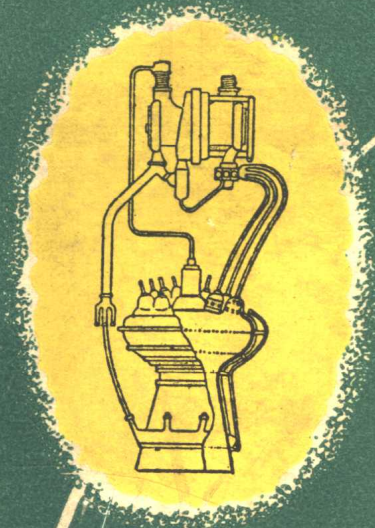


中等技术学校教学用书



上册

Г. Б. 西尼亞列夫、М. В. 多勃...

液体燃料 火箭发动机

国防工业出版社

中等技术学校教学用书

液体燃料 火箭发动机

(原理及设计)

上册

Г. Б. 西尼亚列夫, М. В. 多勃洛沃尔斯基著

華人杰譯
羅德偉校

國防工業出版社

內容簡介

本書闡述液体燃料火箭發動機基本原理及其主要零件與組合件的計算方法。為計算推力數值及確定液体燃料火箭發動機所有附件及組合件主要尺寸，援引了必需的数据。

列舉了許多例題用以說明所採用的計算方法。

本書適于作中等技術學校教學用書，但對高等學校學生及有關火箭技術方面生產人員及專業技術干部亦有所裨益。

本書中譯本分上、下兩冊同時出版，上冊包括第一至第七章，由華人杰譯，羅德偉校訂。

苏联 Г. Б. Сняре́в, М. В. Добровольский 著 ‘Жидкостные ракетные двигатели (Теория и проектирование)’ (Оборонгиз 1957年第二版)

國防工業出版社

北京市書刊出版業營業許可證出字第 074 号
機械工業出版社印刷廠印刷 新華書店發行

787 × 1092¹/₂₅ · 印張 14⁹/₂₅ · 324 千字

1959年6月第一版

1959年6月第一次印刷

印數：0,001—5,100 冊 定價：(10) 1.75 元

NO. 2886

序 言

(第二版序)

本書第一版引起了很多的批評。不少單位和個人對書中所述材料的要點提出了寶貴的意見和希望。

從本書第一版問世以來，火箭技術又向前邁進了一大步。現在星際飛行的第一個任務已經解決了——1957年10月4日蘇聯發射了世界上第一個人造地球衛星。此外，對液體火箭發動機內發生的複雜過程的深入研究的深入必將引起某些舊概念的修正。所有這些，都迫使作者將本書第一版的大部內容重加修訂。

作者對費心仔細閱讀本書並提出批評意見的各單位和個人深表感謝，帕尼奇金 (И. А. Паничкин) 教授在審閱本書手稿時，提出了很多寶貴的意見，亦謹此致謝。

(第一版序)

火箭發動機和火箭在戰後的幾年中已經有了廣泛的發展。

在地球的空間區域內火箭發動機不僅保證了前所未有的速度飛行，並且還為征服星際空間开辟了新的可能性。

雖然液體燃料火箭發動機表面上看起來很簡單，並且它的概念 К. Э. 喬爾科夫斯基早在 50 多年前就已經發表過，可是實際製造這種發動機卻需要與現代科學和技術發展水平相適應的知識和設計經驗。

本書企圖系統地敘述適用於中等技術學校教學大綱的液體燃料火箭發動機的理論基礎和設計方法。

在編寫本書時，著者注意到必須首先闡明在液體燃料火箭發動機中發生的各種過程的物理本質，以便敘述起來可以更明顯易懂。

發生在液体燃料火箭發动机中的許多工作过程的特点，使得著者不得不將用于研究現象的某些热力学和气体动力学的問題也加以叙述。

書中引用的热計算法，都借用那种使用最普通燃料的發动机工作过程計算实例，加以說明。利用这些方法来計算其它类型的發动机也是很簡便的。

計算中引用了極少的系数，这些系数都有簡單的物理意义，并可在發动机的研究實驗中确定。

由于本書篇幅所限，在某些情况下仅叙述某些总的設計原則，然而这些原則都可用來設計液体火箭發动机的各种部件。

这一教本的基础材料，是著作中之一的，在1946年至1953年的課程講稿。在我們合著过程中，对这些講稿的大綱作了很多修改。其中第一章至第六章、第十章和第九章的§59~63为Г.Б.西尼亞列夫所写，而第七、八及第九章其余各节为M. B.多勃洛沃尔斯基所写。

Ю. А. 坡別多諾斯采夫教授，B. A. 古謝夫，B. C. 伊紐申和H. И. 西杰尔尼柯夫等工程师在詳閱原稿时提供了許多宝贵的意見，又技术科学副博士Л. А. 克瓦斯尼柯夫不辭辛勞为本書校訂，著者謹對他們表示感謝。

本書对液体火箭發动机的理論基础和設計仅作扼要的叙述，难免还存在一些缺点。因此著者謹向对本書内容和叙述方法提出意見的同志預致謝意。

目 录

(上 册)

序	1
---------	---

液体燃料火箭发动机原理及热计算

第一章 喷气发动机概论	11
§ 1 液体燃料火箭发动机	11
§ 2 反作用力	12
§ 3 液体燃料火箭发动机的推力	15
推力方程的推导(25)——单位推力(20)	
§ 4 喷气发动机——直接反应发动机	22
直接和间接反应发动机(22)——各种类型的直接反应发动机(22)——喷 气式发动机和液体燃料火箭发动机的特点(28)——火箭发动机中能量的 转换(32)	
§ 5 液体燃料火箭发动机的分类	33
液体燃料火箭发动机按所用的燃料种类分类(33)——液体燃料火箭发动 机按压送燃料组元的方法分类(35)——液体燃料火箭发动机按用途分类 (36)	
§ 6 液体燃料火箭发动机的使用范围	36
宇宙火箭及人造地球卫星(36)——研究高层大气用的火箭(气象探测火 箭)(40)——远射程火箭(42)——采用液体燃料火箭发动机的防空火箭 (48)——飞机上的液体燃料火箭发动机(48)——装液体燃料火箭发动机的 起飞加速器(52)	
§ 7 液体燃料火箭发动机发展简史	52
第二章 有关的热力学知识	70
§ 8 气体的基本性质	70
§ 9 气体的能量特性热力学第一定律	71
气体的内能和焓(72)——化学能和总焓(78)	
§ 10 气体的热力过程	80
多变过程中气体状态参数的变化(81)——在热力过程中所作的功(82) ——热力学第一定律在气体过程中的应用(83)——多变过程中能量的转 化(85)——绝热过程(86)	

§ 11 热力学第二定律	88
定律的含义(88)——焓(88)——焓和气体状态的可能性(90)——热力学过程中的可逆性(91)——焓的数值计算(93)	
§ 12 在化学性活潑的气体中發生的热力学过程	95
燃烧产物的离解(95)——化学反应的可逆性(96)——混合气体中的化学平衡(98)——化学反应的平衡常数(99)——温度和压力对燃烧产物成分的影响(103)	
§ 13 燃烧产物的平衡膨胀和不平衡膨胀	105
平衡膨胀(105)——不平衡膨胀(107)	
第三章 有关的气动力学知識	109
§ 14 气体运动的基本定律	109
質量守恒方程(109)——能量守恒定律(110)	
§ 15 声音在气体中的速度	113
音速(113)——音速計算公式的推导(113)——声音在反应气体中的速度(118)——音速与温度的关系(119)——流动气体中的音速(119)——气体的最大速度(120)	
§ 16 气体的临界速度和超音速气流的特性	121
临界速度(121)——M数(123)——激波的概念(124)——滞止温度(125)	
§ 17 超音速噴管的基本原理	125
超音速噴管的形状(125)——临界落压比(128)——噴管临界截面的尺寸与噴管入口处气体各参数之間的关系(129)——气流各参数沿噴管长度的变化(132)	
第四章 液体燃料火箭發动机的热力学循环	137
§ 18 液体燃料火箭發动机的循环	137
液体燃料火箭發动机的理想循环(137)——液体燃料火箭發动机中真实过程与理想循环間的关系(139)——液体燃料火箭發动机的單位推力与循环功之間的关系(141)	
§ 19 液体燃料火箭發动机的两种效率制	143
循环效率(143)——燃烧效率(143)——膨胀效率(144)——估計輸送系統工作所消耗的工質(145)——能量效率制和冲量效率制(146)	
§ 20 理想循环的热效率	147
理想循环热效率方程的推导(147)——發动机在計算情况下工作时循环的热效率(148)	
§ 21 液体燃料火箭發动机工作的非計算状态	150
發动机工作的非計算状态产生的可能性(150)——当發动机工作的高度改变时产生的非計算状态(152)——液体火箭發动机的推力改变时产生的非	

計算状态(153)——膨脹过度情况存在的可能性(155)

§ 22 具有固定噴口的液体燃料火箭發动机在非計算状态下
的热效率;.....156

非計算状态下循環功的損失(156)——具有固定噴口的發动机在 ϵ 变化时
 η_r 的变化(158)

§ 23 液体燃料火箭發动机的調节噴口.....159
高度改变时噴口的調节(160)——改变燃料消耗量使發动机推力改变时
噴口的調节(160)

§ 24 液体燃料火箭發动机的特性曲綫.....161
消耗量特性曲綫(162)——高度特性曲綫(164)

第五章 液体燃料火箭發动机的燃料168

§ 25 对燃料的要求.....169
对液体燃料火箭發动机燃料的基本要求(169)——在构造上对燃料的要求
(176)——在使用上对燃料的要求(177)

§ 26 燃燒剂、氧化剂及燃料的热化学特性.....179
燃燒剂和氧化剂的重量成分(179)——氧化剂的理論需要量(183)——氧
化剂剩余系数(186)——燃料的重量組成(188)

§ 27 燃料及燃燒产物的焓.....189
物質的物理焓(189)——物質的化学能和生成热(190)——总焓的讀数制
(194)——燃料剂、氧化剂及燃料总焓的計算(197)——燃料燃燒产物的
总焓(202)——燃料总焓和它的热值之間的关系(203)

§ 28 以硝酸及其它氮氧化物为基础的燃料.....209
硝酸(209)——硝酸的加成剂(214)——四硝基甲烷作为氧化剂(215)——
以硝酸为基础的燃料的燃燒剂和自燃燃料(216)

§ 29 以液态氧和过氧化氢为基础的燃料.....218
液态氧(218)——以液态氧为基础的燃料的燃燒剂(219)——过氧化氢
(220)——以过氧化氢为基础的液体燃料火箭發动机的主燃料(221)——
用过氧化氢来取得蒸汽(222)

§ 30 液体燃料火箭發动机未来的燃料.....223
高热值和比重高的燃料(223)——燃燒产物热力学性質較好的燃料(228)——
在火箭發动机中使用核能的可能性(229)

第六章 發动机燃燒室的热計算239

§ 31 求最簡單的燃料燃燒产物的成分.....239
建立求燃燒产物在指定温度下的成分的方程組(239)——求燃燒产物成分
的方程組之解(241)——压力和温度对燃燒产物成分的影响(244)

§ 32 建立求發动机燃燒室內燃燒产物的成分和温度的方程組.....246

- 建立离解反应方程(247)——建立元素平衡方程(249)——求燃燒产物的成分和温度的补充方程(251)——方程組的最后形式和它的解法(252)
- § 33 求不含氮的燃料燃燒产物成分的方程組的解法.....255
求燃燒产物成分的方程組(255)——解求燃燒产物成分之方程組的程序(256)
- § 34 求含氮的燃料燃燒产物成分的方程組的解法.....260
求燃燒产物成分的方程組(260)——把求得的方程組变成工作式(262)——解求燃燒产物成分之方程組的程序(264)
- § 35 燃燒室的热計算.....267
求燃燒室中(噴管入口处)燃燒产物的成分和温度(268)——求燃燒室中燃燒产物的焓(269)——計算噴口处燃燒产物的成分和温度(270)——求燃燒产物在噴口的总焓及理論噴射速度(272)——求理論單位推力、膨胀等熵指数和噴管的尺寸(273)——用总焓—焓圖进行液体燃料火箭發动机的热計算(275)
- § 36 燃燒室的温度、压力及燃料組元之比对液体燃料火箭發动机参数的影响.....277
温度的影响(277)——燃燒室压力的影响(278)——燃料組元比的影响(281)
- § 37 發动机的实验效率及实际單位推力的計算.....282
單位推力效率(282)——用实验法决定燃燒室效率和噴管效率(φ_R 及 φ_c)(284)——考虑到实验效率的發动机热計算(286)
- § 38 燃燒計算及流动計算的算例.....287
以含氮燃料工作的液体燃料火箭發动机的热計算(287)——計算不含氮的燃料燃燒产物的成分(304)
- 第七章 液体燃料火箭發动机的散热**.....309
- § 39 傳热学的基本知識.....309
热的傳遞(309)——傳导热交换(310)——对流传热交换(312)——計算放热系数的公式(313)——輻射热交换(317)——气体的輻射热交换(321)
- § 40 液体燃料火箭發动机中的热交换.....322
液体燃料火箭發动机中热交换过程的物理现象(322)——液体燃料火箭發动机热交换的特点(323)—— $T_{r,cr}$ 与冷却液运动速度的关系(325)——冷却液表面沸騰对 $T_{r,cr}$ 的影响(326)—— $T_{r,cr}$ 与燃燒室材料导热系数 λ 的关系(327)—— $T_{r,cr}$ 与燃燒室壁厚度 δ_{cr} 的关系(328)——燃燒室压力对 $T_{r,cr}$ 和 q_2 的影响(329)——燃燒室温度对 $T_{r,cr}$ 的影响(329)——發动机工作状态对 $T_{r,cr}$ 的影响(329)
- § 41 外部散热的計算.....330
外部散热的几种样式(330)——計算推力室外部散热的順序(332)——求流向推力室壁的單位对流传热流(333)——求單位輻射热流及推力室壁的温度

热流(338)——檢驗冷却液的量是否夠需要量,并决定冷却液在每段所受之热(339)——求液壁至冷却液的放热系数 $\alpha_{w,cr}$ 及推力室液壁的温度 $T_{w,cr}$ (340)——檢驗所采用的气壁温度 $T_{r,cr}$ 分布与計算的温度分布是否符合(341)

§ 42 推力室散热通道的形状.....342

环形通道(342)——螺旋形通道的散热通道(343)

§ 43 推力室外部散热的算例.....345

§ 44 液体燃料火箭发动机的其它种散热方法.....357

内部散热(358)——混合散热(362)——用保护套或用蓄热的方法来防止推力室壁燒毀(363)

液体燃料火箭发动机原理及热计算

第一章 喷气发动机概论

§1 液体燃料火箭发动机

靠液体燃料的燃烧产物由发动机喷口喷出而产生推力的这种喷气发动机，称为液体燃料火箭发动机。

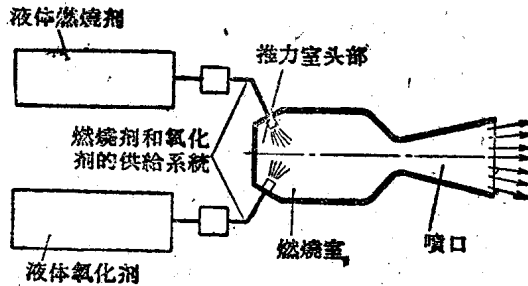


图1 液体燃料火箭发动机的动力装置简图。

液体燃烧剂和液体氧化剂借某种方法（例如用泵）受压由燃料箱送往推力室，在那里由于燃烧的结果，使液体燃料变成气态燃烧产物，并被加热至高温。这些燃烧产物在喷口的管道里膨胀，由燃烧室的压力降低到喷口的压力，然后以高速喷到周围介质中去。

气体由喷口喷出就是发动机反作用力（推力）产生的原因。

液体燃料火箭发动机包括以下几个主要部分：燃料箱部分

(装液体氧化剂和液体燃烧剂的燃料箱)，燃烧剂和氧化剂的供给系统，推力室。后者又分成推力室头部（从供给系统来的燃料即经过这里进入燃烧室），燃烧室和喷口。

§2 反作用力

在我们周围的自然界以及在许多机械和装置中，我们经常碰到反作用力的作用。下面我们举几个例子来看。

射击的时候，在炮弹飞出的瞬间，炮身上受到一个力，它的方向与炮弹运动的方向相反。这个力就是后坐力。它使得炮身或炮筒后坐。为了要说明这个力是怎样产生的，我们来研究一下在炮身与炮弹这一系统中所发生的现象。这时我们将认为没有任何其它的力（例如摩擦力）作用在这系统上，即这一系统是孤立系统。

于是在发射的瞬间，只有火药的气体压力这一内力（对所研究的系统而言）作用在炮身和炮弹上。

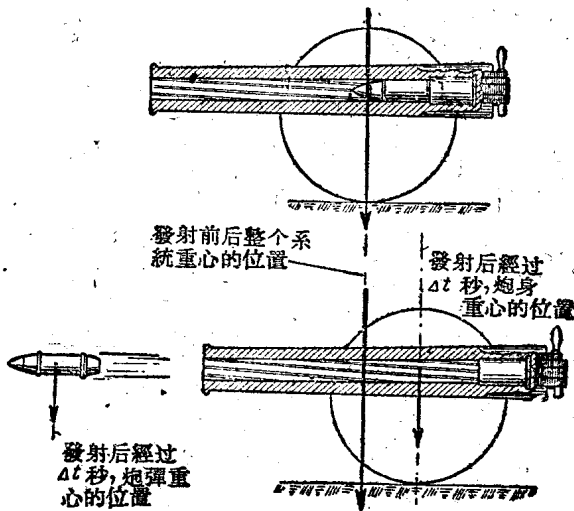


圖2 后坐力的产生。

按照力学的基本定律，如果在發射前整个系統是不动的話，既然沒有外力加諸这系統之上，那么它的重心是不会移动的（圖 2）。但因为炮彈飞离炮身，所以为了使炮身和炮彈这一系統的重心位置保持不变，炮身应向炮彈运动的相反方向移动。

然而为了使炮身在發射的瞬間沿上述方向移动，应当有某一个力作用在它上面。現在我們来求这个力的大小。

为此我們把牛頓公式写成：

$$P_{\text{CH}} = m \frac{\Delta v}{\Delta t} \quad (\text{I.1})$$

在这个式子中， P_{CH} 是作用在炮彈上并使炮彈的質量 m （被射出的質量）获得加速度 $\frac{\Delta v}{\Delta t}$ 的力。但是因为在我們这一系統中只有两个物体：炮身和炮彈，那么使炮彈加速的力应当以相反方向作用到炮身上，作为由被射出質量加到發射質量上的反作用力。这两个力在大小上应当是相等的，即

$$P_{\text{OP}} = -P_{\text{CH}} = -m \frac{\Delta v}{\Delta t} \quad (\text{I.2})$$

如果在 Δt 時間內炮彈的速度由 v_1 改变到 v_2 ，那么 (I.2) 式变成

$$P_{\text{OP}} \Delta t = -m(v_2 - v_1);$$

或

$$P_{\text{OP}} \Delta t = -(m v_2 - m v_1) \quad (\text{I.3})$$

力与時間的乘积称为冲量。(I.3) 式是一个很重要的力学定律——所謂冲量定理的表达式。这个定理可叙述如下：

在孤立系統中，由于被排出質量加速而产生的力的冲量，等于被排出質量的动量的改变。这个力的方向总是与被排出質量所获加速度的方向相反。

我們所研究的力就是反作用力(后坐力)，当物系中有某一質量以加速排出时，总是会产生这种力的。

另外一个产生反作用力的例子就是飞机螺旋桨發动机組中螺旋桨的工作，或是船用發动机装置中螺旋推进器的工作(圖 3)。

当螺旋桨靠发动机用于使它旋转的能量工作时，设螺旋桨连同机器一起运动的速度为 v_1 ，则空气（或水）就以 v_1 的速度碰到螺旋桨，此后获得加速再以大于 v_1 的速度 v_2 排开；这时被排开的空气（或水）质量就产生后坐力，也就是反作用力。把 (I.3) 式应用到这种情形，就得

$$P_{\text{винта}} \Delta t = -m(v_2 - v_1). \quad (\text{I.4})$$

去掉表明力的方向的负号，(I.4) 式可改写为

$$P_{\text{винта}} = \frac{m}{\Delta t}(v_2 - v_1). \quad (\text{I.5})$$

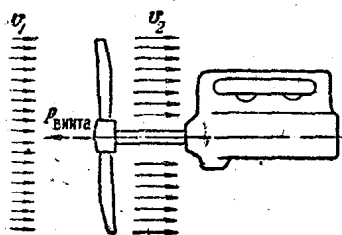


圖3 螺旋槳的反作用力。

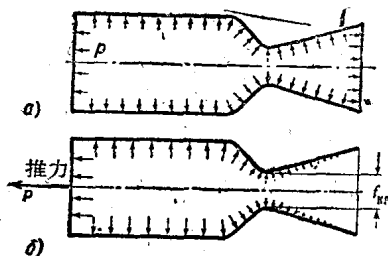


圖4 液体燃料火箭發動機反作用力的产生。

$\frac{m}{\Delta t}$ 是在單位時間內所流过的空气質量。 $(v_2 - v_1)$ 是这質量与螺旋槳相互作用时速度的改变量。这时，作用在螺旋槳上的反作用力，其方向与气流流来的方向相反。它就是使飞机或船运动的拉力(或推力)。

同样，当液流由所謂謝格聶罗夫迴轉器(圖4)噴出时，当汽車、划子和汽艇等前进时也产生中反作用力。

在所有这些情况下的反作用力都是在排开某一質量时产生的后坐力。被排开的質量和速度愈大，則这力也愈大。下面我們来研究一下在液体燃料火箭發動機中反作用力是怎样产生的。

回头看一下圖1，我們看到在液体燃料火箭發動機的工作过程中，在發動機和燃燒产物这一孤立系統中燃燒产物的質量不断地排出。在这方面火箭發動機与炮相类似，只不过在發動機中被

排出的不是炮彈而是氣體的質點罷了。同時在火箭發動機中氣體是連續排出的，完全和螺旋槳在工作時不斷排開空氣或水一樣。因此液體燃料火箭發動機所發出的反作用力可以用(1.5)式表明。這力的方向與質點排出的方向相反。在單位時間內燃燒產物的流量（每秒流量）愈大，和它們從發動機排出時的速度愈大，則反作用力也愈大。

非常重要的一點是，發動機發出的反作用力是在發動機—燃燒產物這一孤立系統內部產生的力，因此液體燃料火箭發動機既可以在大氣層內、也可以在大氣層之外產生反作用力，既可以在地心引力場內、也可以在地心引力場之外產生反作用力。

在液體燃料火箭發動機中反作用力的產生也可用另一種方法來解釋。這個力可以看作是作用在發動機壁上所有壓力的合力。如果用蓋子把噴口出口截面封閉（圖4, a），再以具有剩餘壓力 p 的氣體充滿發動機，則當然不會有任何反作用力產生，因為在任何方向上加到發動機壁上的內部壓力的分力將要彼此平衡掉。

如果把蓋子打開，則氣體開始由發動機噴出。這時因為作用在發動機壁上的壓力發生了變化，所以作用在發動機壁上沿其軸向的力將不能平衡，如圖4, b 所示。沿開口的噴口軸向的合力，就是發動機發出的反作用推力 P 。

推力 P 的主要部分是燃燒室壓力 p 與噴口最小截面積、所謂噴口臨界截面積 f_{kp} 的乘積。

§ 3 液體燃料火箭發動機的推力

推力方程的推导

在前兩節中已經研究過一般情況下反作用力是如何產生的，特別是火箭發動機的推力是如何產生的。以下應該來推导一個計算液體燃料火箭發動機推力的公式。

在推导液體燃料火箭發動機的推力方程時，必須作如下的假

設。計算液体燃料火箭發動机的推力时，將不計及因迎面来的气流繞流过發動机外面所产生的力。

用数学的語言來說，就是把加在液体燃料火箭發動机壁的整个外表面上（噴口出口截面除外）的压力作为常数，且等于發動机周圍未被扰动的介質的压力。換句話說，就是

認為發動机整个外表面上的压力等于發動机工作时所在高度上的大气压力 P_H (圖 5)。

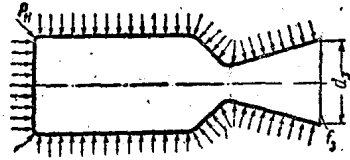


圖 5 液体燃料火箭發動机外表面上的压力分布。

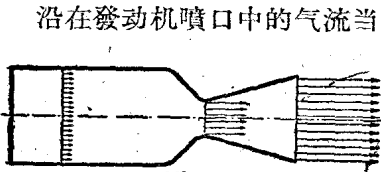


圖 6 計算液体燃料火箭發動机时所取一元流的簡圖。

沿在發動机噴口中的气流当它是一元流，即在燃燒室和噴口中的气流任一橫截面上的各点的速度均各相等，且均沿噴口的軸向(圖 6)。

燃燒产物在發動机內的流动被看作是稳定流动，即

在每一給定截面上燃气流的速度和压力都不隨時間而改变。

其次，必須注意，供給到液体燃料火箭發動机去的燃料是在燃料箱內和發動机一起在火箭上运动的，所以燃料来到發動机时的初速对火箭及發動机來說非常小，几近乎零。液体燃料組元噴注入燃燒室时是漫无秩序的(向各个方向都有)，速度也很小。由于这些原因，液体燃料带到發動机来的动量(沿發動机軸向的)，可以忽略不計。

在推导推力公式时，我們研究一下一般的情形，即气流在噴口的压力 P_3 不等于外界压力 P_H 。我們的目的是要求出所有作用在發動机壁上的力，并求出这些力的合力，也就是求推力。要求的这个力是由作用在發動机內壁上的力 P_1 和作用在外壁上的力 P_2 合成的。

这时在發動机內(噴口出口截面以前)的气流上，有从發動机壁方面来的力作用着，也有从在噴口出口截面外的气体那方面