

高压比离心压气机发尾的一些问题

中国科学院力学研究所 刁正纲 陈静宜

六十年代中期，美国和加拿大在离心压气机的研究工作中获得了新的突破，他们分别研究成功了单级压比为6~10的离心压气机，从此，高压比离心压气机就成为叶轮机研究工作中一个很活跃的领域。本文首先介绍高压比离心压气机的发展过程和现状，然后着重对提高离心压气机元件性能和改善设计方法的若干问题进行了讨论，并对今后的研究工作提出了一些展望。

表1列出了世界各国研制的高压比离心压气机的主要参数，图1是这些叶轮的外形照片，重点放在七十年代新研制的，早期的只列入几个有代表性的。分析高压比离心压气机的发展过程，可以看出：

I) 早期发展的高压比离心压气机，为避免跨音导风轮设计的困难，均将导风轮进口叶尖相对马氏数控制在 $M_{w1}^* < 1$ ，例如加拿大联合飞机公司（自1975年始改称加拿大普拉特·惠特尼公司）的转子G和转子D采用了约 25° 的予旋叶片^[1]。美国波音公司的RF2叶轮没有采用予旋叶片^[2]，而是靠压低比速度（ $N_s = 50$ ）和进口轴向马氏数（ $M_{a1} \cong 0.47$ ）的办法来达到降低 M_{w1}^* 的目的。显然，后者对提高发动机的功率重量比是不利的。进入七十年代以后，新研制的高压比离心压气机普遍采用了 $M_{w1}^* > 1$ 的跨音导风轮，说明在跨音导风轮的设计方法上有了进展。

II) 各单位研制的高压比离心压气机的效率水平大体上比较接近（图2），单级压比6时效率在0.8左右，单级压比达到10时效率一般不超过0.75，但美国普拉特·惠特尼公司于1974年取得的研究成果较为突出，他们取得了压比 $PR = 10.07$ ， $\eta_{ad} = 0.784$ 的单级离心压气机试验结果，看来其中高压比（1.924）、高效率（0.92）的跨音导风轮研制成功是主要关键^[3]。

III) 一台压气机单有设计点的高效率，而不具备一定的工作范围将仍然不能在实践中得到应用。目前工作范围的改善已成为高压比离心压气机能否得到广泛应用的关键问题。为了解决这一课题，后弯叶轮获得了新的发展，七十年代以来，美国新设计的高压比离心压气机叶轮几乎全部采用了后弯式叶片。此外，双级离心压气机的研究也愈加引

人注意,如美国太阳公司、航空研究公司都进行了这方面的设计和试验^[45,46],双级压比为10~14,双级效率为0.79~0.8。他们认为,由于双级离心能提供较宽的工作范围,在发动机上可以不必采用可调静叶或中间放气的调节方法,从而使小发动机的经济性和可靠性都有所改善。

IV) 在高压比离心压气机的发展过程中,一些单位借鉴了相邻领域已成熟的研究成果,创造性地发展了一些新型的离心压气机元件。例如,利用一段轴向间隙将导风轮和工作轮分开,构成所谓“串列叶轮”,就可以借鉴较为成熟的轴流式跨音速压气机的设计经验,得到载荷和效率均较高的导风轮,从而使叶轮整体性能也提高。美国的普拉特·惠特尼公司和航空研究公司都采用了串列叶轮,并已取得满意的结果^[37,78]。管式扩压器也属于这种新型元件,它成功地解决了超音速扩压器的主要矛盾,这方面的研究工作以加拿大联合飞机公司为代表^[8],并受到了世界各国的普遍重视。此外,如多列式叶片扩压器^[7],旋转无叶扩压器^[10]等新型元件也都正在研制之中。

V) 六十年代末,加拿大联合飞机公司首先将高压比离心压气机的研究成果付诸应用,他们研制成功的涡轮风扇发动机JT15D以其压比高达6.7的单级离心压气机而引人注目,再加上 $PR=1.5$ 的前风扇,压气机的总压比为10^[11,12],装备JT15D-1型的商用运输机已在美国、法国等投入航线使用。目前,随着高压比离心压气机研究工作的更广泛开展,一些新的、高参数的发动机部件或样机正在研制之中。美国通用电气公司于1975年公布了他们研制的2级轴流加1级离心的压气机试验成果,总压比为15,其中离心部分压比为6.03,研制过程中对离心压气机进行了多次修改和试验比较^[13],该公司在七十年代初期曾研制成功了1500轴马力的涡轮轴发动机T760-GE-700^[14],其中压气机的总压比也是15,是由5级轴流加1级离心所组成,对比之下可以看出进展是很快的。再如美国艾利逊公司的T63系列涡轮轴发动机,压气机部分为6级轴流加1级离心,总压比为7,早期型号是在五十年代末研制成功的,并成为美国装备轻型直升机的主要动力装置,进入七十年代以后,进行了全新设计,并在1975年底取得了500轴马力样机的试验成果,压气机部分采用了压比为7.08的单级离心压气机,完全取代了原来的6级加1级的轴流—离心式压气机,该公司还正在研制参数更高的650轴马力的涡轮轴发动机,其中单级离心压气机的压比可达8.5^[15]。此外,法国国家航空研究院自1970年开始从事高压比离心压气机的研究工作,并取得了压比为8、效率为0.86和压比为9.4、效率为0.87的单级离心压气机的试验成果*,采用这一成果,透博梅卡公司新设计了640轴马力的涡轮轴发动机“阿赫耶”(Arriel),其中压气机部分为1级轴流加1级离心,总压比为9,该发动机已在1973年研制成功^[16]。

二

高压比离心压气机以其高速、高载的突出特点对离心压气机的设计方法和元件性能都提出了更高的要求。我们知道,在五十年代,离心压气机的设计开始由一维计算逐步

* 离心压气机的效率由于试验时的测量方法不同,可能差别较大。

过渡到二维的计算方法，它的理论基础是在五十年代初期建立的叶轮机 械三 维流 动理论，特别是其中的两类流面理论^[16]；进入六十年代以后，离心压气机的设计方法有了更为明显的进展：一方面，开始出现所谓“准三维”的设计方法，即通过子午面和回转面的计算分别对子午流道和叶片型线进行选择，以求更为合理地控制载荷分布；另一方面，大力加强了内部流动的理论和试验研究，以考虑实际超、跨音速和粘性流动的特点，这一时期也正是高压比离心压气机开始问世和发展的时期，以下我们就对其中的若干问题进行初步的讨论和分析。

I) 离心压气机中的损失分析：所谓损失分析是利用对离心压气机中各部件理论和试验研究的大量资料，建立起的按部件的几何和气动参数来决定流动损失的一些经验和半经验关系式。以此为基础，在设计新的压气机时可用来作气动热力参数的比较计算，并从中选择所谓最佳方案。例如文献^[17]建立了以比速度为参变量来选择离心 压气机最佳效率的计算方法；而在分析一台已有压气机的性能时，又用来作性能估算之用。文献^[18]认为，利用半经验的滑动系数计算公式，可以较为准确地估算离心压气机的输入功，因此压比的估算准确与否将主要取决于损失分析、亦即效率的估算。文献^[19]通过三台高压比离心压气机的性能试验，对艾利逊公司的性能估算方法作了试验验证，结果计算和试验的压比比较接近，但效率偏差较大，例如对一台 $PR = 8.32$ 的高压比离心压气机，效率的估算偏高约4.5%，实际上这说明对效率和输入功估算的可靠性都不够。总之，这种或那种损失分析方法都有一定的局限性，这是因为：（1）损失分析中考虑的只是一些特征截面的几何尺寸比和流道中的平均气流参数，而诸如叶轮和扩压器内叶片造型对性能影响这样一些重要因素，损失分析中都没有考虑；（2）近代压气机气动元件的结构差异很大（如管式扩压器内气体流动规律与叶栅扩压器有很大不同），而经验公式总是由有限的试验数据中总结出来的。所以，用损失分析作变工况计算，目前还不能得到满意的结果；但在气动设计之前用之作初步设计分析，以选择主要结构和气动参数，损失分析比之五十年代给定参数范围的热力计算方法已经前进了一步。

II) 跨音导风轮的设计：在高压比离心压气机的研究中必须解决其三大部件：跨音导风轮、高速高载工作轮和超音扩压器的设计问题。导风轮的设计方法与轴流式压气机有很多类似之处，因此首先简要回顾一下跨音速轴流式压气机的发展过程是有益的。这一发展过程的二个主要标志是：1961年美国首次总结发表的五十年代跨音速压气机的研究成果^[20]，这时单级压比一般不超过1.4，进口叶尖相对马氏数一般在1.2左右；和1967年公布的美国通用电气公司 $PR = 1.6$ 的1B转子^[21]，1969年公布的美国普拉特·惠特尼公司 $PR = 1.5$ 的低速高载单级风扇^[22]。它们所提供的最主要成果是：（1）提供了能在超音速进气条件下良好工作的压气机叶型，早期当进气马氏数限制在1.2左右时是双园弧叶型，后期当马氏数突破1.2以后主要是多园弧叶型。（2）通过大量的单转子、单级和双级试验提供了大量的较为可靠的设计数据，如损失分布、攻角、落后角关系式等。（3）从计算方法上看，建立了大量的设计计算程序，特别是在 S_2 流面意义上的计算方法已渐趋完善，但是考虑粘性和超、跨音速等实际流动特点的理论计算方法仍未达到实用水平。因此，跨音速压气机的研究成功应是计算方法、设计数据和新型元件

(新的叶型)相辅相成的结果,这种格局正代表了现阶段叶轮机械、特别是超、跨音速叶轮机械的设计水平。高压比离心压气机的发展也是沿着这一途径进行的,特别是跨音速导风轮的设计,它没有在计算方法的完善上过分拘泥,而是直接采用了跨音速轴流式压气机的设计经验,取得了良好的效果,并迅速开展试验研究工作,以求提供更为合适的设计数据和逐步完善计算方法。具体作法主要有两种:

(1) 串列叶轮:这时导风轮与工作轮是分开的,因而几乎可以完全按照轴流式压气机的设计方法来设计导风轮。1967年文献^[23]曾提出,没有理由在基本上是轴向的导风轮里达不到通常轴流式压气机所具有的扩压比值。1970~1971年美国航空研究公司完成了一台 $PR = 6$ 的单级离心压气机试验件设计,在计算方法、参数选择和叶型等方面完全采用了〔21〕所介绍的高速高载轴流转子1B的设计经验,选择了高达1.34的进口叶尖相对马氏数,并在超音速部分配之以多园弧叶型(其余为双园弧),设计步骤与先进的跨音轴流转子一样,分别进行了间隙站和包括叶片通道内的二步计算,在第一步计算中调整了子午流道,并确定了进出口速度三角形,以此为基础作叶片造型,然后进入第二步计算,最后作通流能力检查。计算中的参数选择、如损失分布、攻角、落后角规律等均按1B转子,并且在计算程序中作了损失迭代和落后角迭代,几何参数有些可以直接缩型,如进口轮毂比、稠度等,有些要结合离心压气机的特点加以修正,如展弦比、叶片厚度、叶型的叠合方法等。总之,采用上述方法顺利地解决了高速高载跨音导风轮的设计问题,但是,采用串列叶轮后,出现了导风轮与工作轮的配合关系问题,诸如选择怎样的导风轮与工作轮叶片的相对位置才能得到良好的边界层控制效果,它们又如何影响整个压气机的工作范围等都尚待解决。

上述串列叶轮中导风轮和工作轮的轴向间隙约在2毫米左右,而美国普拉特·惠特尼公司采用的方案也是把导风轮和工作轮分开,但是距离较远,可称作“遥远风轮”^[18],这样可以更方便地选用轴流式压气机的数据来进行设计,这时边界层控制的效应已经很弱。

(2) 普通叶轮:这时导风轮与工作轮仍采用传统的紧连成一体的结构形式,但在导风轮的设计中也是借鉴了跨音速轴流式压气机的设计经验,这种作法以美国克里雷公司在1970年后设计的一台 $PR = 8$ 的单级离心压气机试验件为代表^[24],该设计以〔22〕所介绍的低速高载跨音单级风扇为主要依据,导风轮进口叶尖相对马氏数选为1.2,这相当于原型风扇约110%转速的工况,克里雷公司认为重要的是应保证叶片元素上的主要参数能与原型级相当,例如来流马氏数、攻角、叶片吸力面型线、叶栅喉部与来流面积比等,同时对顶部超音区的模化给予了特别的注意,其基本尺寸的缩型比就是以顶部截面为依据而定出的。克里雷公司的试验结果尚未发表,这种设计方法的效果目前还难以评价,但它的设计思想比较灵活,只在关键的导风轮进口顶部区采用跨音速轴流压气机提供的设计数据,而其余部分则仍可按离心压气机的设计经验来处理。

Ⅱ) 叶轮载荷分布的研究:从离心压气机中输入的能量看,叶轮载荷是以角动量 $\omega r V_a$ 的增加来表示的,但在研究其分布规律时,又常常需要定义当地截面的叶片载荷,通常在分析问题中是以叶栅某一截面处叶片吸力面和压力面上的速度差来表示这一载荷

的；而在设计问题中则可用角动量的变化率来表示。近年来，随着离心压气机参数的不断提高，载荷分布的研究也越加重要，主要的进展表现在：

(1) 在离心压气机的设计工作中除了通过叶轮的子午流道来调整载荷分布外，对回转面上的速度分布也进行了详细的计算和分析，以便通过叶片型线的修改来调整载荷分布。我们知道，回转面上位流模型的二维计算方法已较成熟，但对如何判断载荷分布的好坏还缺乏合理的准则，美国克里雷公司建议了一种理想的载荷分布模型（图3），提出了控制外壁吸力面上的速度变化先快后慢，控制内壁压力面不出现倒流等原则^[24]；美国航空研究公司还建议了一种工作轮内的角动量变化规律，认为在设计中应该进行检验^[7]。但是，这些建议均尚不能作为定量分析的原则。显然，为了提高离心压气机的设计水平，特别是为了解决所谓“最佳设计”问题，载荷分布的研究必须进一步深入，看来开展对损失机理等内部流动现象的理论和试验研究是解决这一课题的较为根本途径。

(2) 叶片型线的调整与加工方法和强度上的限制密切相关，近年来由于多轴数控铣床的应用和高性能材料的选用，加工和强度上的限制已大大解放。图4在 θ, \bar{m} 座标中示出了外壁回转面上叶片型线的展开图，其中A叶轮取自〔25〕，B叶轮取自〔24〕，有趣的是在 θ, \bar{m} 座标中它们几乎完全一样，为了对比，还选取了另一种常见的、加工较为方便的叶片型线，其导风轮含径向母线，而工作轮是径向直叶片，称为C叶轮。现代高压比离心压气机统一考虑了导风轮和工作轮的造型，因此A、B叶轮的叶片型线自进口到出口是一个曲率变化比较均匀的曲线，且出口均选为后弯式叶片，对比看出：C叶轮的型线在导风轮和工作轮衔接处的曲率显然是被不必要地加大了，这将导致局部叶片载荷的增加^[26]，同时试验表明，在离心压气机叶轮由轴向到径向的转弯处气流往往容易开始分离^{[27][28]}，因此这种造型的载荷分布看来不尽合理，对流动状况的影响是不利的。

IV) 工作轮中新的流动模型：直到目前，离心压气机工作轮的计算方法是建立在位流理论基础上的，但是这种计算方法能否反映影响性能的基本流动现象是值得怀疑的，它的主要缺点是没有考虑离心叶轮中边界层增长和气流分离这一重要现象，一些试验结果也不断提出新的问题，例如采用高灵敏度测量仪器对出口流场的测量结果表明，在离心叶轮的出口，流动总是分离的，而不是充满整个流道，在出口截面分离区可以占一半，甚至更多；再如，采用半导体高频压力传感器可以测得叶轮外壁回转面上的叶栅速度分布，结果表明，在气流由轴向到径向的转弯处气流最易分离，那末这种分离流动进入工作轮后又应如何发展呢？这些都说明了寻求更为合理的工作轮内部流动模型的必要。美国R.C.迪安等人在六十年代末提出了一种工作轮内部流动的射流—尾迹模型^[29]，它的要点是：气流在导风轮叶片吸力面脱离后，形成一个近似为等马氏数的射流区，然后冲向工作轮叶片压力面而流出，这样，在分离点后工作轮的内部流动是由截然不同的两部分组成（图5），一部分称为射流区，另一部分是相对静止的尾迹区，其中充满了由流动中各种损失产生的大量低能量流体，同时，由于哥氏力的影响，射流和尾迹区互不混合，二个区域的分界线在流动中保持相对稳定。这一模型在低速情况下已

通过内部流场的测量得到验证,证实了二元的射流—尾迹区的分离模型,特别是证实了两个区域互不混合,但对于高速情况还只是通过出口流场的测量作了局部验证,例如〔27〕的试验证明了分离区实际上只集中在出口每一叶片通道截面的一角(靠近外壁和叶片吸力面的一角)。目前对旋转坐标系中气流的分离流动和混合过程,以及对工作轮内尾迹区形成机理的理论和试验研究都还不够深入,有人认为吸力面上尾迹区形成的主要原因是切向压力梯度作用下的二次流现象;有人则从切向压力梯度对吸力面边界层紊流结构的抑制作用来解释〔18〕,这些还有待于进一步分析,但有一点是清楚的,那就是在叶轮设计中考虑旋转效应和流线曲率影响的合理搭配是有益的,例如后弯叶轮对出口流场的改善作用就是。另外,反映上述射流—尾迹模型的计算方法也还处在探索阶段,计算中最主要的是决定分离线的位置,在此基础上才能估算出正确的气流出口参数,美国航空公司在设计中仅采用了一个很粗糙的气动堵塞因子(假设为~10%)来估算尾迹区所占的比例,克里雷公司建立了采用激光侧速仪专门研究内部流场的高压比单级离心压气机试验台,并在设计中试用了一种位流和边界层计算迭代的方法(实际是只迭代一次的修正方法),但当尾迹区比例很大时,这种作为边界层处理的计算方法是否合理还有待于进一步验证。

V) 后弯叶轮的新发展:后弯叶轮的设想是很古老的,在低速的压缩机等行业中已得到了广泛的应用,但它的新发展却是在高压比离心压气机出现之后,由于改善工作范围的迫切要求而提出的。后弯叶轮的主要优点是:沿压气机等转速线流量减少时使输入功增加,从而提高压气机工作的稳定性;提供了控制工作轮载荷分布的手段;降低扩压器进口的马氏数,使扩压器叶片可适应较大的攻角变化范围,也有利于改进变工况性能。英国雷伦德燃气轮机厂的2S/350/R400马力卡车发动机中单级压比 $PR=4$ 的离心压气机,由径向叶轮改为后弯叶轮后,流量范围增加到35%〔29〕,图6是原型和改进后的压气机特性比较,为补偿后弯叶轮输入功的减少,叶轮直径由229毫米增加到254毫米,达到了稍高于原型的级压比,而最高效率水平仍维持不变。由等转速线的形状还可以看出,后弯叶轮压气机的运行线可以穿过高效区而仍具有足够的喘振裕度,从这个意义上讲,后弯叶轮压气机的实际使用效率要比径向叶轮高。后弯叶轮的主要缺点是:与径向叶轮相比,为达到相同的压比指标,需要较高的圆周速度,而且还增加了叶片的弯曲应力,所以叶片应力比径向叶轮高。目前,随着高强度铝合金、钛合金等材料性能的提高,叶片应力问题已可以得到解决。考虑到现有离心压气机设计方法中的一些准则均是建立在径向叶轮的试验研究基础上的,因此应该开展后弯叶轮的试验研究,以求建立可靠的设计方法和相应的设计准则。

VI) 关于边界层控制技术:众所周知,边界层控制的基本目的是用来阻止引起气流分离的不稳定流动条件的增长,特别是在高压比情况下,限制气流分离和减少压气机损失的问题就越加重要。在气流可能分离的地方都应采用边界层控制技术,其方法一般分为两种,即激励法和取消法,前者是将高能量的流体按与流动平行的方向引入边界层,后者是在气流即将分离的地方,将低能量的流体从边界层中抽走。例如在串列叶轮和多列式叶片扩压器中,前一排叶片对后一排叶片的气体流动就有激励效应,而在叶轮

外壁或扩压器盖板上通过一系列小孔抽气的办法则属于取消法的边界层控制技术。

显然,采用边界层控制技术能否成功,首先应取决于设计者是否对离心压气机中气体分离流动的实际状况有较为确切的了解,目前这方面的工作进行的还很不充分,尚未取得有实用意义的具体结果。例如前面提到的工作轮中新的流动模型,初步的研究结果表明,虽然离心压气机叶轮内的流动通常是分离的,但它却并不导致很大的内部流动损失,其秘密所在看来是离心叶轮中所特有的强烈的哥氏力效应,由于哥氏力的影响,使叶片吸力面上的边界层趋于稳定,使主流射流区和尾迹区的分界线保持相对稳定,并对分离所导致的混合损失起衰减作用,这些现象都还有待于进一步的研究;对于扩压器中的内部流动,文献〔30〕中叙述的事实是很有意思的:近年来通过大量试验数据的积累和分析,成功地得到了影响扩压器静压恢复系数 C_p 的最主要因素——扩压器喉部阻塞系数 B_4 ,而且通过2000多次的平板直壁扩压器试验,归纳出了 C_p 与 B_4 之间的经验曲线,并与压气机试验作了对比验证〔31〕;然而,最后试图采用边界层理论计算方法来确定 B_4 的努力却遭到了失败,计算和试验所得的 B_4 几乎相差两倍,〔30〕的作者把原因归结为离心压气机扩压器进口区复杂的流体动力学现象,诸如叶轮出口流场的畸形、倒流、三元混合、跨音流、激波、激波和边界层的干涉、不稳定流动等等。

基于这种情况,目前边界层控制方法的选用尚处于一种半经验的摸索阶段,主要靠试验调整。美国航空研究公司曾在—台涡轮风扇发动机的离心叶轮内观察了固体微粒的运动轨迹,从而确定了沿叶轮外壁气流开始分离的位置,并和叶轮外壁和靠近外壁回转面上叶片表面的二元边界层计算作了对比,发现试验和计算的结果有较好的符合,因此,该公司在其高压比叶轮的设计中就是通过边界层的计算确定了叶轮外壁开孔抽气的位置,以此作为初步选择,然后再作进一步的试验调整〔7〕。

Ⅶ) 超音速扩压器的研究:普通的叶片扩压器在高压比压气机中仍继续被采用,但其结构形式与早期的平板叶片、双圆弧叶片或机翼形叶片已有很大区别。进口区,为适应高马氏数来流,作了专门的处理,喉部以后基本上类似于直壁二元扩压器、扩压器出口的叶片周向厚度较大,但由于此时马氏数已降至0.2以下,突然膨胀—混合损失并不严重。这类叶片扩压器被称为“叶片岛”或“楔形”扩压器。对于进口缘的流动情况,文献〔30〕作了较为详细的分析。纹影照片与壁面压力测量数据表明,当来流马氏数 $Me > 1$ 时,槽道进口有激波存在。在激波前,等压线几乎与无叶段及半无叶段的自由旋涡流线平行,这里发生少量的超音扩压;在紧靠激波的前面,有一个快速调整区,此处气流马氏数突然增加或减小,产生一个一定强度的类正激波,使之适应亚音速喉部下游条件;激波以后,流型逐渐变成一元,从喉部开始,下游等压线几乎与流道中心线垂直。喉部以后扩压通道的性能可用文献〔31〕的试验数据来估价。

管式扩压器自1967年问世〔32〕以来,引起了离心压气机设计研究工作者的很大兴趣,加拿大,苏联和美国都先后发表了研究报告,我们也作过三种结构方案的比较试验〔33〕。国内外的试验结果表明,这种新型扩压器具有结构简单、加工方便、成本低和效率高等优点。特别是在超音速进口条件下,其优越性尤为突出。加拿大联合飞机公司首先将这种结构用于小型涡轮轴和涡轮风扇发动机。最近美国艾和逊公司〔19〕、航

空研究公司^[7]等在高压比离心压气机研制中，也考虑了采用管式扩压器的方案。管式扩压器是在实心圆盘上钻削一系列弧立的圆锥—圆柱（或圆锥）形管道构成的。在进口处，相邻圆柱（锥）面相交，形成椭圆形进口缘，这种进口缘象山岭一样由扩压器喉部向叶轮出口处伸展，高度和截面逐渐减小（图7）。椭圆形进口缘使扩压器进口几何角沿轴向呈抛物型分布，它很好地适应了叶轮出口的不均匀气流，使之由罩壳到轮毂均处于大致相同的攻角，从而减小了撞击损失。进口的后掠形状对于接纳超音速来流有特殊作用，选取适当的几何参数可以使法向马氏数 $M_n < 1$ ，实现无激波扩压，同时，它还有助于增加气流的稳定性，抑制下游边界层的分离。喉部下游的锥形流道中，气流基本上是轴对称的，二次流损失小。上述诸因素，使管式扩压器具有独特的压力恢复特性，大多数试验表明，它的扩压效率比普通扩压器高。管式扩压器的设计，基本上是一种几何作图法，一些特征参数对性能的影响〔33〕中有讨论。文献〔7〕在喉部以后采用两段不同锥角的锥管结合起来构成两级扩压流道，据称它的扩压效率比单锥管稍高。管式扩压器的主要缺点是流量范围太窄，因而影响了它的推广应用。

多列式叶片扩压器的特点是将载荷分配在几列不同叶型的径向叶栅中，与普通扩压器比较，每一叶列的载荷都比较小，而且通过各列叶栅周向错开布置，上一列叶片表面边界层在进入下一叶列时被纳入主流，下一列叶片表面边界层重新建立。因此，扩压效率比普通扩压器高，稳定运行范围也宽。文献〔34〕 $PR = 2.5$ 的试验压气机采用了三列叶栅，扩压器的损失比普通扩压器低10%，最小损失点至失速点的范围大20%。文献〔35〕 $PR = 4.1$ 的试验压气机采用双列叶栅的级效率比采用直壁扩压器的级效率高3%，流量范围是后者的3倍。多列式叶片扩压器尚未形成一套成熟的设计方法，英美大多沿用轴流静子的设计程序通过保角变换将轴流叶栅转换到径向平面。叶栅稠度（约为0.9~2.4）比普通扩压器要小，因此，有人把普通扩压器叫做高稠度扩压器，把多列式叶片扩压器叫做低稠度扩压器，并把流量范围的宽广归结于低稠度带来的效果。影响多列叶栅性能的最主要因素是重迭度 L/C 和弯度比（它是载荷分配的一种表达方法）。关于重迭度 L/C （图8）对性能的影响，说法颇不一致，文献〔36〕认为不同重迭度的级效率变化为0.6%，而文献〔35〕则认为变化范围为1~1.3%，后者还绘出最佳重迭度为0.18~0.33。文献〔7〕的设计方案则取 $L/C = 0.1$ 。通常第一列用小弯度薄叶片，叶型用双圆弧，以适应高马氏数来流，第二、三列用弯度稍高的NACA65系列叶型。文献〔37〕对轴流串列叶栅进行分析比较后认为弯度比（后列比前列）取2:1较好。有关叶栅数据的介绍以文献〔36〕较为完整，但该文报导的采用叶栅扩压器的级效率不如用管式扩压器的高。从扩压器几何参数分析，可能是第一列叶片进口角太大，与叶轮出口流场匹配不良造成的，尚不能由此得出叶栅性能不如管式的结论。多列式叶片扩压器的另一特点是迎风面积小，这对航空用离心压气机尤为重要。同时它对减小壁面边界层损失也是有利的。但是，总的来说，它只能剥离叶片表面边界层，对壁面边界层没有控制作用，而对于展弦比很低的离心压气机扩压器，壁面边界层对性能的影响并不亚于叶片表面边界层。多列式叶片扩压器应用不广，原因之一也在于此。此外，多列式叶片扩压器加工要求高，加工费用大，也影响了它的使用和深入研究。但是随着级压比的提高，扩压器

载荷越来越大,弄清多列式叶片扩压器的流动规律,建立一套行之有效的设计方法的重要性愈加被人们所认识。文献〔7〕在单级压比6的气动设计中,把轴流叶栅损失数据和边界层计算结合起来,分析比较了扩压器的性能,遗憾的是尚没有看到它的试验结果。

三

高压比离心压气机自问世以来,经历了十年左右的发展时期,我们可以看到:一方面高压比离心压气机的试验件迅速增多,并不断取得成功,有些还在发动机中得到了实际应用。目前美国许多主要的航空发动机制造单位都正在从事高压比离心压气机的研究工作,据报导,英国、法国和西德的一些研究单位和高等学校也正在进行这方面工作;另一方面,为了建立反映实际流动特点的计算方法,进行了大量的理论和试验研究,特别是进入七十年代以来,这方面的研究工作获得了更为广泛和深入的开展,但是这些计算方法均尚未达到实用阶段。这种状况说明了对离心压气机内部流动过程在理论上所掌握的知识与实际机械中所发生的现象之间还存在着明显的差距,那末如此众多的高压比离心压气机试验件又是怎样获得成功的呢?同时,高压比离心压气机的研究工作应该沿着怎样的途径进行呢?上文曾指出:一台性能良好的压气机,特别是跨音速压气机的研究成功是计算方法、设计数据和新型元件三个方面相辅相成的结果,这里所指的新型元件是指那些由于抓住了流动过程某一方面的主要矛盾,大胆创新而研制成功的部件,诸如跨音速轴流压气机中的双元弧和多元弧叶型,高压比离心压气机中的管式扩压器和串列叶轮等,它们的气动特性虽然研究得还不够充分,其设计方法甚至是半气动、半几何的,但它们却往往因其在介决主要矛盾方面的有力锋芒而获得成功,例如管式扩压器的设计方法几乎可以归结为一种在经验准则指导下的几何作图,但它却使扩压器进口区超音速流动和三元流动的特征得到了较好的处理;所谓设计数据是指那些由于理论尚不完善,而需要通过试验得到的一些设计准则的定量标准,由于其理论基础的不完善,这些设计数据的共同弱点是应用范围的局限性,但他们的突出优点是其可靠性,往往可供设计时直接采用,例如在跨音速轴流压气机的发展初期,直接在单转子、单级或双级试验件上所积累的一些数据已在设计中得到了应用,在离心压气机的试验研究中所积累的大量损失数据已使我们有可能在热力计算时进行所谓最佳的方案选择;至于计算方法,近十余年来研究工作者作了巨大的努力,但至今考虑粘性影响、超、跨音速流动,特别是激波和边界层的干涉等现象,尚未能建立起实用可靠的计算方法,正是在新型原件和设计数据方面取得的进展弥补了理论计算方法在这些方面的不完善,使我们得以能比较正确的进行设计,这也就是如此众多的试验件能够获得成功的原因。这里应该强调指出:新型元件的研制和设计数据的积累必须在正确的理论指导下进行,同时,这些试验件的成功也还远非最佳意义下的成功。因此,我们必须在高压比离心压气机的研究工作中加强内部流动的理论和试验研究,以期对理论计算方法进一步完善,并使离心压气机性能有更大的改进。同时还应强调指出离心压气机中流动过程与一般轴流压气机

不同的特殊性，特别是叶轮中强烈的哥氏力影响和扩压器中复杂的进口流场以及小展弦比特点对损失机理的影响，这些又都对离心压气机的研究工作提出了特殊的要求。我们认为，一些重要的内容是：

1) 探讨更符合实际的流动模型，并建立相应的计算方法。

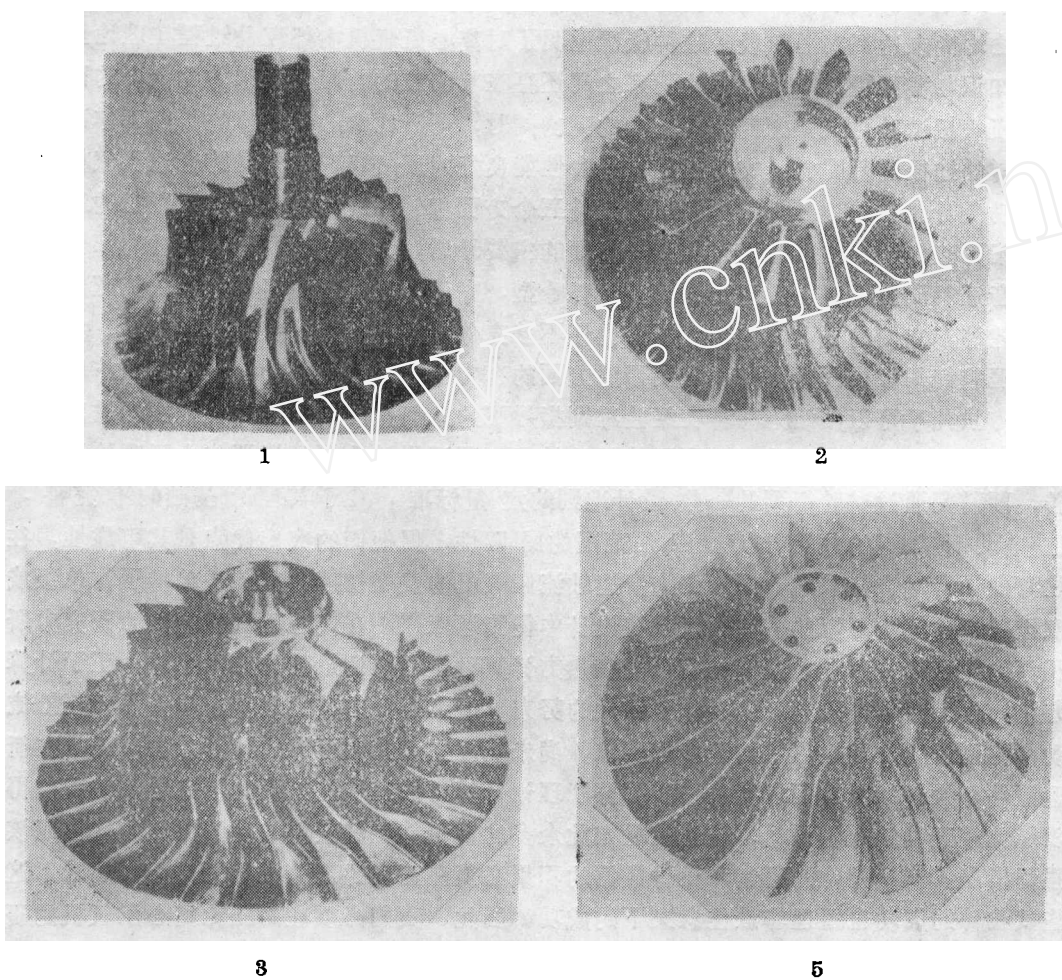
2) 跨音导风轮、后弯叶轮和新型扩压器的试验研究。

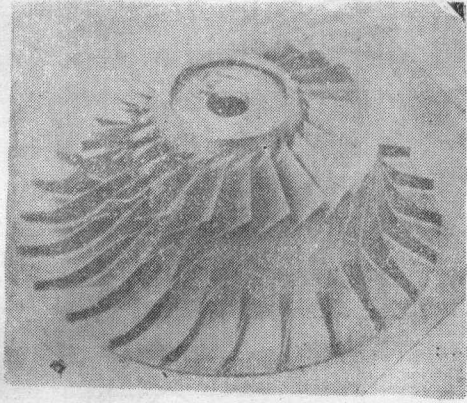
3) 不断改进内部流动测量手段，使物理模型的建立和设计数据的积累都能有更为完善和可靠的依据。

4) 为最终解决设计的最优化创造条件。

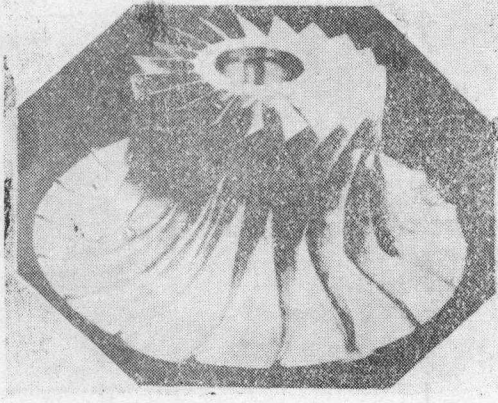
我们相信，只要各方面的工作互相配合，相得益彰，离心压气机的性能将会大大改善，高压比、高效率、且具有良好工作特性的离心压气机必将在实际应用中发挥更大的作用和开辟更新的前景。

图1 高压比离心压气机叶轮外形 (序号与表1同、(4) (11) 缺)

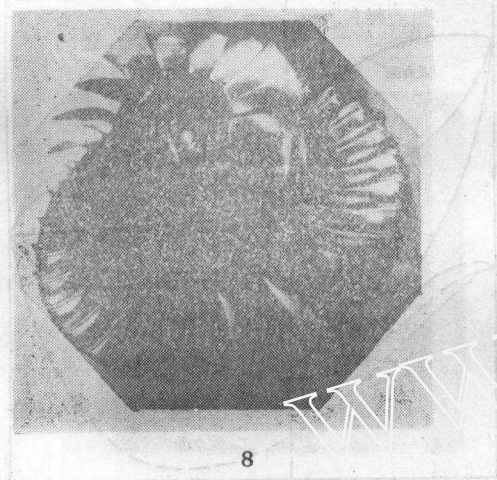




6



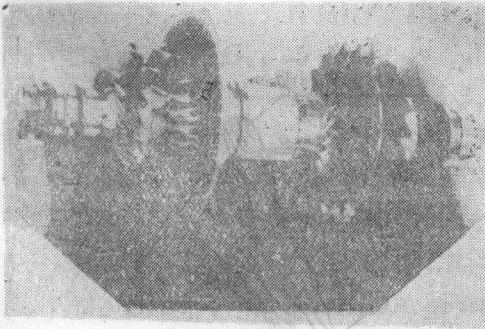
7



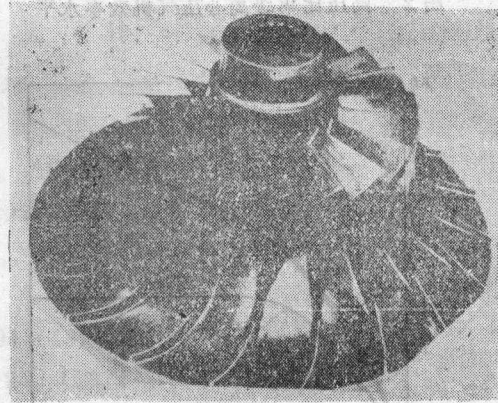
8



9



10

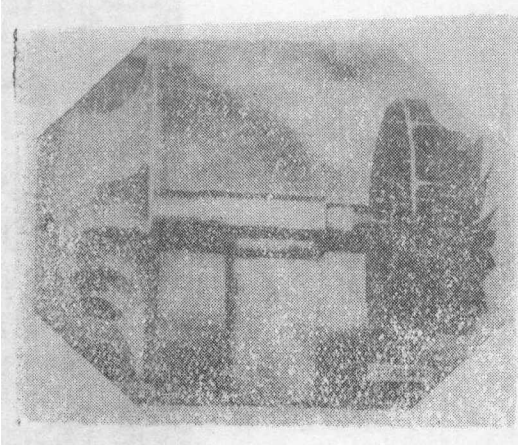


12

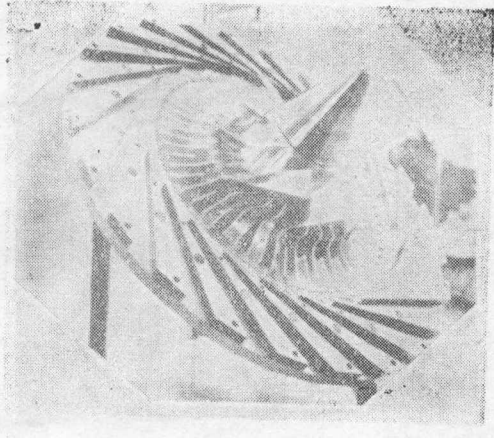
(新公製風車) 赤い線が特徴的デザイン 3 図

図 8 工作紙の完成品

図 12 工作紙の完成品



13



14

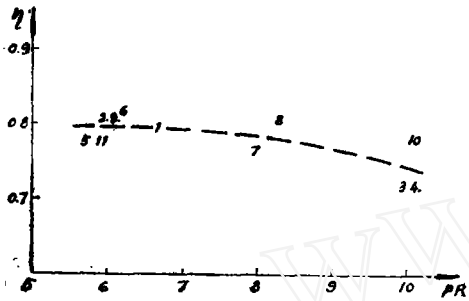


图2 高压比单级离心压气机效率水平

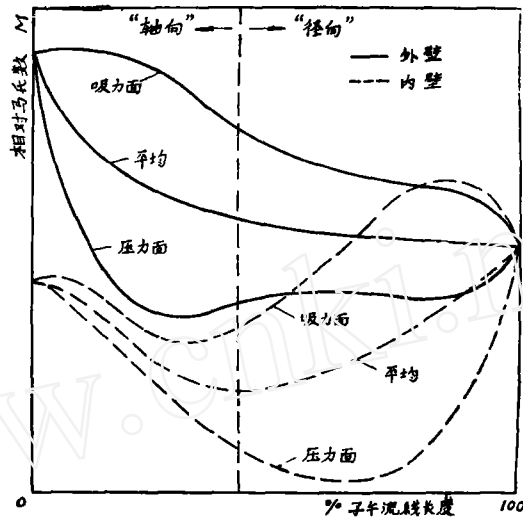


图3 叶轮的理想载荷分布(克里雷公司)

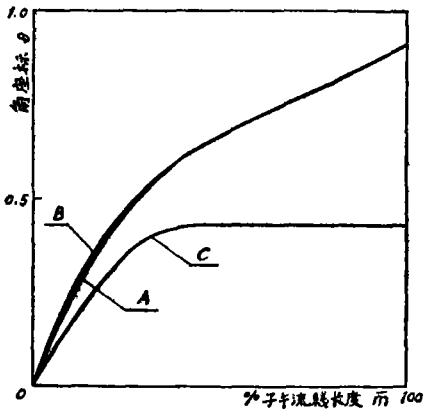


图4 A、B、C叶轮的叶型比较

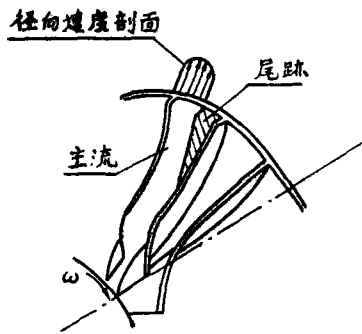


图5 工作轮流动模型

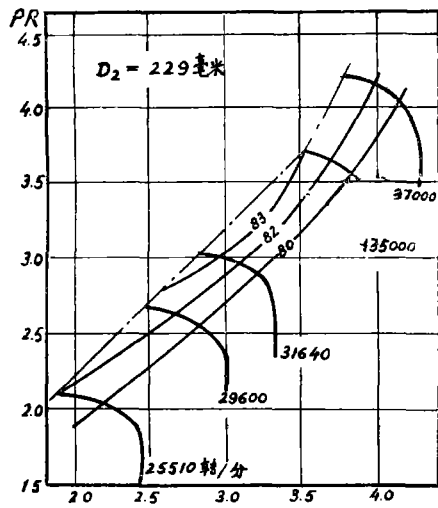


图6a 压气机特性 (径向叶轮)

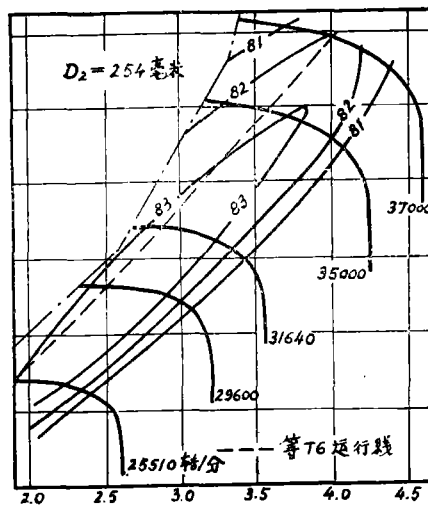


图6b 压气机特性 (后弯叶轮)



图7 管式扩压器的进口缘

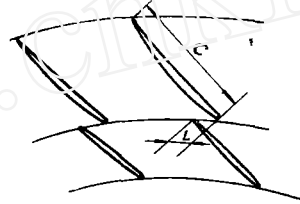


图8 多列式叶片扩压器特征尺寸

参 考 文 献

- [1] Morris, R.E., Kenny, D.P., *Advanced cent. Compressors*(1971)。
- [2] Schorr, P.G., Welliver, A.D., Winslow, L.J., 同上。
- [3] Reeves, G.B., Schweitzer, J.K., *AD A004002*(1974)。
- [4] Bryce, C.A., etc., *NASA CR-120943*(1973)。
- [5] Rodgers, C., Langworthy, R.A., *ASME 74-GT-137*。
- [6] Rodgers, C., *AD 781592*(1974)。
- [7] Bryce, C.A.etc., *NASA CR-120941*(1973)。
- [8] McAnally, W.J., *AIAA paper 1184*, (1974)。
- [9] Kenny, D.P., *Trans. ASME, S.A*, 91, (1969)。
- [10] Rodgers, C.,etc., *AD A018160*(1974)。

- [11] *Janc's All the world's Aircraft*(1971~1972)。
- [12] Morris, R.E., *Diesel & Gas Turbine Progress* 36 12 (1970)。
- [13] Blair, L.W., Tapparo, D.J., *AD A018078*(1975)。
- [14] William, J., *SAE* 730917。
- [15] *Jane's All the World's Aircraft*(1976~1977)。
- [16] 吴仲华, *NACA TN* 2604(1952)。
- [17] Galvas, M.R., *NASA TN D-6729*(1972)。
- [18] Came, P.M., *ARC CP-1363*(1977)。
- [19] Baghdadi, S, Osborn, W.F., Hopkins, B.A., *AD A004011*, (1974)。
- [20] Lieblein etc, S., *Trans. ASME, S.A*(1961)219。
- [21] Seyler, D.R., Smith, L.H., *NASA CR-54581*(1967)。
- [22] Mousarrat, N.T., *NASA CR-72536*(1969)。
- [23] Dean, R.C., *Advanced Cent. Comp-s*(1971)。
- [24] Osborne, C., Runstadler, P.W., Stacy, W.D., *NASA CR-134782*
(1975)。
- [25] Perrone, G.L., etc., *NASA CR-120942*(1973)。
- [26] 刘殿魁, 陈静宜, 刁正纲, *力学*3(1976)。
- [27] Eckarat, D., *ASME74-GT-90*。
- [28] Mizuki, S., etc., *ASME74-GT-143*。
- [29] Hodskinson, M.G., Parker, P.H., *ASME 74-GT-148*。
- [30] Dean, R.C., *NASA SP-304*, Pt.1(1974)。
- [31] Runstadler, P.W., Dean, R.C., *ASME 68-WA/FE-19*。
- [32] Vrana, J.C., *U.S. Patent* №3.333.762(1967)。
- [33] 中国科学院力学研究所离心压气机组, 管式扩压器的试验研究(1977)。
- [34] Pampreem, R.C., *ASME 72-GT-39*。
- [35] Металликов, С.М., *Теплоэнергетика* 9 (1970)。
- [36] Groh, F.G., *ASME 69-WA/FE-28*。
- [37] Sanger, N.L., *NASA TN D-6264*(1971)。
- [38] Dallenbach, F., *SAE Technical Progress Series* 3 (1961)。
- [39] Klassen, H.A. etc., *NASA TM-X-3552*(1977)。
- [40] Meshew, A.D. etc., *AD 754903*(1972)。
- [41] Bhinder, F.S., Ingham, D.R., *ASME 74-GT-122*。
- [42] ONERA, *Air & Cosmos*(1973)6, 23。

表1 高压比离心压气机的主要参数

序号	名称	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
	国别	加拿大			美国									英国	法国
	单位	UACL			Boeing				Allison	G.E.	P.W.	AiResearch NASA	AiResearch	Hatfield	ONERA
	时间	1966.6 ~1971.5	1963 ~1966		1964.5 ~1967.	~1961	1970.5~	1970~	~1974.9 ~1975.1	1971.6 ~1975.1	1970~1974.7	1970.5~	1968.11 ~1972.5	~1973	1970 ~1973
	流量	8	0.761		0.91	4.22	0.91	0.91	1.905	2.27	1.45	1.033	0.672	0.88	
	压比	6.67	6	10	10	5.7	6.19	8	8.32	6.033	10.07	5.91	6.39 (叶轮)	6 (叶轮)	8
	效率	0.8	0.814	0.72	0.72	0.78	0.817	0.77	0.807	0.81	0.784	0.778	0.8218(叶轮)	0.79 (叶轮)	0.86
	转速	32300	80000		50000	30800	80000	75000	56000	60400	65300	68384	83000	65000	99000
	叶轮外径	340	127	152	234	366	136.5	160	214.5	192	179	161	160	165.1	
	b_2/D_2	0.0344	0.025	0.021	0.0147	0.0343	0.0343	0.0208	0.463	0.576	0.615	0.433	0.43	0.68	
	进口轮毂比	0.5	531	636	610	591	571	626.4	630	610	610	576	695	562	
	圆周速度	574	<1	<1	0.86	1.24	1.34	1.2	1.12	0.878	1.43	1.1		1.205	
	导风轮进口尖相对马氏数	1.25			1.27	1.132	1.099	1.133	1.0	1.265		0.855			
	扩压器进口绝对马氏数	~25°	25°	25°	无	18	无	无	可调	14°~16°	可调	无	无	无	8/32/64
	进口予旋	16/32	<	<	18	18	24	20	13/32	28/56	导风轮18 工作轮12/24	19	19	无	
	叶轮叶片数	径向出口 管式	<	<	<	带V形进气边 的超音扩压器	串列, 后弯 多列式	后弯 楔形	<	径向出口 管式	通远导风轮	后弯 楔形	径向一轴向普 通叶片扩压器	径向出口	
	扩压器形式	11	1	1	楔形	38	7	24	19	13	3.8	25,39	40	41	楔形准双 列48/24
	文献备注	另有前风扇 PR=1.5, 压气机总 PR=10			2	试验结果不详		<	压气机为 2轴+1离 总PR=15	压气机为 2轴+1离 总PR=15	G.P.R. η 为99%设计转 速的试验结果		压气机为 1轴+1离 总PR=11	椭圆导风轮 的试验结果	42 试验工质 为氟里昂