

液氧温度对某液氧液氢发动机性能影响研究

姜冬玲, 杨 莹

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 结合某液氧液氢发动机实际飞行中二次工作段入口液氧温度升高和推力下降现象, 分析了液氧温度对发动机性能的影响方式和修正方法。通过过冷液氧的发动机试验, 对液氧温度影响性能的两种方式分别进行了修正, 可将某液氧液氢发动机二次工作段推力与一次工作段的偏差降低约 24%, 将发动机飞行燃烧室压力与交付值的偏差降低约 8%。

关键词: 液氧液氢发动机; 液氧温度; 干扰因素; 非线性计算方法; 小偏差计算方法

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 02-0054-05

Influence of LOX temperature on LOX/LH₂ rocket engine performance

JIANG Dong-ling, YANG Ying

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The impacting mode and correction method of LOX temperature at its inlet on engine performance are studied in combination with the phenomena that the LOX temperature at its inlet rose and the thrust dropped down during the second operating period of a LOX/LH₂ rocket engine in its actual flying test. According to the test result of a super-cooling liquid oxygen engine, the influence of two impacting modes of LOX temperature on engine performance was corrected, by which the deviation of the LOX/LH₂ rocket engine thrust between second and first operating periods was decreased by about 24%, and the deviation of combustor pressure between flying test value and given value before flying was decreased by about 8%.

Keywords: LOX/LH₂ rocket engine; LOX temperature; interference factor; nonlinear calculation method; small deviation calculation method

0 引言

某液氧液氢发动机用于运载火箭上面级, 采用低温液氧液氢推进剂、具备高空二次起动工作

能力。从其历次飞行数据分析可见, 发动机二次工作段推力低于一次工作段。初步分析发现, 二次工作段发动机入口液氧温度要明显高于一次工作段, 是二次工作段推力下降的主要原因之一。

收稿日期: 2013-10-18; 修回日期: 2014-03-10

作者简介: 姜冬玲 (1982—), 女, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统

发动机的性能主要受内外干扰因素的影响, 液氧温度首先作为外部因素直接影响性能参数。此外, 在发动机实际性能计算过程中, 因具体计算方法的原因, 液氧温度还会间接通过内部因素影响发动机的性能。为了减小实际飞行过程中液氧温度变化对发动机性能参数的影响, 需分析液氧温度对发动机性能的具体影响方式及修正方法, 并进行试验研究。

1 液氧温度对性能的影响

液体火箭发动机性能受各种干扰因素的影响, 影响因素可分为两类: 一类是内部干扰因素, 如推力室效率偏差、泵扬程偏差、涡轮和泵的效率偏差、管路损失系数偏差以及零组件的制造、装配误差等; 另一类是外部干扰因素, 如推进剂温度、密度和入口压力偏差等^[1-3]。液氧温度可通过这两类因素对发动机性能产生影响。

1.1 外部因素

液氧温度首先作为外部因素影响发动机性能。同一台发动机, 在不同的入口推进剂温度条件下, 性能会存在较大区别。

地面试验时, 液氧温度会存在随机性散差。飞行过程中, 火箭总体为提高火箭的性能, 规定了液氧的加注方法: 先加注一部分约 92 K 的液氧再加注一部分约 83 K 的液氧。因此, 每次地面试验和每次飞行过程中液氧的入口温度均会有所不同, 且两个工作段的液氧温度也会存在较大区别。

该部分的影响无法避免, 只能采取一定的方法进行修正, 以利于发动机性能参数的实际使用和对比分析。

1.2 内部因素

在发动机性能分析计算中, 为修正发动机入口推进剂温度对性能的影响, 多采用小偏差或非线性计算方法将发动机性能换算至统一的入口温度条件。这一修正过程中, 发动机的管路温升、损失系数等内部影响因素及与之对应的额定点工作参数通过当次或多次试验统计给出。而每次试验中液氧温度在不同程度上会影响这些内部因素的数值及额定点参数, 因此液氧温度可通过间接

影响部分内部因素而影响发动机性能。

该部分的影响理论上要小于其作为外部因素的影响, 但为提高性能参数的准确性, 也应尽可能的减小该部分影响。

2 对液氧温度影响的修正方法

由于每次地面试车以及飞行任务中, 发动机入口液氧温度均有不同, 为使发动机性能参数具有可比性, 且在火箭总体使用发动机性能数据时有统一的标准, 需要将每台发动机的性能数据换算至同样的入口状态 (指温度和压力, 后续统一称标准状态) 下, 从而修正液氧温度对性能的影响。具体的修正方法主要有非线性计算方法^[4-7]和小偏差计算方法^[8-11]两种。

2.1 非线性计算方法

发动机在稳定工作状态下, 根据系统的流量平衡、功率平衡和压力平衡, 可建立各性能参数之间或者是各性能参数与内外干扰因素间的关系式, 即发动机的静特性, 称为静特性方程组, 是一个非线性的方程组。

通过某次或多次试车, 可获得方程组中的特性系数, 再结合特定的影响因素值 (例如标准状态液氧温度), 对非线性方程组进行迭代求解^[12], 可得到对应影响条件 (对应的液氧温度) 下的发动机性能参数, 该参数即为换算至标准液氧温度下的性能。

该计算方法的优点在于求解方程较全面, 不存在计算方法上的舍入, 可适用于影响因素 (包括液氧温度) 变化较大 (变化量超过 5%) 的情况。缺点是性能参数均为理论计算结果, 计算量较大, 不适用于交付火箭总体弹道计算使用。因此, 针对某液氧液氢发动机仍采用小偏差计算方法为主、非线性计算方法为辅的方式。

2.2 小偏差计算方法

由于发动机的静特性方程组为非线性形式, 求解较为繁琐, 而实际干扰发动机性能的内外因素在正常情况下都是在较小的范围内变化, 因此可以将非线性的问题用线性化的方法来解决, 即将非线性形式的方程在平衡点附近展开成泰勒级数, 省略去高阶项后, 得到线性化模型, 亦即

“小偏差计算方法”。转化后的线性方程组称为“小偏差方程组”^[13]。

根据某液氧液氢发动机系统特点,小偏差方程组整理后可简写为:

$$[A]^{70 \times 70} [\delta y]^{70} = [B]^{37 \times 70} [\delta x]^{37}$$

式中: A 为性能参数的系数矩阵; δy 为发动机性能参数变化向量; B 为干扰因素的系数矩阵; δx 为干扰因素变化向量。

系数矩阵 A 和 B 是发动机额定点性能参数和干扰因素的函数,在非线性方程线性化过程中产生。发动机额定点性能参数值根据历次试车发动机各组件所体现的热试性能进行参数平衡计算得到,干扰因素值则直接由试车统计值给出,对上述方程组求解^[12],即可得到形式为 $[\delta y]^{70} = [C]^{37 \times 70} [\delta x]^{37}$ 小偏差方程组,其中的矩阵 C 即为小偏差系数矩阵。小偏差计算方法的示意图见图 1。

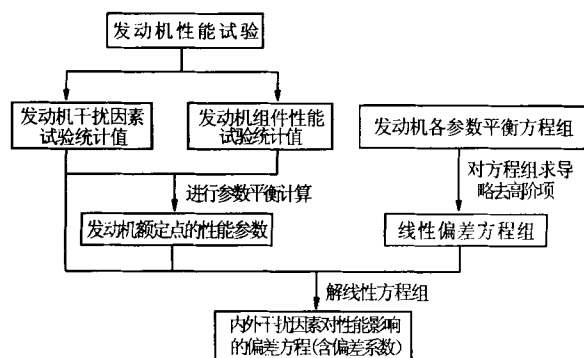


图 1 小偏差计算方法示意图

Fig. 1 Schematic diagram of small deviation calculation method

小偏差方程及偏差系数的主要用途为:

- 1) 对发动机的推进剂入口条件进行修正,将发动机试车或飞行时的性能参数换算到标准状态下,使各次试车和飞行的性能具有可比性;
- 2) 用于火箭总体的轨道计算;
- 3) 分析各项干扰因素对发动机性能的影响。

2.3 小偏差方程(系数)对液氧温度的修正及效果

截取前述小偏差方程组中关于发动机推进剂入口条件的影响方程如下:

$$\begin{aligned} \Delta F_t &= A_1 \delta p_{ohy} + A_2 \delta p_{ohr} + A_3 \delta T_{oy} + A_4 \delta T_{or} \\ \Delta p_c &= B_1 \delta p_{ohy} + B_2 \delta p_{ohr} + B_3 \delta T_{oy} + B_4 \delta T_{or} \end{aligned}$$

$$\Delta q_{mf} = C_1 \delta p_{ohy} + C_2 \delta p_{ohr} + C_3 \delta T_{oy} + C_4 \delta T_{or}$$

$$\Delta q_{mo} = D_1 \delta p_{ohy} + D_2 \delta p_{ohr} + D_3 \delta T_{oy} + D_4 \delta T_{or}$$

式中: F_t 为发动机推力, kN; p_c 为发动机燃烧室压力, MPa; q_{mf} 为发动机液氢流量, kg/s; q_{mo} 为发动机液氧流量, kg/s; p_{ohy} 为入口液氧压力, MPa; p_{ohr} 为入口液氢压力, MPa; T_{oy} 为入口液氧温度, K; T_{or} 为入口液氢温度, K; ΔF_t , Δp_c , Δq_{mf} , Δq_{mo} , δp_{ohy} , δp_{ohr} , δT_{oy} , δT_{or} 为各个参数实际值与额定值(其中液氧温度为 87 K)之差。 $A_1 \sim A_4$, $B_1 \sim B_4$, $C_1 \sim C_4$, $D_1 \sim D_4$ 为小偏差修正系数。

通过这一方程组对某液氧液氢发动机飞行过程中出现的二次工作段较一次工作段液氧温度升高(由约 84 K 升高至约 89 K)、推力(以燃烧室压力参数表征)下降现象进行了分析。将不同入口推进剂压力和温度条件下的性能参数换算到标准状态下,从而修正入口条件的影响,使不同入口条件下的参数具有可比性。采用现有的小偏差系数对两个工作段的液氧温度进行修正,均换算至标准状态下进行对比。对 24 台次飞行数据的统计分析表明:二次工作段燃烧室压力测量值较一次工作段最大下降 2.7%,通过现有小偏差修正后,燃烧室压力换算值最大下降 2.21%,起到了一定的修正效果,但现有小偏差修正系数没有完全消除这种影响。

3 过冷液氧试验及分析

以往发动机地面性能校准试车中,液氧入口温度约为 92 K,因此计算用的小偏差方法中,偏差系数由 92 K 液氧温度下试验参数计算得到的,而非标准状态(液氧温度为 87 K)下,因此液氧温度通过间接影响部分内部因素而影响发动机性能,为此设计并开展了过冷液氧(液氧温度约 87 K)试验及分析计算,以减小该部分影响。

3.1 过冷液氧试验的必要性

根据小偏差计算方法的原理,将发动机性能随干扰因素变化的函数在额定点附近线性展开,以曲线表示即在额定点附近以切线代替曲线,见图 2。以液氧温度对发动机性能的影响为例,由于对应液氧温度为 87 K 的发动机额定点参数 A

与对应 92 K 的发动机额定参数 B 不同, 就导致在额定参数上的切线, 即直线 a 与直线 b 就会不同。只有用准确的发动机额定参数 A 及其在点的切线, 并且液氧温度在额定参数 A 附近小范围变化, 用 A 点的小偏差系数代替曲线计算发动机性能才能准确。

为提高发动机性能的准确性, 校准试车应采用过冷液氧 (液氧温度约 87 K), 使发动机可以得到更接近于标准状态 (液氧温度为 87 K 左右) 时的性能参数, 从而直接降低液氧温度作为外部因素带来的性能偏差。同时通过进行过冷液氧试车得到液氧温度标准状态时发动机性能参数值及内部干扰因素值, 以多次的试验数据为基础确定以标准液氧温度为额定参数的小偏差系数, 准确得到图 2 中的直线 a 。

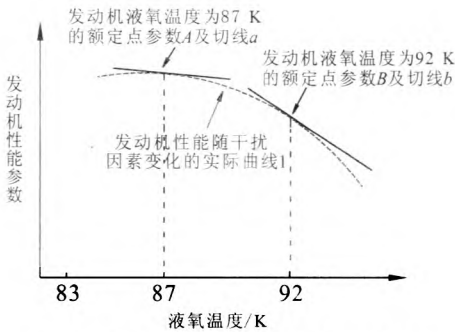


图 2 发动机液氧温度对性能的影响
Fig. 2 Influence of LOX temperature on engine performance

3.2 发动机过冷液氧试验方案

基于某液氧液氢发动机性能校准试验台已有的试验设备, 增加液氧过冷器, 实现液氧贮箱加注过冷液氧进行试车。过冷器采用板翅式结构, 通过多次冷调试验, 确定了过冷液氧的最佳加注方案。

通过液氮车给过冷器加注液氮, 液氮加满后, 保持小流量补加, 使过冷器内的液氮始终处于充满状态, 液氧加注车内约 91 K 的普通液氧经过冷器后, 温度约为 78 K, 进入氧贮箱。为避免试车时液氧温度过低, 偏离试车的目标值 87 K, 先加注约 78 K 的液氧, 再加注约 91 K 的液氧, 在贮箱内掺混, 以满足发动机试车时液氧

温度接近 87 K 的试验要求。过冷液氧加注系统示意图见图 3。

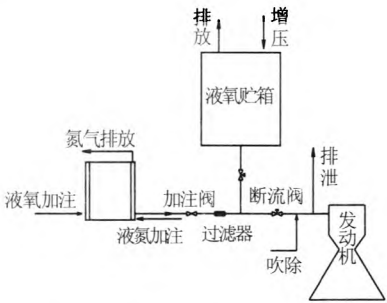


图 3 过冷液氧加注系统示意图
Fig. 3 Schematic diagram of super-cooling liquid oxygen injection system

3.3 修正发动机的内部干扰因素

根据 10 余次过冷液氧试车数据, 对主要发动机内部干扰因素数值中的 5 个进行了修正, 见表 1。

表 1 通过过冷液氧试车得到的内部干扰因素数值

Tab. 1 Values of internal interfering factors obtained from super-cooling liquid oxygen test

名称	原数值 (概值)	现数值 (概值)
氧主汽蚀管前管路压力损失系数	0	0.000 2
氧主汽蚀管后管路压力损失系数	0.001 03	0.001 028
氢主汽蚀管后管路压力损失系数	0.008 6	0.008 7
氧涡轮燃气管路压力损失系数	0.16	0.15
氢涡轮旁通管路压力损失系数	0.52	0.35

3.4 获得的发动机额定点工作参数

根据氢泵、氧泵及推力室等组件试验数据进行统计分析, 选取了性能可以代表平均水平的组合, 结合通过过冷液氧试车得到修正的部分内部干扰因素进行参数平衡计算, 得到发动机在液氧温度为 87 K 下相对准确的额定参数 (燃烧室压力 3.85 MPa) 性能参数。表 2 列出了主要的 7 个发动机额定参数性能参数。

表 2 发动机额定点的主要性能参数
Tab. 2 Primary rated performance
parameters of engine

名 称	原数值(概值)	现数值(概值)
发动机推力 F/kN	82.9	82.9
液氧泵流量 $q_m/(kg \cdot s^{-1})$	16.14	16.14
液氢泵流量 $q_m/(kg \cdot s^{-1})$	3.23	3.23
燃烧室室压 p_c/MPa	3.85	3.85
发动机混合比 r_{ox}	5.09	5.10
氧泵功率 p_p/W	139 600	129 300
氢泵功率 p_H/W	583 000	589 000

3.5 小偏差系数计算及修正

通过发动机过冷液氧试验得到 2 项结果, 发动机入口液氧温度为 87 K 的额定点(燃烧室压力 3.85 MPa)性能数据; 部分准确的内部干扰因素数值, 按照第 2.2 节的计算方法, 可得到液氧入口温度为标准状态下内外干扰因素对性能影响的小偏差系数。

通过这套小偏差系数再次对前述的 24 台次发动机飞行数据进行修正, 可将二次工作段燃烧室压力与一次工作段的偏差降低到 2.05%, 修正效果提高了 0.16%。

使用过冷液氧试车得到的小偏差修正系数对液氧入口温度进行修正, 可将发动机两次工作段的推力偏差由 2.7%降低至 2.05%, 降低幅度为 24%, 提高了二次工作段的性能可靠性。

3.6 获得交付性能参数

由于过冷液氧试验缩小了发动机地面性能校准试车时的液氧入口温度与飞行时的偏差, 可使地面性能校准试车获得的性能参数更接近飞行状态, 因此可获得更准确的交付性能参数。通过对过冷液氧试验前后发动机飞行性能数据进行统计, 发动机飞行燃烧室压力与交付值的偏差均值相当, 但标准差由 0.036 MPa 降至 0.033 MPa, 降幅约 8%。

4 结论

通过分析液氧温度对发动机性能的影响方

式, 确定了可采用的修正方法。设计并开展了过冷液氧试验, 对液氧温度影响性能的两种方式分别进行了修正。通过飞行数据验证, 可将某液氧液氢发动机二次工作段推力与一次工作段的最大偏差由 2.7%降低到 2.05%, 降幅约 24%; 可将发动机飞行燃烧室压力与交付值的偏差(标准差)由 0.036 MPa 降至 0.033 MPa, 降幅约 8%, 验证了分析的正确性。

参考文献:

[1] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

[2] 沈赤兵, 吴建军, 王克昌, 等. 内部干扰因素对液体火箭发动机性能影响的仿真[J]. 中国空间科学技术, 1999 (1): 38-44.

[3] 张黎辉, 张振鹏. 干扰因素对补燃式液体火箭发动机性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 1999, 25(6): 704-706.

[4] 刘红军. 液氧/煤油火箭发动机推力和混合比的非线性调整研究[J]. 推进技术, 1998, 19(4): 18-21.

[5] 张青松, 张振鹏. 液氢液氧火箭发动机非线性静态特性仿真与分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 6-11.

[6] 欧海英, 张为华, 赵经成, 等. 非线性主轴降维映射法在固体火箭发动机设计优化中的应用[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 346-351.

[7] 杨晶晶, 刘卫东. 液体火箭发动机基于非线性理论的稳定性分析方法[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 12-17, 27.

[8] 徐浩海, 刘站国. 液氧/煤油补燃发动机系统稳定性分析[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 1-6.

[9] 赵哲, 刘宝琴. 燃气涡轮性能试验台的控制因素敏感度分析[J]. 火箭推进, 2009, 35(5): 56-59.

[10] 邱超, 宋华芬. 小偏差方法在变几何燃气轮机性能研究中的应用[J]. 热能动力工程, 2010, 25(3): 259-264.

[11] 赵雄飞, 刘永葆, 贺星, 等. 基于小偏差方法的燃气轮机气路故障判据的建立[J]. 机械工程与自动化, 2011 (4): 115-117.

[12] 颜庆津. 数值分析[M]. 修订版. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.

[13] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.

(编辑: 张永秀)