

旅客机气密座舱壁板 加温系统的研究

B. H. 达林 著



国防工业出版社

苏联 В. Н. Далин 著 'Исследование систем панельного
обогрева герметических кабин пассажирских самолетов'
(Оборонгиз 1957 年第一版)

* * *

著者: 达林 译者: 炎 静

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074 号
机械工业出版社印刷厂印刷 新华书店发行

*

787×1092 $1/32$ 印张 $17/16$ 32 千字

1959 年 8 月第一版

1959 年 8 月第一次印刷

印数: 001— 610 册 定价(11)0.24 元

NO. 3039 统一书号 15034·382

旅客机气密座舱壁板 加温系统的研究

B. H. 达林 著

炎静译

国防工业出版社

內 容 簡 介

本書研究有关設計旅客机座艙的壁板加溫系統的問題，以及加溫壁板內熱交換的物理現象。書中闡述了壁板系統參數的計算方法，并列出了有关決定从壁板空气道內的热空气到其內壁的导热系数的公式。

本書适用于航空工业部門設計單位的工作人員，航空学院的教师及学生。

目 录

1. 壁板加溫的原理	3
2. 目前已有的壁板加溫系統的分析	8
3. 有关設計壁板加溫系統的一些問題	14
4. 壁板加溫系統的近似計算方法	33
5. 进一步研究壁板加溫系統的途徑	42
参考文献	46

1 壁板加温的原理

由于用对流加温不能保证在旅客机座舱内所必需的温度条件，因而采用座舱壁板加温。

诚然，在对流加温时，甚至在座舱壁具有强厚的绝热物的情况下，在座舱内壁与舱内空气之间也得不到较小的温度差。这是因为从舱内流动的空气到座舱内壁间的导热系数 α_k 不很大的缘故。

导热系数主要是随着携热体相对被洗刷表面的运动速度而定的。

增高舱壁的热阻，或者增加舱内空气与座舱内壁之间热交换的强度，均可以减低壁与空气之间的温度梯度。第一种方法促使增加绝热物的重量，而第二种方法则增大舱内空气的速度。

在第一种情况下，飞机的重量利用率要降低，因此这种情况是不经济的，但由于航空医学上的要求（舱内空气的速度不应超过 0.5 米/秒），以及由于很大的空气消耗量，因此第二种方法是实现不了的。

对流加温的重大缺点在于，不能用增高导热系数 α_k 的办法来使得从舱内空气到舱壁之间有强烈的热传导。壁板加温系统则完全没有这个缺点。飞机座舱壁板加温的原理概述如下：热空气来自增压器，在空气散热器和涡轮冷却器内冷却之后，经过消音器，进入空气道 1，此空气道位于座舱地板下面（图 1）。

热空气经过壁板空气道 3，并均匀地分布于各壁板内，且将内部绝热隔音壁 4 加温，使壁板全长上达到所指定的温度。绝热隔音壁 4 之所以必需，是为了吸收传入舱内的噪声，以及造成所

必需的热阻。

由沿壁板长度上所指定的温度差来决定沿壁板空气道的长度上，空气的必需温度差—— Δt_n 。为了保证所必需的 Δt_n ，就必须造成一定的对逸散于大气中的热量的热阻。

为此目的，装置了外部绝热隔音壁 2。

空气在放出了一部分热量之后，从壁板内部分地经过活门 5 而导入大气中，但其主要部分经过空气道 6 而进入舱内以供通风（在必要时空气受到潮湿）。如采

用开式系统时，空气在通风座舱后，经过空气道 7 由舱内导出，而在采用混合式系统的情况下，则送入再生装置，空气在此装置内受到预热后，再进入壁板内。

因此，壁板加热系统中的热空气的主要用途是保证沿座舱内壁 4 的长度上具有所指定的温度及通风座舱。

如果座舱内壁 4 的温度与舱内空气的温度相等时，则从舱内没有任何热的损耗，以及热量也不从壁板中进入舱内。适当地降低座舱内壁 4 或供通风用的空气的温度，可以保证输走旅客们所生出来的热量。

被加热的壁板正确地应称为“热壁”，因为并不需要加热

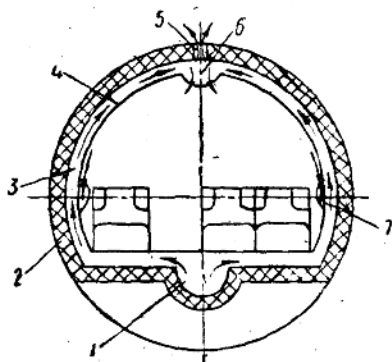


圖 1 帶有壁板加溫的旅客氣密座艙的剖視圖。

- 1—热空气的配气道，2—外部絕热隔音壁，3—壁板空气道，4—內部絕热隔音壁，5—空气导入大气的輸出活門，6—空气送入座艙的空气道，7—空气从艙内导出的空气道。

座艙。

在系統內可給定空氣在壁板入口或出口處的溫度及空氣在壁板中的速度，以使得在座艙地板和天花板的溫度之間，以及在“熱壁”與艙內空氣的溫度之間成完全確定的關係。

壁板加溫的主要特點是具有所謂“熱壁”，它的溫度可以大於，等於或者小於艙內空氣的溫度，另一特點就是可以沿座艙高度上調節“熱壁”的溫度。

飛機座艙外表面的溫度隨着飛行高度、季節、晝夜及飛行速度的不同可高（正溫度）可低（負溫度）。因此，在飛行中，同一個系統應既保證座艙的加溫，又保證座艙的冷卻。採用壁板加溫系統，即能滿足這個要求；在這種系統中用空氣來作為熱和冷的攜帶者。

因為壁板中熱空氣的溫度不超過 $30^{\circ} \sim 40^{\circ}$ ，故當壁板有損壞及熱空氣流進艙內時，對旅客們不會發生任何危險。

系統的主要元件是“熱壁”。“熱壁”的參數是計算壁板加溫系統其他所有元件的基礎。

在恒定狀態下，壁板中產生下列過程（圖 2）。

受熱的空氣進入壁板內，其

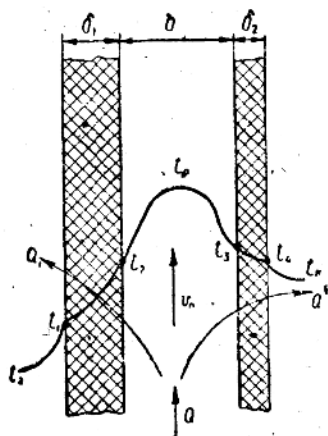


圖 2 壁板的橫斷剖視圖。

δ_1 —外部絕熱隔音壁， δ_2 —內部絕熱隔音壁， b —壁板空氣道， v_n —壁板空氣道內熱空氣的速度， Q —進入壁板內的熱量， Q_1 —散失於大氣中的熱量， Q_2 —進入艙內的熱量， t_a —大氣溫度， t_1 —機身蒙皮的溫度， t_2 和 t_3 —空氣道內壁表面的溫度， t_n —壁板內熱空氣的溫度， t_4 —座艙內壁的溫度， t_k —艙內空氣的溫度。

速度为 v_n , 而其温度为 t_n 。壁板的几何尺寸如下:

δ_1 ——外部絕热隔音壁的厚度, 由 i 層的各种物質組成;

δ_2 ——内部絕热隔音壁的厚度, 由 i 層的各种物質組成;

b ——壁板空气道的寬度;

$\Sigma \delta_c = \delta_1 + \delta_2 + b$ ——壁板的总厚度;

l_n ——壁板長度。

由于大气温度 t_a 与壁板中热空气的温度 t_n 之間有差別, 因而将有某些热量散失在大气中, 其值为:

$$Q_1 = K_1 F_1 (t_n - t_a); \quad (1)$$

进入座艙內的热量等于:

$$Q_2 = K_2 F_2 (t_n - t_k). \quad (2)$$

式中

F_1 和 F_2 ——外部和内部絕热隔音壁的面积;

K_1 ——由壁板中的热空气到大气热傳导;

K_2 ——由壁板中的热空气到艙內空气的热傳导。

对于壁板的热力計算可以認為:

$$F_1 = F_2 = F_\phi,$$

式中

F_ϕ ——座艙蒙皮的被加溫部分的面积。

$$K_1 = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_a} + \frac{1}{\alpha_n} + \sum_{i=1}^{i=n} \frac{\delta_{1_i}}{\lambda_{1_i}}} \text{大卡/米}^2 \cdot \text{小时} \cdot \text{度}; \quad (3)$$

$$K_2 = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_k} + \frac{1}{\alpha_n} + \sum_{i=1}^{i=m} \frac{\delta_{2_i}}{\lambda_{2_i}}} \text{大卡/米}^2 \cdot \text{小时} \cdot \text{度}; \quad (4)$$

式中

α_a ——从座艙蒙皮到大气的导热系数；

α_n ——从热空气到壁板的壁之間的导热系数；

α_k ——从內壁到艙內空气之間的导热系数；

λ_i ——第 i 層的热傳导系数。

为热空气所輸入大气及座艙內的总热量等于：

$$Q = Q_1 + Q_2 \text{ 大卡/小时。} \quad (5)$$

在設計壁板加溫系統時，可變更某些参数，以造成所必需的溫度条件。

壁板系統的参数应这样来决定：即巡航飞行时，壁板加溫系統使用及携运所需的功率为最小。

按工作原理有三种加溫系統：开式的，閉式的及混合式的。

在开式的系統中，在将热量輸送給了壁板的壁之后，热空气导出于大气中。座艙的通風則用單独的系統来进行。

此种系統的优点在于空气調节系統比用对流加溫时較为簡易，因为空气調节系統不担負保証艙內溫度状态的任务。此种系統的缺点是两个系統（壁板加溫系統和艙內空气調节系統）的重量較大而且比較复杂。

在閉式的壁板加溫系統中，热空气从壁板中返回热交換器，然后为增压器再送入加溫壁板。这样，由于較小（比开式的壁板加溫系統）的增压器及热交換器进出口的压力差和溫度差而贏得增压器和热交換器重量的減輕。艙內空气的調节，如在开式的系統中一样：由單独的系統来保証。

在混合式系統中，热空气的一部分在給了壁板以热量之后，引至大气中，或者送入热交換器內，而其主要部分进入艙內以供通風之用，通風后导入大气中或送入再生裝置。在此种系統中，由于加溫系統和空气調节系統的合而为一而贏得重量的減輕，但

控制上却复杂些了。

基于所作之初步計算，認定系統之所需功率为評价的准則，可作出下列結論：

1. 在低空飞行时，采用开式的壁板加溫系統最为适宜。
2. 在高空飞行时，宜于采用閉式的系統，这样，增压系統要比开式加溫系統中的增压系統輕得多。
3. 混合式加溫系統按其所需功率介乎开式及閉式两者之間，但艙內空气調节的問題却要复杂些了。

2 目前已有的壁板加溫系統的分析

在美国和英国已經使用了带有座艙壁板加溫的旅客机。在用于远程航綫上（当平均巡航速度为 580 公里/小时，其計算航程为 9000 公里）的不利斯托尔——175《不列顛》（Бристоль-175《Британия》）旅客机上就已用到了壁板加溫。热空气將壁板的壁予以加溫，然后进入座艙內以通風，此空气再从艙內送入再生裝置。旅客座艙是供 90 位旅客使用的；机上乘务人員共 7 人。

此飞机上座艙地板的壁板是可快卸的層式結構，并填以用輕木制成的填料。以此保証其必需的强度，同时，也可造成較大的热阻。客艙內的窗有两層玻璃，在这两層玻璃之間則是干燥的空气。

在飞行于 10700 米以下的高度时，空气調节系統保証在座艙及載貨間內有相当于 1800 米高空时的压力。艙內外最大压力差为 0.58 公斤/厘米^2 。自动調节器能使艙內随之产生从 0.5 到 5 米/秒範圍內的任何《爬高速度》。当外界空气溫度从 -70° 到 $+24^\circ$ 时，艙內的溫度可調节于 $+17^\circ$ 至 $+24^\circ$ 之間。

机上有两个互相独立的空气调节系统——在机翼的每一半边上各有其一。

經机翼上的空气进气口所进入的空气沿着导管通入座舱增压器的第一级和第二级内；此增压器是用电动机带动的。

借助于带有压力传感器的文杜利 (Вентури) 管以塞住活门，以此来自动调节空气的供给，此外，尚有截止活门，是用来当利用速度头进行座舱的通风时断开增压器和座舱间的联系，和用来在飞机起飞时减轻增压器的负载。热空气从增压器通过消音器，中间散热器。此散热器受到在速度头作用下，沿导管经过过滤器和节流活门而进入的空气气流的冷却，节流活门借助于与恒温器相连的电气传动装置来调整温度，而恒温器预先即已调置于某确定的温度。

在潮热的条件下空气在通过了节流活门之后，流过受与节流活门同一恒温器所控制的回注活门。冷却器的工作循环过程如下述进行：热空气在压力作用下进入压缩机内，在此更加加剧其压缩并加热，然后，送入散热器，此散热器是受在速度头作用下，沿导管而进入的空气所冷却，受压的热空气在此保持压力不变，而冷却至大致为其进入压缩机时的温度，然后，在通过扩张透平时再次地受到冷却。

此后，空气通过分水器，器内自动地保持相对湿度在70%以下。空气经过单向活门进入配气管内，在此与再循环系统中的空气相混合，然后通入由25毫米厚的绝热蒙皮所构成的管道。空气从管道中，经蒙皮上的孔而进入座舱内，孔的位置与座舱天花板同在一个高度上。用两个由电动机带动的通风器将用过的空气，经座舱下部的孔导出舱外，并通过带有气味吸收装置的过滤器。

从洗脸间及厨房出来的空气经过文杜利氏排气管导入大气

中。仅在左半边机翼上的系统中，有一条管道是繞分水器而行的，并經艙內的一些單个的通風孔供給冷鮮空气，这些通風孔位于行李架的下方，且旅客們可任意調節。

在高空飞行时，暖空气进入艙內时極为干燥，因而使用空气潮湿器来保持正常的湿度。在电热的鍋爐內将水燒热，則水蒸气噴射入座艙空气供給系統的主要干綫。用相对湿度为 27% 至 32% 之間的調節器来控制空气潮湿器。空气借助于用空盒气压表調節排气活門从艙內經過地板內的絲綢放出来；排气活門可調節艙內的压力。附加的保險活門限制艙內外的最大压力差为 0.65 公斤/厘米^2 ，及艙內的内部减压活門防止当飞机下降时艙內压力降低到低于大气压力 0.035 公斤/厘米^2 以下。

載貨間用新鮮的干燥空气通風；間內的溫度可調節于 0° 至 10° 之間。当發生火灾时，載貨間內的通風即自动关闭，而安置在間內的 CO_2 灭火器立即开始工作。

当艙內压力不够时，設有連接于压缩氧气瓶的氧气面具以备机上乘务人員急用，气瓶內盛有压缩氧气 250 升。在客艙內則設有五套輕便的氧气設備。

机艙的前壁板不断地用电流加溫。这些壁板是由乙烯基塑料層及兩層精煉的玻璃构成。在外層玻璃与塑料層之間有一薄層导电材料，此層导电材料和两个热傳感器相連接（其中一个是备用的），这些热傳感器用来調整送向加热膜的电压。

在沙恩德尔斯-Po SR/45《公主》号上运输飞船也用到了混合式壁板加溫系統。

机上乘务人員 6 人，客艙供 100~120 位旅客使用。机身分为上下兩層。几乎全部間室都是气密的。

空气調節系統可保証在 $H = 12000$ 米的高空飞行时艙內压力

相当于 $H = 2400$ 米的高空压力。舱内余压达 0.56 公斤/厘米²。飞机总长是 45.1 米，及其总高是 17.69 米。

最大巡航速度在 $H = 9000$ 米的高空飞行时达 610 公里/小时，在地面时的上升速度为 9.7 米/秒。实际上升限度为 $H = 9100 \sim 11900$ 米。最大航程是 8320 公里。当外界空气由潮热（热带温度和 100% 的相对湿度）一直到 -70° 及相对湿度为零时（即一直到 $H = 12000$ 米的高空），机上调节系统（图 3）用来保持舱内有正常良好的气温条件。

所供给的新鲜空气的量按 120 人计算，此时舱内余压为 0.56

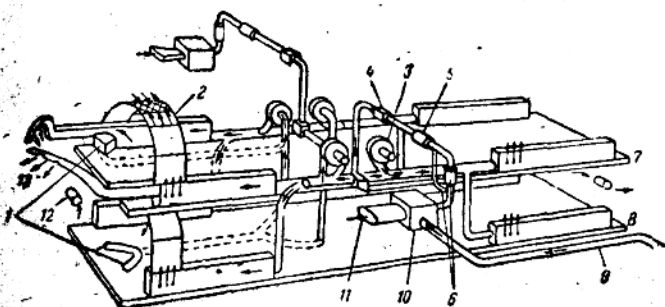


图 3 飞机座舱的壁板加温系统图。

1—再循环系统的空气进气口，2—内蒙皮，3—通风机，4—单向活门，5—消音器，6—分水器 and 回注管，7—上部台板，8—下部台板，9—从热交换器内出来的热空气，10—空气调节系统的联动装置（空气的压缩，冷却和加热），11—机翼前缘上的空气进气口，12—卸荷活门，13—机上乘务人员座舱内空气的分布。

公斤/厘米²。因此，按舱内压力而论，在 $H = 12000$ 米的高空飞行即相当于飞行在 2400 米的高空中。在没有涡轮冷却器的情况下，在低空飞行及当外界空气温度很高时，空气的调节应予以限

制。

空气在速度头作用下进入在机翼每一半边上單个的，位于机翼前緣的空气进气口，并通过热交换器。后者受到从發动机噴管的冷却外壳上的排出孔中而进入的（經過溫度調節活門）热空气加热。

热空气在通过热交换器后再通过圍繞着空气調節系統中空气进气口的配气圓环，而后經過机翼的下表面上的孔引入大气中。

热新鮮空气从热交换器內，經過带有空气定量自动調整的节流咀，而进入座艙增压器（二速、二級、离心式的）內。在飞机上这种增压器共有两个，他們是由两个中等的，結合在一起的电动机带动，当飞行高度达 $H = 6700$ 米时，气压靜力开关即接通第二速度。在飞行高度达 $H = 12000$ 米时，两个座艙增压器每分鐘供給新鮮空气共 55 公斤。經座艙而供給的空气量，由于再循环而增加三倍。从座艙增压器內出来的热空气在压力作用下进入文杜利氏管，此管用来調節对配气活門盒进行的空气供給。从文杜利氏管出来后，空气或經散热器，或經渦輪冷却器（如果溫度需要降低很多时）而导入艙內。

全部控制活門用水力馬达牵动。冷却用的空气是在速度头作用下，經空气調節系統的空气进气口而进入散热器內。

經散热器供冷却用的空气流的溫度根据艙內所需之溫度可調節于 0 至其最大值之間。

渦輪冷却器有回注綫路，綫路上有調節冷却程度的活門。

从壓縮器內压出来的空气，因通过散热器而即行膨脹，及因轉动渦輪冷却器的渦輪而更加地膨脹和冷却。从空气調節系統联动装置出来后，具有所必需溫度及压力的空气通过机翼的前梁而入分水器（或是繞过前梁），然后，經過消音器沿着通向机身的导

管，經單向活門而入艙內。如需要時，空氣在進入混合室之前，噴以水蒸氣以增高其濕度，在混合室內新鮮空氣充分地與來自艙內的再循環空氣混合起來。

在再循環系統中有四個通風器，每一通風器的空氣流量為每分鐘 27 公斤，通風器成雙地位於機翼中段翼部下方的室中。

通風器從艙內各處聚取空氣，並將其送入混合室內。當座艙增壓器完全失效時，可將混合室直接地連於新鮮空氣的進氣口。

將空氣導入艙內的系統中的通路是沿着上、下艙板，緊靠着板壁而安置的。通路上面有小孔，經過這些小孔，空氣分布於各通路中。這些通路是打從隔音層和座艙內蒙皮之間而過的。

空氣最後經過位於與天花板同高度的絲綢而進入艙內。熱空氣同時也經座艙牛眼窗的雙層壁板中間而進入機務艙壁板內以防止有生汗現象。

廢空氣經過四個導出活門引出艙外。此外，尚有一些文杜利氏的導出噴咀，它們能限制壓力的降低及保證安置在艙內的儀器設備的局部冷卻：這些儀器在工作中可能過分地生熱。

《公主》號飛船上艙內壓力的自動控制設備是由四個交叉式的放出活門組成的，這些活門是經繼電器，借助於壓力控制器來控制的。

後者（壓力控制器）有兩個振動膜盒，其中一個由於艙內壓力的變化而起作用，而其中另一個——則因艙內外壓力差而作用。

一旦大氣壓力超出艙內壓力在所容許值以外時，兩個減荷活門即打開。

當飛機下降時，機上工程技師也可打開這些活門（減荷活門），以避免飛機著陸後艙內壓力徒然變化。

通过电桥线路中的选择电位计，机上工程师检查舱内温度，电桥上带有温度传感器的一臂位于给座舱供以空气的通路中。

在机上工程师所掌握下的对空气调节的控制，位于他前面的板台上，并分成类。

包括有两个蒸气锅炉和喷射咀的舱内空气增湿系统位于机翼中段翼部下面的体内，并由湿度信号器的仿效发送器自动地控制，这些湿度信号器安置在给座舱供以空气的通路中。当相对湿度降低到 30% 以下时，湿度信号器及其仿效发送器使蒸气锅炉工作；当相对湿度超过 70% 时，它们即接通分水器的回注活门。舱内空气的湿度也可由机上工程师来掌握。

从分析旅客机座舱空气调节系统的数据中可作出如下结论：可从经使用已证实了的壁板加温系统中：1. 解决有关保证空气重要参数（壁板中空气的温度、压力和湿度），而使之送入壁板内的主要问题。2. 保证舱内有随着高度而指定的空气压力。需要解决的基本问题是壁板的热力计算，以决定壁板的参数。由计算结果所得之参数即为设计整个壁板加温系统的起始数据。

下面我们研究一下有关设计壁板加温系统的一些问题。

3 有关设计壁板加温系统的一些问题

只要变更几个参数，座舱的壁板加温系统即可保证必需的温度条件。对加温系统的评价应同时从热力、重量、及空气动力的观点依据能量法进行。能量法是由技术科学副博士索科洛夫 (В. П. Соколов) 所推荐用的。

如果飞机的飞行技术性能应当保持不变的话，则需要消耗额外的功率 $\Delta N_{\text{нотр}}$ 用来携带货物，用来克服加温系统额外的内、外

阻力，以及用来使空气预热或冷却。用于壁板加温系统的使用及搬运所需要的额外功率为：

$$\Delta N_{\text{порп}} = \frac{(\sum \delta_c) \pi R c_{x\phi} + \frac{1}{\rho} c_{x\text{кр}} (\sum G) \frac{1+k}{1-k_k}}{\eta \frac{150}{\rho \nu^3} - \frac{1}{\rho} c_{x\text{кр}} \frac{1+k}{1-k_k} (k_1 + C_e t_{\text{пол}})} + N_{\text{нагн}} \quad (6)$$

式中 $\sum \delta_c$ ——“热壁”的总厚度，

$$\sum \delta_c = \delta_1 + b + \delta_2 \text{ (米);}$$

R ——机身的半径 (米)；

$C_{x\phi}$ ——机身的阻力系数；

$C_{x\text{кр}}$ ——机翼的阻力系数；

ρ ——机翼上的单位载荷 (公斤/米²)；

η ——螺旋桨效率 (К. П. Д.)；

ν ——飞机的巡航速度 (公里/小时)；

k ——考虑到尾翼面积时之修正系数；

k_k ——结构的重量系数；

k_1 ——发动机的重量系数；

C_e ——发动机的燃料比耗量 (公斤/马力·小时)；

$t_{\text{пол}}$ ——飞行时数 (小时)；

$N_{\text{нагн}}$ ——增压器为了向壁板加温系统供给热空气所需之功率 (马力)；

$\sum G$ ——因安装及使用壁板加温系统而引起的飞机重量的增值，

$$\sum G = G_{\text{изол}} + G_{\text{в}} + G_{\text{уег}} + \Delta G_{\text{гор}} + \Delta G_{\text{с.у}} \text{ (公斤),}$$

式中 $G_{\text{изол}}$ ——绝热隔音材料的重量；

$G_{\text{в}}$ ——空气道的重量；

$G_{\text{уег}}$ ——热源、冷源、增压器及自动控制装置 ЧО 的