

航空发动机电驱动滑油泵控制算法研究

黄 果, 李炎军, 宋 飞, 杨美超, 赵 欣

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 采用B.M.捷米道维奇模型, 计算了航空发动机典型工况下各润滑点对应的滑油流量。以计算的流量作为电驱动滑油泵性能目标值, 针对电驱动滑油泵性能控制需求, 利用MATLAB软件, 通过线性回归求解得到滑油流量与发动机状态关联模型, 并以该模型为基础建立了电驱动滑油泵控制算法。电驱动滑油泵试验件试验结果表明, 该控制算法可行, 流量控制精度满足不大于5%的要求。

关键词: 航空发动机; 电驱动滑油泵; 滑油流量; 关联模型; 控制算法; 控制精度

中图分类号: V233.4'2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2017) 06-0023-04

Control algorithm for a certain type of aviation engine electrically driven oil pump

HUANG Guo, LI Yan-jun, SONG Fei, YANG Mei-chao, ZHAO Xin

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The corresponding oil flow of each lubricating point under the aero-engine work conditions was calculated using B.M. Tier Mi Doug Vecchi model. With the calculated flow as the performance target value, aiming at control requirements of electrically driven oil pump, using MATLAB software, oil flow and engine condition association model was obtained through linear regression method, based on which the control algorithm for electrically driven oil pump was established. The test verified the feasibility of the control algorithm, and the flow control accuracy can satisfy the requirement which is not greater than 5%.

Key words: aero-engine; electrically driven oil pump; oil flow; association model; control algorithm; control accuracy

1 引言

将转速、流量可调的电驱动滑油泵及滑油系统技术应用于多电发动机, 取消传统的功率分出轴、减速器等机械液压附件, 从而减轻发动机质量, 减小迎风面积, 改善可靠性和维修性, 已成为新一代航空发动机发展的重要方向。在电驱动滑油泵研究方面, 波音公司在20世纪80年代初首先提出了用电力作动器取代液压作动器, 用电力泵取代齿轮箱驱动的滑油泵和燃油泵等^[1]概念。21世纪初 Moncelet 等^[2]对电驱动分布式滑油系统原理进行了系统的阐述, 并明确该技术将为多电/全电发动机提供一个全新的

方向。国内多家研究机构也撰文^[3-5]对电驱动滑油泵和电驱动滑油系统作为未来发动机滑油系统发展的重点方向进行了描述, 但未见具体的研究报道。针对电驱动滑油系统的供油特性, 发现电驱动滑油系统研发的关键技术, 是在发动机状态与滑油供油流量关联规律的基础上, 形成电驱动滑油泵控制算法, 从而实现发动机滑油量的按需控制。本文以某型航空发动机为研究对象, 结合滑油系统热分析和MATLAB软件开展电驱动滑油泵控制算法研究, 获得了经过初步验证的电驱动滑油泵控制算法, 可为后续电驱动滑油泵研究提供技术支撑。

收稿日期: 2016-09-20; 修回日期: 2017-11-10

作者简介: 黄 果(1986-), 男, 贵州六枝人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机机械系统设计及分析。

2 发动机滑油需油量的确定

发动机滑油需油量 W_0 ,取决于滑油必须带走的热量 Q 和滑油在发动机中允许的进出口温差 Δt :

$$W_0 = Q/\rho c_p \Delta t \tag{1}$$

式中: ρ 为滑油密度, c_p 为滑油比热容。

滑油需油量计算是针对喷嘴喷射流量而言,以部件或系统在工作中所产生的热量为基础,通过发热量与需滑油带走的热量相平衡求得。因为只有热量处于一个相对平衡状态,该处的工作温度基本维持在一定范围内,进而保证系统工作的稳定性。

3 发动机状态与滑油供油流量关联模型的建立

3.1 发动机滑油流量计算

采用B.M.捷米道维奇模型^[6]计算主轴承的摩擦生热。为使计算结果更接近发动机实际情况,基于某型核心机有关试验数据对计算模型进行了修正。在修正后的计算结果的基础上,表1给出了修正后各主要工况的滑油流量。该计算结果可作为发动机状态和滑油供油流量关联模型构建的基础样本。

3.2 关联模型创建

结合工况定义条件和各工况条件下的滑油流量计算结果,可得到发动机状态与滑油流量之间的关系,如图1所示。

通过对发动机在地面及飞行状态下试验数据的分析可以得出,发动机实际总滑油流量 $q_{L实}$ 与飞行

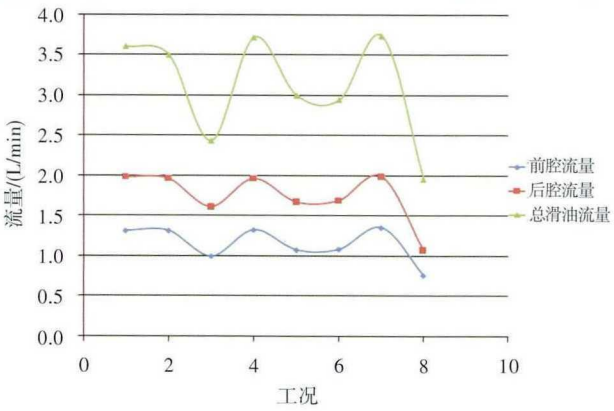


图1 发动机状态与滑油供油量的关系

Fig.1 Relationship between engine condition and oil supply

高度、飞行马赫数及发动机转速 n 的关系式为:

$$q_{L实} = (a_1H + b_1)(a_2Ma + b_2)(a_3n + b_3) = a_1a_2a_3HMan + a_1a_2b_3HMa + a_1a_3b_2Hn + a_1b_2b_3H + a_2b_1b_3Ma + a_3b_1b_2n + b_1b_2b_3 = aHMan + bHMa + cHn + dMan + eH + fMa + gn + j \tag{2}$$

根据表1中数据,利用MATLAB软件中线性回归求解,可得发动机状态与实际总滑油流量的关联模型:

$$q_{L实} = aHMan + bHMa + cHn + dMan + eH + fMa + gn + j = -0.000\ 464HMan + 17.012\ 687HMa + 0.000\ 076Hn + 0.002\ 708Man - 2.745\ 223H - 101.169\ 431Ma + 0.000\ 253n - 3.889\ 313 \tag{3}$$

将发动机各状态参数带入式(3)计算,可得对应的实际总滑油流量,见表2。由表中可看出,式(3)计

表1 修正后各主要工况的滑油流量

Table 1 Corrected results of the lubricating oil flow for different working conditions

工况	1	2	3	4	5	7	8	9
飞行高度(H)/km	0	2.00	10.00	4.75	10.00	10.00	4.00	0
飞行马赫数(Ma)	0	0	0.44	0.85	0.85	0.55	0.73	0
前腔滑油流量(q_m)/(L/min)	2.27	2.25	1.71	2.29	1.85	1.85	2.33	1.30
后腔滑油流量(q_n)/(L/min)	3.41	3.36	2.77	3.39	2.89	2.89	3.43	1.84
理论总滑油流量(q_{m+n})/(L/min)	5.69	5.62	4.49	5.68	4.75	4.74	5.76	3.14

表2 各主要工况实际总滑油流量计算结果

Table 2 Calculation results of the actual lubricating oil flow for different working conditions

飞行高度/km	0	2	10	4.75	10	10	4	0
飞行马赫数	0	0	0.44	0.85	0.85	0.55	0.73	0
发动机转速/(r/min)	37 889	37 116	34 504	38 370	35 572	34 526	38 065	27 803
理论总滑油流量/(L/min)	5.690 0	5.620 0	4.490 0	5.680 0	4.750 0	4.740 0	5.760 0	3.140 0
实际总滑油流量/(L/min)	5.696 6	5.652 2	4.621 1	5.762 5	4.890 4	4.872 6	5.830 3	3.144 8
误差值(E_{if})/%	0.12	0.57	2.92	1.45	2.96	2.80	1.22	0.15

表2 各主要工况实际总滑油流量计算结果

Table 2 Calculation results of the actual lubricating oil flow for different working conditions

飞行高度/km	0	2	10	4.75	10	10	4	0
飞行马赫数	0	0	0.44	0.85	0.85	0.55	0.73	0
发动机转速/(r/min)	37 889	37 116	34 504	38 370	35 572	34 526	38 065	27 803
理论总滑油流量/(L/min)	5.690 0	5.620 0	4.490 0	5.680 0	4.750 0	4.740 0	5.760 0	3.140 0
实际总滑油流量/(L/min)	5.696 6	5.652 2	4.621 1	5.762 5	4.890 4	4.872 6	5.830 3	3.144 8
误差值(E_H)/%	0.12	0.57	2.92	1.45	2.96	2.80	1.22	0.15

算的实际总滑油流量值和理论总滑油流量的修正值之间的误差值均小于3%,说明式(3)可作为后续电驱动滑油泵控制规律开发的基础模型。但由于式(3)是基于有限的试验数据推导而得,应用范围有一定的局限性,为使其具有通用性,对关联模型进行如下规定:

(1) 地面状态

$$q_{L实} = \begin{cases} 2.94 & (n < 27000) \\ 0.000\,253n - 3.889\,313 & (27\,000 \leq n \leq 39\,000) \\ 5.98 & (n > 39000) \end{cases} \quad (4)$$

(2) 高空状态

$$q_{L实} = \begin{cases} 1.236\,687HMa - 0.161\,223H - 9.097\,431Ma + 4.712\,687 & (n < 34\,000) \\ -0.000\,464HMan + 17.012\,687HMa + 0.000\,076Hn + 0.002\,708Man - & \\ 2.745\,223H - 101.169\,431Ma + 0.000\,253n - 3.889\,313 & (34\,000 \leq n \leq 39\,000) \\ -1.083\,313HMa + 0.218\,777H + 4.442\,569Ma + 5.977\,687 & (n > 39\,000) \end{cases} \quad (5)$$

4 电驱动滑油泵控制算法模型

4.1 系统简介

电驱动滑油泵为永磁无刷直流电机带动内啮合齿轮泵结构,主要由泵体、永磁电机和外壳3部分组成,如图2所示。工作时永磁电机通过内六方传扭装置带泵旋转,滑油从进油口吸入,经泵增压后流经电机外部并冷却电机。

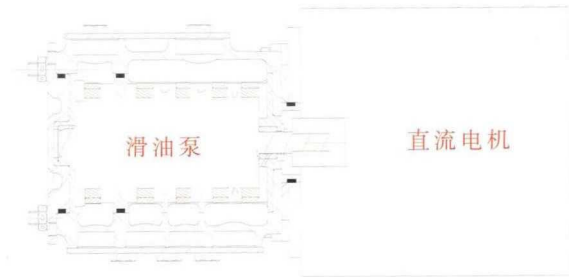


图2 电驱动滑油泵结构简图

Fig.2 Electrically driven oil pump structure

4.2 流量控制策略设计

由上述分析可知,滑油泵的流量控制可通过控制电机转速 $n_{电}$ 实现,故建立如下流量控制策略。

(1) 地面状态

实际滑油流量按机械效率0.85、容积效率0.90进行计算,可得:

$$n_{电} = n_{泵} = \begin{cases} 1\,650 & (n < 27\,000) \\ 0.142n - 2\,182.555 & (27\,000 \leq n \leq 39\,000) \\ 3\,356 & (n > 39\,000) \end{cases} \quad (6)$$

式中: $n_{泵}$ 为滑油泵转速(r/min)。

(2) 高空状态

(a) 当 $H < 5\text{ km}$ 、 $Ma < 0.5$ 时,实际滑油流量按机械效率0.85、容积效率0.75进行计算,可得:

$$n_{电} = n_{泵} = \begin{cases} 832.785\,9HMa - 108.567\,7H - 6\,126.216\,1Ma + 3\,173.526\,6 & (n < 34\,000) \\ -0.312\,5HMan + 11\,456.348\,8HMa + 0.051\,2Hn + 1.823\,6Man - & \\ 1\,848.635\,0H - 68\,127.562\,9Ma + 0.170\,4n - 2\,619.066\,0 & (34\,000 \leq n \leq 39\,000) \\ -729.503\,7HMa + 147.324\,6H + 2\,991.628\,9Ma + 4\,025.378\,5 & (n > 39\,000) \end{cases} \quad (7)$$

(b) 当 $H < 5\text{ km}$ 、 $Ma > 0.5$ 时,实际滑油流量按机械效率0.85、容积效率0.70进行计算,可得:

$$n_{\text{电}} = \begin{cases} 892.270\,6HMa - 116.322\,5H - 6\,563.803\,0Ma + 3\,400.207\,1 & (n < 34\,000) \\ -0.334\,8HMan + 12\,274.659\,4HMa + 0.054\,8Hn + 1.953\,9Man - \\ 1\,980.680\,4H - 72\,993.817\,4Ma + 0.182\,6n - 2\,806.142\,1 & (34\,000 \leq n \leq 39\,000) \\ -781.611\,1HMa + 157.847\,8H + 3\,205.316\,7Ma + 4\,312.905\,5 & (n > 39\,000) \end{cases} \quad (8)$$

(c) 当 $H > 5\text{ km}$ 、 $Ma < 0.5$ 时,实际滑油流量按机械效率0.85、容积效率0.60进行计算,可得:

$$n_{\text{电}} = \begin{cases} 1\,040.982\,3HMa - 135.709\,6H - 7\,657.770\,2Ma + 3\,966.908\,3 & (n < 34\,000) \\ -0.390\,6HMan + 14\,320.436\,0HMa + 0.064\,0Hn + 2.279\,5Man - \\ 2\,310.793\,8H - 85\,159.453\,7Ma + 0.213\,0n - 3\,273.832\,5 & (34\,000 \leq n \leq 39\,000) \\ -911.879\,7HMa + 184.155\,8H + 3\,739.536\,2Ma + 5\,031.723\,1 & (n > 39\,000) \end{cases} \quad (9)$$

(d) 当 $H > 5\text{ km}$ 、 $Ma > 0.5$ 时,实际滑油流量按机械效率0.85、容积效率0.45进行计算,可得:

$$n_{\text{电}} = \begin{cases} 1\,387.976\,4HMa - 180.946\,1H - 10\,210.360\,2Ma + 5\,289.211\,0 & (n < 34\,000) \\ -0.520\,8HMan + 19\,093.914\,7HMa + 0.085\,3Hn + 3.039\,3Man - \\ 3\,081.058\,3H - 113\,545.938\,2Ma + 0.284\,0n - 4\,365.1100 & (34\,000 \leq n \leq 39\,000) \\ -1\,215.839\,6HMa + 245.541\,0H + 4\,986.048\,2Ma + 6\,708.964\,1 & (n > 39\,000) \end{cases} \quad (10)$$

结合电机底层控制软件 Indraworks DS,利用 C# 语言完成上位控制软件的开发,如图 3 所示。



图3 电驱动滑油泵上位控制界面

Fig.3 The upper control interface of electrically driven oil pump

5 控制算法试验验证

利用电驱动滑油泵试验器(图4)开展了电驱动滑油泵控制规律的试验验证。试验时,设置发动机

各工况对应参数,同时调节对应的滑油泵进出口压力,完成了电驱动滑油泵的地面和高空性能试验,试验结果见表3。滑油流量随工况变化的理论值与试验值的对比见图5。结果表明,发动机各飞行工况下,电驱动滑油泵调节流量均略大于实际需油量。其原因为,控制算法均以需求流量上偏差作为拟合基准,同时滑油泵进出口压力调节误差造成实际供油流量误差。但流量控制误差均不大于5%,满足流量控制精度要求。各状态下滑油泵运行状态良好。

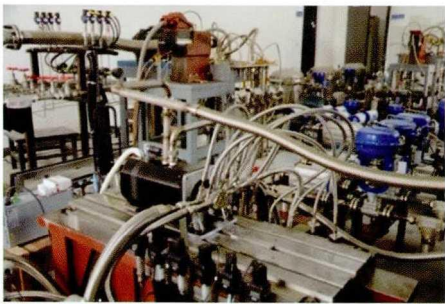


图4 滑油泵试验器

Fig.4 Oil pump tester

表3 电驱动滑油泵各工况试验数据对应表

Table 3 Test data for different working condition of electrically driven oil pump

工况	1	2	3	4	5	7	8	9
飞行高度/km	0	3.00	10.00	4.75	10.00	10.00	4.00	0
飞行马赫数	0	0	0.44	0.85	0.85	0.55	0.73	0
发动机转速/(r/min)	37 889	37 116	34 504	38 370	35 572	34 526	38 065	27 803
滑油泵转速/(r/min)	3 197	3 857	3 890	4 158	5 489	5 469	4 207	1 765
理论总滑油流量/(L/min)	5.69	5.62	4.49	5.68	4.75	4.74	5.76	3.14
试验总滑油流量($q_{\text{试}}$)/(L/min)	5.95	5.90	4.60	5.72	4.90	4.81	6.00	3.25
流量控制误差($E_{\text{试}}$)/%	4.6	5.0	2.4	0.7	3.2	1.5	4.2	3.5

(下转第60页)

4 结束语

罗·罗公司在民用航空发动机领域所取得的巨大成就,不仅依赖于坚实的工业基础、优秀的研发团队、科学的管理、规范的研发流程,更重要的是丰富的设计经验的传承与创新,将已有产品的成熟技术不断转移应用到新开发的产品中,并在转移应用中进行创新与发展。Trent 1000TEN、Trent XWB-97和Trent 7000是罗·罗公司保持传统优势的发动机,这些改型都是在原有成熟发动机技术优势基础上的继承与发展,是推动该公司产品不断走向成功的典型范例。Advance和UltraFan发动机则属于创新型产品,着眼于未来的飞机市场,其集中体现了罗·罗公司的创新设计理念,突破传统,采用革新技术,以使产品能够占领未来的市场。正是基于这种传承与创新相结合的思路,使得罗·罗公司的产品研发工作能够持续推进,新产品研发硕果累累。其研制思路可为中国航空发动机的研制提供参考借鉴。

参考文献:

- [1] 黄春峰. 罗·罗公司——全面动力 百年辉煌[R]. 四川 绵阳:中航工业燃气涡轮研究院,2009.
- [2] 黄毓敏. 全面动力系统方案领跑者——罗尔斯·罗伊斯公司[J]. 装备制造,2008:62—64.
- [3] 依然. 罗尔斯·罗伊斯开始组装首台更高推力遛达XWB发动机[J]. 航空制造技术,2014,(9):20.
- [4] 孙明霞,梁春华. 遛达7000发动机的由来与发展[J]. 国际航空,2015(12):54—55.
- [5] 罗尔斯·罗伊斯. 遛达7000助力空客A330neo首次试飞[N/OL]. <http://m.sohu.com/a/199209187-716058>.
- [6] 晏武英. 罗·罗公司Advance3下一代发动机验证机通过评审[N/OL]. 中国国防科技信息网,2015-06-04. <http://m.sohu.com/n/414439445/>.
- [7] 孙明霞. 罗·罗公司超扇发动机研制进展[J]. 国际航空,2016,(3):61—62.
- [8] Norris G. Rolls-Royce gearbox and ceramics work aim at next-gen engines[J]. Aviation Week & Space Technology, 2016.

(上接第26页)

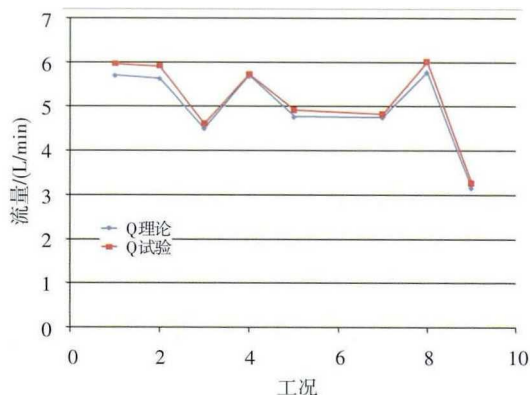


图5 总滑油流量对比

Fig.5 Comparison of total lubricating oil flow

6 结论

(1) 电驱动滑油泵流量控制精度满足不大于5%的要求,且均为上偏差流量;

(2) 电驱动滑油泵实际供油量能够满足发动

机各飞行工况滑油流量需求;

(3) 电驱动滑油泵控制算法可行,能够应用于后续电驱动滑油泵研究。

参考文献:

- [1] Weimer J A, Massie L D. Power technology for the more electric aircraft [R]. AIAA 93-1051, 1993.
- [2] Moncelet G, Texier A, Raimarckers N. New Concepts for a dependable design of aeronautic engine lubrication system [C]// ESREL2002 conference.2002.
- [3] 梁春华. 欧美积极开展多电发动机研究[J]. 国际航空, 2009,(5):61—63.
- [4] 李国权. 航空发动机滑油系统的现状及未来发展[J]. 航空发动机,2011,37(6):49—52.
- [5] 吴志琨,李 军,时瑞军. 多电航空发动机研究现状及关键技术[J]. 航空工程进展,2012,(4):463—467.
- [6] 刘友宏,于 超. 航空发动机滑油系统热分析[J]. 科学技术与工程,2009,9(22):6822—6925.