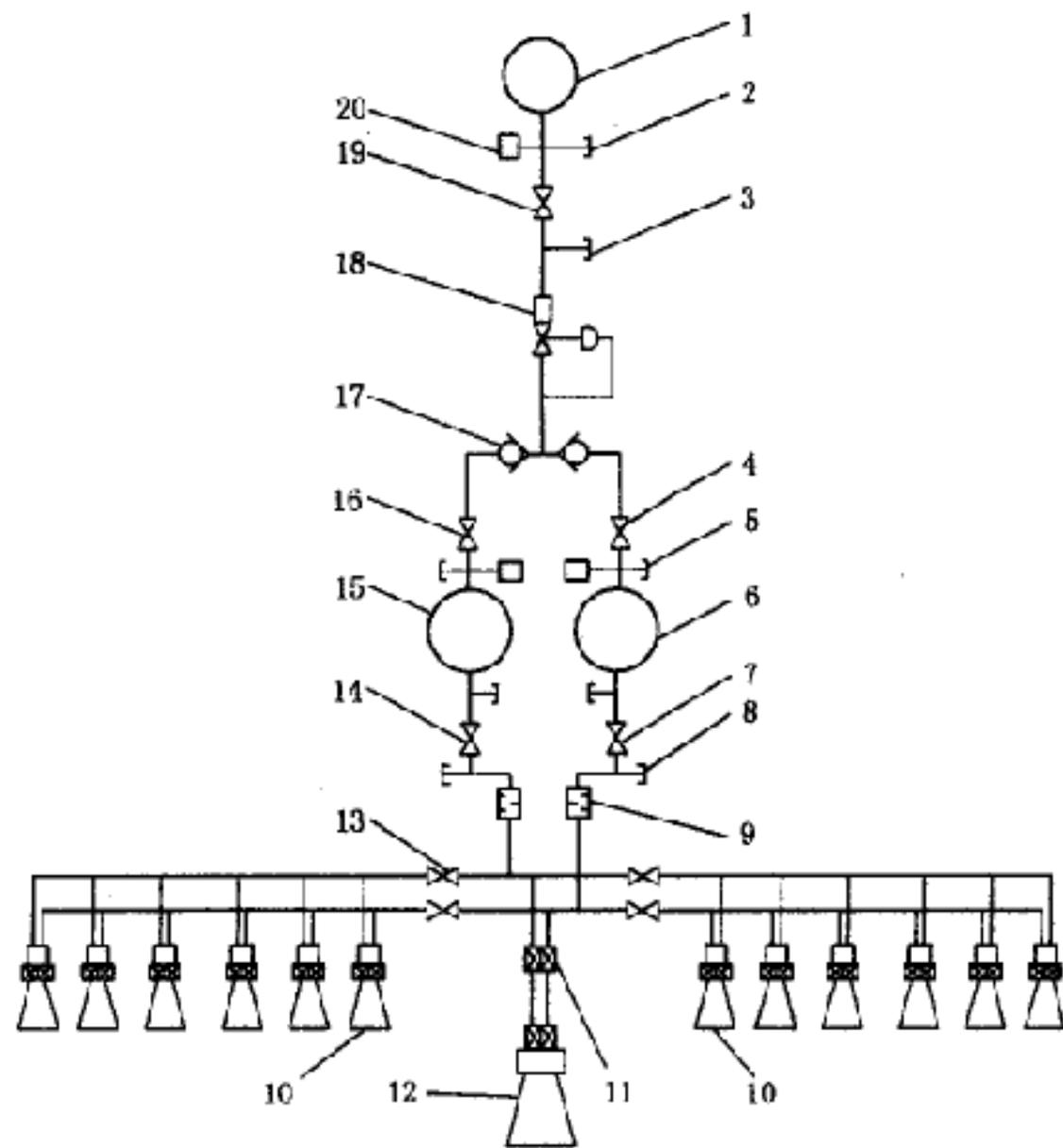


7. 双组元液体推进系统

7.1. 总体技术	3
7.2. 双组元推进剂	6
7.3. 液体双组元发动机	10
7.3.1. 双组元发动机的组成	10
7.3.2. 推力室结构设计	15
7.3.3. 头部结构设计	19
7.3.4. 身部结构设计	27
7.3.5. 材料选择	35



7.1. 总体技术

- 对于空间推进系统，推进剂一般选择四氧化二氮和一甲基肼。
- 最佳性能的混合比大约为 1.65；

增压方式（pressurization）

- 一般采用恒压方式，不采用落压方式；
- 落压方式保持两个贮箱的压力相等有困难；
- 落压方式的变入口压力给双组元推进剂发动机带来困难；
- 常用的是氦气或者氮气系统，氦气系统更加常用。

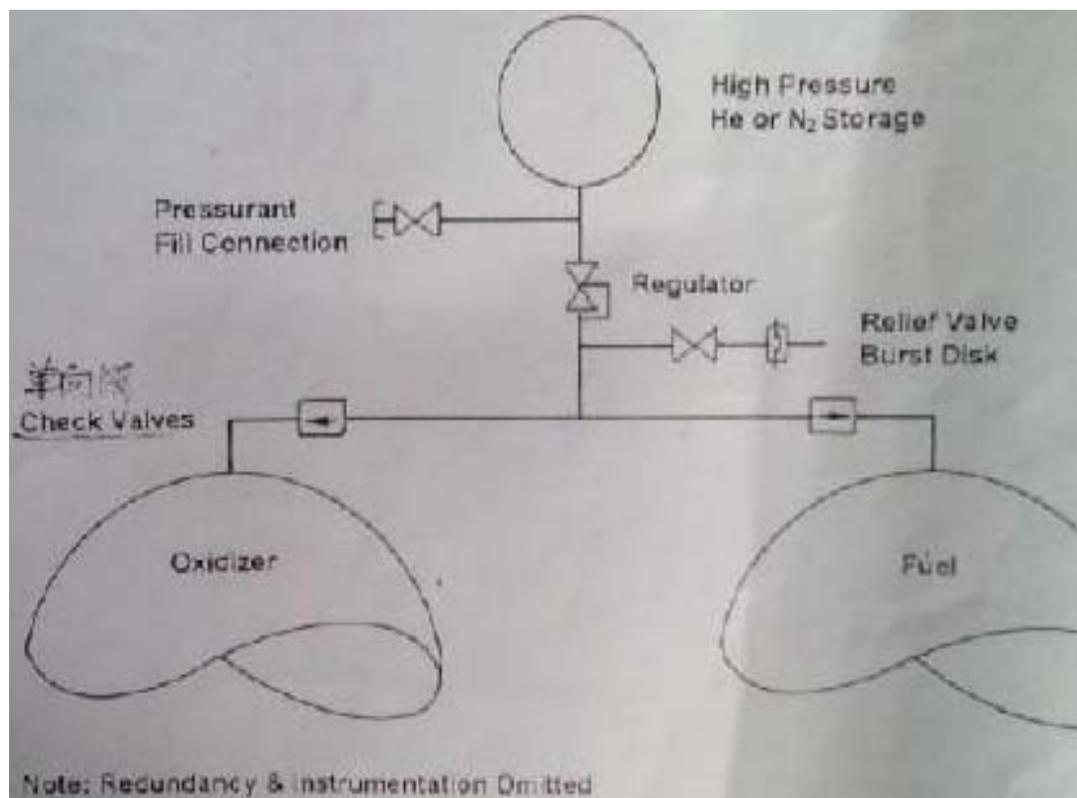


图 1 简单的双组元压力系统

无法使用的推进剂（Unusable propellant）

- 在双组元推进系统中，无法使用的推进剂比单组元推进系统更多；
- 加注比和燃烧比不一致导致了氧化剂或燃料剩余；
- 无法使用的推进剂大约占总装料的 2-5%。

比冲性能（Pulsing Performance）

- 10ms 脉冲，比冲 I_{sp} 可达到理论值的 50%；
- 100ms 脉冲，比冲 I_{sp} 可达到理论值的 75% 到 85%；
- 小比冲很难实现。

泵压系统（Pump-Fed System）

- 高的推力室压力
- 大容器的运载火箭

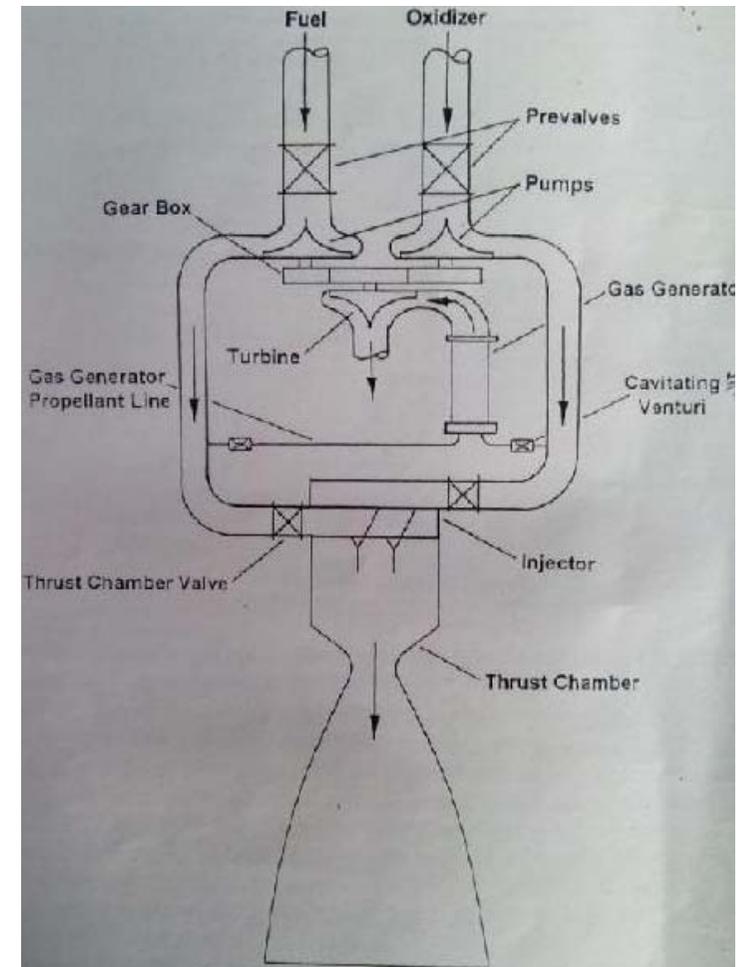


图 2 简单的泵压发动机

双模式系统（Dual-Mode Systems）

- 用肼替代一甲基肼作为双组元推进剂的燃料
- 同时作为脉冲模式的单组元推进剂。
- 高比冲轨道控制结合稳定脉冲控制姿态。
- 比冲增加；
- 肼的稳定性不如一甲基肼 MMH，发动机稳定性比 MMH 差。

7.2. 双组元推进剂

推进剂的选择:

发动机比冲/使用温度/贮存性能/密度/点火特性/冷却与其它特性

空间飞行器推进系统所使用的双组元推进剂:

- 早期戈达德博士 (Dr.Goddard) 采用液氧和煤油; 德国采用液氧和酒精
- 可贮存自燃推进剂, 即硝基氧化物与肼类燃料的组合, 有效组合:
 - ◆ 氧化剂: 四氧化二氮 (N_2O_4)、绿色四氧化二氮 (MON)
 - ◆ 燃烧剂: 一甲基肼 (MMH)、偏二甲肼 (UDMH)、混肼
- 具有高的比冲、良好的高空点火性能、与材料优良的相容性、稳定的贮存与燃烧性能等优点, 得到了广泛的应用。
- 具有剧毒性、强腐蚀性, 其研制和使用成本较高
- 新型高性能推进剂:
 - ◆ 氢氧推进剂
 - ◆ 氟类双组元推进剂
 - ◆ 过氧化氢类双组元推进剂

表 1 空间飞行器用双组元发动机推进剂组合

推进剂组合	比冲 (m/s)	冰点[沸点](°C) 氧化剂/燃料	混合比 (O/F)	燃烧温度 (°C)	备注
N ₂ O ₄ /UDMH	3385	-11.2[22.2]/-52.0[63.0]	2.3	2974	地面可贮存, 自燃
N ₂ O ₄ /MMH	3347	-11.2[22.2]/-52.8[87.2]	2.3	2921	地面可贮存, 自燃
N ₂ O ₄ /AZ -50	3349	-11.2[22.2]/-7.8[76.7]	2.1	2857	地面可贮存, 自燃
N ₂ O ₄ /N ₂ H ₄	3369	-11.2[22.2]/-1.67[113]	1.23	3045	地面可贮存, 自燃
MON/UDMH	3312	-30.6[-1.7]/-52.8[87.2]	2.0	2943	地面可贮存, 自燃
MON/MMH	3360	-30.6[-1.7]/-52.8[87.2]	2.4	2965	地面可贮存, 自燃
MON/ N ₂ H ₄	3381	-30.6[-1.7]/-52.8[87.2]	1.2	3053	地面可贮存, 自燃
O ₂ / H ₂	4469	-219[-183]/-259[-253]	4.7	2821	低温, 非自燃
F ₂ /H ₂	4645	-220[-188]/-259[-253]	9.3	3560	低温, 自燃
F ₂ / N ₂ H ₄	4106	-220[-188]/-1.67[113]	2.4	4029	低温, 自燃
N ₂ O ₄ /B ₂ H ₆	3675	-11.2[22.2]/-165[92.8]	2.9	3154	低温, 自燃

注: MON—氮氧化物的混合物, 85%N₂O₄+15%NO; MMH—一甲基肼, CH₃N₂H₃; UDMH—偏二甲肼, (CH₃)₂N₂H₂; N₂H₄—肼; AZ-50—混肼, 50%肼+50%偏二甲肼; 平衡流真空比冲的计算条件为燃烧室压强 1.035MPa, 喷管扩张面积比为 40。

典型推进剂

● 液氧 (liquid Oxygen, LOX)

- ◆ 浅蓝色而且没有气味;
- ◆ 存储和使用都处在非常接近它的沸点状态;
- ◆ 不能燃烧, 但是非常活泼地支持燃烧;
- ◆ 液体很稳定;
- ◆ 混有燃料时对冲击非常敏感;
- ◆ 非自燃的, 用它做氧化剂的发动机需要配备点火器。

● 液氢 (Liquid Hydrogen, LH2)

- ◆ 透明液体, 几乎没有气味;
- ◆ 没有毒性但极度易燃;
- ◆ 在空气中的爆炸极限为 4%到 75%;
- ◆ 和 LOX 燃烧时, 火箭喷焰是无色的, 很难被看到;
- ◆ LOX/氢气推进剂组合用于航天飞机主发动机上;
- ◆ 氢气的性质使它成为一种发动机的极其良好而实用的冷却剂。

● 四氧化二氮 (Nitrogen Tetroxide, N₂O₄)

- ◆ 是二氧化氮 (NO₂) 和四氧化二氮 (N₂O₄) 的一种平衡状态产物;
- ◆ 平衡状态随着温度而变化;
- ◆ 和硝酸非常接近, 气味与硝酸相近;
- ◆ 呈红棕色, 毒性极强;
- ◆ 与肼、航空煤油 50 (Aerozine 50) 和一甲基肼都可以自燃;
- ◆ 不需要点火装置, 脉冲性能具有实用性;
- ◆ 与不锈钢、铝和聚四氟乙烯相容, 而与几乎所有的弹性体都不相容。

● 一甲基肼 (Monomethylhydrazine, MMH)

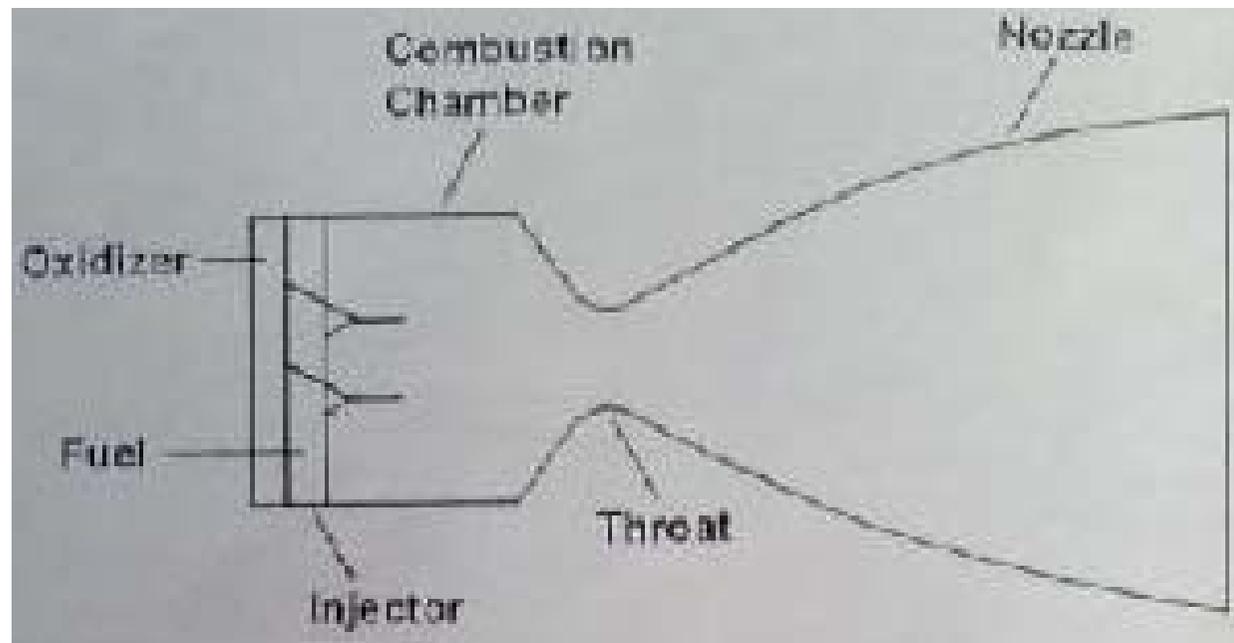
- ◆ 清澈透明的有毒液体;
- ◆ 带有强烈的胺类特有的腐鱼味道;
- ◆ 对冲击和摩擦不敏感;
- ◆ 加热时比肼更加稳定, 在催化氧化条件下会分解;
- ◆ 四氧化二氮/一甲基肼是航天推进系统中最常用的组合。

7.3. 液体双组元发动机

7.3.1. 双组元发动机的组成

典型的双组元发动机（推力器）组成：

- 阀门：电磁阀（电磁线圈作动器、电磁铁）和阀门本体；
- 推力室：喷注器、燃烧室和喷管延伸段。
 - ◆ 由喷注器和顶盖等组成的推力室头部；
 - ◆ 由燃烧室和喷管组成的推力室身部。



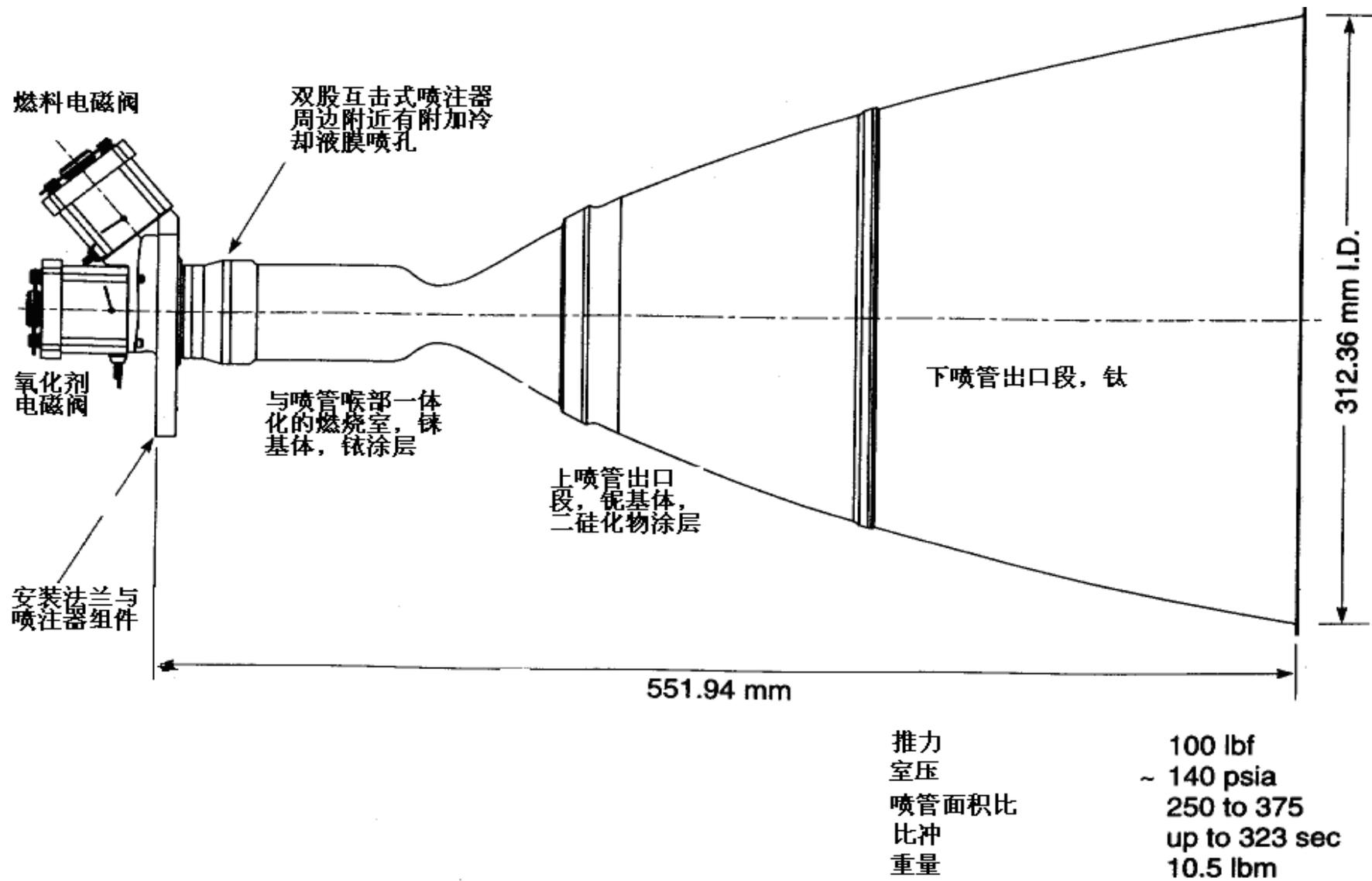
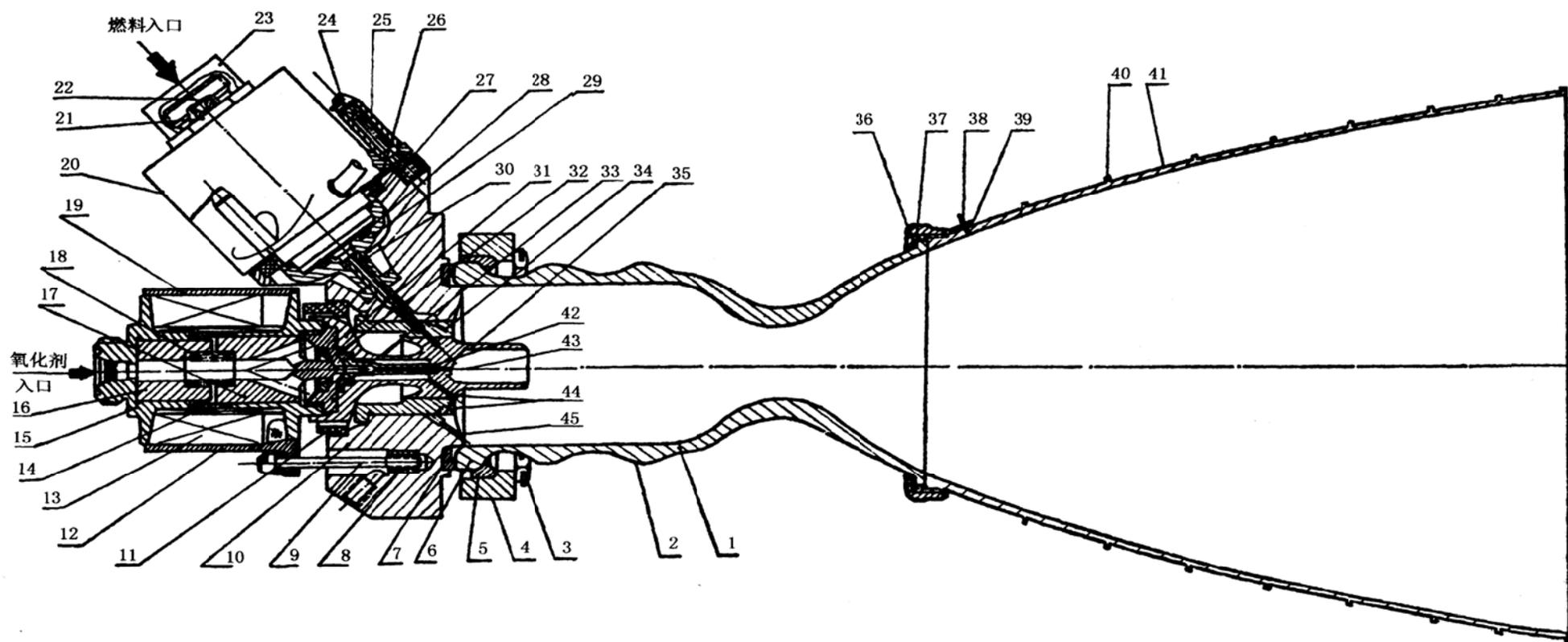


图 3 双组元发动机外形图 (R-4D)



1-燃烧室；2、40-加强肋；3-连接螺钉；4-连接卡圈；5-连接半环；6-法兰盘；7-密封垫片；8-铜螺衬；9-电磁阀安装螺钉；10-喷注器壳体；11、26-酚醛隔热支衬；12-氧化剂电磁阀；13-手控线圈；14-自控线圈；15-绕线轴；16-内塞；17-衔铁；18-弹簧；19-阀门罩壳；20-燃料阀；21-过滤器环；22-节流圈；23-工艺堵头；24-燃料阀安装螺钉；25-套筒式散热垫圈；27、28、30-密封垫；29、31-阀门隔热支承架；30-预燃室引流管；33-密封支承垫块；34-8个预燃室冷却喷孔；35-预燃室；36-连接螺帽；37-垫片；38-固定销钉；39-防松套环；41-尾喷管；42-预燃室氧化剂引入管；43-一对预燃室喷嘴孔；44-8对主喷嘴孔；45-冷却液膜喷孔

图 4 双组元发动机结构图 (R-4D)

表 2 典型双组元发动机主要性能参数

名 称	制造商	真空推力[N]	寿命 [s]	比冲 [m/s]	推进剂	混合比 [-]	重量 [kg]	室压 [MPa]	膨胀比 [-]
S4	DASA	4.0	/	2793	MON/MMH	/	0.29	0.4	/
R-2B	Marquardt	4.5	>6000	2744	NTO/ N2H4	1.65	0.43	/	/
RS-45	Rocketdyne	4.5	/	2940	NTO/MMH	1.6	0.73	0.48	175
S10/1	DASA	10.0	50000	2813	MON/MMH	1.64	0.35	1.0	90
R-6C	Marquardt	22.0	60000	2842	NTO/MMH	1.6	0.67	0.68	100
Leros 20	ARC	22.0	20000	2901	NTO/MMH	1.65	0.73	0.9	180
RS-43	Rocketdyne	22.2	/	2783	NTO/MMH	1.6	0.62	0.69	150
R-43	Marquardt	67.0	13500	2842	NTO/N2H4	1.6	/	/	/
SE-63	Rocketdyne	102	96	2715	NTO/MMH	1.3	1.07	0.92	20
R-1E	Marquardt	110	82000	2744	NTO/MMH	1.65	4.26	/	100
RS-25	Rocketdyne	111	10000	2793	NTO/MMH	1.6	0.96	0.69	40
SE-9	Rocketdyne	200	4	2940	NTO/A-50	1.56	/	0.98	60
SE5-3	Rocketdyne	214	46	2489	NTO/ MMH	1.4	4.67	1.03	40
S400/1	DASA	400	15000	2969	MON/MMH	1.64	2.8	0.72	102
SE-8	Rocketdyne	414	112	2675	NTO/MMH	2.1	3.69	0.97	9
SE-7	Rocketdyne	420	100	2901	NTO/MMH	1.2	4.22	0.92	40
RS-42	Rocketdyne	445	/	2245	NTO/MMH	1.6	2.32	0.97	150
Leros1	ARC	467	20000	3077	MON/ N2H4	0.8	4.2	0.62	150
R-4D	Marquardt	490	40000	3028	NTO/MMH	1.65	3.76	0.69	164

R-42	Marquardt	890	21000	2969	MON/MMH	1.65	4.54	/	/
RS-21	Rocketdyne	1330	900	2881	NTO/MMH	1.52	8.39	0.8	60
RS-14	Rocketdyne	1401	/	2820	NTO/MMH	1.6	8.8	0.85	30
RS-28	Rocketdyne	2670	/	2157	NTO/MMH	1.63	12.7	1.38	40
S3K	DASA	3500	/	3450	MON/MMH	1.6~2.1	14.5	0.9~1.2	125
R-40B	Marquardt	4000	25000	2969	NTO/MMH	1.65	13.6	1.05	160
RS-41	Rocketdyne	11100	2000	3058	NTO/MMH	1.63	68.95	1.32	260
阿波罗变推	TRW	58~579	/	2940	NTO/MMH	1.65	6.81	0.08~0.6	9 125
AKE	NASDA	1950~1330	/	3126	NTO/N2H4	0.94	/	0.64~0.94	77
ARJ10-181	JPL	22	54000	3067	NTO/MMH	1.65	/	0.80	150
ARJ10	JPL	67	28800	2989	NTO/MMH	1.65	/	0.80	75
AJ10-221	JPL	445	144000	3165	NTO/MMH	1.65	/	0.70	467

7.3.2. 推力室结构设计

推力室设计依据:

- 保证推力室性能指标、可靠性要求;
- 降低研制成本, 降低技术风险, 缩短研制周期。

推力室设计过程:

- 根据任务要求的真空推力和比冲、推进剂组合、推进剂混合比以及推力室的最大尺寸和质量限制, 选择燃烧室压强和喷管出口压强等参数;
- 根据任务要求和初始参数, 进行热力气动计算, 并根据计算结果计算推力室的真空理论比冲、推进剂质量流量、临界面积和喷管面积等;
- 根据推力室的性能参数, 选择燃烧效率和喷管效率, 确定推力室的实际真空比冲、实际流量和临界面积等;
- 根据选择的燃烧室特征长度、质量流量密度和收缩比, 确定燃烧室直径和长度, 并根据面积比设计喷管型面与尺寸;
- 根据推力室的结构方案, 进行传热、流阻损失和结构强度等各项计算校核;
- 根据设计计算结构参数, 进行推力室绘图, 并编写生产、试验技术条件, 设计计算说明书。

初始参数选择:

- 根据任务要求、推进系统形式、工作环境、性能指标和结构相容性要求, 选取推进剂种类;
- 根据推进剂种类、任务要求、推进系统形式和性能要求, 选取推力室的燃烧室压强;
- 根据推进剂种类、燃烧室冷却方式和性能要求, 选取推力室的余氧系数 (混合比);
- 根据推力大小、燃烧室压强、推力室混合比、喷注器类型和推力室结构, 选取燃烧效率;
- 根据推进剂类型、喷管型面、喷管面积比和加工工艺水平, 选取推力室的喷管效率;
- 根据推进剂种类、喷注器结构和推力室结构尺寸要求, 选取特征长度。

设计计算推力室的理论参数:

- 燃烧室燃气温度
- 燃烧室燃气常数
- 喷管喉部面积比
- 燃烧室特征速度
- 燃烧室喉部参数
- 出口参数
- 燃气组分
- 理论混合比
- 真空理论比冲

设计计算推力室的结构参数：

- 推进剂流量（氧化剂、燃料、冷却液）
- 喷注器喷注孔尺寸（氧化剂、燃料、冷却液）
- 燃烧室喉部尺寸
- 燃烧室容积
- 燃烧室直径
- 喷管出口尺寸

推进剂、氧化剂、燃料的质量流量：

$$q_m = F_v / (I_{svth} \eta_c \eta_n), \quad q_{mo} = q_m R_m / (R_m + 1), \quad q_{mf} = q_m / (R_m + 1) \quad (1)$$

其中， F_v 为发动机真空推力； I_{svth} 为真空理论比冲； η_c 为燃烧室效率，一般 η_c 为 0.94~0.99； η_n 为喷管效率，一般 η_n 为 0.96~0.98； R_m 为燃烧室推进剂组元混合比。

对于空间双组元发动机：

- 冷却方式一般采用边区液膜冷却加辐射冷却或烧蚀冷却相结合；
- 要求发动机多次启动和脉冲工作；
- 一般采用挤压式供应系统；
- 推力室 P_c 的压强一般取 $0.6\sim 1.0\text{MPa}$ 。

喷管面积比的选择因素：

- 推力室的比冲；
- 工作环境和工作时间；
- 喷管外廓尺寸和结构质量；
- 制造和试验能力；
- 一般取 $\varepsilon=60\sim 200$ 。

7.3.3. 头部结构设计

头部组成与功能:

- 推力室头部由喷注器和顶盖等组成;
- 喷注器包括喷嘴以及相应的流道和集液腔;
- 功能是在喷注器压强和流量下, 通过推进剂均匀喷入燃烧室, 保证设计的混合比分布和质量分布, 并迅速完成撞击、雾化、混合过程。

影响喷注器选择的主要因素包括:

- 推进剂种类 (自燃、低温或可贮存);
- 推进剂状态 (液体、气体或胶体);
- 冷却形式 (辐射、烧蚀或再生);
- 燃烧室长度 (由混合或汽化限定);
- 工况 (室压、混合比);
- 变推力要求;
- 系统压降;
- 发动机寿命。

对喷注器单元形式:

- 直流式喷注器结构简单，排列密度大，便于燃烧室的内部燃烧组织；
- 离心式喷注器结构尺寸大，排列密度低，便于集液腔和流道的安排；
- 层板式喷注器加工精度高，喷注孔径可任意排列，保证结构更加紧凑。

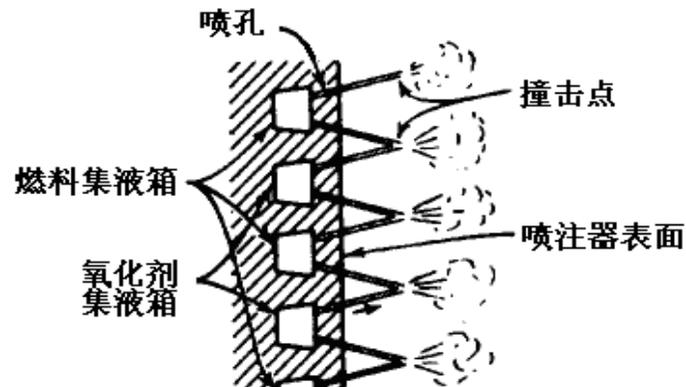


图 5 两股直流互击式喷注器

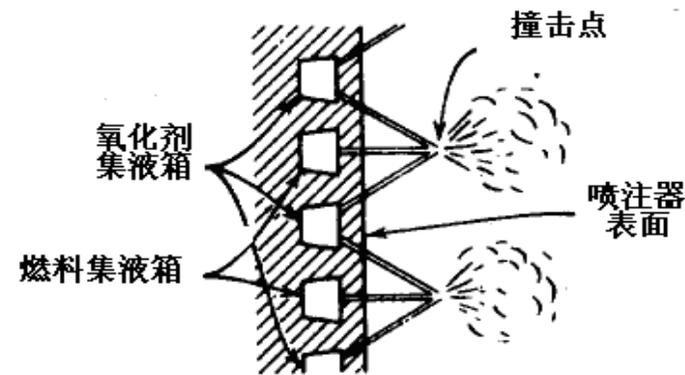


图 6 三股直流互击式喷注器

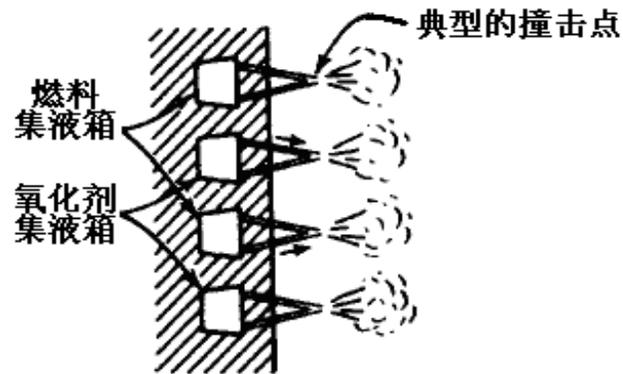


图 7 直流自击式喷注器

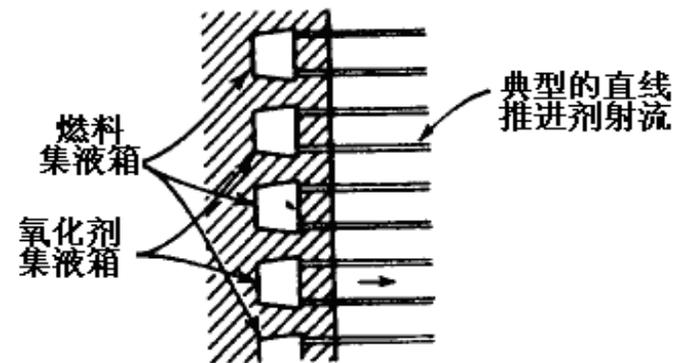


图 8 淋浴式喷注器

影响发动机雾化质量的主要因素：

● 喷注器的形式和喷口直径

- 一般离心式喷注器雾化液滴较细，喷雾角较大，故雾化质量较高；
- 单个直流喷注器雾化液滴较粗，雾化角小；
- 离心式喷注器结构复杂，尺寸大，要求喷注器直径即燃烧室直径也大；
- 采用两股或多股射流相击的直流式喷注器单元，在适当的撞击角下，其雾化质量也能满足要求；
- 采用何种类型喷注器，应视推进剂性能、对雾化质量要求及燃烧室设计尺寸而定；
- 对同一种类型的喷注器而言，喷孔越小，射流越细或液膜的厚度越薄，雾化液滴也就越细。

● 喷注器压降

- 喷注器压降越大，射流的出口流速也越大，因而紊流度和韦伯数（扰动波长与射流初始直径之比 λ/d ）就大，这有利于射流和液滴的破裂，对雾化有利；
- 在压降超过 1MPa 后，液雾的平均直径下降不明显；

- **推进剂性质**

- 推进剂组元的密度、粘度及表面张力对雾化有直接的影响；
- 密度大、粘度大、表面张力大的推进剂雾化特性较差；
- 冷却套温升使推进剂组元的密度、粘度及表面张力减小，有利于雾化。

- **燃烧室压强**

- 室压增高，燃气密度增加，促使燃气的气动力增加；
- 室压的增加使液体射流或液膜遇到的阻力增加而引起气体的相对速度下降，又使气动力降低；
- 喷雾试验表明：室压越大，液雾直径就越小，但室压过高，雾化过细，也会引起小液滴的结合。

- **燃烧室温度。**

- 燃烧室温度增高时，液滴温度也增高，从而粘度和表面张力下降，对雾化有利。

喷注系统设计要点：

- 直流式喷注器喷嘴排列密度大，结构紧凑；
- 离心式喷注器喷嘴排列密度小，结构尺寸大，相应的燃烧室直径大；
- 保证具有较高的燃烧效率、可靠性、工作稳定性和先进的加工工艺性，同时应继承已有的成功经验；
- 喷注器的设计应满足结构、性能和可靠性指标要求，同时保证研制周期短、制造成本低；
- 保证液体组元雾化成尽可能小的液滴；
- 保证在中心流和近壁层中具有尽可能均匀的混合比流场；
- 既要保证室壁的可靠冷却，又要保证尽可能小的比冲损失，为此必须统筹兼顾中心流和近壁层的组元比；
- 因为点火之前必须给液滴提供大量的热量，所以保证喷注进入燃烧室的推进剂组元与燃气之间良好的热交换；
- 为了保证燃烧过程的稳定性，必须避免集中燃烧。

推力室头部设计的主要内容：

- 确定喷注器喷嘴形式，安排两种组元的集液腔和流道结构；
- 确定沿燃烧室截面深度推进剂质量分布和混合比分布，以及用于边界区域液膜冷却的推进剂流量；
- 确定喷注器的排列方式和排列密度，选择喷嘴压降，计算喷孔尺寸和推进剂流动参数；
- 确定推力室头部喷注盘与法兰的隔热措施和隔热结构；
- 确定抑制高频不稳定燃烧的声腔形式和声腔结构；
- 推力室头部结构设计。

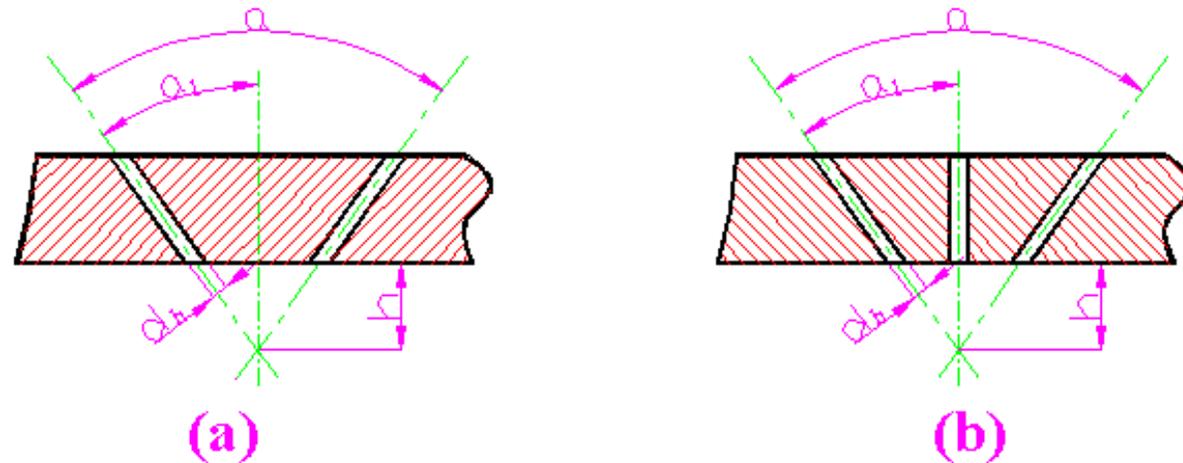


图 9 自击式喷注单元 (a) 两股自击式(b) 三股自击式

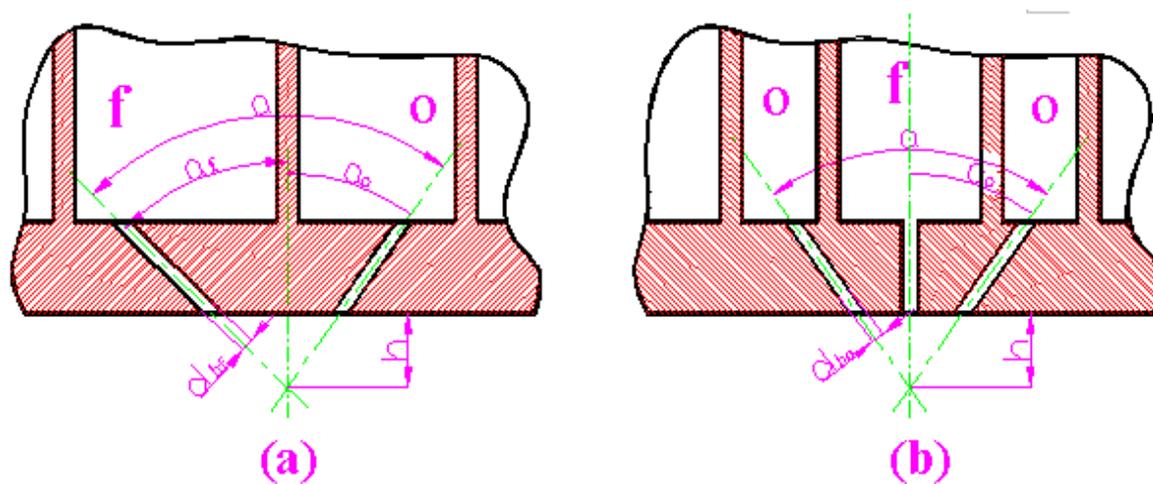


图 10 互击式喷注单元 (a) 两股互击式(b) 三股互击式

喷注器设计考虑因素:

- 燃烧稳定性;
- 雾化混合质量;
- 冷却;
- 结构与工艺。

喷注器设计需满足：

- 合理设计喷嘴上游流道，使每个喷嘴的进口压强保持一致；
- 提高喷嘴尺寸加工精度，避免进口横向流速的影响；
- 合理安排最外圈的喷注单元，防止氧化剂射流溅射到壁面上，同时尽量保持边区液膜冷却的均匀性；
- 通过采取增加喷嘴压降提高射流速度、减小孔径增加喷嘴排列密度以及射流或液膜相互撞击加速液滴的破碎和细化等措施，可以进一步减小液滴尺寸，提高燃烧器效率。

喷注器的冷却设计主要包括：

- 喷注器面和燃烧室内壁的冷却；
- 液膜冷却推力室；
- 辐射冷却推力室。

7.3.4. 身部结构设计

推力室身部的组成与功能:

- 推力室身部由燃烧室和喷管组成;
- 推进剂从喷注器进入燃烧室, 并在其内完成撞击、雾化、混合和燃烧;
- 喷管由亚声速的收敛段和超声速的扩张段组成;
- 将高温燃气的热能转化为动能;
- 在高温、高压和高速条件下工作, 燃烧效率、喷管面积比和喷管效率对发动机性能、尺寸和质量的影响极大。

推力室身部的设计要求:

- 合理选择燃烧室尺寸、形状, 在最小容积下得到最高的燃烧效率;
- 合理组织内、外冷却, 防止室壁烧蚀;
- 合理选择喷管型面, 减少燃气总压损失;
- 合理选择结构形式, 保证结构简单、质量轻和工作可靠。

推力室身部的冷却设计

- 膜冷却;
- 再生冷却;
- 辐射冷却;
- 烧蚀冷却;
- 铍冷却;
- 组合冷却。

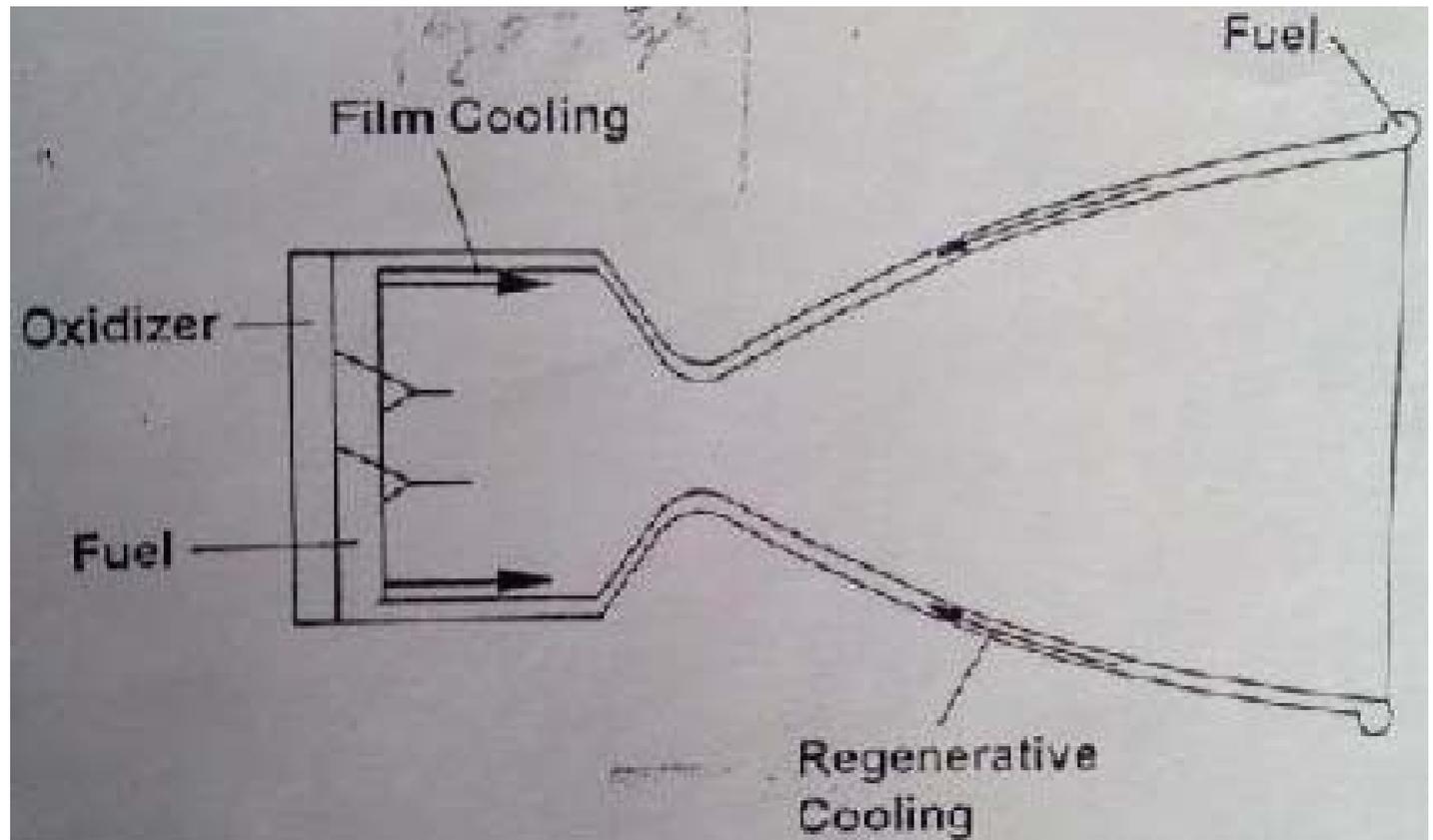


图 11 再生冷却

推力室身部的其它设计:

- 燃烧室特征长度 L^* 通常取 $0.3\sim 0.5\text{m}$;
- 收缩比 ε_c 一般为 $4\sim 10$;
- 喷管扩张面积比 ε 通常为 $40\sim 200$;
- 对于喷管型面
 - ◆ 当面积比较小时, 一般采用锥形或双圆弧喷管;
 - ◆ 当面积比较大时, 通常采用双圆弧或特征型喷管;

燃烧室设计:

- 推进剂在燃烧室内完成燃烧过程需要一定的时间, 该时间是由燃烧室容积保证的, 因此燃烧室容积的确定十分重要。
- 燃烧室内的物理化学反应过程十分复杂, 仅通过理论计算和数值模拟尚无法准确给出燃烧室的容积。
- 通常根据滞止时间和特征长度选择燃烧室的容积。

滞止时间：是指燃气在燃烧室内的停留时间，一般 $\tau_s=1\sim 3\mu s$ ：

$$\tau_s = m_{cg} / q_m = V_c \rho_{gav} / q_m \quad (2)$$

特征长度：是经验的特征参数和统计数据，利用特征长度可以确定燃烧室的容积：

$$L^* = V_c / A_t \quad (3)$$

m_{cg} 为燃烧室内燃气质量； V_c 为燃烧室容积； ρ_{gav} 为平均燃气密度； q_m 为推进剂质量流量； A_t 为燃烧室喉部面积。

影响特征长度的主要因素包括：

- 推进剂种类，低沸点推进剂的特征长度小，其次是自燃推进剂；
- 燃烧室压强，室压增加，特征长度减小；
- 喷注器结构，互击式喷注单元和喷嘴孔径小的喷注器特征长度减小；
- 推力室尺寸限制；
- 在特征长度相同的情况下，希望减小燃烧室直径，增加长度，这样可以延长液滴行程，增大滞止时间，从而提高燃烧效率。

特征速度：反映了推进剂能量的高低和燃烧过程的质量：

$$C^* = p_c A_t / q_m = \sqrt{RT_c} / \Gamma \quad (4)$$

喷喉面积：根据推进剂质量流量、特征速度和燃烧室压强获得：

$$A_t = q_m C^* / P_c \quad (5)$$

燃烧室容积：由特征长度和喷管喉部面积获得：

$$V_c = L^* A_t \quad (6)$$

燃烧室收缩比： ϵ_c 是指喷注器面积与喷管喉部面积之比。燃烧室收缩比与推力大小、燃烧室压强有关，推力大的取小些，推力小的取大些。

燃烧室长度：由喉部直径和收缩比可以得到燃烧室直径，由燃烧室容积、燃烧室直径和喉部直径可得燃烧室长度。

喷管设计原则

- 广泛采用拉伐尔喷管，它由收敛段和扩张段组成；
- 根据型面，常用的为锥形喷管、双圆弧喷管和最大推力喷管三种形式；
- 为得到最大动量矢量，在喷管出口处应是均匀、平行的轴向气流；
- 喷管内的分离和扰动损失最小；
- 为使外廓尺寸、结构质量和壁面摩擦损失最小，喷管长度应尽可能短；
- 加工工艺性好。

喷管收敛段型面一般由三部分组成：

- 半径为 r_{cc} 的进口圆弧
- 半径为 r_{c1} 的喉部上游圆弧
- 直线段
- 流量系数

$$C_{dg} = 1 - \frac{k+1}{(\bar{r}_{c1} + 1)^2} \left[\frac{1}{96} - \frac{8k-27}{2304(\bar{r}_{c1} + 1)} + \frac{754k^2 - 757k + 3673}{276480(\bar{r}_{c1} + 1)^2} \right] \quad (7)$$

k 为比热比； \bar{r}_{c1} 为喉部上游半径与喉部半径之比， $\bar{r}_{c1} = r_{c1} / r_t$ 。

喷管扩张段型面形式:

锥形喷管: 是指其扩张段呈圆锥形, 一般喷管扩张段半锥角为 $\alpha=12^\circ\sim 18^\circ$, 锥形喷管的长度可表示为:

$$L_n = \left[r_t (\sqrt{\varepsilon - 1}) + r (\sec \alpha - 1) \right] / \tan \alpha \quad (8)$$

其中, L_n 为喷管扩张段长度; α 为喷管扩张半角; r_t 为喷管喉部直径; r 为喷管喉部段圆弧半径。

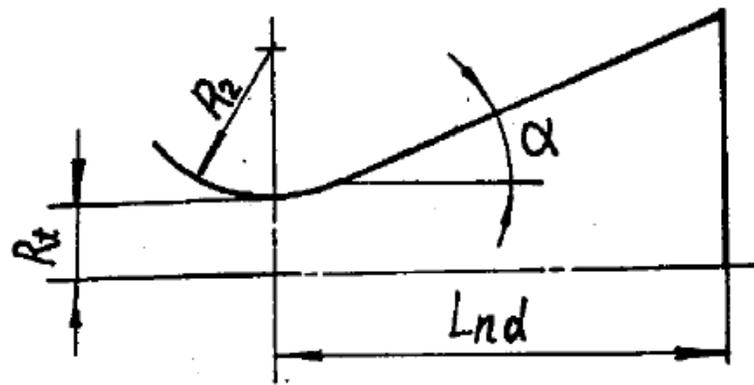


图 12 锥形喷管型面图

双圆弧喷管: 扩张段型面由半径为 r_{c2} 、 r_{c3} 两段圆弧构成。

对于扩张段长度一定的喷管, 较小的 r_{c2} 强迫燃气气流向轴向偏转, 使喷管型面长度减小; 但 r_{c2} 过小, 则气流参数变化迅速, 会造成化学动力损失, 一般

r_{c2} 取值在 $(0.45 \sim 1) r_t$ 之间。

双圆弧喷管扩张段型面半径 r_{c3} 由下式计算：

$$r_{c3} = \frac{\bar{L}_n^2 + (1.5 - \frac{1}{2}\sqrt{\varepsilon})^2 - 1}{2 \left[1 - \bar{L}_n \times \sin \beta_a - (1.5 - \frac{1}{2}\sqrt{\varepsilon}) \times \cos \beta_a \right]} \quad (9)$$

\bar{L}_n 为喷管相对长度， $\bar{L}_n = L_n/d_t$ ； β_a 为喷管出口壁面角； ε 为喷管面积比。

最大推力喷管：型面是在给定喷管长度和外界压强（或出口壁面马赫数、或面积比）下，根据最大推力原理设计的。

推力系数：是表征喷管性能的一个重要参数，即：

$$C_F = F / (p_c A_t) \quad (10)$$

$$C_F = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k+1} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right) \quad (11)$$

7.3.5. 材料选择

推力室头部广泛采用的材料包括：

- 不锈钢（0Cr18Ni9） 钛合金（TC4）

推力室身部材料主要包括：

- 高温难熔合金铌合金 C103（Nb-10Hf-1T1）
- 铼（Re） 钼（Mo） 铂（Pt） 陶瓷材料 碳碳复合材料。



图 13 C/SiC 复合材料推力室身部及其地面热试

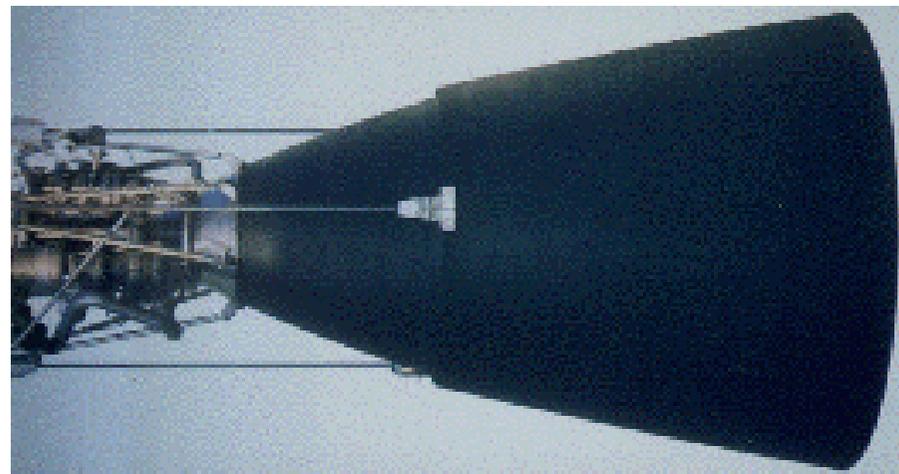
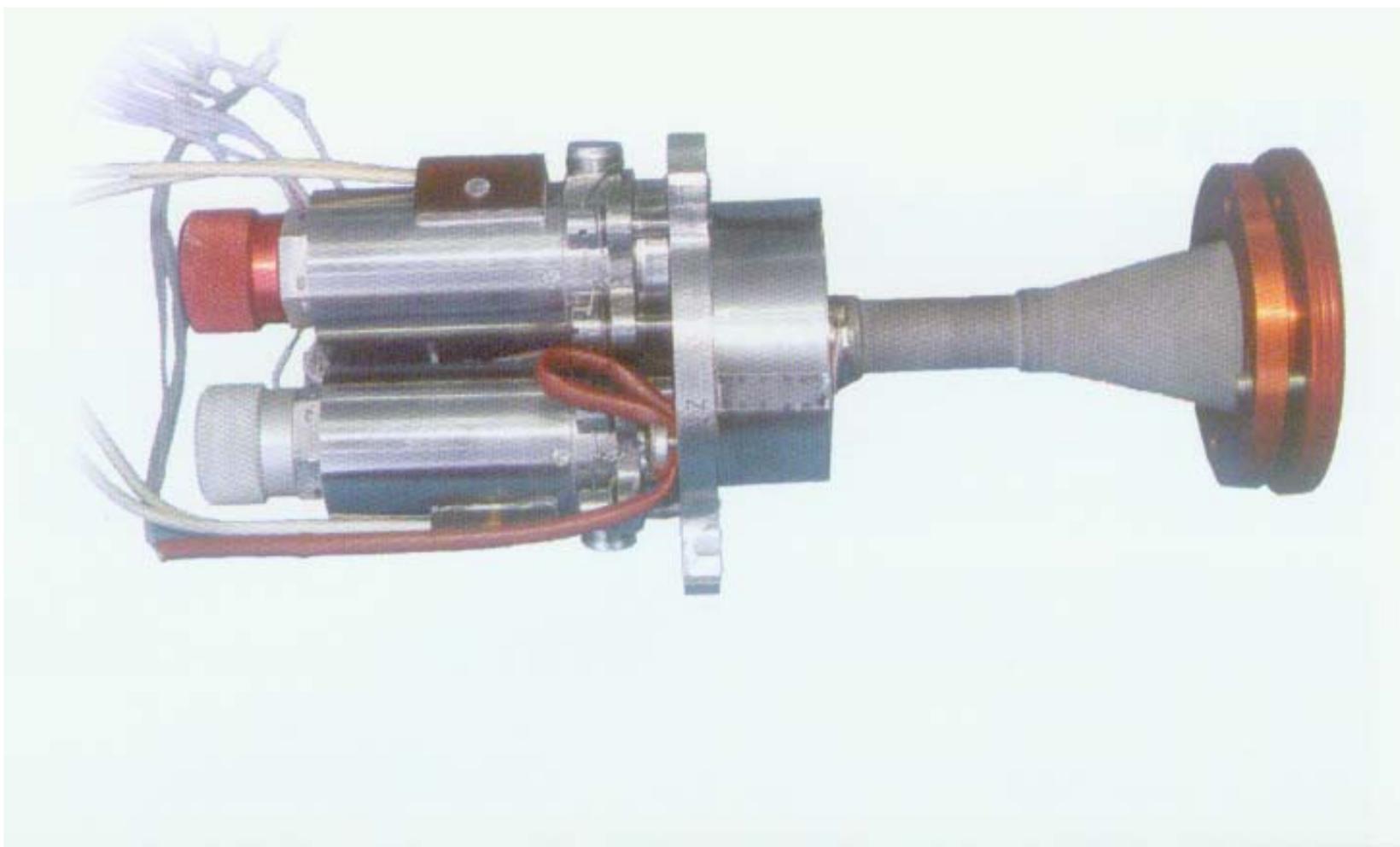


图 14 带可伸缩碳-碳喷管的 RL10B-2 上面级发动机



10N推力器组件

代号: GTHR-10N



Nominal Thrust 10N

Propellants	N_2O_4 , MON-1/MMH
Specific Impulse	2,800 N·s/kg
Mixture Ratio	1.65
Nozzle Area Ratio	100
Accumulated Burn Time	55 hr
Pulse Capability	2.25 million
Mass	0.49 kg
Length	182 mm



Nominal Thrust 25N

Propellants	N_2O_4 , MON-1/MMH
Specific Impulse	2,850 N·s/kg
Mixture Ratio	1.65
Nozzle Area Ratio	100
Accumulated Burn Time	42,600 s
Pulse Capability	1.1 million
Mass	0.7 kg
Length	197 mm



Nominal Thrust 150N

Propellants	N_2O_4 , MON-1/MMH
Specific Impulse	2,900 N·s/kg
Mixture Ratio	1.65
Nozzle Area Ratio	100
Accumulated Burn Time	32,000 s
Pulse Capability	110,000
Mass	1.5 kg
Length	350 mm



Nominal Thrust	490N
Propellants	N_2O_4 , MON-1/MMH
Specific Impulse	3,030 N·s/kg
Mixture Ratio	1.65
Nozzle Area Ratio	154
Accumulated Burn Time	26,000 s
Mass	4.2 kg
Length	552 mm



Nominal Thrust	2,500N
Propellants	N_2O_4 , MON-1/MMH
Specific Impulse	2,950 N·s/kg
Mixture Ratio	1.65
Nozzle Area Ratio	120
Accumulated Burn Time	7,000 s
Mass	11.7 kg
Length	988 mm

1. 大力神 IV 的第一级装载有 110,000kg 的四氧化二氮和 115,000kg 的航空肼 50 (aerozine50)。在执行任务的过程中,实际的燃烧比为 1.915。燃烧结束时还剩多少推进剂? 那个推进剂组元耗尽造成关机?
2. 一个发动机的混合比为 2.2。如果推进剂为 MMH 和四氧化二氮,那么体积比为多少?
3. 为双组元推进剂系统列一个组元明细,要求该系统为航天器提供一个大小为 2.34km/s 的 ΔV , 燃尽重量为 450kg (包括未利用推进剂)。推进剂为混合比为 1.55 的 MMH 和四氧化二氮,发动机的 I_{sp} 为 312s。其他条件如下: 备用推进剂=5%可用推进剂; 不可排出推进剂=3%可用推进剂; 加注误差=0.5%可用推进剂; 存储损耗=1.5%可用推进剂。