

10606讲义

寿荣宗 编

北京航空学院

1964.3

緒 論

現代飞机的座艙都要进行空气調節，这是为了保証旅客和空勤人員在飞行时正常生活条件，而对飞机所提出的特定要求。飞机愈向高空高速发展，这种要求就显得更加迫切。

以飞机座艙作为空气調節对象是高空調節对象是高空及防护救生設備专业的主要教学內容之一，有关課程的讲授都是圍繞这一主题来进行的。在这些課程中，或是探索空气調節系統某一附件的原理，构造及設計方法，或是对整个系統进行詳細研討。本課程的任务就是把座艙空气調節系統作为一个整体来进行綜合闡明。其任务是：拟定空气調節系統及其附件的战术技術要求；确定座艙的空气調節載荷；選擇和确定組成系統有关附件的参数以及各参数之間相互联系；研究整个系統或其中某一附件在飞机上的布局；等等

空气調節系統及其附件的战术技術要求的拟定，對於明确系統的設計任务有着很大的意义。在課程中对此作了扼要的条文式的叙述。所給定的數據大半是从滿足人的生理卫生要求提出的。部分是附件使用和維護的特殊情况所要求。有一小部份是从实际設計和使用的經驗中归納出来的。对所給定的这些數據理由不再多加說明。因为这在高空生理和飞行器高空設備等課程中都已作了明确詳細的闡述。

座艙空气調節載荷是空气調節系統設計时主要原始参数。正确的确定空气調節載荷對於合理設計空气調節系統是极为重要的。一般調節系統的設計都是根據定态的热力情况来进行的。但对瞬时加速的高速戰鬥机來說，有关瞬时热力情况亦需要进行計算。在課程中对定态和瞬时两种热力状态都进行了研究。在問題的处理上，仍然应用一般的热力学和傳热学上的公式。但是更多地注意到了对具体飞机結構工程計算上的簡化和实用。多数計算情况最後都得出了相应的結論。在課程中对此作了扼要的便在实际計算时应用。

空气調節系統具有空气調節系統設計时主时需要 消耗发动机的軸馬力来傳动有关附件，有时空气調節系統是极为重引出空气作为座艙增压、加温或冷却之用。当从外界来进行的。但对瞬时加还經常給飞机带来額外的外部阻力和动量阻力。上述这些項目都可以折算成当量重量。它与設備的固定重量組成了系統的当量总重。調節系統所額外附加給飞机的当量总重对飞机的性能有不良的影响；它或者使发动机所需要的燃油量增加，或者使飞机的航程或商务載重減少，在課程中对此影响进行了估算。

對於空氣調節系統來說，我們把其中有關冷卻系統部份及其所屬附件作為一個重要的環節來進行研究，因為一般對座艙加熱來說，實現的方法是比較簡單的。例如同樣以壓氣機供給的高溫和高压氣體來作為座艙的冷源和熱源時，則前者在技術上的困難性和複雜性顯然比後者要大得多。在確定了冷卻系統各部分的參數後，空氣調節系統其餘部份的參數可以相類似地來確定。

在課程中對座艙中可能實現的冷卻系統方案作了一般敘述，但對現代飛機上常用的冷卻系統則進行了比較詳細的分析。系統中的主要附件則着重在它的性能參數和外形尺寸的計算，對於有關原理和附件本身的詳細設計，則不屬於本課程的講授範圍，所引証的一些公式和結論除說明其必需的物理意義外，未作更多的推導。

空氣調節系統各附件和管道在飛機上的佈局，對於正確和合理地在座艙內實現空氣調節具有很大的影響。從系統的管道和附件在飛機上的安排來看，可能有這樣或者那樣的型式，因此形成了現代飛機上變化繁多的系統佈局方案，但每一個系統中所含包含的基本附件和所要實現的基本要求則大致是一樣的。在課程最後對此作了專門的敘述，其中包括管道的布置，安裝和联接方案說明；空氣流動和分配方案安排；熱交換器、冷卻渦輪及壓縮機的組合方案研究；傳感元件安裝位置的確定；系統中所應用的各種活門

和調節器的選擇和安排；等等。本課程還對典型旅客機的空氣調節系統總體布局進行了分析。掌握了這種分析方法後，對於象戰鬥機和轟炸機上所用的，相對地說來比較簡單的空氣調節系統就會變得容易理解了。

空氣調節系統設計是一門新興的學科。對不同飛行速度和飛行高度的飛機上所用空氣調節系統的研究，在國外已作了不少工作。但是在我們剛開始向前邁進。今後隨着航空工業的發展和科學研究工作的開展，將會在這方面提供更多的資料和經驗。

第 一 章

座艙空气調节系統及其附件的战术技術要求

假如要求飞机能在各种飞行高度，不同的地区，寒暑差異很大的气候条件以及其他某些特殊飞行情况下进行长期正常飞行时，样那么相应的对飞机气密座艙的空气調节系統，及其有关附件就应符合战术技術要求所规定的标准。

§ 1 座艙的温度条件及要求

- 1 輸入座艙空气的最高温度为 80°C
- 2 在周圍空气温度为 $+35^{\circ}\text{C}$ 到 -75°C 的条件下旅客艙和駕駛艙內的空气温度应保持在 15°C 到 26°C 之間。
- 3 当綜合考虑湿度、温度和通风条件时，座艙的当量有效温度要求保持在 17°C 到 24°C 之間。
- 4 空气調节系統各种附件的工作温度保持在 4°C 以上。
- 5 供給座艙单独通风空气的温度为 $10^{\circ}\text{C} \sim 12^{\circ}\text{C}$ 。
- 6 在旅客艙中的温度均匀度，前後不得相差 5°C ，上下不得相差 3°C ，左右不得相差 2°C 。空勤組座艙的温度均匀度，在任意方向上均不得相差 3°C 。
- 7 必須对輸出的冷空气进行控制，以防止空气导管和水份分离器的結冰当无特殊的除冰措施时，冷却渦輪出口处温度不得低於 0°C 。
- 8 空气調节系統的加温和冷却能力必須使飞机在起飞後 15 分钟內，把气密座艙內的温度达到规定的要求。
- 9 加温和冷却系統必須保証从海平面到最大飞行高度都能正常工作。
- 10 所有飞机都应能使用地面空气調节器，並將座艙温度保持在下列范围內。
 - (1) 当外界气温很低 (-60°C) 时，不低於 -5°C
 - (2) 当外界气温很高 ($+60^{\circ}\text{C}$) 时，不高於 $+30^{\circ}\text{C}$
- 11 地面空气調节器的加温和冷却能力必須保証当用在旅客机上打开 30 分钟；用在轰炸机上打开 10 ~ 15 分钟；用在歼击机上打开 2 ~ 3 分钟，使座艙温度达到规定的要求。
- 12 座艙的温度控制及測量必須是自动的，並且附加有应急的手动控制。

駕駛艙的溫度控制必須與旅客艙的溫度控制分開。

13 座艙內的溫度，應保證艙壁表面的溫度高於露點，使其不致蒙上水氣。

14 續航時間小於 4 小時的飛機，座艙內的溫度可在短時間內升高到 $+30^{\circ}\text{C}$ ，但時間不得超過 5 分鐘，在整個飛行時間內溫度昇高現象不得超過兩次。

15 在用溫度選擇器選擇溫度時，其溫度的脈動量不得超過 $\pm 1^{\circ}\text{C}$ ，當操縱溫度選擇器或改變飛機的高度時，溫度的最大變化速率不能超過 $5^{\circ}\text{C}/\text{分}$ 。

16 座艙蓋的溫度和 蒙皮的溫度與座艙內的溫度是不同的，其差保持在 $\pm 6^{\circ}\text{C}$ 的範圍內，而座艙壁、地板和頂蓋內壁溫度，基本上要與座艙內空氣溫度一致。

17 在駕駛艙內應裝有

- ① 指示座艙內平均氣溫的溫度表；
- ② 座艙進氣溫度表；
- ③ 座艙加溫系統部件和附件的過熱信號器。

§ 2 座艙的通風條件及要求

1 在正常情況下每人每分鐘需 $0.7-0.9$ 公斤的新鮮空氣，每人所需的合適的座艙容積為 $1 \sim 1.8 \text{ 米}^3$

2 當把座艙空氣再次循環利用時，每人每分鐘新鮮空氣的供給量可以減少一半，即 $0.35 \sim 0.45$ 公斤，再循環的空氣必須用過濾器或空氣洗滌洗滌過

3 在熱天海平面情況下，在沒有冷卻，不進行增壓的座艙內，每人每分鐘最小需要 1.5 公斤的空氣。

4 當飛機滑行時，新鮮空氣的供給量，不能少於每人每分鐘 0.23 公斤。

5 旅客和駕駛員迎面的氣流速度不超過 $1 \text{ 米}/\text{秒}$ 。在通風窗出口處的速度可以達到 $3 \sim 3.5 \text{ 米}/\text{秒}$ 。但要求不出聲音。

6 安裝在旅客機座艙內的空氣導管中的氣流速度限制在 $15 \sim 25 \text{ 米}/\text{秒}$ 。在氣密座艙外（發動機短艙、中翼及非氣密的機身段）的空氣導管中的氣流速度可以達到 $100 \text{ 米}/\text{秒}$ ；在個別情況下，通風管道中的氣流速度允許達到 $300-315 \text{ 米}/\text{秒}$ 。

7 當空氣輸入座艙時，必須除去可能染污空氣的雜物，例如油脂、防冰

液和二氧化碳等，其所含有害蒸汽和廢气的容許极限濃度不得超过以下标准：

1. 一氧化碳——0.03 毫克/升；
2. 二氧化氮——0.005 毫克/升；
3. 燃油（汽油、煤油）蒸汽換算成碳——0.3 毫克/升；
4. 丁醇、戒醇、丙醇——0.1 毫克/升；
5. 乙二醇——0.5 毫克/升；
6. 笨——0.1 毫克/升；
7. 特灵抗震剂和二甲笨胺——0.005 毫克/升；
8. 鉛及其化合物——0.001 毫克/米³；
9. 滑油和燃油的热分解产物——0.01~0.02 毫克/升；

8. 在多发发动机飞机上，必須用二个以上的发动机来供給空气，当一个或几个发动机损坏时，其通风量不能少於每人每分钟 0.2 公斤的空气，而飞机座艙的“高度”不能大於当发动机良好工作时最大的座艙“高度”。

9. 通风系統必須保証在低空座艙不处于增压状态时，座艙有足够的通风源。

10. 供給給每个駕駛員的空气必須分开控制，空气必須是新鮮清洁，不能用再循环的空气。

11. 座艙供气方案一般是从座艙頂盖或行李架处进入旅客艙，駕駛艙然後在地板下被吸走。

12. 根據在給定的飞行高度上供給每个旅客和駕駛員最少的新鮮空气供給量来选择座艙的供气量和供气次数。

13. 对每个旅客的座位、床位以及空勤組必須考虑单独供給通风空气，其出口的空气速度必須不小於 1.5 米/秒，每个出口的空气速度可以无級的調节，而且可以直接控制其数量及方向通风空气的供給，必須在飞行和地面滑行时均屬有效，通风空气出口处的噪音度必須限制在允許的範圍內。

14. 从盥洗室、廚房、貨艙等处出来的空气，不能再进行循环使用。在这些空間內的空气压力必須小於旅客艙和駕駛艙，这样可防止具有恶臭的气体和火焰熄灭後的薰烟（在应急着火的情况下）进入旅客艙和駕駛艙去。

15. 空气排出地点要求选择在盥洗室和廁所处，而其位置最好接近於廚房的加热和烹調設備处。

16 在行李艙和貨艙中必須具備通風設備，其空氣的交換必須不少於每四分鐘一次，為了防止火災必須有切斷空氣供給到這些艙去的裝置。

17 座艙增压系統，應裝有自動調節和手動調節供氣量的裝置。手動調節裝置在必要時，能完全停止給座艙供氣。

§ 3 座艙的壓力條件及要求

1 一般座艙的壓力差 ΔP 是指座艙內的壓力與外界大氣壓力的差數，根據 ΔP 大小，飛機座艙相應分為低壓差和高壓差二類。旅客機座艙屬於高壓差，戰鬥機座艙屬於低壓差。

2 飛機的增压情況分：

① 高壓差飛機從 2400 米高度開始增压，而這 2400 米的座艙“高度”一直保持到內外壓差為 $\Delta P=0.56$ 公斤/厘米² 時，然後以常壓差 $\Delta P=0.56$ 公斤/厘米² 一直保持到最大的飛行高度。高壓差飛機亦有從海平面起開始增压，而這海平面的座艙“高度”一直保持到內外壓差為 $\Delta P=0.56$ 公斤/厘米² 時，然後再以常壓差 $\Delta P=0.56$ 公斤/厘米²，一直保持到最大的飛行高度。

② 低壓差飛機從 2400 米開始增压，而 2400 米的座艙，“高度”一直保持到座艙內外壓差為 $\Delta P=0.28$ 公斤/厘米² 時，然後以常壓差 $\Delta P=0.28$ 公斤/厘米² 一直保持到最大的飛行高度。

3 在正常的工作條件下旅客機的座艙“高度”必須不超過 2400 米，某些醫學學者建議採用 1500 米作為旅客機最大座艙“高度”，這樣對老年人和患者比較安全。

對於戰鬥機當續航時間不超過 4 小時時，座艙“高度”不超過 8000 米，當續航時間超過 4 小時時，座艙“高度”不超過 7000 米。

4 旅客機座艙的壓力變化速度為：壓力降低速度不超過每分鐘 0.074 公斤/厘米²，壓力升高不超過每分鐘 0.01 公斤/厘米²。

戰鬥機座艙的壓力變化速度為：壓力降低速度不超過每分鐘 0.04~0.08 公斤/厘米²，昇高速度不超過每分鐘 0.024~0.04 公斤/厘米²。

5 當在水平飛行時，座艙壓力的波動限制在 ± 0.01 公斤/厘米² 範圍內。

6 座艙內除裝有自動壓力調節器外，還應裝有：

① 正向和反向壓力差自動保險活門，以防止座艙內產生最大剩餘壓力和真空。

②座艙应急放 压装置；

③均匀降压和自动保持压力的装置，战斗机和轰炸机在接近战斗区域时能将剩余压力降低到工作压力的50%，并能自动保持座艙压力。

7. 正向压力差自动保险活門，应保持座艙內的剩余压力，不使其大於工作压力的15%。

8. 座艙反向压力差活門，应能在 任何飞行条件下，将艙內的真空值保持在00066 公斤/厘米²（5 毫米汞柱）內。

9. 应急放压操纵机构，在結構上应与艙門的应急抛放机构联接在一起。

10. 對於所有机种來說，压力控制設備必須使其整个駕駛艙、旅客艙、行李艙和貨艙等艙內“高度”不大於飞机座艙的最大临界“高度”。

11. 座艙的“高度”和其“高度”的变化率必須 能 自动控制，同时必須附加以手动控制，手动控制应具有綫型的控制特性。

12. 必須具有能正常测量压力参数的各种設備。其信号装置必須在座艙压力超过一定的限度时发出明确的指示訊号。

13. 在正常情况时，必須具有特殊的压力限止器，使其不产生压力 增加或减少的变化。在极限情况下，座艙压力变化的頻率每分钟不能超过三次。

14. 机身的泄漏量在最大压差的情况下，必須不超过最大供气量的25%

15. 当某一个发动机供給座艙的空气流量减少或其它元件损坏时，必須不 影响到压力控制或控制容量。

16. 在設計和安排压力控制活門的位置和安 装处时，要防止在严寒地区和高空条件下結冰的危險。

17. 在設計和安排排气活門的位置和安装处时，要防止万一飞机落入水中时，水通过排气活門进入座艙。

§ 4 座艙的湿度条件及要求

1. 高空飞行的旅客机必須具有附加的湿润装置。而对战斗机和轰炸机一般轰炸无此要求。

2. 旅客机的座艙和駕駛艙內的相对湿度必須保持在30%的平均值。

3. 当在地面滑行时，座艙內的相对湿度可以允許升高到不大於70%，当在正常飞行时，其相对湿度可允許下降到不小於15%但对時間不能超过半小时

4. 座艙的湿度必須能自动控制，同时兼备有手动控制。

5. 湿度控制設備的控制誤差，在旅 客机艙和駕駛艙內必須不超过 $\pm 5\%$ 相对湿度，在貨艙內必須不超过 $\pm 10\%$ 相对湿度。

第二章

稳定状态时的空气调节载荷

稳定状态的空气调节过程是假定通过整个系统的热量是稳定的，不随时间而变化。

图 2-1 表示在稳定状态时各种座舱载荷的简图。热的传递以对流、辐射和导热型式产生在各种能源和热源之间，大约有以下各种状态：

- 1 在附面层和飞机外蒙皮之间的对流；
- 2 外蒙皮和外界的辐射；
- 3 太阳透过透明表面向飞行员和座舱内部设备和内表面的辐射；
- 4 座舱壁和结构之间的导热；
- 5 座舱内壁和座舱空气之间的对流；
- 6 座舱空气和飞行员以及设备之间的对流；

7 由内部热源（如电气设备、内表面、飞行员等）所产生的对流和辐射（电气设备装在结构元件上时，同样还要产生电气设备和飞机结构之间的导热）。

由上面所述的各种热量传递情况，可以写出在稳定状态时各种热载荷的总方程式：

$$Q_T = Q_W + Q_B + Q_S + Q_R + Q_P + Q_L + Q_E + Q_D + Q_I \quad (2-1)$$

式中：

- Q_T —座舱总的热载荷，大卡/小时；
 Q_W —通过座舱外壁表面的热载荷，大卡/小时；
 Q_B —通过座舱隔舱表面的热载荷，大卡/小时；
 Q_S —通过透明表面的太阳热载荷，大卡/小时；
 Q_R —座舱壁的辐射热载荷，大卡/小时；
 Q_P —人体所放出的热载荷，大卡/小时；
 Q_L —洩漏热载荷，大卡/小时；
 Q_I —渗透热载荷，大卡/小时；
 Q_E —电气设备所发出的热载荷，大卡/小时；
 Q_D —防冰装置所供给的热载荷，大卡/小时。

上述各种载荷中基本上可以归纳为两种类型；即通过座舱结构的热载荷和由于附加热源或座舱内部空气热力状态变化而额外加给座舱的热载荷。

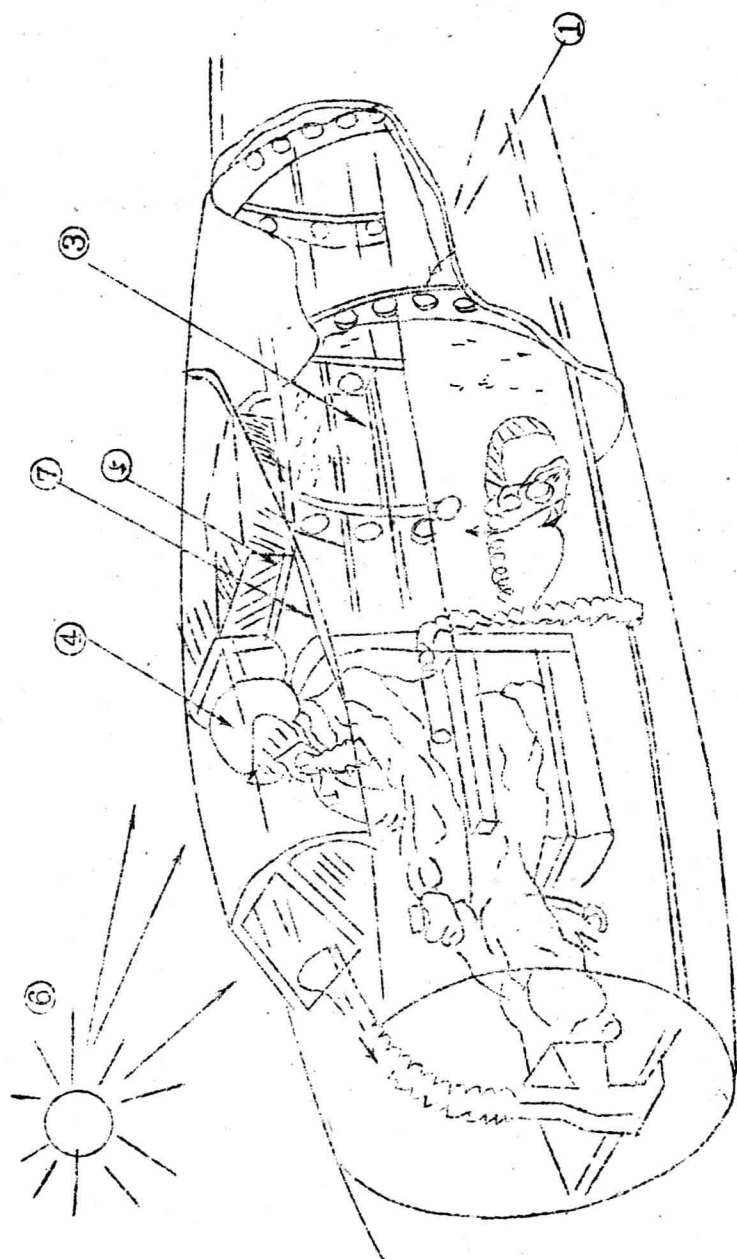


图 2-1 座艙各部分热载荷的简图

- | | | | |
|-----------------|-----------------|-----------|------------|
| 1 由座艙外壁表面所产生的载荷 | 2 由座艙隔壁表面所产生的载荷 | 4 驾驶员的载荷 | 6 太阳 热辐射载荷 |
| 3 内部辐射的载荷 | 5 电气设备的载荷 | 7 洩漏或渗透载荷 | |

§ 1 通过座艙结构的热载荷

在通过座艙结构的热载荷中，实际上可能同时包含着热传递的各种型式，因此将各种热传递过程，首先分开来讨论，然后把它合在一起加以研究。

1. 单独的热传递过程

大家知道，热的传递是通过对流、辐射和导热。这三种型式，现对每一种过程单独讨论如下：

(A) 对流

当流体流过表面，由接触所传递的热量，可用牛顿公式表示为：

$$Q = \alpha F (t_2 - t_1) \quad (2-2)$$

式中 Q — 热量，大卡/小时；

α — 放热系数，大卡/小时·米²·°C

F — 表面面积，米²；

$t_2 - t_1$ — 放热时的有效温差，°C

应用牛顿公式，並沒有比应用傅立葉方程简单，它只不过是把放热过程的一切复杂性和计算上的困难，都集中在放热系数这样一个量上面。

放热系数随着流体的相对速度，流体的物理性质，表面的几何特性，周界条件和其他相应的因素而变化。在飞机上所遇到的放热系数，一般可以分为内舱放热系数 α_K 和外壁放热系数 α_H 。

① 内舱放热系数

座舱内部可能是强迫对流条件下的放热（例如由于座舱的通风，用热空气在局部地区进行加温等），也可能是自由对流条件下的放热（例如在不通风的密闭空间）。

目前直接在实际的飞机座舱条件下，去精确地测定内舱放热系数的工作还作得不多，而且由于座舱结构和舱内布置的不同，很难综合出普遍通用的公式来，因此只能根据比较典型的座舱模型，和在座舱中经常遇到的那种气流流动的物理情况来处理。

座舱的通风速度，根据人体生理上舒适要求，一般限止在每秒1米的数值上，而由文献5所测到的人体的放热系数和与速度之间的关系式（图2-2上的曲线D）可表示为：

$$\alpha_K = 10.3 \sqrt{V} \quad (2-3)$$

它给出当速度为每秒1米时，其放热系数为10.3大卡/米²·小时·°C

文献31中对座舱内舱放热系数给出了统计数据为4-8大卡/米²·小时·°C

文献4中对座舱内舱放热系数，得出比较简单的线型关系（图2-2上的曲线A）为：

$$\alpha_K = 5.3 + 3.4 V \quad (2-4)$$

方程式中第一項 5.3 相當於在自由對流情況下的放熱係數，而第二項 則是估計到由於強迫對流而在係數上的附加增量。當速度為每秒 1 米時，放熱係數為 8.7 大卡/米²小時·°C

文獻 6 及文獻 7 給出 F86 飛機的內艙放熱係數的試驗數據為 10.6 大卡/米²小時·°C。

Torgerson 等人(文獻 3)在綜合了方程式(2-3)和(2-4)的結果並參照了具體飛機的試驗結果，認為在正常通風情況下座艙放熱係數與 10.3 大卡/米²小時·°C，大致是符合的。因此建議把方程式(2-4)中的第一項修改為 6.9 而由於氣流速度使放熱係數的附加增量關係式保持不變。這樣與人體放熱時所測得的，當氣流速度為每秒 1 米時 10.3 的數值相吻合，同時考慮到 α_K 隨座艙高度的變化是與空氣密度之比平方根成正比的因素，因此把內艙放熱係數最後表示為：

$$\alpha_K = (6.9 + 3.4V) \sqrt{\sigma} \quad (2-5)$$

式中 $\sigma = \frac{\rho_{KH}}{\rho_{K0}}$ 為地面條件下的座艙空氣密度與座艙中“高度”為 H 時的

的空氣密度之比。

這個方程式畫在圖 2-2 的曲線 E 上，對各種座艙增压高度上 α_K 的變化曲線畫在圖 2-3 上。

一般我們取通過調節座艙的空氣速度為每秒 1 米，如果座艙沒有空氣調節時，這時 α_K 值可以根據座艙空氣洩漏和滲透的程度，密度和高度以及其他因素，取 10.3 到 6.9 之間的數值。

(2) 外壁放熱係數：

在高速飛行時，座艙外壁表面與周圍大氣之間產生強迫對流的傳熱過程，其熱量可用下式表示：

$$Q = \alpha_{\Pi} F (t_s - t_e) \quad (2-6)$$

式中 α_{Π} — 外壁放熱係數，大卡/(小時)(米)²·°C

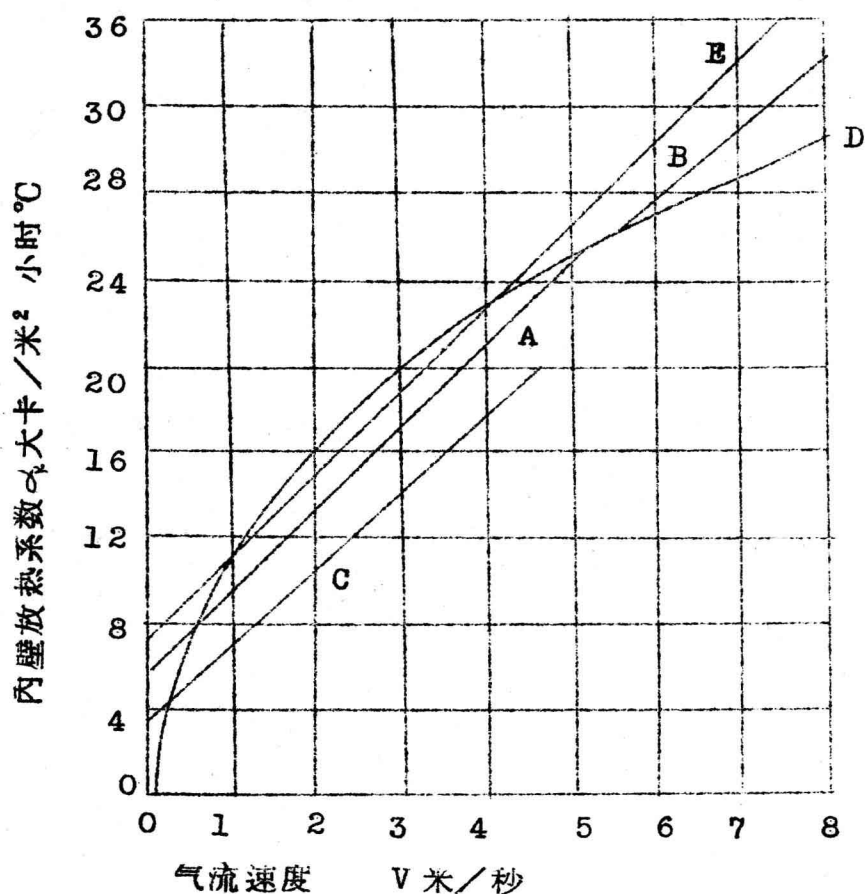
F — 外壁表面面積，米²；

t_s — 外壁表面的溫度，°C；

t_e — 在附面层內的恢復溫度，°C。

α_{Π} 和 t_e 一般與飛行 M 數，飛行高度和外表面的幾何形狀有關。

恢復溫度 t_e 可由下式確定：



曲线 A : $\alpha_k = 5.3 + 3.4V$ 粗糙表面 $V < 5.3$ 米 / 秒

曲线 B : $\alpha_k = 6.1V^{0.78}$ 粗糙表面 $V > 5.3$ 米 / 秒

曲线 C : $\alpha_k = 3.9 + 3.3V$ 粗糙表面 $V < 4.9$ 米 / 秒

曲线 D : $\alpha_k = 10.3\sqrt{V}$ 人体

曲线 E : $\alpha_k = (6.9 + 3.4V)\sqrt{\sigma}$

所有曲线都在海平面条件画出。

图 2-2 各种简化计算方法所得的内舱放热系数

$$t_e = t_w + r\Delta t$$

式中 t_w — 大气空气温度, °C ;

r — 恢复系数, 无因次。

对层流 $r = P_r^{0.5}$ (近似等于 0.845);

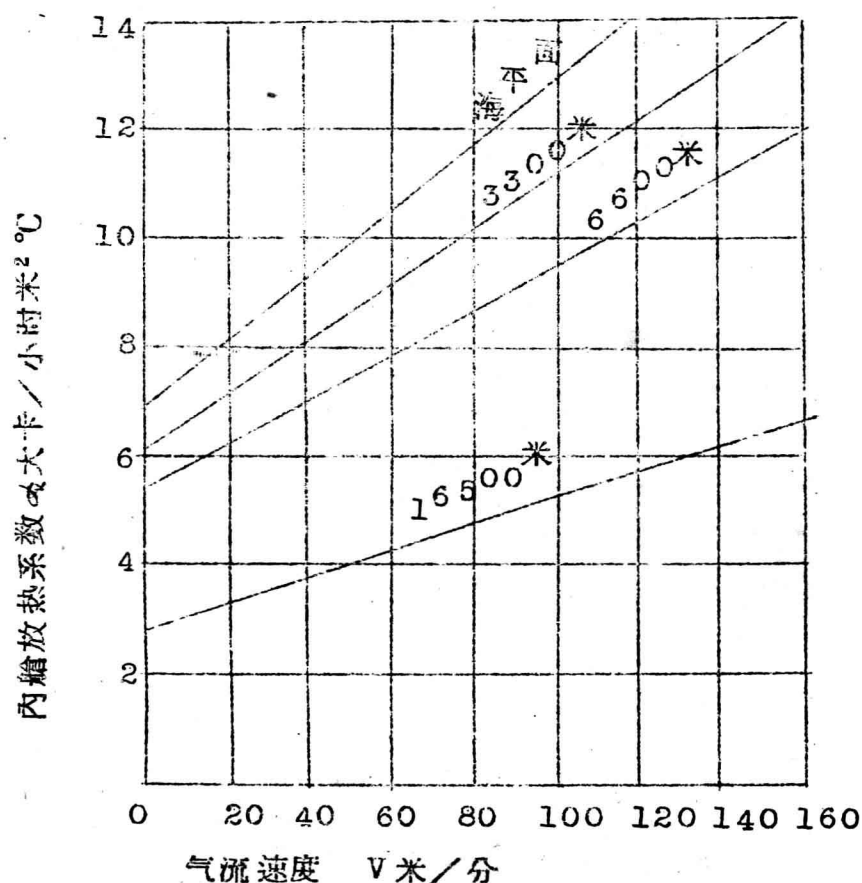


图 2-3 在不同座舱高度时的内舱放热系数

对紊流 $r = P_r^{0.33}$ (近似等於 0.890);

Δt —完全阻滞时温度的升高, 可給为

$$\Delta t = \frac{V^2}{26000}$$

式中

$$\Delta t = \frac{T_{\infty}(K-1)M^2}{2}$$

式中 V—速度, 公里/小时;

K—絕热指数, 对空气为 1.4;

T_{∞} —大气空气 絕对温度, °K;

M—飞行馬赫数。

在确定外壁放热系数 α_n 时, 由於机身的流綫型平滑表面实验条件容易

模拟，因此在各种文献上所发表的数据和综合的公式，彼此相差不大。

一般把机身看成完全为紊流的平表面，由文献(3)中及文献(8)中，给出外壁放热系数为：

$$\alpha_{\Pi} = 0.0375 \left(\frac{\lambda}{X} \right) R_e^{0.8} P_r^{0.33} \quad (2-7)$$

式中 λ — 空气的导热系数，大卡/小时·米·°C；

X — 特性长度，米；

R_e — 雷诺数，无因次；

P_r — 勃朗特数，无因次。在所给定的温度范围内 $P_r^{0.33} = 0.89$
在文献(31)中，沿平壁的放热系数为

$$\alpha_{\Pi} = 0.032 \left(\frac{\lambda}{X} \right) R_e^{0.8} \quad (2-8)$$

在文献(32)中，当气流的 $R_e > 5 \cdot 10^6$ 时，给出外壁的放热系数为

$$\alpha_{\Pi} = 0.037 \frac{\lambda}{X} R_e^{0.8} \frac{T_s}{T_{\infty}} \quad (2-9)$$

式中 T_s — 蒙皮的绝对温度，°K

(B) 辐射

物体可以以热辐射的型式，接受或传走热量，根据斯蒂芬—波尔兹曼定律，总的辐射能量与物体的绝对温度4次方成正比，可以写为：

$$Q_r = \epsilon_{\Pi} C_0 F A_a (T_2^4 - T_1^4) \quad (2-10)$$

式中 Q_r — 辐射热量，大卡/小时；

C_0 — 斯蒂芬—波尔兹曼常数，等於

$$4.9 \times 10^{-8} \text{ 大卡/米}^2 \text{ 小时, } ^\circ K^4;$$

T_2, T_1 — 两个表面的绝对温度，°K；

A_a — 形状系数，为表面外形的函数。(见表1)；

ϵ_{Π} — 相对黑度，为物体黑度和外形的函数(见表1)。

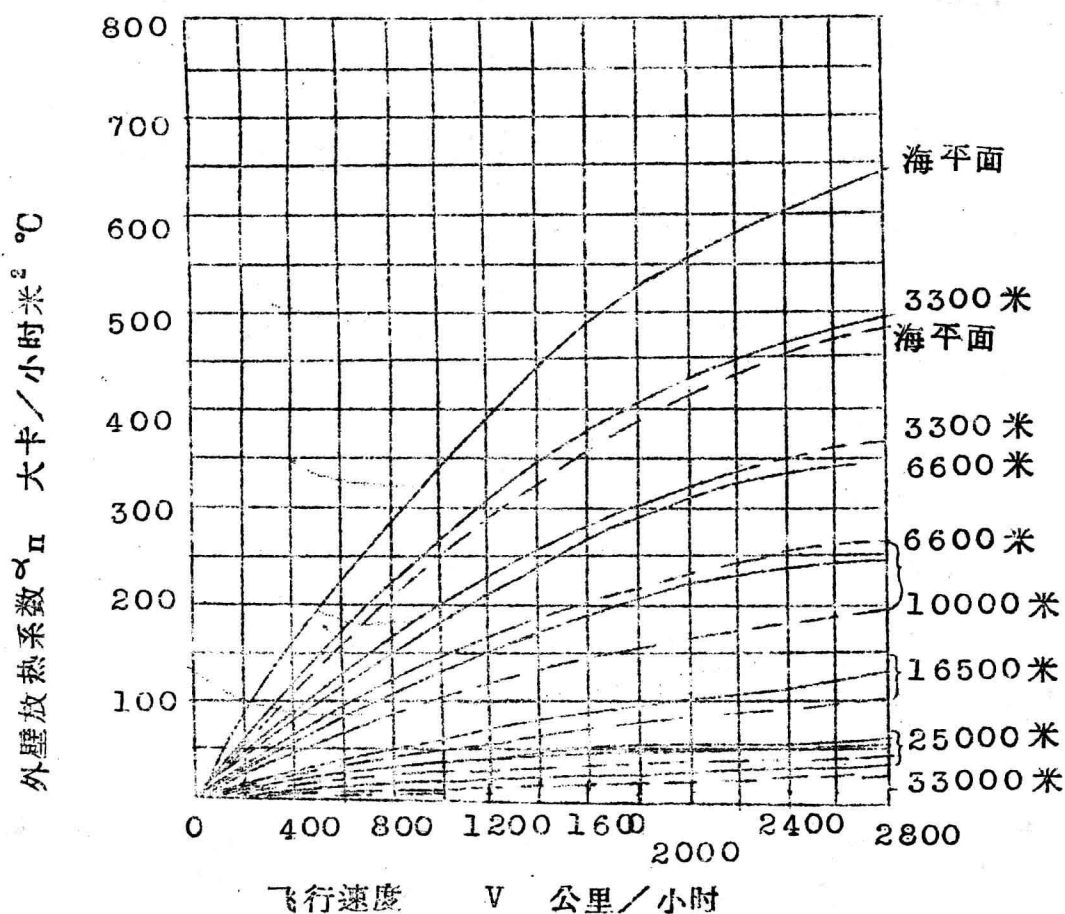
为计算方便起见，两表面之间辐射的交换普通都用当量放热系数来表示

$$Q_r = \alpha_{\theta} F (t_2 - t_1) \quad (2-11)$$

式中 α_{θ} — 对辐射的当量放热系数，大卡/小时·米²·°C

t_1, t_2 — 两个表面的温度，°C

联立方程式(2-10)和(2-11)，其 α_{θ} 值可以求得为



假设条件：

- 1 完全成为紊流
- 2 平表面情况
- 3 周围大气温度根据热天飞行条件
- 4 特性尺寸

$X=3.3$ 米 (——)

$X=13$ 米 (-----)

$$\alpha_n = 0.0375 \left(\frac{\lambda}{X} \right) R_s^{0.8} P_r^{0.33}$$

图 2-4 在高度变化时的外壁放热系数

$$\alpha_\theta = \frac{\epsilon_n C_0 (T_2^4 - T_1^4) A_a}{t_2 - t_1} \quad (2-12)$$

項目	表面輻射	所用面积 F	形状系数 A_a	相当黑度 ε_n
	同心球体或无限长园柱体 (近似於座艙勤空勤人員)	F_1	1	$\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{F_1}{F_2}(\frac{1}{\varepsilon_2} - 1)}$
	与被包围物体成完全封閉的形状近似於内部座艙的輻射)	F_1	1	ε_1
	平行平面 (近似於地板下的座艙和空气隔层)	F_1 或 F_2	1	$\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_1} + \frac{1}{\varepsilon_2} - 1}$
註：註脚“1”是表示表面較小的輻射体；註脚“2”是表示面积較大的輻射体； ε 是表示材料的黑度 表 2-1 形状系数和相对当黑度				

在图(2-5)中画出了形状系数和相当黑度等於1时,在各种温度下輻射的当量放热系数,当形状系数的相当黑度不是1时,由图(2-5)中所得的值,必須乘以表2-1中相应的 A_a 和 ε_n 值。

一般作用在飞机上的輻射有三种

- ①外界輻射； ②内部輻射；
- ③透过透明表面的太阳輻射。

(1)外界輻射

飞机蒙皮外表面和它周圍环境(即大气、地表面和太阳)之間的輻射效应,可由飞机蒙皮上的热平衡方程式来估算:

$$\begin{aligned}
 \textcircled{1} \alpha_{\pi}(T_e - T_s) + Q_t \frac{\textcircled{2} F_P}{F} = & K(T_s - T_c) + \left(\frac{1}{2}\right) \varepsilon_n \textcircled{4} C_0 A_a (T_s^4 - T_{eff}^4) \\
 & + \left(\frac{1}{2}\right) \varepsilon_n \textcircled{5} C_0 A_a (T_s^4 - T_t^4) \quad (2-13)
 \end{aligned}$$

項①由气动力加温所得到的热。

α_{π} — 外壁放热系数, 大卡/(小时)(米²)²°C;

T_e, T_s — 分别为恢复温度和蒙皮的温度, °K。

項②由太阳輻射所得到的热量。