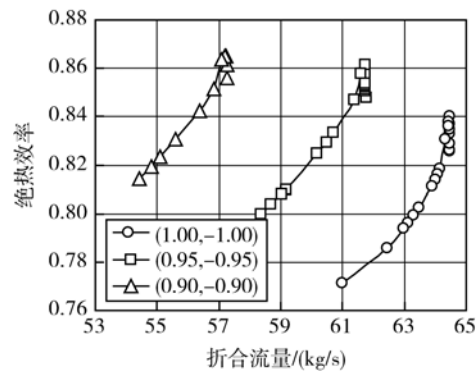


图 13 军用对转风扇级的换算特性曲线

Fig. 13 Corrected military contra-stage performance map

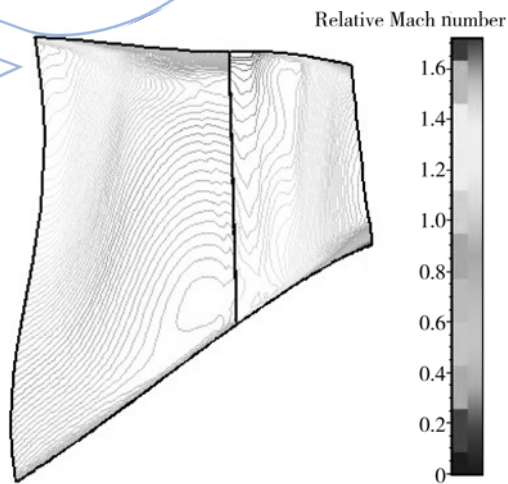


图 14 军用对转级中心流面在子午面上的激波系结构投影

Fig. 14 Contours of relative Mach numbers on central S_2 surface projected on meridional plane

绝热效率为 86.5%, 多变效率为 88.2%, 最高效率点失速裕度 13.2%. 图 14 为设计点上对转级两转子中心 S_2 流面在子午面上的激波系结构投影, 可见前转子是常规的跨声速转子, 为双激波结构, 其通道激波消失在叶中约 40% 叶展处; 而后

转子由于全叶展相对运动方向超声速,其前缘激波和通道激波均从机匣贯穿到轮毂.设计点上后转子激波系的三维结构也反映在 S_1 流面的静压分布上,由前缘发出的斜激波曲面(图 15(a), (b), (c))在相邻叶片的吸力面上反射后又入射到压力面上,然后再次反射,在子午面(图 14)上表现为一个宽的激波区域.相对马赫数经过多道斜激波降低后,形成的通道正激波很弱.尽管没有采取任何边界层控制措施,这种激波系结构并没有引起边界层的分离,也保证了转子的效率.图 14 中后转子通道正激波入射到轮毂端壁上,在入射点后方造成了一个局部低速区,集中在 6% 叶展以下,但该低速区并未引发分离.在 100% 转速的增压比特性上,随着级反压的提高,后转子通道正激波前移,轮毂上的激波入射点仍处于后转子叶栅内,叶栅前部的轮毂曲率相对较小,上述低速区迅速缩小.

作为设计参数的经验性概念,高增压比对转风扇级当采用进口导叶和后转子吸气边界层控制措施时,级设计增压比 3.0,叶尖切线速度(442 m/s, -351 m/s),可达到实验绝热效率 87%^[13];当不采用这些措施,级设计增压比 3.5,叶尖切线速度(500 m/s, -391 m/s),可达到计算绝热效率 84%.

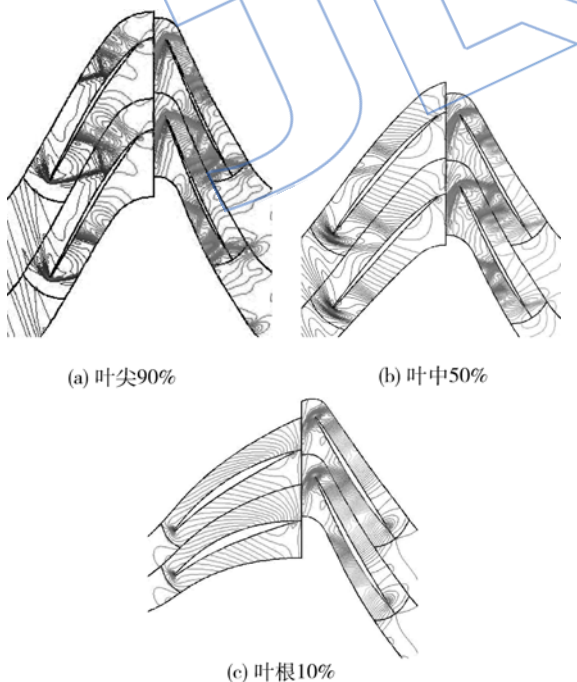


图 15 军用对转风扇级设计点静压等值线图

Fig. 15 Static pressure contours of the military contra-stage at the design point

3 两类对转级流量特性的模拟分析

流量特性是风扇稳定性、实用性的基本保障,现讨论与常规级不同的对转级近堵塞点和近失速点流量特性.设计转速下两对转级前后转子的流量—增压比特性见图 16.可见两个级的前转子均没有表现出堵塞特性段,两根特性曲线相对平坦,而后转子的堵塞点则就是级的堵塞点.

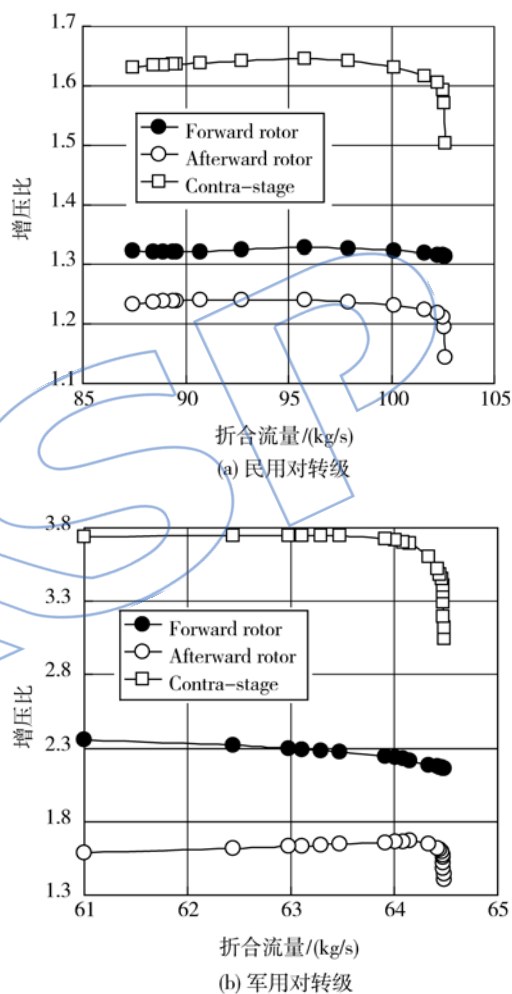
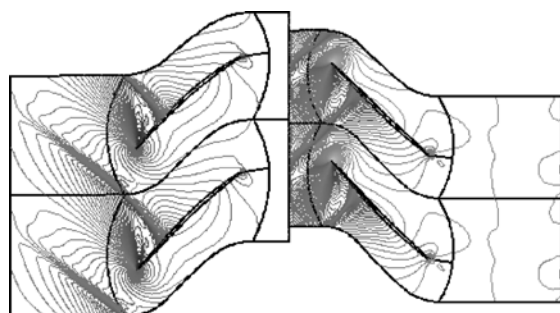


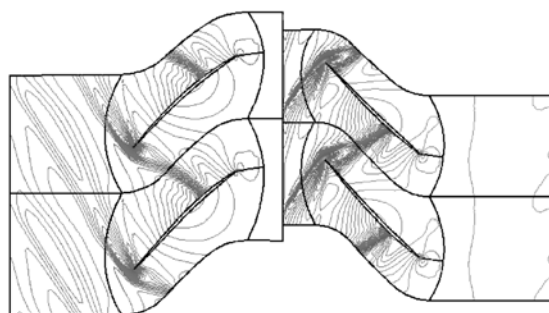
图 16 两类对转风扇级前后转子和级的流量-压比特性

Fig. 16 Simulated pressure ratio-mass flow performances of two CRF types

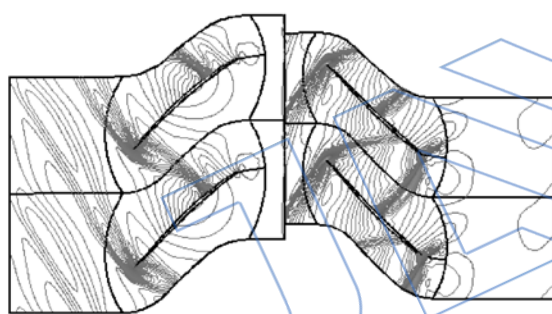
图 17、图 18 分别为民用和军用对转级在设计转速下不同流量工况点 90% 叶展处的激波结构.在级堵塞工况点附近,两对转级的后转子均处于堵塞状态并决定着级的堵塞流量.当增大级背压时,后转子通道正激波前移,且在级特性线出现拐点即流量开始下降之前,由于后转子处于堵塞状态,前转子激波位置不变,工作点也不变,所以拐点前的级流量特性取决于后转子.



(a) 近失速点



(b) 最高效率点



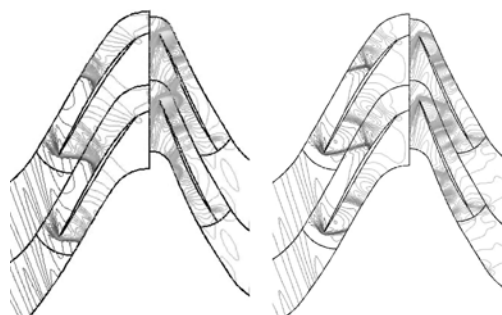
(c) 近堵塞点

图 17 民用对转风扇级设计转速下不同工况点
90%叶展处相对马赫数分布图

Fig. 17 Static pressure contours of the civil
contra-stage at the 90% span on
the design speed in different
mass flow conditions

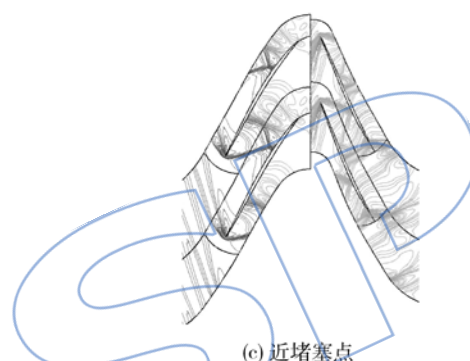
两个对转级均表现出良好的失速特性. Smith^[24]对于常规级证明,当转子的绝对气流角和相对气流角之和大于 90° 时,转子对来流总压扰动更不敏感,即有更好的气动稳定性. 参见图 1,对转级后转子进口速度三角形的该两角度(绝对值)之和远高于常规级的,因此可以减弱前转子出口的失速团和总压扰动,使得对转级有更高的失速裕度. 在级失速工况点附近(图 17、图 18),低增压比的民用对转级前后转子均表现出失速的流

场特征,两个转子的激波系都被推出叶栅;而高增压比的军用对转级则仅后转子失速,失速点由后转子决定.



(a) 近失速点

(b) 最高效率点



(c) 近堵塞点

图 18 军用对转风扇级设计转速下不同工况点
90%叶展处静压等值线图

Fig. 18 Static pressure contours of the military
contra-stage at the 90% span on
the design speed in different
mass flow conditions

4 结 论

1) 设计了两类对转风扇级,增压比分别为 1.60 和 3.50,线速度分别为 $(300 \text{ m/s}, -222 \text{ m/s})$ 和 $(500 \text{ m/s}, -391 \text{ m/s})$,均没有引入导叶、静子和吹吸气边界层控制措施. 两类对转级均表现出不同于常规级的气动特征.

2) 对转级的损失主要来自于后转子,且当前转子设计转速选定后,总损失随后转子转速提高而快速增大,同时前转子的损失变化不大.

3) 对转风扇有着比常规风扇高的通流能力,由于后转子的激波损失随转速增高而增大,对转风扇当增压比较低时优势更加明显,而当增压比增加时优势减弱.

4) 高增压比对转级后转子的多重斜激波和弱通道激波的波系结构可以不引起边界层分离,并保证了对转级的效率,是一种高效的增压波系.

5) 对转风扇级具有与常规级相当的失速裕度,高增压比与低增压比的级失速特性不同,但级堵点的特性均由后转子决定。

参考文献:

- [1] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a 1500 ft/sec, transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio [R]. AFARL-TR-76-59, AD-B016386, 1976.
- [2] Wennerstrom A J, Forst G R. Design of a rotor incorporating splitter vanes for a high pressure ratio supersonic axial compressor stage [R]. ARL-TR-74-0110, 1974.
- [3] Merchant A A. Design and analysis of axial aspirated compressor stages [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [4] Brent J A. Single-stage experimental evaluation of tandem-Airfoil rotor and stator blading for compressors Part VIII: final report [R]. NASA CR-72772, 1974.
- [5] Yonug R H. Contra-rotating axial fans [J]. J. Instn. Heat. Vent. Eng., 1951, 18: 187-192.
- [6] Johnsen L J, Fessler T E. Experimental investigation of performance of single-stage transonic compressor with guide vanes turning counter to direction of rotor whirl [R]. NACA RM E57B04, 1957.
- [7] Anonymous. Final report on compressor portion of turboaccelerator circle evaluation and experimental verification program [R]. Pratt & Whitney Aircraft, PWA-2833, 1966.
- [8] Sabel E J, Sabatiuk A. Turbojet engine development, design of phase I compressor [R]. Curtiss-Wright Corporation, C. W. R. Report NO. 501, 1957.
- [9] Sabel E J, Sabatiuk A. Turbojet engine development, phase II compressor test results [R]. Curtiss-Wright Corporation, C. W. R. Report NO. 502, 1957.
- [10] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressors: history and current developments [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4): 567-578.
- [11] Law C H, Wennerstrom A J. Performance of two transonic compressor rotors incorporating inlet counter-swirl [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1987, 109(1): 142-149.
- [12] Shama P B, Jain Y P, Jha N K, et al. Stalling behavior of a counter-rotating stage [R]. ISABE Paper 85-7087, 1985.
- [13] Kerrebrock J L, Epstein A H, Merchant A A, et al. Design and test of an aspirated counter-rotating fan [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2008, 130(2): 198-206.
- [14] Donald H. Parametric study of a Mach 2.4 transport engine with supersonic through-flow rotor and supersonic counter-rotating diffuser (SSTR/SSCRD) [R]. NASA/TM-2004-213139, 2004.
- [15] Ryojiro M, Toyohiko O, Kiyoshi F, et al. Development of counter rotating axial fan turbojet engine for supersonic unmanned Plane [R]. AIAA 2007-5023, 2007.
- [16] 林延芳, 彭泽琰. 反旋超跨音压气机和涡轮气动方案探讨 [R]. 北京: 中国航空学会第二届动力年会, CSAAP-89-144 (T), 1989.
LIN Yanfang, PENG Zeyan. Discussion on the aerodynamic scheme of the transonic and supersonic counter-rotating compressors and turbines [R]. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, CSAA P-89-144 (T), 1989. (in Chinese)
- [17] 蔡睿贤. 轴流对转风扇典型基元级基本分析 [J]. 流体机械, 1994, 22(12): 11-15.
CAI Ruixian. The basic analysis of the typical elements of counter-rotating axial fan [J]. Fluid Machinery, 1994, 22(12): 11-15. (in Chinese)
- [18] 季路成. 对转叶轮机技术挑战分析 [J]. 推进技术, 2007, 28(1): 40-44.
JI Lucheng. Analysis for technique challenges on counter-rotating turbomachinery [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1): 40-44. (in Chinese)
- [19] 刘波, 陈云永, 项效谔, 等. 对转压气机数值模拟及实验研究 [J]. 推进技术, 2008, 29(4): 454-457.
LIU Bo, CHEN Yunyong, XIANG Xiaorong, et al. Experimental and numerical investigation of dual stage counter-rotating compressor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 454-457. (in Chinese)
- [20] Lieblein S, Schwenk F C, Broderick R L. Diffusion factor for estimating losses and limiting blade loadings in axial-flow-compressor blade elements [R]. NACA RM E53D01, 1953.
- [21] Miller G R, Lewis G W, Hartmann M J. Shock losses in transonic compressor blade rows [J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1961, 83(4): 235-242.
- [22] 杨小贺, 单鹏. 风扇与轴流离心压气机一体化通流设计方法 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 443-450.
YANG Xiaohe, SHAN Peng. Integrative design method of fan and axial-centrifugal compressors [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 443-450. (in Chinese)
- [23] Frost G R, Wennerstrom A J. The design of axial compressor airfoils using arbitrary camber lines [R]. Aerospace Research Labs 73-0107, AD 765 165, 1973.
- [24] Smith L H. Recovery ratio-a measure of the loss recovery potential of compressor stages [J]. Transaction of the American Society of Mechanical Engineers, 1958, 80(3): 517-524.