

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.01.021

双涵压气机过渡段非轴对称端壁设计及流动分析

马言志,雷雨冰

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:以大径向落差比的双涵压气机过渡段为研究对象,提出一种由多项式与三角函数叠加的非轴对称端壁造型方法,完全消除了轮毂/支板的角区分离,减小了损失。计算结果表明:非轴对称端壁造型降低了轮毂壁面的逆压梯度,明显抑制了轮毂/支板的角区分离;选取合理端壁凹凸极值的方案,流动分离现象完全消失,起到降低通道总压损失的作用。造型后通道内的马蹄涡进一步促进了低能流与主流的掺混,增强了角区流体抵抗分离的能力。

关键词:压气机过渡段;角区分离;端壁造型;马蹄涡;逆压梯度

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2026)01-0116-05

Design and Flow Analysis of Non-axisymmetrical End Wall in Transition Section of Double Culvert Compressor Stator

MA Yanzhi, LEI Yubing

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper proposes a non-axisymmetric end wall modeling method with polynomial and trigonometric function superimposed on the transition section of double channel compressor with large radial drop ratio, which fully eliminates the corner separation of the hub/support plate and reduces the loss. The calculation results show that the non-axisymmetric end wall modeling reduces the reverse pressure gradient of the hub wall and significantly inhibits the corner separation of the hub/support plate. Reasonable selection of extreme value of the end wall can completely eliminate the flow separation, and reduce the total pressure loss of the internal channel. The existence of the horseshoe vortex promotes the mixing of low energy flow and main stream in the corner region, and enhances the resistance of the corner region fluid to separation.

Keywords: compressor intermediate duct; angular separation; end wall modeling; horseshoe vortex; intersection pressure gradient

0 引言

压气机过渡段作为多转子航空发动机中连接高低压压气机的级间环形流道,其内涵S形的大曲率弯曲流道以及内部的厚支板引起流场内强烈的压力梯度,极易造成角区分离现象的发生^[1-3]。而传统的设计无法解决现有问题,迫切需要将非传统设计应用到压气机过渡段的设计上来。

国内外对于单涵道压气机过渡段已进行较多研究,而对于双涵道压气机过渡段的研究则较为匮乏。早期的国外学者 BAILEY 和 SO 等^[4-5]研究了S形流道的流动特性,发现流道曲率与附面层发展和流道损失直接相关。国内学者通过数值计算和试验方法对单涵过渡段内部流动机制进行深入研究,为过渡段的优化提供了方向^[6-8]。目前对于传统的过渡段优化设计,已有较多的研究工作。ORTIZ 和赵伟光等^[9-10]采用优化过渡段的二维子午流道与面积分布律的方法,降低了过渡

段的总压损失。陈恩杰、董雨轩和赵龙辉等^[11-13]分别研究了支板厚度、支板倾角和支板型线对压气机过渡段的影响,认为减少支板厚度、适当设计支板倾角和优化支板型线均可有效提高总压恢复系数。

非轴对称端壁作为一种能有效控制流动分离、改善流场结构的流动控制方法,近年来受到学者的广泛关注。20世纪90年代,国外学者已将非轴对称端壁技术应用于叶轮机械领域,并获得较好的效果^[14-15]。剑桥大学的 NAYLOR 等^[16]首次将非轴对称端壁技术应用在单涵压气机过渡段中,通过对端壁进行造型,显著抑制了轮毂/支板的角区分离。韩阳等^[17]发展一种余弦曲线造型方法,能有效推迟角区分离的发生并减小分离涡的尺度。茅晓晨和赵伟光等^[18-19]对单涵压气机过渡段进行非轴对称端壁造型设计,减少了通道二次流与流动损失。

因此,使用非轴对称端壁技术这种非传统方法来抑制压气机过渡段内角区分离是行之有效

第一作者简介:马言志(1999—),男,山东聊城人,硕士,研究方向为内流与叶轮机械,419945289@qq.com。

的,但国内外对于大径向落差比的双涵过渡段研究较少。本文针对典型压气机过渡段进行研究,通过轮毂型面的非轴对称端壁造型,抑制轮毂/支板的角区分离。

1 几何模型与数值计算方法

1.1 几何模型介绍

本文研究对象为 $\Delta R/L = 0.52$ 的双涵压气机过渡段,如图 1 所示。过渡段内包含了轮毂壁面、机匣壁面、厚支板和分流环。模型整圈均布 8 个支板,考虑到周期性与计算成本,选取全环的一个周期进行数值计算与分析。为保证数值计算结果的准确性,在过渡段上下游分别延伸了 2 倍进口通道高度与 1.3 倍出口通道高度。

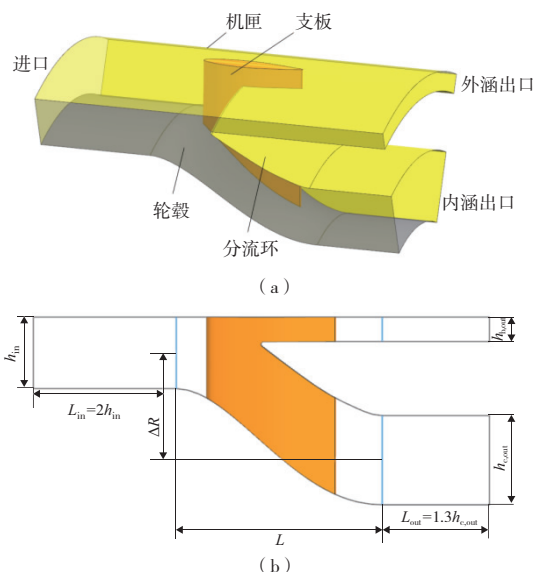


图 1 双涵压气机过渡段计算模型

双涵过渡段的无量纲几何参数如表 1 所示。其中 ΔR 为进出口中径落差; L 为过渡段轴向长度; h_{in} 为进口通道高度; $h_{c,out}$ 、 $h_{b,out}$ 分别为内外涵出口通道高度; A_{in} 、 A_{out} 分别为进、出口通道面积; b 、 c_{max} 分别为支板的弦长和最大厚度。

表 1 双涵压气机过渡段无量纲几何参数

无量纲参数	数值
$\Delta R/L$	0.52
h_{in}/L	0.40
A_{in}/A_{out}	1.23
$h_{c,out}/h_{b,out}$	3.65
c_{max}/b	0.22

1.2 数值计算方法

本文数值计算采用 Ansys Fluent 求解雷诺时均的守恒型 Navier-Stokes 方程 (RANS), 选择标准 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型, 近壁面处理使用 Scalable 壁面函数。通过计算域进口给定总温总压、进气角、湍流度与水利直径, 调节内外涵计算域出口反压, 达到进口马赫数为 0.4 与涵道比为 0.26 的设计工况。流体域采用理想气体模型, 壁面采用无滑移绝热固壁。

网格划分使用专业网格划分软件 ICEM 划分结构化网格。双涵过渡段较单涵过渡段拓扑结构更加复杂, 为保证网格质量与正交性, 支板周围采用 O 形网格包裹, 分流环周围采用 C 形网格包裹, 如图 2 所示。为保证 y^+ 要求, 对壁面网格进行加密处理, 给定第一层网格高度为 0.1 mm, 增长比率为 1.2。经过网格无关性验证, 最终选取的网格总量为 130 万。

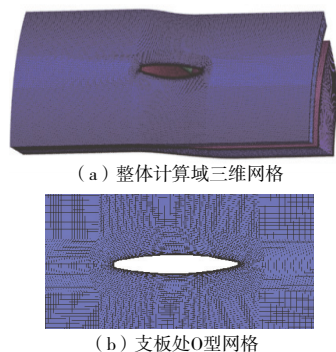


图 2 基准构型的计算域网格

2 过渡段非轴对称端壁造型方法

本文提出一种多项式与正弦函数叠加的参数化端壁增量控制函数, 实现对轮毂非轴对称端壁的确光滑控制。设定端壁增量控制函数由轴向增量控制函数 $A(x)$ 和周向增量控制函数 $C(y)$ 叠加形成:

$$\Delta h = A(x)C(y) \quad (1)$$

轴向增量控制函数 $A(x)$ 由两段五次多项式组成, 分别控制端壁的凹、凸区间。记两段五次多项式为 $f_1(x)$ 和 $f_2(x)$, 各项系数分别为 $a_1, a_2, \dots, a_6$ 和 $b_1, b_2, \dots, b_6$, 共 12 个待定系数。

$$\begin{cases} f_1(x) = a_1x^5 + a_2x^4 + a_3x^3 + a_4x^2 + a_5x + a_6, \\ 0 \leq x \leq x_0 \\ f_2(x) = b_1x^5 + b_2x^4 + b_3x^3 + b_4x^2 + b_5x + b_6, \\ x_0 \leq x \leq 1 \end{cases} \quad (2)$$

如图 3(a) 所示,控制 $A(x)$ 端点处坐标及斜率,保证型面在进出口轴向上连续光滑过渡。给定 $f_1(x)$ 、 $f_2(x)$ 交接处的左右坐标 $(x_0, 0)$ 及 1 阶、2 阶导数相等,以控制凹凸区间存在范围并保证交接处光滑且曲率相等。给定 $f_1(x)$ 的最小值 $A_1 h_{in}$ 来控制凹区间最低值,给定 $f_2(x)$ 的最大值 $A_2 h_{in}$ 来控制凸区间最高值。通过以上 10 个约束条件给定轴向增量控制函数的两段五次多项式,参数化、准确且光滑地形成端壁轴向上的凹凸区间。

文献[3]研究发现过渡段轮毂壁面压力沿周向呈三角函数规律分布,为配合这一规律,周向增量控制函数 $C(\gamma)$ 为 1/4 周期的正弦函数,如图 3(b) 所示。叠加轴向增量控制函数后形成的三维曲面,使轮毂壁面在支板前缘附近形成凹陷,轮毂壁面在支板尾缘附近形成凸起,并保证了造型后的轮毂壁面在进出口与周期面上与原构型坐标、斜率一致。

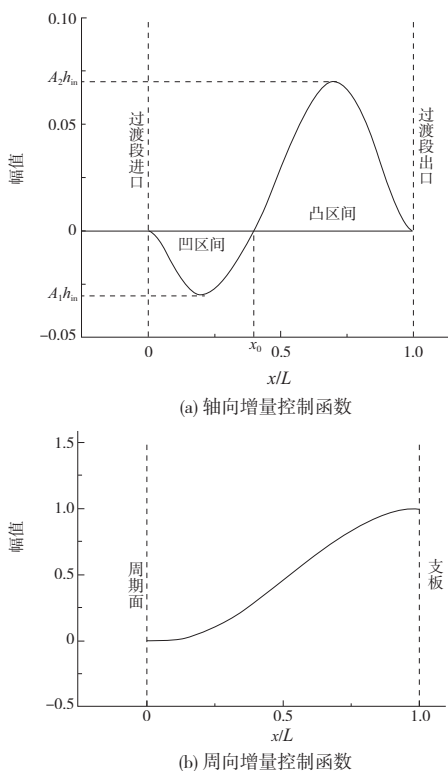


图 3 参数化端壁增量控制函数

图 4 所示为探究非轴对称端壁对角区分离的抑制作用,本文选取了 3 个不同的凹凸区间极值大小,分别为 $A_1 = -0.03, A_2 = 0.07$; $A_1 = -0.07, A_2 = 0.15$; $A_1 = -0.15, A_2 = 0.3$, 与基准构型分别记为 Case0—Case3 (本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询

作者)。

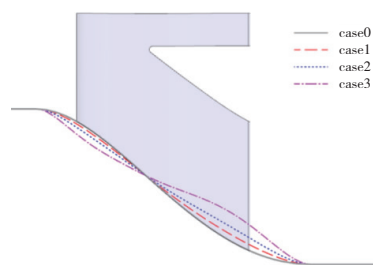


图 4 不同的凹凸极值对应的端壁型线

3 计算结果分析与讨论

3.1 非轴对称端壁对角区分离的影响分析

本节对 4 种端壁构型的计算结果进行对比分析,掌握不同端壁凹凸极值对轮毂支板角区分离的影响。图 5(a) 给出了基准构型 (Case0) 内涵通道轮毂/支板的壁面静压与极限流线分布,可以明显看出流线在支板最大厚度后,受横向压力梯度作用由周期面向支板一侧靠拢。靠拢后的流线在轮毂处靠近支板位置处生成螺旋节点 S_1 , 受其旋转卷吸作用,附近角区边界层内低能流体迅速向角区汇集。故紧接在螺旋点 S_1 下游诱导出另一螺旋节点 S_2 , S_2 旋转方向与 S_1 相反。流线在角区处汇集为一条分离线 L_s , 分离线 L_s 后的回流与 S_2 产生的回流相对应,形成回流区 H, 组成更大尺度的角区分离漩涡,为通道内流动分离的主要构成。

图 5(b)—图 5(d) 为 Case1—Case3 轮毂/支板壁面静压与极限流线分布,显示了不同凹凸极值的轮毂端壁构型对于轮毂/支板角区分离均有较大的影响。对于 Case1, 因壁面凹凸幅值较小,没有充分发挥非轴对称端壁对角区分离的抑制作用,消除了大部分的角区分离,但仍然存在一个螺旋节点与一个较小的回流区。而对于 Case2, 壁面所有流线均沿流线发展,原有的所有螺旋点与分离区均被消除。由于 Case2 中在支板前后缘对轮毂端壁进行了合理的造型,形成“前凹后凸”的型面,气流在支板最大厚度前的低压区受“凹”曲面影响,静压升高,而在尾缘处沿“凸”曲面流动,静压降低。这样一来,原本气流流经轮毂/支板角区时受到由低到高的逆压梯度受到了大幅度削弱,因此 Case2 的端壁造型完全消除了内涵通道内的角区分离。为进一步提升端壁凹凸极值的 Case3 中,非轴对称端壁同样消除了轮毂/支板的角区分离,但在角区下游因端壁曲率变化较

大,气流受离心力作用减速增压,进而出现螺旋节点并发生回流。因此,对于双涵压气机过渡段

非轴对称端壁的设计,合理的端壁凹凸极值选取是必要的。

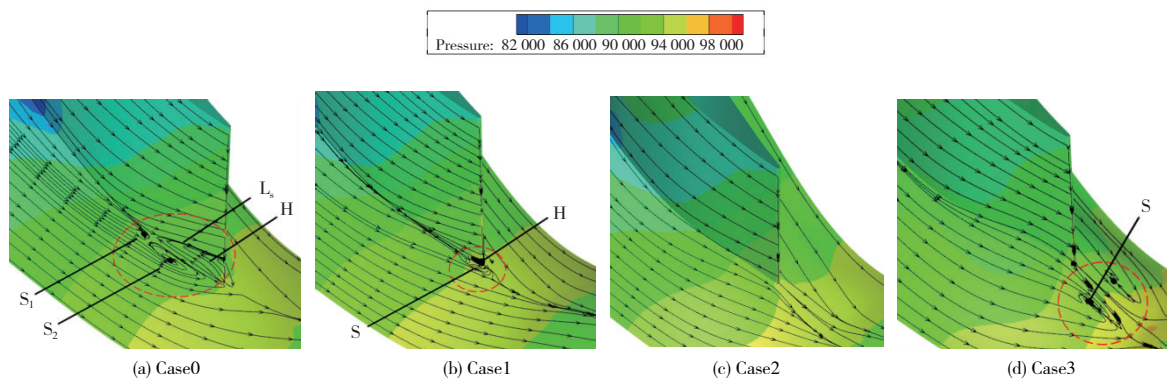


图5 轮毂/支板壁面静压与极限流线分布

气流的分离及回流的生产与所受到的逆压梯度密切相关,图6给出了轮毂壁面距支板中心1/5周期(4.5°)处沿流向的静压系数分布。从总体上看,4种构型均为支板前缘静压系数较低,向尾缘发展时静压系数不断增大,即受到一段较长的逆压梯度,气流容易发生分离;从各个构型来看,呈现出随端壁凹凸极值大小的增大,静压系数在支板前缘减小、在尾缘增大的规律,即气流所受逆压梯度得到削弱。

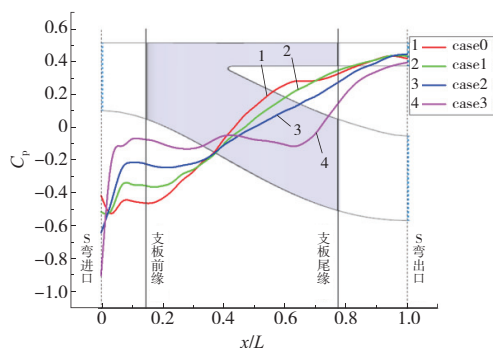


图6 轮毂壁面 4.5° 处静压系数分布

3.2 流动特征分析

将两个典型的构型 (Case0, Case2) 作为研究对象,对过渡段内涵二次流等流动特征进行分析。图7为采用 Q 准则识别($Q = 1 \times 10^6$)的内涵涡结构与轴向涡量云图。气流在厚支板的前缘滞止减速增压,强烈的逆压梯度使得在支板前缘/轮毂角区产生前缘马蹄涡,而非轴对称端壁构型在支板前缘形成“凹坑”,气流在此处的滞止效应进一步增加,马蹄涡的强度得到增强,故而一直延伸至支板尾缘附近后才消失。

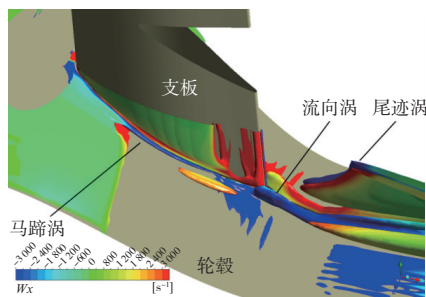


图7 内涵涡结构与轴向涡量云图

一般来说,马蹄涡作为通道内二次流结构,在其产生与发展的过程中将造成流动损失。由分析可知,非轴对称端壁增强了前缘马蹄涡的强度,使其存在时间更长,如图8所示。但增强后的马蹄涡反而对流动起到了改善作用,故接下来将对这一机制进行探究。

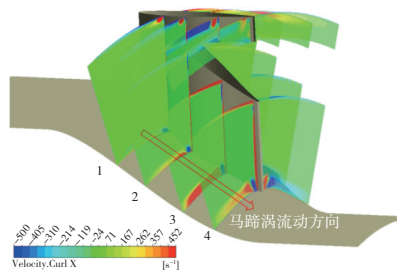


图8 典型截面轴向涡量云图

图9为两种构型支板最大厚度截面轮毂/支板角区处的总压系数分布。可以发现,马蹄涡周围流体受其旋转卷吸作用,发生相互之间的掺混。具体形式为:角区附近主流中的高能流(HE)受卷吸作用,被“泵”入到角区边界层内,使得边界层内低能流重新充能;而角区边界层中的低能流

(LE)被不断卷吸到主流中,由主流携带向下游流动,且由于马蹄涡的旋转,轮毂壁面附近的低能流不断被推出角区,不再向角区堆积,进一步减小了发生角区分离的可能性。因此马蹄涡的存在对于消除角区分离、改善流动起到了积极作用,这也是造型后马蹄涡增强和角区分离完全消失的一个重要原因。

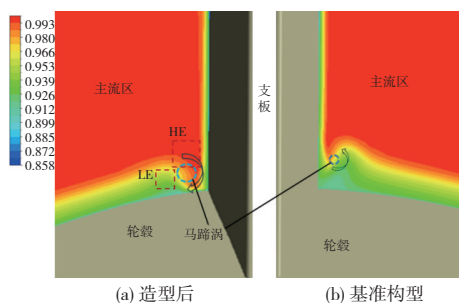


图9 支板最大厚度截面总压系数分布

图10所示为不同端壁凹凸极值对应的过渡段内涵通道总压损失系数,可见随着端壁的凹凸极值不断增大,内涵通道的总压损失系数先减小后又增大。这种趋势与上文对角区分离的分析一致,可见合理选取端壁凹凸极值对降低过渡段内涵损失非常重要,过小的凹凸极值无法充分发挥非轴对称端壁的作用,而过大值的选取则会造成另外的损失并降低过渡段性能。

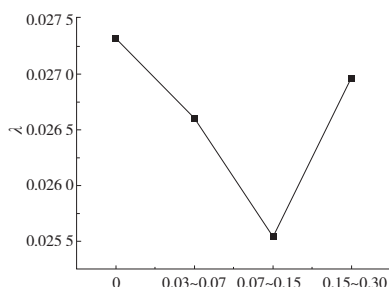


图10 不同凹凸极值对应总压损失系数

4 结语

本文以典型双涵压气机过渡段为研究对象,开展了一种五次多项式与正弦函数叠加的轮毂非轴对称端壁设计研究,探索了轮毂造型对角区分离的影响并对二次流等流动特征深入分析,针对通道内总压损失特性进行了分析,得到的主要结论如下:

- 1) 非轴对称端壁对轮毂/支板角区分离产生显著的抑制作用,其中凹凸极值为0.07~0.15时,可完全消除通道内的角区分离现象;
- 2) 造型后的轮毂端壁沿流向的逆压梯度减小,减小的程度与端壁凹凸极值呈正比;

3) 非轴对称端壁增强了马蹄涡,而马蹄涡促进了角区低能流与主流的掺混,增强了角区中流体抵抗逆压梯度与流动的分离能力;

4) 设计时应合理选取端壁凹凸极值,极值过小无法对角区分离进行充分抑制,而过大的极值则会引起另外的流动分离。

参考文献:

- [1] 刘宝杰,陈业辉,安广丰,等. 压气机S型过渡段的低速模拟方法研究[J]. 工程热物理学报,2020,41(6):1341-1349.
- [2] BANDYOPADHYAY P R, AHMED A. Turbulent boundary layers subjected to multiple curvatures and pressure gradients [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1993,246:503-527.
- [3] 辛亚楠,李家军,韩阳,等. 大径向落差长度比中介机匣气动特性研究[J]. 推进技术,2017,38(4):808-814.
- [4] BAILEY D W, BRITCHFORD K M, CARROTE J F, et al. Performance assessment of an annular S-shaped duct[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1):149-156.
- [5] SO R M C, MELLOR G L. Experiment on convex curvature effects in turbulent boundary layers [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1973,60(1):43-62.
- [6] 朱伟,曹传军,刘建. 大涵道比涡扇发动机中介机匣气动性能数值模拟研究[J]. 热能动力工程,2024,39(10):56-65.
- [7] 卜焕先,谭慧俊,何小明,等. 带支板轴对称弯曲管道的流动特性[J]. 航空动力学报,2016,31(5):1252-1259.
- [8] 高丽敏,吴瑜,邓卫敏,等. 压气机中介机匣畸变效应研究[J]. 推进技术,2021,42(2):272-280.
- [9] ORTIZ DUENAS C, MILLER R J, HODSON H P, et al. Effect of length on compressor inter-stage duct performance[C]//Volume 6: Turbo Expo 2007, Parts A and B. Montreal, Canada: ASME, 2007:319-329.
- [10] 赵伟光,王英杰. 压气机中介机匣气动优化设计与分析[J]. 工程与试验,2024,64(3):24-26,60.
- [11] 董雨轩,李志刚,李军. 支撑板型线和径向倾斜设计对燃气轮机排气扩压器气动性能的影响[J]. 推进技术,2021,42(6):1245-1255.
- [12] 赵龙辉,徐宁,汪作心,等. 支板型线对压气机中介机匣性能影响的试验研究[J]. 哈尔滨工程大学学报,2024,45(6):1033-1040.
- [13] LUO J Q, MCBEAN I, LIU F. Optimization of endwall contours of a turbine blade row using an adjoint method[C]//Volume 7: Turbomachinery, Parts A, B, and C. Vancouver, British Columbia, Canada: ASME, 2011:1335-1350.

(下转第160页)

- 收稿日期: 2025-04-13

[14] ZHENG X Q, SUN Z Z, KAWAKUBO T, et al. Stability improvement of a turbocharger centrifugal compressor by a nonaxisymmetric vaned diffuser [J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140(4): 041007.

[15] NAYLOR E M J, DUEÑAS C O, MILLER R J, et al. Optimization of nonaxisymmetric endwalls in compressor S-shaped ducts [J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132: 011011.

[16] 韩阳, 李家军, 辛亚楠, 等. 大径向落差长度比中介机

- 收稿日期:2023-12-20