

液体运载火箭飞行后发动机推力计算方法

卜乃岚

(上海宇航系统工程研究所, 上海 201108)

摘 要: 对运载火箭飞行后发动机推力的各种计算方法进行了比较与分析, 认为用视速度法计算推力更能反映发动机自身的特性且计算准确度高。

关键词: 液体火箭发动机; 飞行试验; 推力计算

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2004)05-0018-04

Thrust Calculation of Liquid Rocket Engine post Flight

Bu Nailan

(805 Institute, Shanghai Academy of Astronautics, Shanghai 201108, China)

Abstract: Thrust calculation methods of liquid rocket engine post flight was studied and compared. The result indicates that the method of sight velocity is more reasonable and reliable.

Key words: liquid rocket engine; flight test; thrust calculation

1 引言

发动机推力是衡量发动机工作是否正常的一个重要参数。在地面试车时, 可以直接测量推力。而运载火箭飞行中, 发动机推力无法直接测量, 而是用箭上相关的遥测参数进行计算的。目前运载火箭飞行中的发动机推力计算方法有多种, 它们使用的遥测参数也不同, 这样就存在着用哪些遥测参数、哪些方法计算发动机推力是合适的问题, 尤其是在一级飞行段, 火箭要穿越大气层, 作用在火箭上的力不仅有发动机推力而且还有空气阻力, 状态比较复杂, 计算出的推力是否

准确就值得探讨。本文对一级发动机推力计算的方法进行了分析探讨。

2 发动机推力计算方法

2.1 飞行试验中与发动机有关的遥测参数

运载火箭飞行试验时, 遥测参数受到设备容量、可靠性要求及相关技术水平的限制, 与发动机有关的遥测参数比发动机地面试验的测量参数少得多, 如地面试车时, 发动机推力、流量均能测量, 而飞行时就无法测量。飞行试验中与发动机有关的遥测参数及数量, 各国的运载火箭均不相同, 根据我国的技术水平与遥测容量, 发动机

收稿日期: 2004-05-13; 修回日期: 2003-06-07。

作者简介: 卜乃岚 (1937—), 女, 高级工程师, 研究领域为液体运载火箭发动机设计。

遥测参数不多，例如某运载火箭有以下几种：

(1) 发动机遥测参数

涡轮泵转速；

发动机氧化剂与燃料入口压力；

燃烧室喷嘴前压力；

氧化剂与燃料泵出口压力。

(2) 总体参数

发动机工作程序对应的时间；

贮箱剩余遥测液位（三点或四点）出现的时刻；

飞行视速度；

轴向过载系数。

2.2 发动机飞行推力计算方法

2.2.1 地面试车推力计算经验公式

发动机地面试车时为获取发动机性能数据和考核结构可靠性，通常测量的参数比较多，如推力、流量、转速、泵前压力、泵后压力、燃烧室室压、发生器室压、涡轮入口与出口压力及温度等等，通过这些参数就可以计算出发动机性能数据及可靠性指标。由于地面试车次数较多，状态不一，需将各种试车的状态归化为同一状态，以测量参数为自变量，用数理统计方法就可得出发动机推力与测量参数的计算经验公式，如某一级发动机推力与转速的经验公式（称为流量法计算公式）为

$$F_{\text{cor}} = F_{\text{ad}} + 0.771 + 0.1192(n_{\text{tcor}} - n_{\text{tad}}) \quad (1)$$

式中， F_{cor} 为换算推力； F_{ad} 为调整推力； n_{tcor} 为涡轮换算转速； n_{tad} 为涡轮调整转速。

推力与氧化剂喷前压力经验公式（称为转速法计算公式）为

$$F_{\text{cor}} = (F_{\text{ad}} - 3.244) + 89.852(p_{\text{oicor}} - p_{\text{oiad}}) \quad (2)$$

其中， p_{oicor} 为换算的氧化剂喷前压力； p_{oiad} 为调整计算的氧化剂喷前压力。

2.2.2 利用飞行试验总体遥测参数计算推力

2.2.2.1 推力的流量算法

利用贮箱剩余遥测液位出现的时刻及飞行前总加注量计算出发动机平均氧化剂和燃料秒流量，发动机比冲用地面试车统计出的数值，就可计算推力，计算公式如下：

发动机推力与流量经验公式

$$F_{\text{cor}} = I_s(q_{\text{mo}} + q_{\text{mf}}) \quad (3)$$

其中， I_s 为比冲； q_{mo} 为氧化剂质量流量； q_{mf} 为燃料质量流量。

2.2.2.2 推力的转速算法

根据遥测的转速 n_t ，利用 2.2.1 中的转速法计算推力的公式（1），可计算出发动机推力。

2.2.2.3 视速度算法

利用运载火箭的遥测视速度计算出视加速度 a ，再利用计算出的运载火箭的质量 m ，即可计算出作用在火箭上的作用力 F

$$F = ma \quad (4)$$

在真空中作用在火箭上的力即为推力。

3 发动机性能参数的评定

运载火箭飞行时，发动机入口压力随着飞行过载及贮箱压力的变化而变化，因此发动机流量、混合比、推力也是在不断地变化。推进剂温度、飞行过载及发动机入口压力是影响发动机性能的外部因素，不是发动机本身内部因素造成的，所以在评定发动机性能参数时要将外部因素对性能参数的影响部分去掉，这部分内容是由发动机研制单位根据理论计算推导出来的，称为外界因素影响小偏差，根据计算出的修正量对飞行发动机性能参数进行修正，得出的性能参数（额定参数）作为评定发动机的依据。

4 计算方法分析

用流量法、转速法和视速度法计算出的发动机性能数据均不相同，哪种方法更可信，下面进行分析与讨论。

4.1 流量法

流量法计算推力用的比冲是设计给定值（试验统计值），流量是用关机前 3~4 个剩余遥测液位点计算出的飞行平均秒流量，然后用推进剂温度、平均飞行过载、入口压力的偏差对流量进行修正。众所周知，每个发动机的比冲均是不同的，用同一比冲数值计算推力就不能体现出每个发动

机的“个性”，只能体现共性“统计的水平”，故不是很精确，只能宏观查看发动机性能是否正常。

4.2 转速法

转速法计算推力的公式是由地面试车统计出来的，它代表了发动机生产出来后产品本身实际性能水平。它的基础是试车台测量参数，而这些测量参数均含有试车台测量系统的系统偏差，运载火箭也有本身的遥测参数测量系统，与地面试车台测量系统相比，它们使用的测量设备、手段

不尽相同，必然存在着系统之间的差别，用地面试车统计公式与飞行遥测数据直接计算飞行推力将会带来系统偏差，另外，遥测转速测量的准确度也直接影响计算的精度。一般用转速计算的推力均比流量法大，有时算出的比冲过大，不合理的情况也是存在的，例如某一级发动机用转速计算推力与比冲的数据（见表 1）可以看出，一级发动机比冲高达 2593m/s~2599m/s 就不可信。

表 1 某一级发动机性能参数计算结果
Tab.1 Calculation results of a first stage engine performance parameters

编号		Y ₁	Y ₂	Y ₃	Y ₄	Y ₅	Y ₆
推力 (kN)	转速法	3010.6	2981.125	2997.306	3013.93	3036.032	3025.1
	流量法	2953.4	2948.716	2967.52	2966.53	2990.78	2974.7
	给定值	2961.6					
比冲 (m/s)	转速法	2599	2578	2575	2590.75	2588.6	2593.2
	给定值	2550					

4.3 视速度法

视速度法是利用飞行视速度计算出的视加速度和利用剩余遥测液位计算出的箭体质量来计算推力的，从理论上讲，用此方法计算出的数据显现出的就是这一发火箭本身的性能，不存在统计学的痕迹。运载火箭在大气中飞行时，视加速度值反映了气动阻力与发动机推力和箭体质量有关，此中情宽，推力计算的精度就决定于计算的视加速度与箭体质量精度。

4.3.1 视加速度计算方法

视加速度是由视速度换算过来的，视速度每个秒点都有数据，故可以计算每个秒点的视加速度。视速度是由视加速度计测量脉冲数积分得出的数据，视加速度计的精度为万分之一至万分之三，故由此得出的视加速度的精度是较高的。

4.3.2 箭体质量计算方法

箭体起飞质量是已知的，箭体质量的计算，实质上就是推进剂消耗量或者剩余量的计算。推进剂消耗量是由箭体剩余遥测液位出现的时间来计算的。由于剩余遥测液位测点只有 3~4 个，只能计算飞行平均消耗量（发动机流量）。运载火箭在飞行中，飞行过载、发动机入口压力不断增加，发动机流量也不断增加。由于过载与发动机入口

压力随时间的变化不是线性的，所以流量变化也不是线性的，如若用发动机平均流量计算各时刻箭体质量，箭体质量随时间就成线性变化，与实际情况不符，算出的推力变化就不正确，因此不能用平均流量直接计算箭体质量与推力。为此，必须计算每个时刻的发动机流量才能算出相应时刻的箭体质量，这就要用数学方法将平均流量处理成各时刻流量。数学处理方法不同，各时刻的质量数值就不同，求出的推力也就不同。以往用视速度法计算推力，不同单位、即使同一单位不同的人计算出的结果均不相同，原因就是质量的处理方法不同。所以用视速度法计算推力准确度的关键是如何将箭体质量处理的更精确。目前的处理方法有两种：

(1) 小偏差方程法

由剩余遥测液位计算出发动机平均流量后，根据飞行各时刻轴向过载及发动机入口压力数据，用外界因素影响的小偏差方程换算成各时刻的发动机瞬时流量。小偏差方程将流量随压力的变化处理成线性关系，这在压力变化不大的情况下（所以叫小偏差）是可以用的，在压力变化较大的情况应用误差较大。一级、二级由于发动机入口压力、轴向过载变化较大，处理的数据精度

就差,三级发动机入口压力、轴向过载变化较小,用小偏差方程处理还是可以的。

(2) 剩余遥测液位法

运载火箭在飞行中推进剂消耗量的测量是用剩余遥测液位实现的。如若剩余遥测液位测点是连续或多点测量的,那么飞行推进剂消耗量随时间的变化就知道了,相应地箭体质量也就知道了。目前运载火箭剩余液位测点只有3~4个,每次飞行不一定3~4个测点都能测量出来,因此用少量几个点来处理成每个时刻的推进剂消耗量(小偏差方程)误差就大。但是,在液位测点时刻的推进剂消耗量却是真实的,用此时刻算出的箭体质量也就是真实的,没有用数学处理方法带来的误差。剩余液位是用容积测量来标定的,容积测量精度为0.3%,故用剩余液位遥测点出现的时刻的箭体质量来计算推力最为准确。一般剩余液位出现的时间均靠近发动机关机点,例如某一级发动机关剩余液位出现时刻见表2。

表2 某一级剩余液位出现时刻

Tab.2 Propellant level versus time of a first stage engine

液位	第一液位	第二液位	第三液位	第四液位
氧化剂液位时刻(s)	146.6	147.3	148.0	148.7
燃料液位时刻(s)	150.2	151.1		

一级发动机关机时间为151.2s,氧化剂液位各点出现时间间隔在0.6~2.1s之间,燃料液位出现时间间隔0.9s,发动机入口压力与过载在此时间间隔内变化较小,用线性化处理带来的误差也较小。如可以这样计算:

- 计算出四个氧化剂液位点的剩余量与两个燃料液位点的剩余量。
- 将剩余量随时间的变化处理成曲线,如图1所示:

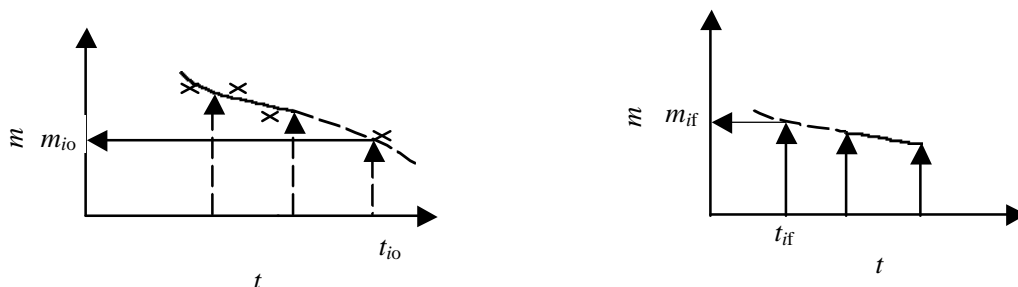


图1 剩余推进剂量曲线图

Fig.1 Propellant residual as a function of time

- 选取氧化剂剩余液位点的某一时刻如 t_{io} ,查出剩余量,用同一时刻燃料剩余量(曲线延伸段数据),计算出箭体质量,用 t_{io} 时刻视加速度计算飞行推力。

- 选取燃料剩余液位点的某一时刻如 t_{if} ,查出燃料剩余量,用同一时刻氧化剂剩余量(曲线延伸段数据),用 t_{if} 时刻的视加速度计算飞行推力。

- 计算 t_{io} 与 t_{if} 时刻的平均推力。

- 用 t_{io} 与 t_{if} 时刻的发动机入口压力与轴向过载的平均值将推力修正到额定值。

用剩余液位遥测出现时刻计算的箭体质量要比用小偏差方程处理的箭体质量更准确。另外,剩余液位出现的时间靠近发动机关机点,此时飞

行高度最高,尤其一级飞行段空气阻力对箭体的作用最小,可以忽略不计,此时刻用视速度法计算推力最准确。

5 结论

流量法和转速法计算推力含有统计学的特点,它包含了地面与飞行遥测系统之间的系统偏差,代表同一类发动机的“共性”特征,发动机本身“个性”的特征显现较差,准确度较差。

用视速度法计算推力比用流量法、转速法更能代表发动机的实际有效推力,计算准确度最高。

(编辑:陈红霞)