基于定压减压阀的直升机燃油系统供油压力调控

毛晓东，王伟华，李　洋，张明治，张　策
（沈阳航空航天大学 航空发动机学院，沈阳 110136）

摘要：针对直升机燃油系统供油压力在飞行过载及供油管路高度差的影响下对直升机产生较大波动的问题，基于直升机燃油系统组成和工作原理，制定了一种基于定压减压阀的燃油系统供油压力调控方案。充分考虑过载和供油管路内燃油惯性的因素，建立了燃油系统各部件以及定压减压阀数学模型。在数学模型的基础上，搭建了完整燃油系统和定压减压阀的仿真模型。通过对比燃油重心仿真与试验的变化曲线，验证了仿真模型的准确性。利用仿真模型分别计算并分析了加装定压减压阀前后各向过载变化对供油压力的影响。结果表明：安装减压阀前，各向过载变化均会使供油压力产生波动，且在纵向或法向过载较大时，供油压力会超出设计范围；采用定压减压阀方案后，发动机供油压力在各向过载作用下的压力波动被控制在±0.5 kPa左右，控制效果更好。

关键词：燃油系统；过载；定压减压阀；供油压力；直升机
中图分类号：V275.1　　**文献标识码：**A　　doi：10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.06.019

Fuel Supply Pressure Regulation of Helicopter Fuel System Based on Fixed-Pressure Reducing Valve

MAO Xiao-dong, WANG Wei-hua, LI Yang, ZHANG Ming-zhi, ZHANG Ce
(School of Aero-engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: To address the significant fluctuations in fuel supply pressure of the helicopter fuel system under the influence of flight overload and fuel line height differences, a fuel system supply pressure regulation scheme based on a fixed-pressure reducing valve was proposed, considering system composition and working principle. Fully considering the factors of overload and fuel inertia within supply lines, mathematical models of the fuel system components and the fixed-pressure reducing valve were established. Based on the mathematical model, the simulation model of the complete fuel system and the fixed-pressure reducing valve was constructed. The accuracy of the simulation model was verified by comparing the variation curves of the fuel center of gravity between simulations and tests. Using the simulation model, the influences of directional overload variations on fuel supply pressure before and after installing the fixed-pressure reducing valve were calculated and analyzed. The simulation results show that without the pressure-reducing valve, directional overload variations cause supply pressure fluctuations, and the fuel supply pressure will exceed the design range with large longitudinal or normal overloads. After implementing the fixed-pressure reducing valve scheme, pressure fluctuations under directional overloads were controlled within approximately ±0.5kPa, demonstrating improved regulation effectiveness.

Key words: fuel system; overload; fixed-pressure reducing valve; fuel supply pressure; helicopter

0　引言

直升机燃油系统不仅保证了为直升机稳定供油及燃油监控，还对直升机重心的平衡及其安全性起着至关重要的作用[1-2]。在直升机飞行操作时，发动机供油压力均需处于设计范围之内[3-4]。但由于直升机供油管路复杂，且存在进、出口高度差，使直升机在过载发生变化时，供油压力产生较大波动，严重地超出设计范围，从而增加飞行安全隐患，因此直升机供油压力调控至关重要。

目前仿真技术手段在燃油系统研制过程中广泛应用。国内外学者利用建模仿真的方法模拟在不同飞行任务下燃油系统重要参数的变化，为实际飞行提供参考数据，并对飞行试验中可能出现的风险提前预

收稿日期：2024-02-29　　**基金项目：**辽宁省“兴辽英才计划”基金项目（XLYC1802092）资助
作者简介：毛晓东(1984)，男，博士，副教授。

引用格式：毛晓东，王伟华，李洋，等.基于定压减压阀的直升机燃油系统供油压力调控[J].航空发动机，2025，51(6)：145-152.MAO Xiaodong, WANG Weihua, LI Yang, et al.Fuel supply pressure regulation of helicopter fuel system based on fixed-pressure reducing valve[J].Aeroengine, 2025, 51(6)：145-152.

判，降低了试验风险。Sciatti等[5]利用Simulink建立了完整的燃油系统模型，评估了燃油系统在给定部件不同工作条件下的性能；Afiz等[6]为了控制轻型双引擎飞机燃油系统的燃油流量、监测和优化燃油系统的效率，采用PID（比例-积分-微分）控制器对理论模型进行采样和谐调，并使用Simulink建立了燃油系统的数学模型进行仿真分析；Waghmar等[7]利用AMESim软件对双引擎飞机燃油供给系统进行了建模和仿真，并对燃料进行排序，模拟了不同的燃油消耗顺序组合，以确定重心变化；赵立飞等[8]针对直升机交叉供油系统构型的要求，利用AMESim软件搭建了直升机供油系统模型，并通过仿真获得了发动机燃油入口处的压力和燃油箱中燃油量的变化。

目前针对直升机供油压力调控的研究较少，主要通过以下2种技术手段来实现。一是从燃油系统动力元件入手，即通过控制供油增压泵转速改变泵出口压力来调节供油压力。杨小龙等[9]研究了一种分级变转速增压泵供油系统构型，利用Simulink建立了简化的直升机分级变转速增压泵供油系统模型；叶宁武等[10]利用Simulink建立了直升机供油系统模型，以发动机燃油入口压力作为控制输入，采用PID控制增压泵转速，对直升机燃油流量和直升机过载等变化进行了动态仿真分析。二是通过在供油回路中加装压力调节装置来减轻供油压力波动程度。何勇等[11]提出了一种基于减压阀的直升机自适应供油系统，通过建模仿真开展了供油压力计算研究，考虑其经济性及安装过程的复杂性，泵控调节很难应用到实际供油系统中；而在供油系统中加装压力调节装置即减压阀则方便很多。由于其具有实用性、经济性和可靠性，学者们对减压阀进行了大量的研究和创新设计[12-14]，且该阀在流体液压系统中也一直被广泛应用[15-16]。

本文制定了一种基于定压减压阀的燃油系统供油压力调控方案，同时建立减压阀数学模型，搭建完整的燃油系统和定压减压阀仿真模型。

1 直升机燃油系统组成及原理

直升机燃油系统组成复杂，主要包括燃油箱系统、通气系统、加油系统、转输系统、供油系统和燃油测量监控系统等。本文以直升机燃油系统为研究对象，详细原理如图1所示。

从图中可见，直升机燃油箱系统由5个油箱组成，其中2、3号油箱为供油油箱为发动机供油，1、4、5号油箱为转输油箱。

通气系统主要包括1、4、5号油箱与外部大气之间的外部通气管以及连接各油箱的高位连通管和内部通气管。其主要作用是保证燃油系统在加油和供油时油箱与油箱之间以及油箱与外界大气之间的气

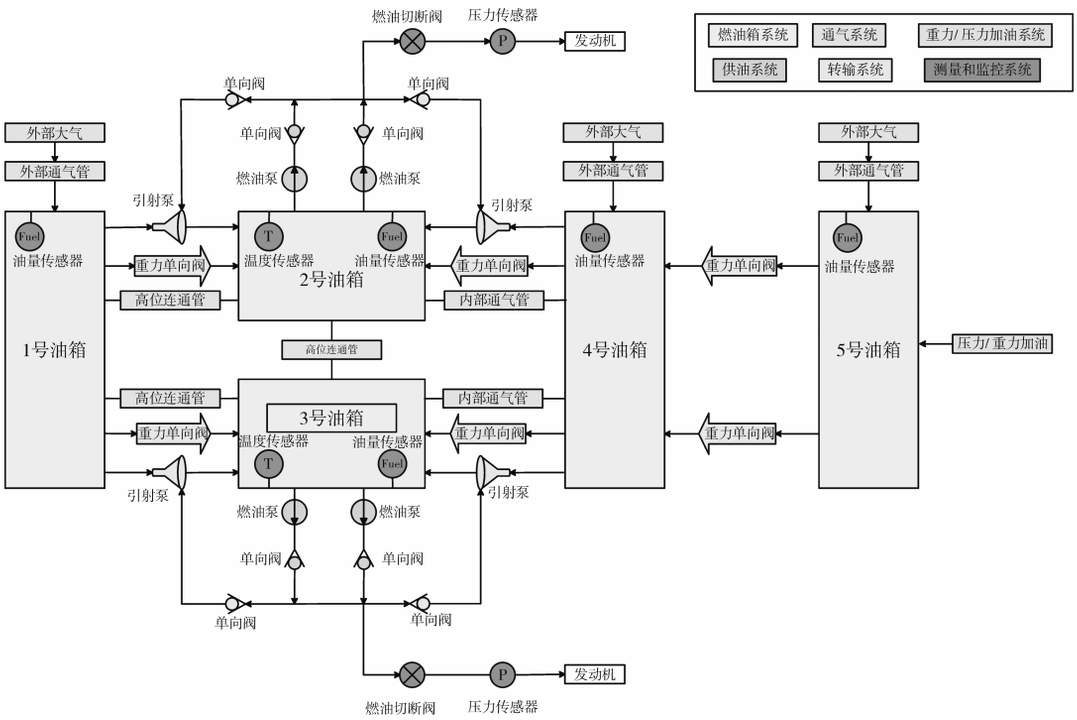


图1 燃油系统原理

体交换,从而维持各燃油箱压力和大气压力的平衡。该型直升机燃油系统不对燃油箱进行引气增压。

直升机加油方式可分为压力加油和重力加油2种。压力加油通过加油车等加油设备加油,加油速度较快;重力加油通过人工加油,在无加油设备或设备损坏的情况下,利用燃油本身的重力,实现加油过程。加油时2、3、4号油箱内的燃油依次通过重力单向阀从5号油箱流入,1号油箱内燃油通过高位连通管从2、3号油箱流入。

供油和转输系统主要由增压泵、引射泵、单向阀、重力单向阀、供油管路和燃油切断阀等部件组成。2、3号油箱内各有2台离心增压泵并联分别向左发和右发供油。燃油转输有2种方式:一是1、4号油箱内各有2台引射泵,通过增压泵提供引射流量将转输油箱内的燃油吸入供油油箱。二是输油箱与供油箱之间安装了重力单向阀,当引射泵不工作时转输油箱内的燃油可通过重力转输进供油箱。同时,1号油箱与2个供油油箱上方的2条高位连通管可作为溢流通道将转输多余燃油溢流回1号油箱,防止在引射系统转输燃油时2、3号油箱燃油过满导致压力过大。

燃油测量监控系统主要由安装在油箱内以及供油管路上的各类传感器和控制阀组成,传感器主要包括温度、压力和油量传感器等。控制阀主要包括燃油切断阀等。

2　基于定压减压阀的供油压力调控方案

由于直升机供油管路复杂,且进出口高度差较大,在直升机飞行过载发生较大变化时,发动机供油压力会产生明显波动,从而引起飞行安全隐患。减压阀作为一种压力调节阀门,可通过节流的方式控制出口压力,并依靠介质本身的能量,使出口压力自动保持稳定。因此,本文制定了一种基于定压减压阀的供油压力调控方案,其原理如图2所示。

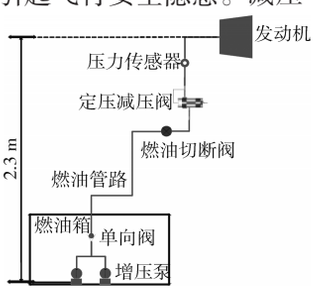


图2　定压减压阀供油压力调控方案原理

本文研究针对的直升机供油管路进出口高度差约为2.3 m,管路进出口存在横向与纵向距离,但数值较小,其影响可忽略不计。在供油管路末端,即发动机前端,安装定压减压阀,实现发动机供油压力调控,减少飞行过载对供油压力的影响。

本文采用的减压阀为直动式定压减压阀,其具有响应速度快、脉冲压力小、泄漏量小和抗污染性强等优点。该阀主要由阀体、阀芯和调节弹簧等组成,直动式定压减压阀结构如图3所示。

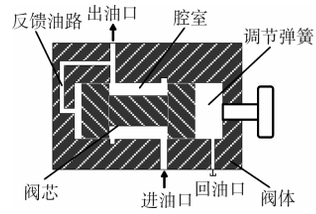


图3　直动式定压减压阀结构

一般情况下减压阀处于开启状态,正常工作的前提是进口压力要大于调定压力。直动式减压阀调定压力取决于调节弹簧预紧力的大小,当阀出口压力等于弹簧预紧力时,阀出口压力即为调定压力。当进口压力变化时,出口压力也会随之改变,从而引发阀芯位移,出油口面积变化导致节流效果发生改变,但调节过程中阀芯位移量很小,即弹簧压缩量变化很小,弹簧力基本不变,因此出口压力基本稳定在调定值附近。

3　数学模型及仿真模型搭建

3.1　燃油箱模型

该型直升机燃油箱简化3维模型如图4所示。

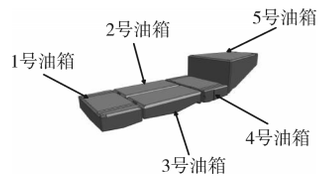


图4　燃油箱3维模型

燃油箱内燃油质量连续方程为

$$\frac{\mathrm{d}M}{\mathrm{d}t} = m_{\mathrm{in}} - m_{\mathrm{out}} \quad (1)$$

式中:M为燃油箱内燃油质量,kg;m_{in}为流入油箱的燃油质量流量,kg/s;m_{out}为流出油箱的燃油质量流量,kg/s。

燃油箱内燃油体积为

$$V = \frac{M}{\rho} \quad (2)$$

式中:V为燃油箱内燃油体积,m^3;ρ为燃油密度,$\mathrm{kg/m}^3$。

为便于描述和计算燃油箱内燃油位置和运动状态,使用以下4个坐标系:Ra坐标系为以直升机基准点为原点且纵轴始终平行于机身纵轴的直角坐标系;R1坐标系为以直升机基准点为原点且纵轴始终平行于水平地面的直角坐标系;Rt坐标系为以油箱参考点为原点且各轴始终平行于Ra坐标系各轴;Rfs坐标系为以油箱参考点为原点且纵轴始终平行于燃油自由

液面的直角坐标系。

直升机基准坐标系下燃油箱内燃油重心为

$$\overrightarrow{CG_{\mathrm{tf}}}^{[Ra]} = \boldsymbol{T}_{\mathrm{a-t}} \cdot \boldsymbol{T}_{\mathrm{t-fs}} \cdot \overrightarrow{O_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{tf}}}^{[Rfs]} + \overrightarrow{CO_{\mathrm{t}}}^{[Ra]} \tag{3}$$

式中：$\overrightarrow{CG_{\mathrm{tf}}}^{[Ra]}$为$R$a坐标系下直升机基准点到燃油重心的向量；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{a-t}}$为$R$t坐标系到$R$a坐标系的转换矩阵；$\boldsymbol{T}_{\mathrm{t-fs}}$为$R$fs坐标系到$R$t坐标系的转换矩阵；$\overrightarrow{O_{\mathrm{t}}G_{\mathrm{tf}}}^{[Rfs]}$为$R$fs坐标系下燃油箱参考点到燃油重心的向量；$\overrightarrow{CO_{\mathrm{t}}}^{[Ra]}$为在$R$a坐标系下直升机基准点到燃油箱参考点的向量。

油箱内燃油重心在水平坐标系下的的加速度为

$$\vec{a}_{\mathrm{f}}(G_{\mathrm{tf}})^{[R1]} = \vec{g}^{[R1]} - \boldsymbol{T}_{1-\mathrm{a}} \cdot \overrightarrow{a_{\mathrm{AC}}}(G_{\mathrm{tf}})^{[Ra]} \tag{4}$$

式中：$\vec{a}_{\mathrm{f}}(G_{\mathrm{tf}})^{[R1]}$为$R1$坐标系下燃油重心的加速度，m/s^2；$\vec{g}^{[R1]} = \left(0,0,-g\right)^{[R1]}$；$\boldsymbol{T}_{1-\mathrm{a}}$为$R$a坐标系到$R1$坐标系的转换矩阵；$\overrightarrow{a_{\mathrm{AC}}}(G_{\mathrm{tf}})^{[Ra]}$为直升机在$R$a坐标系下的加速度，m/s^2。

燃油自由液面法向量为

$$\vec{n}_{\mathrm{fs}} = \frac{\vec{a}_{\mathrm{f}}(G_{\mathrm{tf}})}{\left|\vec{a}_{\mathrm{f}}(G_{\mathrm{tf}})\right|} \tag{5}$$

燃油自由液面到油箱参考点的高度为

$$h_{\mathrm{liq\ above\ ref\ pt}} = \vec{n}_{\mathrm{fs}}^{[R1]} \cdot \overrightarrow{CO_{\mathrm{t}}}^{[R1]} + d \tag{6}$$

式中：$h_{\mathrm{liq\ above\ ref\ pt}}$为燃油自由液面到燃油箱参考点的高度，m；$\vec{n}_{\mathrm{fs}}^{[R1]}$为燃油自由液面在$R1$坐标系下的法向量；$\overrightarrow{CO_{\mathrm{t}}}^{[R1]}$为$R1$坐标系下直升机基准点到燃油箱参考点的向量；$d$为直升机基准点到燃油自由液面的距离，m。

燃油箱内部压力计算如下。

油箱内各处静水压力为

$$p_{\mathrm{hyd}} = \rho \cdot a_{\mathrm{f}} \cdot h_{\mathrm{fl}} \tag{7}$$

式中：p_{hyd}为各处静水压力，MPa；ρ为燃油密度，kg/m^3；a_{f}为燃油各处的加速度，m/s^2；h_{fl}为燃油自由液面到各处的高度，m。

油箱内各处压力为

$$p = p_{\mathrm{gas}} + p_{\mathrm{hyd}} \tag{8}$$

式中：p为油箱内各处压力，MPa；p_{gas}为油箱内气相空间压力，MPa。

3.2 增压泵模型

油箱内增压泵为离心式增压泵，作为燃油系统的动力部件，其主要作用是向发动机持续供油。针对增压泵的计算主要是泵进出口流量压力的变化。

增压泵压力参数计算为

$$p_{\mathrm{out}} = p_{\mathrm{in}} + \Delta p \tag{9}$$

式中：p_{out}为泵出口压力，MPa；p_{in}为泵进口压力，MPa；Δp为压增，MPa。

压增是根据增压泵的流量压增曲线进行插值计算，本文所用泵的流量压增曲线如图5所示。

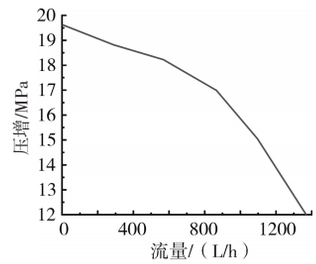


图5 增压泵流量压增曲线

增压泵流量和扬程与转速之间遵循相似定律

$$\frac{Q}{Q_0} = \frac{N}{N_0} \tag{10}$$

$$\frac{H}{H_0} = \left(\frac{N}{N_0}\right)^2 \tag{11}$$

式中：Q为增压泵出口流量，m^3/s；Q_0为增压泵在额定转速下的出口流量，m^3/s；H为扬程，m；H_0为增压泵在额定转速下的扬程，m；N为增压泵转速，r/min；N_0为增压泵额定转速，r/min。

3.3 引射泵模型

引射泵无运动部件，可靠性高且质量较轻。参考文献[17]对引射泵结构参数（喷嘴直径、混合室直径、混合室长度、扩压管长度和扩压管出口直径）进行选取。引射泵工作特性参数计算如下。

引射泵压力比N为

$$N = \frac{p_1 - p_3}{p_2 - p_1} \tag{12}$$

式中：p_1为引射泵出口压力，MPa；p_2为喷嘴口压力，MPa；p_3为吸油口压力，MPa。

引射泵流量比M_{q}为

$$M_{\mathrm{q}} = \frac{Q_3}{Q_2} \tag{13}$$

式中：M_{q}为引射泵流量比；Q_2为驱动流量，m^3/s；Q_3为引射流量，m^3/s。

引射泵效率η为

$$\eta = \frac{Q_3 \cdot (p_1 - p_3)}{Q_2 \cdot (p_2 - p_1)} = M_{\mathrm{q}} \cdot N \tag{14}$$

3.4 单向阀模型

单向阀的作用用于避免燃油增压泵失效或停止工作时发动机供油管路燃油倒流，其数学模型如下。

单向阀出口压力为

$$p_{\mathrm{out}} = p_{\mathrm{in}} - p_{\mathrm{crack}} - p_{\mathrm{d}} \tag{15}$$

式中:p_{out}为出口压力,MPa;p_{in}为入口压力,MPa;p_{crack}为开启压力,MPa;p_d为迟滞压力,MPa。

3.5　供油管路模型

由于燃油箱位置距离发动机入口较远,导致供油管路较长,供油管路在供油时产生的压力损失一部分是燃油与管路之间的摩擦造成的,另一部分是燃油克服供油管路进出口两端的高度差造成的。因此供油管路内燃油需要考虑加速度的影响,燃油管路出口压降计算如下。

对于层流

$$\Delta p = \frac{32 \cdot L \cdot \rho \cdot \upsilon \cdot v}{D^2} + \rho \cdot L \cdot \ddot{x} \tag{16}$$

对于过渡流和湍流

$$\Delta p = \frac{L \cdot \rho \cdot f_f \cdot v^2}{2D} + \rho \cdot L \cdot \ddot{x} \tag{17}$$

式中:$\ddot{x}$为燃油相对管路的加速度

$$\ddot{x} = \frac{\boldsymbol{x}_{pipe}}{\left|\boldsymbol{x}_{pipe}\right|} \cdot \boldsymbol{a}_{fuel} \tag{18}$$

式中:D为管路直径,m;L为管路长度,m;ρ为燃油密度,kg/m^3;υ为运动黏度,m^2/s;v为管内燃油流速,m/s;f_f为燃油与管路摩擦系数;$\boldsymbol{x}_{pipe}$为从管道进口端到出口端的矢量;$\boldsymbol{a}_{fuel}$为燃油的加速度,m/s^2。

3.6　定压减压阀模型

定压减压阀工作时,其阀芯静力平衡方程为

$$\left(p_r - p_s\right)A_r = F_s + k\Delta x \tag{19}$$

式中:p_r为反馈腔压力,MPa;p_s为弹簧腔压力,MPa;A_r为阀芯端面积,mm^2;F_s为弹簧预紧力,N;k为弹簧刚度,N/mm;Δx为阀芯位移量即弹簧压缩量,mm。

由于阀芯位移极小。因此式(19)可简写为

$$\left(p_r - p_s\right)A_r = F_s \tag{20}$$

减压阀进口流量方程为

$$Q_1 = C_q A(x)\sqrt{\frac{2(p_1 - p_2)}{\rho}} \tag{21}$$

式中:Q_1为减压阀进口流量,m^3/s;C_q为流量系数;$A(x)$为阀进口面积,m^2;p_1为减压阀进口压力,MPa;p_2为减压阀出口压力,MPa。

减压阀阀芯腔流量连续方程为

$$Q_1 - Q_2 - Q_3 - C_{1r}(p_1 - p_2) = \frac{V_2}{E}\frac{\mathrm{d}p_2}{\mathrm{d}t} \tag{22}$$

式中:Q_2为减压阀出口流量,m^3/s;Q_3为流向阻尼孔流量,m^3/s;C_{1r}为泄漏系数;V_2为阀芯腔体积,m^3;E为燃油体积弹性模量,MPa。

反馈管路中阻尼孔主要作用是对阀芯运动形成阻尼,使阀芯运动平稳,减少振动。阻尼孔流量方程为

$$Q_3 = \frac{\pi d_c^{\,4}\left(p_2 - p_r\right)}{128\eta l_c} \tag{23}$$

式中:d_c为阻尼孔直径,mm;l_c为阻尼孔长度,mm;η为燃油动力黏度,Pa·s。

减压阀反馈腔流量连续方程为

$$Q_3 = A_r\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} + \frac{V_r}{E}\cdot\frac{\mathrm{d}p_r}{\mathrm{d}t} \tag{24}$$

式中:V_r为反馈腔体积,m^3。

3.7　仿真模型搭建

3.7.1　燃油系统仿真模型

以燃油系统组成、工作原理和各部件数学模型为基础,基于AMESim仿真平台搭建燃油系统仿真模型,如图6所示。利用该仿真模型,对各飞行过载下的供油压力开展仿真计算分析。

3.7.2　定压减压阀仿真模型

基于定压减压阀结构和工作原理,运用静力学方程、流量方程和连续性方程建立阀体数学模型,基于AMESim仿真平台搭建详细的定压减压阀仿真模型如图7所示。

4　仿真分析

4.1　供油过程仿真及模型可靠性验证

为了验证仿真模型的准确性,对地面试车供油工况进行仿真计算,仿真从油箱满油状态下开始供油,增压泵为发动机供油并向引射泵提供引射流量,直到燃油全部消耗完成,供油过程各燃油箱油量变化曲线如图8所示。从图中可见,燃油箱内燃油消耗顺序为5号→4号→1号油箱,最后为2、3号油箱同时消耗,仿真结果与实际正常供油时燃油箱内燃油消耗顺序一致。

对比仿真与试验过程燃油油量和重心x方向(纵向)坐标的对应曲线,如图9所示。从图中可见,仿真与试验结果基本吻合,进一步验证了本文仿真模型的准确性及可靠性。

4.2　过载对供油压力影响仿真分析

为分析飞行过程直升机过载变化对发动机供油压力影响,分别对横向(左右两侧)、纵向(前进后退)和法向(垂直上下)过载变化进行仿真计算。其中,过

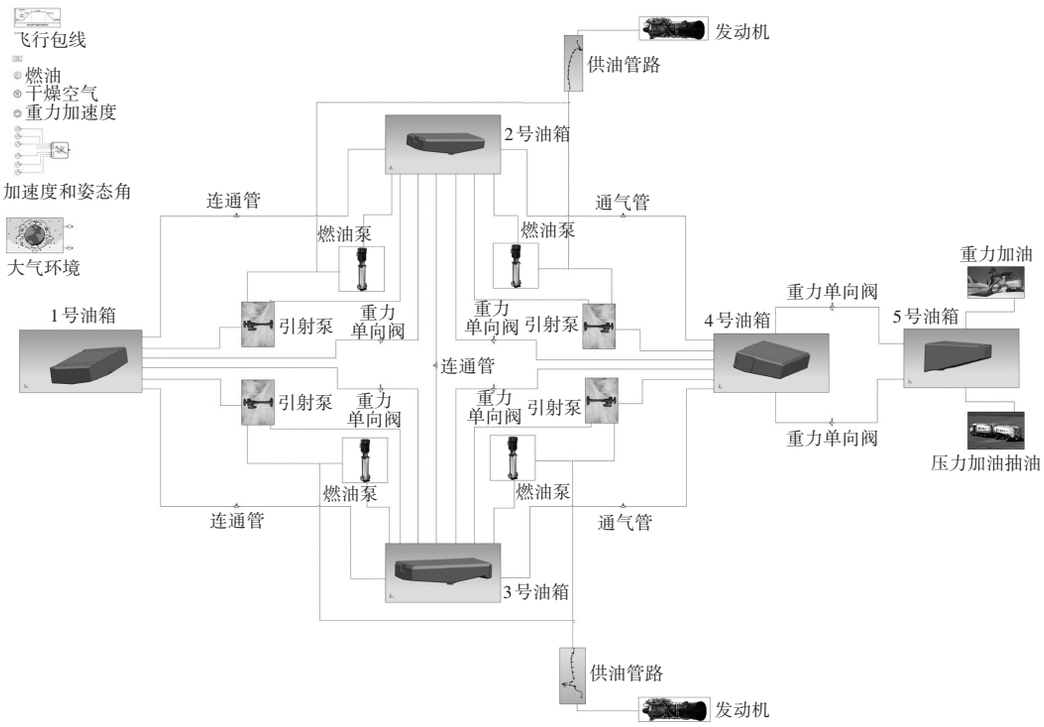


图6 燃油系统仿真模型

载定义为各方向合力与飞机重力之比，如法向过载n_z为直升机除重力外法向方向合力与重力比值[18]

$$n_z = -L/m_g \quad (25)$$

式中：L为直升机升力，N；m_g为直升机重力，N。

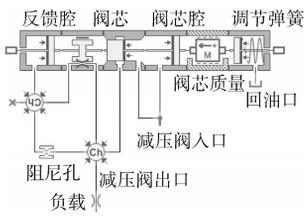


图7 定压减压阀仿真模型

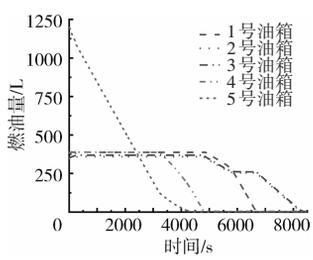


图8 供油过程燃油箱油量变化

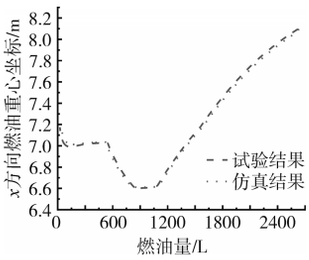
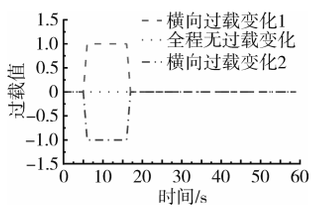


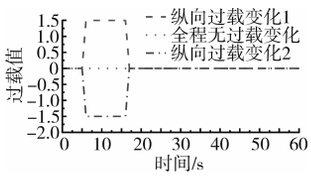
图9 燃油油量与燃油重心x方向坐标对应曲线

根据该型直升机3个方向过载的限制范围，仿真设置3个方向的飞行过载变化，如图10所示。其中，横向过载分为2组，5 s前直升机平飞，5 s时过载改变，分别从0变为1和-1，持续10 s，之后恢复平飞；纵向过载分为2组，5 s前直升机平飞，5 s时过载改变，分别从0变为1.5和-1.5，持续10 s，之后恢复平飞；法向过载分为3组，5 s前直升机平飞，5 s时过载发生改变，分别从1变为0.5、2和3，持续10 s，之后恢复平飞。直升机飞行海拔高度为2500 m，单台发动机供油流量为216 kg/h。仿真结果如图11、12所示。

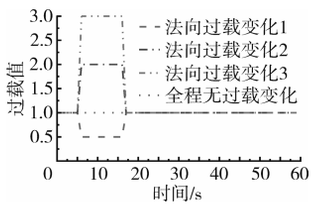
对于横向和纵向过载，引发供油压力变化的主要原因是燃油箱内增压泵入口处燃油加速度和到燃油自由液面的距离发生改变，从而导致的增压泵入口静水压力变化，其静水压力变化计算可参考式(7)。从图11和图12的(a)、(b)中可见，发动机供油压力随增压泵入口压力增大而增大，随增压泵入口压力减小而减小，且变化幅值接近。由于直升机横向过载范围和油箱内燃油横向分布范围较小，因此，在横向过载范围内供油压力变化并不明显；而直升机纵向过载范围和油箱内燃油纵向分布范围较大，因此，在纵向过载范围内供油压力变化相对较大。



(a) 横向

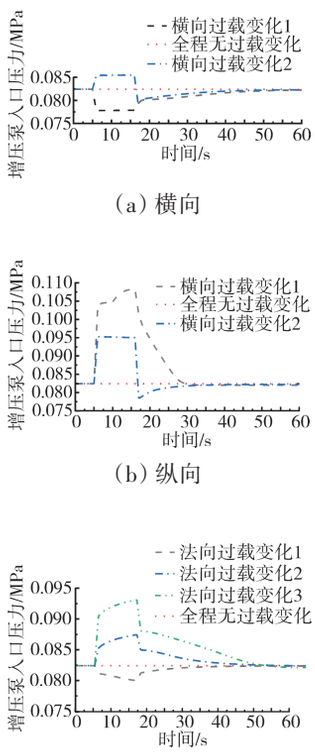


(b) 纵向



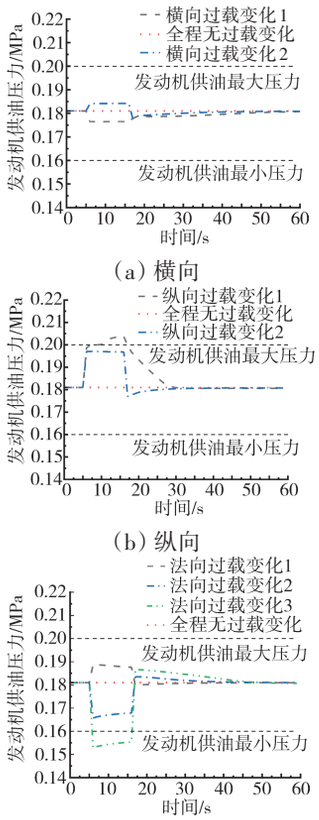
(c) 法向

图10 3个方向的飞行过载变化



(a) 横向　(b) 纵向　(c) 法向

图11　3个方向的增压泵入口压力变化



(a) 横向　(b) 纵向　(c) 法向

图12　3个方向的发动机供油压力变化

对于法向过载,由于供油管路进出口高度差较大,且直升机法向过载变化范围较大,引发供油压力变化的原因除了燃油箱内增压泵入口静水压力的变化,更主要的是由于法向过载变化时供油管路内的燃油惯性而产生的压降,其计算可参考式(16)、(17)。从图11和图12的(c)中可见,增压泵入口压力的变化规律与发动机供油压力的变化规律相反,因为法向过载变大虽导致增压泵入口压力增大,但此时管路中的燃油相对于管路加速度向下,导致管路出口产生更大的压降,从而使发动机供油压力减小。当法向过载变小时则与之相反。

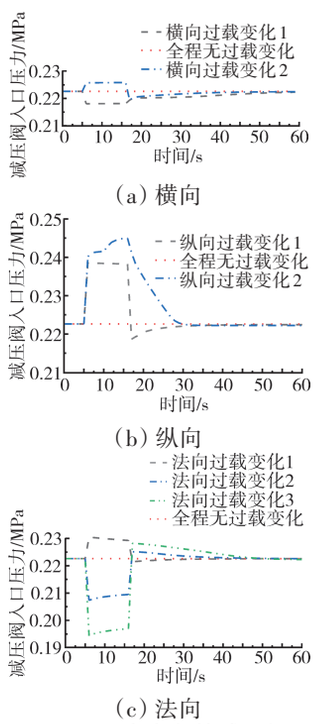
该型直升机在实际飞行过程中,发动机供油压力应在0.16~0.20 MPa,一般维持在0.18 MPa左右,且不能有较大压力波动。通过分析仿真结果可知,在横向、纵向和法向过载发生变化时,供油压力都会产生明显波动。当纵向过载为1.5时,发动机供油压力约为0.205 MPa,超过了设计最大压力;当法向过载为3时,发动机供油压力低至0.15 MPa,远低于设计最小压力0.16 MPa,直接导致飞行安全隐患,因此需要在飞行过载变化时对发动机供油压力进行调控。

4.3　定压减压阀供油压力调控仿真分析

根据所需调定的发动机供油压力为(阀出口压力)0.18 MPa,并考虑阀的安装位置和尺寸,对定压减压阀结构参数进行设定,其主要结构参数见表1。由于减压阀起减压效果,需要增大增压泵转速以提高泵出口压力,使减压阀进口压力远大于0.18 MPa。保持第4.2节其余仿真工况条件不变,对管路末端安装定压减压阀后的模型再次进行仿真,仿真结果如图13~15所示。

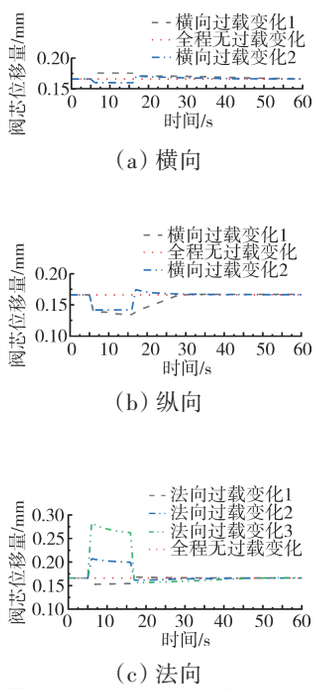
表1　减压阀主要结构参数

参数	数值	参数	数值
阀芯质量/kg	0.03	弹簧预紧力/N	25
阀芯两端直径/mm	20	弹簧刚度/(N/mm)	1
阀芯中间杆直径/mm	10	阻尼孔直径/mm	1



(a) 横向　(b) 纵向　(c) 法向

图13　3个方向的减压阀入口压力



(a) 横向　(b) 纵向　(c) 法向

图14　3个方向的减压阀阀芯位移量变化

从图13、14中可见,减压阀入口压力在过载变化的情况下会产生波动,减压阀阀芯位移量会随入口压力的波动而变化。当入口压力减小时,阀芯向左移动,弹簧伸长,出口面积增大,节流效果减弱;当入口压力增大时,阀芯向右移动,弹簧缩短,出口面积减小,节流流效果增强。又因为调控过程阀芯位移量变化极小,结合式(19)、(20)可知阀出口压力基本不变。从图15中可见,当加入减压阀后,发动机供油压力在各

方向过载条件下变化极小，最大波动值在±0.5 kPa左右，极大地减轻了过载对发动机供油压力的影响。

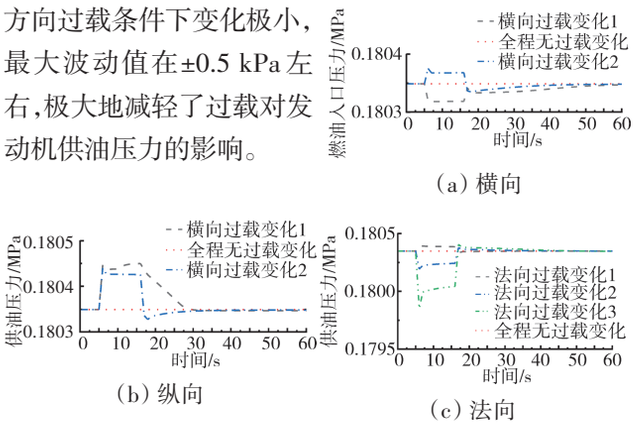


图15 3个方向的安装减压阀后发动机供油压力变化

5 结论

(1)建立了燃油系统和定压减压阀的数学及仿真模型，通过试验对比验证了模型的准确性及可靠性。

(2)利用仿真分析过载变化对供油压力的影响可知，直升机供油压力随过载变化产生波动。当纵向过载为1.5时，发动机燃油入口压力超过最大设计压力；当法向过载为3时，供油压力低于最小设计压力，将增加飞行安全隐患。

(3)使用定压减压阀可使发动机燃油入口压力在过载条件下保持稳定，最大波动值在±0.5 kPa，极大减小了过载对供油压力的影响，可为直升机供油压力调控提供参考。

参考文献：

[1] Munjulury R C, Staack I, López A S, et al. Knowledge-based aircraft fuel system integration[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2018, 90(7): 1128-1135.

[2] 吴燕燕，罗铁苟，郭芳，等. 直升机燃油系统地面全模拟试验台中转台控制系统的研究[J]. 直升机技术，2010，161(1)：34-39.
WU Yanyan, LUO Tiegou, GUO Fang, et al. Research of turntable control system in helicopter fuel system ground simulation test rig [J]. Helicopter Technology, 2010, 161(1): 34-39. (in Chinese)

[3] 赵立飞，叶宁武，杨小龙，等. 直升机燃油系统供油能力分析[J]. 中国科技信息，2022，669(4)：30-32.
ZHAO Lifei, YE Ningwu, YANG Xiaolong, et al. Analysis of fuel supply capability of helicopter fuel system [J]. China Science and Technology Information, 2022, 669(4): 30-32. (in Chinese)

[4] Tu Y, Chen X R, Yin L, et al. Numerical study on pipeline pressure surge of the large aircraft fuel system[J]. Shock and Vibration, 2022, 2022(1): 1-13.

[5] Sciatti F, Tamburrano P, Palma P D, et al. Detailed simulations of an aircraft fuel system by means of Simulink[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2022, 2385(1): 012033.

[6] Afiz I A, Cunliffe R, Alukaidey T. Mathematical modeling and simulation of a twin-engine aircraft fuel system using MATLAB-Simulink[J]. International Journal of Control Science and Engineering, 2018, 8(1): 1-12.

[7] Waghmare O N, Soni A K, Dhende V V. Modeling and simulation of twin engine fighter aircraft fuel supply system to optimize sequencing during flight[J]. Journal of Emerging Technologies and Innovative Research, 2019, 6(6): 934-939.

[8] 赵立飞，周文，叶宁武，等. 基于AMESim的直升机交叉供油仿真分析[J]. 江苏科技信息，2022，39(7)：53-55，77.
ZHAO Lifei, ZHOU Wen, YE Ningwu, et al. Cross fuel supply simulation analysis of helicopter based on AMESim [J]. Jiangsu Science and Technology Information, 2022, 39(7): 53-55, 77. (in Chinese)

[9] 杨小龙，赵立飞，蒋辉. 直升机分级变转速增压泵供油性能仿真研究[J]. 直升机技术，2022(3)：1-5.
YANG Xiaolong, ZHAO Lifei, JIANG Hui. A simulation study of graded variable speed booster pump fuel supply performance of helicopter [J]. Helicopter Technology, 2022(3): 1-5. (in Chinese)

[10] 叶宁武，刘正胜，杨小龙，等. 直升机供油系统恒压供油控制仿真研究[J]. 直升机技术，2021(2)：33-37.
YE Ningwu, LIU Zhengsheng, YANG Xiaolong, et al. A simulation study of constant pressure fuel supply control of helicopter fuel supply system [J]. Helicopter Technology, 2021(2): 33-37. (in Chinese)

[11] 何勇，王晨臣. 直升机自适应供油系统建模与仿真[J]. 航空发动机，2023，49(6)：85-90.
HE Yong, WANG Chenchen. Modeling and simulation of a helicopter adaptive fuel supply system[J]. Aeroengine, 2023, 49(6): 85-90. (in Chinese)

[12] Ferrarese G, Malavasi S. Performances of pressure reducing valves in variable demand conditions: experimental analysis and new performance parameters[J]. Water Resources Management, 2022, 36(8). 2639-2652.

[13] Nabi A, Wacholder E, Dayan J. Dynamic model for a dome-loaded pressure regulator[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, 2000, 122(2): 290-297.

[14] Handroos H M, Vilenius M J. The utilization of experimental data in modelling hydraulic single stage pressure control valves[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, 1990, 112(3): 482-488.

[15] 童宏哲，马小龙，蔡小娣. 可调式减压阀在重力输水工程中的设计与应用[J]. 陕西水利，2021，2021(9)：158-160.
TONG Hongzhe, MA Xiaolong, CAI Xiaodi. Design and application of regulating pressure reducing valve in gravity water delivery project [J]. Shanxi Water Resources, 2021, 2021(9): 158-160. (in Chinese)

[16] 傅星帏. 给水减压阀在工程中应用探讨[J]. 福建建筑，2018，240(6)：127-131.
FU Xingwei. Study on application of water supply pressure reducing valves in engineering [J]. Fujian Architecture and Construction, 2018, 240(6): 127-131. (in Chinese)

[17] 闵兴明，杨勇志. 基于Flowmaster的某直升机燃油引射泵性能仿真研究[J]. 内燃机与配件，2017，2017(2)：18-20.
MIN Xingming, YANG Yongzhi. Simulation study on performances of one helicopter fuel jet pump based on flowmaster [J]. Internal Combustion Engine and Parts, 2017, 2017(2): 18-20. (in Chinese)

[18] 关巍，许维胜. 飞机纵向控制中的法向过载设计[J]. 辽宁大学学报(自然科学版)，2005，32(1)：54-58.
GUAN Wei, XU Weisheng. Design of normal acceleration control of aircraft vehicle in longitudinal control law [J]. Journal of Liaoning University (Natural Sciences Edition), 2005, 32(1): 54-58. (in Chinese)

(编辑：贺红井)