

飞机燃油系统先进技术及流体交联解耦研究

万长树¹ 彭金银^{2*}

(1. 肇庆市广应科通用航空研究院, 肇庆 526060; 2. 海南科技职业大学, 海口 571126)

摘要:文中主述飞机燃油系统由液压传动方式供输油取代现有的电动燃油泵供输油。对管内流体相互交联问题,提出了解决方法。发动机的状态不同,通过子程序能寻找任意位置涡流泵的压力P与流量Q的函数关系。新型燃油系统优点有:重量方面,采用数百克的涡流泵、引射泵取代约10 kg的电动燃油泵,飞机越大,燃油系统的重量减轻就越多;效能方面,现有燃油系统用电量占飞机用电量30%以上,新型燃油系统用电量约占飞机用电量的4.5%。求解方程时,先梳理方程式,尽量使矩阵主对角线元素占优;引入松弛因子 w_n ,利于方程收敛;误差控制常数尽可能小。本课题以某歼击机燃油系统为模型,对其进行分析研究,经燃油系统地面模拟试验验证,研究获得成功。

关键词:飞机燃油系统;供输油;液压传动;交联;寻找压力

中图分类号: V228.1

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机燃油系统属于飞机动力装置系统部分。燃油系统有许多分系统,如供输油分系统、通气分系统、增压分系统、油箱分系统等。然而,最主要也是最值得深入研究的乃是供输油分系统。供输油分系统设计涉及诸多方面的问题,该系统成功设计可使飞机重心变化平稳、系统效能高、工作可靠、重量更轻等。

1 供输油方式改变

过去,供油主要有两条途径:重力供油,电动燃油泵供油。输油主要有三条途径:油箱增压输油,要求油箱有足够的强度,如副油箱旋转体等;电动燃油泵输油;引射泵输油。本文提出飞机供输油系统在飞机整个飞行过程中不采用电动燃油泵,供输油系统完全由液压传动供输油方式取代。新型的飞机供输油方法是:供油系统的涡流泵出口燃油一部分供发动机燃烧,另一部分供给发动机驱动的增压泵。增压泵出口的高压油则驱动供油系统的涡流泵以及输油系统的一系列涡流泵、引射泵,见图1。由图1

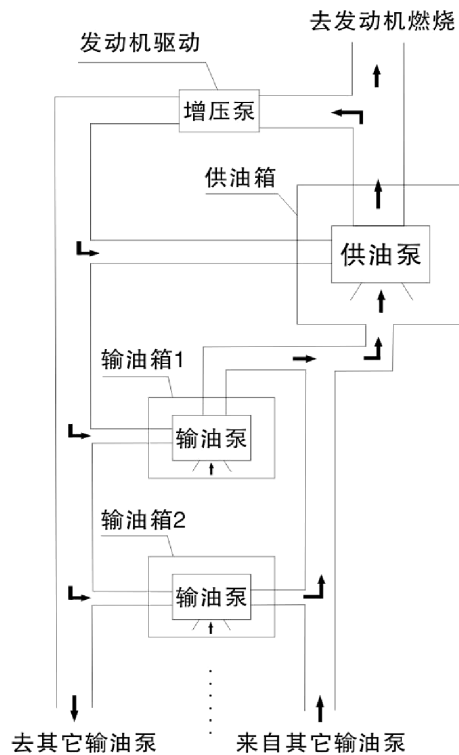


图1 新型飞机供输油系统

* 通信作者。E-mail: 274134337@qq.com

引用格式: 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 C S, PENG J Y. Research on advanced technology of aircraft fuel system and fluid crosslinking decoupling[J]. Civil Aircraft Design and Research,2020(4):104-107(in Chinese).

可知,这种供输油方法的问题是燃油在管道内流动时相互交联。如何解决管道内流体交联解耦,寻找不同位置处涡流泵入口前的压力,这两个问题一直困扰着业内科技工作者。

2 数学模型

2.1 引射泵的数学模型

对于已设计好造型的引射泵,引射泵的引射系数 u 就确定了,其关系式如下:

$$Q_B = Q/u$$

$$Q_C = Q + Q_B$$

$$P_C = KQ_C^2$$

$$P_C/P_B = (f_1/f_2) [1.75 + 0.7(f_1/(f_2 - f_1))u^2 - 1.07f_1/f_2(1+u)^2]$$

即

$$P_B = P_C / (P_C/P_B) = f(Q_B) \quad (1)$$

式中: Q_B 为引射泵入口流量, Q_C 为引射泵出口流量, u 为引射系数,

P_B 为引射泵入口压力, P_C 为引射泵出口压力, Q 为引射流量,

f_1 为工作喷嘴的出口截面积, f_2 为混合室截面积, K 为流量模数。

2.2 增压泵的数学模型

增压泵由发动机驱动。某种增压泵出口的压力 P 与流量 Q 的关系如图2所示,其出口压力随发动机的转速 N 升高而升高。在图2的曲线簇中,只是对发动机在加力、最大、额定、0.8额定及慢车转速下所形成的曲线进行分析。通过最小二乘法,可将图2中的这5条特殊曲线拟合成功能关系。由于曲线较为平滑,考虑采用多项式拟合,阶次取到五阶。在发动机5种转速下,可得到关系式为:

$$P_i = a_i + b_i Q_i + c_i Q_i^2 + d_i Q_i^3 + e_i Q_i^4 + f_i Q_i^5 \quad (2)$$

$$i = 1, 2, 3, 4, 5$$

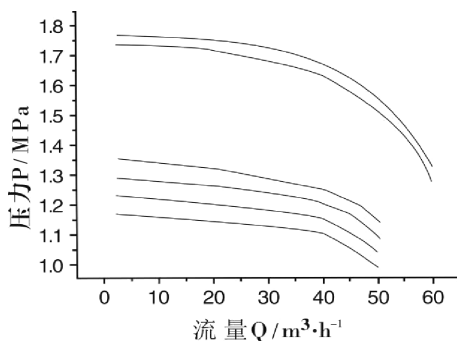


图2 增压泵出口压力与流量的关系

2.3 涡流泵的数学模型

涡流泵由增压泵出口压力驱动。来自增压泵高压燃油驱动涡流泵的高压腔涡轮旋转,同时其低压腔叶片(涡轮与叶片共轴)也随之旋转,将燃油打出油箱。可见,涡流泵的效率比引射泵更高,流量也更大。某种涡流泵压力 P 与流量 Q 的曲线关系如图3所示。由于该曲线比较复杂,所以采用七阶多项式拟合。通过最小二乘法将右边所示曲线拟合成功能关系式如下:

$$P_j = a_j + b_j Q_j + c_j Q_j^2 + d_j Q_j^3 + e_j Q_j^4 + f_j Q_j^5 + g_j Q_j^6 + h_j Q_j^7 \quad (3)$$

$$j = 1, 2, 3, \dots, 12$$

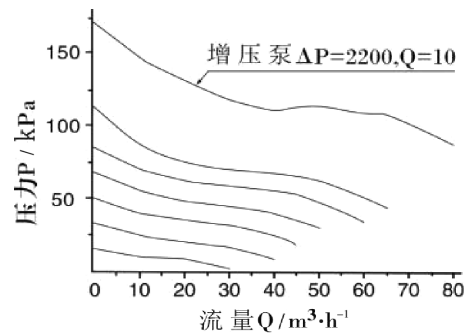


图3 涡流泵压力与流量关系图

2.4 管路

管路以节点为分界,两节点之间为一段管路。一般管道内的流体流动用伯努利方程描述,即为:

$$Z_1 + P_1/\gamma + V_1^2/2g = Z_2 + P_2/\gamma + V_2^2/2g + h_w \quad (4)$$

在一般情况下,管道截面积相等, $V_1 = V_2$, 所以

$$(Z_1 - Z_2)\gamma + P_1 - P_2 = \gamma h_w$$

或 $(Z_1 - Z_2)\gamma + P_1 - P_2 = KQ^2 \quad (5)$

式中: P_1 为节点1处压力,

P_2 为节点2处压力,

K 为流量模数,

Q 为管内流量,

Z_1, Z_2 为节点位置高度, h_w 为阻力损失, γ 为重度。

为方便求解,将变量 P, Q 统一用 x 表示,于是可得

$$f_k(x_1, x_2, \dots, x_m) = 0 \quad (6)$$

其中 $k = 1, 2, \dots, m$

式中, x_k 为所求的未知数, m 为方程个数。

3 数值求解及实例分析

对于第 3 章建立的各种数学模型,首先要梳理方程组变量前的系数,尽可能使方程组形成的雅可比矩阵主对角线元素占优。

对方程组(6),采用牛顿法进行数值迭代,可得到牛顿迭代式为:

$$\mathbf{X}_{n+1} = \mathbf{X}_n - [\mathbf{Df}(\mathbf{X}_n)]^{-1}\mathbf{f}(\mathbf{X}_n) \quad (7)$$

式中, $n=0,1,2,\dots$, $\mathbf{Df}(\mathbf{X}_n)$ 表示矩阵

$$\mathbf{Df}(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(\mathbf{X})}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1(\mathbf{X})}{\partial x_2} & \frac{\partial f_1(\mathbf{X})}{\partial x_m} \\ \frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial x_2} & \frac{\partial f_2(\mathbf{X})}{\partial x_m} \\ \frac{\partial f_m(\mathbf{X})}{\partial x_1} & \frac{\partial f_m(\mathbf{X})}{\partial x_2} & \frac{\partial f_m(\mathbf{X})}{\partial x_m} \end{bmatrix}$$

的所有元素 $\frac{\partial f_k(\mathbf{X})}{\partial x_k}$ ($k=1,2,\dots,m$) 在 $\mathbf{X}=\mathbf{X}_n$ 处取值后所形成的矩阵。

式中: m 为未知数的个数; n 为迭代次数, 黑体 \mathbf{f} 、 \mathbf{X} 是向量。

在求解方程组(6)时,增压泵的方程式(2)应根据发动机的 5 种状态,通过界面人机对话输入其系数 $a_i, b_i, c_i, d_i, e_i, f_i$ 的值。不同的系数反映在不同的发动机状态下所计算的结果。

然而,涡流泵的方程式(3)参与方程组(6)求解就比较复杂。由于系统内涡流泵较多,其所处的位置各不相同,管路流阻也不同,所以要求对每个涡流泵都分别拟合 12 个方程式。至于其中哪个方程式能参与方程组(6)求解,这取决于涡流泵所处的位置,也取决于涡流泵之前的入口压力。该压力寻找由一个子程序完成。

在具体实例的实践中,曾对某歼击机供输油系统(88 阶非线性方程组)进行过分析计算。主要考虑满足下述 4 点:

(1) 根据本系统各种参数的数值范围,合理给出初值。

(2) 在编写程序时,遇到雅可比矩阵内的元素(有很多都是函数式)不能求逆问题。解决办法是通过数字化,将函数式变成具体数值。于是解决了矩阵内元素求逆问题。

(3) 根据数学理论,引入松弛因子,将方程组(6)所有的根都包含在收敛域内。引入松弛因子能

够放宽初值近似要求及改善矩阵 $\mathbf{Df}(\mathbf{X}_n)$ 可能出现的病态性。引入松弛因子 w_n 后,此时方程式(7)变为

$$\mathbf{X}_{n+1} = \mathbf{X}_n - \omega_n [\mathbf{Df}(\mathbf{X}_n)]^{-1}\mathbf{f}(\mathbf{X}_n) \quad (8)$$

对于松弛因子 w_n 的选择,要求在欧式空间 R^n 中某范数意义下满足

$$\|\mathbf{f}(\mathbf{X}_{n+1})\| \leq \|\mathbf{f}(\mathbf{X}_n)\| \quad (9)$$

其中, $n=0,1,2,\dots$

这也是为了保证 $\mathbf{f}(\mathbf{X}_n)$ 在 R^n 的某范数意义下具有下降性质。这种下降性质可以促使某 \mathbf{X}_n 开始进入牛顿法要求的收敛区域。

而 w_n 取 $(e, 2-e)$ (其中 $e>0$ 为任意小数)。迭代过程中,为了加快收敛速度,每次迭代都让松弛因子变大,直至让 $w_n \rightarrow 1$ 。

在实践中也采取过其它方法,改善矩阵 $\mathbf{Df}(\mathbf{X}_n)$ 可能出现的病态性。这就是采用阻尼因子 μ_n , 使矩阵 $\mathbf{Df}(\mathbf{X}_n)$ 变为 $[\mathbf{Df}(\mathbf{X}_n) + \mu_n \mathbf{I}]$, 其中 \mathbf{I} 为单位矩阵。此时方程式(7)变为

$$\mathbf{X}_{n+1} = \mathbf{X}_n - [\mathbf{Df}(\mathbf{X}_n) + \mu_n \mathbf{I}]^{-1}\mathbf{f}(\mathbf{X}_n) \quad (10)$$

阻尼因子 μ_n 的选择,同样按式(9)确定。

具体实践是让 μ_n 足够大,使重构的矩阵变成严格主对角线元素占优阵,其目的是为了所有方程的根包含在收敛域内。当 μ_n 很大时,迭代程序式(10)的收敛速度变慢;然后逐步减少 μ_n , 当 $\mu_n \rightarrow 0$ 时,迭代程序式(10)趋于牛顿法,此时收敛速度最快。

(4) 根据系统运算精度要求,设定运算结束信号,也即两次运算结果之差值 D_v , 实例设定 $D_v = 10^{-8}$ 。程序运行体会是:只要程序是收敛的, D_v 可以更小。

4 结论

本研究以某歼击机燃油系统为模型,对该系统进行了深入分析研究。经燃油系统地面模拟试验证明,系统效能高、工作可靠、重量更轻等,系统内每个节点的压力及每条管路的流量都与试验数据相吻合,研究获得成功。

此外由于燃油系统取消了电动燃油泵,所以该系统减少了飞机电气系统供电量约 27%。

参考文献:

[1] 邱启荣. 矩阵理论及其应用[M]. 北京:中国电力出

- 版社,2008:147-219.
- [2] 吴望一. 流体力学(上册)[M]. 北京:北京大学出版社,1982:267-285.
- [3] 范金燕,袁亚湘. 非线性方程组数值方法[M]. 北京:科学出版社,2018:1-20.
- [4] 宋静波. 飞机构造基础:第2版[M]. 北京:航空工业出版社,2011:387-437.
- [5] 华绍曾,杨学宁. 实用流体阻力手册[M]. 北京:国防工业出版社,1985:113-345.
- [6] KELLEY C T. Solving nonlinear equations with Newton's method [M]. [S.l.];Siam, 2003:1-12.
- [7] 李庆扬,王能超,易大义. 数值分析:第5版[M]. 北京:清华大学出版社,2008:73-76.
- [8] 关醒凡. 现代泵技术手册[M]. 北京:宇航出版社,1995:388-400.
- [9] 万长树. 飞机燃油比例耗油控制系统:ZL201020154822.2[P]. 2011-01-05.
- [10] 李彦江,刘永寿,姜志峰,等. 飞机燃油系统功能仿真分析[J]. 航空计算技术,2009,39(4):113-116;122.
- [11] 任仁良. 涡轮发动机飞机结构与系统:第2版[M]. 北京:清华大学出版社,2017:16-37.
- [12] MOIR L, SEABRIDGE A. 飞机系统:机械、电气和航空电子分系统综合:第3版[M]. 凌和生,译. 北京:航空工业出版社,2011:76-113.

作者简介

万长树 男,工学硕士,研究员。主要研究方向:飞机动力装置及液压系统。E-mail: 2304900883@qq.com

彭金银 男,工学硕士,讲师。主要研究方向:机电一体化设计。E-mail: 274134337@qq.com

Research on advanced technology of aircraft fuel system and fluid crosslinking decoupling

WAN Changshu¹ PENG Jinyin^{2*}

(1. Zhaoqing General Aviation Academy of Guangdong Institute of Applied Science and Technology, Zhaoqing 526060 China;

2. Hainan Vocational University of Science and Technology, Haikou 571126 China)

Abstract: In this paper, the aircraft fuel system is supplied by hydraulic drive instead of the existing electric fuel pump. The solution to the problem of crosslinking problem of fluid in pipe was proposed. The function relationship between pressure P and flow Q of the vortex pump at any position can be found by subroutine according to different engine states. There are a few advantages of the new fuel system. First of all, vortex pumps and injection pumps with only hundreds of grams are used to replace electric fuel pumps of about ten kilograms, which saves weight. It can be seen that the larger the aircraft, the more weight of the fuel system is reduced. Second, the electricity consumption of present fuel system accounts for more than 30% of the electricity consumption of the aircraft, while the new fuel system's electricity consumption accounts for only about 4.5% of the whole aircraft, with much higher efficiency. During the process of solving a set of equations, the first step is to adjust the equations to make the main diagonal elements of a matrix dominant, and the second is to introduce relaxation factor w_n , to help the convergence of the equations, and then let the number of error constant be as small as possible. This paper takes the fuel system of a fighter as model to analyze and study. The ground simulation test of the fuel system shows that the research is successful.

Keywords: aircraft fuel system; supply and transfer fuel; hydraulic drive; mutual crosslinking; seeking pressure

* Corresponding author. E-mail: 274134337@qq.com