

現代飛機的 密封技術

[苏联] С. И. 根金、Н. Л. 列別江斯卡婭 著



國防工業出版社

現代飞机的密封技术

〔苏联〕С. И. 根金、Н. Д. 列別江斯卡婭 著

沈士軍、張貴福、樊世珍 譯

倪彭令 校



國防工業出版社

1965

內 容 提 要

本书探討各种現代飞机构件的密封方法和措施。在研究結構組件及整個部件的密封連接之前，簡述了密封对航空技术发展及实现高空飞行的意义，說明了受力結構的基本密封原理。这些材料，可以使讀者了解高空飞机密封的一般問題，以及影响漏泄量及正确选择密封形式的主要因素。

本书还研究了可卸及不可卸連接的密封、密封座艙和整体油箱密封的典型形式和結構。

本书可供空軍、民航的飞行人員、工程技術人員、航空院校師生及对密封問題感兴趣者閱讀和参考。

ГЕРМЕТИЗАЦИЯ СОВРЕМЕННЫХ
САМОЛЕТОВ
〔苏联〕С. И. Генкин, Н. Д. Лебедевская
ВОЕНИЗДАТ 1962

現代飞机的密封技术

沈士軍、張貴福、樊世珍 譯

倪 彭 令 校

國防工業出版社 出版

北京市書刊出版業營業許可證出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店經售

国防工业出版社印刷厂印裝

850×1168 $1/32$ 印張 $2\frac{7}{8}$ 71千字

1965年5月第一版 1965年5月第一次印刷 印数：0,001—1,800册

統一書号：15034·891 定价：(科六) 0.46 元

目 录

緒論	4
I. 高空飞行的条件	8
§ 1. 地球的大气	8
§ 2. 高空条件对人体的影响	9
§ 3. 航空结构中的密封元件	13
II. 影响连接密封性和选择密封方法的主要因素	15
§ 4. 经过结构元件間間隙的漏泄	16
§ 5. 结构变形对其密封性的影响	23
§ 6. 密封原理	25
§ 7. 密封材料的性质与密封方法的关系	27
III. 可卸连接和不可卸连接的密封	29
§ 8. 现代飞机结构的密封连接	29
§ 9. 有关密封材料的簡要知識	30
§ 10. 不可卸连接的密封	34
§ 11. 可卸连接的密封	42
§ 12. 密封连接的檢驗法	44
IV. 密封座艙	48
§ 13. 密封座艙的用途和对它的要求	48
§ 14. 密封座艙系統的原理	51
§ 15. 密封座艙的构造	54
§ 16. 密封座艙的构造元件	58
§ 17. 座艙的密封性試驗	73
V. 密封整体油箱艙段	76
§ 18. 在飞机上增加燃料容量的途径	76
§ 19. 整体油箱艙的結構特点	78
§ 20. 整体油箱艙的密封技术	85
§ 21. 整体油箱艙段的密封性試驗	87
参考文献	91

緒 論

由于一系列很复杂的技术問題获得了成功的解决，才使今天的高空飞行成为现实。这些問題主要是：飞机空气动力学、高空大功率发动机的制造、密封座艙、供氧設備、絕热装置及其它保証人在高空正常活动能力的各种装置的使用。

高空飞行器的构造、操纵和使用很复杂，使重量增加，同时使应急装置及保証飞行安全的方法也变得复杂化。尽管如此，世界各国的航空設計师們，仍然为克服上述困难和制成一种适于高空使用的飞机而頑强的努力。我們研究一下他們进行这种努力的原因。

近 40~50 年来，飞行高度和飞行速度都有了急剧的提高。例如，1916 年时，最先进的歼击机“Ньюпорт-21”速度是 150 公里/小时，而到 1959 年，飞机速度已比它提高了十五倍。1959 年 10 月 31 日，飛行員莫索洛夫駕駛苏联 E-66 飞机創造了速度的世界紀錄——2388 公里/小时，在这次飞行中一度达到 2504 公里/小时。

1962 年 7 月，莫索洛夫駕駛 E-166 飞机，打破了 1961 年 11 月 22 日美国飛行員罗宾逊創造的世界絕對速度紀錄，并超过他 93 公里/小时。莫索洛夫往返飞过規定的距离，平均速度达 2678.5 公里/小时，在这次飞行中，一度超过 3000 公里/小时。

这一时期，結構重量增加大約是从 500 公斤增至 8000~9000 公斤，即近于速度提高的倍数，也提高了十五倍。

值得注意的是，为了得到飞行速度的上述提高，要求发动机的拉力增高到 50 倍，即由 150 公斤大約增至 7500 公斤以上。

很明显，飞机以等速 V 作水平飞行时，所需拉力 P 等于空气阻力 Q ，按下式求得：

$$P = Q = c_x S \frac{\rho V^2}{2},$$

因此

$$V = \sqrt{\frac{2P}{c_x S \rho}},$$

式中 c_x ——飞机正面阻力系数;

S ——机翼面积;

ρ ——空气密度。

由上式可知,为了提高飞行速度,很重要的是改善发动机的性能,即提高发动机的拉力 P 、提高经济性、高空性(以保证飞机在空气密度 ρ 值小的区域内飞行),以及改善飞机的气动力性能,这就是要减小机翼面积 S 和阻力系数 c_x 。

当飞行速度提高到接近音速时(音速 $\bullet$ 通常以 a 表示),为了克服此时急剧增加的空气阻力,要求发动机功率大大增加。例如,在某种条件下,若保证飞机以 500 公里/小时的速度飞行,需要发动机功率为 1000 马力;而当飞行速度提高到两倍,即 1000 公里/小时,则要求发动机功率增大到近 9 倍(9000 马力左右)。这样大功率的活塞式发动机,按其重量和外廓尺寸要装在飞机结构上,实际上是不可能的。在飞机上,喷气式发动机能得到广泛的应用,就是因为它在功率提高的同时,相应的结构重量却增加得少。

随着航空技术的发展,飞机气动力外形(以特性 $c_x S$ 表示)所得到的显著改善(图1),也有助于速度的提高。当达到临界速度,即接近音速时,阻力系数 c_x 急剧增加,但它并不决定于飞机速度的绝对值,而随着飞行速度与音速比值的大小变化[11,12]。飞行速度与音速的比

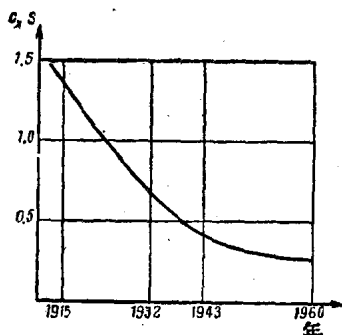


图1 飞机气动力性能的改善情况。

$\bullet$ 在海平面音速符合“国际标准大气”,等于340米/秒或1224公里/小时。

值用 M 表示 (图 2), 則

$$M = \frac{V}{a}。$$

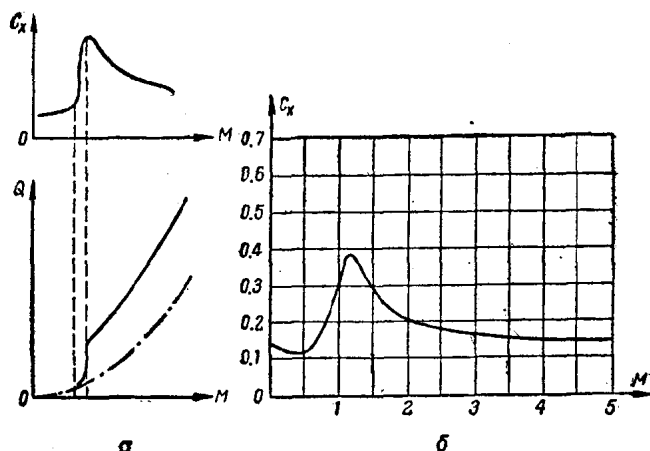


图 2 正面阻力系数 c_x 及正面阻力 Q 与 M 数的关系曲线,
a—某一翼剖面 (点划线表示若 c_x 不考虑 M 数影响时正面阻力的变化); b—火箭。

可見, M 数决定于飞行速度和音速。音速本身又决定于介质温度, 按公式 $a = 20\sqrt{T}$ 求得。式中 $T = 273 + t^{\circ}\text{C}$ 。

由 $H = 11000$ 米到 $H = 32000$ 米高度止, 温度保持不变, 等于 -56.5°C (见图 5), 其音速为 296 米/秒。由此可知, 在这一段高度上, 对于同一 V 值, M 数保持不变 ($M = \frac{V}{296}$)。但是, 随着高度的增加, 空气密度 ρ 减小, 飞机正面阻力 Q 不仅取决于阻力系数 c_x , 同时也取决于空气密度的大小, 所以, Q 将减小。正面阻力的减小使需用推力减小, 从而增大了飞机的最大飞行速度。

随着飞行高度减低, 空气密度很快增加, 这使正面阻力增加很大, 相应的使需用推力增大。这实际上是限制了飞机作大速度低空飞行的可能性。

促使人們力求提高飞行高度的另一个原因是，高速飞行时飞机表面的受热。飞行器表面的受热限制了飞行速度的提高，这种现象称为“热障”，“热障”問題的克服，不仅关系到为飞行器座舱內的人創造正常的活动条件，同时也关系到结构材料的强度。

受热达到的温度称为滞止温度[●]，它与M数大小有关，按下式計算：

$$T_{\text{滞止}} = T \left(1 + \frac{M^2}{5} \right) (\text{绝对温度}).$$

它与M数的关系曲线示于图3。在低空作超音速飞行时，飞行器表面被加热到很高的温度，使座舱的絕热装置和空气调节系統无法維持舱內人員所需要的条件。而在高空飞行时，其表面热量則显著减小。表面温度的减低，并不是由于同温层温度为負值；大气温度为負值并不代表各种高度上的情况，而是因为随着高度增加，空气变稀薄。由空气向物体进行的热傳导需要的時間加长，在这一段時間內，物体由外部得到的热量极大部分被物体以輻射的形式散发出去。

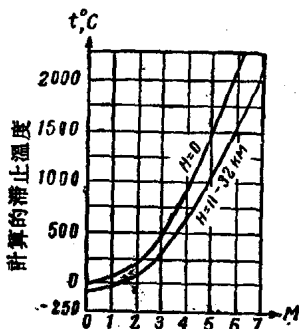


图3 飞机在同温层（高度为11~32公里）及海平面（ $H=0$ ）飞行时，表面受热与M数关系曲线〔8〕。

研究飞行高度与速度的关系，对增加飞机的航程有很大意义。

噴气式飞机，在高度为10~11公里飞行比在海平面（ $H=0$ ）飞行时的航程增加了一半。高空比地面的气象条件对飞行也有利得多，此点对保証旅客机飞行的可靠性及保証航綫的通暢來說有非常重要的意义。飞行高度的提高，对軍用飞机和火箭的飞行也有很大的战术意义。

● $T_{\text{滞止}}$ ——气流速度为零的临界点的温度。

由此可見，飞行高度是飞行器很重要的性能。也正是这些原因，使設計师力求提高飞行高度。

飞行高度的提高，同高空飞行器的密封构件关系非常密切。首要的要求是，用密封座艙来保証人在高空中的正常活动能力。同时降低燃料在高空时的沸点、保証現代高空飞行器各种机构可靠的工作也很重要。

采用受力的飞机密封艙段，可以最合理的解决結構、油箱安置及飞行器的可用容积等問題。

不断完善密封的方法和措施，就能提高現代飞机的性能，使航空工业得到更大的发展。

I 高空飞行的条件

§1 地球的大气

包围着地球的气体称为大气，它的外面是无限的宇宙空間。

大气可以分成具有不同性质的几层。距地球最近的一层称为对流层(图4)，它上面是同温层，再上面称为电离层。

对流层的厚度，在赤道处为17公里，而在两极为8公里。

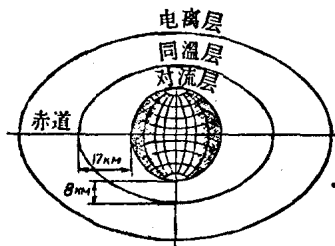


图4 大气层。

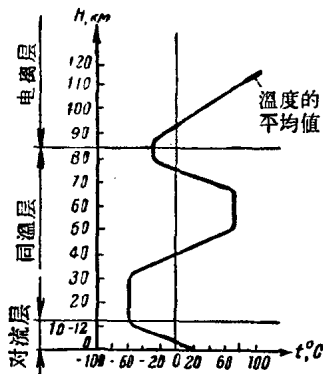


图5 气温随高度的变化
(中纬度地区)。

在对流层中，随高度增加，气温由海平面的正 15°C 逐渐降低到 11 公里高度处的负 56.5°C (图 5)。

在同温层内，32 公里高度以下，温度保持为负 56.5° 。再高时，由于大气中含有能大量吸收阳光紫外线的臭氧(O_3)，使温度逐渐上升，到 50~55 公里高度处温度已升至正 75°C 。从 65 公里高度处开始，到同温层上边界 (80 公里高处)，温度又逐渐下降到负 30°C 。再高直至 85 公里高度处，由于该层大气被电离，使温度保持不变 (负 30°C)。在电离层中，85 公里高度以上，温度又一直升高，在 120 公里高度处为正 100°C ，在 200 公里高度处，达正 $600\sim 1000^{\circ}\text{C}$ 。

大气的特性，是用空气成分、压力、温度、密度及其它参数表示的。空气成分是不随高度的改变而变化的。但是，其余的大气参数，不但随高度改变而变化，同时，还随地区、年代、昼夜的变化而变化。为了比较在不同大气条件下所做的实验，规定了大气条件的标准，称为“国际标准大气”(MCA)。

在国际标准大气中，计算空气参数随高度的变化时，是按着一定的公式(规律)进行的。这些公式(规律)对各地区、任何年代和时刻都是一样的。

这些规律的数学式〔4〕列于表 1。通过这些公式，把各种飞行器、发动机、仪表的实验结果进行换算，得出符合于国际标准大气条件的相应数值，这样，就能不受试验地点及条件的限制，将试验结果互相比较。

§ 2 高空条件对人体的影响

空气主要参数(压力、重量密度和温度)随高度改变而变化时，对人体有很大的影响。首先，应注意氧气分压值(p_{O_2})和含氧(O_2)百分比。

某几种气体组成机械混合物，它们在混合气体的总压力中都占有相应的一部分，某一种气体所占的这一部分压力就称为这一

气体的分压。这些参数之间的关系，遵循道尔顿定律。氧气分压按下式确定：

$$p_{O_2} = \frac{p_h O_2}{100},$$

式中 p_h ——在高度 h 处的压力。

我們知道，氧气是由肺经过包复着许多毛细血管的肺泡，进入人的机体內。氧气分压的大小对于人有特别重要的意义。氧气通过血管壁向血液渗透（扩散），需要一定的条件，即只有当氧气分压高于血液中氧的压力时才有可能。由体内排除二氧化碳气也是这样，即必须是血液內二氧化碳的分压，比肺泡中空气的二氧化碳分压大才有可能。

表 1 计算空气参数随高度变化的公式

表示大气 条件特点 的参数	在海平面	在对流层中	在同温层中
温度	$t = +15^\circ\text{C}$	$t_h = t_0 - \alpha h$	$t_h = -56.5^\circ\text{C} = \text{常数}$
压力	$p_0 = 760$ (毫米水银柱)	$p_h = p_0 \left(1 - \frac{h}{44300} \right)^{\frac{1}{\alpha R}}$	$p_h = 169.4 e^{-\frac{h-11000}{6340}}$
重量密度	$\gamma_0 = 1.225$ (公斤/米 ³)	$\gamma_h = \gamma_0 \left(1 - \frac{h}{44300} \right)^{\frac{1}{\alpha R}}$	$\gamma_h = 0.3636 e^{-\frac{h-11000}{6340}}$

表中 h ——由海平面算起的高度（米）；

t_h ——在高度为 h 处的温度（ $^\circ\text{C}$ ）；

α ——温度梯度（全年平均）；高度11000米以下 $\alpha = 0.0065$ （度/米）●；

p_h ——在高度为 h 处的压力（毫米水银柱）；

γ_h ——在高度为 h 处的重量密度（公斤/米³）；

R ——气体常数（公斤米/公斤度）；

$$\frac{1}{\alpha R} = 5.256.$$

● 原书誤为度/秒。——譯者

在表 2 中，列出了人在地面条件下为保证正常的气体交换，氧及二氧化碳气体所必须的分压〔4；19〕。

表 2 人体内的气体交换

名 称	人体内的分压 (毫米水银柱)	
	p_{O_2}	p_{CO_2}
吸入空气	159	0.23
肺泡空气	105~110	40
静脉血液	60	45~50
动脉血液	100	40
人体组织	10~20	55~60

肺泡内的氧气能使血液饱和程度达 80~85% 时，氧气分压的允许最小值应该达到 47~50 毫米水银柱。这个压力相当于 4.5 公里高度处的氧气分压。超过这个高度之后，如果没有提高氧气分压的专门措施，就会产生缺氧现象。这个高度是非气密舱飞机无供氧设备时的飞行生理极限，被称为高空病的缺氧现象，此现象开始出现的高度可能低于 4.5 公里，高度的大小在很大程度上取决于人所担负工作的繁重情况。

高空病的症状是：头痛、困倦、听觉及视力减弱、消化及新陈代谢能力被破坏。

当高度超过 4.5 公里时，由于大脑皮层氧的供应不足，上述症状迅速显现。在 4~6 公里的高度区间内，血液中含氧量减少，使人体不能得到足够的补充，所以，称为不完全补偿区。超过 6 公里高度之后，人的思维能力和机体功能开始被破坏，生命很危险，称为临界区。人在这一区域内丧失知觉时的挽救方法是：必须及时降低飞行高度或者呼吸氧气。临界区的上限是 8 公里高，它被称为“死亡边界”。在 8 公里以上，人的生理机能大部分被破坏，甚至连供氧和很快降低高度也不能挽救人的生命。

应该指出，高空病的严重程度，还决定于人在这一高度上停留的时间，停留的时间愈长，高空病愈严重。

从不完全补偿区开始，因在高空停留时间加长而引起高空病加重的现象，同飞行高度提高所引起的后果是一样的。

从发生缺氧现象开始，到人失去知觉为止的这段时间，称为机动时间，它的长短，对处于缺氧状态的人有很大的实际意义。

在不同高度上，直接呼吸大气的机动时间的平均值为[14]：高度7公里时为4分钟；9公里时为1分钟；10公里时为40秒；12公里时为25秒。如果呼吸纯氧，机动时间为：高度14公里时为47秒，15公里时为19秒，16公里时为15秒。

温度对人体的影响是大家都有体会的。过冷或过热都会使人的活动能力降低，长时间的过冷或过热会引起人的死亡。还应指出，食物氧化所产生的化学能95%都转变成热。为了调节所产生的和消耗的热量，在人体内有—系列复杂的生理热调整机构。但是，在温度很低时，这些热调整机构无法保证人的正常活动能力，所以，在周围温度达到 -56.5°C 的高空中（在对流层中，高度增加时，温度均匀下降，其梯度为每升高100米温度下降 0.65°C ，见图5），需要给人以专门的防寒保护。

可以用飞行器座舱加温的方法，也可以用舱壁装置绝热物及穿着保暖服装的办法进行防寒保护。但第一种保护方法对高空飞行人员的活动最方便和最有效。

为了保证现代飞行器中人员的正常活动能力，除了防寒之外，还要防止座舱内空气温度的过份升高（可以在舱壁上加装绝热装置和安设空气调节系统）。对于超音速飞行的飞行器，此点尤为重要。在超音速飞行时，由于飞行器表面与空气的摩擦，使座舱壁被加温，因而，座舱内空气温度会上升到使人的活动感到困难。

在更高的高空中（20000米以上），要考虑宇宙线的有害影响。宇宙线是稀薄的原子核流束，它能引起人体组织的离子化（使红血球破坏）。所以，宇宙飞船的密封座舱还要有专门防宇宙线

的生物学方面的保护。

研究了高空飞行的条件及它们对人体的影响后，就确定了高空飞行的生理卫生标准。当设计现代飞行器时，应该合乎这些生理卫生标准。在决定飞机座舱的密封方式，计算它的强度和所装置的专门设备时，都应满足这一标准的要求，以保证高空飞行的安全。

§ 3 航空结构中的密封元件

采取什么方法为高空飞机的乘员创造正常的活动条件，这要取决于飞行高度。最初是利用氧气面罩，供乘员在 6~8 公里高度以下使用。当飞行高度继续增加时，为了保证人体机构的正常活动，就需要提高人周围空间的气压。要达到这一目的，可以采用密封服装（密闭飞行衣），或者用密封座舱。

利用密封座舱，能最成功地解决这一问题。因此，在各种用途的高空飞机上都广泛地采用了密封座舱。但也应当指出，在较高的高空中（高于 12~15 公里），密封座舱也不能完全满足人们活动的要求，此时，还要设置专门的供氧系统。

近代飞机上，采用了大功率的喷气发动机，它要求储备大量的燃料。通过以下方法，可以在飞机上较合理地安置燃料：改变油箱结构（以软油箱代替硬油箱）、装置可投放的油箱以及用结构的密封舱段作为燃料容器[15]。最后这种方法，是将受力结构密封，以增加机身载油的容量及充分利用机翼内部容积。

用结构的密封舱段作为座舱和容器，是个很复杂的技术问题。保证现代航空结构的密封之所以困难，主要是由于结构本身的特点、飞行中重复载荷引起的变形、要求所采用的密封方式重量最小以及使用条件复杂（受正负温度作用、承受余压、振动等）。

受力结构的密封，还与被密封介质的特性有密切关系。例如，在无人驾驶的飞行器上，常常装置液体火箭发动机，由于燃料氧

化剂（硝酸、液态氧等）有腐蝕性，它作用在未經保护的結構元件上，这是完全不允許的。所以，使燃料的所有管路和受力結構的密封問題变得很复杂。上述困难，有时在飞机构造上也会遇到，这是因为，在某些情况下，高空飞机上也装設液体火箭发动机〔3；9；23〕。

航空結構的密封方式和措施，取决于一系列結構的、工艺的、使用的因素。例如：把受力結構密封艙段作为密封座艙时，与做燃料箱用时所采用的密封方式和措施就有很大不同等等。由于航空薄壁結構的特点，需要多种密封形式，有些方法是已熟悉的，为了更好适应新的情况，还須創建新的密封方法。还在航空发展之初，就有了各种密封的油箱、开关、活門以及能保証发动机供油、冷却、潤滑的管路系統。随着飞行速度的提高，为了防止溢出气流破坏飞机的繞流，从气动力方面还要求升力表面密封。

在現代航空結構中，除上述需要密封的元件外，还有許多元件需要針對結構特点和工作条件解决密封問題。

下面列出高空飞行器上通常需要密封的元件。

机 体

1. 結構的可卸部分：口盖、門、玻璃元件。
2. 运动 但不拆卸的結構元件：收放起落架的艙門、空气刹车板、阻力伞艙門等。
3. 用做密封座艙的机身艙段。
4. 密封座艙的可卸或可抛放的天盖。
5. 密封艙段——用作装燃油、滑油、氧化剂及其它液体的容器。
6. 做特种設備密封艙用的机身艙段。
7. 做燃料及其它液体容器或做专用密封艙用的机翼翼箱。
8. 噴气式发动机的进气道。
9. 水上飞机的着水装置。

操纵系統

1. 穿过密封艙的操纵机构引出口。
2. 操纵构件（拉杆、鋼索、搖臂等）。
3. 为了减小舵面鉸鏈力矩，安置的气动力补偿元件。

各种綫路

1. 燃料、液压、冷气、氧气系統及其它系統的连接导管。
2. 穿过密封艙的导管引出口。
3. 穿过密封艙的导綫引出口。
4. 各种电气插头及轉換开关。

仪表及調整装置

1. 仪表及连接它的导綫。
2. 开关及连接它的导管和电气导綫。
3. 各系統的活門及它們与管路的连接。

当然，以上并未能列出所有需要密封的航空结构元件。还有许多专门用途的元件，它們的密封問題也特別重要。

大多数密封方法，都是利用特制的密封元件，通过它使结构的各部分紧密的连接在一起。密封的效果，取决于密封元件的性能和它工作时所处的条件。

II 影响連接密封性和选择密封方法的主要因素

密封容器密封性的标志是：单位時間內（秒、分、小时）由容器中漏泄出的液体或气体的量。

漏泄量受許多因素影响。人們正在仔細研究这些影响因素，以便正确利用结构的特性和密封材料的性能以克服漏泄現象。

間隙的性质对漏泄量的影响最大，漏泄是通过間隙进行的。制品在使用中，由于結構变形，使結構元件之間間隙的大小和形状会发生变化，这就引起結構密封程度的变化。

只有研究了通过結構元件間隙漏泄的所有影响因素，以及在使用过程中間隙可能发生的变化之后，才能提出有足够根据的密封方法。此时，最重要的是，所提出的密封原理与密封材料的性能及工作环境之間的关系。

飞机結構的密封范围，包括一些液体和气体。飞行器使用的液体，主要是各种燃料、滑油、液压油。在所有的液体表面上都有它們的蒸气存在，所以，选择的密封方式，应该不但能使液体得到密封，同时还要使它們的蒸气得到密封。

我們知道，液体和气体有許多共同性，同时，也有許多性质相差极大。液体可以把它当做不可压缩的气体来研究。

液体或气体对密封容器的作用、对結構材料的作用、特别是对密封材料(密封物)本身的作用，对选择密封形式和方法有很大意义。

上述影响連接密封性及密封方法的主要因素，在后面进行更詳細的研究。

§4 经过結構元件間間隙的漏泄

固体的互相連接，总是貼合表面的某些点的接触，因此，連接的紧密程度，便取决于接触点之間的距离和相对高度。很明显，被仔細加工过的表面在連接时，有大量的点相接触，接触表面之間产生了压力，得到所謂附着力。在一定的条件下，附着力能使一种材料的质点渗透(扩散)到另一材料的表层中去。由此可見，若要固体紧密連接，必須使固体的几何形状精确，表面加工光洁度高，以及給連接处施加高的单位压力，在压力作用下，使一个連接件的材料呈可塑状态，从而填滿接触表面上所有的不平处。

应用前一种方法，要将接触表面仔細研磨，刮削或磨削。各