

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.03.011

基于松耦合方法的直升机旋翼气动弹性分析

马兴赞, 员海玮

(南京航空航天大学, 江苏 南京 210016)

摘要:采用松耦合方法构建了直升机旋翼的气动弹性分析模型。利用 Green 应变描述桨叶的非线性变形,同时融合准定常气动力理论与 Drees 线性入流模型,依据 Hamilton 原理来推导旋翼的动力学方程。为了准确模拟旋翼流场,基于动网格与嵌套网格技术来模拟桨叶在实际飞行中的运动与变形。以 SA349/2 直升机为例,对其配平、桨叶压力分布以及桨叶振动载荷进行计算分析,计算结果与实测数据吻合较好,验证了该方法的有效性。

关键词:直升机;旋翼;CFD/CSD 松耦合;气动弹性;振动载荷

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2026)03-0052-06

Aeroelasticity Analysis on Helicopter Rotors Based on Loose Coupling Method

MA Xingyun, YUN Haiwei

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract:This research constructed an aeroelasticity analysis model for the helicopter rotors by adopting a loose coupling method, described the nonlinear deformation of the blade by using Green's strain and had the rotor's dynamic equations derived with the integration of quasi-steady aerodynamic force theory with Drees's linear inflow model and on the basis of Hamilton's principle. To accurately simulate the rotor's flow field, this research simulated the motion and deformation of the blades during actual flight on the basis of dynamic network and nested network technology. Taking SA349/2 helicopter as a case, this paper calculated and analyzed trimmed flight, blade pressure distribution, and blade vibration loads and calculated result showed a high degree of agreement with the experimental data, validating the effectiveness of the method presented.

Keywords:helicopter; rotors; CFD/CSD loose coupling; aeroelasticity; vibration loads

0 引言

气动弹性力学关注于分析在飞行器上惯性力、弹性力与气动力的相互作用。直升机旋翼系统的设计与气动弹性力学紧密相关,并面临多重挑战。直升机旋翼的灵活细长桨叶在气动力作用下会发生弹性形变,这些形变与周围气流的相互作用使得分析旋翼的气动性能更加复杂。传统上,旋翼动力学与流场模拟被分开研究,前者依赖简化气动理论,后者假设桨叶形变为已知,导致不能精确模拟气动载荷与结构响应的相互作用。但随着计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)技术的进步,结合计算结构动力学(computational structural dynamics, CSD),进行 CFD/CSD 的耦合模拟为洞察飞行器气动弹性^[1-4]提供了新途径。

直升机气动弹性力学研究中的 CFD/CSD 耦合方法分为松耦合和紧耦合。松耦合方法^[5-9]中,CFD 和 CSD 的数据交换频率低,通常在旋翼

旋转周期结束后进行。紧耦合方法^[10-11]则在每个时间步进行数据交换,实现高频信息同步。

TUNG 等^[12]于 1986 年首次提出了基于松耦合方法的分析技术,并将 CAMRAD 软件及小扰动方程 CFD 技术相结合展开验证。该技术通过每个旋转周期后 CFD 与 CSD 数据的交换,利用 CFD 计算得到的气动力更新 CAMRAD 的载荷预设,通过迭代直至载荷收敛,此研究方法后被广泛采纳。DATTA 等^[13]结合 TURNS 与 UMARC,并引入自由尾迹模型提高了诱导速度预测的精确性。DIMANLIG 等^[14]则运用 OVERFLOW 与 RCAS 对 CH-47 双旋翼直升机进行松耦合研究,模拟结果揭示了旋翼尾迹和桨叶气动交互的复杂性。国内的 CFD/CSD 耦合分析起步相对较晚。陈全龙^[15]构建了非线性旋翼动力学方程,采用 Euler/N-S 方程和动网格进行 CFD 模拟,提高了旋翼分析的准确性。王司文等^[16]结合自由尾迹与 CFD/CSD 进行耦合计算,其精度优于传统模型。韩伟等^[17]以弱耦合方法为基础对旋翼的气弹响应进行了相

第一作者简介:马兴赞(1999—),男,山西晋中人,硕士研究生,研究方向为气动弹性力学,1790068304@qq.com。

关分析。余智豪等^[18]应用松耦合方法,结合几何精确梁理论和 CFD 模型,计算分析了旋翼振动载荷,其结果与实验值相吻合。

本文构建了旋翼的 CFD/CSD 松耦合分析框架,并以 SA349/2 直升机为研究对象进行了仿真计算。通过与实际飞行数据比较,验证了所提出耦合分析方法的有效性。

1 数值方法

1.1 CFD 方法

在旋翼流场仿真计算中,本文采用非定常 Euler 方程来模拟流体的运动。为了模拟桨叶在飞行中的弹性形变以及刚体运动,采用了动网格技术以及嵌套网格方法。在时间推进方面,本文选用了双时间步方法。双时间步方法允许在每个旋转周期内进行多个时间步的计算,具体到本文中,就是在每个旋转周期进行 720 个物理时间步的计算,而每个物理时间步又包含 20 个伪时间步的迭代。在计算流体的对流通量时采用了 Roe 格式。

采用嵌套网格技术划分的直升机旋翼流场示意图如图 1 所示。在这个系统中,包括一套用于宏观流场描述的背景网格以及 3 套桨叶贴体网格。桨叶表面采用了 C-H 型贴体网格,此套网格能够随着桨叶的挥舞、摆振和扭转运动而保持高质量的网格变形。为了确保流场计算的准确性,重叠区的背景网格经过局部细化处理,在桨叶近域加密网格,而在远场,因流场变化较小,网格相应稀疏。

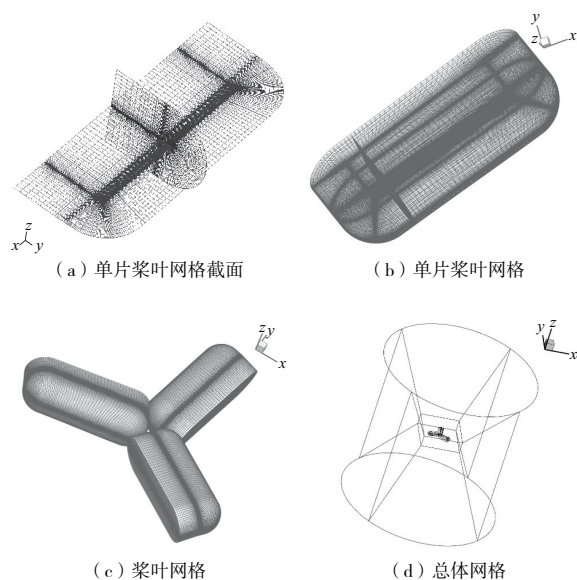


图 1 直升机旋翼流场示意图

1.2 CSD 方法

在研究旋翼结构动力学部分,采用 Green 应变来描述桨叶的非线性变形,进而推导出旋翼的应变能与动能方程。为了描述旋翼受到的气动力,本文结合了准定常气动力理论和 Drees 线性入流模型。将这些物理模型融入旋翼动力学分析中,依据 Hamilton 原理建立旋翼的动力学方程

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (1)$$

式中: δU 为应变能变分; δT 为动能变分; δW 为外力虚功。其中外力虚功可被归纳为集中载荷与分布载荷两类形式。详细的推导过程可参阅参考文献^[19]。

1.3 配平方法

直升机在前飞状态下需要进行旋翼配平计算。本文简化了配平计算,忽略了侧向力和偏航力矩,采用飞行配平的方法进行配平计算。采用的平衡方程为

$$\begin{cases} F_1 = T \sin \alpha_s - H \cos \alpha_s - D_F = 0 \\ F_2 = T \cos \alpha_s + H \sin \alpha_s - W_F = 0 \\ F_3 = M_x^H + M_x^F = 0 \\ F_4 = M_y^H + M_y^F + W_F h \sin \alpha_s - D_F h \cos \alpha_s = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: F_1 和 F_2 分别表示直升机沿 x 轴与 z 轴的力平衡方程; F_3 和 F_4 分别表示绕机体质心的俯仰和滚转自由度的力矩平衡方程; α_s 为旋翼轴的前倾角。

1.4 旋翼 CFD/CSD 耦合方法

本文构建了一种 CFD/CSD 的松耦合方法。在 CSD 的分析中,采用准定常气动力理论以获取低保真度的气动力估计值。再利用 CFD 计算得到的经过旋转 5 圈后稳定的气动力数据来校正先前的结果。此迭代过程的步骤如下:

1) 首先进行初步的结构动态分析,即零次迭代。在此阶段,旋翼的初始配平和动态响应是在忽略 CFD 计算影响的前提下获取的。此时采用的是预先定义的低置信度气动力 $A_{LL}^{(0)}$,使得可以得到一个初步的旋翼配平和响应结果 $R^{(0)}$,将气动载荷记为 $A^{(0)} = A_{LL}^{(0)}$ 。

2) 然后执行初始的 CFD 分析,此时仍处于零次迭代阶段。此计算基于步骤 1 获取的 $R^{(0)}$ 来进行仿真计算,以此得出 CFD 分析所计算的气动力 $A_{CFD}^{(0)}$ 。通过 CFD 得到的气动力来修正最初的估算值,得到气动载荷修正量 $\Delta A^{(0)} = A_{CFD}^{(0)} - A_{LL}^{(0)}$ 。

3) 在第 k 次迭代过程中 ($k=1, 2, \dots, N$), 结合之前迭代步骤中计算得到的气动力和修正量, 提炼出新的气动载荷 $\mathbf{A}^{(k)} = \mathbf{A}_{LL}^{(k)} + \Delta \mathbf{A}^{(k-1)}$ 。以新的气动载荷为基础, 求解旋翼的配平和动力学响应方程, 以获取新的配平和响应分析结果 $\mathbf{R}^{(k)}$ 。

4) 进行第 k 次迭代的 CFD 计算, 此次计算是根据上一步获得的配平与响应 $\mathbf{R}^{(k)}$ 来完成的。通过这一轮的 CFD 模拟, 我们可以获取更新的气动载荷 $\mathbf{A}_{CFD}^{(k)}$ 。随后, 这些新的数据被用于修正气动力 $\Delta \mathbf{A}^{(0)} = \mathbf{A}_{CFD}^{(0)} - \mathbf{A}_{LL}^{(0)}$ 。

5) 通过不断循环执行第 3 步和第 4 步, 直到旋翼的结构响应或配平计算结果满足先前设定的收敛准则。具体分析流程如图 2 所示。

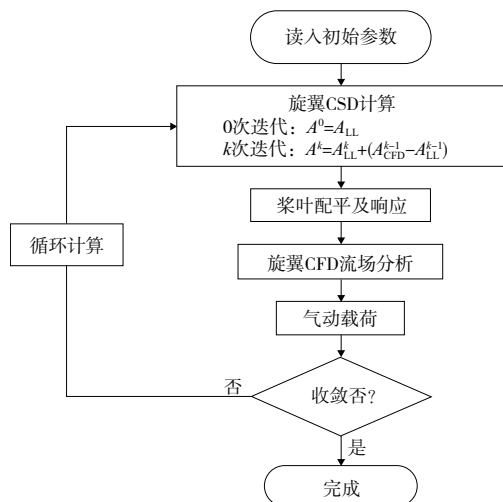


图2 松耦合流程图

2 算例验证

本文选取 SA349/2 直升机作为分析样本。在前进比 μ 为 0.26 的特定飞行条件下, 应用了前述的耦合分析技术进行模拟计算。在此飞行条件下, 该直升机的速度为 198 km/h。旋翼的飞行参数如表 1 所示, 完整的直升机规格和参数细节, 则详见参考文献[20]。

表1 $\mu=0.260$ 的飞行状态参数

飞行状态参数	数值
前进比	0.260
飞行高度/m	320
大气温度/K	282
旋翼总距/(°)	8.420
横向周期变距/(°)	1.21
纵向周期变距/(°)	-2.020
旋翼拉力系数	0.067

如图 3 所示, 展示了在不同耦合迭代次数下旋翼总距、横向周期变距和纵向周期变距这 3 个配平参数的演变轨迹。观察图示可知, 旋翼的操纵参数最终稳定在以下数值: 总距为 8.86° , 横向周期变距为 2.30° , 纵向周期变距为 -4.76° 。在耦合迭代过程中, 桨叶桨尖在挥舞、摆振和扭转这 3 个维度上的无量纲变形与方位角的关系如图 4—图 6 所示。数据显示, 迭代至第 3 步时, 桨尖结构响应开始显现稳态的趋势。

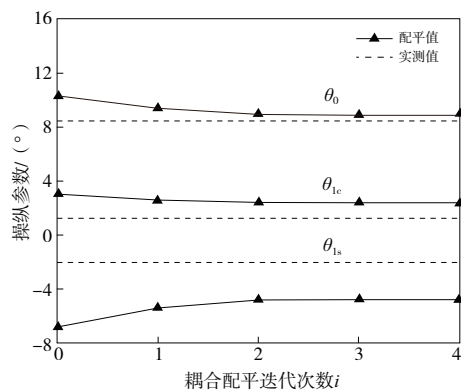


图3 旋翼操纵参数耦合迭代历程

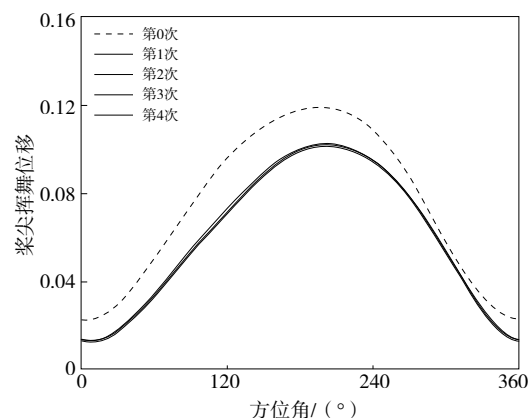


图4 桨尖挥舞响应迭代历程

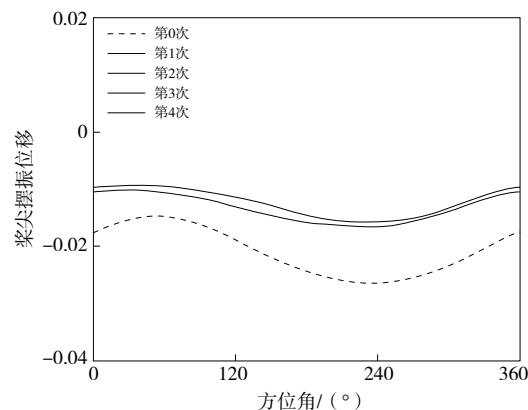


图5 桨尖摆振响应迭代历程

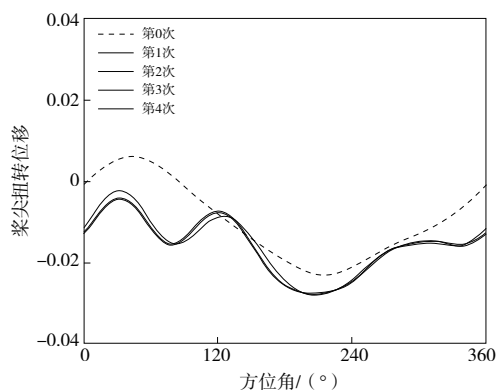


图6 桨尖扭转响应迭代历程

旋翼桨叶完成一周旋转时的表面压力云图如图7所示。分析此图可清晰辨识前行侧与后行侧桨叶的压力分布的不对称性。进一步地,在4个特定方位角处的压力系数分布对比如图8所示,可以发现本文计算所得数据准确地捕获了前进侧桨叶上的激波现象,并与试验数据有着较高的吻合度。

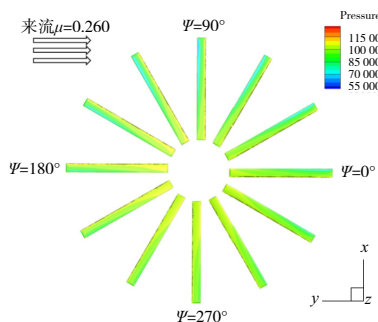
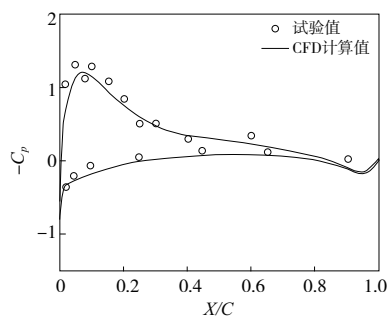
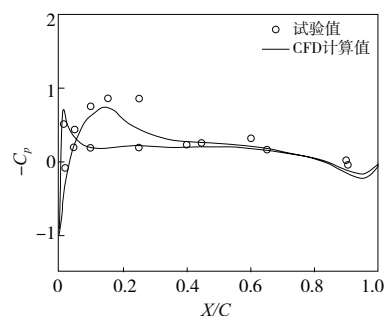
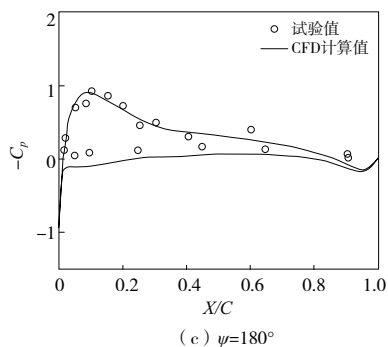
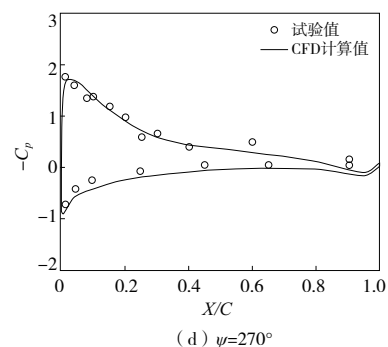
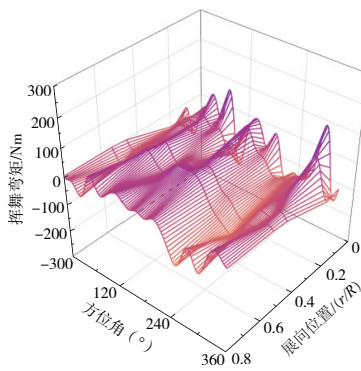


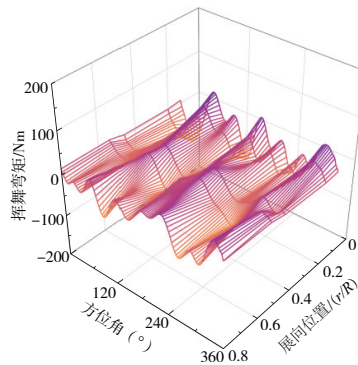
图7 桨叶表面压力云图

(a) $\psi=0^\circ$ (b) $\psi=90^\circ$ (c) $\psi=180^\circ$ (d) $\psi=270^\circ$ 图8 $r/R=96\%$ 处压力系数与试验值对比

桨叶挥舞弯矩的分布如图9所示。通过对曲线的观察,可以看到挥舞弯矩呈现出明显的多峰现象,这一现象与桨涡干扰有着紧密的关联。



(a) 飞行实测值



(b) 耦合计算值

图9 桨叶挥舞弯矩分布图

在两个展向位置上桨叶挥舞弯矩的计算值与实测值的对比情况如图 10 所示。从图 10 中可以看出,使用本文方法得到的耦合计算挥舞弯矩值与实测数据之间存在一些差异,但仍然在可接受的误差范围内。这种差异可能是由于在耦合计算过程中没有将直升机主体及尾桨的影响考虑在内。

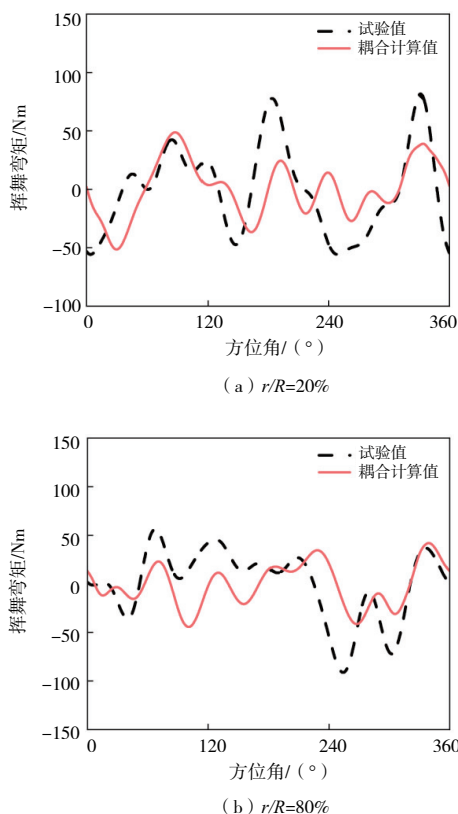


图 10 桨叶展向位置的挥舞弯矩

3 结语

本文首先介绍了松耦合分析方法,并以 SA349/2 直升机为研究对象进行仿真计算,得到的结论如下:

- 1) 采用本文的耦合方法经过 4 次耦合迭代,旋翼操纵参数的配平值与桨尖的结构响应均显示出较为一致的收敛趋势;
- 2) 采用本文的耦合方法计算得到的气动力与试验值吻合度较好,能很好地捕捉到桨尖出现的激波现象;
- 3) 采用本文的耦合方法得到的挥舞载荷计算结果与试验值具有较好的一致性。验证了所建立的耦合方法在计算载荷方面的准确性。

参考文献:

- [1] 罗文莉,陆琪. 基于 CFD/CSD 耦合的全动平尾气动弹性特性研究[J]. 机械制造与自动化, 2020, 49(5): 5.
- [2] 刘征,蒋盼盼,王国良,等. 基于 CFD/CSD 的大柔性机翼静气动弹性研究[J/OL]. 航空工程进展, 1-7 [2025-12-09]. <https://link.cnki.net/urlid/61.1479.V.20250512.2005.002>.
- [3] 郭洪涛,陈德华,张昌荣,等. 基于 CFD/CSD 方法的跨声速静气动弹性数值模拟应用研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(1): 12-16.
- [4] 张凯,招启军,马砾,等. 基于 CFD/CSD 耦合方法的旋翼降转速气动特性[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 45-59.
- [5] 郭涵涛. 先进几何外形旋翼振动载荷计算研究[D]. 南京航空航天大学, 2020.
- [6] 王华龙,张夏阳,赵国庆,等. 基于 CFD/CSD 耦合的 TEF 旋翼气弹特性高精度模拟[J]. 航空学报, 2024, 45(18): 152-167.
- [7] 余鹏. 基于 CFD/CSD 耦合的倾转旋翼典型飞行状态气弹特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2023.
- [8] 陆思佳. 基于 CFD/CSD 耦合的共轴刚性旋翼气弹综合分析及干扰特性研究[D]. 南京航空航天大学, 2022.
- [9] 孟晓伟,陆思佳,张云睿,等. 共轴刚性旋翼高速直升机桨叶气弹耦合响应分析[J/OL]. 北京航空航天大学学报, 1-17 [2025-12-09]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2025.0108>.
- [10] 黄道博,李建东,刘勇. 基于 CFD/CSD 紧耦合的旋翼翼型气弹分析[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8): 1820-1829.
- [11] 李建东. 基于 CFD/CSD 耦合的旋翼振动载荷预估方法研究[D]. 南京航空航天大学, 2015.
- [12] TUNG C, CARADONNA F X, JOHNSON W R. The prediction of transonic flows on an advancing rotor[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1986, 31(3): 4-9.
- [13] DATTA A, SITARAMAN J, CHOPRA I, et al. CFD/CSD prediction of rotor vibratory loads in high-speed flight[J]. Journal of aircraft, 2006, 43(6): 1698-1709.
- [14] DIMANLIG A C, SABERI H A, MEADOWCROFT E T, et al. CFD/CSD coupling and trim of the CH-47 helicopter[C]. 9th Symposium on Overset Composite Grid and Solution Technology, State College, PA. 2008.
- [15] 陈全龙. 基于 CFD/CSD 耦合的直升机动力学问题研究[D]. 江苏: 南京航空航天大学, 2013.
- [16] 王司文,韩景龙,员海玮. ABC 共轴直升机旋翼/机身耦合振动响应分析[J]. 振动工程学报, 2023, 36(5): 1318-1325.

- 收稿日期:2024-01-18

收稿日期:2024-01-25