

混排涡扇发动机推力确定方法研究

于 洋, 王定奇, 高 翔, 李 密

(中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 引入具有物理意义的混合效率作为喷管特性,用于混排涡扇发动机推力确定。基于混合室入口内外涵参数,建立数学模型计算假设内外涵气流完全混合和不混合情况的推力,同时设置相应的边界条件,用数值模拟结果作为实际推力,得到不同试验点的混合效率。采用回归分析函数得到混合效率的特性方程。实际应用中,利用测取的混合室入口参数计算完全和不完全混合时的推力,再引入混合效率确定实际推力。利用该型发动机地面台架试验数据对本计算方法进行验证,计算结果与实测推力的相对误差均在2.0%以内,满足工程试飞要求。

关键词: 航空发动机;混合排气;混合效率;推力确定;回归分析;数值计算;飞行试验

中图分类号: V235.13*1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2019) 06-0014-06

Thrust determination method for a mixed exhaust turbofan engine

YU Yang, WANG Ding-qi, GAO Xiang, LI Mi

(The Engine Department of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: For mixed exhaust turbofan engines, a physical mixing efficiency is introduced as nozzle characteristic for thrust determination. According to the core and bypass aerodynamic parameters of the mixer inlet, a mathematical model was established to calculate the thrust under the assumption that the core and bypass flows were completely mixed or not mixed. Then the corresponding boundary conditions were set, and the numerical simulation result was adopted as the actual thrust to obtain the mixing efficiency of a set of different test points. The regress function was applied to obtain the characteristic equation of the mixing efficiency. In practical applications, the measured mixer inlet parameters are used to get the thrust when two flows are completely mixed or unmixed. Then the mixing efficiency is introduced to determine the actual thrust. The calculation method was verified by ground stand test data of this type of engine. The relative error between the calculation result and the measured thrust is within 2.0%, which meets the requirements for engineering flight test.

Key words: aero-engine; mixed exhaust; mixing efficiency; thrust determination; regression analysis; numerical simulation; flight test

1 引言

飞行推力的确定是航空发动机飞行试验中最为重要的科目之一,其主要目标是获得不同飞行状态及发动机状态下的推力及燃油消耗率,考核发动机的性能特性。利用燃气发生器法^[1],通过测取关键截面的气动参数,并结合已获取的尾喷管流量系数与推力系数曲线,可间接获得发动机总推力。

燃气发生器法的关键是要获得喷管特性曲线。对于分排涡扇发动机,思路是利用CFD计算及地面台架修正来得到随落压比(NPR)变化的喷管特性曲线,但因涡扇发动机混合室和喷管耦合设计,内外涵气流经过波瓣混合器后不待充分混合便从喷管排出,边混边排的流动特点使得喷管特性及发动机性能特性的确定变得复杂。国内学者在混排涡扇发动机研究中,主要进行了喷管模型的流量系数和推力

收稿日期: 2019-03-21

作者简介: 于 洋(1992-),男,吉林长岭人,工程师,硕士研究生,从事动力装置试飞研究。

系数数据及其变化规律研究^[2],波瓣喷管混合器在不同涵道比和斜切角度下的流场计算^[3],以及波瓣强迫混合排气系统中波瓣形状对混合效率和总压恢复系数的影响规律研究^[4],缺乏混合效率对发动机喷管推力影响的研究。

本文首次引入具有物理意义的混合效率作为喷管特性用于混排涡扇发动机推力的确定。利用回归分析函数得到混合效率特性方程^[5-6]。实际应用中,利用实测的混合室内外涵入口参数作为输入条件,用数学模型计算出假设内外涵气流完全混合和不混合时的推力,以及此时的喷管混合效率,进而得到喷管推力。

2 混排涡扇发动机推力确定总体方案

混排涡扇发动机结构如图1所示。低压涡轮后的内涵气流与外涵出口气流相遇后,受混合室长度限制,无法混合均匀便经由喷管排出,产生推力。内外涵气流相同时,混合程度越均匀,产生的推力越大。混排涡扇发动机喷管推力就介于内外涵气流完全混合和不混合这两种极端情况之间,因此本文将具有物理意义的混合效率作为喷管特性引入到飞行推力确定中。实际应用时,先利用测取的混合室入口内外涵参数分别计算出假设完全混合和不混合时的推力,再利用混合效率特性曲线得到此时的混合效率,进而确定实际喷管推力。

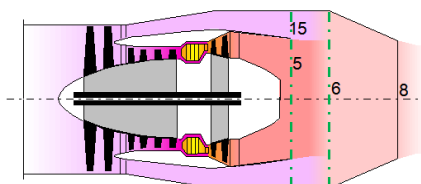


图1 混排涡扇发动机结构

Fig.1 The structure of exhaust turbfan engine

本方法的技术难点是获得喷管的混合效率特性曲线。思路是给定混合室入口气动参数作为输入条件,利用已搭建的数学模型分别计算完全混合时的喷管推力 $F_{g,fullymixed}$ 和不混合时的喷管推力 $F_{g,unmixed}$, 实际混合程度下的喷管推力 F_g 由CFD仿真得到,最后由公式(1)计算出此时的混合效率。经查阅相关文献^[7-9],针对影响混排喷管混合程度的因素 NPR 和涵道比 B ,设计试验点并得到一系列混合效率,采用 Matlab 回归分析函数得到混合效率特性方程。最后再利用该型发动机地面台架试验数据对计算方

法进行验证。

$$\eta = \frac{F_g - F_{g,unmixed}}{F_{g,fullymixed} - F_{g,unmixed}} \quad (1)$$

3 数学模型的建立

对于涡扇发动机,内外涵气流经过波瓣混合器没有充分混合,在喷管进口安装测量耙无法得到准确可用的参数,只能利用在混合室内外涵入口测取的参数来间接计算其推力。性能数学模型的输入条件为混合室内外涵入口总温、总压、截面积,燃烧室燃油流量 W_f ,混合室出口截面积 A_6 ,尾喷管喉道面积 A_8 ,这些参数都是飞行试验中方便测得的常规参数。利用混合室入口与出口满足能量守恒、动量守恒,各截面流量平衡及尾喷管流量特性条件,通过迭代计算混合室出口截面参数及推力等性能特性。模型的计算思路包含以下步骤:

- (1) 假定混合室外涵入口静压 p_5 的初值,由库塔条件可知内外涵静压平衡,有 $p_5 = p_{15}$;
- (2) 内层迭代计算混合室内涵入口的燃油气比 f_a ,用于获得变比热气体参数;
- (3) 由已知的总压和静压初值,计算混合室内外涵入口处的马赫数,利用流量方程得到内外涵入口质量流量;
- (4) 由混合室入口到出口的能量守恒方程,解出混合室出口截面的总焓、总温;
- (5) 利用喷管流量通用计算公式与步骤(3)中得到的总质量流量建立一元方程,解出喷管进口总压;
- (6) 计算混合室入口和出口截面的气流流速、静压,根据混合室入口到出口的动量守恒条件确定 p_5 的真值;
- (7) p_5 求出后,即可确定各截面的温度、压力、流量及喷管推力。

利用变比热气体参数计算公式,根据各截面气流总温和油气比,求出比热比 k 、总焓 H_t 、定压比热 C_p 、气体常数 R 等气体参数:

$$C_p = a_0 + a_1 T_t + a_2 T_t^2 + \cdots + a_8 T_t^8 + \frac{f_a}{1+f_a} (b_0 + b_1 T_t + b_2 T_t^2 + \cdots + b_7 T_t^7) \quad (2)$$

$$H_t = a_0 T_t + \frac{1}{2} a_1 T_t^2 + \cdots + \frac{1}{9} a_8 T_t^9 + a_9 + \frac{f_a}{1+f_a} \left(b_0 T_t + \frac{1}{2} b_1 T_t^2 + \cdots + \frac{1}{8} b_7 T_t^8 + b_8 \right) \quad (3)$$

$$R = 287.05 - 0.009 \, 90 f_a + 10^{-7} f_a^2 \quad (4)$$

$$k = \frac{C_p}{C_p - R} \tag{5}$$

式中: T_i 为气体总温除以 1 000; $a_0 \sim a_9$ 、 $b_0 \sim b_8$ 为变比热计算系数,其取值如表 1 所示。

表 1 变比热计算系数表

Table 1 Variable heat calculation coefficient table

系数	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6	a_7	a_8	a_9
数值	0.99	0.23	-1.85	6.08	-8.89	7.10	-3.23	0.79	-0.08	-0.42

系数	b_0	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5	b_6	b_7	b_8
数值	-0.72	8.34	-15.86	17.25	-10.23	3.08	-0.36	-0.01	0.05

应用航空发动机分析软件 GasTurb 的混合排气双转子涡扇发动机模块,对数学模型进行理论验证,其设计点主要参数如表 2 所示。

表 2 发动机设计点参数

Table 2 Engine design point parameter

参数	数值	参数	数值
气压高度/km	0	风扇设计压比	3.3
环境静压/kPa	101.32	高压设计压比	9.75
环境温度/K	288.15	进气道压比	1.00
设计点涵道比	0.82	混合器出口马赫数	0.45
高压相对换算转速	1.0	燃烧效率	0.999 5

在模块内设置不同的高压转子相对换算转速 ($\bar{n}_2$) 模拟地面台架试验,得到各转速下发动机非设计点工作状态参数。将燃油流量及混合室内外涵入口总温、总压作为数学模型的输入条件,通过迭代计算获得混合室出口截面参数,并与 GasTurb 模块的模拟结果进行对比^[10-12],结果如图 2 所示。由此可知,各参数计算结果与 GasTurb 模块模拟结果的相对误差很小,均在 0.2% 以内,验证了模型构建的理论正确、迭代计算可靠。

利用数学模型所得结果计算推力。假设内外涵气流完全混合(带加力燃烧室的小涵道比涡扇发动机可以认为完全混合),混合气流进入喷管产生的推力为:

$$F_{g,fullymixed} = \dot{m}_6 \sqrt{T_{t6}} \sqrt{2R_6 \frac{k_6}{k_6 - 1} \left(1 - \left(\frac{p_0}{p_{t6}} \right)^{\frac{k_6 - 1}{k_6}} \right)} \tag{6}$$

若内外涵气流不混合,利用经修正得到的内外涵质量流量及各自落压比,可求出两股气流的总推力:

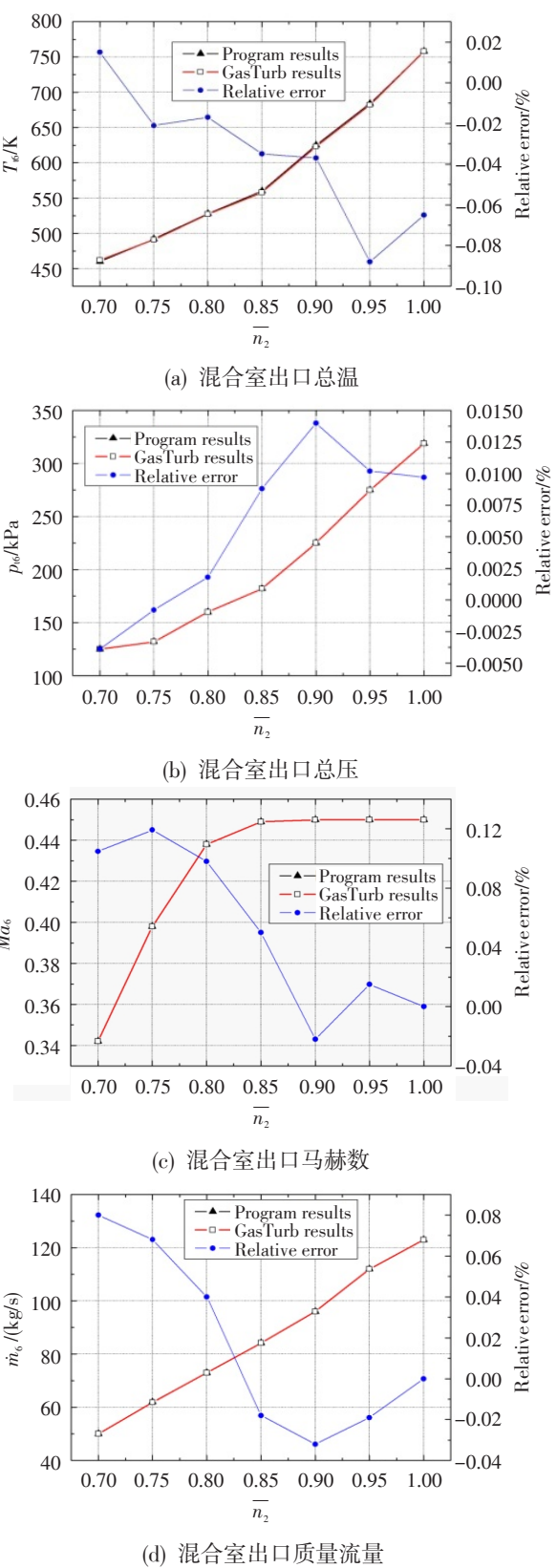


图 2 程序计算结果与 GasTurb 模块模拟结果对比验证

Fig.2 Comparison between program calculation results and GasTurb simulation

$$F_{g,unmixed} = \dot{m}_5 \sqrt{T_{15}} \sqrt{2R_5 \frac{k_5}{k_5-1} \left(1 - \left(\frac{p_0}{p_{15}} \right)^{\frac{k_5-1}{k_5}} \right)} + \dot{m}_{15} \sqrt{T_{115}} \sqrt{2R_{15} \frac{k_{15}}{k_{15}-1} \left(1 - \left(\frac{p_0}{p_{115}} \right)^{\frac{k_{15}-1}{k_{15}}} \right)} \quad (7)$$

式(6)、式(7)中: $\dot{m}$ 为质量流量,参数下标数字代表图1中所示的发动机不同截面位置。

4 CFD数学模型

用于CFD计算的三维模型如图3所示。为更好地模拟真实飞行条件下的喷管特性,构建的三维模型除波瓣混合器、中心锥等流道中的关键部件外,还保留了反推装置及发动机短舱。

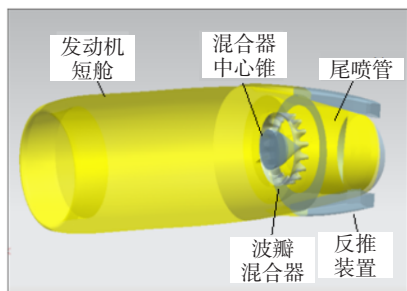


图3 三维模型示意图

Fig.3 Three dimensional model

采用Fluent软件进行数值计算。网格总量为340万,进口边界条件给定混合室内外涵入口总温、总压,标准大气条件下的温度和压力作为远场边界条件。尾喷管出口截面为Interior边界类型,计算中当残差下降4个量级之后认为结果收敛^[13-15]。提取Interior面上的压力、速度和面积参数,用于计算喷管流量及推力。选取S-A湍流模型,二阶迎风格式。

5 喷管特性回归分析

对于给定的试验点,用数学模型迭代计算假设完全混合和不混合时的推力。同时,设置相应的边界条件,用Fluent软件进行三维模型数值计算,并提取出相应的喷管推力。根据公式(1)计算该试验点的混合效率。

对于影响混合效率的 NPR 和 B ,可以采用多元回归分析方法进行拟合。回归分析通常采用二次多项式方程,自变量包含常数项、一次项和二次项(包含交叉项)。

首先做自变量与因变量的散点图。根据散点图形状,发现除交叉项外,混合效率与 NPR 、 NPR^2 、 $1/B$ 、 $1/B^2$ 均有较好的线性关系。采用Matlab回归分析函数计算得到混合效率的特性方程:

$$\eta = -0.4748 - 1.2137 NPR + 8.9387 \frac{1}{B} + 0.4040 NPR^2 - 9.8080 \frac{1}{B^2} \quad (8)$$

统计量: $R^2 = 0.8992$, $F = 93.6434$, $p < 0.0001$, $s^2 = 0.0024$ 。 R^2 为判定系数,是判断回归方程拟合程度的一个指标,其取值范围为[0,1],判定系数越大说明回归模型的拟合程度越高,回归方程越显著;一般 $R^2 \geq 0.8$ 表示该回归模型足够逼近原始数据。 F 值越大说明回归方程越显著。 p 为与 F 值对应的概率, $p < 0.05$ 时回归模型成立。 s^2 为残差方差。原始数据的残差及其置信区间如图4所示。

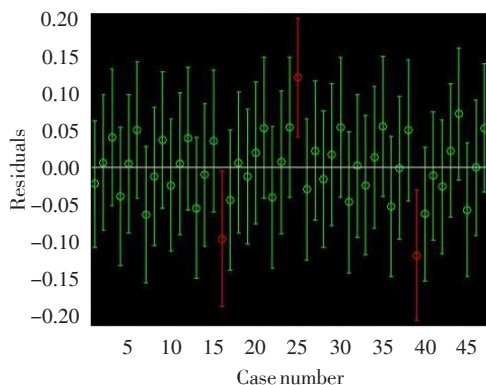


图4 原始数据的残差及其置信区间

Fig.4 Residual difference and its confidence interval of original data

虽然由统计量可判断回归模型成立,且回归方程的拟合程度高,但由图4可看出,第16、25、39三个数据点残差的95%置信区间没包含0,且残差值相对较大,说明该三点为异常点。剔除异常点并再次用回归函数进行拟合,得到改进后的回归模型系数、置信区间及统计量:

$$\eta = -0.5960 - 1.3556 NPR + 10.4603 \frac{1}{B} + 0.4432 NPR^2 - 12.0840 \frac{1}{B^2} \quad (9)$$

统计量: $R^2 = 0.9282$, $F = 126.1101$, $p < 0.0001$, $s^2 = 0.0015$ 。

图5为改进后的残差及其置信区间。可见,数据残差的95%置信区间均不包含零点, $s^2 = 0.0015$ 较之前减小, F 统计量增大, F 对应的 $p < 0.05$, R^2 从0.8992增大到0.9282。利用改进后的回归模型

可以更好地逼近原始数据。

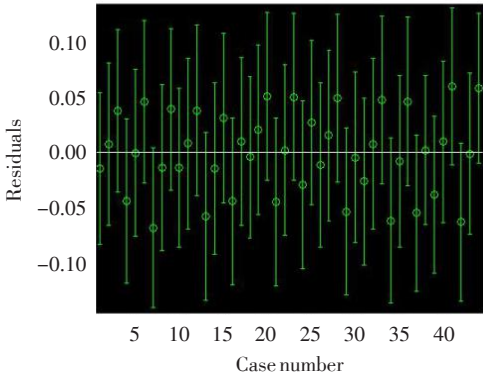


图5 改进后的残差及其置信区间

Fig.5 The improved residual difference and its confidence interval

6 与地面台架试验的对比验证

利用该型发动机的地面台架试验数据对本文计算方法进行验证。以实测混合室内外涵入口总温、总压作为算法的输入条件,利用数学模型计算假设内外涵气流完全混合和不混合时的推力,并将得到的喷管落压比和涵道比代入到混合效率方程,求出喷管混合效率,再由公式求出喷管的实际推力。

图6为发动机在不同状态时所得到的混合效率,可见随着发动机高压相对转速的增大,混合效率呈上升趋势。这说明发动机的工作状态越大,混合室内外涵入口气流的掺混越剧烈。同时,由于发动机的混合室较短,从混合室到喷管出口的流动过程无法使内外涵气流混合均匀,即使在起飞状态混合效率也不是很大。

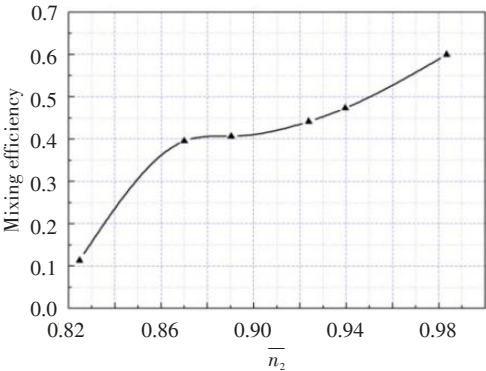


图6 混合效率随发动机状态的变化

Fig.6 Mixing efficiency varies with engine state

图7是引入混合效率得到的推力与台架实测推力的对比图。可见,采用本文计算方法求出的推力

与地面台架实测推力基本一致,相对误差在2.0%以内,满足工程试飞要求。

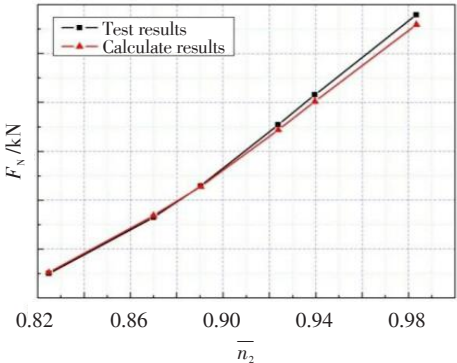


图7 计算推力与台架实测推力的对比

Fig.7 Comparison between calculation results and measured thrust of test stand

7 结论

(1) 建立了基于混合室入口参数的推力数学模型,通过GasTurb仿真结果对比验证,其相对误差小于0.2%,计算程序合理可靠。

(2) 利用数学模型计算假设内外涵完全混合和不混合时的推力,同时设置相应的边界条件,用Fluent软件对三维模型的数值模拟结果作为喷管的实际推力,可获得不同试验点的喷管混合效率。

(3) 采用Matlab回归分析函数计算得到混合效率的特性方程,根据统计量判定拟合程度高、回归方程显著。

(4) 文中推力确定方法经过了地面台架试验结果验证,误差在2.0%以内,满足工程试飞要求。

参考文献:

[1] Bahrami S, Ghaffari A, Sadati S H, et al. Identifying a simplified model for heavy duty gas turbine[J]. Journal of Mechanical Science & Technology, 2014, 28(6): 2399—2408.

[2] 齐海帆, 高 扬, 郝晓乐, 等. 某型涡扇发动机尾喷管流动特性研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(1): 48—52.

[3] 杨 晓, 望 佳, 齐海帆. 某型发动机非加力情况下收—扩尾喷管流动特性研究[J]. 现代机械, 2016, (3): 83—86.

[4] 谢 翌, 刘友宏. 瓣高宽比对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 153—160.

[5] 赵运生. 航空发动机气动稳定性分析系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

[6] Agrawal R K, Yunis M, A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristic[J]. Transaction of the ASME, 1982, 104: 194—201.

- [7] 韦 福,杜朝晖,曹 源,等.采用Modelica和Dymola的燃气涡轮变比热仿真计算模型[J].动力工程,2006,26(6):799—803.
- [8] Alhazmy M M, Najjar Y S H. Augmentation of gas turbine performance using air coolers[J]. Applied Thermal Engineering, 2004, 24(2): 415—429.
- [9] 高 翔,高 扬,朱彦伟.某型混合排气涡扇发动机喷管特性计算方法研究[J].机械研究与应用,2017,30(1):1—4.
- [10] In flight thrust determination[R]. SAE AIR 1703, 1985.
- [11] Chappell M A, Blevins E G. Advanced turbine engine simulation technique and application to testing[R]. AIAA 86-1731, 1986.
- [12] 张书刚,郭迎清,陆 军.基于GasTurb/MATLAB的航空发动机部件级模型研究[J].航空动力学报,2012,27(12):215—221.
- [13] 李新建,齐海帆,潘鹏飞,等.某型分排涡扇发动机尾喷管特性影响参数研究[J].工程与试验,2016,56(1):36—40.
- [14] Aker G F, Saravanamuttoo H I H. Predicting gas turbine performance degradation due to compressor fouling using computer simulation techniques[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1989, 111(2): 343—350.
- [15] 高 翔,高 扬,李 密.基于响应面法的混合排气涡扇发动机喷管特性研究[J].航空科学技术,2016,27(11):19—24.

(上接第5页)

8 结论

(1) 构建的液压伺服系统位置模型仿真结果与试验结果误差较小,仿真模型置信度较高,仿真结果有效。在方案设计阶段对电液伺服控制系统进行的Matlab/Simulink仿真分析具有一定的工程实用性。

(2) 以压力控制回路的PID控制器为主控制器,以前馈控制器与比例控制器为副控制器,设计了环境模拟压力调节双闭环串级控制系统,保证了压力闭环控制系统具有足够的相位裕度,从而使压力调节的快速性、稳定性和精度均得到有效提升。

(3) 提出的基于前馈+反馈复合控制策略的高空舱高精度电液伺服控制方法经过了实际工程验证,具有良好的负荷变化抗扰能力、动态响应能力和位置跟踪精度。该方法可有效解决高空舱大口径调节阀启动力矩大、气动负荷变化大致使调节阀难以伺服跟踪位置指令的问题。

参考文献:

- [1] Milić V, Šitum Ž, Essert M. Robust H-infinity position control synthesis of an electro-hydraulic servo system[J]. Isa Transactions, 2010, 49(4): 535—542.
- [2] 吕 猛,张齐生,刘春庆,等.基于自抗扰控制器的电液位置伺服控制系统的实验研究[J].流体传动与控制,2012,53(4):7—9.
- [3] 笪 靖,李其朋,丁 凡,等.电液伺服技术在蝶阀上的应用[J].机床与液压,2012,41(1):1—3.
- [4] 孙春亚,吴棟华,喜冠南.电液伺服模糊PID位置控制系统设计及应用[J].机械设计与制造,2016,(6):155—157.
- [5] 朱美印,裴希同,张 松,等.一种轮盘式特种调节阀流量特性的修正算法[J].燃气涡轮试验与研究,2016,29(5):40—45.
- [6] 李洪人.液压控制系统[M].北京:国防工业出版社,1981.
- [7] 田源道.电液伺服阀技术[M].北京:航空工业出版社,2008.
- [8] 宋志安.基于MATLAB的液压伺服控制系统分析与设计[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [9] 肖 晟,强宝民.基于对称四通阀控非对称液压缸的电液比例位置控制系统建模与仿真[J].机床与液压,2009,37(6):95—98.
- [10] 孙衍石.电液伺服比例阀控缸位置控制系统仿真研究[J].流体传动与控制,2009,35(4):32—35.
- [11] 宋志安,曹连民,黄 靖,等. MATLAB/Simulink与液压控制系统仿真[M].2版.北京:国防工业出版社,2012.