

文章编号: 1674-8190(2023)06-125-08

一种民用飞机液压系统自增压油箱容积计算方法

朱海龙¹, 张倩², 肖晓蕾¹, 张朋¹

(1. 中航西飞民用飞机有限责任公司 工程技术中心, 西安 710089)

(2. 航空工业庆安集团有限公司 航空设备研究所, 西安 710077)

摘要: 选择合适的油箱容积是保障液压系统正常工作的必要前提, 为了能够合理计算民用飞机自增压油箱的容积, 基于SAE AS5586飞机液压系统油箱通用设计要求, 介绍并分析飞机液压系统工作中作动筒、蓄压器以及油液物理特性等所产生的变化容积的计算方法, 提出一套循序渐进的油箱容积计算方法以求得油箱设计所需的各类容积值; 以某型飞机液压系统油箱容积计算为例, 通过对极冷极热天气条件下各飞行阶段的油量分析, 并和机上油箱油量记录曲线对比, 验证提出的容积计算方法的有效性。结果表明: 该型飞机液压系统油箱容积在全飞行阶段均能满足要求, 本文所提油箱容积计算方法可行, 可用于类似液压系统油箱容积计算。

关键词: 民用飞机; 液压; 液压油箱; 自增压油箱; 容积估算

中图分类号: V233.91; V228.1⁺1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.06.14

A method for self-pressurized civil aircraft hydraulic reservoir volume calculation

ZHU Hailong¹, ZHANG Qian², XIAO Xiaolei¹, ZHANG Peng¹

(1. Engineering Technology Center, AVIC XAC Commercial Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

(2. Institute of Aeronautical Equipment, AVIC Qing'an Group Co., Ltd., Xi'an 710077, China)

Abstract: Selecting appropriate reservoir volume is a necessary premise to ensure the normal operation of the hydraulic system. In order to provide a reference for the reasonable calculation of the self-pressurized hydraulic reservoir volume of civil aircraft, based on the general design requirements of SAE AS5586 aircraft hydraulic system reservoir, the calculation methods for variable volume produced by actuator, hydraulic accumulator and physical properties of oil are introduced and analyzed in this paper. A set of step by step reservoir volume calculation methods are proposed to get the design value of the reservoir. Taking an aircraft hydraulic reservoir volume calculation as an example, the calculation method of each variable volume in the system is deduced. The results show that the reservoir of the hydraulic system of this type of aircraft can meet the requirements in each flight phase.

Key words: civil aircraft; hydraulic; hydraulic reservoir; self-pressurized reservoir; volume estimation

收稿日期: 2022-06-16; 修回日期: 2022-12-08

通信作者: 朱海龙, 180729247@qq.com

引用格式: 朱海龙, 张倩, 肖晓蕾, 等. 一种民用飞机液压系统自增压油箱容积计算方法[J]. 航空工程进展, 2023, 14(6): 125-132.

ZHU Hailong, ZHANG Qian, XIAO Xiaolei, et al. A method for self-pressurized civil aircraft hydraulic reservoir volume calculation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(6): 125-132. (in Chinese)

0 引言

液压系统油箱设计是液压系统设计的重要组成部分,油箱设计的合理与否对液压系统的工作性能和液压泵的寿命有着直接影响^[1],一般液压系统油箱的容积计算可采用基于流量或者油箱散热的经验方法进行初步估算^[2],但对于飞机液压系统油箱而言,其工作状况与环境温度变化较为复杂,与一般液压系统不同,除了需要考虑所有飞行过程中可能造成容积变化的所有影响因素^[3],还应考虑油箱的轻量化设计。

SAE AS5586 飞机液压系统油箱通用设计要求^[4]是国内外公认的飞机液压系统油箱设计指导性文件,该标准给出了飞机油箱容积计算所应考虑的各种因素,但未对各种因素进行深入分析。

J. Parambath^[5-6]给出了基于经验的油箱容积估算法,即油箱容积为泵额定输出流量的 3~5 倍,依据该方法估算出的油箱容积值偏大,对追求轻量化设计的飞机液压油箱并不适用。

国内关于油箱容积计算方法的研究文献多适用于大型工程机械液压系统,适用于飞机液压系统的研究鲜有报道。李松晶等^[7]和杨培元等^[8]提到的油箱容积估算法,认为油箱容积约等于泵最大输出流量乘以推荐系数,其中推荐系数是依据不同类型液压系统给出的推荐值,其弊端与 J. Parambath^[5-6]的方法类似——计算所得的容积过大;贵明^[9]和夏廷栋^[10]提出的容积计算方法仅考虑了作动容积差和油液膨胀所产生的体积变化,并未考虑油液冷压缩和高压收缩等其他变化因素,也未提及各变化容积的计算方法。

本文以某型民用飞机液压系统为例,对系统中产生的容积变化及其计算方法进行介绍说明,给出一套循序渐进的油箱容积计算方法,对各飞行阶段下的油箱剩余容积变化进行分析,并以该型飞机机上记录的数据曲线验证该容积计算方法的有效性。

1 液压油箱容积计算方法

液压油箱内的剩余油量容积过小或留空容积不足,都有可能导致液压泵发生空吸现象,继而导致液压泵干磨和系统过热等问题^[11-12]。液压油箱的容积设计应保证在所有飞行阶段中,都能应对系统中油液容积的各种增减变化量,且在系统油

液容积增减变化后,油箱内的剩余油液和剩余空间不少于总容积的 15%^[13]。考虑到民用飞机液压系统轻量化设计,在考虑各种变化量的基础上应尽量使油箱的容积最小化,以减少油箱的重量和体积。

油箱各容积示意图如图 1 所示,为满足不同的温度和工作状况,油箱最小加油容积 $V_{\text{res_min}}$ 、油箱满油容积 $V_{\text{res_full}}$ 、油箱最大油液容积 $V_{\text{res_max}}$ 以及油箱总容积 V_{res} 是考虑多种变化容积叠加的结果。下面对各个变化容积的定义以及计算方法进行介绍说明。

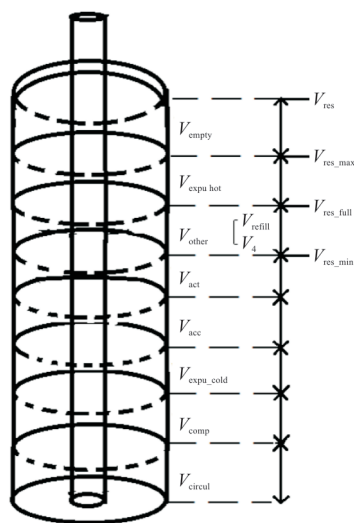


图 1 油箱各容积示意图

Fig. 1 Schematic diagram of each volume of the fuel tank

1.1 V_{act} 作动筒变化容积

液压油箱的油量在作动筒伸出和收回时会发生明显变化,为应对油量产生的变化,油箱必须具有适合的空间去回收或输出与作动筒容积变化相等的油液。对拥有多个作动筒的液压系统,油箱容积必须考虑所有作动筒叠加下的严酷工况。

多个作动筒体积变化量公式为

$$V_{\text{act}} = \sum_{i=1}^j L_j \times A_j \quad (1)$$

式中: L_j 为第 j 个作动筒的伸出长度; A_j 为第 j 个作动筒的作动杆横截面积。

需要注意的是,不同类型作动筒引起的容积变化差异较大,常见的单杆作动筒,其完全伸出与收回的容积差为筒内作动杆部分所占容积,但对称型双杆作动筒,其伸出和收回过程中作动筒内

的总容积始终保持不变,此类作动筒的容积差可以忽略不计。

为使油箱计算容积最小化,计算 V_{act} 容积变化时应依据实际情况合理考虑作动筒可能发生的组合工况,将所有作动筒变化容积求和通常是最严酷的组合工况。

1.2 V_{acc} 蓄压器变化容积

液压系统正常工作循环中,蓄压器充压和放压的过程会对油箱油量的变化产生直接影响,以充气式蓄压器为例,其容积变化 V_{acc} 可用式(2)^[13]表达:

$$V_{\text{acc}} = \Delta V = V_{\text{L}} - V_{\text{H}} = V_{\text{I}} \left(\frac{P_{\text{I}} T_{\text{L}}}{P_{\text{L}} T_{\text{I}}} - \frac{P_{\text{I}} T_{\text{H}}}{P_{\text{H}} T_{\text{I}}} \right) \quad (2)$$

式中: V 为蓄压器容积; P 、 T 分别为蓄压器内的压力和温度;下标I表示预充气压力状态;下标L表示低压压力状态(释压状态);下标H表示高压压力状态(充压状态)。

蓄压器内的油液容积大小与预充气压力有关,依照最严酷的状况考虑, V_{acc} 蓄压器变化容积应为系统中所有蓄压器油液容积之和。

1.3 油液物理变化容积

依据油液的物理特性(弹性模量、热膨胀系数),油液会随着不同的工作温度或工作压力而膨

胀或收缩,产生 V_{expu} 油液热胀冷缩体积与 V_{press} 油液压缩体积两种容积变化。

以民用飞机液压系统常用的AS1241 IV型1类磷酸酯基液压油为例^[14],参考首诺Skydrol公司的LD-4型液压油(AS1241 IV型1类)手册中的相关数据,37~149℃温度范围内,其最大热膨胀系数为 $9.2 \times 10^{-4} / ^\circ\text{C}$ 。无空气混入状态下,其体积弹性模量为221 000 psi(1 psi=6.895 kPa),混入空气状态下其体积弹性模量为125 000 psi。

工程应用中,液压油的热膨胀参数和体积弹性模量应结合实际使用工况选取较为严酷的参数值,即选取较大的热膨胀参数和较小的体积弹性模量。

油箱容积计算需明确所计算液压系统的工作温度范围,以民用飞机常见环境温度范围为例,机上液压系统通常布置于非火区/非气密区,其工作环境温度为-40~60℃^[15],磷酸酯基液压油(首诺Skydrol LD-4型)的全性能工作温度为-6.7~107℃,因此计算油箱容积时,液压系统环境温度范围应为-40~107℃。

油箱容积的计算通常选用常温20~25℃作为油液温差计算基准,本文以初始环境温度21℃为计算基准。

涉及油箱容积计算的油液物理特性及计算方法如表1所示。

表1 磷酸酯基液压油相关物理特性参数

Table 1 Relevant physical property parameters of phosphate-based hydraulic oil

参数	数值	备注
液压油热膨胀系数/ $[(^\circ\text{C})^{-1}]$	$\alpha = 9.2 \times 10^{-4}$	首诺Skydrol LD-4型液压油
液压油体积弹性模量/psi	$\beta = 125\,000$	首诺Skydrol LD-4型液压油
液压油工作压力/psi	$P_{\text{sys}} = 3\,000$	—
液压油体积压缩系数	$\lambda = 0.009\,6$	$\lambda = P_{\text{sys}} / (2.5 \times \beta)^{[16]}$
油液压缩体积	$V_{\text{press}} = \lambda \times V_{\text{sys_press}}$	$V_{\text{sys_press}}$ 为液压系统高压管路容积
油液热膨胀或冷收缩体积变化	$V_{\text{expu}} = T_{\text{温差}} \times \alpha \times V_{\text{sys}}$	V_{sys} 为系统中油液总容积
油液全性能工作范围/ $^\circ\text{C}$	-6.7~107	首诺Skydrol LD-4型液压油
油液环境温度范围/ $^\circ\text{C}$	-40~107	参考民用飞机常见环境温度范围

1.3.1 $V_{\text{expu_cold}}$ 油液冷收缩体积

若飞机在极冷天飞行,系统油液温度可由21℃降至-40℃,从而产生61℃的温差,对应 $V_{\text{expu_cold}}$ 油液冷收缩体积为

$$V_{\text{expu_cold}} = 61 \times \alpha \times V_{\text{sys}} \quad (3)$$

1.3.2 $V_{\text{expu_hot}}$ 油液热膨胀体积

若飞机在极热天飞行,系统油液温度可由21℃升高至107℃,从而产生86℃的温差,对应

$V_{\text{expu_hot}}$ 油液热膨胀体积为

$$V_{\text{expu_hot}} = 86 \times \alpha \times V_{\text{sys}} \quad (4)$$

1.3.3 V_{press} 油液压缩体积

液体在高压作用下是可压缩的,但航空液压油的体积弹性模量数值较大,本文中液压油体积弹性模量高达 125 000 psi,几乎可以认为是不可压缩的,实际被压缩的油液体积很小。

油液上升到额定工作压力的过程中,油液体积被逐渐压缩,被压缩后的油液体积表示为 V_{press} ,计算方法如表 1 所示。

1.4 V_{circul} 系统最小循环油液容积

为保证液压泵的吸油压力及低压腔活塞运行至零位时不会运行至机械极限,保证以上两点的油液容积称为系统最小循环油液容积,记做 V_{circul} ,其经验计算公式^[17]为

$$V_{\text{circul}} = 3.5\% \times V_{\text{res}} \quad (5)$$

式中: V_{res} 为油箱总容积。

1.5 V_{other} 其他容积变化

其他变化容积(V_{other})主要包括油液外漏容积(V_{refill})和油箱死油容积(V_4)。

1.5.1 V_{refill} 油液泄漏油量

飞机液压系统正常工作过程中,系统中会消耗少量的油液用于外泄露(如泵溢流口处泄露油液),导致油箱油量缓慢减少。为减少液压系统加油次数,降低维护时间,在油箱容积设计中需补偿一定的油量以弥补泄露的油液损失,一般按系统中油液总容积 V_{sys} 的 5% 考虑^[17]。

1.5.2 V_4 油箱死油油量

油箱结构的影响所引起的死油油量 V_4 按照整个系统中油液总容积 V_{sys} 的 3% 考虑^[17]。

1.6 油箱总容积 V_{res} 的计算

室外环境温度为极冷天时,依据液体冷收缩的物理特性,此时油箱内油液体积将大幅收缩,对应油箱加油容积的最小值。

不考虑油液外漏以及油箱死油状态下,油箱最小加油容积 $V_{\text{res_min}}$ 为系统最小循环油液容积 V_{circul} 、作动筒变化容积 V_{act} 、油液冷收缩体积 $V_{\text{expu_cold}}$ 、蓄压器容积变化 V_{acc} 与油液压缩体积 V_{press} 之和,如式(6)所示。

$$V_{\text{res_min}} = V_{\text{circul}} + V_{\text{act}} + V_{\text{expu_cold}} + V_{\text{acc}} + V_{\text{press}} \quad (6)$$

若考虑油液外漏以及油箱死油的影响,可认为是油箱满油容积 $V_{\text{res_full}}$,如式(7)所示。

$$V_{\text{res_full}} = V_{\text{res_min}} + V_{\text{sys}} \times (5\% + 3\%) \quad (7)$$

式中: V_{sys} 为系统中油液总容积;5% 和 3% 为 V_{refill} 油液外漏油量和 V_4 油箱死油油量。

由表 1 可知,系统中的油液温度上限为 107 °C,即油箱中的油液温度可由室温 21 °C 升高至 107 °C,产生 86 °C 的温差,依据液体热膨胀的物理特性,油液体积将大幅膨胀,油箱必须留有足够的余量以应对油液体积膨胀。因此,油箱容积应将油液的膨胀体积也包含在内,在油箱满油容积 $V_{\text{res_full}}$ 的基础上再加上油液热膨胀体积 $V_{\text{expu_hot}}$,称为油箱的最大加油容积 $V_{\text{res_max}}$,如式(8)所示。

$$V_{\text{res_max}} = V_{\text{res_full}} + V_{\text{expu_hot}} \quad (8)$$

系统中油液总容积 V_{sys} 为油箱最大油液容积 $V_{\text{res_max}}$ 、液压元件油液总容积 V_{comp} 与管路中油液总容积 V_{line} 之和,如式(9)所示。

$$V_{\text{sys}} = V_{\text{res_max}} + V_{\text{comp}} + V_{\text{line}} \quad (9)$$

对于油箱总容积 V_{res} 而言通常需要再额外预留 10%~15% 的空余量 V_{empty} 以便储存从油液中分离出的气体,如式(10)所示。

$$V_{\text{res}} = V_{\text{res_max}} \times 115\% \quad (10)$$

油箱的初始计算过程中,需先计算出 V_{sys} 与 V_{circul} ,关于 V_{sys} 和 V_{circul} 的计算方法如下。

由式(6)~式(9)可推导出式(11):

$$V_{\text{sys}} = V_{\text{circul}} + V_{\text{act}} + V_{\text{acc}} + V_{\text{expu_cold}} + V_{\text{press}} + V_{\text{sys}} \times (5\% + 3\%) + V_{\text{expu_hot}} + V_{\text{comp}} + V_{\text{line}} \quad (11)$$

将式(5)和式(10)代入式(11),得:

$$V_{\text{sys}} = 3.5\% \times (V_{\text{res_max}} \times 115\%) + V_{\text{act}} + V_{\text{acc}} + V_{\text{expu_cold}} + V_{\text{press}} + V_{\text{sys}} \times (5\% + 3\%) + V_{\text{expu_hot}} + V_{\text{comp}} + V_{\text{line}} \quad (12)$$

将式(9)代入式(12),得:

$$V_{\text{sys}} = 3.5\% \times [(V_{\text{sys}} - V_{\text{comp}} - V_{\text{line}}) \times 115\%] + V_{\text{act}} + V_{\text{acc}} + V_{\text{expu_cold}} + V_{\text{press}} + V_{\text{sys}} \times (5\% + 3\%) + V_{\text{expu_hot}} + V_{\text{comp}} + V_{\text{line}} \quad (13)$$

将式(3)和式(4)代入式(13),可得:

$$V_{\text{sys}} = 3.5\% \times [(V_{\text{sys}} - V_{\text{comp}} - V_{\text{line}}) \times 115\%] + V_{\text{act}} + V_{\text{acc}} + 61 \times \alpha \times V_{\text{sys}} + V_{\text{press}} + V_{\text{sys}} \times (5\% + 3\%) + 86 \times \alpha \times V_{\text{sys}} + V_{\text{comp}} + V_{\text{line}} \quad (14)$$

最终可推导出系统中油液总容积:

$$V_{\text{sys}} = (0.96V_{\text{comp}} + 0.96V_{\text{line}} + V_{\text{act}} + V_{\text{acc}} + V_{\text{press}})/0.65 \tag{15}$$

依据式(11)可推导出系统最小循环液压油容积:

$$V_{\text{circul}} = 0.92V_{\text{sys}} - V_{\text{act}} - V_{\text{acc}} - V_{\text{expu_cold}} - V_{\text{press}} - V_{\text{expu_hot}} - V_{\text{comp}} - V_{\text{line}} \tag{16}$$

实际容积计算过程中,依据式(15)~式(16)完成 V_{circul} 和 V_{sys} 的计算。

2 某型飞机液压系统油箱容积估算

某型飞机 1 号液压系统工作介质为磷酸酯基液压油,工作环境温度范围为 $-40\sim60\text{ }^{\circ}\text{C}$,系统通过一台发动机驱动泵(EDP)和一台交流电动泵(ACMP)向飞机起落架系统和飞行控制系统提供动力源,完成飞机的刹车、副翼、升降舵、方向舵、扰流板的操纵。其工作原理如图 2 所示,发动机驱动泵和电动泵经吸油管路从液压油箱吸油,输出的高压油经压力油滤组件后,一路经油箱增压优先阀、油箱增压蓄压器进入自供增压油箱高压口,另一路分别进入飞行控制系统和起落架刹车系统,其中刹车系统设置有刹车应急蓄压器,以满足应急状态下的刹车操纵需求。

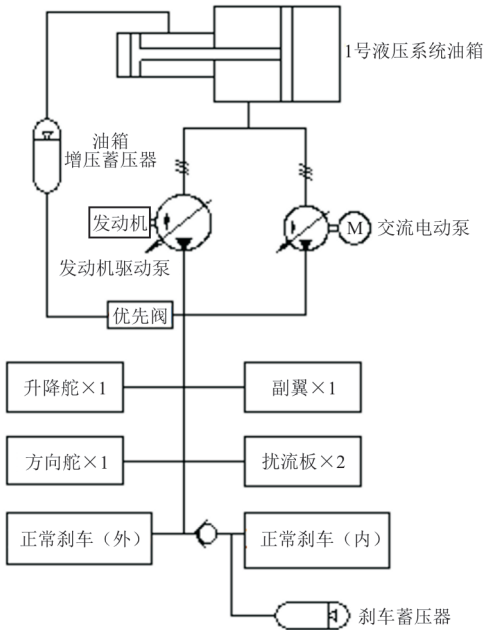


图 2 1 号液压系统工作原理图
Fig. 2 Working principle diagram of No. 1 hydraulic system

2.1 计算方法

油箱容积的计算需遵循一定的步骤逐步推算,容积计算的具体步骤以及对应公式如表 2 所示。

表 2 1 号液压系统油箱容积计算表
Table 2 No. 1 hydraulic system oil tank volume calculation table

步骤	名称	参数	容积/L	计算方法	总容积比/%
1	管路液压油总容积	V_{line}	22.53	—	—
2	高压管路液压油容积	$V_{\text{sys_press}}$	7.10	—	—
3	系统增压液压油体积	V_{press}	0.50	$V_{\text{press}} = \lambda \times V_{\text{sys_press}}$, λ 参见表 1 液压油体积弹性模量	—
4	作动筒变化容积	V_{act}	0.20	系统中所有作动筒变化容积之和 V_{act}	—
5	蓄压器变化容积	V_{acc}	1.75	—	—
6	液压元件油液总容积	V_{comp}	3.36	—	—
7	系统中油液总容积	V_{sys}	42.00	$V_{\text{sys}} = (0.96V_{\text{comp}} + 0.96V_{\text{line}} + V_{\text{act}} + V_{\text{acc}} + V_{\text{press}})/0.65$	—
8	液压油冷收缩体积	$V_{\text{expu_cold}}$	2.36	$V_{\text{expu_cold}} = 61 \times \alpha \times V_{\text{sys}}$	—
9	液压油热膨胀体积	$V_{\text{expu_hot}}$	3.32	$V_{\text{expu_hot}} = 86 \times \alpha \times V_{\text{sys}}$	—
10	油箱最小循环容积	V_{circul}	0.47	$V_{\text{circul}} = 0.92V_{\text{sys}} - V_{\text{act}} - V_{\text{acc}} - V_{\text{expu_cold}} - V_{\text{press}} - V_{\text{expu_hot}} - V_{\text{comp}} - V_{\text{line}}$	—
11	油箱最小加油容积	$V_{\text{res_min}}$	5.21	$V_{\text{res_min}} = V_{\text{circul}} + V_{\text{act}} + V_{\text{expu_cold}} + V_{\text{acc}} + V_{\text{press}}$	38
12	油液外漏油量	V_{refill}	2.10	$V_{\text{refill}} = V_{\text{sys}} \times 5\%$ (参见章节 1.5.1)	—
13	油箱死油油量	V_4	1.26	$V_4 = V_{\text{sys}} \times 3\%$ (参见章节 1.5.2)	—
14	油箱满油容积	$V_{\text{res_full}}$	8.57	$V_{\text{res_full}} = V_{\text{res_min}} + V_{\text{sys}} \times (5\% + 3\%)$	—
15	油箱最大加油容积	$V_{\text{res_max}}$	11.90	$V_{\text{res_max}} = V_{\text{res_full}} + V_{\text{expu_hot}}$	87
16	油箱总容积	V_{res}	13.68	$V_{\text{res}} = V_{\text{res_max}} \times 115\%$	—

2.2 计算结果

从表 2 可以看出:油箱总容积计算结果为 13.68 L,由 1.6 节可知,最小加油容积和最大加油容积分别对应油液最低温 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和最高温 $107\text{ }^{\circ}\text{C}$,油箱的加油量应保证其在温度范围内因热胀冷缩产生的容积变化不超过油箱加油油液允许的上下限,并对温度范围以及加油容积取一定公差范围便于日常维护操作。油箱油量表如表 3 所示。

表 3 油箱油量表
Table 3 Fuel gauge of oil tank

温度范围/ $^{\circ}\text{C}$	油液容积/ $\%$
$-38\sim-13$	38~52
$-13\sim7$	47~57
$7\sim27$	53~63
$27\sim47$	59~69
$47\sim67$	65~75
$67\sim87$	71~81
$87\sim107$	77~87

注:检查油量时,系统处于泄压状态,且扰流板作动筒和刹车作动筒处于收回状态。

3 飞行中油箱容积的变化

3.1 极热极冷天油箱容积变化分析

在飞行过程中,温度是影响油箱油液体积的重要因素之一,以该型飞机为例,其地面停机时极热天环境温度为 $60\text{ }^{\circ}\text{C}$,极冷天环境温度为 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。典型的飞行过程主要包括地面停机、地面开车、地面滑出、起飞离地/爬升、巡航、下降、着陆停车阶段,以室温 $21\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时的油箱加油容积为基准,分析不同阶段的油箱内油量变化情况,保证在所有飞行阶段中,油箱内的剩余油量以及空余量均能满足系统油箱油量的变化要求,各飞行阶段需考虑的主要油箱油量变化考虑因素如表 4 所示。

依据表 2 中各部分计算容积分析各飞行阶段的油箱油量变化情况,如图 3 所示,蓝色部分为极冷天油箱的最小加油容积 $V_{\text{res_min}}$,红色部分为极热天油液热膨胀容积 $V_{\text{expu_hot}}$,蓝色与红色之和为极热天油箱的最大加油容积 $V_{\text{res_max}}$,其他颜色为其他容积变化所占用的体积;极冷天时,蓝色部分为油箱的可用容积,关注各类容积变化在蓝色部分的占用情况及剩余百分比,不考虑红色部分,而极热天时,蓝色和红色均为油箱的可用容积。

表 4 主要飞行阶段及油箱油量变化考虑因素表
Table 4 The main flight stages and the factors to be considered for the change of fuel volume in the fuel tank

飞行阶段	冷天状况	热天状况
地面停机	油液冷缩体积减少	油液热胀体积增加
地面开车	最小循环油量	最小循环油量
	油液温度逐渐升高,油液冷缩体积逐渐开始减少	油液温度逐渐升高,热膨胀体积继续增加
	系统建压,油液受压压缩	系统建压,油液受压压缩
	泵等元件开始产生泄漏油液	泵等元件开始产生泄漏油液
地面滑出	蓄压器开始填充油液	蓄压器开始填充油液
	扰流板、刹车作动筒产生差动容积	扰流板、刹车作动筒产生差动容积
起飞离地/爬升	油液体积继续被压缩	油液体积继续被压缩
	随着发动机转速提高,泵轴泄漏油液增多	随着发动机转速提高,泵轴泄漏油液增多
巡航	油液达到冷天飞行的热平衡温度,油液产生一定量的热膨胀体积,冷天油液热平衡温度通常为 $40\sim50\text{ }^{\circ}\text{C}$	油液达到热天飞行的热平衡温度,油液产生一定量的热膨胀体积,热天油液热平衡温度通常为 $70\sim80\text{ }^{\circ}\text{C}$
	扰流板、刹车作动筒操控减少差动容积减少	扰流板、刹车作动筒操控减少差动容积减少
	发动机转速下降,泵轴泄漏油液减少	发动机转速下降,泵轴泄漏油液减少
着陆停车	扰流板、刹车作动筒产生差动容积	扰流板、刹车作动筒产生差动容积
	蓄压器卸压引起的体积变化	蓄压器卸压引起的体积变化
	系统温度降低至冷天环境温度的变化产生的冷缩变化	系统温度降低至热天环境温度的变化产生的热胀变化
	系统卸压导致油箱油液增加量	系统卸压导致油箱油液增加量

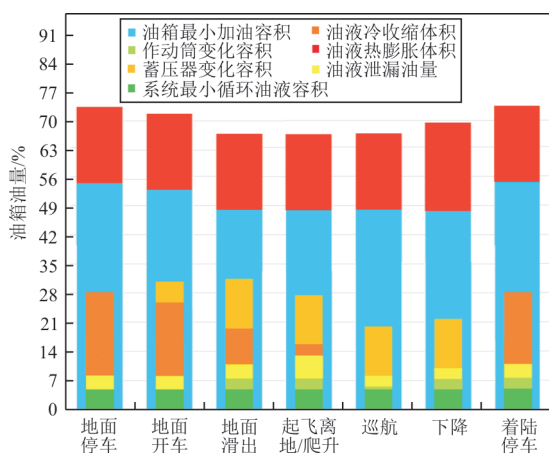


图3 飞行阶段的油箱油量变化情况分析

Fig. 3 Analysis of the change of fuel tank fuel volume during flight

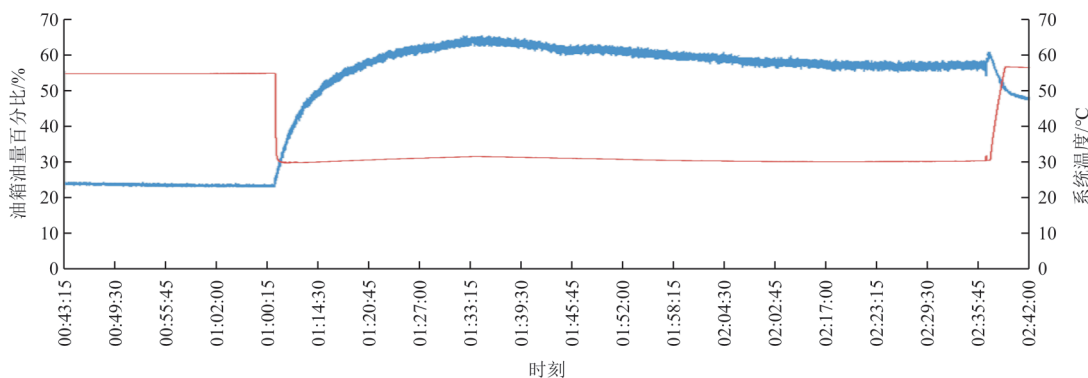


图4 机上油箱油量/油温记录曲线图(地面温度23℃)

Fig. 4 Reservoir fluid volume/fluid temperature record curve during flight(ground temp 23℃)

4 结 论

1) 与基于经验法的油箱容积计算方法相比,本文提出的容积计算方法更适用于飞机液压系统油箱容积计算,在满足各飞行阶段油量需求的同时,计算所得的油箱容积较小,可以满足飞机液压系统油箱轻量化设计的要求。

2) 进行油箱容积计算前,需明确该液压系统中的油液温度范围以及各液压元件包括管路长度等参数输入,系统油液温度的上下限、各作动用户以及油液的变化容积对油箱容积的计算结果影响较大。

3) 本文对极冷极热天各飞行阶段下的油箱变化容积进行分析,并以机上油箱油量数据记录曲线验证使用本方法计算的油箱容积可以满足系统使用要求。

从图3可以看出:无论是极冷天还是极热天,油箱内剩余油量以及空余空间均大于15%,因此该油箱容积可以满足液压系统正常循环所需的油液体积。

3.2 机上油箱油量记录曲线

该型飞机全飞行阶段下油箱油量和系统油温的记录曲线如图4所示,可以看出:地面初始油液温度为23℃,初始油量55%,在所有飞行阶段,油箱最低油量百分比为30%,最高油量百分比为61%,油箱内剩余油量以及空余容积均大于15%,可以满足油箱使用要求。

参考文献

- [1] 肖文键, 扈航, 位立军, 等. 某型飞机液压油箱故障及其改进设计[J]. 液压与气动, 2013(10): 58-61.
XIAO Wenjian, HU Hang, WEI Lijun, et al. Failure of a certain type of aircraft hydraulic fuel tank and its improvement design[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2013(10): 58-61. (in Chinese)
- [2] 王绪桥. 浅议移动工程机械开式液压油箱研发[J]. 液压气动与密封, 2014(1): 58-61.
WANG Xuqiao. A brief discussion on the development of open hydraulic oil tanks for mobile construction machinery[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2014(1): 58-61. (in Chinese)
- [3] 李涛, 杨化龙, 韩定邦. 典型民用飞机液压能源系统油箱设计分析[J]. 液压与气动, 2017(2): 101-106.
LI Tao, YANG Hualong, HAN Dingbang. Design analysis of typical civil aircraft hydraulic energy system fuel tank[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2017(2): 101-106. (in Chinese)
- [4] Society of Automotive Engineers. General design require-

- ments for aircraft hydraulic system fuel tanks: AS5586 [S]. US: Society of Automotive Engineers, 2005.
- [5] PARAMBATH J. Design of industrial hydraulic systems [M]. US: Amazon Digital Services LLC-KDP Print, 2020.
- [6] PARAMBATH J. Industrial hydraulic systems and circuits—basic level [M]. US: Amazon Digital Services LLC-KDP Print, 2020.
- [7] 李松晶, 王清岩. 液压系统经典设计实例 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2016.
- LI Songjing, WANG Qingyan. Classic design example of hydraulic system [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [8] 杨培元, 朱福元. 液压系统设计简明手册 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2017.
- YANG Peiyuan, ZHU Fuyuan. A concise manual for hydraulic system design [M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2017. (in Chinese)
- [9] 贵明. 工业车辆液压系统油箱容积的确定 [J]. 叉车技术, 1992(2): 21-22.
- GUI Ming. Determination of the oil tank volume of the hydraulic system of industrial vehicles [J]. Forklift Technology, 1992(2): 21-22. (in Chinese)
- [10] 夏廷栋. 工程机械液压油箱容积的选择 [J]. 国外工程机械, 1989(3): 48-49.
- XIA Tingdong. Selection of hydraulic oil tank volume for construction machinery [J]. Foreign Construction Machinery, 1989(3): 48-49. (in Chinese)
- [11] 飞机设计手册总编委会. 飞机设计手册: 第 12 册——飞行控制系统和液压系统设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- General Editorial Board of *Aircraft Design Manual*. Aircraft design manual: Vol. 12—flight control system and hydraulic system design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [12] 吴春玉. 关于液压系统混入气体的分析 [J]. 液压气动与密封, 2009(4): 31-34.
- WU Chunyu. Analysis of gas mixed in hydraulic system [J]. Hydraulics Pneumatics & Seals, 2009(4): 31-34. (in Chinese)
- [13] CHAPPLE P. Principles of hydraulic systems design [M]. US: Momentum Press, 2014.
- [14] Society of Automotive Engineers. Fire resistant phosphate ester hydraulic fluid for aircraft: AS1241 [S]. US: Society of Automotive Engineers, 1997.
- [15] Radio Technical Commission for Aeronautics. Environmental conditions and test procedures for airborne equipment: DO-160G [S]. US: Radio Technical Commission for Aeronautics, 2010.
- [16] 张扬军, 彭杰, 诸葛伟林. 流体力学 [M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- ZHANG Yangjun, PENG Jie, ZHUGE Weilin. Fluid mechanics [M]. Beijing: Science Press, 2019. (in Chinese)
- [17] FITCH E C, HONG I T. Hydraulic system modeling and simulation [M]. US: BarDyne, 2004.
- 作者简介:**
- 朱海龙(1989—),男,学士,中级工程师。主要研究方向:民用飞机液压系统设计。
- 张倩(1987—),女,硕士,中级工程师。主要研究方向:电液伺服作动系统设计。
- 肖晓蕾(1993—),女,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机液压系统设计。
- 张朋(1993—),男,硕士,工程师。主要研究方向:民用飞机液压系统设计。
- (编辑:马文静)