

孔隙圆盘减速效果的数值分析

陈宇航, 程 蕾, 杨 晨

沈阳航空航天大学航空宇航学院, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2025年8月11日; 录用日期: 2025年9月9日; 发布日期: 2025年9月18日

摘 要

本研究提出一种创新性的孔隙圆盘减速机构设计方案。此设计无需额外配置控制装置, 仅凭借自身气动力便能达成减速功能, 是一种新型的环保型减速机制。该设计在传统降落伞减速原理的基础上, 借鉴机翼构造, 于其表面生成升力, 进而实现产生额外减速力的目标。此外, 本文针对该设计开展气动仿真, 验证了该机构的减速效能。

关键词

减速, 圆盘, 数值模拟

Numerical Analysis of Pore Disc Deceleration Effect

Yuhang Chen, Lei Cheng, Chen Yang

College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang Liaoning

Received: Aug. 11th, 2025; accepted: Sep. 9th, 2025; published: Sep. 18th, 2025

Abstract

This paper introduced an innovative design for a pore disc deceleration mechanism. The proposed design did not necessitate any supplementary control devices and relied solely on its inherent aerodynamic forces to fulfill the deceleration function, thereby presenting a novel, environmentally friendly deceleration solution. Departing from conventional landing deceleration principles, this design was predicated on the parachute deceleration concept and incorporated wing structure characteristics to generate lift on its surface, ultimately achieving the deceleration objective. In this study, the effectiveness of the deceleration mechanism was substantiated through aerodynamic simulations.

Keywords

Deceleration, Disc, Numerical Simulation

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

降落伞是一种气动减速装置[1], 经过长时间的发展与改进, 其气动减速性能不断提高, 作为一种重要的气动减速装置, 降落伞具有结构简单、减速高效、工作可靠、成本低廉等优点, 被广泛应用于国防、经济、科学研究等领域[2]-[4]。在航空航天领域, 降落伞的主要用途有应急救援、空降空投、稳定减速等。

鉴于降落伞在空中所能承受的阻力存在一定的限度, 若在物体下落过程中, 降落伞在物体速度超过其承受极限时才展开, 便可能因无法抵御过大的阻力而发生破裂[5]。多数圆形降落伞会在顶部设置开孔, 此举旨在提升降落伞的稳定性, 并减缓开伞瞬间的阻力变化, 以避免降落伞破裂。阻力伞亦是降落伞的一种类型, 通常折叠后存放在飞机尾部的伞舱中, 在飞机着陆时被释放并展开, 以协助机轮制动。阻力伞产生的气动阻力能够有效缩短飞机滑跑距离, 增加飞机减速制动的安全性[6]。研究表明, 阻力伞可使飞机着陆滑跑距离缩短 30%~40% [7], 有效延长了机轮外胎的使用寿命[8]。

本研究通过二维翼型绕轴旋转一周, 构建了盘型翼结构, 并将其命名为孔隙圆盘。迄今为止, 国内外针对该领域的深入研究尚属空白。圆盘作为钝体的研究起源于 Himenz [9], 他将圆盘视为钝体, 并对其绕流现象进行了研究, 进而将所获得的湍流数据应用于更为复杂的钝体绕流问题中。相较于圆柱, 圆盘作为轴对称钝体的研究相对较少[10]。至于孔隙圆盘的研究, 目前更是鲜有涉及。本研究旨在探讨孔隙圆盘的气动特性。在孔隙上方引入气流导向机构, 引导流经孔隙的气流转向, 形成中心向四周扩散的气流模式。气流通过孔隙圆盘时, 产生升力, 从而实现强化减速效果的目标。气动减速大致可分为两类: 柔性充气式和机械式。目前, 柔性充气式气动减速技术的研究较为广泛, 而机械式研究则相对较少[11]。本研究属于机械式气动减速技术范畴。

本研究采用理论分析与数值模拟相结合的方法, 分析了孔隙圆盘的减速效果, 这些特性对于减速及微型飞行器的应用具有潜在价值。

2. 模型的建立

2.1. 物理模型的建立

运用 Profili 软件开展翼型筛选工作, 初步选定 BE10357B、NACA2412、NACA97、NACA6412、20-32C 五种翼型作为模拟研究对象。经初步计算, 雷诺数 Re 为 90,000。

在 -4° 至 13° 的攻角区间内, 通过 Profili 软件的计算, 得到了升力系数与阻力系数之间的关系曲线、攻角变化对升力系数和阻力系数的影响曲线图、不同攻角下的升阻比及力矩系数, 具体见图 1。

初始尺寸设定为翼型弦长 90 mm, 中心开孔直径 100 mm, 整体直径 280 mm。通过计算, 雷诺数 Re 达到 90,000。

在进行转向装置的联合仿真分析时, 观察到网格尺寸的剧烈变化导致了过渡效果的不理想, 同时过多的网格数量对数值模拟的效率产生了负面影响。并且传统的降落伞在一定程度上可视为圆盘, 对于其

减速性能已有许多研究, 本文主要关注孔隙圆盘在其上表面产生的升力即产生的额外的减速效果。在实际应用场景中, 气流呈自下而上的流动态势, 类似于翼型下表面被自下而上的气流所充盈, 气流经由孔隙流入转向结构, 随后流经翼型的上表面。当下, 针对传统降落伞的数值模拟技术已具备较高的成熟度。在模型简化进程中, 可对自下而上的气流予以忽略, 着重聚焦于转向后的气流, 并深入探究孔隙圆盘上所产生的升力(即阻力)以及由此引发的减速效应。

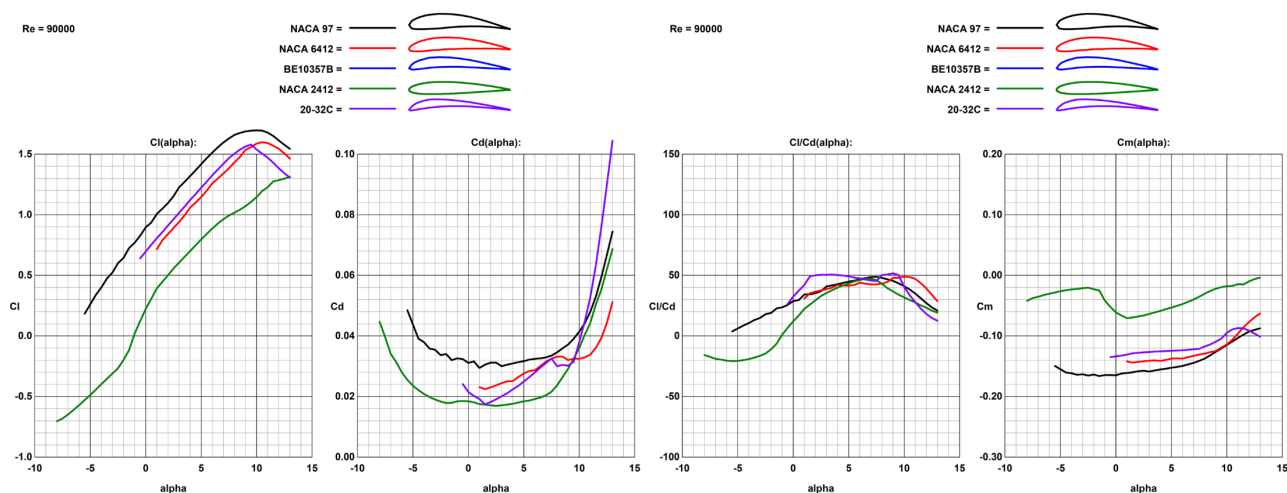


Figure 1. Aerodynamic coefficient reference value of each airfoil

图 1. 各个翼型的气动系数参考值

为应对上述问题, 本研究对仿真模型进行了简化, 省略了整个转向机构部分。模型被简化为圆柱形速度入口, 且该入口仅限于前缘点至 Z 轴正半轴 25 mm 的范围(参见图 2)。为确保减速机构的压力损失最小化, 中心孔的面积与出流面积保持一致, 即扩张比设定为 1。此外, 在孔隙圆盘上引入了 BOI 加密区域。图中紫色区域代表整个外流场, 而绿色区域则标识了加密区域。图 3 为局部放大图, 省略了整个转向机构部分及其内部流动, 仅关注转向装置后的出流流动情况, 图中带蓝色箭头的圆柱体侧面为转向装置出流口, 将其出流当作本简化模型的来流, 模拟来流在上表面产生的额外升力即减速效果。

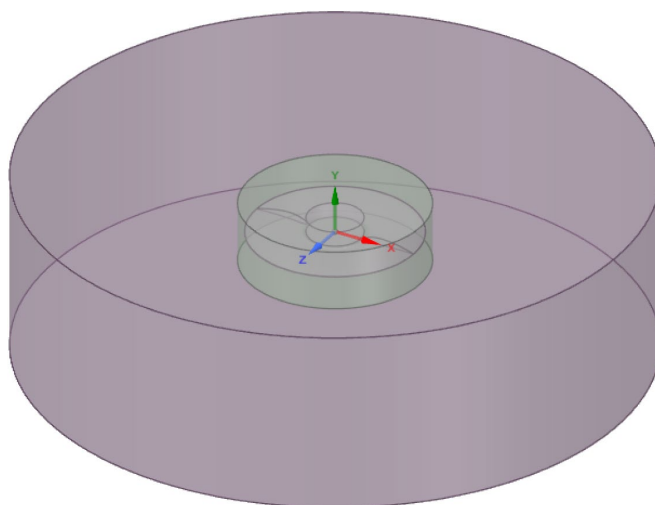


Figure 2. Computational domain model

图 2. 计算域模型

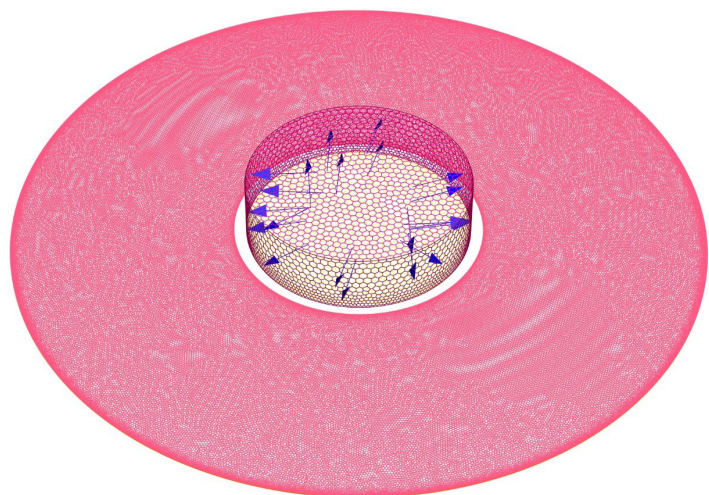


Figure 3. Enlarged view of the grid department
图 3. 网格局部放大图

对于孔隙圆盘而言，与传统的三维机翼相比，由于缺乏常规的翼梢，理论上并不会产生翼尖效应，常规的二维翼型分析采用了无限展长理论，而孔隙圆盘在一定程度上与无限展长有相似之处。但与常规机翼不同，常规机翼是运动的，速度是机翼与气流的相对速度，可以通过直匀流进行模拟，而孔隙圆盘并无水平方向上的运动，其弦线方向上的流动类似于二维源的流动。采用柱坐标系中的 r 和 z 坐标，可以将之视为 z 方向上数个二维源的叠加。孔隙圆盘中心孔的流量在速度保持不变的情况下是恒定的，经过转向后，压力系数会有所损失，损失约为 30%，因此，可以认为转向装置流出的流量是固定的，单个的二维源的流量也是固定的，仅存在径向速度，不存在周向速度。本文的流动模型区别于直匀流，本文将之定义为扩散流。

2.2. 网格的选取以及无关性验证

相较于传统机翼的数值模拟，后者仅需在速度入口处设定不同方向的速度分量以改变迎角，而孔隙圆盘由于其物理模型的特殊性，每个迎角工况均需独立构建网格。因此，本研究采用非结构化网格对孔隙圆盘进行深入分析。

通过采用 NACA2412 翼型的孔隙圆盘进行网格无关性检验，所得数据展示于表 1。CL 为孔隙圆盘的升力系数。

Table 1. Grid-independence verification under the conditions of AOA = 0° and v = 15 m/s
表 1. 0 度迎角、15 m/s 的网格无关性验证

网格数目/万	CL	相对差值/%
153	0.0666	-3.33
251	0.0681	-1.01
277	0.0688	-0.145
456	0.0689	-

在数值模拟研究中，选取了四种不同数量级的网格，具体包括 150 万、250 万、270 万和 450 万网格单元。通过对比分析，将网格单元数量最多的计算结果，即 450 万网格单元的计算结果，作为基准。列

出了其他三种数量级网格计算所得的升力系数与基准升力系数之间的相对差异百分比。这种对比分析表明, 尽管元素较少的网格的计算结果与基准值之间存在一定差异, 但这些差异在可接受范围内, 表明在这些元素数量下的计算精度已能满足研究要求。此外, 选择使用较少网格元素进行计算也是出于计算资源的考虑。为确保模拟结果的稳定性, 并兼顾计算资源的经济性, 同时确保计算精度, 最终选择了约 270 万网格单元作为模拟的基准。

在三维非结构网格的构建中, 网格质量的控制至关重要。本研究中, 网格质量的阈值设定为 0.3 以上, 这一标准确保了所使用的网格具有较高的质量, 从而为模拟的准确性提供了保障。

2.3. FLUENT 求解

采用 FLUENT 软件对孔隙圆盘进行数值模拟研究, 湍流模型选用 SST 湍流模型, SST $k-\omega$ 模型包含了 BSL $k-\omega$ 模型的所有改进, 并且额外考虑了湍流剪切应力的传输在湍流粘度定义中的影响。这些特点使得 SST $k-\omega$ 模型比标准和 BSL $k-\omega$ 模型在更广泛的流动类型中(例如, 逆压梯度流动、翼型、跨音速冲击波)更为准确和可靠。该模型以其快速收敛性和对翼型绕流问题的高精度而著称。在模拟中, 气体被假定为理想气体, 并视为不可压缩流体。本文的入口采用速度入口, 依据局部柱坐标系的方向进行设置, 其中 Y 轴被指定为柱坐标系的轴向, 径向分量设定为 1, 而周向分量与轴向分量均设定为 0。

鉴于孔隙圆盘结构的周向对称性, 理论上其阻力系数(CD)应为零, 后续计算结果亦证实了这一点。本研究主要关注升力即孔隙圆盘的额外减速效果的计算。

3. 结果与分析

3.1. 翼型的选取与结果分析

针对不同翼型, 计算了 0 度迎角下孔隙圆盘的升力 L, 结果如图 4 所示。

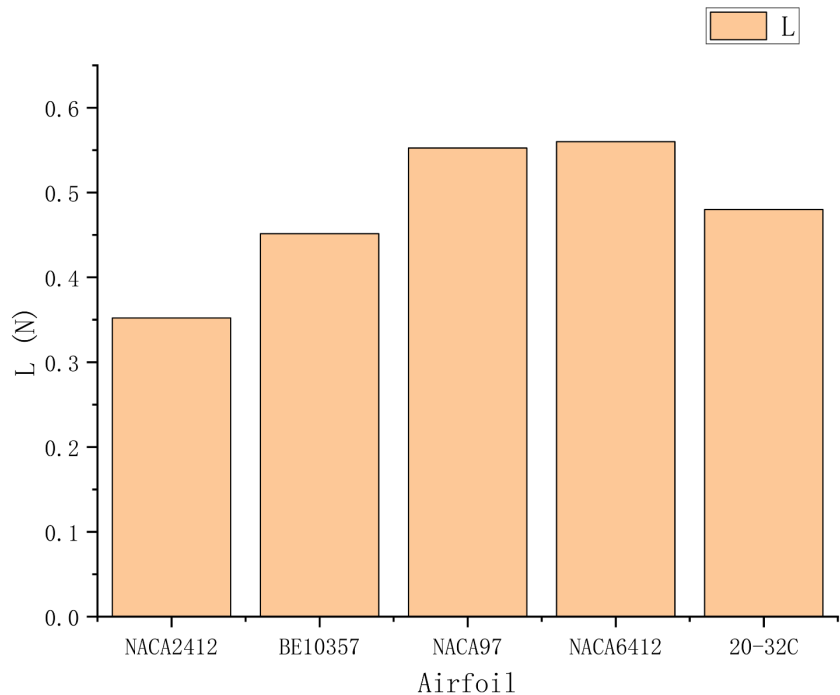


Figure 4. L of each airfoil at AOA = 0°

图 4. 各个翼型在 0 度迎角下的 L

观察图示数据,可以得出结论:在 0 度迎角条件下,NACA6412 翼型展现出最高的升力系数 CL ,NACA97 翼型紧随其后。这一结果表明,在同等条件下,NACA6412 翼型的孔隙圆盘在气流利用方面更为高效,从而能够产生更大的升力,实现更为显著的减速效果。前四个翼型的升力系数 CL 随翼型弯度增加而增大,符合传统翼型性能的一般规律。然而,翼型 20-32C 的 CL 表现并未遵循这一趋势,其在给定条件下应与 NACA6412 翼型相近,但实际数据存在偏差。为深入分析其原因,需对 20-32C 翼型与 NACA6412 翼型在 0 度迎角下的压力云图和速度云图进行对比研究。截面选择 X 坐标为 0 的截面即平面 YZ。图 5~8 为 NACA6412 与 20-32C 孔隙圆盘的云图。

通过对比 20-32C 与 NACA6412 翼型的流场云图,可以观察到气流在流经翼型上表面时加速,导致负压区的形成,而下表面流经的气流较少并且流速较慢,上下表面产生了压差,进而产生了正向升力。然而,由于入口配置的限制,来流无法完全包裹翼型。对于 20-32C 翼型,在 0 度攻角条件下,驻点并不位于前缘点,在翼型上表面形成了一个较大的正压区。此外,20-32C 前缘附近出现了流动分离现象,

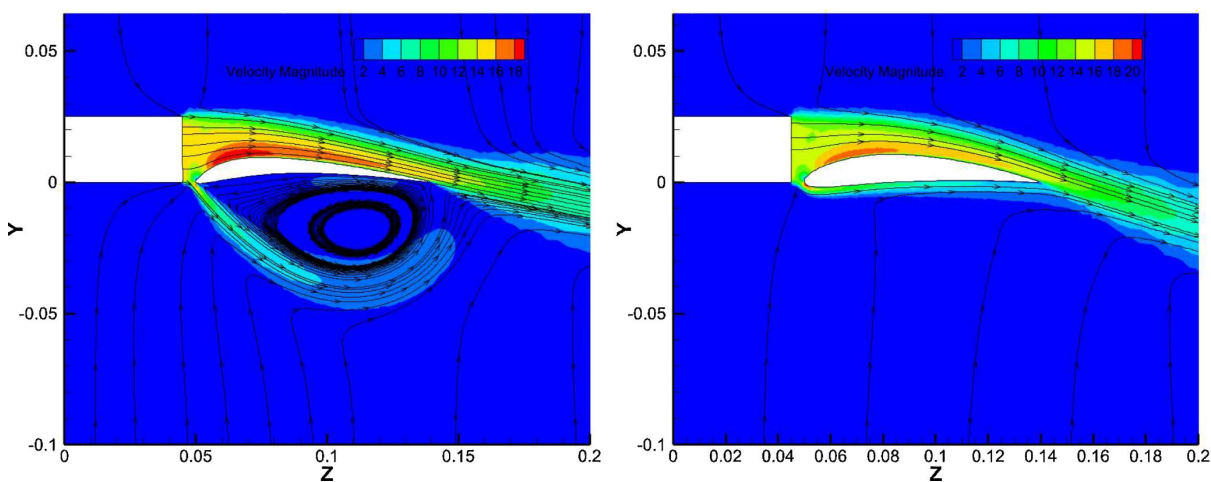


Figure 5. Velocity nephogram and streamline distribution of YZ plane of the pore disc (20-32C airfoil on the left, NACA6412 airfoil on the right)

图 5. 孔隙圆盘的 YZ 平面的速度云图与流线分布(左为 20-32C 翼型, 右为 NACA6412 翼型)

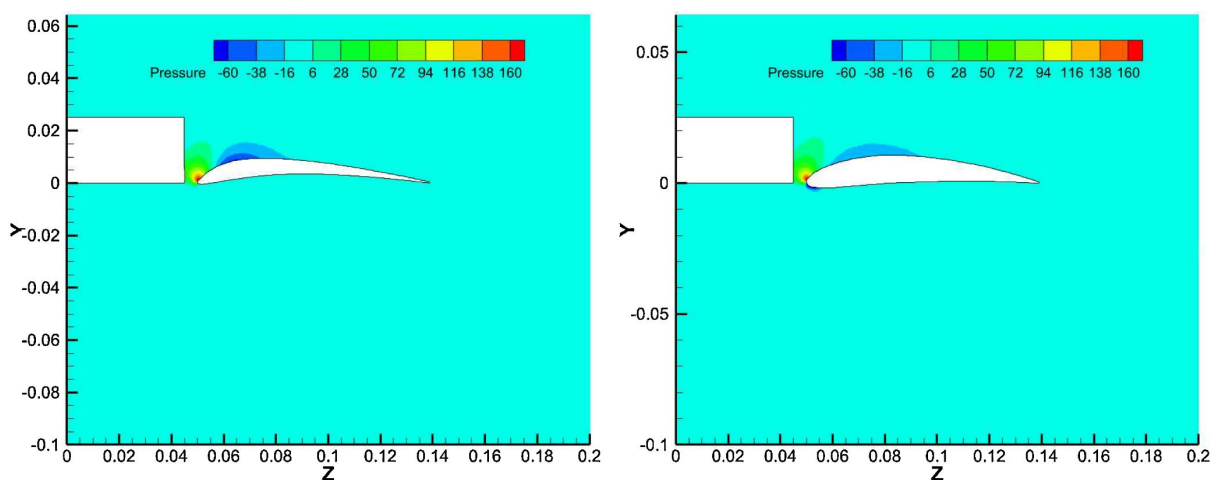


Figure 6. Pressure cloud diagram of the YZ plane of the pore disc (20-32C airfoil on the left, NACA6412 airfoil on the right)

图 6. 孔隙圆盘的 YZ 平面的压力云图(左为 20-32C 翼型, 右为 NACA6412 翼型)

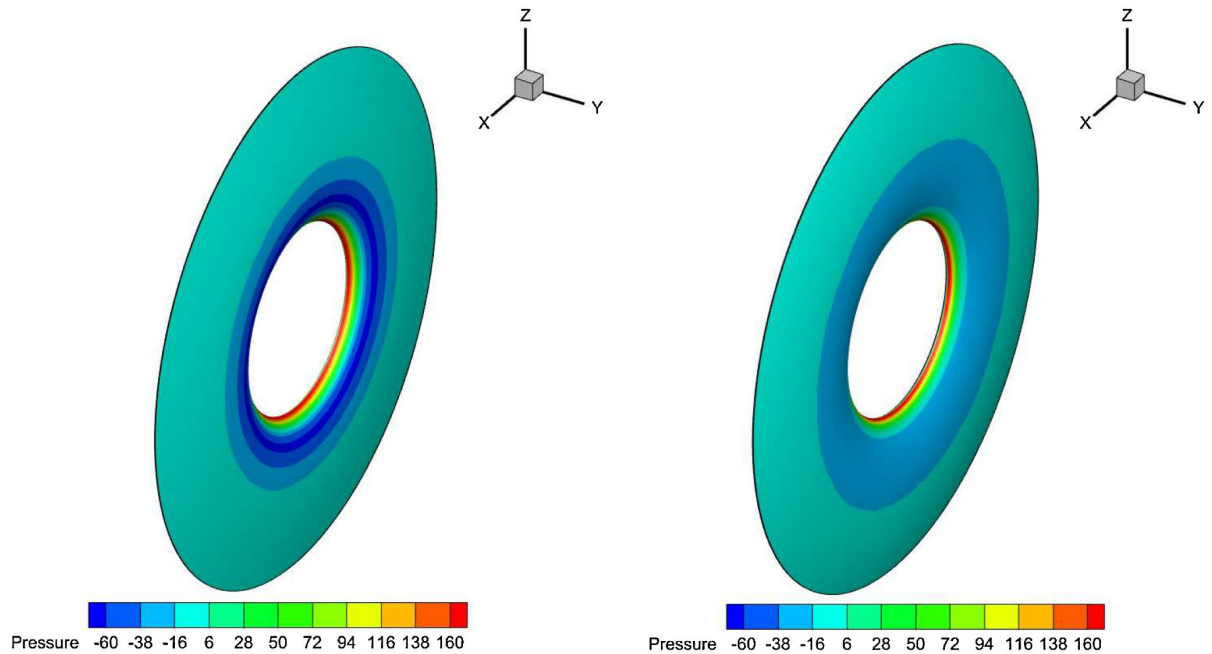


Figure 7. Pore disc overall pressure cloud diagram (20-32C airfoil on the left, NACA6412 airfoil on the right)
图 7. 孔隙圆盘的整体压力云图(左为 20-32C 翼型, 右为 NACA6412 翼型)

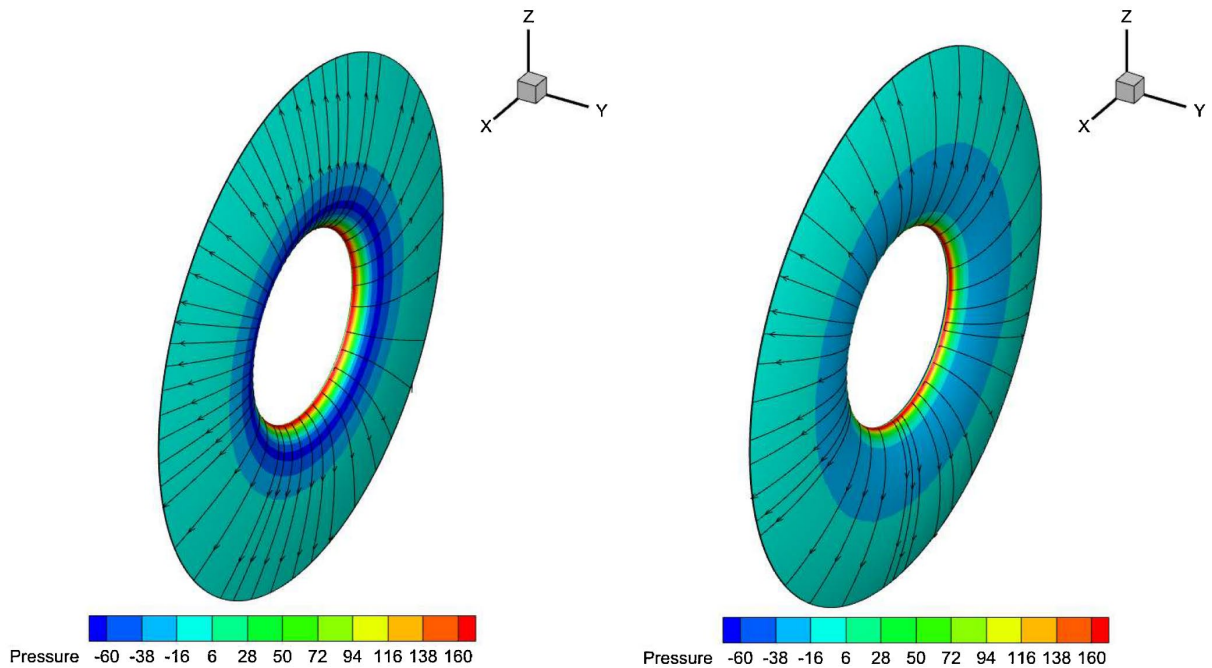


Figure 8. Overall streamline cloud diagram of the pore disc (20-32C airfoil on the left, NACA6412 airfoil on the right)
图 8. 孔隙圆盘的整体流线图(左为 20-32C 翼型, 右为 NACA6412 翼型)

产生了一脱体涡, 而 NACA6412 翼型在该区域的流动则相对平稳。前缘气流分离可能为 20-32C 的表现不如 NACA6412 的原因。

经整体流线图分析可知, NACA6412 与 20-32C 两种模型中, 气流均沿径向方向运动, 而周向方向未见流动现象。相对而言, 传统三维机翼存在翼尖效应, 即在有限翼展条件下, 机翼产生正升力时, 上表

面压力较低,下表面压力较高,导致下表面气流绕过翼尖流向压力较低的上表面。此现象使得上表面气流被挤压向中心,形成朝向中心的速度分量;下表面气流则被拉伸向两侧,形成朝向两侧的速度分量。上下表面气流在翼后相遇时,由于流动方向的差异,形成一系列小涡流,构成翼后涡面。然而,孔隙圆盘由于其圆柱对称性,缺乏传统意义上的翼尖,因此不会产生翼尖涡。

综上所述,NACA6412 翼型作为设计选择更为适宜。

3.2. NACA6412 孔隙圆盘的结果分析

选取迎角为 0° 的工况进行分析,在相同直径与来流条件下,对比实心圆盘与 NACA6412 孔隙圆盘所产生的阻力。流动的压力云图如图 9、图 10 所示。

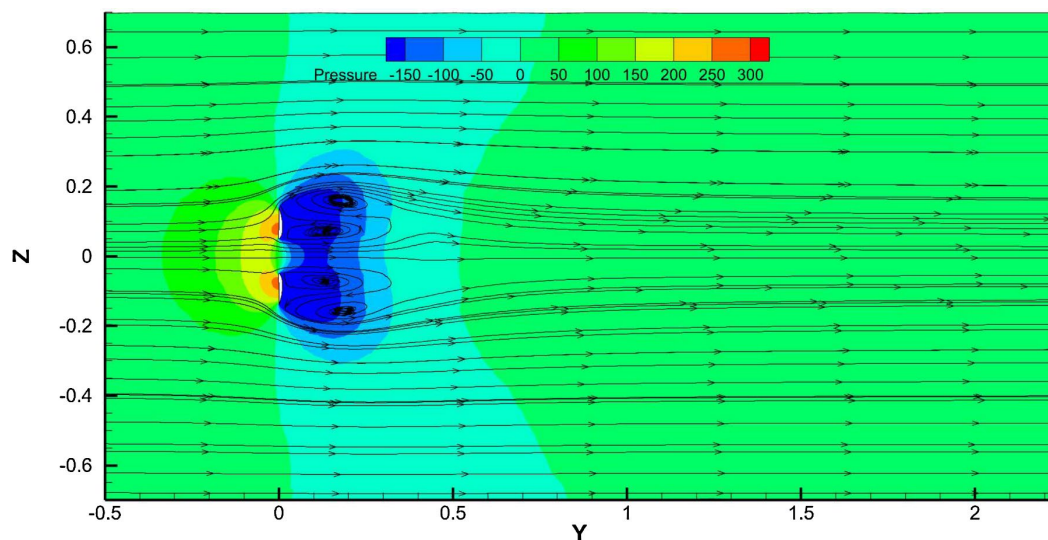


Figure 9. Pressure cloud diagram and streamline diagram of pore disc

图 9. 孔隙圆盘的压力云图与流线图

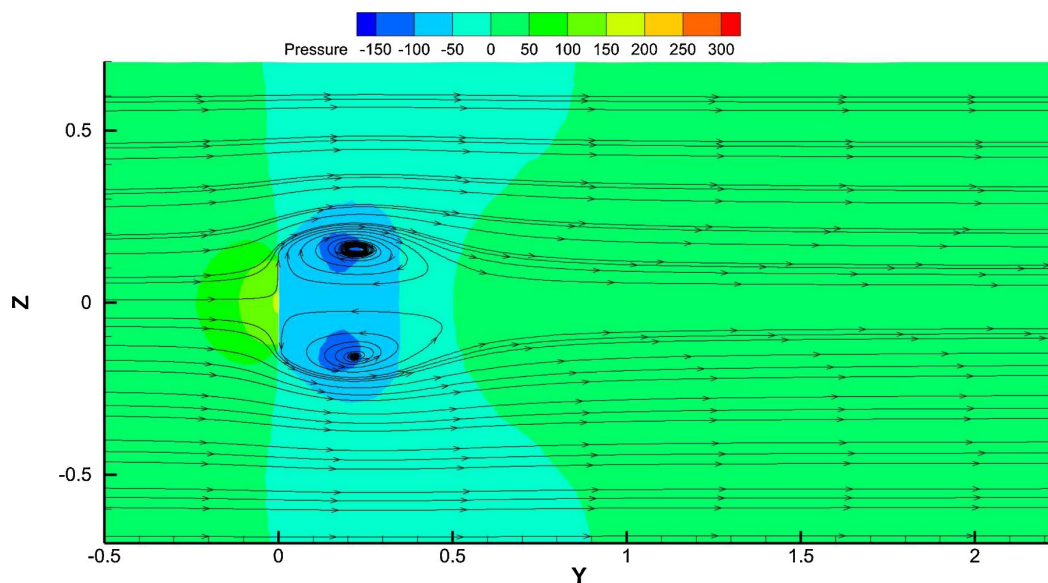


Figure 10. Pressure cloud diagram and streamline diagram of a solid disc

图 10. 实心圆盘的压力云图与流线图

在零攻角条件下, 当来流速度分别为 15 m/s 和 20 m/s 时, 环形翼盘所产生的阻力均约等于或大于单一实心圆盘所产生的阻力。在零攻角工况下, 带孔圆盘的面积为 0.0595 m², 实心圆盘的面积为 0.0663 m², 面积变化达 11%, 与之相应, 阻力亦会增大。即单个孔隙圆盘所产生的阻力小于实心圆盘, 而由翼型效应产生的升力可有效弥补这一差距。此外, 迎角越大, 垂直于来流的参考面积相应减小, 阻力略有降低, 升力增大, 升力在总阻力中所占百分比增大。

Table 2. Resistance comparison
表 2. 阻力对比

速度	孔隙圆盘产生的阻力	孔隙圆盘产生的升力	实心圆盘的阻力	总阻力变化
10	4.7959	0.2378	5.0275	0.060
15	10.7659	0.5422	11.2855	0.0226
20	19.1188	0.9714	20.00074	0.0827

迎角为飞行器的一重要概念, 是指来流速度方向线在飞机对称平面内的投影与机翼弦线之间的夹角。同时, 升力受速度的影响。为深入探讨迎角变化和速度变化对升力(L)的影响, 本研究对 NACA6412 翼型孔隙圆盘在不同迎角和不同速度下的升力进行了计算, 并将结果展示于图 11 中。

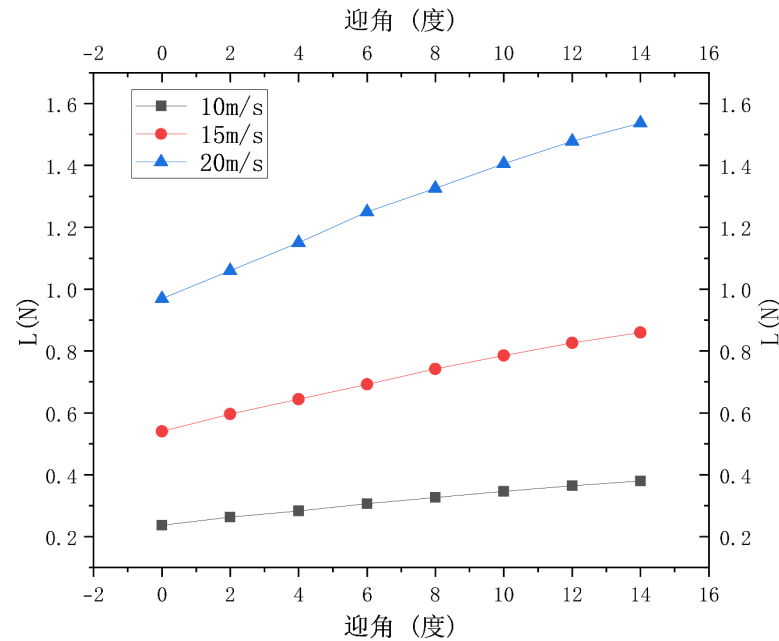


Figure 11. Variation of L with different angles of attack and different speeds for the NACA6412 pore disc
图 11. NACA6412 孔隙圆盘的不同迎角和不同速度的 L 变化

分析表明, 随着迎角的增加以及速度的增大, 升力(L)呈现增长趋势。在迎角达到 14 度时, 升力(L)并未出现下降现象。此外, 与传统机翼不同, 本研究中未观察到具有传统意义的临界迎角。常规翼型随着迎角的增加, 前驻点向后移动, 气流绕前缘近区的吸力峰在增大, 造成峰值点后的气流顶着逆压梯度向后流动越困难, 气流分离越严重。推测其原因可能包括: 迎角未达到足够大的程度; 来流为扩散流而非均匀直流; 速度入口仅覆盖了翼型的上表面, 而未完全包围整个翼型。

选取 20°迎角开展数值模拟, 当迎角为 20°时, L 值达到 1.0765, 大于迎角为 14°时的 0.8599。据此可

初步推断,未出现临界迎角的原因并非迎角角度不足。

为探究无临界迎角现象之成因,采用 20 度迎角直匀流模型进行数值模拟,并将所得结果与扩散流模型下 NACA6412 翼型在相同迎角下的模拟数据进行对比分析。如图 12、图 13 所示。

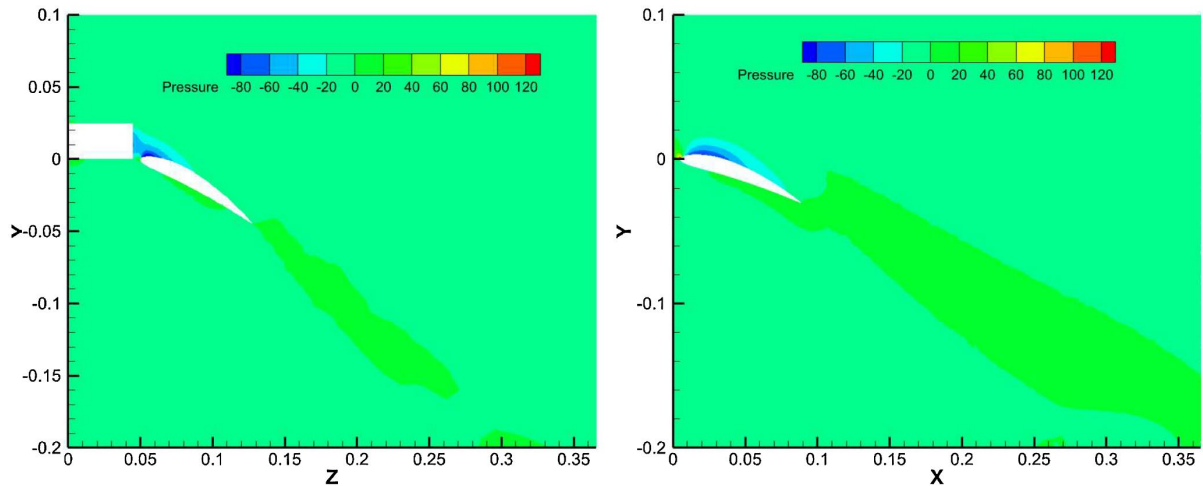


Figure 12. Pressure cloud diagram of different models (diffusion flow on the left, direct uniform flow on the right)

图 12. 不同模型的压力云图(左为扩散流, 右为直匀流)

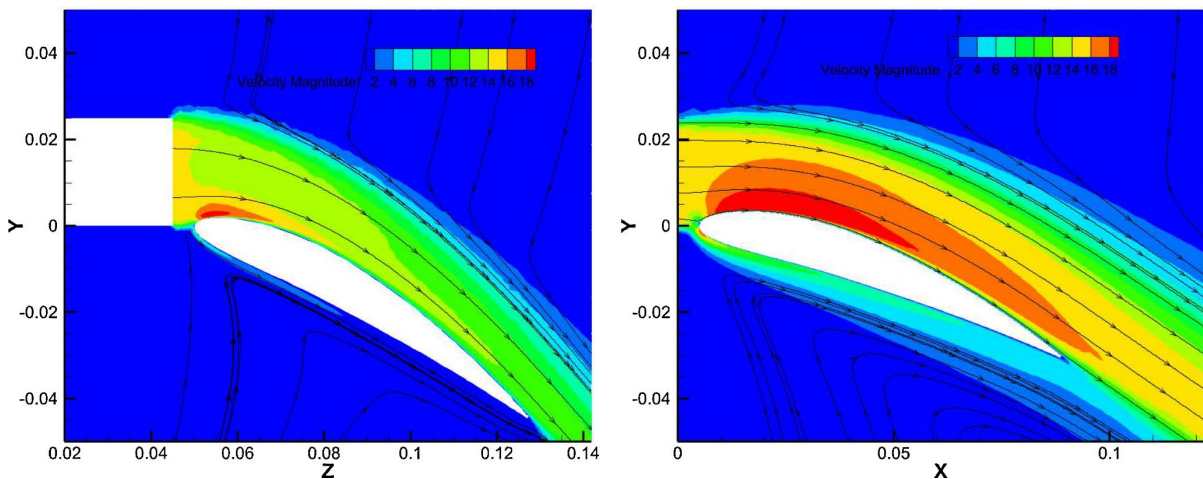


Figure 13. Velocity cloud diagram and streamline of different models (diffusion flow on the left, direct uniform flow on the right)

图 13. 不同模型的速度云图与流线(左为扩散流, 右为直匀流)

在 20°迎角条件下,研究显示两种模型均呈现出一定程度的气流分离现象。气流发生分离但未达到临界迎角,此现象背后的原因值得深入探究。

相较于均匀直线流,在扩散流条件下,翼型上表面低压区的范围及其最大低压值均低于均匀直线流情况。此现象的成因在于,气流流经翼面时会经历加速过程,且流场处于持续扩张状态。基于伯努利效应,扩散流的速度会沿径向方向呈现减速态势。加速与减速这两种效应相互作用,使得气流在翼面上的加速效果削弱,进而导致相应产生的升力降低。

选取攻角分别为 0°、6°、14°、20°的工况展开分析,提取 YZ 平面进行研究,获取单个圆盘截面的翼型压力系数图,如图 14 所示。由图可知,相较于 Profili 软件中的压力系数(CP)曲线图,上表面低压区的

规模及范围均小于翼型参考值。对于常规机翼，升力主要源自上表面。在本文模型中，由于下表面 CP 趋近于 0，下表面不仅产生的升力较小，且在前缘处会产生负升力，因此绝大部分升力均来自上表面。在 0° 至 14° 的区间内，随着迎角增大，上表面低压区峰值增大，下表面产生的负升力减小，二者变化趋势一致。但与翼型参考值不同的是，无论迎角大小，上表面后段的 CP 均较小，即产生的升力较小。这与前文推断相符，即气流因扩散而减速，使得后半段速度较小、压力较低，进而产生的升力较小。

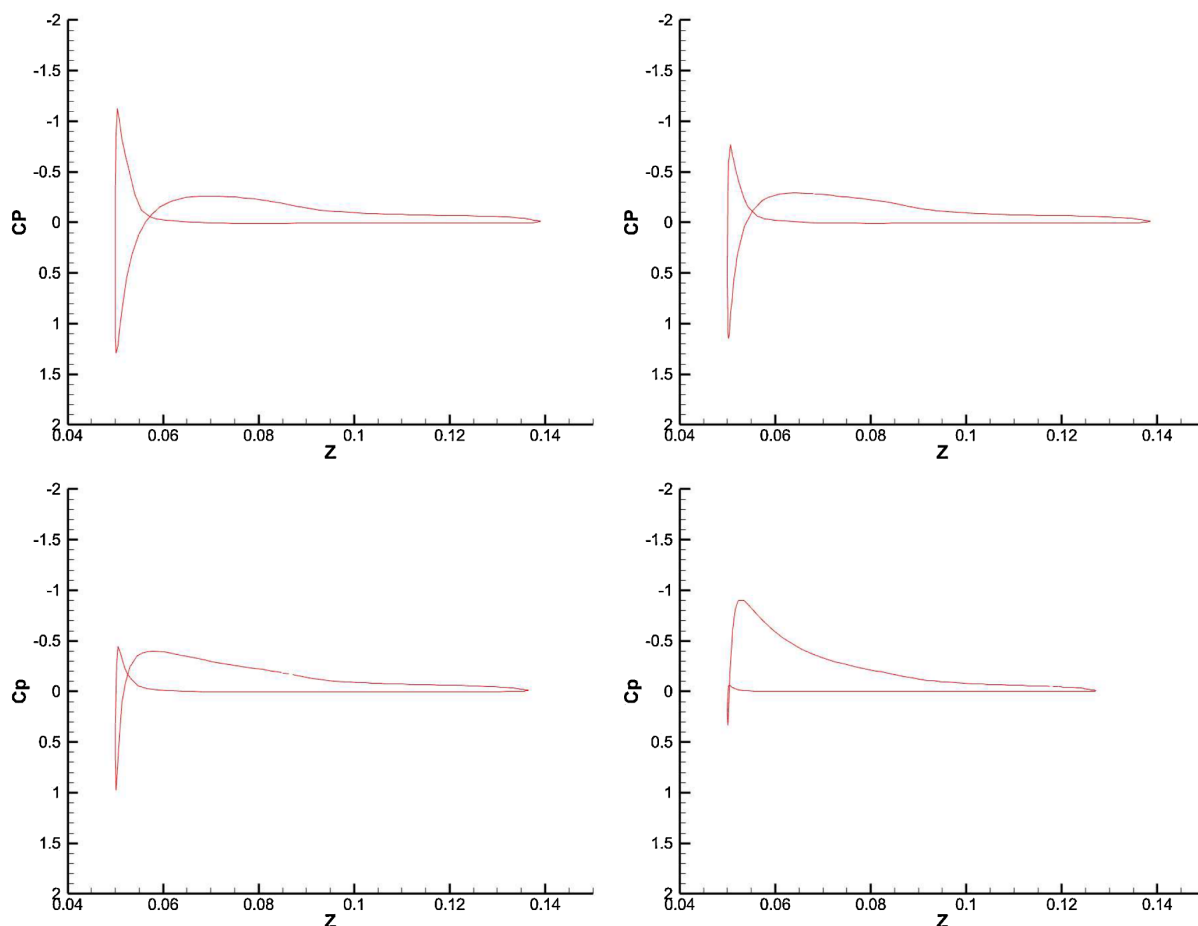


Figure 14. CP diagram with different angles of attack (0 degrees on the top left, 6 degrees on the top right, 14 degrees on the lower left, 20 degrees on the bottom right)

图 14. 不同迎角的 CP 图(左上为 0 度、右上为 6 度、左下为 14 度、右下为 20 度)

在 20° 工况与 14° 工况存在工况差异的情况下，通过与 14° 工况对比可知，当迎角增大时，上表面低压区峰值增大这一现象与既往情况相同。不同之处在于，前缘涡呈现减弱态势，进而致使前缘处的负升力减小。此外，上表面压力系数下降速率较快，即存在较大的逆压梯度。通过对速度云图和压力云图进行观察，发现出现了气流分离现象。

选取前文的工况进行涡识别，采用 Ω 准则进行分析，如图 15 所示。 Ω 准则认为 Ω 大于 0.52 的地方有涡产生。观察发现，在前缘处有涡生成，致使前缘处上表面产生正压，下表面产生低压，不利于升力的形成。

升力系数偏小的另一因素可能源于入口配置的不合理性，具体表现为入口未能完全覆盖整个翼型，仅覆盖了翼型上表面，亦可能由扩散流模型所致。为此，选择扩大入口以实现全覆盖，如图 16 所示。在

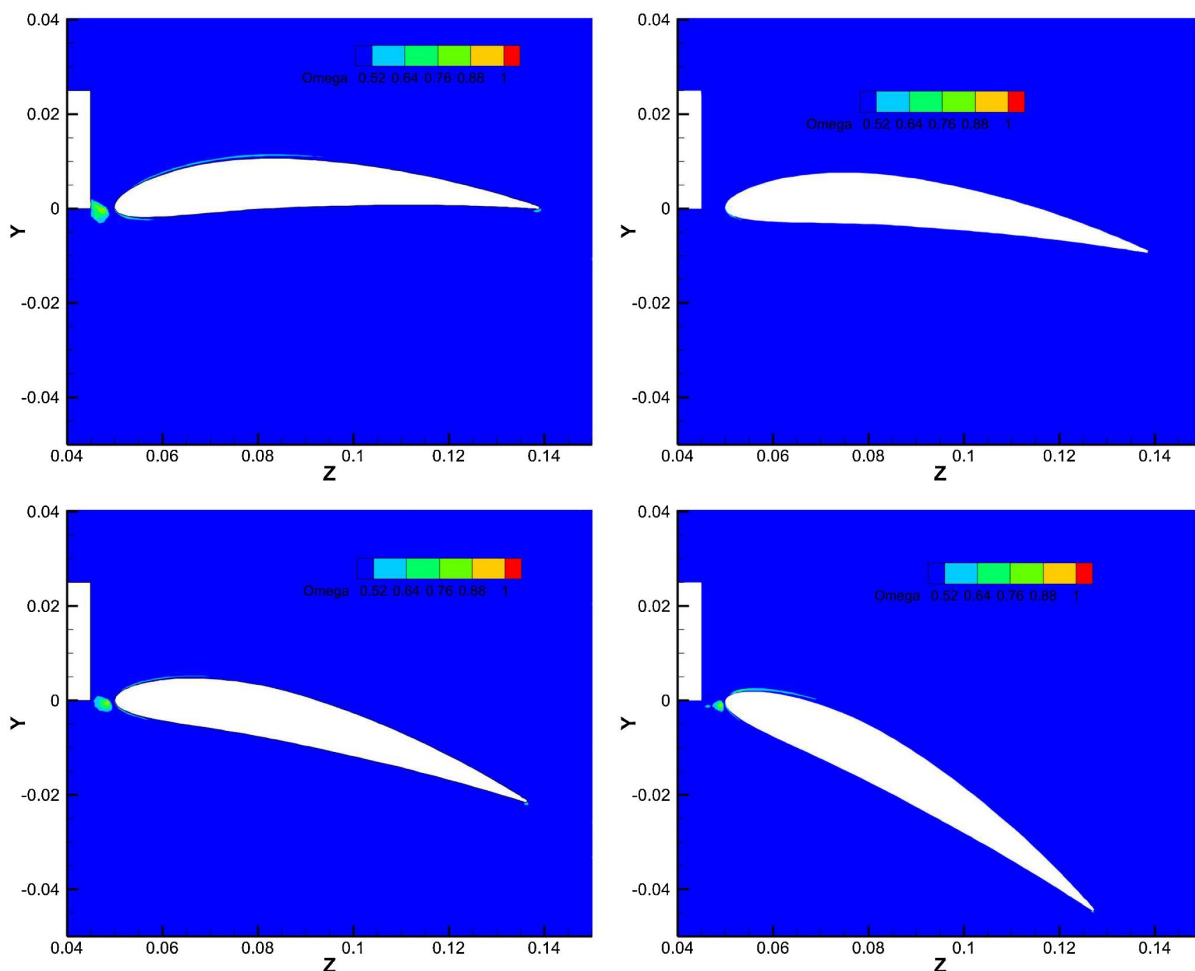


Figure 15. Ω criterion vortex identification diagram

图 15. Ω 准则涡识别图

全覆盖条件下，同一工况下产生的升力系数为 0.29，仍显著低于翼型参考值。而直匀流的升力系数接近参考值，甚至有所提高。因此，孔隙圆盘升力系数明显偏小的主要原因并非入口无法完全覆盖整个翼型，而是气流扩散所致。

而就本文而言，由于上表面后半部分产生的升力占比较小，在大于 14° 时，产生气流分离，分离后的翼段产生的升力减小，增大迎角所带来的吸力峰增大，增加的升力大于因分离效果而减小的升力，这可能是孔隙圆盘不存在临界迎角的原因。而孔隙圆盘的 CL 不如翼型参考值的原因，为流动扩散而带来的减速。

未继续加大迎角分析的原因，为继续加大迎角，上表面产生的升力可能会增大，但是对于整个圆盘扰流的减速效果会有所影响，因为迎角增大了，在同样情况下，圆盘的投影面积减小，整个的减速面会有所损失，而迎角增大所增大的升力，和迎角增大所减小面积造成的减速效果降低，需要找到一个平衡点，也是未来的工作方向。

综上所述，通过对孔隙圆盘减速效果的数值分析，我们得出了不同翼型、迎角下的升力系数变化规律。这些结果不仅为孔隙圆盘的设计提供了理论依据，也为相关领域的数值模拟研究提供了新的思路和方法。

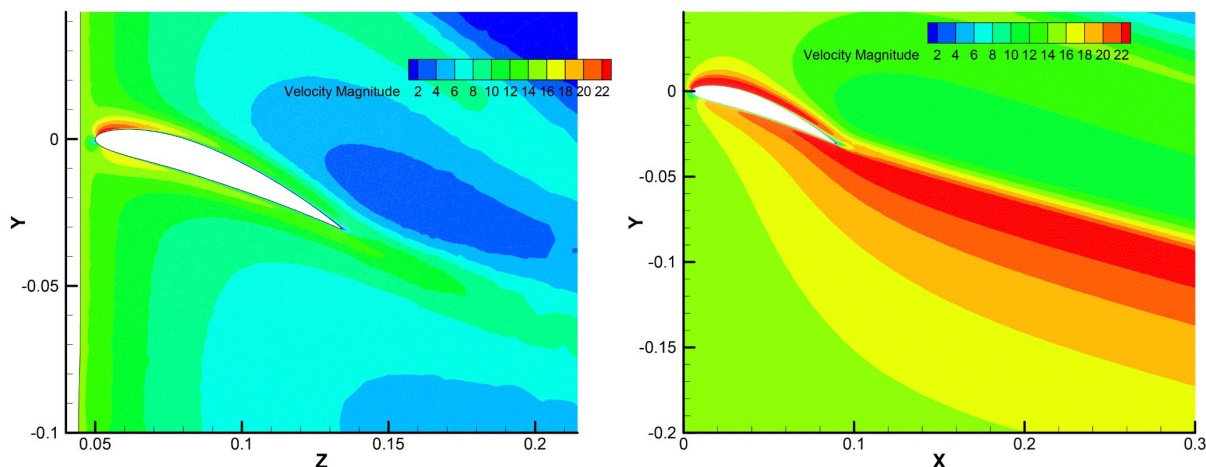


Figure 16. Velocity cloud diagram in the case of full penetration (diffusion flow on the left, direct uniform flow on the right)
图 16. 完全贯穿情况下的速度云图(左为扩散流, 右为直匀流)

4. 总结

本研究通过数值模拟方法对孔隙圆盘的减速效应进行了深入探讨, 并得出以下结论:

- 1) 在特定的参数范围内, 孔隙圆盘的升力特性与翼型的特性相似, 在相同条件下, 随着弯度的增加, 产生的升力也随之增大。在特定的迎角范围内, 迎角的增加会导致升力的提升, 进而改善减速效果。特别是对于 NACA6412 孔隙圆盘, 其升力在 0 至 14 度的范围内呈现出线性变化趋势。
- 2) 区别于三维机翼, 孔隙圆盘由于缺乏翼尖结构, 因此不存在翼尖涡效应, 其流动特性呈现出圆柱对称性。
- 3) 本研究对一种新型减速概念进行了初步的数值可行性探究, 结果表明其具有进一步研究的潜力。

参考文献

- [1] 余莉, 明晓. 降落伞技术的研究进展及展望[J]. 世界科技研究与发展, 2005, 27(5): 21-25.
- [2] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.
- [3] 周文雅, 马瑞鑫, 胡欣涵, 等. 圆形降落伞下降轨迹控制研究[J]. 兵器装备工程学报, 2021, 42(1): 26-30.
- [4] Sengupta, A., Witkowski, A., Rowan, J., *et al.* (2010) An Overview of the Mars Science Laboratory Parachute Decelerator System. 2007 *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, 3-10 March 2007, 1-8.
- [5] 徐乐乐, 张国军, 张文栋, 等. 圆形降落伞最快下降系统设计[J]. 兵器装备工程学报, 2024, 45(3): 42-49.
- [6] 林一平. 飞机减速伞练就短距着陆神功[J]. 交通与运输, 2015, 31(6): 44-47.
- [7] 朱炎, 郭可谦. 中国降落伞发展简述[J]. 机械技术史, 1998: 441-446.
- [8] 冯传奇. 发动机喷流对阻力伞开伞的影响研究[D]: [硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [9] Hiemenz, K. (1911) Die grenzschicht an einem in den gleichförmigen flüssigkeitsstrom einetachten geraden kreiszylinder. *Dingler's Polytechnisches Journal*, **326**, 321-326.
- [10] 钱万益. 圆盘及开孔圆盘近尾迹研究[D]: [硕士学位论文]. 合肥: 中国科学技术大学, 2016.
- [11] 张鹏, 李旭东, 白良浩, 等. 半刚性机械展开式气动减速技术述评[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(1): 1-9.