

# 航空煤油转子发动机缸内流动特性和燃烧特性研究

汪映, 陈金戈, 王东兴

(西安交通大学 能源与动力工程学院, 西安 710049)

## Study on Flow and Combustion Characteristics in-cylinder of Aviation Kerosene Rotary Engine

WANG Ying, CHEN Jing, WANG Dongxing

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

**Abstract:** 转子发动机是一种具有潜力的无人机动力设备, RP-3航空煤油是我军燃料通用化研究的重点研究对象。为此, 开展航空煤油转子机的研究具有十分重要的科学意义。本文以Z160风冷转子机为研究对象, 基于流体动力学仿真平台, 建立并验证了转子机仿真计算模型。研究了转子机分别燃用汽油和航空煤油时, 缸内流场分布、火焰传播过程、缸内压力变化等燃烧特性以及污染物质量变化。研究结果表明: (1) 由于转子发动机特殊的旋转运动方式和燃烧室结构, 缸内充量的流动非常复杂。(2) 由于航空煤油的雾化特性较差, 火焰传播速度较慢, 在燃用航空煤油时, 转子机的缸内压力峰值、压力升高率峰值和燃烧放热率峰值均小于汽油工况, 火焰发展期和快速燃烧期较长, CO排放较高, 缸内温度及NO排放较低。

**摘要:** Rotary engine is a potential UAV power equipment. RP-3 aviation kerosene is the key research subject of our military fuel generalization research. Therefore, it is of great scientific significance to carry out the research on aviation kerosene rotor engine. In this paper the simulation calculation model of Z160 air-cooled rotor engine based on the fluid dynamics simulation platform was established and verified. The combustion characteristics such as flow field distribution in cylinder, flame propagation process, cylinder pressure change and pollutant mass change were studied when the rotor engine was fueled with gasoline and aviation kerosene respectively. The research results indicated that: (1) Due to the special rotational motion and combustion chamber structure of the rotor engine, the flow of charge in the cylinder was very complex. (2) Due to the poor atomization characteristics of aviation kerosene and slow flame propagation rate, when the rotor engine fueled with the aviation kerosene, the peak pressure, peak pressure rise rate and peak heat release rate were all lower, the flame development period and rapid combustion period were longer, CO emissions were higher, and the cylinder temperature and NO emissions were also lower than those of the gasoline.

**关键词:** 转子机; 航空煤油; 燃烧特性; 流动特性

**Key words:** rotary engine; aviation kerosene; combustion characteristic; flow characteristic

中图分类号: TK41

文献标识码: A

## 0 概述

转子发动机具有结构简单、体积小、质量轻、输出稳定以及功重比大等优点, 是一种非常有潜力的无人机动力装置<sup>[1-2]</sup>。汽油是转子发动机的主要燃

料, 但是汽油易挥发, 安全性能差, 而且以汽油为燃料的动力设备不适用于军事领域。与汽油相比, 航空煤油的闪点较高, 密度、表面张力和运动粘度均较大, 挥发特性和蒸发特性差, 在常温下不易形成可燃混合气, 不容易被明火点燃, 安全可靠性强,

收稿日期: 2023-6-29

基金项目: 基础加强计划研究项目 (KGDHKGXY-017)

作者简介: 汪映 (1975-), 女, 教授, 博士, 主要研究方向为特种发动机, 低碳燃烧, E-mail: yingw@xjtu.edu.cn;

利于储存和运输<sup>[3-5]</sup>。RP-3 航空煤油已成为我军燃料通用化研究领域的重点研究对象。当前国内对航空煤油转子发动机的研究鲜有报道。因此，开展对航空煤油转子发动机燃烧过程与排放特性的研究极有必要。由于发动机缸内流场及燃烧可视化的测量仪器昂贵，搭建试验台架周期较长，试验成本高、难度大。为此，本文运用数值仿真技术，开展了航空煤油转子发动机燃烧过程与排放特性的相关研究，并与汽油转子发动机的燃烧与排放特性对比，希望能够为航空煤油转子发动机的设计及其性能改善提供一些理论依据和参考。

## 1 模型构建及验证

本文转子机模型是基于 Z160 风冷汽油转子机进行搭建的，该转子机采用端面进气、周向排气、火花塞点火方式工作。Z160 转子机的相关结构参数如 Error! Reference source not found. 所示。

表 1 转子发动机结构参数

| 项目       | 参数          |
|----------|-------------|
| 创成半径/mm  | 69          |
| 偏心距/mm   | 11          |
| 转子宽度/mm  | 40          |
| 压缩比      | 8           |
| 排量/L     | 0.16        |
| 进气相位/°CA | 进气提前角: 74.5 |
|          | 进气迟闭角: 61   |
| 排气相位/°CA | 排气提前角: 62   |
|          | 排气迟闭角: 70   |

根据网格无关性分析，该转子机模型的基础网格尺寸选为 2mm。为进一步提高计算精度，分别对指定域加密，其中燃烧室的加密等级为 2，网格尺寸为 0.5mm；火花塞点火区域采用球形加密，分别采用直径为 1mm 的 2 级加密（网格尺寸 0.5mm）和直径为 3mm 的 1 级加密（网格尺寸为 1mm）；转子工作面和缸体侧面的加密等级为 1，加密层数为 1，网格尺寸为 1mm。除此之外，本模型还采用了基于流场参数梯度自动对网格进行加密的 AMR 自适应功能，进一步进行网格细化，从而更加精确的模拟流场运动和组分运输。

仿真中选择 RNGk-ε 模型、能量源点火模型、SAGE 模型作为湍流、点火和燃烧模型。采用贾明<sup>[6]</sup>

等人提出的异辛烷机理作为汽油替代物机理，Hua<sup>[7]</sup> 等人提出的正十二烷机理作为 RP-3 航空煤油单组份替代物机理。

为验证计算模型的准确性，对实验工况参数设置下的转子机进行工作过程模拟计算，将计算缸压值与实验数据<sup>[8]</sup>进行对比。Error! Reference source not found. 给出在转速为 2000r/min，点火正时为 45°CA BTDC，当量比为 1 的工况下缸内平均压力的模拟值与试验值。从图中可以看出，压力峰值的计算值与实验数据的误差小于 5%，且压力峰值所对应的曲轴转角的差值小于 0.5°CA，模拟缸压曲线与试验缸压曲线吻合度较好，表明了转子机计算模型的准确性，说明本文所建立的转子机计算模型能够用于后续的模拟研究。

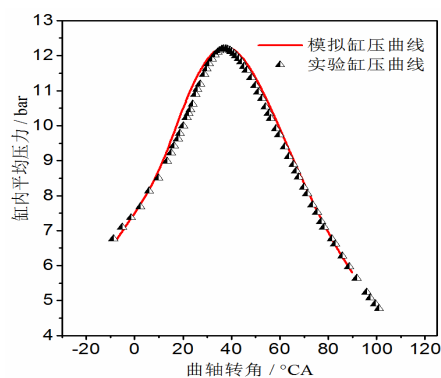


图 1 模拟数据与试验数据对比

本文研究中采用的汽油和航空煤油的理化特性如表 2 所示。

表 2 燃料特性

| 项目                                      | 汽油      | 航空煤油    |
|---|---------|---------|
| 理论空燃比                                   | 14.8    | 14.7    |
| 低热值/kJ·kg                               | 44000   | 43200   |
| 闪点/°C                                   | -45~-25 | 45~51   |
| 凝点/°C                                   | -80     | -60     |
| 沸点/°C                                   | 30~220  | 185     |
| 自燃点/°C                                  | 510~530 | 380~425 |
| 运动粘度/m <sup>2</sup> ·s <sup>-1</sup>    | 0.8     | 1.841   |
| 表面张力/10 <sup>-3</sup> N·m <sup>-1</sup> | 21.6    | 23.6    |
| 汽化潜热/kJ·kg <sup>-1</sup>                | 310~320 | 345     |

## 2 流动特性

由于转子发动机特殊的旋转运动方式和燃烧室结构，缸内充量的流动非常复杂。图 2 给出了进气道绝对压力为 0.6bar 时，在转子机进气和压缩过程中，部分曲轴转角下缸内流线分布和变化情况。

从图 2 中可以看出, 在  $360^\circ\text{CA}$  BTDC 时刻, 转子机处于进气阶段, 混合气体从转子机端面进气口流入并撞击气缸端面。由于端面的阻碍, 气流改变了运动方向, 一部分向燃烧室前端方向运动, 另一部分向后端运动, 并形成了两个旋转方向相反的涡团。随着转子的运动, 进气口开度逐渐减小, 到  $280^\circ\text{CA}$  BTDC 时刻, 燃烧室后端接近进气口, 导致原本位于后端的涡团发展空间较小而消失, 而处于燃烧室前端的涡团成为燃烧室内主流流场。当转子机运行到  $115^\circ\text{CA}$  BTDC 时, 燃烧室处于压缩阶段, 进气阶段形成的涡团仍存在于燃烧室中, 并因为转子的挤压和燃烧室容积的减小, 涡团处于燃烧室前半部分并且尺寸减小。随着压缩过程的继续进行, 燃烧室体积持续减小, 转子凹坑对气体流动的影响逐渐增大, 涡团耗散消失, 缸内气体在形状狭长的燃烧室中呈单向流动趋势。显然, 缸内气流流动形式和流场分布势必会对点火后火核的形成和火焰的传播产生影响, 因此进一步分析压缩上止点前后(火花塞点火时刻前后)缸内流场的速度分布情况, 将有利于理解和分析火焰的传播过程。

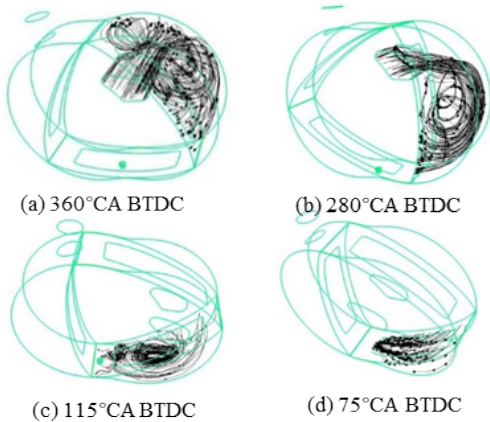


图 2 部分曲轴转角下转子机缸内流线分布情况

给出了转子在上止点附近运转时燃烧室中心面上速度场的分布。从中可以看, 在  $30^\circ\text{CA}$  BTDC 时, 转子机短轴将燃烧室分为前后两段, 而燃烧室缸内流场整体呈现为从后段往前段的单向流动, 并且燃烧室后段较大区域流场的运动速度较低, 燃烧室内高速流场分布在短轴附近。随着转子的旋转, 在  $10^\circ\text{CA}$  BTDC 时刻, 缸内气体流经火花塞之后, 在燃烧室前段逐渐形成了一个逆时针的涡流。之后涡团继续发展, 并随着燃烧室前段体积的增大, 最终在  $20^\circ\text{CA}$  ATDC 之后逐渐耗散。此外, 在燃烧室前段区域, 靠近转子工作面处的流体流速更快, 靠近缸体位置处的流体流速较慢。当转子继续运转, 燃烧室前段

体积逐渐增大, 后段体积逐渐缩小, 转子机短轴处速度的降低, 涡流逐渐耗散, 复杂流场逐渐恢复为单向流动。

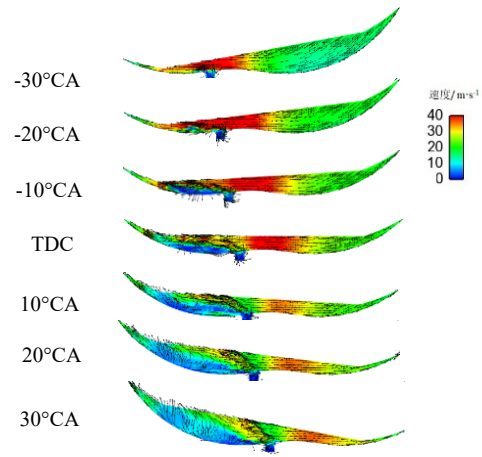
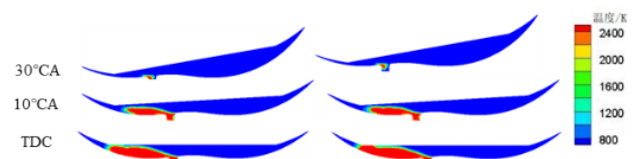


图 0 部分曲轴转角下的缸内速度场分布情况

### 3 火焰传播过程

温度常作为内燃机燃烧分析中的化学反应进度标识。在点燃式发动机中, 火焰从着火点向四周传播, 火焰锋面处燃料燃烧放热温度升高, 温度梯度最大处可认为是火焰锋面, 在模拟计算中可将缸内的温度变化过程理解为火焰传播过程, 一般温度高于  $2000\text{K}$  的区域被看作是已燃区。因此, 本文以不同转角下的温度变化规律来推测火焰的传播过程。**Error! Reference source not found.**给出了在燃烧室及火花塞中心平面上, 曲轴转角从  $30^\circ\text{CA}$  BTDC 运转到上止点过程中, 分别燃用汽油和航空煤油时缸内温度分布情况, 即火焰发展情况。从图中可以看出, 伴随着转子的运动, 火花塞点火后形成的初始火焰明显朝转子运动的方向快速发展。由前文速度场分布可知, 在上止点附近, 燃烧室被短轴分为前、后两部分, 燃烧室前部分体积增大, 后部分体积减小, 燃烧室内存在从后端往前端运动的单向流。较强的气体单向流动能够增加火焰传播速度, 但同时火焰往燃烧室后端的传播造成了阻碍, 因此缸内火焰总体呈现朝转子运动发展的趋势。



(a) 燃用航空煤油 (b) 燃用汽油

图 4 上止点前的火焰发展情况

Error! Reference source not found.展示了  $10^\circ$ 、 $20^\circ$  和  $30^\circ$ CA ATDC 时刻下火焰的发展情况。从 Error! Reference source not found.可以看出, 随着燃烧的进行, 火焰逐渐朝四周扩散, 但由于狭长的燃烧室结构, 火焰锋面很快到达了温度较低的转子壁面和前后端盖, 进而发生了猝熄。由于转子的运动, 缸内气体呈单向流动, 致使火焰很难向燃烧室后端传播, 促进了火焰呈半圆弧状向燃烧室前端传播。在转子机两端的狭小区域, 面容比大且气体流动微弱, 猝熄效应更加显著, 火焰很难传播至狭小区域。正是由于转子机特殊的火焰传播过程及燃烧过程, 导致转子机的放热速度慢, 热效率低。同时, 火焰难以传播到的两端狭小区域存在着一定量未燃混合气, 会导致转子机的 HC 排放较高。除此之外, 从 Error! Reference source not found.还可以看出, 在同一负荷的相同曲轴转角下, 与航空煤油相比, 燃用汽油时缸内的火焰传播范围更广, 意味着相同工况下汽油有着比航空煤油更快的火焰传播速度。

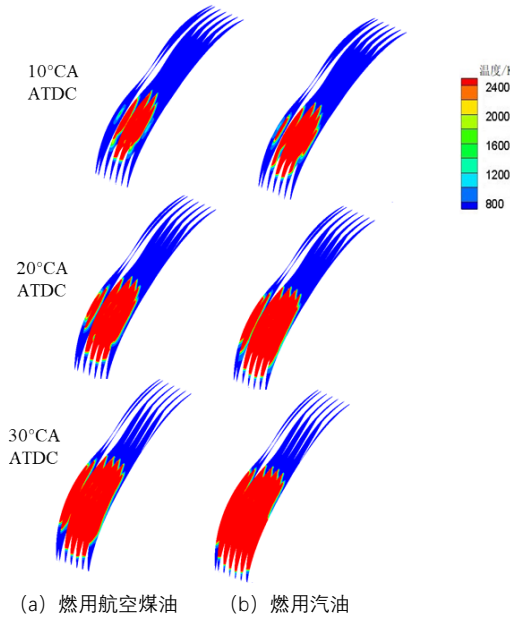


图 5 上止点后火焰发展情况

#### 4 缸内燃烧特性

图 6 给出了转子机分别燃用汽油和航空煤油时缸内压力、放热率、火焰发展期和快速燃烧期的变化。

Error! Reference source not found.(a)为转子机的缸内压力变化规律曲线。显然, 燃用航空煤油时缸内最高爆发压力低于汽油, 且压力峰值对应的相

位比汽油的滞后。这是因为与航空煤油相比, 汽油的火焰传播速度较快, 燃烧更剧烈, 压力升高率更大, 所以压力峰值所对应的相位离上止点更近, 且燃料热量在更接近上止点的位置释放, 也使得压力峰值更大。

Error! Reference source not found.为转子机分别燃用汽油和航空煤油时的瞬时放热率曲线。从图中可以看出, 在所采用的模拟工况下, 转子机的燃烧放热率曲线形状为单峰, 与传统往复活塞式汽油机预混燃烧的放热率曲线相似, 但转子机的放热持续时间较长, 且达到最高放热率后的下降过程较为缓慢。这是因为, 虽然转子发动机也属于四冲程发动机, 但是转子机的单个冲程为  $270^\circ$ CA, 比往复活塞式的单个冲程  $180^\circ$ CA 要长; 其次, 转子机燃烧室形状狭长, 需要较长的火焰传播时间才能够将末端混合气引燃, 后燃现象严重, 因此燃烧放热期较长。转子机燃用航空煤油时的最大燃烧放热率小于燃用汽油时的最大燃烧放热率, 最大放热率对应的相位也较为靠后。这是因为与汽油相比, 航空煤油的运动粘度大, 蒸发特性较差, 因此混合气在缸内分布较不均匀, 尤其是燃烧室两端狭长区域, 导致火焰传播速度较慢, 燃烧不稳定, 最大放热率对应的相位滞后。

除了瞬时放热率之外, 火焰发展期和快速燃烧期也是常用来表征点燃式发动机放热规律和燃烧过程的特征参数。本文定义火焰发展期为火花塞点火至累计放热率到达 10% 所经历的曲轴转角; 快速燃烧期为累计放热率从 10% 到 90% 所经历的曲轴转角。

Error! Reference source not found.(c)展示了燃用汽油和航空煤油条件下, 转子机的火焰发展期与快速燃烧期随负荷的变化规律。与转子机燃用汽油相比, 燃用航空煤油时的火焰发展期和快速燃烧期均较长, 航空煤油的火焰传播速度较慢。这是因为与航空煤油相比, 汽油的闪点低, 挥发性强, 混合气浓度分布更均匀, 利于火核的生成和初期发展, 所以汽油的火焰发展期较短。另一方面, 由于航空煤油的蒸发特性较差, 运动粘度较大, 使得混合气在燃烧室的边缘狭长区域分布不均匀, 不利于火焰传播, 因此航空煤油的快速燃烧期较长。



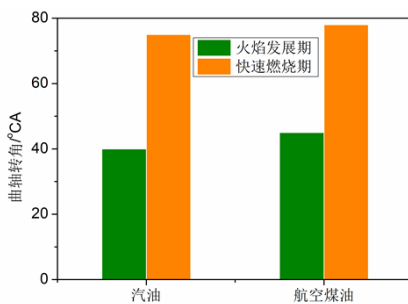
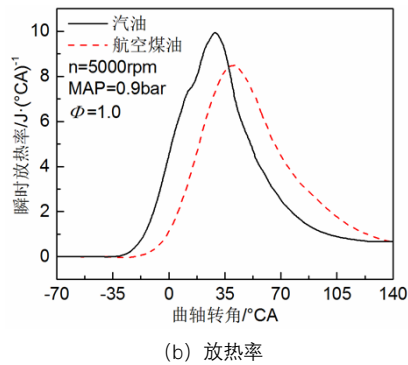
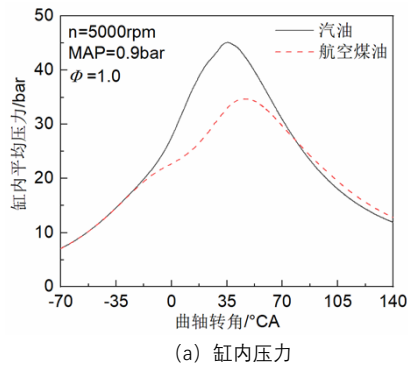


图 6 转子机燃烧特性

## 5 主要排放物形成

Error! Reference source not found.为转子机分别燃用汽油和航空煤油时缸内 CO 质量的变化情况。由图中曲线可以看出,缸内 CO 质量随曲轴转角的变化趋势呈现为先快速增加后缓慢降低。CO 质量变化是受 CO 的生成与消耗共同影响的结果。在燃烧过程中,大部分 CO 在火焰锋面处生成,且在火焰锋面位置的生成速率最快,在火焰锋面后接近已燃区域 CO 被快速氧化为  $\text{CO}_2$ 。在燃烧初期,混合气在体积较小的燃烧室中有着较大的浓度,火焰传播速度快,CO 生成速率高于消耗速率,缸内 CO 不断积累,质量快速增加;随着燃烧过程的进行,大量的 CO 被氧化为  $\text{CO}_2$ ,并且随着火焰向壁面附近传播,火焰由于猝熄效应而熄灭,CO 生成速率进一步降低,导致 CO 质量逐渐减少。在相同负荷下,燃用不同燃料也

会对 CO 的缸内质量变化和排放产生影响。燃用航空煤油时,缸内 CO 质量快速增加的阶段与汽油相比较为滞后。这是因为与汽油相比,航空煤油的点火性能差,火焰传播速度较慢,CO 的生成速率较小,导致在较低的曲轴转角下缸内积累 CO 的质量较汽油的小。也正是因为航空煤油的火焰传播速度慢,后燃严重,在汽油工况的火焰已经撞壁熄灭时,航空煤油的火焰仍在发展,所以在燃烧后期 CO 质量较大。也因此在排气门打开时刻,仍有较多 CO 尚未被充分氧化为  $\text{CO}_2$ ,导致 CO 排放较高。

转子机缸内  $\text{CO}_2$  的质量变化如图 所示。由图中曲线可以看出,转子机缸内  $\text{CO}_2$  的质量变化是一个由快速增长到缓慢增长的过程。其原因可能是燃烧开始时缸内混合气浓度大,氧含量高,燃烧化学反应剧烈,此时碳氢燃料被快速地氧化生成  $\text{CO}_2$ ;另一方面, $\text{CO} + \text{OH} = \text{CO}_2 + \text{H}$  是  $\text{CO}_2$  生成的主要反应路径,而燃烧初期 CO 的快速积累也能够促进  $\text{CO}_2$  的质量增长。 $\text{CO}_2$  在火焰锋面后接近已燃区位置的生成速率最高,但是随着缸内氧含量的降低,以及火焰的撞壁熄灭,火焰面积减小,  $\text{CO}_2$  的生成速率逐渐减小,质量增长也逐渐缓慢,所以出现了之后的缓慢增长。

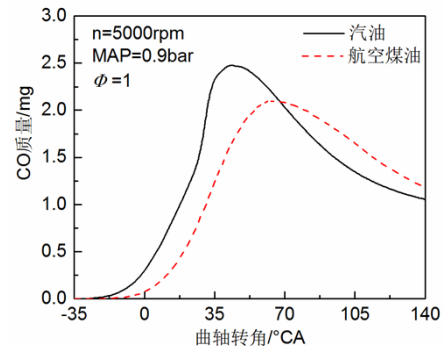


图 7 转子机缸内 CO 的质量变化

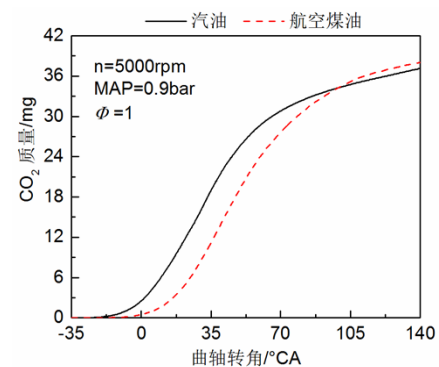


图 8 转子机缸内  $\text{CO}_2$  的质量变化

Error! Reference source not found.为转子机分

别燃用汽油和航空煤油时缸内 NO 质量的变化情况。由图中曲线可以看出, NO 质量先快速增长, 然后趋于稳定, 累积速率较快。这是因为氮氧化物在高温富氧的条件下生成, 随着燃烧过程的进行, 缸内温度升高, NO 快速生成; 之后随着缸内氧气含量的消耗, NO 生成速率降低, 质量趋于稳定。此外, 从图 9 中还可以看出: 燃用航空煤油工况下的转子机 NO 排放比燃用汽油时低。

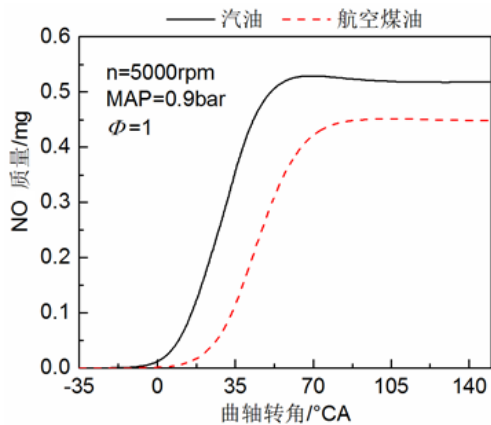


图 9 转子机缸内 NO 的质量变化

## 6 结论

(1) 在进气初始阶段, 转子机燃烧室内存在较强的气体流动, 并形成两个旋转方向相反的涡团; 随着转子的运动, 位于燃烧室后端的涡团逐渐耗散破碎消失, 前端的涡团逐渐发展, 并成为缸内气体主流运动形态, 并持续到了压缩阶段。之后, 由于在压缩过程中燃烧室容积逐渐减小, 转子的运动对缸内气体流动作用效果增强, 涡团逐渐耗散消失, 燃烧室内气体呈现为与转子运动方向相同的单向流动。当压缩进行至上止点附近, 由于气缸侧气体流动较慢以及火花塞对气体流动的阻碍, 在火花塞下游逐渐形成了一个逆时针的涡流。之后涡团继续发展, 并随着燃烧室前段体积的增大, 最终在  $20^{\circ}\text{CA}$  ATDC 左右开始逐渐耗散。

(2) 在缸内火焰传播方面, 因为缸内流场的影响, 促进了火焰朝向燃烧室前端传播, 抑制了火焰锋面朝向燃烧室后端的发展。与汽油相比, 航空煤油的火焰传播速度较慢。

(3) 较汽油相比, 航空煤油的雾化特性较差, 火焰传播速度较慢, 因此在同一负荷下, 转子机在燃用航空煤油时, 压力峰值、压力升高率峰值和燃烧放热率峰值均小于汽油工况, 且火焰发展期和快速燃

烧期较长, CO 排放较高, 缸内温度及 NO 排放较低。

## 参考文献:

- [1] AMROUCHE F, ERICKSON PA, Park JW, et al. Extending the lean operation limit of a gasoline Wankel rotary engine using hydrogen enrichment [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(32): 14261-14271.
- [2] YANG JX, JI CW, WANG SF et al. An experimental study on ignition timing of hydrogen Wankel rotary engine [J]. International Journal of Hydrogen Energy 47(39):17468-17478.
- [3] CHEN Z, LIAO B, YU YZ et al. Effect of equivalence ratio on spark ignition combustion of an air-assisted direct injection heavy-fuel two-stroke engine [J]. Fuel 2022, 313, 122646.
- [4] WANG Hu, YANG YZ, ZHANG LP, et al. Numerical investigation on combustion system optimization for direct injection of aviation kerosene in a two-stroke SI engine for unmanned aerial vehicle. Fuel 2022, 329, 125452.
- [5] LI J, ZHOU L, ZHOU Z, et al. Research on knocking characteristics of kerosene spark-ignition engine for unmanned aerial vehicle (UAV) by numerical simulation [J]. Thermal Science Engineering Progress 2019, 9:1-10.
- [6] 贾明, 解茂昭. 适用于 HCCI 发动机的异辛烷氧化的化学动力学模型 (2) —— 一个新的骨架机理 [J]. 内燃机学报, 2006, 24: 295-301.  
JIA M, XIE MZ. A chemical kinetics model of iso-octane oxidation for HCCI engine (II) — A new mechanism [J]. Transaction of CSICE, 2006, 24: 295-301.
- [7] Hua XX, Wang JB, Wang QD, Tan NX, Li XY. Mechanism Construction and Simulation for the High-Temperature Combustion of n-Dodecane [J]. ACTA PHYSICO-CHIMICA SINICA. 2012, 27, 12: 2755-2761.
- [8] 陶佳宇. 转子发动机燃烧及排放特性实验研究 [D]. 镇江: 江苏大学, 2018.  
TAO J Y. Experimental study on combustion and emission characteristics of rotary engine [D]. Zhen Jiang. Jiangsu University, 2018.