

〔苏联〕В.И.費奧多西耶夫著

液体火箭发动机 热应力部件的强度



国防工业出版社

液体火箭发动机 热应力部件的强度

〔苏联〕B.И. 費奥多西耶夫 著

包雨相、彭永龄 译

黄 駿 校

国防工业出版社

1965

目 录

序	5
第一章 液体火箭发动机强度计算的特点	7
§ 1. 发动机的构件	7
§ 2. 发动机强度计算中所产生的一些问题的特点	11
§ 3. 液体火箭发动机强度计算的一般形式和步骤	13
第二章 塑性理论和壳体理论的基本知识	15
§ 4. 弹性和塑性	15
§ 5. 塑性理论的基本关系式	18
§ 6. 简单加载条件	23
§ 7. 壳体及其基本特点	25
§ 8. 壳体的平衡方程式	31
§ 9. 伽辽金 (Галеркин) 方法	36
第三章 液体火箭发动机壳体的总承载能力	42
§ 10. 前言	42
§ 11. 不考虑轴向力时圆筒形燃烧室壳体承载能力的估算	43
§ 12. 不考虑轴向力的计算图表作图举例	46
§ 13. 考虑轴向力时液体火箭发动机圆筒形壳体承载能力的计算	49
§ 14. 考虑轴向力的圆筒形壳体的计算图表作图举例	54
§ 15. 非圆筒形壳体总承载能力的计算	59
§ 16. 非圆筒形壳体计算图表作图举例	61
§ 17. 关于燃烧室总承载能力强度储备的一些意见	65
§ 18. 工作状态下作用于壳体之间连接处的力的计算	67
第四章 壳体沿母线 (纵向) 连接时局部挠度的计算	70
§ 19. 局部挠度的概念	70
§ 20. 壳体为纵向连接的基本关系式	72
§ 21. 计算程序	74

§ 22.	圆筒形壳体为纵向连接时局部挠度计算例题	82
第五章	壳体为螺旋连接时局部挠度计算	90
§ 23.	壳体为螺旋连接时局部挠度的基本关系式	90
§ 24.	函数 w 和 u 的选择及解题程序	92
§ 25.	壳体为螺旋连接时局部挠度计算例题	94
第六章	壳体为点连接时局部挠度计算	105
§ 26.	点连接的基本关系式	105
§ 27.	函数 u , v 和 w 的选择	106
§ 28.	计算程序	111
§ 29.	壳体为点连接时局部挠度计算例题	114
第七章	液体火箭发动机壳体计算的某些补充问题	133
§ 30.	内壳体容许局部挠度的初步看法	133
§ 31.	加载的连续性和发动机重复启动对液体火箭发动机壳体工作的影响	135
§ 32.	发动机的工作时间对壳体应力和变形状态的影响	142
§ 33.	壳体为稀疏连接时内壳体的稳定性	143
第八章	液体火箭发动机壳体参数振动	157
§ 34.	参数振动	157
§ 35.	液体火箭发动机壳体中参数振动的产生	160
§ 36.	圆筒形壳体的参数共振	164
第九章	液体火箭发动机平顶头部的计算	171
§ 37.	计算形式的选择	171
§ 38.	基本的计算关系式	174
§ 39.	函数 u 和 w 的选择	178
§ 40.	计算程序	185
§ 41.	平顶头部计算例题	190
参考文献		210

序

大多数现代热机的特点是在高温状态下工作。因此，受热部件强度实际计算方法的建立是弹性和塑性实用理论的一个最迫切的任务。

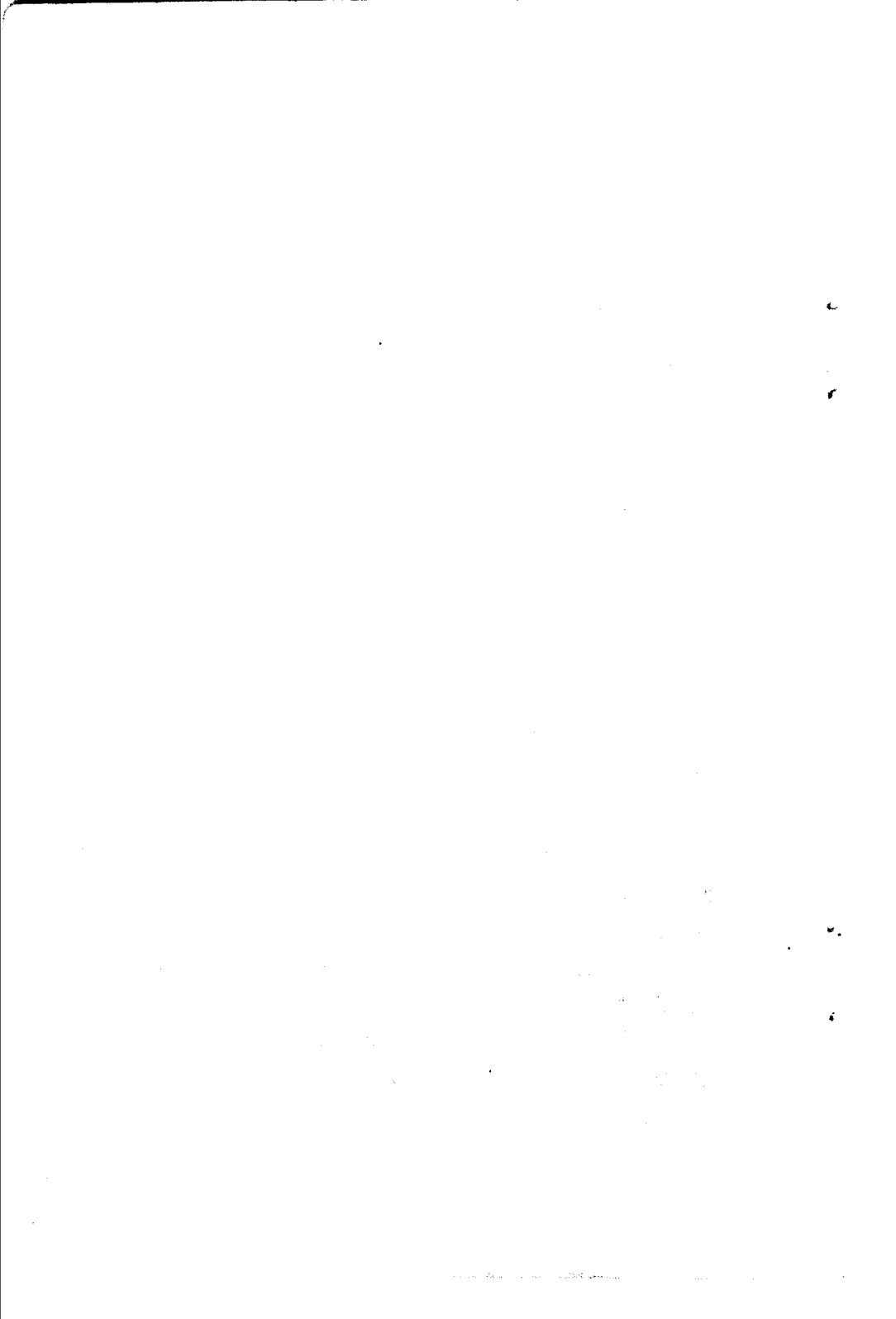
有关这方面的問題出版了许多著作。但是，在这些著作中，主要注意力集中在建立确定应力和变形状态的方法上，而如何利用已取得的成果来評定结构的可靠性問題却被忽略了。本书试图在某种程度上填补这个空白。

很明显，热应力部件的可靠性問題不能以一般形式提出。这个問題只能针对具体的结构型式来解决。作者仅限于把液体火箭发动机作为在热应力状态条件下工作的典型结构来研究。本书完全没有涉及渦輪泵組件、导管、蓄压器和附件的计算問題。这些不受热作用的部件的计算沒有独特的特点，基本上可以利用众所周知的强度计算方法进行。

对于热应力部件按照許用应力进行计算通常是不可能得到滿意的結果的。因此，作者提出按容許位移和变形来计算，这是一种新的解决問題的方法。书中基本上包括了作者本人在 1954~1955 年这一时期內研究的成果。

本书的讀者对象为工程設計人員，亦可供高等学校学生課程設計和毕业設計使用。作者认为，讀者对材料力学課程已相当熟悉。为了解所提供的计算方法所必需的某些超出材料力学課程範圍的理論原理将在第二章中闡述。

作者以感激的心情接受对本书的所有批評。



第一章 液体火箭发动机强度计算的特点

§1 发动机的构件

现代液体火箭发动机装置是一种相当复杂的组件，除发动机本身外，还包括有一系列辅助机构、容器、供应系统和冷却系统的导管及自动器。

工程计算人员对于发动机辅助件的强度计算，诸如：导管、高压容器、弹簧、减压器薄膜、涡轮泵组件的高速旋转盘和某些其他部件，通常是不会有很大困难的。现在，这些零件的计算方法已经研究得很充分，并为大家所熟悉，因此，对这些问题将不作阐述，而直接阐述发动机室的热应力部件。

液体火箭发动机室是一个薄壁结构的半封闭容器（图1）。

发动机的主要部分是由燃烧室、临界截面区和喷管等所组成的壳体。壳体通常是轴对称的。只有某些多室的发动机上，壳

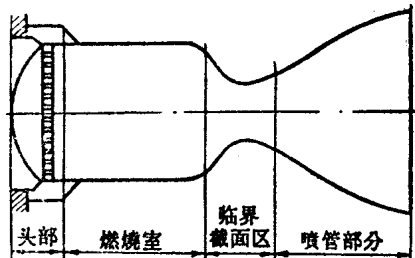


图 1

体稍有不对称。但是，在这种情况下，也可以把壳体近似地看作为一个旋转体。燃烧室有圆筒形的，也有形状比较复杂的，如球形的或椭圆形的。如图1所示，喷管部分可以是锥形的，也可以是双曲面形的。

液体火箭发动机壳体是双壁结构，即由两个相连接的壳体所组成，在壳体之间有冷却液流过（图2）。液体火箭发动机大都是利用燃料组元中的一种来进行冷却，冷却液沿导管进入喷管末端

的集液环（见图 2），由此进入壳体之间的空间，即所谓冷却套空间。然后，冷却液进入发动机头部，作为燃料组元通过喷嘴进入燃烧室。

很明显，冷却组元在喷嘴入口处的压力必须高于燃烧室内的燃气压力，否则燃料组元不可能注入发动机的工作空间。由于在冷却通道内的损失，喷管出口截面处集液环内的冷却液的压力要更高些。

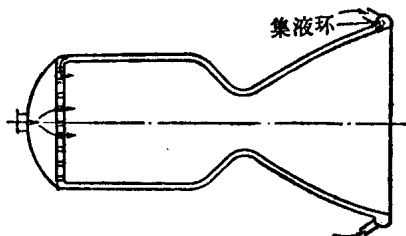


图 2

这样，在工作的发动机冷却套空间内的压力高于燃烧室内的压力。这一压力沿发动机长度是变化的，靠室头部方向稍有降低。

由工作空间作用到壳体上的燃气压力，沿发动机长度方向变化很大。作用在燃烧室上的压力最高。然后，压力沿发动机长度方向降低。粗略地说，在最狭的临界截面处的压力为燃烧室内压力的一半。喷管出口处的燃气压力接近大气压力，且在 $0.5 \sim 1.5$ 公斤/厘米² 范围内变化。图 3 所示是燃气压力 p_r 和冷却套空间内冷却液压力 p_{mp} 沿发动机长度方向的变化规律。可以看出，压力 p_{mp} 在各点上都大于 p_r ，喷管出口截面处两者之间的压差特别大。在燃烧室和头部的结合区压差最小。

液体火箭发动机的壳体不仅受燃气力作用，而且承受温度作用。

发动机工作空间内的燃气温度是非常高的。在燃烧室末端，这一温度大约是 $3000 \sim 3500^\circ\text{C}$ ，而在喷管出口截面则变化到 $1300 \sim 1800^\circ\text{C}$ （燃气温度变化特性表示在图 3 内）。由于冷却液的传热作用，与燃气接触的室壁的温度是比较低的，但是对壳体材料强度性能仍然有很大的影响。

壳体在临界截面区的受热最严重。室壁的最高温度与燃气最

高溫度相比是向噴管方向偏移的（見圖3）。這是因為向室壁的傳熱不僅取決於燃氣溫度，而且也取決於燃氣的流速。燃氣流速愈大，傳熱愈強烈。

與燃氣接觸的表面（即所謂燃氣壁），溫度可達 $800\sim 1000^{\circ}\text{C}$ 。這一溫度大小與一系列因素有關。在這些因素中，燃氣溫度和冷卻狀態是首要的。冷卻愈完善，室壁溫度愈低。

室壁溫度在很大程度上取決於室壁厚度。室壁愈厚，熱阻愈大，室壁溫度也就愈高，因此材料強度性能就低一些。

在液體火箭發動機燃氣所具有這樣高溫條件下，不可能通過增加室壁厚度的方法來提高室內的強度。這會引起內壁過熱和局部熔化，并被高速燃氣所吹毀。

所以，內壳体必須作得相當薄，以保證必需的傳熱并保持較低的壁溫。而另一方向，內壳体

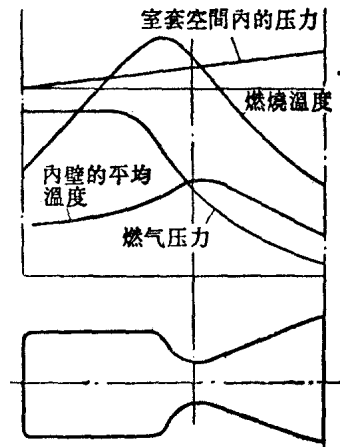


圖 3

又必須是相當牢固的，以便能承受工作空間和冷卻套空間的壓差。

壳体溫度不僅沿發動機長度方向變化，而且沿室壁厚度也是變化的（圖4）。沿內壳体厚度，溫度變化的規律一般是取線性的。

如上所述，發動機的外壳和內壳体是相互連接在一起的。這種連接在結構上可用各種不同的方法來實現。

下邊我們把連接區分為稀疏連接和稠密連接。

第一種情況，壳体之間的連接是通過在冷卻套空間內焊上數個加強圓環來實現的（圖5）。環上有一排孔，便于冷卻液通過。

由於加強圓環排列得很稀，內壳体在兩相鄰環之間的部分必須要有足夠的剛度，以便能單獨承受作用壓力的壓差。因而內壳体必須要有足夠的厚度。

在高的热应力状态下或者往往在不可能实现强烈导热的情况下，内壳体必须作得更薄些，并加有大量的加强件。在这种情况下，采用稠密连接的壳体。

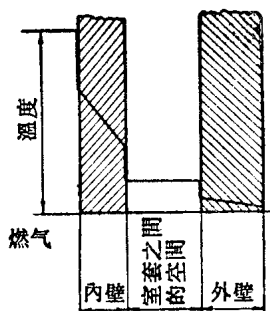


图 4

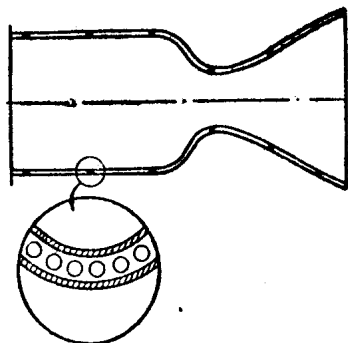


图 5

在稠密连接的情况下，在连接的范围內，壳体局部弯曲扩散区包含全部跨度的尺寸，连接区域内的壳体基本上在弯曲条件下工作。

已实现了的稠密连接的结构方案很多。在第四章、第五章和第六章內将詳細研究三种最重要的连接型式。这三种连接型式是：纵向连接、螺旋连接和点连接。

供完善混气形成用的发动机室头部也属于热应力部件(图1)。头部构造随燃烧室形状和所采用的燃料组元而异。

对于平頂头部，首先遇到的就是强度問題。作为受力部件的平頂头部是由大量噴嘴连接起来的圓形板构成。头部是处在供应組元和燃烧室中燃气两方面压力差的作用之下。另外，头部同壳体一样也受到温度的影响。

平頂头部的計算将在第四章內研究。

上述壳体受載条件系指发动机的工作状态。除工作状态外，还可以研究增压状态。在增压过程中，当工作室內沒有压力和室壁常溫的情况下，增高了的压力輸入发动机的冷却套空間。这是工艺檢驗的一道工序。在一系列情况下，发动机必須作强度計

算和增压状态計算。

必須指出，某些发动机在起动时，当燃燒室内的压力还没有增高，而在冷却套空间内已有压力时，可能会产生接近增压状态的条件。所以，有时又把增压状态当作起动状态来研究。

§2 发动机强度計算中所产生的一些问题的特点

在高温作用下的壳体和头部的計算是液体火箭发动机强度計算中的最困难問題。因为这些零件按許用应力进行計算是不适宜的。在机械制造中所广泛使用的一般計算中，认为零件内的应力是彈性的，并且是屈服点或强度极限的某一个部分。最简单的計算証明，只是在壳体上有一温度作用（没有压力），壳体内产生的应力就显著地超过了弹性极限。

这就是說，把壳体当作弹性体来研究是不正确的。在这些情况下，零件（壳体）应在塑性区内計算，即在計算时要考虑到材料是不遵循虎克定律的。然而实际上这还是不够的。在这种計算中应确定什么问题？如果計算结果是确定壳体內的应力，設計師同样不能判断結構的工作能力。

如果材料具有明显的塑性（对液体火箭发动机的材料正是这样），則很难判断这种或那种应力的危险程度。

例如，我們研究最简单的情况。两端固定的杆子（图6），其冷却是均匀的。杆内产生热应力。问题是杆子的危险程度如何？假如材料是脆性的，那么这个问题的解决就很简单。这里可用熟悉的方法，即一般所采用的方法来計算弹性应力，并与强度极限相比較而得出安全系数。

对于具有高可塑性的材料是不可能热破坏，也就是不可能由温度应力而产生破坏（这里没有考虑材料熔化的可能性）。假若要使杆断裂，必須使它产生很大的伸长，这种伸长与温度作用时所能产生的伸长相比要大得无可比拟。

因此，应当指出，温度应力对所研究的杆來說不是危险的。

溫度應力是《消極的》，並呈現不大的溫度變形，可是當斷裂時，伸長卻是非常的大。

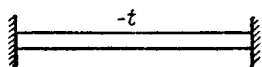


圖 6

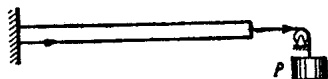


圖 7

現在假定在同一个杆上加力 P (图 7)。不管杆的材料是脆性的或是塑性的，应力是《积极的》。这里给定的是力和应力，而不是变形。这一载荷危险程度应当用屈服极限或强度极限与应力比较的方法来评定。

但是，不应认为由于力的作用结果总是产生“积极”应力，而在温度作用下总是产生“消极”应力。

例如，在壳体承受的内压 P (图 8) 的情况下，被称为边界效应应力的局部弯曲应力是“消极”的。如果只要材料是可塑性的，那么这种应力就不危险。在加有外力的区域内，同样的局部应力则可能是“积极”的●(图 9)。

上述一切表明，离开应力产生的特征而求出的应力还不可能评定结构受载的危险程度。

在作液体火箭发动机推力室这样复杂零件计算，即同时有力的因素和温度的因素作用时，仅根据应力状态分析，甚至在充分考虑塑性变形的情况下，也不可能得到有关结构适用性的充分结论。

可以补充几句，在判断结构的适用性时，液体火箭发动机壳体的应力状态处于次要地位。对设计师来说，主要的是在发动机不太长的工作时间内，使壳体完全保持住原来的尺寸，或者在任何情况下，尺寸不能改变到破坏了发动机的工作状态。所以，根据位移的大小来判定结构的适用性和按容许位移进行计算，即在

- 不应把这里所用的“积极”和“消极”应力与通常所采用的积极变形和消极变形概念混同起来(见 § 4)。

塑性变形下作刚度计算是有意义的。

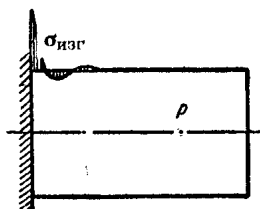


图 8

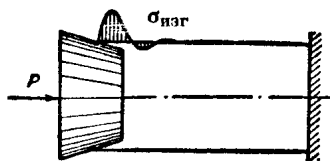


图 9

对发动机头部最重要的是在工作过程中保持住在平板上喷嘴收口处的密封性。当平板弯曲时，产生很大的延伸率而使收口展开。因此，不能根据许用应力计算，甚至也不能按位移计算，而是按容许变形（延伸率）来进行计算，而且这种变形当然是在塑性范围内。

总之，必须承认，允许塑性变形的液体火箭发动机的主要零件不应按许用应力进行计算。而必须根据结构元件的功用和任务来解决这个问题。此时，只有在这种情况下，即温度应力会促使产生塑性变形时，才把所谓温度应力代入计算。温度的主要影响表现在对材料强度和机械性能的改变上。

其次，必须考虑到工作空间和冷却套空间的压力沿发动机长度方向不是恒定的。沿发动机长度方向温度也是变化的。因此，在发动机若干段上，例如燃烧室、临界截面、喷管末端，即根据载荷和温度变化规律在需要作验算的地方，必须对液体火箭发动机的壳体作刚度和强度验算。

现在我们来详细分析并依次介绍液体火箭发动机的计算公式。

§ 3 液体火箭发动机强度计算的一般形式和步骤

上述的一切充分表明，在强度计算之前，必须先作发动机的热力计算。例如，根据总的設計要求和发动机热力计算的结果选

定总的輪廓尺寸、燃燒室压力和噴管的擴張比等。首先必須根据建立可靠的冷却系統的条件，其次根据强度条件来确定室的內壁的厚度、壳体的連接方法、冷却套空間的压力大小等等。

在一般热力計算和液流計算之后，也就是說求出了室壁溫度、工作空間和冷却套空間內的压力之后，即可进行发动机强度計算。因此，强度計算具有驗算的性质。如果确认发动机的某些部件不能滿足强度要求，那么結構必須作相应的改变。这又經常会引起热力状态和液流状态的改变，需要对热力計算作修正。在这以后，还必须进行第二次强度計算。

在設計发动机时，上述的計算程序并不是唯一的。根据統一計算所綜合起来的热力計算和强度計算的結果选定尺寸的方法是最正确的。

根据以前所研究的主要部件作发动机强度計算。那么計算可分为壳体計算(这是最繁重的任务)、头部計算和发动机結構部件計算。下面就是按这样的次序闡述。

不管内外壳体是用什么方法連接，首先壳体必須要保証滿足总的强度要求。这里是把发动机室壳体看作是处在高压（在燃燒室中的压力）作用下的薄壁組合容器。在这种情况下，内外壳体之間的連接近似于相同的，并假定壳体的連接沿整个表面是均匀的。这就使我們可以撇开壳体在局部連接附近的特点，作一般的近似計算。这种近似計算是壳体总的强度計算的第一阶段。壳体首先必須滿足用这种方法求出的一般强度条件。

計算的下一步是确定噴管部分、临界区和燃燒室的內壁的局部撓度。局部撓度不应超过某一給定值。否則，会影响冷却状态而使发动机燒毀。因此，必須依据壳体的連接結構型式，按容許撓度用这种或那种方法进行壳体計算。如果壳体是稀疏連接，那么，局部撓度可以用內壳稳定性来代替。

再一次強調指出，不仅对燃燒室，而且对具有最高溫度的临界区以及工作室和冷却套空間具有最大压力差的噴管部分，也要

进行这种計算。

头部計算的主要任务是确定平頂头部在溫度和压差作用下的撓度，而主要的是确定在噴嘴固定区板件的延伸率。这一延伸率的大小决定着噴嘴卷边密封性是否破坏，这也是受載头部极限状态的标准。

在头部計算之后，应进行头部对壳体，壳体对支架的固定件的計算，并确定内外壳体連接的受載程度。

液体火箭发动机实际强度計算的一般情况就是如此。下面就是按这样的次序来闡述液体火箭发动机的强度計算。

可是应当指出，这是近似計算，当然还没有充分揭示出液体火箭发动机在实际工作条件下的結構状态的全部規律。

特别是在高溫下，在发动机工作的数分钟之内，液体火箭发动机的壳体材料会出现明显的瞬时蠕变特性。換句話說，在某些情况下，在发动机工作時間內，当发动机工作状态不变，即載荷和溫度不变时，壳体会显著地改变自己的尺寸。

第二章 塑性理論和壳体理論 的基本知識

§4 弹性和塑性

在外力作用下，物体产生变形，而当作用力除去后能完全恢复其原状的特性称之为彈性。与彈性相反，物体由于外力作用后而保留有残余变形的特性称之为塑性。

不存在有完全彈性体和完全塑性体。众所周知，在微力作用下，任何物体基本上是彈性的，像解决彈性理論和材料力学的主要問題一样，可以不考虑塑性。在大載荷情况下，彈性不消失，可是塑性成为主要的。

从材料的拉伸-压縮的簡單試驗就可清楚地說明塑性和彈性的現象。如图 10 所示，通常是用拉伸图来表示应力和延伸率之

間的关系。曲綫的形状取决于材料的性质和做試驗时的溫度。在某种程度上，曲綫的形状还取决于对試件加载的速度。对后一种关系，我們將不闡述，并认为在拉伸試驗机上所取下的拉伸图，其拉伸速度是恒定的。在一般情况下，每分钟試件拉伸速度在 0.01% 到 1 % 范圍內。

在图 10 中近似于直綫的起始段 OA ，变形几乎是完全彈性的。卸去載荷之后，試件恢复原来尺寸。此时，利用直接測量法来观察塑性的特性相当困难。塑性的特性在多次加载过程中表现得最为明显，例如，彈性体自由振动时的內摩擦。

繼續加载时塑性变形很快地增加。如果把应力提高到某一值 σ_1 ，然后再卸去試件的載荷，那么卸载图形将是一个平行于 OA 的直綫 BC 。我們即得出 OC 段所示的塑性永久变形。

試驗所用的試件还保持有彈性。以 CD 段表示相应的彈性变形。

由于試件的加载图和卸载图不相重合，所以通常是以此来区分試件的积极变形和消极变形。在积极变形或积极应变的情况下，应力是增大的，而在消极变形和消极应变的情况下，应力是减小的。这样，图上的 OB 段相当于积极应变，而 BC 段相当于消极应变。

現在的問題是如何用解析法把应力和应变联系起来，而主要

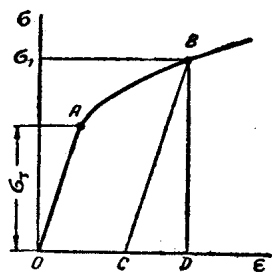


图 10

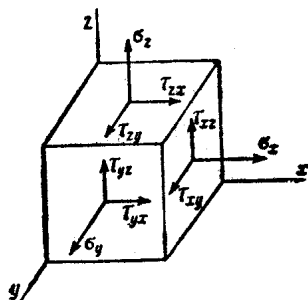


图 11