

泵压式氢/氧液体火箭发动机质量分析

¹ 凌桂龙, ¹ 张黎辉, ² 唐家鹏

(¹ 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; ² 中北大学机电工程学院, 太原 030051)

摘 要: 在文献资料研究的基础上, 根据泵压式氢/氧液体火箭发动机的实际特点, 考虑发动机性能参数及结构尺寸等影响因素, 利用理论推导、统计学及面密度等方法建立发动机质量模型。通过对 SSME、RD-0120 等 8 台氢/氧发动机质量的计算, 验证了质量模型的合理性。为发动机在系统方案论证时, 其质量、性能等参数的估算和优化奠定了基础。

关键词: 航空、航天推进系统; 氢/氧液体火箭发动机; 涡轮泵; 质量模型

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 01-0001-06

Mass analysis of pump-pressurized hydrogen/oxygen liquid propellant rocket engine

¹ Ling Guilong, ¹ Zhang Lihui, ² Tang Jiapeng

(¹ School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

² North University of China, Taiyuan 030051, China,)

Abstract: According to the characteristics of the pump-pressurized liquid propellant rocket engine, an engine mass model considering performance parameters and structural size was set up by means of theoretic illation, statistics and surface density. The rationality of the engine mass model was validated by the calculation of SSME, RD-0120 and 6 other different kinds of liquid propellant rocket engines. It established the foundation for optimization of engine mass and performance during the demonstration of an engine system.

Key words: aerospace propulsion system; hydrogen/oxygen liquid propellant rocket engine; turbopump; mass model

收稿日期: 2006-06-07; 修回日期: 2006-07-20。基金项目: “863 基金”。

作者简介: 凌桂龙 (1981—), 男, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机系统分析。

1 引言

质量参数对于运载器的设计是非常重要的,运载火箭在总体方案论证时,为了选择推进系统方案,常常需要对发动机的质量、性能等参数进行比较和优化。但是液体火箭发动机的质量是很难估算的,因为影响发动机质量的因素很多,几乎没有什么规律可循,只能依靠已有的统计数据以及理论推导得到的经验公式来估算。

文献[1]只建立了推力室和涡轮泵的质量模型,并没有对发动机的其它部件建模;文献[2]虽然给出了发动机各部件的质量模型,但只考虑了性能参数对发动机质量的影响。本文在上述模型的基础上,根据泵压式系统的实际特点,结合了发动机的性能参数和结构尺寸,同时还考虑了工艺制造和材料性能等因素的影响,并利用理论推导、统计学及面密度等方法建立了发动机各部件的质量模型。

我国新一代氢/氧发动机也将采用燃气发生器循环系统及分级燃烧循环系统,因此发动机质量、性能等参数的优化就显得非常迫切,所以本文主要针对泵压式氢/氧发动机进行质量模型的建立。

2 发动机质量模型

发动机各部件质量分配情况如图1所示^[3],由图中可以看出,推力室和涡轮泵均是发动机的核心部件,这两部分质量之和约占发动机质量的50%,甚至更高,如果把这两个部件的质量估算得差不多,那么发动机质量的估算就不会出现大的偏差。从这个观点出发,对氢/氧发动机的质量进行分析和估算。

泵压式循环有两种类型,即闭式循环和开式循环。闭式循环包括膨胀循环和分级燃烧循环,开式循环包括燃气发生器循环和抽气循环,无论何种循环,其质量模型均可表示成下列形式:

$$m_g = m_t + m_{THA} + m_B + m_{RR} + m_v + m_s \quad (1)$$

式中, m_g 、 m_t 、 m_{THA} 、 m_B 、 m_{RR} 、 m_v 、 m_s 分别为

发动机、推力室、涡轮泵、预压涡轮泵、燃气发生器(预燃室)、各种活门自动器及总装器件质量。

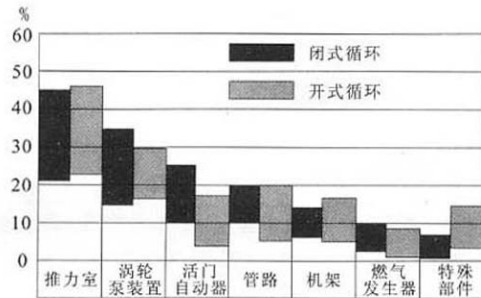


图1 发动机各组成部件质量百分比

Fig.1 The mass percentage of engine components

2.1 推力室质量模型

如图2所示,闭式循环的推力室质量由五部分组成:燃气管路质量 m_1 、头部喷注器质量 m_2 、推力室圆柱段质量 m_3 、喷管收敛段质量 m_4 和喷管段质量 m_5 。

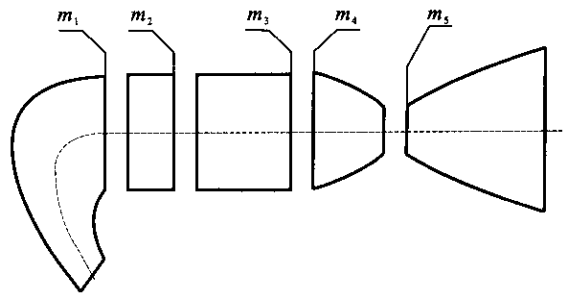


图2 闭式循环的推力室构成

Fig.2 The composition of a closed-cycle thrust chamber

通常,推力室身部外形结构简单;壁薄强度高,材料常选用导热性能好的镉铜合金、不锈钢等;采用多种冷却措施,保证结构强度,提高结构可靠性。

根据推力室上述特点及对文献[1]的研究,本文采用面密度法建立推力室质量模型,结合发动机性能参数、结构尺寸及工艺制造、材料性能等影响因素,可以得到如下计算公式:

$$m_t = A_t \left(a_1 (p_c \dot{m}^*)^{0.125} + \frac{a_2}{(p_c \dot{m}^*)^{0.25}} + \gamma_c (\bar{S}_z + \bar{S}_s) + \gamma_k \bar{S}_k - \frac{a_3}{A_t} \right) \quad (2)$$

$$\gamma_c = k_1 \frac{p_c 10^{-6}}{\sqrt{d_t}} \quad (3)$$

$$\gamma_k = k_2 \left(\frac{p_c}{\sqrt{\varepsilon_p} \cdot d_t} \right)^{0.475} \quad (4)$$

$$\bar{S}_z = 3.544 L_{np} \sqrt{\frac{p_c q_c}{\dot{m}}} - \frac{2}{\sqrt{q_c c^*}} + \sqrt{q_c c^*} + 1 \quad (5)$$

$$\bar{S}_s = \frac{2}{q_c c^*} + \frac{0.818}{\sqrt{q_c c^*}} - 0.974 \quad (6)$$

$$\bar{S}_k = S_0 \left[1 - \left(1.415 - \frac{0.274}{\sqrt[4]{\varepsilon_A}} \right) (1 - \exp(-\sqrt[3]{1-z})) \right] \quad (7)$$

$$S_0 = (32 - 10\bar{k}) (\sqrt{\varepsilon_A} - 1) + (2.1 + 1.6\bar{k}^4) (\sqrt{\varepsilon_A} - 1)^{2.25} \quad (8)$$

$$z = 1 - \left\{ \frac{\sin \beta_a}{0.6 - (0.018\bar{k} - 0.0175) (\sqrt{\varepsilon_p} + 24)} \right\}^{4/3} \quad (9)$$

式中, a_1 、 a_2 、 a_3 、 k_1 、 k_2 为推力室质量系数, 大小与工艺制造、材料性能及结构强度等因素有关, 通常取 $a_1=6.276\sim 20.85$, $a_2=1.4\text{E}6\sim 4.7\text{E}6$, $a_3=6.3\sim 15.8$, $k_1=1.08\sim 3.6$, $k_2=0.021\sim 0.07$ 。选取原则如下: 对于小推力发动机, 如 RL-10A-3-3 等, 靠左选取; 对于常规一次使用的大推力发动机, 如 RD-0120 和我国研制的闭式循环等, 在中间附近选取; 对于多次重复使用的大推力发动机, 如 SSME, 由于此类发动机多次使用, 结构强度非常高, 必然导致其质量比常规的要重, 质量系数应靠右选取。 γ_c 为燃烧室和喷管收敛段面密度; γ_k 为喷管扩张段面密度; \bar{S}_z 为推力室圆柱段相对面积; \bar{S}_s 为喷管收敛段相对面积; \bar{S}_k 为喷管扩张段相对面积; L_{np} 为燃烧室特征长度; \bar{q}_c 为燃烧室流量强度, $\bar{q}_c=\dot{m}/(A p_c)$; \dot{m} 为推力室推进剂质量流量; A_c 为燃烧室圆柱段截面面积; p_c 为燃烧室压强; A_t 为喷管喉部面积; d_t 为喷管喉部直径; c^* 为特征速度; ε_p 为喷管压强比; ε_A 为喷管面积比; β_a 为喷管出口型面角; \bar{k} 为平均等熵指数; 其中相对面积定义为该段表面积与喷管喉部面积之比。

对于开式循环, 推力室质量由四部分组成: 头部喷注器、推力室圆柱段、喷管收敛段和喷管

扩张段, 计算公式如下:

$$m_t = A_t \left[\gamma_c (\bar{S}_z + \bar{S}_s) + \gamma_k \bar{S}_k + \frac{a_4}{(p_c \dot{m} c^*)^{0.25}} - \frac{a_5}{A_t} \right] \quad (10)$$

式中, a_4 、 a_5 为推力室质量系数, 大小和工艺制造、材料性能及结构强度等因素有关, 通常取 $a_4=6.7\sim 10.3$, $a_5=1.286\text{E}6\sim 1.965\text{E}6$ 。对于小推力发动机, 如 HM-7、YF73、YF75 等, 靠左选取; 对于大推力发动机, 如 J-2 和我国新研制的开式循环等, 靠右选取。

2.2 主涡轮泵质量模型

主涡轮泵结构质量在很大程度上取决于它的流体力学参数, 即工质流量决定零件的流通面积, 扬程决定零件的壁厚及外形尺寸 (转速一定)。在进行主涡轮泵结构方案论证和系统初步优化时, 利用系统给出的流体动力参数和初步确定的额定转速来近似地计算主涡轮泵的结构质量, 以便从结构质量和几何尺寸等方面对各种方案进行评估。

根据涡轮泵装置的几何特点, 可以将涡轮和泵分解为多个圆筒和空心的圆盘, 则涡轮泵装置质量可以近似的用圆筒和圆盘的质量之和来表示:

$$m_{\text{THA}} = D_H^2 \delta_H (\sum \rho_{H1} K_{H1} + \sum \rho_{H2} K_{H2}) \quad (11)$$

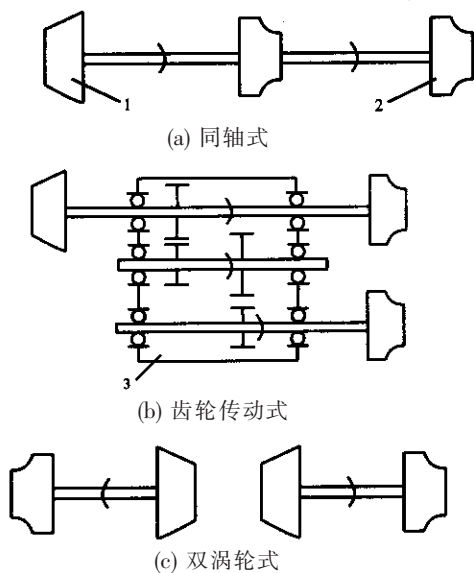
式中, D_H 为特征直径, 按入口部件确定; δ_H 为特征厚度, 根据出口部件确定; ρ 为材料密度; K 为常数; 角标 “H1” 表示圆盘; 角标 “H2” 表示圆筒。

考虑到 $D_H^2 \sim \dot{V}$; $\delta_H \sim \dot{m} H^{3/2} / (\dot{V} \omega)$; 故上式又可以写成如下形式:

$$m_{\text{THA}} = K_{\text{THA}} \dot{m} H^{3/2} / \omega \quad (12)$$

式中, K_{THA} 为涡轮泵质量系数; \dot{m} 为泵的推进剂质量流量; H 为泵的扬程; ω 为泵的角速度。

以上得到的只是涡轮泵质量计算的基本形式, 具体应用还要根据涡轮泵配置方式来分析。如图 3 所示, 涡轮泵的配置方式主要分三种^[4]: 同轴式、齿轮传动式和双涡轮式。



1-涡轮; 2-泵; 3-齿轮传动箱

图 3 主涡轮泵配置方式

Fig.3 The configurations of the main turbopumps

同轴式布局中, 一台涡轮带动两台泵, 且涡轮和泵同轴线、同转速。俄罗斯多采用这种布局方式, 其质量计算公式如下:

$$m_{\text{THA}} = A_1 + \frac{B_1}{\omega} D_1 \quad (13)$$

$$D_1 = \dot{m}_{\text{HO}} H_{\text{HO}}^{3/2} + \dot{m}_{\text{HR}} H_{\text{HR}}^{3/2} \quad (14)$$

式中, A_1 、 B_1 为常数; 角标 “HR” 表示氢泵; 角标 “HO” 表示氧泵。

对于闭式循环, 当 $2.93\text{E}4 \leq D_1 \leq 1.82\text{E}6$ 时, 可取 $A_1=19.0$ 、 $B_1=0.232\text{E}-3$; 对于开式循环, 当 $1.17\text{E}3 \leq D_1 \leq 3.22\text{E}4$ 时, 可取 $A_1=6.29$ 、 $B_1=0.981\text{E}-3$, 当 $2.93\text{E}4 \leq D_1 \leq 7.52\text{E}5$ 时, 可取 $A_1=21.0$ 、 $B_1=0.54\text{E}-3$ 。

齿轮传动式布局中, 一台涡轮带动两台泵, 两泵通过齿轮箱连接, 不同轴线、不同转速。这种布局方式现在已经很少应用, 其质量计算仍可按同轴式布局进行, 但由于齿轮箱的存在, 加大了涡轮泵装置的质量, 计算时只需对相应的质量系数修正即可。

双涡轮式布局中, 采用两套独立的涡轮泵装置, 一台涡轮带动一台泵, SSME、J-2、YF-75 及我国新研制的氢/氧发动机均采用这种布局方

式。应该对氢涡轮泵装置和氧涡轮泵装置分别计算, 其质量公式如下:

$$m_{\text{THAR}} = A_2 + \frac{B_2}{\omega_{\text{HR}}} D_2 \quad (15)$$

$$D_2 = \dot{m}_{\text{HR}} H_{\text{HR}}^{3/2} \quad (16)$$

$$m_{\text{THAO}} = A_3 + \frac{B_3}{\omega_{\text{HO}}} D_3 \quad (17)$$

$$D_3 = \dot{m}_{\text{HO}} H_{\text{HO}}^{3/2} \quad (18)$$

式中, m_{THAR} 、 m_{THAO} 为氢、氧涡轮泵装置质量; A_2 、 B_2 、 A_3 、 B_3 为常数。

2.3 预压涡轮泵质量模型

预压涡轮泵并不是每个发动机系统所必需的, 采用预压泵主要是为了提高主泵的抗气蚀性能, 配置预压泵时, 可以选用相当高的主泵转速。预压涡轮泵质量的影响因素和主涡轮泵相同, 因此可以利用主涡轮泵质量公式进行预压涡轮泵质量的计算, 只需修正相关质量系数即可, 也可按照下列公式进行计算^[3]:

$$m_{\text{BR}} = a_6 + a_7 \frac{Fng_0}{(r+1)I_{\text{ss}}\rho_o n_{\text{BR}}} \quad (19)$$

$$m_{\text{BO}} = a_8 + a_9 \frac{Fng_0}{(r+1)I_{\text{ss}}\rho_o n_{\text{BO}}} \quad (20)$$

式中, a_6 、 a_7 、 a_8 、 a_9 为修正系数; m_{BR} 、 m_{BO} 为氢预压涡轮泵、氧预压涡轮泵质量; n_{BR} 、 n_{BO} 为氢预压泵、氧预压泵转速; r 为推进剂质量混合比; n 为推力室数量; g_0 为地面重力加速度; ρ_o 为氧密度。

2.4 燃气发生器或预燃室质量模型

通常在小推力氢/氧发动机上, 如 HM-7、YF-73、YF-75 等, 都采用一个燃气发生器, 经统计, 其质量约占涡轮泵质量的 8%~9%, 可用下式估算:

$$m_{\text{RR}} = 0.085m_{\text{THA}} \quad (21)$$

对于大推力氢/氧发动机, 如果采用两个预燃室供应两套涡轮泵装置, 则氢路预燃室质量 m_{RR1} 、氧路预燃室质量 m_{RR2} 的计算公式如下:

$$m_{\text{RR1}} = 0.19m_{\text{THAR}} \quad (22)$$

$$m_{\text{RR2}} = 0.15m_{\text{THAO}} \quad (23)$$

如果是一个预燃室供应两套涡轮泵装置，则质量估算公式如下：

$$m_{RR}=0.17(m_{THAR}+m_{THAO})$$

(24)

2.5 各种活门、自动器质量模型

氢/氧发动机上的活门、自动器品种多，数量多，估算非常困难，只能进行粗糙的统计计算。对于小推力氢/氧发动机，按照下式确定：

$$m_v=0.47m_{THA}+2.5B$$

(25)

对于大推力氢/氧发动机，按照下式确定：

$$m_v=0.26m_{THAR}+0.31m_{THAO}+3.5B$$

(26)

式中， B 为气路活门自动器的品种，如减压器的种类、电动气活门的品种等。

2.6 总装器件质量模型

总装器件包括各种导管、支撑件、换热器等，其质量大小主要和推进剂种类、循环方式有关，很难进行实际估算。考虑到涡轮泵和推力室的结构形式也取决于推进剂种类和循环方式，因

此可以近似地把总装器件看成是涡轮泵和推力室质量的函数，则估算公式如下：

$$m_s=0.416(m_{THA}+m_t)+W$$

(27)

式中， W 为特殊部件质量，这些部件并非所有氢/氧发动机都必需的，如 SSME 上装有计算机控制器，如无特殊部件，则令 $W=0$ 即可。

3 质量模型验证

表 1 给出了部分氢/氧发动机的主要性能参数，相应的质量模型验证结果如下：

3.1 推力室质量验证

选用 SSME、RL-10A-3-3、H-M7 等 8 台氢/氧发动机进行推力室质量模型的验证。由图 4 可以看出，计算值和实际值相差不大，误差均在 6% 以下，平均误差 3.1%。可见，推力室质量模型的建立具有良好的精度。

3.2 涡轮泵质量验证

表 1 氢/氧液体火箭发动机主要性能参数^[4]
Tab.1 Main parameters of liquid hydrogen/oxygen propellant rocket engines

	SSME	RL-10A-3-3	J-2	H-M7	RD-0120	YF-73	YF-75
国别	美国	美国	美国	法国	俄罗斯	中国	中国
推进剂组合	LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX
循环方式	闭式	闭式	开式	开式	闭式	开式	开式
真空推力/kN	2090	66.72	1023	61.67	1863	10.8×4	78.45×2
室压/MPa	20.5	2.76	5.38	3.01	20.6	2.68	3.67
混合比	6.0	5.0	5.5	4.44	6.0	5.0	5.0
面积比	77.5	57	27.5	63.5	85.7	40	80
涡轮泵形式	双涡轮式	齿轮传动式	双涡轮式	齿轮传动式	同轴式	齿轮传动式	双涡轮式
预压涡轮泵	两台	无	无	无	两台	无	无
特殊部件	计算机	无	无	无	无	无	无

选用 RD-0120、SSME、RL-10A-3-3 等 8 台发动机进行涡轮泵质量模型的验证。由图 5 可以看出，最大误差 7.24%，平均误差 3.92%。可见，涡轮泵质量计算结果亦是相当满意的。

3.3 发动机质量验证

选用 RD-0120、SSME、RL-10A-3-3 等 8 台氢/氧发动机进行发动机质量模型的验证。由图 6

可以看出，最大误差 10.24%，平均误差 5.1%，这是各部件质量误差累计的结果。

误差原因分析如下：

(1) 推力室、涡轮泵质量模型误差：虽然充分考虑了发动机结构尺寸、性能参数等直接影响发动机质量的因素，但由于各国的工艺制造和材料性能不同，如美国最高，俄罗斯次之，我国相

对较落后,而这些差异都反映在质量系数上,取值上难免会出现一定的误差;

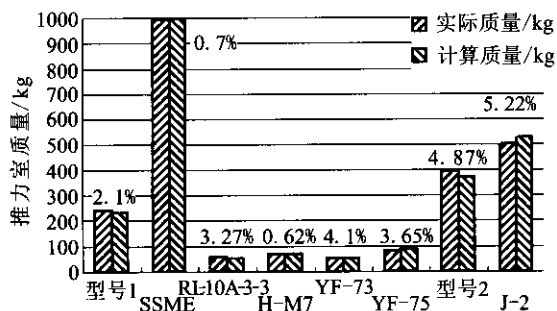


图4 推力室质量比较

Fig.4 Comparison of mass of thrust chambers

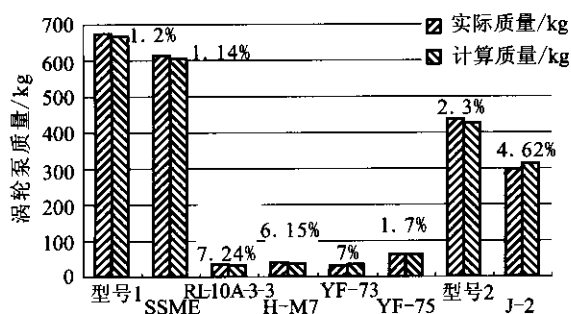


图5 涡轮泵质量比较

Fig.5 Comparison of mass of turbopumps

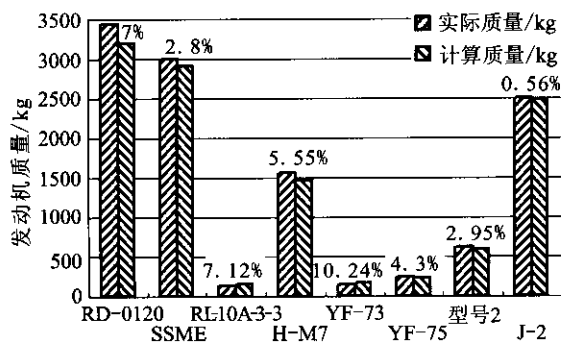


图6 发动机质量比较

Fig.6 Comparison of mass of rocket engines

(2) 原始数据误差: 由于目前公开的发动机数据有限,且可能缺乏一定的准确性,只能根据目前所掌握的数据资料进行相应的计算和校核;

(3) 其它部件质量模型误差: 氢/氧发动机上的活门自动器和总装器件的品种杂,数量多,且不同推进系统拥有的这些部件数量不同,只能用

统计学方法进行粗略的估算;

(4) 特殊部件考虑不全所带来的误差: 不同输送系统所拥有的特殊部件不同,进行系统分析时,应该全面考虑这些部件的存在,以减小特殊部件所带来的误差。

鉴于上述误差来源,在发动机方案论证时,应该参考已有的相似循环系统,进行发动机质量的建模,这样,质量计算的结果就不会出现太大的偏差。

4 结论

在已有的公开资料研究基础上,根据泵压式循环发动机的实际特点,建立了发动机质量模型,并利用 SSME、RD-0120 等 8 台氢/氧发动机进行了相应的质量模型验算。结果表明: 本文所建立的氢/氧发动机质量模型具有良好的计算精度,在系统方案论证时,可以用于发动机质量、性能等参数的估算和分析。

由于各推进剂组合的发动机质量影响因素几乎是相同的,因此本文建立模型时采用的方法同样适用于其它推进剂组合发动机,如液氧/煤油、液氧/甲烷等。氢/氧液体火箭发动机质量模型的建立为发动机主要性能参数的优化奠定了基础。

参考文献:

- [1] Козлов А А, Новиков В Н, Соловьев Е В. Системы питания и управления ЖРДУ [M]. Машиностроение, 1988.
- [2] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [3] Козлов А А. Выбор топлива схемы и основных параметров жидкостной ракетной двигательной установки - ки на ранних этапах проектирования [M]. Издательство МАИ, 1997.
- [4] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [5] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 军事科学出版社, 1999.

(编辑: 侯 早)