

北京航空航天大学学报
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics
ISSN 1001-5965,CN 11-2625/V

《北京航空航天大学学报》网络首发论文

题目：航空发动机长行程多通路轴向收油结构流动特性试验
作者：王凯，吴义光，齐春辉，先成德，苏媛媛，刘厚林
DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0405
收稿日期：2026-06-17
网络首发日期：2026-09-16
引用格式：王凯，吴义光，齐春辉，先成德，苏媛媛，刘厚林．航空发动机长行程多通路轴向收油结构流动特性试验[J/OL]．北京航空航天大学学报.
https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0405



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

航空发动机长行程多通路轴向收油结构流动特性试验

王凯[1]，吴义光[1]，齐春辉[2,3,✉]，先成德[1]，苏媛媛[2,3]，刘厚林[1]

（1. 江苏大学 流体机械工程技术研究中心，镇江 212013；2. 中国航发沈阳发动机研究所，沈阳 110015；
3. 中国航空发动机集团航空发动机动力传输重点实验室，沈阳 110015)
*通信作者 E-mail：wangkai@ujs.edu.cn

摘要 为探究航空发动机环下润滑系统中长行程多通路轴向收油结构的收油效率演变规律与多通路滑油分配机制，弥补当前宏观层面研究与复杂工况试验数据的不足，基于真实轴向收油结构搭建可视化长行程多通路轴向收油结构试验台，开展了在不同转速和供油流量工况下长行程多通路轴向收油结构流动特性的可视化试验，实现收油效率与四通路滑油分配比例的同步测量，并通过重复性试验验证系统稳定性（误差±5%内），确保试验的可行性。结果表明：收油效率随转速升高呈下降趋势，低流量工况（5 L/min、6.5 L/min）在转速大于 7000 r/min 后下降更显著，6000~9500 r/min 区间 5 L/min 工况效率降幅最大（4.846%）；收油效率与供油流量正相关，9500 r/min 工况下 5~11.5L/min 流量区间效率提升最高（1.78%）。

关键词 长行程多通路轴向收油；航空发动机；可视化试验；收油效率；滑油占比
中图分类号 V233.4 文献标志码 A DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2026.0405

Experiment on flow characteristics of long-stroke multi-path axial oil collection structure for aero-engines

WANG Kai[1], WU Yiguang[1], QI Chunhui[2,3,✉], XIAN Chengde[1], SU Yuanyuan[2,3], LIU Houlin[1]

(1. Research Center of Fluid Machinery Engineering and Technology, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China;
2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;
3. Key Laboratory of Power Transmission Technology on Aero-Engine, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)
*E-mail: wangkai@ujs.edu.cn

Abstract To explore the evolution law of oil recovery efficiency and the multi-channel lubricating oil distribution mechanism of long-stroke multi-channel axial oil recovery structures in the annular lubrication system of aero engines, and to compensate for the current lack of research at the macro level and complex operating condition test data, a visual long-stroke multi-channel axial oil recovery structure test bench was built based on a real axial oil recovery structure. Visual experiments on the flow characteristics of the long-stroke multi-channel axial oil recovery structure under different rotational speeds and oil supply flow conditions were carried out, achieving synchronous measurement of oil recovery efficiency and four-channel oil distribution ratios. System stability was verified through repeatability tests (error within ±5%) to ensure the feasibility of the experiments. The results show that: the oil recovery efficiency decreases with increasing rotational speed; under low-flow conditions (5 L/min, 6.5 L/min), the decline is more significant when the speed exceeds 7000 r/min, with the largest efficiency drop (4.846%) occurring for the 5 L/min condition in the 6000~9500 r/min range. Oil recovery efficiency is positively

收稿日期：2026-06-17
基金项目：国家科技重大专项（J2022-IV-0004-0021）
作者简介：王凯，男，博士，研究员，主要研究方向：流体机械设计理论与方法。
Fund：Foundation item: National Science and Technology Major Project of the Ministry of Science and Technology of China（J2022-IV-0004-0021）
网络首发时间：2026-09-16 09:13:04 网络首发地址：https://link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20260915.1908.002

correlated with oil supply flow, and the highest efficiency improvement (1.78%) occurs in the 5~11.5 L/min flow range under 9500 r/min conditions.
Key words long-stroke multi-path axial oil collection; aero-engine; visualization experiment; oil recovery efficiency; lubricating oil proportion

航空发动机主轴轴承作为转子系统最核心的支承部件，其润滑和冷却对飞行安全具有决定性影响，尤其在高 DN 值（轴承内径（毫米）与转速（转/分钟））的条件下，为了确保主轴轴承的高效润滑和冷却，通常采用先进的环下润滑技术。根据环下供油润滑收油方式的不同，可分径向收油和轴向收油 2 种结构形式。对于航空发动机，环下润滑必须保证主轴轴承在高温环境、高负荷可靠地工作，同时又必须做到结构紧凑以放置到狭小的轴承腔中，这些都对主轴轴承环下润滑结构的设计提出了极高的要求。因此，具有高转速、高收油效率、结构紧凑、具有特定比例的滑油分配能力等特征的长行程多通路轴向收油结构，在航空发动机中占有举足轻重的地位，对提升我国航空发动机技术水平有着重要的意义。

轴向收油结构是实现环下润滑轴向收油方式的关键，对采用轴向收油的环下润滑结构的供油效率起着至关重要的作用。长期以来，国内外众多学者通过试验测试与数值计算方法，持续深入研究航空发动机环下润滑技术，取得了诸多重要成果。在试验研究方面，研究者们采用可视化拍摄、相多普勒粒子分析等技术对收油结构内滑油流动特性进行了研究。Holm 等[1]研究了转速 8000~24000r/min、供油流量（61~161）×10^{-3}kg/s 范围内的轴向环下润滑结构供油效率，试验结果表明，大部分状态点的供油效率为 76%±3%，在最小转速 8000r/min、最大供油流量 161×10^{-3}kg/s 状态下的供油效率最低（约 58%）；低转速、大供油流量条件下，受收油结构和输油结构的限制，环下润滑结构的供油能力达到了极限，润滑油从轴向挡油坝处溢出，因此降低了供油效率。Krug 等[2]试验研究了航空发动机典型轴承室中喷嘴射流与旋转轴的相互作用，试验研究了工作条件、喷嘴孔径和冲击角对轴向收油结构收油效率的影响；采用高速摄像的方式，获取了喷嘴射流与旋转轴相互作用的流场现象图片，分析结果表明，由于空气横流中的喷嘴射流破裂和空气横流对轴的影响，产生了大量液滴，较小的射流与轴的撞击角有利于减少空气横流对轴的影响产生的液滴；试验结果显示，喷嘴供油流量、轴的转速（最高转速约 11000 r/min）、喷嘴孔径、射流与轴的撞击角等对收油效率有很大影响。Jiang 等[3-5]结合试验和数值仿真研究了喷射距离、转速、供油压力及喷射角度等参数对轴心射流结构收油特性的影响规律，明确了转速和喷射角度是影响收油效率的主要因素，并以收油效率和供油量相对误差为目标函数对收油性能进行了多目标优化，结果表明收油性能与设计参数之间存在显著的非线性关系，在此基础上还对最佳喷射角度进行了研究，并根据试验数据拟合了最佳喷射角度和动量通量比之间的关系式。Lee 等[6]对 Trent 系列航空发动机使用的轴向收油以及多路输油结构进行了试验研究，设计了一套具有流动可视化拍摄以及多路供油效率测量的试验系统，给出了喷嘴射流在静止空气场与存在空气横流时的对比图片；高速摄像结果表明，存在空气横流时射流的破碎更加突出，并影响射流与旋转轴的冲击行为；试验结果显示，多路润滑油的流量分配与总供油流量、转速等密切相关。Ardashki 等[7]通过试验研究了不同喷油方向对应的收油效率随转速的变化规律，揭示了滑油射流相对收油叶片的运动轨迹对收油效率的影响。Farral 等[8-11]通过试验研究指出在航空发动机油气分离器中，根据碰撞能量和壁面温度条件滑油颗粒与油层的相互作用可产生黏附、反弹、散布和飞溅 4 种结果。万然等[12]建立了航空发动机轴承腔的拓扑结构，分析了旋转圆盘腔壁面油膜的形成和运动特性，同时建立了考虑油滴重力及空气阻力的油滴运动、油滴沉积及油膜运动模型，研究了圆盘腔结构以及工况对油膜运动特性的影响。刘艳军等[13]使用试验方法测定了垂直旋转流场中颗粒的运动特性，指出了颗粒在旋转流场中各个阶段的动力参数变化规律。冯建美等[14]分别使用随机轨道模型和离散相的数值计算方法模拟了油气分离器内颗粒的运动轨迹，与试验结果进行印证，揭示了油气分离器内颗粒的分离机理，并分析其影响因素。刘廷武等[15]对某型机 NO_3 主轴轴承环下供油结构进行了轴承环下供油试验研究。研究得出在试验的转速工况下，环下供油的收油效率介于 70%-95%之间，并且收油效率随转速的增加而增大。依据试验结果将喷嘴直径有 1.2 mm 扩大至 1.4 mm 以满足流量要求，为某型机采用相同结构参数的环

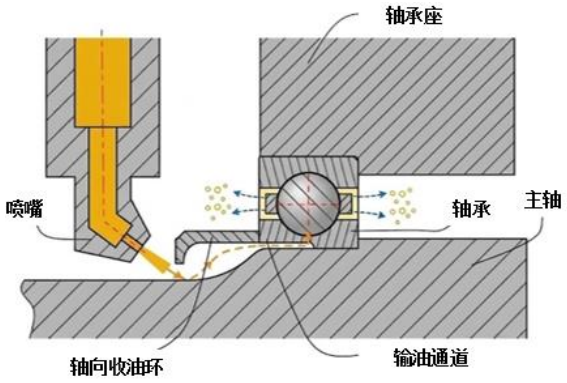
下供油方式提供了重要依据。Glahn 等[16]进行了采用 PDPA（相多普勒粒子分析仪）技术进行试验测定并结合数值计算方法，对航空发动机轴承腔内滑油颗粒的运动情况进行了研究分析。覃经文[17]在轴向环下润滑结构收油效率影响因素试验中，针对轴向收油结构，以某涡轴发动机为例，研究了典型高转速收油，长距离、复杂输油结构等典型的轴向环下润滑结构，在不同转速、供油压力、供油温度、喷嘴轴向位置、挡油坝高度等状态下的收油效率；试验研究发现轴向收油结构的收油效率普遍大于90%，长距离、复杂输油结构的收油效率为 80%~90%。汪晓辉等[18]在探究大供气流量下航空发动机轴承腔油气两相介质流动规律及回油特性实验中，分析供气流量参数对腔内油气两相分布的影响。顾建彬[19]进行了采用数值模拟和试验验证相结合的方法，对航空发动机轴承腔滑油流动和回收的影响因素进行了深入的研究,旨在提高轴承腔的回油性能。

综上所述，虽然环下润滑轴向收油技术应用广泛，但当前相关研究多集中于宏观尺度，尚缺乏针对长行程多通路轴向收油结构的系统性试验研究，尤其在复杂工况条件下其内部流动行为与收油特性的认识仍显不足；工程实践中，轴承环下润滑结构的设计亦多依赖模糊经验与粗略估算，缺乏试验数据支撑。因此，本文基于真实轴向收油结构搭建长行程多通路轴向收油结构试验台，采用试验研究与可视化观测相结合的方法，系统开展不同转速与供油流量工况下的流动特性可视化试验。在获取大量实验数据的基础上，深入分析转速与供油流量对收油效率的影响规律，明确各通路滑油分配比例随工况参数变化的演变机制，并结合可视化图像揭示其内在流动机理，以期为提升航空发动机环下润滑轴向收油技术提供试验依据与设计参考。

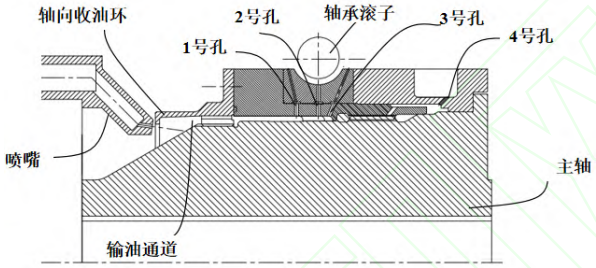
1　试验装置

1.1 试验模型

本文基于航空发动机主轴轴承轴向收油结构，搭建了长行程多通路轴向收油结构试验台。为了准确研究航空发动机环下润滑滑油的真实流动状态，以此探究影响收油效率和分油比例的关键结构因素，试验台的设计充分考虑了与真实航空发动机环下润滑结构的几何相似性，如图 1（a）所示为航空发动机环下润滑结构示意图，图 1（b）所示为设计的长行程多通路轴向收油结构。航空发动机环下润滑结构的工作原理是润滑油首先由喷嘴喷出，被随主轴一同旋转的集油装置收集，随后在离心力的作用下，润滑油依次流经供油槽和轴承内圈上开设的径向小孔，最终被甩入轴承内部，对滚动体、滚道及保持架等关键部位进行润滑和冷却，而本文设计的长行程多通路轴向收油结构与航空发动机环下润滑结构不同的点在于润滑油经喷嘴喷出在离心力的作用后，需要依次流经 4 个径向小孔，润滑油润滑的位置分别为轴承左端保持架（1 号孔）、轴承滚动体（2 号孔）、轴承右端保持架（3 号孔）以及轴后端密封件（4 号孔），润滑油经历的行程也要远远长于其他类型的轴向环下收油结构。试验器的核心旋转部件结构与真实的轴向环下收油结构一致，集油装置采用透明有机玻璃制造，便于通过高速摄影系统直接观察滑油的喷射、飞溅、铺展及收集全过程，为流动特性分析提供直观依据。旋转部件选用不锈钢和钛合金材料，以满足高转速下的刚度和强度要求。试验系统的最高转速可达 9500 r/min，最大供油流量为 11.5 L/min。该试验台可以模拟不同转速、供油流量及喷嘴结构条件下的收油过程，实现收油效率及各孔滑油分配比例的同步测量。



（a）航空发动机环下润滑结构示意图



（b）长行程多通路轴向收油结构

图 1 轴向收油结构示意图
Fig 1 Schematic diagram of axial oil collection structure

本试验装置的旋转结构材料为钛合金和不锈钢。采用流量计、压力传感器和高速摄影技术同步采集各物理量。试验系统主要由供油系统、回油系统、测量系统和试验器组成，各个系统的运行状态由系统的核心器件以及调节阀联合控制，以满足不同转子转速、供油流量组合工况试验系的原理图，如图 2 所示。

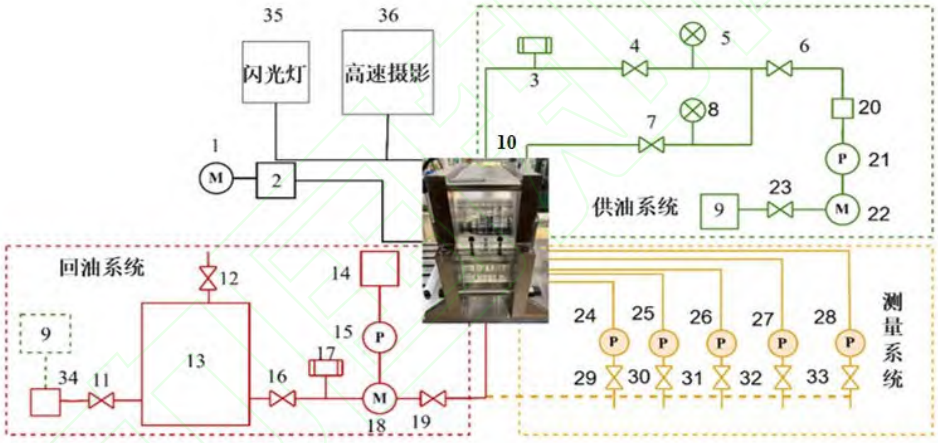
搭建滑油泵回油能力特性试验器时，轴承腔壳体采用有机玻璃材质制成，配合高速摄影系统进行拍摄；0-4 号单独的腔体均设置排气阀，避免抽油泵进行工作时影响腔体压力；测量系统的五路滑油在试验开始且未达到稳定状态时，不进行测量整体通过回油系统回到滑油罐，待试验系统稳定后，分别测量五路滑油，并进行完成回油。试验系统的实物图如图 3（a）所示，0-4 号孔位置如图 3（b）所示。

试验系统包括了供油系统、测量系统、回油系统、动力系统和高速摄影采集系统。供油系统由滑油罐、过滤网、截止阀、供油泵、流量调节阀、涡轮流量计、压力传感器及供油管路等构成。系统采用供油泵供油，分设轴承润滑与试验件润滑两支路。滑油罐入口设 250 目滤网，以过滤杂质、防止流道堵塞及干扰流量计显示。测量系统由抽油泵、不锈钢分油箱、量筒、秒表及称重装置构成。回油系统由回油泵、油气分离箱、试验器回油管路及轴承回油管路等构成。调试阶段，试验器回油经喷嘴、腔体、不锈钢分储油箱，由回油泵抽至油气分离箱除气后回滑油罐；轴承回油亦输至分储油箱，与腔体回油一同处理。试验阶段，回油泵抽吸轴承回油可避免空转。动力系统为试验器供能，由支撑架、伺服电机、联轴器、试验转接段及驱动轴等组成。平台采用功率流开放式传动，以交流电机为动力，经变频调速器实现试验件转速连续可调。高速摄影采集系统采用美国 IDT 公司生产的 Motion Pro Y4 型高速 CMOS 数字摄像机，拍摄试验器 0-4 号独立腔体内的滑油分布，如图 2 所示，拍摄速度设置为 3000 帧/秒，并通过 Motion Studio 软件记录复现。高速摄影采集系统如图 4 所示。



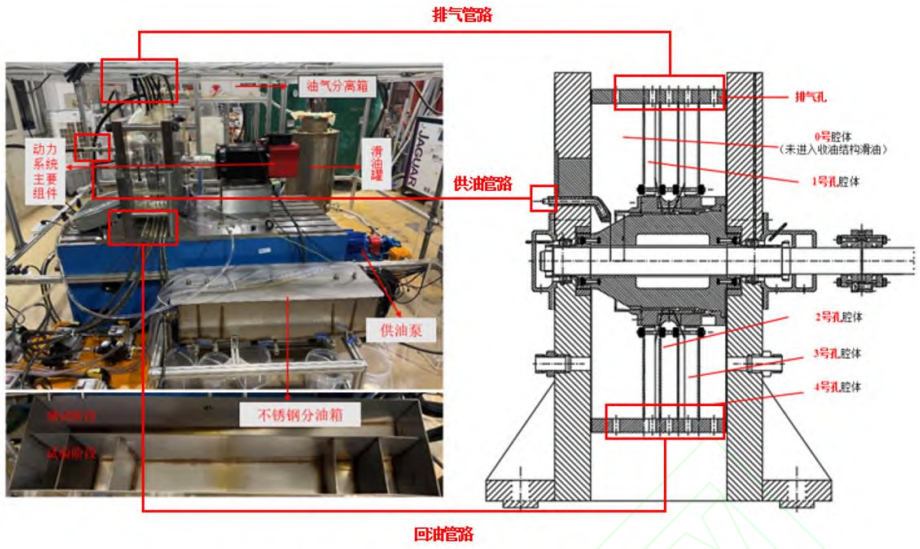
图 4 高速摄影采集系统
Fig 4 High-speed camera acquisition system

试验系统依靠变频伺服动力系统实现转子转速的连续调节，搭配齿轮供油泵与涡轮流量计精准控制供油流量，复现航空发动机实际离心流场与供油工况。因透明分油壳体容积有限、旋转部件转速高致滑油难自然流下，且需适配大流量工况，0-4 号独立腔体内滑油需经抽油泵抽取，不锈钢分油箱控制 5 路滑油流向；系统稳定后分流入独。立隔间并计时 1 分钟。试验结束平移箱盖切换至回油支路，待滑油入量筒后依次称重，再利用收油效率公式与单孔流量占比公式即可定量计算结构收油能力与多通路滑油分配的比例，整套测试系统经重复性试验验证误差控制在 ±5%以内。



1-空气压缩机，2-稳压罐，3-压力传感器，4-阀门 1，5 液体流量计 1，6 阀门 2，7-阀门 3，8-液体流量计 2，9-供油泵变频柜，10-轴承腔，11-阀门 4，12-阀门 5，13-油气分离箱，14-滑油泵变频器，15-回油泵，16-阀门 6，17-压力传感器，18-回油泵电机，19-阀门 7，20-过滤器 1，21-供油泵，22-供油泵电机，23-阀门 8，24-抽油泵 1，25-抽油泵 2，26-抽油泵 3，27-抽油泵 4，28-抽油泵 5，29-阀门 9，30-阀门 10，31-阀门 11，32-阀门 12，33 阀门-13，34-过滤器 2，35 闪光灯，36 高速摄影

图 2 长行程多通路轴向收油结构试验系统原理图
Fig 2 Schematic diagram of experiment system



（a）实物图　　（b）0-4 号孔位置示意

图 3 长行程多通路轴向收油结构试验台
Fig 3 Physical picture of experiment bench

1.2 试验方案

在常温下进行长行程多通路轴向收油结构试验研究，试验参数主要有：试验器旋转部件转速（n）和供油流量（Q_{oil}）。考虑到实际航空发动机在转子转速 9500 r/min 时供油流量范围在 6.5~10 L/min。结合实际发动机供油需求，本试验转速和供油流量范围如下：

（1）转子转速范围为：n=6000~9500 r/min。

（2）根据航空发动机的额定工作转速所需滑油流量以及设计结构，并且考虑试验系统供油条件，确定轴承腔试验器喷嘴管路供油流量范围为：Q_{oil}=5~11.5 L/min。

长行程多通路轴向收油结构试验前需要进行安全性和气密性检查，检查供油泵和回油泵、试验器电机、试验器、滑油罐和供/回油管路等设备线路的连接安全，连通电源，并测试系统是否漏油，保证试验台工作状态良好后对试验器进行供电供油；通过调节供油泵变频柜频率与试验流量频率相近，控制试验工况供油流量；观察涡轮流量计示数，不断调节变频柜供油频率直至特定的流量示数；保持变频柜示数不变，将所需工况流量下的滑油输送至喷嘴，同时轴承润滑支路输送适当滑油用于轴承润滑。观察透明壳体五个单独腔体滑油堆积情况，根据滑油堆积情况依次打开五个抽油泵，同时打开回油泵电机，调节回油泵至适当转速进行回油。观察系统运行平稳后，即通过透明壳体观察到五个单独腔体内油膜的高度不在变化时，将不锈钢分储油箱盖平移至试验状态，同时进行 1 min 计时，分别测量出五个腔体内的滑油质量。完成一组测量后，先关停试验器电机，再关闭供油泵，随后关闭回油泵，然后重复以上操作进行同组试验工况重复测试每个工况进行至少三次试验以减少误差，获得一定时间内五个单独腔体内的滑油质量，用以收油结构的收油效率和滑油分配比例。

具体试验工况如表 1 所示。

表 1 试验工况
Table 1 Experiment operating conditions

n(r/min)	Q_{oil}(L/min)				
6000	5	6.5	8.5	10	11.5
7000	5	6.5	8.5	10	11.5
8000	5	6.5	8.5	10	11.5
9000	5	6.5	8.5	10	11.5
9500	5	6.5	8.5	10	11.5

2 试验结果与分析

2.1 试验误差分析

为保证试验数据的精度，首先对测试系统的精度等级进行分析，测试系统主要传感器设备有涡轮流量计、压力传感器，测试系统精度等级 φ 的表达式为：

$$\varphi=\sqrt{\left(\varphi_1^2+\varphi_2^2+\varphi_3^2\right)} \tag{1}$$

式中：φ_1 表示涡轮流量计的精度等级，$\varphi_1=0.25\%FS$；φ_2 表示涡轮流量计的精度等级，$\varphi_2=0.5\%FS$；φ_3 表示涡轮流量计的精度等级，$\varphi_3=0.5\%FS$。根据式（2）可以计算出测试系统的精度等级为：

$$\varphi=0.75\%FS \tag{2}$$

重复性试验可以在一定程度上提高结果的准确性，重复性试验误差 λ 为：

$$\lambda=\pm\frac{k_{N-1}\sqrt{\sum_{i=1}^{N}\left(x_i-\bar{x}\right)^2}}{\bar{x}\sqrt{N}} \tag{3}$$

式中：k_{N-1} 表示置信系数，取值为 95%；N 表示重复测量次数，取值为 2；x_i 表示第 i 次测量的试验结果；$\bar{x}$ 表示重复测量的试验测试结果平均值。

2.2 转速对收油效率及滑油分配比例的影响

图 5 为不同供油流量下收油效率随着转速的变化规律。随着转速的增大，旋转部件表面滑油所受离心力逐渐增强，尚未进入收油孔的滑油以及附着在腔体表面的油膜受到更大的径向离心力，部分滑油被甩离收油区域，从挡板边缘或结构间隙溢出，导致收油效率呈现下降低趋势，但各供油流量下收油效率仍均在 90%以上。低流量供油（5 L/min、6.5 L/min）相对于高流量供油（10 L/min、11.5 L/min）下喷嘴射流的动量小，射流柱较为分散且有效穿透旋转空气横流准确抵达收油口的滑油量更少，从而在 7000 r/min 以上时，收油效率下降速率略大于高流量供油（10 L/min、11.5 L/min），当转速大于 8000 r/min 后，油膜由连续附着状态向破碎飞溅状态转变，滑油的二次雾化显著增加，收油效率下降趋势更明显。转速从 6000 r/min 上升至 9500 r/min 时，供油流量为 5 L/min 时收油效率下降最多，下降了 4.846%；供油流量为 11.5 L/min 的工况收油效率下降最少，下降了 3.837%。

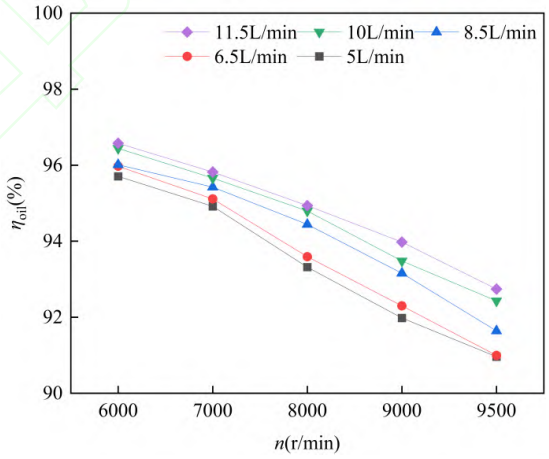


图 5 收油效率随转速变化曲线
Fig. 5 Variation of oil capture efficiency with rotational speed

图 6 为供油流量 6.5 L/min 时，不同转速条件下透明壳体内部的滑油分布状态。结合可视化观测结果能够清晰看出，转速变化对各油孔处的滑油形态与流量产生了差异化影响。当转子转速处于

6000 r/min 时，整体的离心载荷偏弱，1-4 号孔腔体内滑油仅少量附着腔体壁面，尤其 4 号孔腔体由于行程长，滑油量明显少于 1-3 号孔腔体内滑油量。随着转子转速逐步升高，转子离心力显著增大，1 号孔腔体内的滑油堆积量呈现出明显的增长趋势且腔体壁面油膜快速增厚。2 号孔本身具备较大的滑油流通量，在转速提升后，其腔体内壁形成的油膜厚度持续增加，受油膜增厚、流动阻力上升等因素作用，该孔位的实际出油流量反而出现小幅下降。3 号孔与 4 号孔，二者流道行程较长，离心力增减不会直接改变滑油量，在全试验转速范围内，其腔体内部的油膜厚度和油液堆积量均未出现显著改变，受转速变化的影响程度极小。

图 7 反映了不同供油流量工况下，1 号孔滑油流量及其流量占比随转速变化的规律。由图中曲线可知，在各供油流量条件下，1 号孔的滑油流量与对应占比均随转速升高持续上升，说明提高运转转速能够有效引导滑油向 1 号孔汇集，对该位置的油液分配起到明显的促进效果。原因是 1 号孔对应的锥齿轮供油槽结构较短，滑油流经时的流通阻力本身偏小；随着转速不断提升，旋转产生的离心力同步增大，使更多滑油向 1 号孔流动并向外流出，最终表现为该孔滑油流量持续增大。当流量为 11.5 L/min 时，由于 1 号孔的流通能力接近上限，流量增长由线性区进入饱和区，导致滑油占比的增量随转速的增加而有所下降。供油流量为 5 L/min 时，一号孔滑油占比从 6000 r/min 到 9500 r/min 增加量最大，为 7.794%。

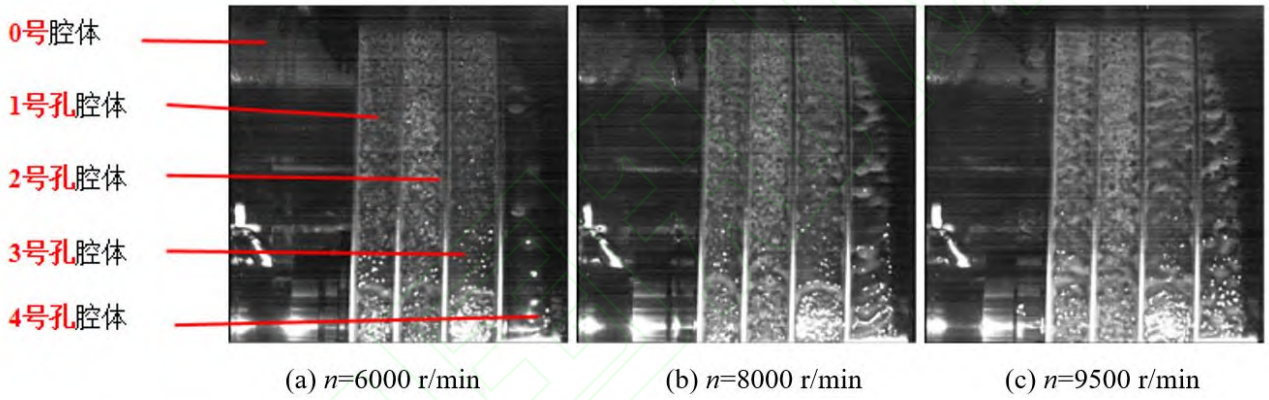


图 6 不同转速下滑油分布
Fig. 6 Lubrication distribution at different rotational speeds

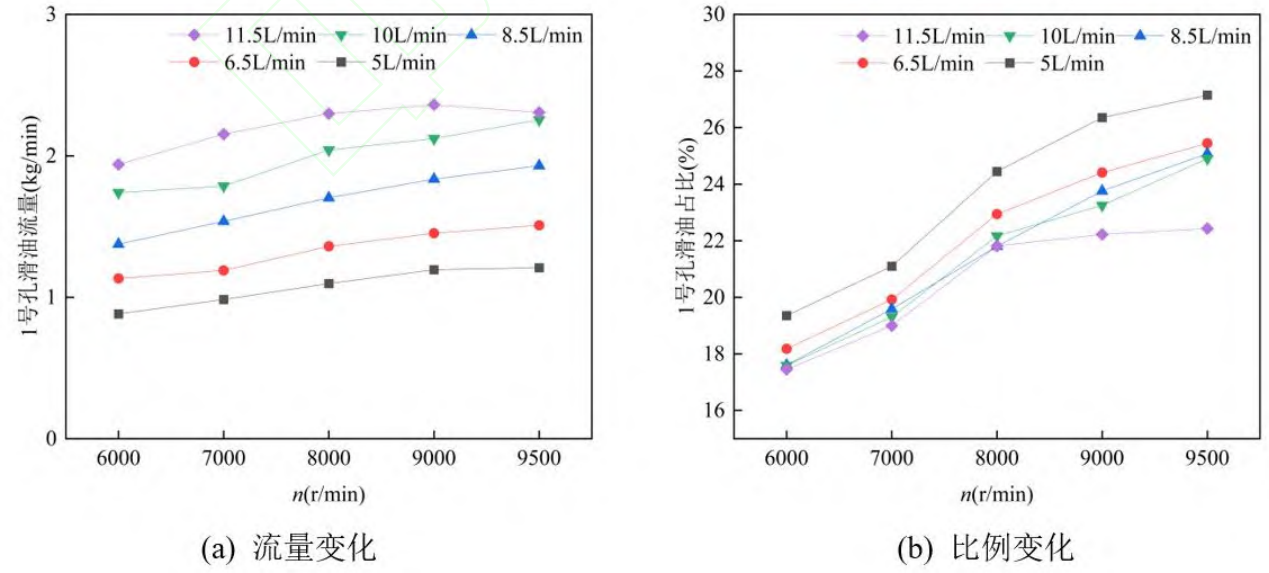
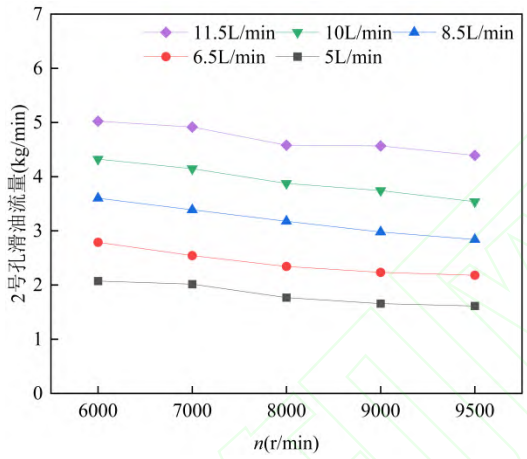
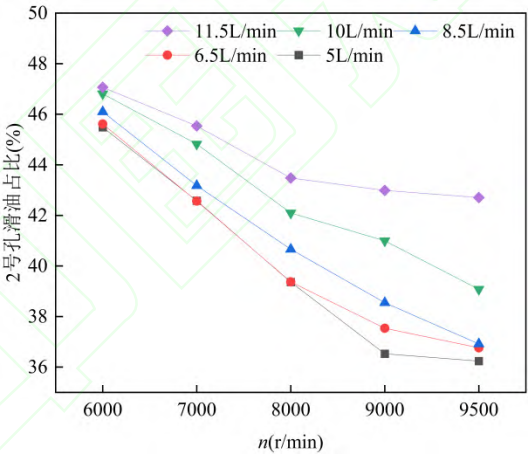


图 7 1 号孔滑油随转速变化曲线
Fig. 7 Variation of oil flow at hole 1 with rotational speed

图 8 为不同供油流量下 2 号孔滑油流量及占比随转速的变化曲线图。从图 6（a）中可以看出，随着转速的增加，2 号孔滑油流量随转速上升稳步递减，变化趋势稳定且规律，由于转速的升高，离心作用使绝大部分滑油优先从流道更短、阻力更低的 1 号孔流出，对 2 号孔形成明显的油液分流效应，最终导致其通油量持续降低。从图 6（b）中可知，2 号孔滑油占比同样随转速升高不断减小，二者负相关关系显著。不同供油流量下的衰减程度存在明显差异，整体表现为供油流量越低，占比的下降速率越快、降幅越大。其中，当供油流量为 5 L/min 时，转速由 6000 r/min 增加到 9500 r/min 滑油占比下降 9.241%。



(a) 流量变化



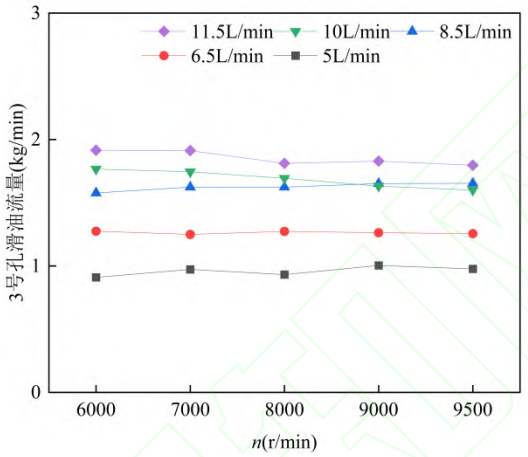
(b) 比例变化

图 8 2 号孔滑油随转速变化曲线
Fig.8 Variation of oil flow at hole 2 with rotational speed

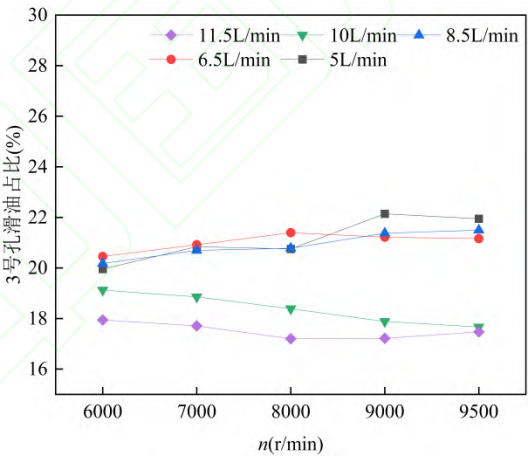
图 9 为不同供油流量工况下，3 号孔滑油流量与流量占比随主轴转速变化的特性曲线，直观反映了转速与供油流量耦合作用下 3 号孔的滑油分配变化规律。结合图 9（a）流量变化曲线可以看出，不同供油流量区间下，转速对 3 号孔滑油流量的影响存在差异化特征，整体呈现出低流量递增、高流量递减的变化规律。3 号孔处于轴向收油结构的中间部位，其流量受 1、2 号孔腔体内滑油量以及滑油流向 4 号孔腔体的影响，在低供油流量工况下，即供油流量 Q_{oil}≤8.5 L/min 时，随着设备运转转速的不断提升，3 号孔的滑油流量因 1、2 号腔体内截留滑油量有限呈现小幅上升的变化趋势，其中 5 L/min 供油工况的流量增量最为显著。当转速由 6000 r/min 提升至 9500 r/min 的过程中，该工况下 3

号孔滑油流量累计增加 0.0675 kg/min。而在高供油流量工况下，即供油流量 Q_{oil}≥10 L/min 时，腔体内油膜厚度增加，粘性阻力变大以及滑油不断流向 4 号孔，3 号孔滑油流量随转速升高表现出轻微的下降趋势，流量衰减幅度整体较为微弱。

从图 9（b）滑油占比变化曲线进一步分析可知，3 号孔滑油流量占比的变化规律与流量数值变化规律高度契合，同样存在明显的流量区间差异性。在低供油流量（Q_{oil}≤8.5 L/min）范围内，转速的提升会小幅提升 3 号孔的滑油分配占比，使该孔的滑油分配得到提升；在高供油流量（Q_{oil}≥10 L/min）范围内，3 号孔滑油占比与运转转速呈现出微弱的负相关关系，转速越高，滑油分配占比越小。总体而言，3 号孔滑油流量和占比随转速变化不明显。



(a) 流量变化

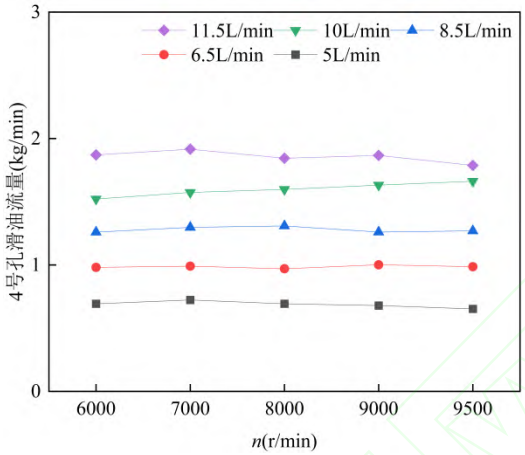


(b) 比例变化

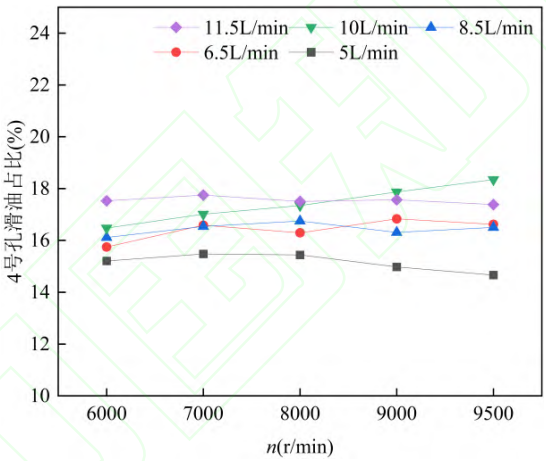
图 9 3 号孔滑油随转速变化曲线
Fig.9 Variation of oil flow at hole 3 with rotational speed

图 10 为不同供油流量工况下，4 号孔滑油流量与流量占比随主轴转速变化的特性曲线，清晰展现了转速与供油流量条件下 4 号孔的滑油分配规律。结合图中流量变化曲线与占比变化曲线可以发现，在本次试验的全部供油流量与转速区间内，4 号孔的滑油流量及对应分配占比均未出现明显波动，随转速提升未表现出显著的上升或下降规律，整体流通特性较为稳定。对比各组试验工况的数据可知，所有流量方案中变化幅度相对最大的为 10 L/min 供油工况，即便在转速由 6000 r/min 提升至 9500 r/min 的全区间变化过程中，4 号孔滑油流量仅小幅增加 0.1 kg/min，流量增量极小，对应占总供油流量的比例仅为 1.03%。

由此可见，4 号孔与 3 号孔滑油特性相近，转速对其滑油分配的影响较弱，滑油流通几乎不受高速离心效应和孔间分流变化的影响。全工况范围内，4 号孔的滑油流量与分配占比保持稳定，转速变化对其影响较小，转速升降过程中供油性能平稳，工况适应性良好。



(a) 流量变化



(b) 比例变化

图 10 4 号孔滑油随转速变化曲线
Fig. 10 Variation of oil flow at hole 4 with rotational speed

2.3 供油流量对收油效率及滑油分配比例的影响

图 11 为不同转速下的收油效率随着供油流量的变化规律，通过对试验曲线分析可知，在各恒定转速工况下，收油效率均与供油流量呈现明显的正相关关系，即随着供油流量的逐步增大，系统收油效率稳步提升。由图 11 可见，随着转速不断增加，收油效率随供油流量提升的增长速率逐步加快，说明高转速工况下，增大供油流量对收油效率的改善效果更为突出。通过对全工况数据进行量化对比可得，在 9500 r/min 的高转速工况下，将供油流量由 5 L/min 提升至 11.5 L/min 时，收油效率提升幅度达到最大值，提升 1.78%。该结果充分表明：收油效率与供油流量呈正相关，且增长速率随转速升高而加快，供油流量增大使喷嘴射流动量增强、油膜连续性改善，从而提升射流抗横流偏转能力和油膜抗离心剥离能力，收油效率随之提高。在高速运行工况下，匹配大供油流量能够有效补偿高转速带来的效率衰减问题，可显著优化系统收油性能。

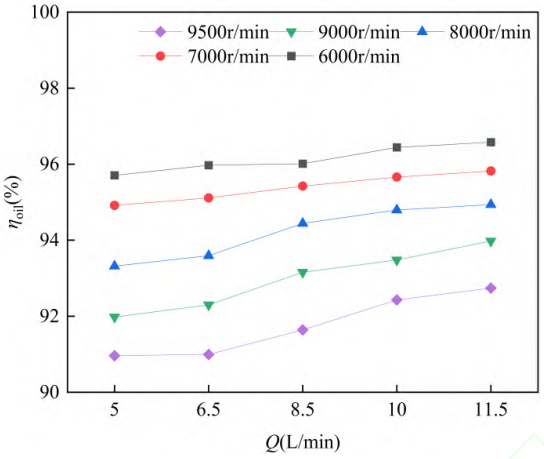


图 11 收油效率随流量变化曲线
Fig. 11 Variation of oil capture efficiency with flow rate

图 12 为不同恒定转速条件下，1 号孔滑油流量及对应流量占比随供油流量的变化规律曲线，清晰揭示了供油流量对 1 号孔滑油分配特性的调控规律，以及不同转速工况下的差异化响应特征。结合图中试验曲线可以看出，1 号孔滑油绝对流量随供油流量提升持续稳步增长，二者呈现显著的正向相关规律。究其内在机理，当系统总供油流量增大，轴承腔内部滑油总供给量同步提升，腔体内油液充盈程度、壁面油膜覆盖范围均得到改善，各收油通路的通油基础条件同步优化；1 号孔作为结构内最短流道通路，可充分获得腔体内新增滑油，因此其滑油通量随供油流量提升持续增大。

与之相反，1 号孔滑油分配占比随供油流量升高持续减小，演化趋势与滑油绝对流量呈完全相反的变化规律。结合曲线增量特征进一步分析可见，伴随供油流量的不断提升，1 号孔滑油通量的增长幅值逐步收窄，单位流量增量持续衰减。该现象表明，低供油流量区间内，滑油主要经 1 号孔导出，该通路对总滑油的分配贡献更为突出；随着供油流量持续增大，喷嘴射流动能增强，滑油可顺利抵达行程更长的 2、3、4 号通路，其余收油孔的通油逐步释放，整体滑油分配趋于均衡。受 1 号孔流通截面限制，其输运能力逐步趋近饱和，增量滑油难以持续汇入该通路，最终表现为 1 号孔流量增速放缓、分配占比持续回落，供油流量对 1 号孔滑油供给的增益效应不断弱化。

图 13 为不同转速下 2 号孔滑油流量及占比随转速的变化情况。由图中曲线变化规律可知，在各试验转速工况下，2 号孔的滑油流量与流量占比均随总供油流量的增大呈现稳步上升的趋势，整体表现出良好的正相关特性。随着系统总供油流量逐步提升，壳体内滑油整体供给体量增大，各出油孔的通油流量均得到不同程度提升，但各孔位的流量增长特性存在明显差异。结合前文分析可知，高供油流量区间下 1 号孔的滑油流量增量持续衰减，通油增益逐渐趋于受限状态，此时系统多余的滑油不再大量向 1 号孔汇集，转而更多地从流通条件良好的 2 号孔流出，使 2 号孔的滑油供给量持续提升。

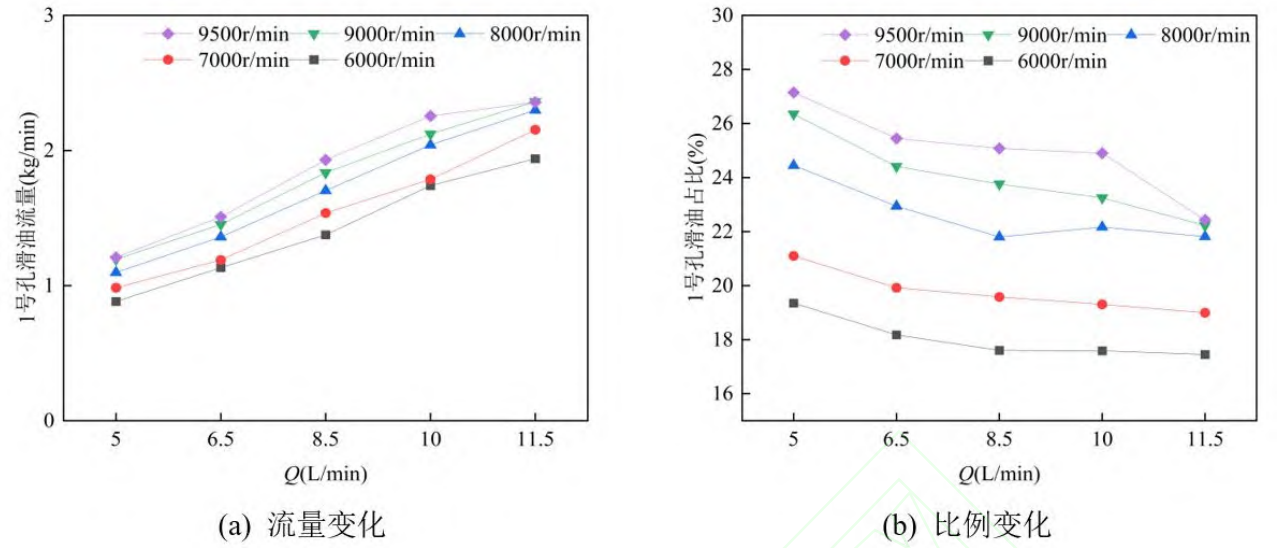


图 12 1 号孔滑油随流量变化曲线
Fig. 12 Variation of oil flow at hole 1 with flow rate

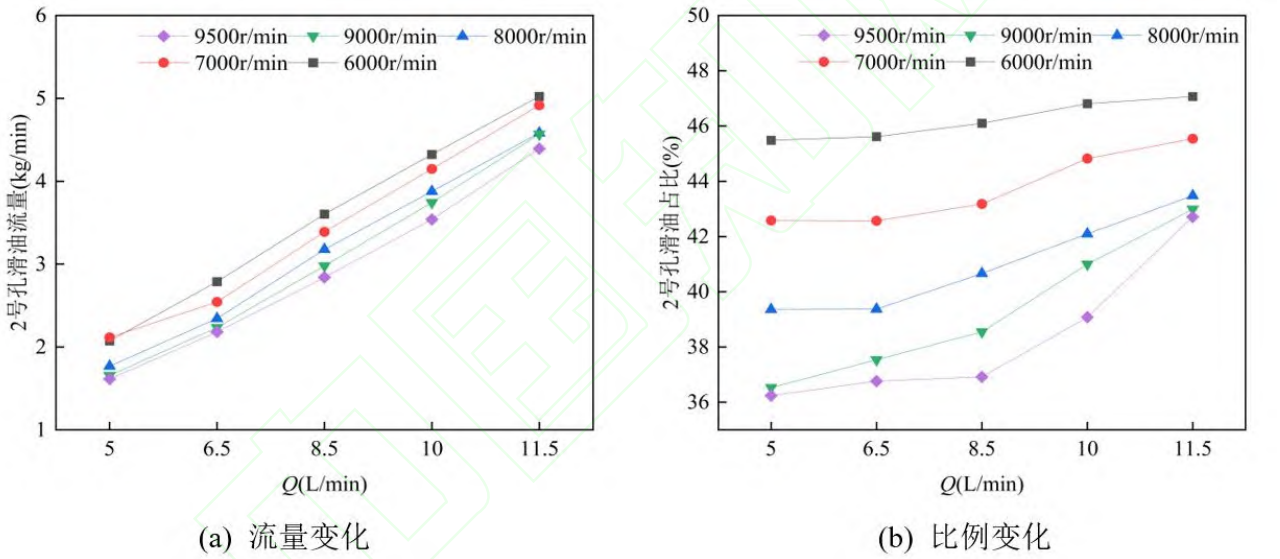


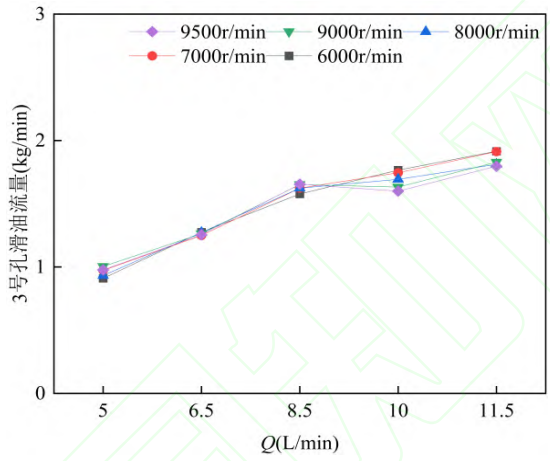
图 13 2 号孔滑油随流量变化曲线
Fig. 13 Variation of oil flow at hole 2 with flow rate

图 14 为不同恒定转速工况下，3 号孔滑油流量及对应流量占比随总供油流量的变化规律曲线，直观体现了供油流量变化对 3 号孔滑油分配特性的调控效果。结合图中试验曲线可以明确，在各固定转速条件下，3 号孔滑油流量整体随总供油流量的增大呈现稳步上升的变化趋势，二者呈正向关联特征。这是由于系统整体供油体量提升后，壳体内滑油充盈度增加，各出油孔的基础通油量均得到一定程度提升，3 号孔的绝对滑油流量也随之增大。与此同时，3 号孔的滑油分配占比并未随流量同步上升，反而呈现出轻微下降的变化趋势，出现流量数值上升、分配占比回落的差异化特征随着总供油流量持续增大，1 号孔流通能力逐渐趋于饱和受限，大部分增量滑油优先向流通余量充足的 2 号孔分流，导致 2 号孔滑油流量大幅提升。

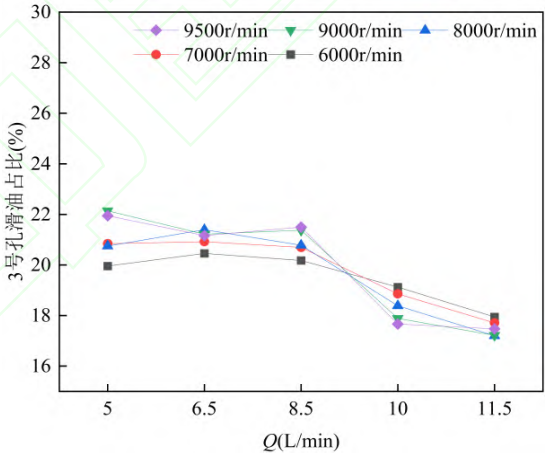
图 15 为不同恒定转速工况下，4 号孔滑油流量及对应流量占比随总供油流量的变化规律曲线，完整展现了供油流量变化对 4 号孔滑油分配性能的调控特征，以及不同转速工况下的差异化响应效果。根据图中试验曲线变化规律可知，在各试验转速条件下，4 号孔的滑油流量均随总供油流量的增大保持稳定上升的态势，增长趋势平稳且规律显著。与 3 号孔的占比变化规律不同，4 号孔的滑油分

配占比同样随供油流量提升呈现小幅上升趋势，说明增大总供油流量对 4 号孔的滑油分配份额具有一定的积极促进作用。

从整体变化幅度来看，4 号孔滑油占比的提升效果相对有限，整体增幅较为平缓。对比全工况数据可知，所有转速工况中，9500 r/min 高转速工况下的占比提升幅度为最大值。当供油流量由 5 L/min 提升至 11.5 L/min 时，4 号孔滑油分配占比仅提升 2.3%，增幅幅度偏小。这一现象进一步印证了 4 号孔的滑油分配特性具备极强的工况稳定性，4 号孔为收油结构最远端长行程通路，流道阻力整体偏高；低供油流量时射流动量不足，仅有少量滑油可输运至末端腔体。随供油流量增大，喷嘴射流动能增强、腔内油液充盈度提升，少量增量滑油可克服长流道阻力进入 4 号孔，使其绝对流量与分配占比小幅上涨。但受长行程沿程阻力限制，流入 4 号孔的滑油增量始终处于较低水平，因此流量、占比整体波动极小，分配性能具备强稳定性。

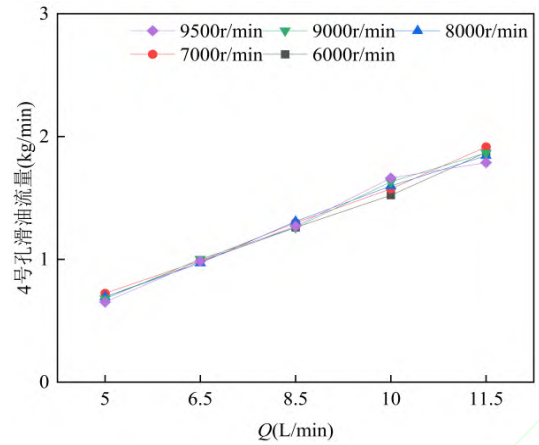


(a) 流量变化

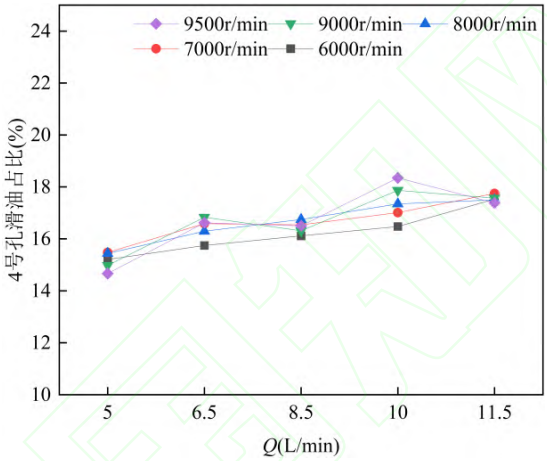


(b) 比例变化

图 14 3 号孔滑油随流量变化曲线
Fig. 14 Variation of oil flow at hole 3 with flow rate



(a) 流量变化



(b) 比例变化

图 15 4 号孔滑油随流量变化曲线
Fig. 15 Variation of oil flow at hole 4 with flow rate

3 结论

本文搭建了长行程多通路收油结构试验台，研究了转速、供油流量对收油结构收油效率和滑油分配比例的影响，主要结论如下：

（1）随着转速的增加，收油效率呈现下降趋势，转速大于 8000 r/min 后，收油效率下降趋势更明显。

（2）随着转速的提升，1 号孔滑油流量增大，滑油占比增加，2 号孔滑油流量降低，2 号孔滑油比例有所降低，3、4 号孔滑油变化不明显。

（3）收油效率与供油流量呈现正相关，流量越低收油效率增加越明显，转速 9500 r/min 时，供油流量从 5 L/min 提升至 11.5 L/min 收油效率提升最高为 1.78%。

（4）1、2、3 和 4 号孔滑油流量随着供油流量的增加均有所上升，其中 1 号孔滑油占比下降，2 号孔滑油占比上升。

（5）不同转速和供油流量工况下，1 号孔和 2 号孔滑油流量和占比均有明显变化，3 号孔和 4 号孔滑油流量和占比未见明显变化。

参考文献（References）

[1] Bernard D, Robert R N,Henry W W.Bearing assembly:US3269786[P]. 1966-08-30.
[2] Krug M B, Peduto D, Kurz W, et al. Experimental investigation into the efficiency of an aero-engine oil jet supply system[J]. Journal of

Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137(1): 011505.
[3] JIANG L, LYU Y G, LIU Z X. Investigation on two phase flow characteristics and oil capture performance of axial oil scoop in aero-engine[J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2023, 49: 103259.
[4] JIANG L, LIU Z X, HUANG W N, et al. Sensitivity analysis and optimization on oil capture performance of under-race lubrication system for high-speed bearings[J]. Tribology International, 2024, 195: 109598.
[5] JIANG L, LIU Z X, HUANG W N, et al. Numerical and experimental investigation on two-phase flow and oil capture efficiency of under-race lubrication for high-speed bearings[J]. Physics of Fluids, 2024, 36(6): 063336.
[6] Lee C W, Johnson G R, Palma P C, et al. Factors affecting the behaviour and efficiency of a targeted jet delivering oil to a bearing lubrication system[C]// Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2004, 41677: 191-199.
[7] Paleo Cageao P, Simmons K, Prabhakar A, et al. Assessment of the oil scoop capture efficiency in high speed rotors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(1): 012401.
[8] Ardashkin I, Borisov E A. Investigation of the influence of the speed and direction of the oil jet on the efficiency of the oil scoop operation in the oil supply system to the bearings of the gas turbine engine[J]. Aerospace Engineering, 2017, 4: 16-25.
[9] Farrall M,Simmons K,Hibberd S,et al.A numerical model for oil film flow in an aeroengine bearing chamber and comparison with experimental data [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128: 111-117.
[10] Farrall M.Numerical modelling of two phase flow in a simplified bearing chamber[D].Nottingham:University of Nottingham,2000.
[11] Farrall M,Hibberd S,Simmons K.The effect of initial injection conditions on the oil droplet motion in a simplified bearing chamber [J].Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2008,130:1-7.
[12] 万然，张永红，陈国定，等．旋转圆盘腔壁面油膜运动特性分析[J]．机械传动，2013，37（2）：70-75．
WAN R,ZHANG Y H,CHEN G D,et al.Analysis of the oil film motion characteristics on the wall of a rotating disk chamber[J].Journal of Mechanical Transmission,2013,37(2):70-75.(in Chinese).
[13] 刘艳军，王恺钊，赖科，等．垂直旋转流场中单颗粒运动特性分析[J]．过程工程学报，2018，18（2）：294-300．
LIU Y J, WANG K Z, LAI K, et al. Analysis of the motion characteristics of a single particle in a vertically rotating flow field[J].The Chinese Journal of Process Engineering,2018,18(2):294-300.(in Chinese).
[14] 冯建美，畅云峰，屈宗长，等．油气分离器内油滴运动轨迹的数值模拟[J]．西安交通大学学报，2006，40（7）：771-775．
FENG J M, CHANG Y F, QU Z Z, et al.Numerical simulation of oil droplet motion trajectory in oil-gas separator[J].Journal of Xi'an Jiaotong University,2006,40(7):771-775.(in Chinese).
[15] 刘廷武，唐钢． 某型机 NO_3 轴承环下供油试验研究[C]// 中国航空学会动力分会发动机试验技术暨湖南省航空学会试验测试和计算机专业学术年会，2005．
LIU T W, TANG G. Research on oil supply test under the bearing ring of axis NO_3 of a certain aircraft model[C]. Annual Academic Conference on Engine Test Technology of the Power Committee of the Chinese Society of Aeronautics and Astronautics and the Testing, Measurement, and Computer Specialty of the Hunan Society of Aeronautics and Astronautics,2005.(in Chinese).
[16] Glahn A,Blair M F,Allard K L,et al.Disintegration of oil jets emerging from axial passages at the face of a rotating cylinder [J].Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2003,125:1003-1110.
[17] 覃经文．航空发动机高转速轴承高效收油环下润滑技术研究[D]．长沙：中南大学，2022．
TAN J W. Research on high oil capture efficiency under-race lubrication technology of high speed bearing for aeroengine[D]. Changsha: Central South University, 2022. (in Chinese).
[18] 汪晓辉，刘厚林，李明，等． 大供气流量下航空发动机轴承腔回油特性[J]． 航空动力学报，2026，41（4）：301-313．
WANG X H, LIU H L, LI M, et al. Oil scavenge characteristics of aero-engine bearing chambers under high air supply flow rates[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(4): 301-313. (in Chinese).
[19] 顾建彬． 航空发动机轴承腔回油特性研究[D]． 镇江：江苏大学，2023．
Gu J B. Study on oil scavenge characteristics of aero-engine bearing chamber[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2023.