

民用飞机的分舱布置设计与分析

Design and Analyze of Compartment Arrangement for Civil Aircraft

陈 裕 王勤超/Chen Yu Wang Qinchao
(上海飞机设计研究院, 上海 200235)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200235, China)

摘 要:

民用客机的分舱布置是飞机总体定义的关键参数之一, 其对相关专业开展具体方案的研究有很大的影响。描述了一般民用客机的分舱方法及分舱过程中可能遇到的问题, 并介绍了适航条款、系统的发展、发动机布局形式等对飞机分舱布置的影响, 对我国民用飞机的分舱设计有较大的参考价值。

关键词: 布置; 民机; 分舱

[Abstract] The compartment arrangement of civil aircraft is one of key parameters to Aircraft's configuration, and it influences the detail project of related systems. The article describes the common means of compartment arrangement and problems may meet of civil aircraft. After that introduces the certification, systems development and engine layout influence to the compartment arrangement. The article is a useful reference to the compartment arrangement design of civil aircraft.

[Keywords] General Arrangement; Civil Aircraft; Compartment Arrangement

0 引言

飞机的分舱是按飞机的主要功能、用途、环境等因素对其进行“分块”, 并确定其各部分的分界面, 是飞机顶层定义的主要参数之一, 也是飞机进行详细的结构布置与系统布置的依据, 对相关专业开展具体方案的研究有很大的影响。

民用客机一般按照地板平面分为上、下、前、后四部分。上部即地板以上是有人乘员舱(驾驶舱和客舱); 下部即地板以下一般是安置行李、各系统附件的无人舱。除此之外, 前部即一般在机头有雷达舱, 后部即机尾有尾舱。民用飞机的一般布局形式如图1所示。

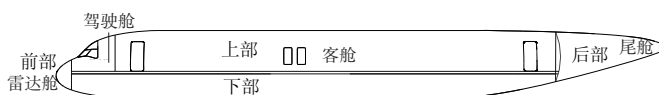


图1 一般民用飞机的分舱布局形式

1 民用客机的分舱布置流程

在飞机方案设计阶段, 依据一般民用飞机的分舱布局形式, 即可按照飞机的总体设计要求、适航要求等来对飞机进行分舱布置。当然, 初步的结构和系统方案也会影响到飞机的分舱, 也是在飞机进行分舱时需要考虑的因素。在得到初步的分舱方案后, 将结果反馈至各专业, 各专业再根据分舱方案开展进一步工作, 随后将各

专业的意见进行汇总, 同时对分舱方案进行调整。如此迭代循环, 逐步得到细化的分舱方案。分舱设计流程如图2所示。

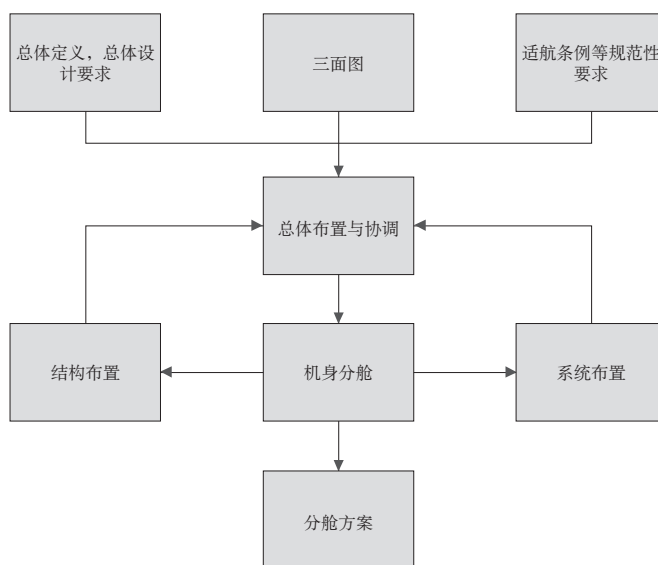


图2 民用飞机分舱设计流程

1.1 舱段的详细划分与定义

民用客机机身段按照舱段的使用要求和特点一般分为驾驶舱、客舱、货舱、电子电气舱(即E-E舱)、附

件舱（主要布置除电子电气设备以外系统设备的设备舱）、起落架舱、雷达舱和尾舱等。飞机的分舱一般是在飞机概念设计与初步设计阶段经数轮协调初步确定下来的，各舱段的划分应首先满足功能要求，同时综合考虑适航、安全性、维修性等各方面的要求，最终使飞机分舱设计能够满足总体设计目标与要求。

1.2 分舱设计的原则

民用飞机在分舱布置时，要用最小的空间来布置飞机的设备，用最大的空间满足乘客、货物的运载要求。

1.3 确定飞机机身上部分舱

由图1可知，飞机的长度是雷达舱、驾驶舱、客舱和尾舱的长度之和。

(1) 驾驶舱长度的确定

根据驾驶员的视界要求，驾驶舱一般位于飞机上半部的最前部分。驾驶舱布置有驾驶仪器设备、驾驶员座椅等以供驾驶员操纵飞机，驾驶舱的长度一般要满足驾驶员对驾驶舱操作的人机功效要求。

(2) 客舱长度的确定

客舱是飞机上半部分的主体区域，是装载旅客以及为旅客提供服务的场所。客舱布置首先应根据飞机不同布局形式的座级数及客舱剖面确定飞机的座位排数及排距，同时要考虑飞机应急通道的宽度要求，以及相应的厨房、盥洗室、衣帽间等设施的布置。综合以上因素后，再根据客舱布置需要最后确定客舱长度。某型号民用飞机的客舱布置如图3所示。

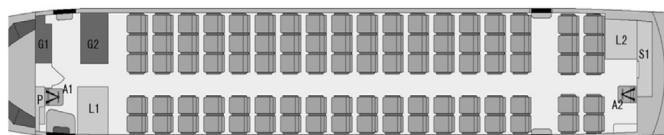


图3 客舱布置示意图

(3) 雷达罩长度的确定

雷达罩长度主要与雷达罩内雷达的尺寸以及飞机机头外形有关系，在确定雷达的尺寸后即可评估出雷达罩的长度。

(4) 尾舱长度的确定

民用飞机尾舱的长度一般是从客舱后部压力隔框到机身末端的长度，一般在初次设计时根据相似机型的长度来进行初步估计。

在得到以上四个长度之后，即可得到飞机的长度。

1.4 确定飞机机身下部分舱

在确定好飞机上部分舱以及飞机总长之后，即可进行飞机下部分的分舱，方法如下。

(1) 确定大开口的位置

根据飞机分舱布局形式中机翼机身对接的位置确定中央翼、起落架的位置，同时考虑起落架收放、运动间隙控制等因素确定前起落架舱及主起落架舱的大致位置

及大小，飞机机身下部大开口位置如图4所示。

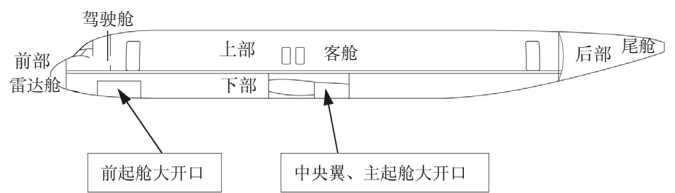


图4 机身下部大开口位置

(2) 货舱的布置

根据划分好的机身下部进行货舱布置，一般民用客机都分为前货舱与后货舱，分别位于机翼—主起舱大开口之前与之后，货舱的划分还需满足飞机总体设计要求（如一般民用大型客机有集装箱的装载、人均容积指标等要求）。

(3) 其它舱段的布置

飞机下部的其余空间进行其它舱的布置，如附件舱、E-E舱等，附件舱主要是根据附件舱内设备的用途、数量和体积来布置。图5给出了某型民用飞机在进行分舱布置后统计出的各舱段的容积所占的比例，从图中可以看出，容积最大的舱段为客舱与货舱。

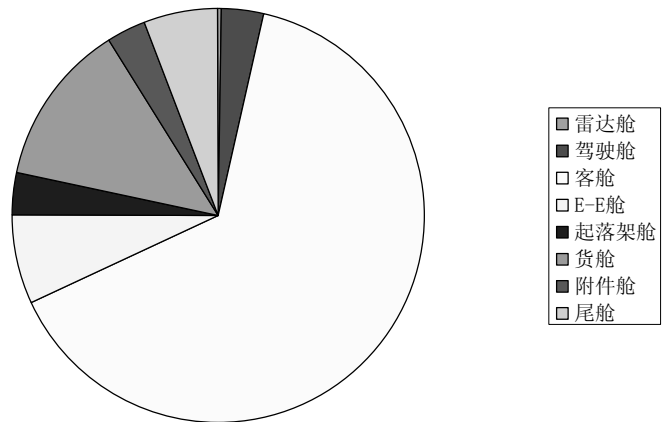


图5 某飞机舱段容积统计

(4) 气密线的确定

按照舱段的功能，雷达舱、尾舱、起落架舱等是非气密舱，驾驶舱、客舱、E-E舱、货舱是气密舱，附件舱一般根据其内部系统的布置来确定是否气密。根据以上可以确定全机机身气密线的走向。

1.5 分舱调整

根据以上原则确定飞机的分舱之后，还要根据各专业的反馈意见进行相应的调整和完善。飞机的分舱还需和飞机的结构布置（框站位等）统筹考虑，甚至在细化设计过程中会出现系统不能满足布置的空间需求，这都有可能对分舱进行再次调整和优化。飞机的分舱布置，就是要综合考虑飞机的安全性、经济性、舒适性、环保性等方面，从而使整个飞机达到总体最优。

2 其它因素对分舱布置的影响

近些年来随着适航条款的进一步严格化以及飞机系统技术的飞速发展,类似A320、波音737等老机型的分舱已不能满足现在的最新设计要求。因此在具体的设计中,还需考虑飞机系统的具体因素对分舱的影响。另外在实际设计过程中,飞机发动机布局形式对分舱设计也有一定的影响。

2.1 适航对分舱布置的影响

根据CCAR25.903(d)(1)(必须采取设计预防措施,能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时,对飞机的危害减至最小)以及咨询通告AC20-128A。对于翼吊发动机的飞机来说,一般的转子爆破的影响范围如图6所示。

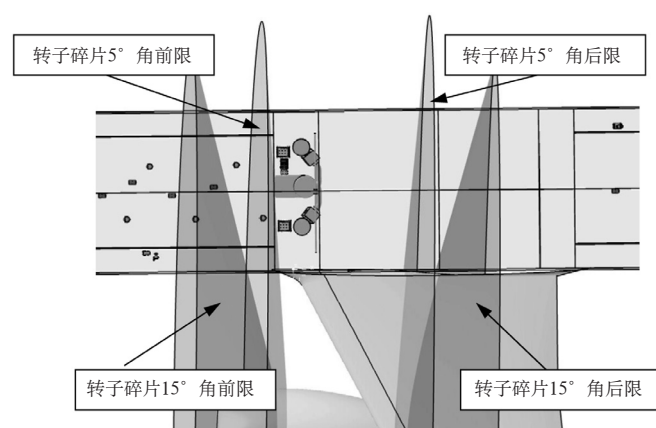


图6 转子爆破对飞机的影响范围

在进行分舱布置时,对飞机飞行安全影响较大的关键系统和关键设备要尽可能避免布置在该区域。即使是功能冗余的设备,为了减小适航取证的难度,一般也要尽量避免布置在该区域。因此在进行分舱时,要充分考虑这些设备的布置位置对分舱的影响,合理设置E-E舱和附件舱的位置,避免使这些设备受到转子爆破的影响。如果某些附件舱位于此区域,则舱内设备需进行安全性分析,尽量避免在这样的舱内布置安全性等级高的设备。

根据CCAR25.729(F)要求:位于轮舱内且对于飞机安全运行必不可少的设备必须加以保护,使之不会因下列情况而损伤:(1)轮胎爆破(除非证明轮胎不会因过热而爆破);(2)轮胎胎面松弛(除非表明由此不会引起损伤)。

随着适航对轮胎爆破验证要求越来越严格,目前解决轮胎爆破对飞机影响的主要思路有以下两点:(1)增加防护,如在起落架舱增加防护罩;(2)设备避开轮胎爆破区,即关键设备尽量避免布置在起落架舱内。现代民用飞机的发展趋势就是尽可能少地在轮舱内布置设备和管路,尤其是一些关键系统的设备、管路。因此需要在起

落架舱周围布置附件舱或E-E舱,用以布置机身中部或靠近起落架舱的系统附件。

2.2 系统的发展对分舱布置的影响

近年来,由于飞机上用电设备的增多,多电飞机成为飞机设计的发展趋势。多电飞机大多采用分布式配电等新技术,以达到提高系统可靠性、可维修性、降低使用费用、减轻飞机重量的目的。而像A320、波音737等大部分现役机型采用的均为集中式配电,全机大多只有1个E-E舱,位于机头驾驶舱的下方。为充分发挥分布式配电的优点,一般都要求分布式配电的设备布置在尽量靠近用电负载的地方。如果只有一个E-E舱,完全体现不了分布式配电的优越性。同时,由于对飞机安全性的要求越来越高,尤其对于航电、飞控等系统,很多关键设备往往有备份,如果飞机只有1个E-E舱的话,互为冗余的设备布置在同一个舱内,难以完全起到“隔离”的作用。

基于以上因素,对于翼吊飞机,除了在机头下部布置有一个E-E舱外,还会在靠近机翼附近的机身段布置一个舱段作为E-E舱(该机身段位置必须避开转子爆破区,一般位于机身主起舱之后,后货舱之前),用来布置分布式配电的电源配电柜,以及航电、飞控等系统的一些安全性冗余设备;同时由于该舱段位于飞机重心附近,且靠近发动机,在此处布置电源系统等设备能减少导线的长度与重量,图7给出了某型民用飞机的两个E-E舱的位置示意图。

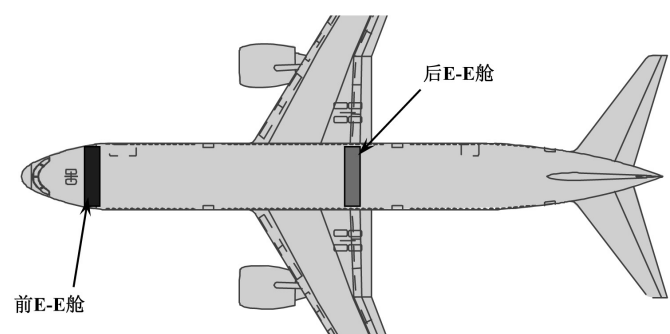


图6 某型民用飞机E-E舱位置示意图

2.3 系统方案权衡对分舱布置的影响

某些附件舱段,在飞机上的位置不容易确定,甚至会出现很多种不同的布置方案,这也是在细化分舱布置时所遇到的难题。例如RAT(冲压空气涡轮)舱,可以位于机头,也可以位于机腹(翼身整流罩内),两种布置形式在现役机型上都有广泛的应用。因此要确定舱段的位置,就必须先要确定设备的位置,即需要对系统布置在这两个区域作细化的权衡,综合考虑系统在不同区域的布置方案,从成本、结构更改、安装空间、重量、可靠性、适航风险等方面进行全面评估,并在飞机级的

角度上对不同的方案进行权衡, 才能得出最终结论。图8给出了对于RAT舱位于机头与机腹两个布置方案, 表1给出了各专业对两个方案的权衡结果, 按照权衡结果, RAT选用布置在机头的方案。

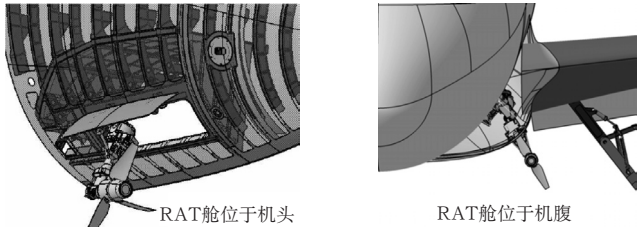


图8 RAT机头布置与机腹布置示意图

表1 RAT方案权衡简表 (表中打钩的是各专业较优的方案)

专业	布置空间	气动效率	重量	机头结构	机身结构	成本	液压系统
混合模式 (机腹)			✓	✓			
电气模式 (机头)	✓	✓			✓	✓	✓

2.4 尾吊飞机的分舱布置

本文介绍的分舱设计方法是以翼吊发动机的飞机为例进行介绍的, 如果是尾吊发动机的飞机, 则设计方法与之相同, 只是在具体设计时会有些差异。主要需考虑以下两点。

(1) 发动机能源的影响

飞机上某些附件舱 (如空调、液压等) 内的设备需要发动机提供能源, 因此需靠近发动机布置。采用尾吊发动机布局的飞机在后部区域 (一般空调、液压等系统主要布置在尾舱) 会布置较多的附件、管路等, 因此尾

舱的长度、容积会较翼吊飞机大; 而采用翼吊发动机布局的飞机一般是在机身中部布置有较多的附件舱 (空调, 液压等系统主要布置在机身中段)。

(2) 适航的影响

转子爆破对分舱布置的影响如本文2.1所述, 不同发动机布局的飞机由于发动机位置相对于飞机机身位置的不同, 转子爆破影响区域也有所不同。对于尾吊发动机的飞机来说, 某些E-E舱和附件舱位置的确定也是与翼吊发动机的飞机有一定差异的。

3 结论

民用客机的分舱设计是一个迭代、反复的过程, 在飞机研制过程中往往决定着飞机的结构布置和系统布置, 但也会随着飞机需求及系统、结构方案的更改而作优化, 以达到飞机的总体最优。本文介绍了民用飞机分舱设计的一般设计原则及方法, 以及在分舱的细化过程中可能会遇到的一些问题及解决思路, 对于确定民用飞机的分舱布置有一定的借鉴作用。

参考文献:

- [1] 运输类飞机适航标准. 中国民用航空规章, 第25部, CCAR-25-R3[S]. 中国民航总局, 2001.5.
- [2] 程不时等. 民用飞机总体设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005: 206-207.
- [3] A320 Aircraft Maintenance Manual. AIRBUS INDUSTRIE. 1997.
- [4] 朱新宇. 多电飞机及其技术发展分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2007(4): 17-22.

(上接第5页)

3 结论与展望

通过对上述计算结果的分析, 可以发现设计合理的短舱涡流发生器能够在合适位置产生能量较强的集中涡, 为短舱后侧翼面“脆弱”的边界层重新注入能量, 延后由能量较弱的“挂架涡”的提早破裂; 其带来的下洗流场能够对“短舱涡”进行适当梳理, 减小当地有效迎角, 从而延缓或改善低速分离特性。

民机增升构型几何形状复杂, 涉及的复杂流动形式繁多, 计算结果反映的某些现象涉及多因素耦合作用, 尚不能很好地认识和解释。这里仅是在计算方面做出初步的尝试, 着眼点主要放在对流动图像的认识和流体力学的探索。但可以肯定的是这类涡控制装置的设计安装必须基于对基本构型分离特性, 特别是涡系特征充分认识的基础之上, 有目的地诱发漩涡, 产生有利干扰, 以达到抑制延缓分离, 改善低速分离形态的目的。

有关民机增升装置流动控制方面的研究刚刚起步, 相关工作正在开展。从计算模型上可能要进一步考虑发动机通气的影响, 计算技术上也有必要研究合适的湍流模型和引入适当的转捩模型, 设计方面需要进一步进行位置形状上的优化, 并评估其对全机气动性能的综合影响。

合影响。

参考文献:

- [1] Flaig, A., Hilbig, R. High-Lift Design for Large Civil Aircraft[R]. CP-515, France, AGARD, September 1993.
- [2] Flaig, A. et al. Apparatus for influencing a wing root airflow in an aircraft: United States Patent, 6152404[P]. Nov. 28, 2000.
- [3] Richard S. Shevell. Aerodynamic Anomalies: Can CFD Prevent or correct them[J]. Journal of Aircraft, 1986, Vol23, No.8:641-649
- [4] P. R. Spalart, D. R. Bogue. The role of CFD in aerodynamics, off-design[J]. The Aeronautical Journal, Jun. 2003:323-329
- [5] Rudnik, R., Geyr, H. The European High Lift Project EUROLIFT II- Objectives, Approach, and Structure[C]. AIAA 2007-4296, Miami, FL.
- [6] Yuzuru Yokokawa, Mitsuhiro Murayama et al. Investigation and Improvement of High-lift Aerodynamic Performances in Low speed Wind Tunnel Testing[C]. AIAA 2008-350, Reno, NV.