

航空发动机滑油系统高空通风活门空中特性研究

Study of Ventilation Valve for Aero-Engine Lubrication System in Flight Performance

谷俊 / 中航工业沈阳发动机设计研究所 航空发动机动力传输航空科技重点实验室

摘要: 为了准确掌握航空发动机自由通风滑油系统的空中工作特性, 针对高空通风活门这一关键结构单元, 进行详细的温度场模拟、压力平衡计算, 并结合飞行数据的分析, 总结归纳了高空通风活门完整的空中工作特性以及与结构参数的关联性, 为航空发动机自由通风系统设计及高空通风活门的结构设计积累了工程经验。

Abstract: In order to master the air characteristics of ventilation lubrication system of an aero-engine accurately, the temperature distribution simulation and pressure balance calculation of the ventilation valve were carried on detailed. Combining with the flight data analysis, the integrated air characteristics and structure parameters relationship of ventilation valve were summarized, which contributes to the project experience accumulation of the design of the ventilation lubrication system and ventilation valve for the aero-engine.

关键词: 滑油系统; 通风系统; 通风活门

Keywords: lubrication system; ventilation system; ventilation valve

0 引言

自由通风系统^[1]是航空发动机滑油系统普遍采用的通风形式, 此系统中的高空通风活门可确保在高空极低的外界大气压力条件下, 发动机滑油系统依然能够满足滑油泵进口压力的最低需求^[2], 确保滑油供给的顺畅。因此, 作为发动机自由通风系统中的关键结构件, 掌握高空通风活门空中实际工作特性对该类型通风系统的设计具有指导意义。本文结合某型发动机的飞行数据, 对高空通风活门的空中工作进行计算及分析, 总结归纳了该活门的空中工作特性与结构参数之间的关联性。

1 自由通风系统原理

图1所示为航空发动机自由通风

系统流路原理图, 由于泵的抽吸而带入滑油箱的油气以及轴承腔内由于封严引气进入的空气, 均通过管路引入发动机外部的机匣内, 通过机匣内的离心通风器进行油气的分离, 继而经高空通风活门排入大气。该系统中外置机匣腔压、滑油箱及轴承腔内压力均由高空通风活门控制, 同时滑油箱及轴承腔内压力又决定了滑油供回油泵的入口压力。高空通风活门是保持该系统内压力平衡的重要单元, 尤其在高空飞行时, 该活门保证了系统内压力不因外界大气压的降低而降低, 确保了滑油供回油泵入口压力, 避免了滑油供回油效率的大幅降低, 实现了滑油系统在高空飞行状态下的正常循环。

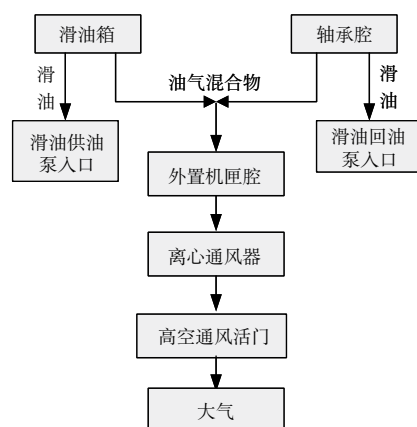


图1 航空发动机自由通风系统流路图

2 高空通风活门空中工作特性

2.1 高空通风活门结构及原理

图2为典型的高空通风活门结构原理图, 该活门有两个压力控制单元, 其中膜盒活门是由波纹管 and 膜盒壳体组成的充满氦气的封闭腔。在飞

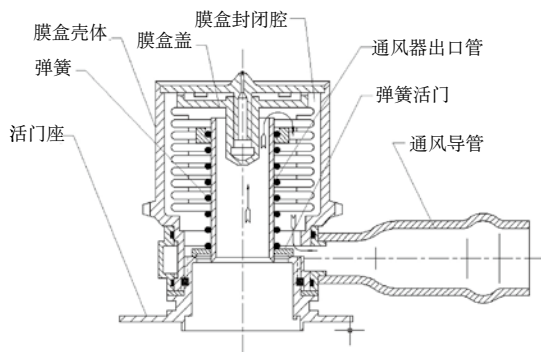


图2 高空通风活门示意图

行高度较低时,受外界大气压力和波纹管自身弹簧压紧力的作用,膜盒盖被压靠在壳体上,膜盒活门处于打开状态,通风系统腔内气体通过该部位排入大气。当飞行高度上升,外界大气压力下降,而膜盒腔内惰性气体受热(滑油通风排气带来的热量)后压力升高,膜盒活门逐渐关闭,此时通风系统腔内压力由定压弹簧活门控制,保持腔内压力高于外界大气压力一定差值。这样的设计既保证了在低空飞行时,通风系统与大气相通不至于压力过高而产生安全隐患,同时确保了在高空飞行时系统内压力不至于过低而导致滑油泵无法正常工作。

为分析高空通风活门的受力,对膜盒活门和弹簧活门分别列出受力方程:

$$\begin{cases} P_o \times (S_1 + S_2) = P_{fj} \times S_1 + P_{sb} \times S_2 + KX + F_0 & (1) \\ P_o V = nRT & (2) \\ P_{fj} \times S_3 = P_{sb} \times S_4 + F_1 & (3) \end{cases}$$

式中, P_o 为膜盒腔内惰性气体压力, P_{fj} 为外置机匣内腔压, P_{sb} 为外界大气压力, K 为膜盒波纹管刚度, X 为膜盒活门行程, F_0 为膜盒活门预压紧力, F_1 为弹簧活门压紧力, S_1 为外置机匣内气体作用在膜盒活门上的面积, S_2 为外界大气作用在膜盒活门

表1 计算参数列表

K	19.88N/mm	S_3	527.8 mm ²	V (膨胀后)	123.876cm ³
F_0	37.95N	S_4	814.5mm ²	P_o (室温下)	64.5kPa
S_1	254.5 mm ²	F_1	13.9N	P_{sb}	按飞行数据查取
S_2	1590.4 mm ²	V (膨胀前)	117.514cm ³	P_{fj}	按飞行数据查取

上的面积, S_3 为外置机匣内气体作用在弹簧活门上的面积, S_4 为外界大气作用在弹簧活门上的面积, V 为膜盒封闭腔内惰性气体体积, T 为膜盒封闭腔内惰性气体温度。

根据高空通风活门的结构参数和膜盒活门的封焊压力斜线^[3], 可以求得方程组中的已知参数, 如表1所示。通过对飞行曲线和数据的分析, 结合方程计算可以推导出膜盒活门的开启和关闭点、膜盒内气体温度以及弹簧活门的工作状态。

2.2 通风系统压力的空中特性曲线

图3为一个起落飞行中腔压随飞行高度的变化情况, 压力在此过程

中整体均呈“W”型, 在起飞和降落过程中压力均随飞行高度的上升而降低, 并与大气压力的下降趋势完全一致; 当高度上升至7km左右, 压力下降趋势变缓, 与大气压力曲线开始“分叉”; 随着高度继续上升, 压力不降反升, 并在“W”型飞行曲线的谷底部分有突增和波动情况; 飞机返航高度下降时, 压力略有降低后逐渐升高并与外界大气压恢复同步。

经分析可知, 通风系统内部腔压(P_{fj})与外界大气压(P_{sb})之间的关系与高空通风活门的工作特点相对应, 一次飞行可以分为6个阶段。

1) 飞机起飞爬升阶段, P_{fj} 与 P_{sb} 同时随高度的上升而降低, 趋势和斜

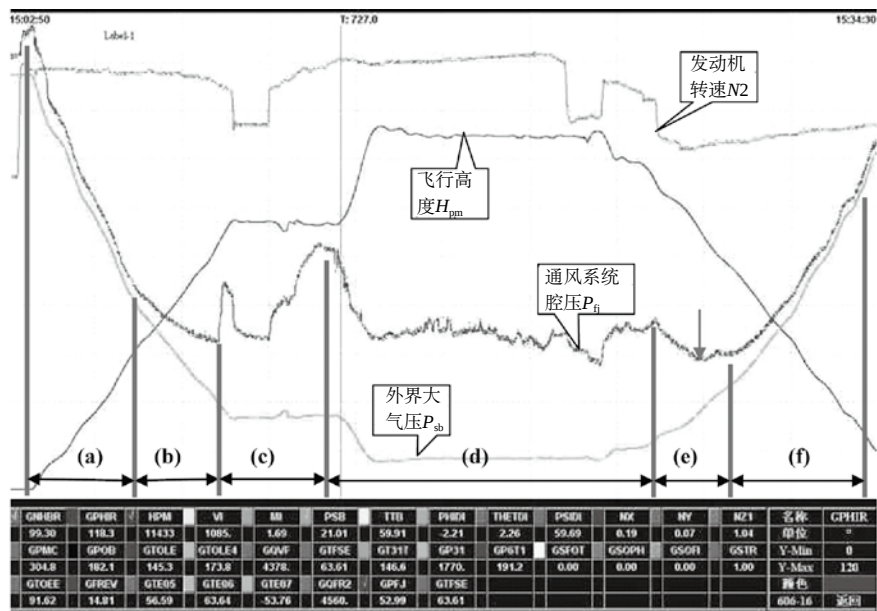


图3 通风系统压力的空中特性曲线

率均一致,这表明该阶段高空通风活门中的膜盒活门处于打开状态。

2) 爬升至一定高度后, P_{fj} 与 P_{sb} 开始“分叉”, P_{fj} 的下降斜率开始变缓,这说明膜盒活门开始关闭或者已经关闭到一定的行程。

3) 继续爬升至一定高度后, P_{fj} 不再继续下降反而上升,而且可能出现突增的情况,此时膜盒活门的行程达到最大,已经彻底关死,由于通风系统停止排气造成压力突增。

4) 高度继续上升并维持在某一高度的飞行过程中, P_{fj} 有所波动,时而上升时而下降,但永远高于外界环境大气压 P_{sb} 一定差值,如果在超过14km以上的高空飞行过程中, P_{fj} 与 P_{sb} 的差值基本保持恒定,此时弹簧活门投入工作控制系统内压力,而膜盒活门保持关死。

5) 返航时高度开始下降, P_{fj} 与 P_{sb} 之间的差值减小,逐渐接近,这说明膜盒活门逐渐打开。

6) 高度继续下降, P_{fj} 与 P_{sb} 再次保持一致,同步上升,此时膜盒活门已经完全打开。

2.3 膜盒活门关闭点的确定

上述分析表明,在飞行高度上升

过程中有两个通风系统压力变化点,一是通风系统压力与大气压力的“分叉”点,二是通风系统压力出现突增点,通过计算分析可以确定这两个点时高空通风活门的工作状态。

首先,将“分叉”点假设为三种通风活门状态,一是膜盒活门已完全关闭;二是膜盒活门开始关闭;三是膜盒活门关闭了一段行程。通过飞行参数和方程(1)(2)计算可知,如假设一成立,则此时膜盒内惰性气体温度为520K,约247℃;如假设二成立,此时膜盒内惰性气体温度为15℃。

由发动机滑油系统通风排气原理可知,膜盒内气体温度受通风系统排气温度和发动机舱内部环境温度影响,与通风排气温度更为接近,而发动机自由通风系统内的油气温度为120~180℃^[4],因此过高和过低的膜盒内气体温度都不切实际,因此以上假设均不成立。

因此,飞机爬升过程中 P_{fj} 与 P_{sb} 的“分叉点”是膜盒活门关闭了一段行程,出口通道狭窄,流阻逐渐增大而产生,由方程(1)(2)计算可知,此时关闭的行程约为2.55mm。随着飞行高度继续升高,第二个压力变化点

(曲线中的压力突增点)为膜盒活门彻底关闭而弹簧活门尚未打开的状态。

2.4 膜盒内腔气体温度推导

通过膜盒活门的关闭高度可以推算出膜盒活门内惰性气体的温度,表2列举了通过查取飞行曲线后由方程(1)(2)进行计算的结果。

从表中可以看出,历次飞行爬升过程中的膜盒活门的关闭高度均在10.3~11km之间,由计算结果可知,此时膜盒内惰性气体温度均在155~169℃之间,其中温度的差异可能是由于起飞爬升过程的飞行状态和外界环境略有不同而造成的,该温度值与滑油箱内滑油温度接近。因此对于采用同类型滑油通风系统的航空发动机,可以参考滑油箱内滑油温度值进行高空通风活门的初始设计。

2.5 高空通风活门的不稳定工作段

当飞行高度超过膜盒活门的关闭高度时,若通风系统压力仍低于弹簧活门打开压力,而飞行高度并未超出膜盒关闭点较多时,会出现膜盒活门重新打开导致压力降低的情况,该工作段称为高空通风活门的过渡工作段,此时膜盒活门处于不稳定状态,飞行数据的第c段中压力曲线波动也证明了该现象的存在。

根据以上推导,膜盒活门关闭时气体平均温度约为435K,对应关闭高度为10.15km,惰性气体压力为89.29kPa。而不稳定工作段的高度上限是弹簧活门打开而膜盒活门保持关闭的高度,根据膜盒活门和弹簧活门的受力分析,联立受力方程(1)(3)计算可知,该过渡工作段在10.15~11.65km高度范围,此高度以上通风系统压力完全由弹簧活门控制,膜盒活门处于关闭状态。

表2 膜盒内气体温度计算结果

关闭高度 (m)	当地大气压 (kPa)	发附排气压力 (kPa)	膜盒内气体压力 (kPa)	膜盒内气体温度 (K)
10667	23.83	32.5	88.72	432
10308	25.21	34.85	90.23	439
10546	24.15	30	88.65	431.9
10352	25	33.9	89.8	438
10029	26.06	32.3	90.06	441
10930	22.75	34.59	88.08	429
11047	22.44	32.8	87.56	426.6
10293	25.18	33.3	89.99	438

表3 自由通风系统的极限压力情况

架次序号	飞行高度(m)	腔压(kPa)	外界气压(kPa)	架次序号	飞行高度(m)	腔压(kPa)	外界气压(kPa)
1	17	33.7	8.9	7	17.15	33.35	8.4
	11	28.32	21.94		10.8	24.56	23.16
2	10.8	31.88	23.24	8	17.2	30.97	8.35
3	10.1	28.48	25.98		11	27.97	22.31
4	10.5	27.1	24.64	9	17	31.89	8.59
5	17	32.74	8.72		10.6	28.78	24.12
	10.5	25.63	24.48	10	10.2	27.31	25.73
6	11.2	23.19	21.79	11	10.1	31	25.96

由于过渡阶段的活门工作不稳定,往复的开闭对波纹管的疲劳寿命也有影响,因此在设计中应尽量缩短该高度段的范围,在滑油系统高空性允许的条件下,应降低弹簧活门的打开压力并提升膜盒活门的关闭压力。

2.6 自由通风系统的极限腔压

自由通风系统压力随着飞行高度产生变化,表3梳理了飞行过程的通风系统腔压情况,其中包括5次升限飞行(高度在16.5km以上)。

从表3可知,高空飞行过程中虽然外界环境大气压很低,但由于高空通风活门的控制,此时的通风系统腔压并非最低点。飞行中通风系统压力最低点均出现在飞机返航降低高度的过程中,当高度降到10.1~11.2km之间时膜盒活门开启,内腔压力与外界环境大气压接近,产生了压力最低点。由于返航时发动机转速较低,供回油泵的效率较低,如果长时间在此

高度以慢车转速巡航可能带来回油不畅问题,因此在滑油系统设计中,应考虑在此极限压力下发动机慢车转速的滑油供回油系统的高空性能匹配以及轴承腔内滑油流动特性^[5]。

3 结论

通过飞行数据的计算分析可知,含高空通风活门的通风系统的空中工作特性如下。

1) 通风系统在整个飞行过程中,压力曲线呈“W”型,爬升阶段随高度升高而降低,下降阶段随高度降低而升高,中间的底部阶段由于高空通风活门的控制,压力变化较为复杂,存在波动。

2) 采用膜盒的高空通风活门关闭的高度由膜盒封焊压力和惰性气体工作温度决定,一般状态下该温度与滑油箱内滑油温度接近。

3) 在膜盒活门关闭高度之上存

在一段不稳定工作范围,设计中应通过弹簧活门打开压力与膜盒活门关闭压力的匹配尽量使之缩小。

4) 通风系统腔压最低值出现在飞机返航高度下降过程中,在滑油系统高空性设计中应考虑发动机慢车转速下在该极限压力点的供回油匹配性。

AST

参考文献

[1] 林基恕. 航空燃气涡轮发动机机械系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 74-77.

[2] 李国权. 航空发动机滑油泵高空性分析[J]. 航空发动机, 2008, 34(1): 46-47.

[3] 李国权. 论航空发动机高空膜盒的封焊斜线[J]. 航空发动机, 2004, 30(1): 37-39.

[4] 林基恕. 航空发动机设计手册[M]. 第12册. 北京: 航空工业出版社, 2002: 403-456.

[5] Farrall M, Simmons K, Hibberd S. A numerical model for oil film flow in an aero-engine bearing chamber and comparison with experimental data[C]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2004 Power for land, sea and air, Vienna Austria, 2004.

作者简介

谷俊, 工程师, 主要从事航空发动机滑油系统设计工作。