



DOI:10.12404/j.issn.1671-1815.2506764

引用格式:温占永,杨帆,尹燕斌,等.飞机燃油系统能量损耗仿真及控制[J].科学技术与工程,2026,26(13):5733-5741.

Wen Zhanyong, Yang Fan, Yin Yanbin, et al. Energy consumption simulation and control of aircraft fuel system [J]. Science Technology and Engineering, 2026, 26(13): 5733-5741.

航空、航天

飞机燃油系统能量损耗仿真及控制

温占永,杨帆,尹燕斌*,宁伸铮

(中国航空气动力技术研究院彩虹无人机科技有限公司,北京100074)

摘要 针对复杂飞机燃油系统能量损耗分布不明确的问题,提出一种基于Flowmaster仿真软件的能量损耗分析方法,分析了飞机燃油系统各组成部分能量损耗及动态占比。以某型飞机燃油系统为研究对象,构建涵盖离心泵、供油系统、输油系统、回油系统及发动机的一维流体仿真模型。通过将仿真数据与试验数据对比,对该仿真模型的有效性进行了验证(误差<3%)。研究表明:各典型飞行工况下,离心泵、输油系统分别为第一、第二能量损耗源,所占比例范围分别为78.4%~79.8%、12.4%~13.8%。基于此,进一步提出离心泵冷备份策略和分布式输油策略。采用离心泵冷备份策略,在各典型飞行工况下,使离心泵、输油系统能量消耗分别下降约60%、20%。对于所研究的飞机燃油系统,在双离心泵工作模式、单离心泵工作模式下,各典型飞行工况的输油效率均分别不超过2.5%、4%,采用分布式输油策略可大幅提高输油效率。该研究建立了飞机燃油系统能量损耗计算的仿真模型,提出了能量损耗的计算方法,为飞机燃油系统低能耗设计提供了依据与工程实践路径。

关键词 飞机燃油系统; Flowmaster; 仿真计算; 能量损耗

中图分类号 V228; **文献标志码** A

Energy Consumption Simulation and Control of Aircraft Fuel System

WEN Zhan-yong, YANG Fan, YIN Yan-bin*, NING Shen-zheng

(CH UAV Science & Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

[Abstract] In order to solve the problem of unclear energy loss distribution in complex aircraft fuel systems, a quantitative analysis method of energy loss was proposed in this paper based on Flowmaster simulation software, and the energy loss and dynamic proportion of energy loss of multiple subsystems were analyzed. A one-dimensional fluid simulation model covering fuel pump, fuel supply system, fuel delivery system, fuel return system and engine was constructed with a certain type of aircraft fuel system as the object. The effectiveness of the simulation model was verified by comparing the simulation data with the experimental data (error < 3%). The research results indicate that under each typical flight condition, the energy loss of centrifugal pumps accounts for the largest proportion, followed by the energy loss generated by the fuel delivery system. The proportions of the above parts are from 78.4% to 79.8% and from 12.4% to 13.8% respectively. Based on this, the cold backup strategy and distributed fuel delivery strategy were further proposed. By adopting cold backup strategy, the energy consumption of the centrifugal pump and fuel delivery system was reduced by approximately 60% and 20% respectively under each typical flight condition. For the aircraft fuel system under study, in the dual pump working mode and single pump working mode, the fuel transfer efficiency under each typical flight condition does not exceed 2.5% and 4% respectively. Adopting a distributed fuel transfer strategy can significantly improve the fuel transfer efficiency. A simulation model for the calculation of energy loss of aircraft fuel system was established, and a calculation method of energy loss was proposed, providing a basis and engineering practice path for the low-energy consumption design of aircraft fuel systems.

[Keywords] aircraft fuel system; Flowmaster; simulation calculation; energy loss

飞机燃油系统用来存储发动机所需的燃油,并在飞机允许的一切飞行状态和工作条件下,按照一定顺序向发动机不间断地供给规定压力和流量的燃油^[1]。此外,根据飞机的额外需求,部分飞机燃

油系统还具有冷却飞机上其他设备和保持飞机重心于规定范围内等附加功能^[2-4]。小型飞机或者无人机燃油系统一般比较简单,一般由一个燃油箱、供油泵及供油管路组成。中大型飞机或无人机载

收稿日期:2025-09-19 修订日期:2025-11-27

第一作者:温占永(1986—),男,汉族,山东鄄城人,硕士,高级工程师。研究方向:中大型无人机燃油系统。E-mail:wzy8766@126.com。

*通信作者:尹燕斌(1996—),男,汉族,山东东阿人,硕士,工程师。研究方向:无人机燃油系统。E-mail:2471170890@qq.com。

投稿网址:www.stae.com.cn

油量较大,一般由多个燃油箱、双余度供油系统、回油系统、输油系统、通气增压系统等组成。

随着全球航空运输量的持续增长以及“双碳”目标的提出,降低航空燃油消耗、减少碳排放已成为航空领域面临的核心挑战^[5]。飞机燃油系统消耗的电能来自发电机提取的发动机轴功,从根本上源于航空发动机燃烧产生的功率。在燃油系统运行过程中,燃油泵、输油系统、回油系统等都会产生能量损耗。相关研究表明,某些飞机燃油系统电能消耗占飞机电能消耗的30%以上^[6]。过高的功率提取会导致发动机耗油率上升,还可能导致发动机推力下降、排气温度上升等参数变化^[7]。

近年来,随着多电飞机(more electric aircraft, MEA)与全电飞机(all electric aircraft, AEA)概念的兴起与发展,飞机各系统对电能的依赖程度显著增强,机载能源已成为制约飞机整体性能提升的关键瓶颈。为此,国内外科研人员已在多电/全电飞机能量管理领域开展了广泛的研究与实践,研究范畴涵盖电动推进系统^[8]、混合动力架构^[9]以及新型供电系统架构^[10]等关键技术方向。然而,鉴于航空燃油的能量密度远高于当前电池技术所能达到的水平,其在可预见的未来仍将是大型民用与军用飞机的主要能量来源。因此,深入探究飞机燃油系统各组成部分的能量损耗分布特征及其控制方法,对于提升我国民机市场的竞争力、实现绿色航空发展战略具有至关重要的现实意义。

在航空发动机燃油系统领域,国内外学者已开展能量损耗相关的研究。国内张东辉^[11]对航空发动机燃油系统消耗功率的机理进行了定性分析,指出了影响航空发动机燃油系统输入功率的主要因素。国外 Sciatti 等^[12]在 Simulink 环境中开发了一个精确仿真航空发动机燃油系统的模型,并定量评估了航空发动机燃油系统的功耗,指出旁通阀是所研究航空发动机燃油系统的主要能量消耗来源。需要注意的是,航空发动机燃油系统属于高压燃油系统,位于航空发动机内部。相比之下,飞机燃油系统属于低压燃油系统,包含供油系统、输油系统、回油系统等多个子系统,广泛分布于机翼、机身、机身尾部和副油箱等部位。多个燃油箱通过复杂的管道系统相连,实现燃油的存储、输油顺序控制、向发动机供油等功能。传统的飞机燃油系统设计理念往往优先保证系统的功能实现与安全性指标,设计流程中缺乏专门的能量损耗评估与优化环节,对全飞行剖面下的系统能量损耗精细化研究方面尚有深入挖掘的空间。当前,国内外针对飞机燃油系统的能量控制研究多

聚焦于离心泵、引射泵等关键零部件层面,但在系统级能量损耗分布和控制策略层面研究仍显不足。

李嘉等^[13]针对复合叶轮式离心泵提出一种基于改进 Bezier 曲线的叶轮参数化设计方法,使离心泵流动更加平稳并有效降低了内部损失。李斌等^[14]对离心泵的性能参数、轴面投影控制参数进行分析,提出一种基于改善期望准则下的 Kriging 智能优化算法,在相同流量工况下优化泵的扬程和效率均高于原型泵。Donno 等^[15]提出一种基于 Bezier 曲面全三维几何参数化方法,优化叶轮和叶片扩散器的结构,显著提高了效率。杨飞翔等^[16]采用性能测试对比和理论计算相结合的方式研究了浮动式口杯几何尺寸对离心泵扬程和效率的影响。孟鹏等^[17]采用计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)方法对某型航空燃油转输引射泵进行了流动建模与流场分析,并分析了引射泵不同操作压力比及结构参数下的性能表现。指出操作压力比对引射泵工作特性有重要影响,面积比的增大会在一定程度上提高引射泵的工作效率及引射能力。刘承婷等^[18]对射流泵工作流体进行脉冲处理,指出在定量工作液体条件下,脉冲周期会对引射液体量有显著影响,在一定范围内可以提高引射泵的引射液体量。

针对复杂飞机燃油系统能量损耗分布不明确的问题,现提出一种基于 Flowmaster 仿真软件的系统级能量损耗分析方法。根据某型飞机燃油系统工作原理及组成架构,对各部分能量损耗进行系统分类与明确定义。在此基础上,通过量化分析燃油在供油、输油、回油等关键环节的能量损耗,识别主导性的能耗过程,进而制定针对性的能耗控制策略。研究首先利用 Flowmaster 流体仿真软件搭建某型飞机燃油系统仿真模型,并通过与试验数据对比,验证仿真模型的有效性和可靠性。其次,基于该模型,定量研究各典型飞行工况离心泵、供油系统、输油系统、回油系统等部分的能量损耗及占比情况。研究将为飞机燃油系统的低能耗设计与优化提供重要的理论参考与实践指导。

1 燃油系统

所研究的飞机燃油系统布局图如图1所示。该飞机燃油系统主要由燃油箱、燃油泵、供油系统、回油系统、输油系统、通气增压系统、燃油测量与管理系统组成。系统共配置5个油箱,其中3个油箱从前往后依次安装在机身内部,另外两个油箱对称安装在左右机翼内部。机身前油箱、后油箱及左右机

翼油箱为输油箱,机身中油箱为供油箱。

2台离心式燃油泵安装在中油箱内,为实现冗余供油,二者并联同时工作,为发动机及输油系统提供一定流量和压力的燃油。2台离心式燃油泵的出口均设置了单向活门,在某台燃油泵故障时,防止另外一台燃油泵的燃油通过故障燃油泵回流至中油箱。

供油系统主要包括单向阀活门、燃油切断阀、滑油散热器、液冷散热器、燃油滤及供油管路等。在供油管路上设置了滑油散热器、液冷散热器,通过燃油带走发动机滑油及液冷系统内的热量。一部分燃油经过燃油滤过滤后进入发动机,另外一部分则通过回油系统回到中油箱。回油系统主要由回油管路、回油电磁阀、单向阀、接头等部件组成。

输油系统主要包括油面控制开关、换向电磁阀、引射泵及管路等。4个输油箱内均设有引射泵,在油泵后高压燃油的驱动下将各输油箱内的燃油输送至中油箱。在输油总管上安装了换向电磁阀,用于控制4个输油箱的耗油顺序。输油顺序为先同时消耗左右机翼油箱内的燃油,再同时消耗前后油箱内的燃油,最后消耗中油箱内的燃油。当左右机翼内燃油消耗完毕之后,左油箱油尽信号器发出油尽信号,此时燃油计算机给换向电磁阀发出换向指令,接通前后油箱引射泵动力流,开始消耗前后油箱内的燃油。油面控制开关与安装在中油箱内的浮子阀联合工作用于控制中油箱油面,当中油箱满油时切断输油总管停止输油。随着发动机消耗燃油,中油箱内油面下降,油面控制开关打开继续输油。

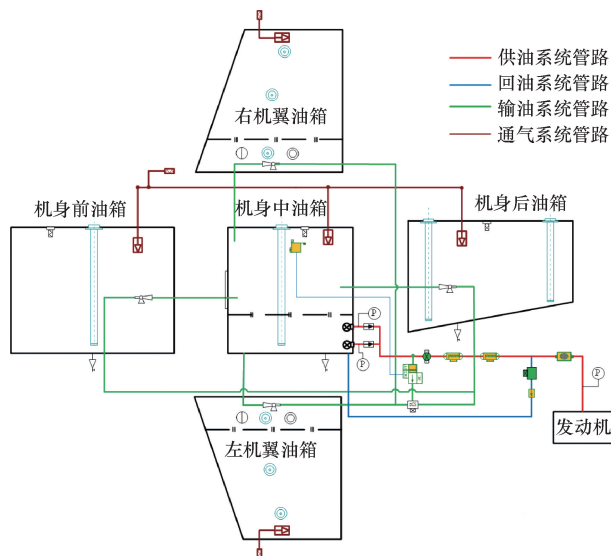


图1 燃油系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of fuel system

2 燃油系统仿真模型

2.1 仿真模型建立

作为一款成熟、先进的一维流体仿真软件,Flowmaster 凭借其丰富的元器件库、便捷快速的建模方式、高效的计算效率以及精确的求解能力,在复杂流体系统仿真领域广泛应用^[11-13]。

Flowmaster 软件依托网络流体力学理论,将复杂的流体系统分解为相互连接的元件,元件之间相互生成节点。各元件之间流体模型主要基于压力-流量关系,即将元件仿真模型中某一支路的质量流量表示成该元件各支路节点压力的线性化关系。对于多元件的系统,则将所有元件的质量流量-压力线性化关系式组成线性方程组的形式^[14],见式(1)。

$$\mathbf{G} = \mathbf{a}\mathbf{p} + \mathbf{b} \quad (1)$$

式(1)中: \mathbf{G} 、 \mathbf{p} 分别为各支路质量流量和各节点压力组成的向量; \mathbf{a} 、 \mathbf{b} 分别为线性化系数组成的向量。

通过迭代求解系数矩阵来求解各节点压力,然后根据各元件的流阻特性和质量守恒定律得到其余各点的压力分布。依靠的理论方程主要有流动阻力方程、质量守恒方程、压力损失方程,分别如式(2)~式(4)所示。

$$p_1 - p_2 = \zeta \frac{\rho}{2} u^2 \quad (2)$$

式(2)中: p_1 、 p_2 分别为元件进、出口位置处的压力; ζ 为元件沿流动方向的流动损失系数,即1流向2时的损失系数; ρ 、 u 分别为流体的密度和流速。

$$Q = A_1 u_1 = A_2 u_2 \quad (3)$$

式(3)中: u_1 、 u_2 为流体的流速; A_1 、 A_2 为元件流通方向的截面积。

$$\Delta p = \left(p_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} \right) - \left(p_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} \right) + \rho g(z_1 - z_2) \quad (4)$$

式(4)中: p_1 、 p_2 分别为位置1、2处的静压力; $\frac{\rho v_1^2}{2}$ 、 $\frac{\rho v_2^2}{2}$ 分别为位置1、2处的动压力; $\rho g(z_1 - z_2)$ 为位置1、2之间的压头差。

根据某飞机燃油系统设计原理和实际的系统架构,利用Flowmaster 软件搭建该燃油系统仿真模型,如图2所示。为缩短仿真运行时间,提升运行效率该仿真模型中对各种直通接头、三通接头、弯头等进行了简化。

仿真模型中,各油箱均采用“3-arm Reservoir”元件来模拟,该元件有3个独立的接口,包括离心泵进口管路、回油管路及输油管路接口。根据油箱几何

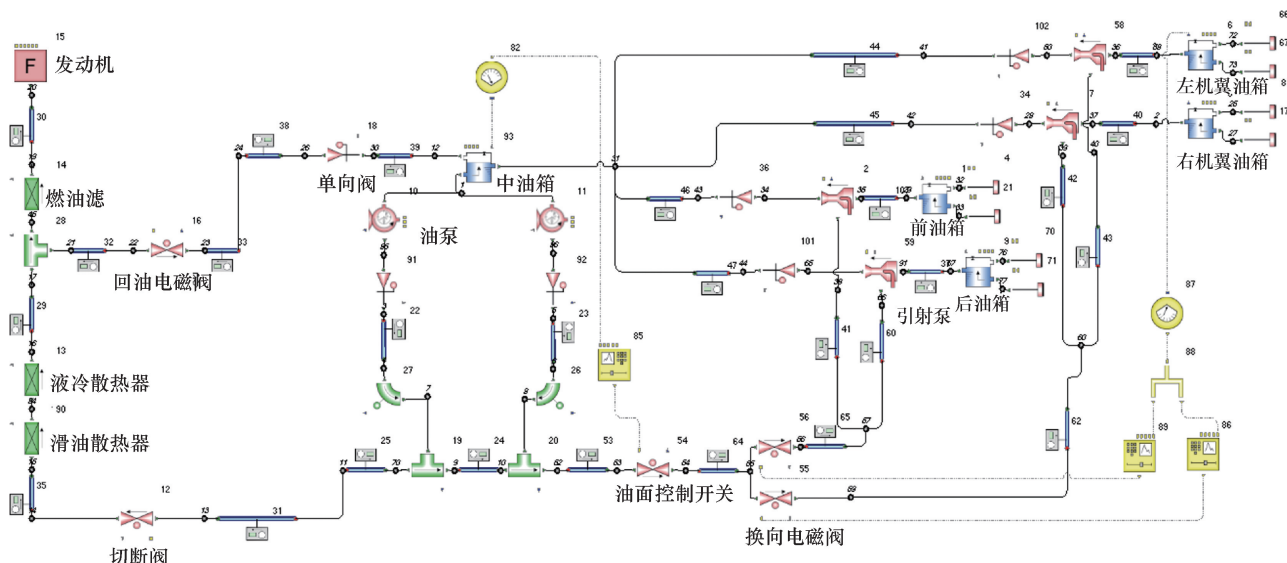


图2 燃油系统仿真模型

Fig. 2 Simulation model of fuel system

形状和对应的燃油体积,建立各油箱“油量-高度”关系曲线。

离心泵采用“Altitude Pump”元件来模拟。所采用的离心泵为工作转速恒定的直流电动离心泵,其增压值随着输出质量流量的增加而降低,其工作特性曲线如图3所示。

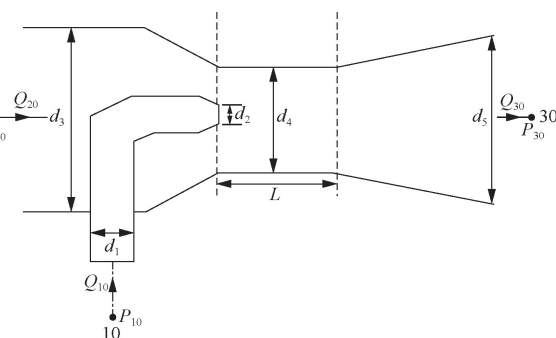
引射泵由“Jet Pump”元件模拟,该元件的3个连接口分别为引射泵的进口、出口以及抽吸口。引射泵结构示意图如图4所示。

根据引射泵工作性能试验实测结果,输入流量比-扬程比($M-N$)曲线及进口流量-进口和吸油口压差 $[Q_{10}-(P_{10}-P_{20})]$ 曲线,可以实现引射泵性能的准确模拟。

流量比 M 定义如式(5)所示。

$$M = \frac{Q_{20}}{Q_{10}} \quad (5)$$

扬程比 N 的定义如式(6)所示。



$d_1 \sim d_5$ 分别为引射泵进口直径、喷嘴出口直径、抽吸口直径、喉部直径和引射泵出口直径,m; L 为喉部长度,m; Q_{10} 、 Q_{20} 、 Q_{30} 分别为引射泵进口、抽吸口、出口的体积流量, m^3/s ; P_{10} 、 P_{20} 、 P_{30} 分别为引射泵进口、抽吸口及出口的压强,kPa

图4 引射泵模型结构图^[19]

Fig. 4 Structural diagram of inject pump model^[19]

$$N = \frac{P_{30} - P_{20}}{P_{10} - P_{30}} = \frac{P_{30} - P_{20}}{(P_{10} - P_{20}) - (P_{30} - P_{20})} \quad (6)$$

引射泵的流量比-扬程比($M-N$)曲线如图5所示。

引射泵的进口流量-进口和吸油口压差 $[Q_{10}-(P_{10}-P_{20})]$ 曲线如图6所示。

滑油散热器、液冷散热器、燃油滤则用流体阻力元件“Discrete Loss”进行模拟。输入损失系数、液力直径等参数,可实现各组件元件压力损失的计算。

发动机用流量源元件“Flow Source”模拟,该元件用来反映发动机的消耗油量,是仿真计算的边界条件。通过给定不同的发动机燃油消耗率来计算各个节点的压力及各支路流量。

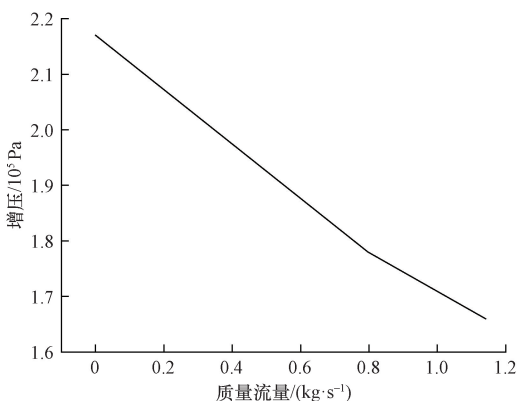


图3 离心泵特性曲线

Fig. 3 Characteristic curve of centrifugal pump

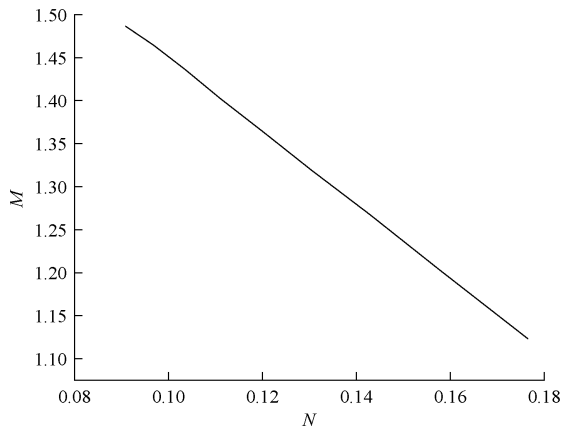


图5 引射泵的流量比-扬程比 ($M-N$) 曲线
Fig. 5 The flow ratio-head ratio ($M-N$) curve of the ejector pump

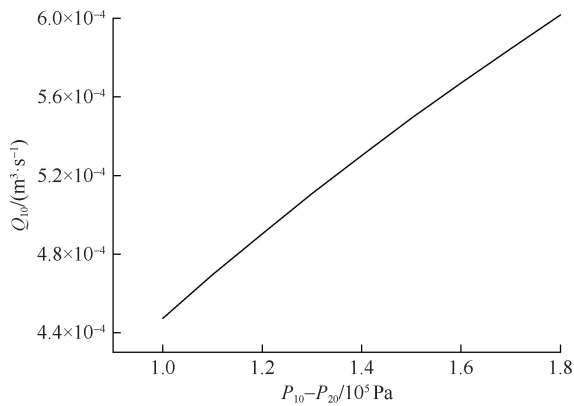


图6 引射泵的进口流量-进口和吸油口压差 [$Q_{10}-(P_{10}-P_{20})$] 曲线
Fig. 6 The inlet flow rate-inlet and suction port pressure difference [$Q_{10}-(P_{10}-P_{20})$] curve of the ejector pump

油面控制开关、换向电磁阀、回油电磁阀用球阀元件“Ball Valve”模拟。仿真模型中用到的3种控制元件有测量元件 Gauge、通用型控制器 Controller、信号分离器 Splitter,采用 Visual Basic 或 Java 语言编写控制元件脚本程序,可实现油面控制开关、换向电磁阀的自动控制功能。

2.2 仿真模型验证

利用图2所示的燃油系统仿真模型进行动态仿真计算。燃料类型设为 Jet A-1 航空煤油,发动机耗油率设为 1 400 L/h。运行燃油系统仿真模型,得到各油箱油量随时间变化的仿真结果,如图7所示。仿真结果表明:左右机翼油箱内的燃油先同时消耗,左右机翼油箱消耗完毕之后再同时消耗前后油箱内的燃油,最后消耗中油箱内的燃油。可知,仿真结果正确地反映了各油箱真实的燃油消耗率及燃油消耗顺序。

搭建供油系统试验平台,其供油系统与所研究飞机供油系统保持一致,原理图如图1所示。试验平台主要由两台离心泵、燃油切断阀、燃油滤清器、离心泵压力传感器、发动机入口压力传感器、燃油管路及相关接头组成。在两台离心泵出口分别安装相对压力传感器,用于测量离心泵出口相对于入口的增压压力;发动机入口则安装了绝对压力传感器,为发动机运行状态提供参考数据。

通过将压力传感器采集的数据与仿真结果进行对比,验证了所建立仿真模型的准确性和可行性。在供油系统试验、仿真模型中均将发动机耗油量设为 100 L/h,得到离心泵出口压力、发动机入口压力实测值与仿真值,如图8所示。可知,左/右燃油泵出口压力、发动机入口压力仿真值与实测值基本一致,仿真误差均在3%以内。

所搭建的燃油系统仿真模型具有较高的可信度,不仅正确地反映了各油箱的燃油消耗顺序,而且左/右燃油泵出口压力、发动机入口压力仿真值与实测值基本一致,建立的仿真模型能很好地反映该型飞机燃油系统的流体特性,故可基于此仿真模型开展进一步的仿真研究。

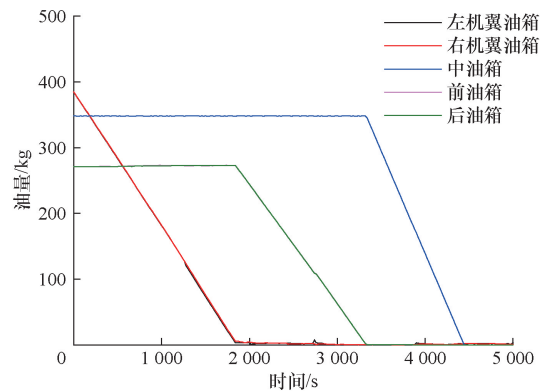


图7 燃油消耗过程中各油箱油量随时间的变化
Fig. 7 Changes in fuel amount of each tank over time

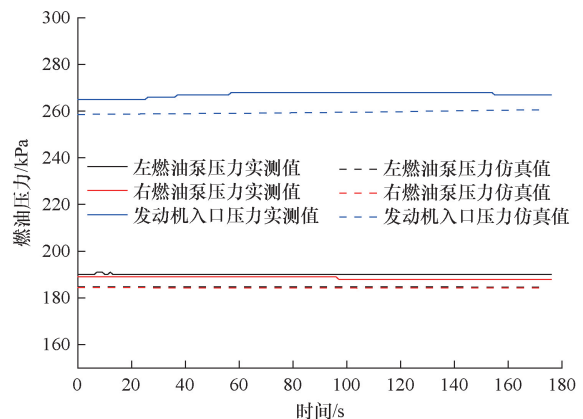


图8 仿真值与实测值对比
Fig. 8 Comparison between simulated and measured values

3 燃油系统能量损耗分析

3.1 能量损耗分类及定义

通过对某飞机燃油系统原理分析可知,对于所研究的燃油系统,输入至两台离心泵的电功率即整个燃油系统消耗的功率 N_0 。整个燃油系统的能量损耗可分为离心泵自身能量损耗 N_p 、供油系统能量损耗 N_s 、输油系统能量损耗 N_l 、回油系统能量损耗 N_r 及发动机能量消耗 N_e 共 5 个部分,上述各参数之间数学表达式为

$$N_0 = N_p + N_s + N_l + N_r + N_e \quad (7)$$

离心泵将输入的电功率转变为具有一定流量与压力的液体的能量,输入电能与离心泵出口处流体能量之差即离心泵能量损耗 N_p ,即

$$N_p = N_0 - \frac{\sum_{i=1}^2 P_{pi} Q_{pi}}{3600} \quad (8)$$

进入输油总管的高压燃油所携带的能量用于驱动引射泵将输油管的燃油输送至中油箱,经过与中油箱内燃油掺混后,这些能量均变成热的形式耗散掉。鉴于此,输油系统能量损耗 N_l 可以定义为输油总管入口压力与流经输油总管燃油的流量的乘积,其计算公式为

$$N_l = \frac{P_l Q_l}{3600} \quad (9)$$

飞机燃油系统内产生的压力损失主要归因于管路沿程摩擦阻力、管路及燃油系统附件局部阻力等环节,这些压力损失会引起能量的损耗。回油系统能量损耗 N_r 可以定义为回油总管入口压力与流经回油总管燃油的流量的乘积,其计算公式为

$$N_r = \frac{P_r Q_r}{3600} \quad (10)$$

进入发动机的燃油所携带的能量,可用发动机入口压力与入口流量的乘积来表示,其计算公式为

$$N_e = \frac{P_e Q_e}{3600} \quad (11)$$

式中: N 为各系统能量损耗, W ; P 为各处相对于离心泵入口的燃油压力, kPa ; Q 为燃油体积流量, L/h 。

供油系统能量消耗同样归因于管路沿程摩擦阻力、管路及燃油系统附件局部阻力等环节,这些压力损失会引起能量的损耗。通过对式(7)~式(11)联立计算,可得出供油系统能量损耗 N_s 。

3.2 能量损耗分析

通过图9可知,在左/右机翼油箱、前/后油箱输油的过程中,发动机入口压力在 $2.0 \times 10^5 \sim 2.3 \times 10^5$ Pa 范围内周期性的波动,这是油面控制开关在

浮子阀信号的控制下周期性地开闭导致的。中油箱液面到达满油面控制液位时,浮子阀发出满油信号,在该信号的作用下油面控制开关关闭,切断了去往左/右机翼油箱或者前/后油箱的输油动力流,导致燃油泵输出的流量降低,与此同时,燃油泵的工作压力有一定升高,进而发动机入口压力出现一定的升高。随着发动机燃油的消耗,中油箱油面低于满油面控制液位,故而满油信号消失,油面控制开关打开,燃油泵输出流量变大,导致燃油泵工作压力及发动机入口压力降低。为获得稳定的发动机入口压力值,将中间油箱的初始油量设为 100 kg,该值低于中间油箱满油油量,因而在中间油箱达到满油控制液位之前,油面控制开关则保持打开的状态,这样就可以更加精准地量化各部分的能量损耗情况。

某发动机燃油消耗率范围为 150 ~ 1 400 L/h,起飞、爬升、巡航、下滑等典型飞行工况下的发动机燃油消耗率情况如表1所示。

以表1中各典型飞行工况的发动机燃油消耗率作为输入条件,利用搭建的仿真模型开展动态仿真,得出燃油系统达到稳态时各节点的流量、压力参数,进而得出各典型飞行工况下传统燃油系统中离心泵、供油系统、输油系统、回油系统能量损耗情况,如图10所示。

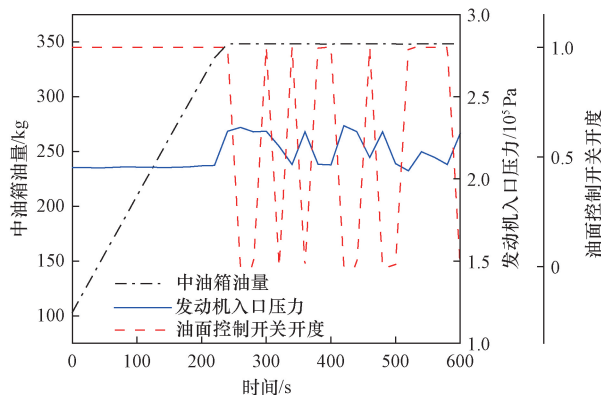


图9 发动机入口压力值变化曲线

Fig. 9 Engine inlet pressure variation curve

表1 典型飞行工况下发动机燃油消耗率

Table 1 Engine fuel consumption rate of typical flight condition

典型飞行工况	发动机燃油消耗率/(L·h ⁻¹)
起飞	1 400
爬升一	1 150
爬升二	900
巡航一	650
巡航二	400
下滑	150

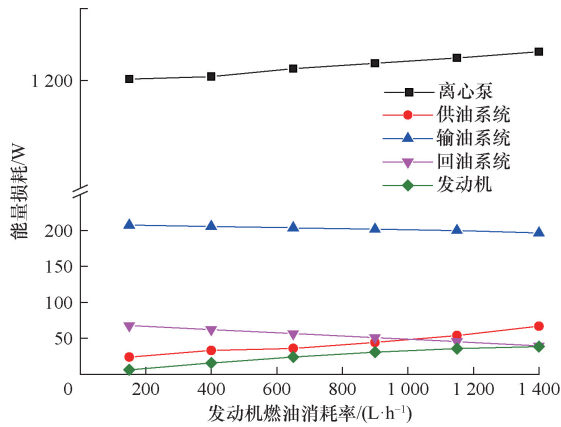


图 10 传统燃油系统能量损耗情况

Fig. 10 Energy loss of traditional fuel system

各典型飞行工况下,两台离心泵损耗的能量为 1 202 ~ 1 240 W,所占比例范围为 78.4% ~ 79.8%,可知离心泵损耗的能量占燃油系统总能量损耗的绝大部分。离心泵将电能转变为具有一定流量与压力的液体的能量,其能量损耗主要来源于泵的容积损失、机械损失、水力损失以及驱动装置的电气损失。

传统燃油系统利用引射泵以燃油泵产生的高压燃油作为工作流体,抽吸输油箱内的低压燃油,从而实现燃油的传输。输油系统损耗能量在 196.3 ~ 207.3 W,所占比例区间为 12.4% ~ 13.8%。输油系统能量损耗为燃油系统能量损耗的次主要来源,其能量损耗主要源自引射泵能量损耗及输油系统沿程损耗,其中引射泵能量损耗包括流体在喷嘴、喉管、扩散段等部位摩擦损失、局部损失以及流体混合过程中的动能损耗等。

供油系统、回油系统的能量损耗主要来源于管路系统产生的沿程损耗,在各典型飞行工况下二者的能量损耗分别在 23.9 ~ 66.8 W 和 39.4 ~ 67.6 W,所占比例均不高于 4.5%。

4 降低能量损耗策略研究

根据对传统燃油系统能量损耗的分析,针对主要能量损耗来源提出离心泵冷备份策略和分布式输油策略。

4.1 离心泵冷备份策略

采用离心泵冷备份策略,即通过控制系统随机启动一台离心泵,同时另外一台离心泵处于待机断电状态。一旦检测到故障,立即切换至备用油泵运行。在图 2 所示的燃油系统仿真模型中,关闭一台离心泵,得到单离心泵工作条件下,不同发动机燃油消耗率时离心泵、供油系统、输油系统、回油系统能量损耗情况,如图 11 所示。

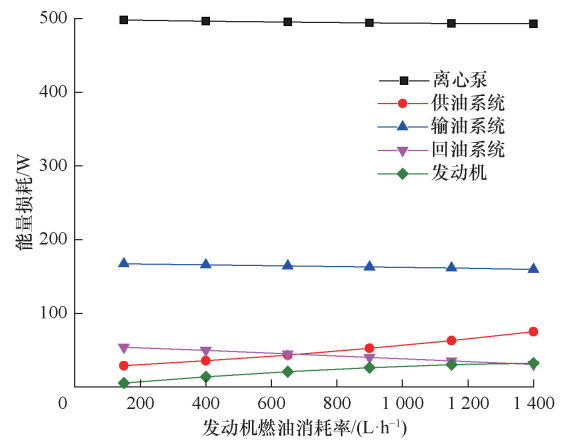


图 11 离心泵冷备份策略下能量损耗情况

Fig. 11 Energy loss situation under the cold backup strategy

当只有一台离心泵工作时,各典型飞行工况下离心泵消耗的能量在 493 ~ 498 W,相对于双泵工作的情况,离心泵能量消耗下降幅度约 60%。这是因为在单台离心泵工作情况下,离心泵出口流量、压力工况更接近其设计点工况,使之工作在更高效的区间。从能量消耗比例具体数值上来看,离心泵消耗能量所占比例范围为 62.4% ~ 66.1%,相应地,此时离心泵的工作效率区间为 33.9% ~ 37.6%。

采用离心泵冷备份策略,各典型飞行工况下输油系统损耗能量在 159.5 ~ 167.2 W,所占比例区间为 20.2% ~ 22.2%。相对于传统燃油系统,采用离心泵冷备份策略,同一典型飞行工况点输油系统能量损耗降低约 20%。相对于双离心泵工作模式,在相同的发动机燃油消耗率的条件下,单离心泵工作模式下离心泵输出压力降低,因而输油系统能量损耗有所降低。这种变化也是由离心泵输出流量增大、输出压力降低的工作特性决定的。

4.2 分布式输油策略

传统飞机燃油系统采用引射泵以燃油泵产生的高压燃油作为动力,将输油箱内的燃油传输至供油箱。从图 10 可知,各典型飞行工况下输油系统能量损耗占比为 12.4% ~ 13.8%,输油系统能量损耗为燃油系统能量损耗的第二大主要原因。因流体在引射泵喷嘴、喉管、扩散段等部位摩擦损失、局部损失以及流体混合过程中的动能损耗等内部能量损失较大,引射泵工作效率一般不超过 30%。为此,提出了分布式输油策略。

分布式输油策略为:利用 4 个直流电动输油泵按既定输油顺序抽取左/右机翼油箱、机身前/后油箱内的燃油输送至机身中油箱。输油顺序为先同时消耗左右机翼油箱内的燃油,再同时消耗前后油箱内的燃油,最后消耗中油箱内的燃油。

为定量评估分布式输油策略、传统输油方式的

能量损耗情况,定义输油效率(η)这一无量纲参数,其定义为:被转输流体的流动功增加量与初始消耗电能之比,表达式为

$$\eta = \frac{\sum_{i=1}^2 (P'_i Q'_i - P_i Q_i)}{3600 N_{\text{int}}} \quad (12)$$

式(12)中, P'_i, P_i 分别为被转输流体在出口、入口的压力,kPa; Q'_i, Q_i 分别为被转输流体在出口、入口的体积流量,L/h; i 为同时工作的输油支路个数。对于本文所研究的燃油系统来说, $i=2$,即同时工作的输油支路个数为两个; N_{int} 为初始消耗电能,W。对于分布式输油策略来说,初始消耗电能指的是输油泵消耗的电能。对于传统输油方式,初始消耗电能是指离心泵为产生引射泵工作流体所具备的流动功而消耗的电能。对于传统输油方式,初始消耗电能的公式可表示为

$$N_{\text{int}} = \frac{N'_1}{\eta_{\text{pump}}} \quad (13)$$

式(13)中: N'_1 为同时驱动2台引射泵工作流体的流动功,W; η_{pump} 为离心泵工作效率。

图12为各典型飞行工况点下左/右机翼油箱同时输油过程中的输油效率曲线。可知,对于所研究的飞机燃油系统,在双离心泵工作模式下或者单离心泵工作模式下,输油效率均非常低,在双离心泵工作模式下,各典型飞行工况的输油效率均不超过2.5%。在单离心泵工作模式下,由于离心泵工作效率有所提高,各典型工况的输油效率有所提高,但也均低于4%。

对于分布式输油策略,采用直流电动输油泵将各输油箱内的燃油输送至供油箱,其流体管路相对于传统输油方式大为简化,式(12)从本质上来说等价于直流电动输油泵的工作效率。就所研究的燃油系统而言,在各典型工况下离心泵的工作效率区间为33.9%~37.6%。因此,采用分布式输油策略,可大幅度提高系统的输油效率。

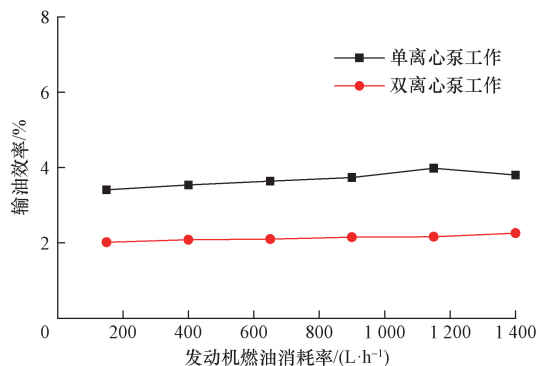


图12 传统输油方式输油效率

Fig. 12 The fuel transfer efficiency using traditional methods

5 结论

提出一种基于Flowmaster仿真软件的能量损耗分析方法,针对某飞机燃油系统开展了各组成部分能量损耗分析,提出了离心泵冷备份策略和分布式输油策略,大幅降低了燃油系统能量损耗。主要结论如下。

(1)针对某型飞机燃油系统,利用Flowmaster流体仿真软件搭建了仿真模型,并通过与试验数据对比,确认左/右燃油泵出口压力、发动机入口压力仿真值与实测值基本一致,仿真误差在3%以内。说明所提燃油系统仿真模型具有较高的可信度,可基于此模型开展进一步的仿真研究。

(2)基于该仿真模型,定量研究了各典型飞行工况离心泵、供油系统、输油系统、回油系统等部分的能量损耗情况。研究表明:各典型飞行工况下,离心泵、输油系统分别为第一、第二能量损耗源,所占比例范围分别为78.4%~79.8%、12.4%~13.8%。

(3)根据上述各部分能量损耗定量分析结果,提出离心泵冷备份策略和分布式输油策略。相对于传统燃油系统双离心泵热备份工作方式,采用离心泵冷备份策略,在各典型飞行工况下离心泵能量消耗下降幅度约60%,输油系统能量损耗降低约20%。对于所研究的飞机燃油系统,在双离心泵工作模式、单离心泵工作模式下,各典型飞行工况的输油效率均分别不超过2.5%、4%,采用分布式输油策略可大幅提高输油效率。

参考文献

- [1] Mohammad S. Unmanned aircraft design: a review of fundamentals [M]. Williston: Morgan & Claypool Publishers, 2017.
- [2] 魏宇豪, 葛玉雪, 赵倩, 等. 双油箱燃油热管理系统性能分析[J]. 航空学报, 2024, 45(14): 235-246.
Wei Yuhao, Ge Yuxue, Zhao Qian, et al. Performance analysis of dual-tank fuel thermal management system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(14): 235-246.
- [3] 翟雁军, 范茹军, 王绪辉. 飞机热管理系统热动态仿真及温度控制[J]. 航空动力学报, 2025, 40(5): 263-271.
Zhai Yanjun, Fan Rujun, Wang Xuhui, et al. Thermal dynamic simulation and temperature control for aircraft thermal management system[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(5): 263-271.
- [4] 杨俊, 张超, 王洋, 等. 主动重心控制功能仿真建模与应用[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 1-8.
Yang Jun, Zhang Chao, Wang Yang, et al. Simulation modeling and application for active center of gravity control function[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 1-8.
- [5] 田利军, 刘鑫. 基于HEFA-FT路线的可持续航空燃料碳减排潜力与减排成本[J]. 科学技术与工程, 2025, 25(4): 1732-1742.
Tian Lijun, Liu Xin. Carbon reduction potential and cost of sustain-

- able aviation fuel based on the HEFA-FT route [J]. Science Technology and Engineering, 2025, 25(4): 1732-1742.
- [6] 万长树, 彭金银. 飞机燃油系统先进技术及流体交联解耦研究 [J]. 民用飞机设计与研究, 2020(4): 104-107.
Wan Changshu, Peng Jinyin. Research on advanced technology of aircraft fuel system and fluid crosslinking decoupling[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(4): 104-107.
- [7] 骆嘉凡. 功率提取条件下航空发动机半物理仿真及控制策略研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2023.
Luo Jiafan. Research on semi-physical simulation and control strategy of aero-engine under power extraction conditions [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2023.
- [8] 金贤球, 雷涛, 闵志豪, 等. 分布式电推进飞机能量优化动态管理技术研究 [J]. 电气工程学报, 2023, 18(3): 315-331.
Jin Xianqiu, Lei Tao, Min Zhihao, et al. Strategies of energy optimal management for distributed hybrid electrical propulsion aircraft [J]. Journal of Electrical Engineering, 2023, 18(3): 315-331.
- [9] 冯诗愚, 付子祺, 刘冠男, 等. 增程式飞机发展现状与展望 [J/OL]. 北京航空航天大学学报 [2026-02-25]. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2025.0363.
Feng Shiyu, Fu Ziqi, Liu Guannan, et al. Development and prospect of range-extended aircraft [J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics [2026-02-25]. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2025.0363.
- [10] 王莉, 殷子涵, 杨善水, 等. 多电/全电飞机供电系统架构发展及关键技术 [J/OL]. 中国电机工程学报 [2026-02-25]. DOI: 10.13334/j.0258-8013.psee.242589.
Wang Li, Yin Zihan, Yang Shanshui, et al. Advancements in power architectures and enabling technologies for more electric/all-electric aircraft [J/OL]. Proceedings of the CSEE [2026-02-25]. DOI: 10.13334/j.0258-8013.psee.242589.
- [11] 张东辉. 航空发动机燃油系统功率管理浅析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(6): 57-60.
Zhang Donghui. Power management for aero-engine fuel system [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(6): 57-60.
- [12] Sciatti F, Tamburrano P, de Palma P, et al. Detailed simulation of an aircraft fuel system by means of Simulink [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2022(1). DOI: 10.1088/1742-6596/2385/1/012033.
- [13] 李嘉, 韩小宝, 李华聪, 等. 基于改进 Bezier 曲线的复合叶轮式离心泵参数化设计及性能仿真 [J]. 推进技术, 2022, 43(7): 394-403.
Li Jia, Han Xiaobao, Li Huacong, et al. Parametric design and simulation for an aero-fuel centrifugal pump with compound impeller based on improved Bezier-curve [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 394-403.
- [14] 李斌, 李嘉, 李萍, 等. 基于 Kriging 的燃油离心泵智能优化设计方法研究 [J]. 推进技术, 2023, 44(9): 218-229.
Li Bin, Li Jia, Li Ping, et al. Intelligent optimization design method of an aero-fuel centrifugal pump based on Kriging-model [J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(9): 218-229.
- [15] de Donno R, Ghidoni A, Noventa G, et al. Shape optimization of the ERCOFTAC centrifugal pump impeller using open-source software [J]. Optimization and Engineering, 2019, 20(3): 929-959.
- [16] 杨飞翔, 吴宏飞, 赖晓峰, 等. 浮动式口杯几何尺寸对离心泵性能的影响 [J]. 流体机械, 2025, 53(7): 47-52.
Yang Feixiang, Wu Hongfei, Lai Xiaofeng, et al. Effect of geometric dimensions of floating wear rings on centrifugal pump performance [J]. Fluid Machinery, 2025, 53(7): 47-52.
- [17] 孟鹏, 乐贵高, 李仁凤. 航空燃油转输引射泵工作特性的数值研究 [J]. 科学技术与工程, 2018, 18(4): 361-367.
Meng Peng, Le Guigao, Li Renfeng. Numerical investigation on the working characteristics of aviation fuel transfer ejector pump [J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(4): 361-367.
- [18] 刘承婷, 刘钢, 张维薇. 脉冲周期对射流泵引射液体量的影响 [J]. 南京理工大学学报, 2018, 42(5): 609-614.
Liu Chengting, Liu Gang, Zhang Weiwei. Influence of pulse period on amount of ejection fluid in jet pump [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2018, 42(5): 609-614.
- [19] Flowmaster Group. Flowmaster V7 user's documentation [R]. Northamptonshire: Flowmaster International Ltd., 2007.

勘误表

年	卷	期	页	栏	行	误	正
2026	26	9	4006	通	倒 3	2025-11-06	2024-11-06