

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.02.007

某型直升机离心式燃油增压泵增压值设计

蒋辉, 黄昆, 赵辉

(中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘要: 为研制满足某型直升机供油系统使用包线的离心式燃油增压泵, 在 Matlab/Simulink 仿真平台上创建了供油系统仿真模型, 并对该供油系统进行了仿真分析, 给出了离心泵的增压值指标。进行了供油系统地面模拟试验, 并与仿真计算进行了对比, 结果表明: 与发动机的断油试验相比, 仿真计算的相对误差为 2.8%; 与发动机正常供油试验结果相比, 仿真计算的最大相对误差为 7.2%。仿真模型具有较高的仿真精度, 所确定的离心泵增压值指标可以满足该型直升机对供油系统的使用要求。

关键词: 直升机; 供油系统; 离心泵; 增压值; 仿真分析

中图分类号: V228.1 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2022)02-0233-06

Design on Pressure Boost Value of Centrifugal Booster Pump of Certain Kind of Helicopter

JIANG Hui, HUANG Kun, ZHAO Hui

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: In order to develop a centrifugal fuel booster pump that can meet the requirements of a helicopter fuel supply system, a simulation model of the fuel supply system is created on the Matlab/Simulink simulation platform, and the fuel supply system is simulated and analyzed systematically. The pressure boost value of the centrifugal pump is given. The ground simulation test of the fuel supply system is carried out and compared with the simulation calculation. The result shows that the simulation calculation relative error is 2.8% compared with the engine fuel shut off test, and the maximum relative error of the simulation calculation is 7.2% compared with the normal fuel supply test results of the engine. These results indicate that the simulation model has high accuracy, and the determined centrifugal pump pressure boost values can meet the requirements of the helicopter for the fuel supply system.

Key words: helicopter; fuel supply system; centrifugal booster pump; pressure boost value; simulation analysis

发动机供油系统是直升机燃油系统中最关键的分系统^[1], 其主要任务是在直升机飞行包线内, 按发动机燃油入口的压力和流量要求, 向发动机连续稳定地供给燃油^[2], 而作为供油系统组成单元之一的燃油增压泵, 则起着实现这项任务的关键作用。燃油增压泵流量和增压能力设计是供油系统供油能力研究的重要内容之一。

当前直升机燃油系统中广泛使用离心式燃油增压泵, 其具有转速高、流量大、工作平衡、输出流量和压力均匀、效率高等一系列优点^[3]。虽然已有不少的研究机构和学者在离心式燃油增压泵增压性能研究方面提出了多种研究方法, 包括泵性能曲线取值法^[3]和数值仿真分析法^[4], 但是从公开的文献资料来看, 从新研飞行器供油系统本身的使用包

收稿日期: 2020-05-22; 修订日期: 2021-04-22

通信作者: 蒋辉, 男, 工程师, E-mail: jiangh022@avic.com。

引用格式: 蒋辉, 黄昆, 赵辉. 某型直升机离心式燃油增压泵增压值设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 233-238. JIANG Hui, HUANG Kun, ZHAO Hui. Design and research on pressure boost value of centrifugal booster pump of certain kind of helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 233-238.

线出发,系统地研究燃油增压泵的增压性能,给出增压泵增压值的取值范围,并以此作为新型增压泵研制的重要设计指标的研究较少。本文以某型直升机的燃油系统为研究对象,在Matlab/Simulink仿真平台上建立直升机燃油系统仿真模型,依据该型直升机燃油系统的使用包线,对离心式燃油增压泵的增压值进行仿真研究,给出燃油增压泵的流量和增压值指标,并将仿真计算结果与地面模拟试验结果进行对比分析。

1 燃油系统仿真模型

1.1 仿真计算模型

该型直升机为单发直升机,其燃油系统中包含两台并联的离心泵,燃油经离心泵增压后,通过单向活门,沿供油管路送至发动机燃油入口,期间还将经过燃油切断阀和各种管路接头。供油系统原理简图如图1所示。

基于该燃油系统,以Matlab/Simulink为仿真平台建立燃油系统的仿真模型如图2所示。在该仿真模型中,各元件的几何参数(包括管内径、管管的长度、弯曲半径以及垂直高度等数据)均由供油

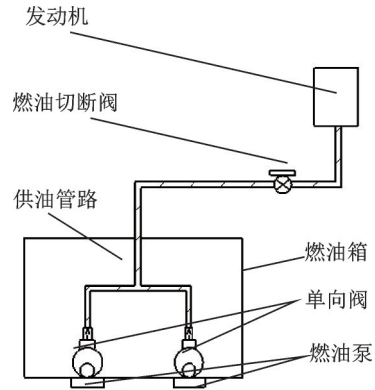


图1 燃油系统简图

Fig.1 Fuel supply system diagram

系统的三维模型直接测量所得。

图2中,流体管路模型中的“A”和“B”分别表示管路模型的燃油进口和出口;离心泵模型的“T”、“P”和“S”分别表示离心泵的燃油进口、出口以及泵的驱动轴连接端口;流量源的“T”和“P”分别表示其燃油的进口和出口;Pressure表示发动机燃油入口的压力,角速度源的“S”、“R”和“C”分别表示物理信号源接口及两个机械旋转接口;模型中的“N”表示泵的转速值。

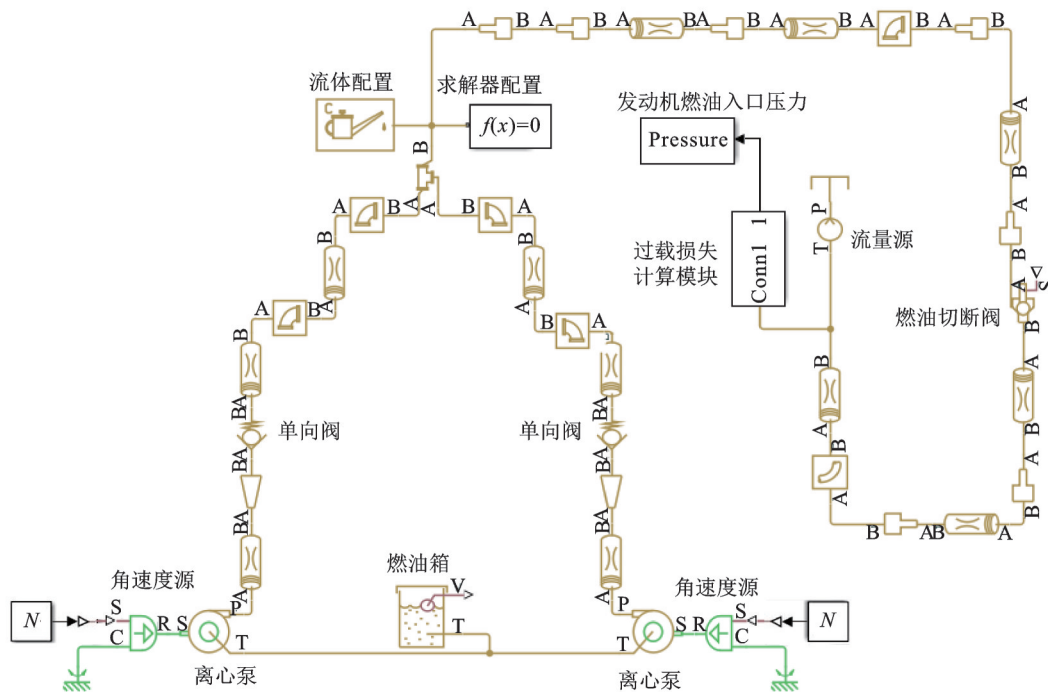


图2 燃油系统仿真模型

Fig.2 Simulation model of fuel supply system

1.2 仿真模型数学描述

对于燃油系统一维流体而言,主要根据燃油系统入口的流量和压力以及系统中各元件上的压力损失来计算系统出口处的压力。

在燃油系统仿真中,燃油箱模块主要用于计算离心泵入口处的燃油压力值。离心泵入口处的燃油压力可以表示为^[5]

$$p = p_{level} - p_{loss} + p_{pr} \tag{1}$$

式中: p_{level} 为离心泵入口处的静水压, p_{pr} 为油箱的增压值。由于该型直升机的燃油箱采用开式通气,无油箱增压,故 $p_{pr}=0$ Pa。 p_{loss} 为离心泵入口处的压力损失,可由式(2)进行计算

$$Q = \sqrt{\frac{1}{K}} \cdot A_p \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \frac{p_{loss}}{(p_{loss}^2 + p_{cr}^2)^{1/4}} \quad (2)$$

式中: K 为压力损失系数,根据以往工程计算经验,可取 $K=1.2$; ρ 为燃油密度; A_p 为离心泵吸入口的面积; p_{cr} 为发生湍流的临界压力,由式(3)进行计算

$$p_{cr} = K \cdot \frac{\rho}{2} \left(\frac{Re_{cr} \cdot v}{d} \right)^2 \quad (3)$$

式中: Re_{cr} 为临界雷诺系数,对于圆截面孔口,可取 $Re_{cr}=2\,000$ ^[6]; v 为燃油的运动黏度。

离心泵的数学模型,可由流量 Q 和增压值 Δp_p 以数据表的形式给出,并对中间值进行插值计算。其中,流量 Q 根据发动机燃油入口流量要求来给定,而增压值 Δp_p 则是需要按直升机的使用包线来确定,在本文第2节对此进行了详细的介绍。

供油管路上的压力损失 Δp_L 可表示为^[5]

$$\Delta p_L = f \frac{(L + L_{eq})}{D_H} \frac{\rho}{2A^2} Q \cdot |Q| + \rho g (Z_{out} - Z_{in}) \quad (4)$$

式中: L 为管路的长度; L_{eq} 为由局部阻力损失所折算成的等效管路长度; D_H 为管路的水力直径,对于充满液体的圆截面导管,其水力直径的值等于导管的内径^[6]; A 为导管横截面积; Z_{out} 和 Z_{in} 分别为管路两端的高度值; f 为管路摩擦系数。

该型直升机供油系统中的燃油切断阀为电动式球阀,可用于在紧急情况下切断向发动机供油的燃油通道,该球阀的内部结构示意图如图3所示^[5]。图3中, h 为阀芯的行程, d_b 为阀芯的直径, d_o 为阀门孔口的直径。

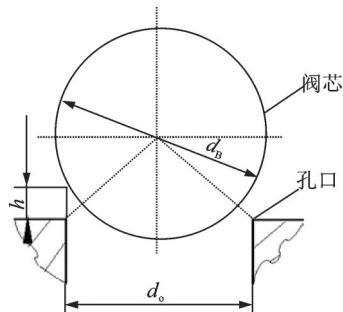


图3 燃油切断阀内部结构示意图

Fig.3 Internal structure diagram of fuel shut-off valve

通过球阀的燃油流量与球阀进出口的压差 Δp_v 可表示为^[5]

$$Q = C_D \cdot A(h) \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \frac{\Delta p_v}{(\Delta p_v^2 + p_{cr}^2)^{1/4}} \quad (5)$$

式中: C_D 为球阀内部孔口的流量系数,根据孔口出流的相关理论^[7],可暂取 $C_D=0.65$ 。 $A(h)$ 为孔口瞬时的流通面积, p_{cr} 为发生湍流的最小压力。

单向阀只允许燃油朝着一个方向流动,其内部的流通截面积 A 与阀体进出口压差 Δp_s 之间的典型关系曲线如图4所示^[5]。图4中的 A_{leak} 、 A_{max} 、 p_{crack} 和 p_{max} 的取值由单向阀供应商提供。

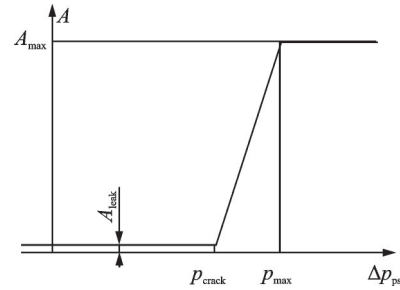


图4 单向阀流通截面积与进出口压差的典型关系曲线

Fig.4 Typical relationship between cross-sectional area and pressure difference between inlet and outlet of check valve

燃油流量与单向阀进出口压差 Δp_s 之间的关系式可表示为^[5]

$$Q = C_D \cdot A \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \frac{\Delta p_s}{(\Delta p_s^2 + p_{cr}^2)^{1/4}} \quad (6)$$

式中: A 为流通截面积, C_D 的值可暂取0.65。

在直升机供油系统流体性能计算中,除了流体阻力外,还应考虑由于过载的存在而引起的惯性阻力损失。

基于直升机的飞行特点,其纵向和横向上的过载系数 n_x 和 n_y 通常较小,而竖向过载系数 n_z 往往比前两者在数值上大2个数量级左右,在惯性阻力损失中起着主导作用,因此,为简化计算,可忽略 n_x 和 n_y 的影响而仅考虑 n_z 的作用,则惯性阻力损失可表示为

$$\Delta F_{inertia} = n_z \rho g L_z \quad (7)$$

由于在图2所示的仿真模型中,供油管路模型里已经考虑了管路进出口处的高度差,因此,在按式(7)计算管路惯性阻力损失时,需减去因管路本身的高度差所造成的阻力损失,即

$$\Delta F_{inertia} = (n_z - 1) \rho g L_z \quad (8)$$

2 离心泵增压值计算

2.1 直升机供油系统使用包线

在供油系统仿真计算中,直升机使用包线主要指使用环境温度、稳态竖向过载系数、飞行高度、发

动机燃油入口压力范围以及流量要求等。根据该型直升机的总体技术要求,其使用包线如表1所示。表1中, t 为环境温度, H_f 为飞行高度, p_{en} 为发动机燃油入口的相对压力, Q 为燃油流量。

表1 供油系统使用包线

Table 1 Envelope for fuel supply system

$t / ^\circ\text{C}$	n_z	H_f / m	p_{en} / kPa	$Q / (\text{L}\cdot\text{min}^{-1})$
-40~60	0~2.5	0~6 000	20~110	0~220

在供油系统仿真计算中,飞行高度主要涉及到供油系统上各部位绝对压力值以及油箱所需增压值的计算。由于该发动机燃油入口的工作压力指标为相对压力,与大气压力无关,可不考虑飞行高度的影响。而油箱是否需要增压,取决于油箱中的绝对压力是否比燃油的饱和蒸气压力高9~10 kPa^[3]。本型机在飞行高度为6 000 m、环境温度为60 °C时,外界大气压力与RP-3燃油的饱和蒸气压差值最小,约为37 kPa,满足大于饱和蒸气压9~10 kPa的要求,不需要对油箱进行增压,因此,也可不用考虑飞行高度的影响。

本文主要从使用环境温度、稳态竖向过载系数以及发动机燃油入口流量和压力要求等4个方面对离心泵的增压值进行计算。

2.2 离心泵最大增压值计算

根据流体力学理论,可建立从离心泵出口至发动机燃油入口处的伯努利方程为^[7]

$$n_z \rho g h_1 + \Delta p_p + \frac{\alpha_1 v_1^2 \rho}{2} = \Delta p_L + (n_z - 1) \rho g h_2 + p_{en} + \frac{\alpha_2 v_2^2 \rho}{2} \quad (9)$$

式中: h_1 为燃油液面到离心泵吸入口的垂直高度; h_2 为发动机燃油入口到离心泵吸入口的垂直高度, $h_2=1.22 \text{ m}$; α_1 和 α_2 为燃油的动能修正系数,层流时 $\alpha_1 = \alpha_2 = 2$,湍流时 $\alpha_1 \approx \alpha_2 \approx 1$; v_1 和 v_2 分别为离心泵出口和发动机燃油入口处的燃油流速,由于供油管路上燃油流量一致,且管内径一致,因此 $v_1 = v_2 = v$,可将式(9)改写为

$$\Delta p_p - \Delta p_L - n_z \rho g (h_2 - h_1) + \rho g h_2 = p_{en} \quad (10)$$

结合式(4),式(10)可以改写为

$$\Delta p_p - n_z \rho g (h_2 - h_1) + \rho \left[g \left(h_2 - \sum_i^j \Delta Z \right) - \frac{\sum_i^j L + \sum_i^j L_{eq}}{D_H} \frac{1}{2A^2} Q |Q| \right] = p_{en} \quad (11)$$

式中: j 为供油管路的总段数, i 为第 i 段管路, D_H 为管的水力直径, ΔZ 表示与各管路模块对应的管路垂直高度差。

要使得发动机燃油入口压力 $p_{en} \leq 110 \text{ kPa}$ 在该型直升机的使用包线范围内均被满足,则式(11)左侧的最大值应不大于110 kPa。在表2所示离心泵最大增压值的计算条件下,式(11)左侧可取得最大值。

表2 离心泵最大增压值的计算条件

Table 2 Calculation conditions for the maximum boost value of centrifugal pump

$Q / (\text{L}\cdot\text{min}^{-1})$	$t / ^\circ\text{C}$	n_z	油量	工作泵数量
0	-40	0	满油量	2

依据表2所示的计算条件,经仿真计算,当 $\Delta p_p = 100 \text{ kPa}$ 时, $p_{en} = 103.78 \text{ kPa}$,满足要求。

2.3 离心泵最小增压值计算

要使得发动机燃油入口最小压力 $p_{en} \geq 20 \text{ kPa}$ 在该型直升机使用包线范围内均被满足,则式(10)左侧的最小值应不小于20 kPa,即

$$\Delta p_p - \Delta p_L - n_z \rho g (h_2 - h_1) + \rho g h_2 \geq 20 \quad (12)$$

式(12)可改写为

$$\Delta p_p \geq 20 + \Delta p_L + \rho g [n_z (h_2 - h_1) - h_2] \quad (13)$$

在表3所示离心泵最小增压值的计算条件下,式(13)右侧可取得最大值。表3中 h_1 的值根据GJB 8075—2013要求设置^[8]。

表3 离心泵最小增压值计算的条件

Table 3 Calculation conditions for the minimum boost value of centrifugal pump

$Q / (\text{L}\cdot\text{min}^{-1})$	$t / ^\circ\text{C}$	n_z	h_1 / mm	工作泵数量
220	-40	2.5	15	1

依据表3所示的计算条件,经仿真计算,供油管路上的阻力损失 $\Delta p_L = 14.68 \text{ kPa}$,由式(13)可得

$$\Delta p_p \geq 49.3 \text{ kPa} \quad (14)$$

考虑到实际管路系统与仿真模型中的管路系统阻力值必然存在误差,为尽可能地使得 Δp_p 的取值能适应较大的管路阻力误差, Δp_p 应留有一定的余量,可取 $\Delta p_p \geq 60 \text{ kPa}$ 。

2.4 离心泵增压值取值范围

由前文计算可得到离心泵的增压值取值范围如表4所示。

表4 离心泵的增压值取值范围

Table 4 Boost value range of centrifugal pump

流量 / ($\text{L}\cdot\text{h}^{-1}$)	增压值 / kPa
0	≤ 100
220	≥ 60

由于离心泵的增压值 Δp_p 会随流量 Q 的增大而单调减小,因此,在 $0\sim 220\text{ L/h}$ 范围内的流量所对应的离心泵增压值都将位于表 4 中所示增压值的取值范围之内,能够满足发动机燃油入口的流量压力要求。

根据表 4 中的流量和增压值指标,离心泵制造商研制出了能够满足要求的某型离心泵,其在额定电压下的实测流量-增压值数据如图 5 所示。

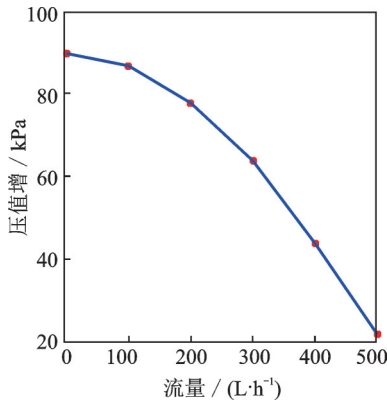


图 5 离心泵实测性能数据

Fig.5 Measured performance data of centrifugal pump

3 仿真计算与地面试验对比

为验证供油系统仿真模型的仿真精度以及所计算出的离心泵增压值的取值范围是否能满足对发动机的供油要求,搭建了地面模拟试验台,在直升机俯仰角和横滚角均为 0° ,竖向过载系数 $n_z=1$,

燃油密度 $\rho=773\text{ kg/m}^3$ 的试验条件下开展发动机断油试验和正常供油能力试验。将图 5 中的实测数据代入仿真模型进行计算,并与地面试验结果相对照,结果如表 5、6 所示。

表 5 发动机燃油入口断油试验结果(双泵工作试验)

Table 5 Results of fuel shut off tests at engine fuel inlet (Double pumps work test)

供油流量 / (L·h ⁻¹)		0
发动机燃油入口压力 / kPa	试验值	78.4
	仿真值	80.6
相对误差 / %		2.8

从表 5 中可以看到,断油后,发动机入口处的实测压力值为 78.4 kPa ,仿真计算出的压力值为 80.6 kPa ,均没有超过 110 kPa ,仿真的相对误差为 2.8% 。

从表 6 中可以看到,发动机燃油入口压力均位于 $[20, 110]\text{ kPa}$ 的范围内,试验值与仿真值的最大相对误差为 7.2% ,不超过 10% 。

地面模拟试验和仿真计算的对比结果表明该供油系统仿真模型具有较高的仿真精度。此外,该型直升机已开展了铁鸟试验台上的供油试验以及多个架次的飞行试验,供油系统功能正常,表明所计算出的离心泵增压值取值范围能够满足对发动机的供油要求。

表 6 发动机正常供油试验结果(单泵工作试验)

Table 6 Results of normal fuel supply tests to engine(Single pump work test)

供油流量 / (L·h ⁻¹)		218.2	198.7	179.7	160.5	141.4	119.3	99.5
发动机燃油入口压力 / kPa	试验值	59.3	62.3	64.8	66.7	68.5	71.8	73.4
	仿真值	63.3	66	68.6	71.1	73.4	75.6	77
相对误差 / %		6.7	5.9	5.9	6.6	7.2	5.3	4.9

4 结 论

(1)以某型直升机的供油系统为研究对象,基于 Matlab/Simulink 仿真平台,建立了该供油系统的仿真模型,并依据该型直升机的使用包线,对供油系统进行了仿真分析,给出了能满足发动机燃油入口流量和压力要求的离心泵增压值指标。

(2)进行了供油系统地面模拟试验,并与仿真结果进行了对比分析,结果表明所搭建的仿真模型具有较高的仿真精度。

(3)一般地,对于飞行器用的离心式燃油增压泵增压值的设计,仅需从两类边界条件下计算出最

大增压值和最小增压值即可;在最小燃油流量、最低环境温度、最小竖向过载系数、最大燃油箱油液面高度以及多个泵并联工作时,计算出能够使得发动机燃油入口压力为最大的增压值,即最大增压值;在最大燃油流量、最低环境温度、最大竖向过载系数、最小燃油箱油液面高度以及单泵工作时,计算出能够使得发动机燃油入口压力为最小的增压值,即最小增压值。

(4)本文立足于直升机供油系统工程设计的实际需求,利用仿真分析法介绍了离心泵增压值指标的设计方法和过程,不仅可为直升机用离心泵的增压值设计提供参考,也可对其他飞行器的离心泵选型研究提供一定的思路借鉴。

参考文献:

- [1] 廖凌燕. 飞机燃油系统仿真方法[J]. 系统仿真学报, 2013, 25(S): 56-59.
LIAO Lingyan. Simulation method of aircraft fuel system[J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(S): 56-59.
- [2] MIAO Yang, WANG Shaoping. Health management system based on airworthiness of the aircraft fuel system[J]. Procedia Engineering, 2014, 80:34-43.
- [3] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第13册: 动力装置系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006.
- [4] 闫克学. 基于Flowmaster软件的直升机燃油系统仿真计算[J]. 直升机技术, 2008(4): 14-18.
YAN Kexue. Flowmaster software based on a certain type of helicopter fuel system simulation[J]. Helicopter Technology, 2008(4): 14-18.
- [5] Mathworks. Simscape fluids user's guide[M]. [S.l.]: Mathworks Inc, 2012.
- [6] 曾贤启. 工程流体力学基础[M]. 北京: 航空工业出版社, 1993:62-65.
ZENG Qianqi. Engineering fluid mechanics foundation [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1993:62-65.
- [7] 闻建龙. 工程流体力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2018.
WEN Jianlong. Engineering fluid mechanics[M]. Beijing: China Machine Press, 2018.
- [8] 中国人民解放军总装备部. 直升机燃油泵通用规范: GJB 8075—2013[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2013.
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. General specification for fuel pump of helicopter: GJB 8075—2013 [S]. Beijing: Equipment Department Military Standards Publishing Department, 2013.

(编辑: 孙静)