

文章编号:1674-8190(2013)03-268-06

翼吊式发动机安装设计综述

赵秀峰, 谭申刚, 沈威, 李永福

(中国航空工业集团 第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要: 发动机安装是飞机总体设计中必须考虑的因素, 发动机吊挂作为将发动机动力传递给飞机的结构部件, 其安装设计非常重要。针对翼吊式飞机的特点, 介绍了发动机安装位置对飞机特性的影响, 阐述了几种不同吊挂形式以及吊挂与机翼、吊挂与发动机连接形式的优缺点。分析表明: 盒形梁式吊挂盒段结构、吊挂与机翼静定连接形式、吊挂与发动机主体连接形式是发动机吊挂结构的首选方案。

关键词: 翼吊发动机; 发动机安装; 吊挂结构; 连接形式

中图分类号: V23

文献标识码: A

A Review on the Installation Design of Wing-mounted Engine

Zhao Xiufeng, Tan Shengang, Shen Wei, Li Yongfu

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Engine installation is one of factors that must be considered in the aircraft design. Pylon is a structure which passes the engine power to the aircraft. Its installation design is very important. According to the characteristics of wing-mounted engine, the influence of engine installation on the performance of aircraft is analyzed. Advantages and disadvantages of several pylon structures, and some forms of connection between pylon and wing, pylon and engine are introduced. The analysis shows that the box beam structure of pylon with the statically determinate connection between pylon and wing, pylon and engine is the preferred solution for pylon design.

Key words: wing-mounted engine; engine installation; pylon; form of connection

0 引言

发动机安装是飞机总体设计中必须考虑的重要因素, 不同安装位置及形式会对飞机特性产生不同影响, 例如飞机的气动性能、受力状态及其它重要结构设计等^[1]。因此, 对发动机安装进行设计时应综合考虑这些因素。

从总体上看, 发动机安装可分为机翼安装和机身安装两种形式。其中, 机翼安装可分为翼根埋入式、翼上安装式和翼下吊挂式(即翼吊形式)三种^[2]; 机身安装可分为机身内部安装和外部安装两种。目前客机上应用最广泛的形式是机翼安装形

式, 如图 1 所示。该安装形式中, 发动机吊挂作为飞机最重要的结构部件之一, 主要功用是将发动机的动力有效地传递给飞机。发动机吊挂的破坏或失效会危及飞行安全, 导致灾难性后果, 因此发动机吊挂设计非常重要。



图 1 采用机翼安装形式的 A320 飞机

Fig. 1 Airplane A320 of wing installation form

收稿日期: 2013-05-13; 修回日期: 2013-07-05

通信作者: 赵秀峰, 23255056@qq.com

本文分析了发动机安装位置对飞机的影响,并介绍了几种翼吊式吊挂、吊挂与机翼连接、吊挂与发动机连接的结构形式,以期对翼吊式发动机、吊挂总体布局及结构强度设计提供参考。

1 翼吊发动机安装对飞机设计的影响

考虑到飞机的操控性能,早期喷气式飞机发动机的安装方式多为翼根埋入式,该安装方式可以有效降低发动机出现故障后飞机的偏航力矩。但缺点也非常明显:发动机叶片或涡扇发生故障,会对机翼的结构完整性构成威胁;发动机进气效率低;发动机维护修理困难;后缘无法布置襟翼等增升装置,从而降低机翼的最大升力系数。

目前,飞机上应用最广泛的安装形式是翼吊形式,主要优点是:发动机重量更靠近全机重心,减小全机重量配平困难;发动机重量对机翼减载作用,减轻结构重量;发动机的进气和喷流远离机体^[8];降低发动机失效时对机翼整体油箱产生的风险;便于发动机安装和维修。

1.1 发动机相对于机翼弦向位置

在翼吊式发动机安装设计中,发动机相对于机翼的弦向位置(包括前伸量 x 、下沉量 z 两个方面)会影响整个机翼的气动性能^[4-7]。NASA和世界各大飞机公司做了大量试验研究,给出了弦向位置 z/d 和 x/c 对机翼阻力系数增量 ΔC_D 的影响曲线,如图2所示。

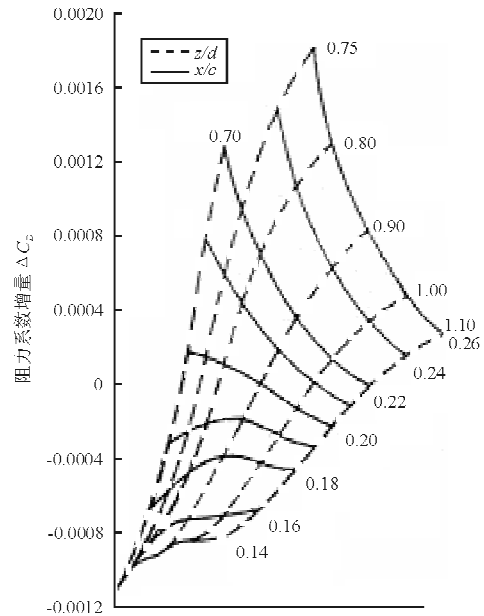
在升力系数 C_L 为0.75,马赫数 Ma 为0.77的条件下。当 $x/c \geq 0.20$ 时, z/d 值越大则飞机的阻力系数越小;当 $x/c < 0.20$, z/d 值越小则飞机的阻力系数越小^[8]。

发动机弦向位置对飞机起落架的设计也有很大影响,例如当 $x/c \geq 0.20$ 时,增加 z/d 值可以降低飞机的阻力系数,但为保证发动机外罩和地面之间的距离,起落架必须设计的足够长,起落架根部的弯矩增大,重量增加。

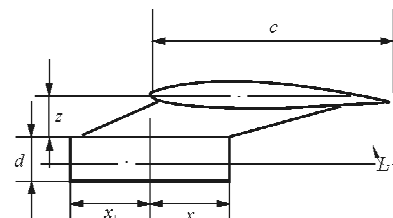
对于后掠翼,发动机安装位置越靠前,机翼重心越接近机翼刚心,越有利于改善机翼的颤振性能。

此外,弦向位置对吊挂和机翼受力状态也有较大影响。由于气动载荷引起的机翼扭矩为抬头扭矩,因此发动机前伸量越大,发动机重量对机翼扭

矩的减载作用越大;下沉量越小,发动机推力对机翼扭矩叠加作用越小。因此从机翼受力考虑, z/x_1 越小越好。但减小 z/x_1 的后果是,吊挂整体刚度降低,应力水平增加,增加了吊挂结构的设计难度。



(a) 弦向位置对阻力系数增量的影响曲线



(b) 几何尺寸

图2 发动机弦向位置对飞机阻力的影响

Fig. 2 Wing-mounted engine position effect on aerodynamic

1.2 发动机相对于机翼展向位置

发动机相对于机翼的展向位置对飞机的气动性能影响较小,影响发动机展向位置的主要因素是机翼的受力状态、飞机的操作难度及对襟翼设计的影响^[1,3,8-9]。

从机翼结构设计和强度方面考虑,气动载荷使翼根部位承受向上的弯矩,因此发动机距机身越远,发动机重量对翼根弯矩的减载作用越大,有利于减轻机翼的结构重量。但是,发动机距离机身越远,单发停车时偏航力矩越大,空中、地面和着陆进场最小操纵速度增大,难以满足适航规章规定。从翼吊布局飞机的统计数据看,四发飞机内侧发动机

一般位于机翼 30%~37% 半展长处, 外侧发动机一般位于 55%~67% 半展长处, 双发飞机发动机一般位于 33%~38% 半展长处^[9]。

发动机展向位置对襟翼结构的设计有比较重要的影响。发动机高温、高能量排气冲击襟翼, 会增加襟翼的载荷和温度, 在襟翼设计时必须考虑使用更昂贵的钛合金作为结构材料; 发动机高温、高能量排气冲击襟翼时, 会引起襟翼振动。因此, 翼吊发动机机翼总体设计时应错开发动机吊挂和襟翼支持结构的安装位置, 避免襟翼支持结构在发动机高能量排气激励下产生不利飞机安全的振动。此外, 发动机吊挂短舱和襟翼之间的气流也会互相影响, 从而增加飞机的飞行阻力, 影响飞机起飞时的爬升性能。在总体设计时, 可以通过取消发动机后的襟翼结构来降低发动机对襟翼的影响。B747 飞机中内侧发动机布置在内襟翼和外襟翼之间, 外侧发动机布置在外襟翼外侧如图 3 所示, 可以降低发动机排气冲击到襟翼造成的不利影响。



图 3 B747 飞机发动机布置

Fig. 3 Engine arrangement of airplane B747

发动机相对于机翼弦向位置靠前, 有利于飞机的整体设计。因此, 在飞机设计中应尽量增加发动机吊挂的前伸量, 减小发动机吊挂的下沉量, 但该设计方案会严重降低发动机吊挂的整体刚度, 并使吊挂的受力增加。因此应给予发动机吊挂足够的设计重量, 以满足强度设计要求, 保证飞行安全。

发动机相对于机翼的展向位置对飞机的气动性能影响较小, 影响发动机展向位置的主要因素是机翼的受力状态、飞机的操作难度及对襟翼设计的影响。从翼吊布局飞机的统计数据看, 内发或单发一般位于机翼 30%~38% 半展长处, 外发一般位于机翼 55%~67% 半展长处。

在襟翼设计时, 应着重考虑发动机展向位置的影响, 取消发动机后的襟翼结构可以有效降低发动

机排气冲击对襟翼造成的不利影响。

2 发动机吊挂结构形式

一般情况下, 翼吊发动机吊挂通常包括四个区域, 如图 4 所示。

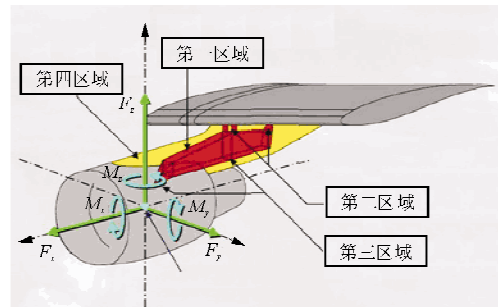


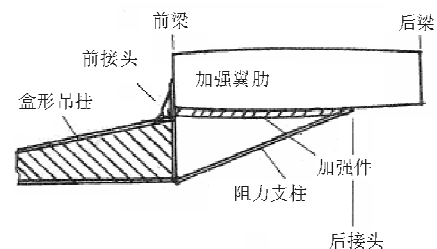
图 4 翼吊发动机吊挂结构示意图

Fig. 4 Sketch map of the wing-mounted pylon structure

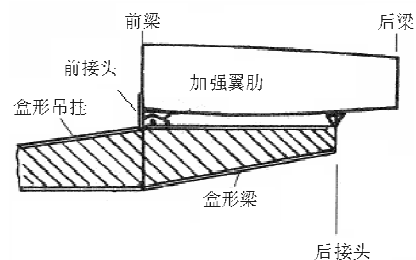
第一区域是发动机吊挂主承力盒段结构, 第二区域是发动机吊挂与机翼连接结构, 第三区域是吊挂与发动机连接结构, 第四区域是发动机吊挂整流罩等辅助结构。翼吊式发动机吊挂的主要作用是把发动机的载荷传递给机翼盒段结构。因此, 翼吊式发动机安装设计的关键是发动机吊挂主承力盒段设计、吊挂和机翼连接结构设计以及吊挂和发动机连接结构设计三个部分。

2.1 吊挂盒段结构形式

发动机吊挂盒段通常有三种结构形式如图 5 所示^[10-11]。



(a) 阻力支柱式盒段



(b) 盒形梁式盒段

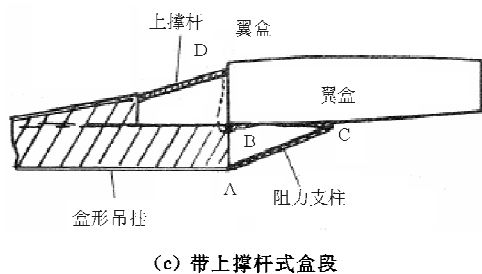


图 5 吊挂盒段结构形式

Fig. 5 Wing-mounted pylon structure

阻力支柱式盒段结构是由上梁和下梁组成的盒式悬臂梁,两侧的蒙皮传递垂直的剪切载荷,上下梁腹板承受横向剪切载荷。吊挂通过与上梁和末端的肋结构把吊挂的载荷传递给机翼前梁,并利用阻力支柱把吊挂下梁的载荷传给机翼下壁板。该吊挂结构形式传力路线清晰,吊挂结构重量相对较轻,但该结构形式中吊挂与机翼连接结构的受力较大,会使机翼盒段连接件数量增多,增加机翼盒段油箱区的设计难度。

盒形梁式盒段结构中吊挂盒段向后延伸超过吊挂与机翼前梁连接接头,直到后悬挂接头处。由于后接头需要传递扭矩,侧向力等方向载荷,与阻力支柱式吊挂结构相比,该设计增加了吊挂的重量。但前接头与后接头之间力臂增大,吊挂各接头载荷显著降低,节约了翼盒的重量,并可使下壁板局部区域的疲劳问题得到明显改善。

带上撑杆式盒段结构为超静定支撑形式。这种吊挂结构的优点是:由于力臂较大,其承受发动机力矩时结构受力较小,可以降低吊挂结构和机翼盒段的重量;有利于发动机位置靠近下翼面,可增大发动机与地面之间的距离或用于提高外部吹风式襟翼的推进升力。但该吊挂结构的缺点也非常明显:超静定设计增加了结构分析的复杂性;为保证载荷合理、准确分配,必须提高装配精度;上撑杆会占据机翼前缘的空间,影响系统组件的安装;结构装卸工作比较复杂。

2.2 吊挂与机翼连接结构形式

吊挂与机翼的连接形式,根据吊挂结构形式,可简单分为静定连接和超静定连接。

静定连接形式中,吊挂各接头承受的载荷相对明确,载荷值可根据工程方法计算得出,因此其强度分析相对简单。A300 飞机发动机吊挂结构如

图 6 所示。

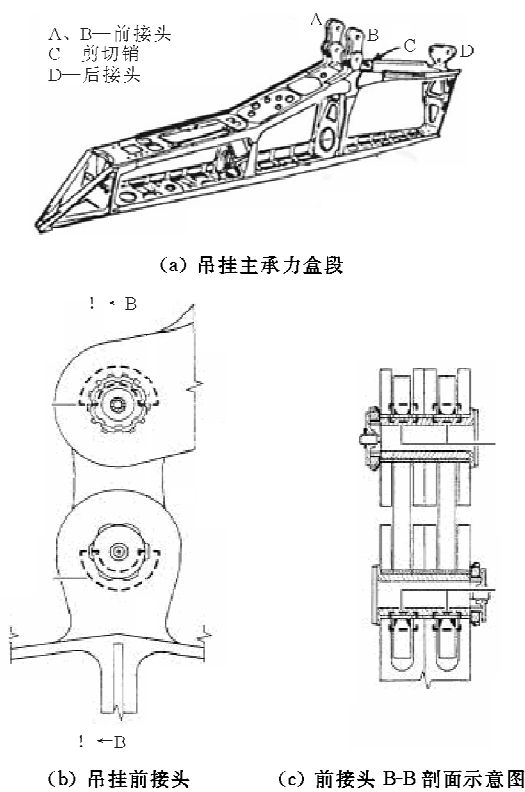


图 6 A300 飞机吊挂结构

Fig. 6 Pylon of the airplane A300

其中吊挂与机翼的连接形式是一种典型的静定连接形式。这种连接形式中前接头仅承受垂向载荷,剪切销承受航向载荷和侧向载荷,后接头承受垂向载荷和侧向载荷。俯仰力矩由前接头和后接头的垂向力偶平衡,偏航力矩由剪力销和后接头的侧向力偶平衡,滚转力矩由前接头形成的垂向力偶平衡。相比于超静定连接形式,静力连接形式中各接头的载荷较大,若再考虑破损—安全设计(图 6 中(c)),吊挂接头的重量将大幅增加。

大部分超静定连接形式是增加了上撑杆连接,由于上撑杆和后点之间的距离明显大于前后接头之间,吊挂平衡力矩的力臂相对较大,各接头载荷较小;由于是超静定连接形式,已考虑破损—安全设计,接头结构设计相对简单。但超静定连接形式的传力复杂,用工程方法计算接头载荷相当困难,这导致接头的强度分析难度较大。除此外,在对接头的强度分析中应考虑安装工艺对各接头受力的影响,为保证使用安全,通常在有限元计算结果上乘以相应的附加安全系数后进行强度分析。B747 飞机发动机吊挂结构,其吊挂与机翼的连接

是典型的超静定连接结构如图7所示。在吊挂承受俯仰力矩时,可以通过上撑杆、主接头和后支柱三者之间互相形成力偶进行平衡,此时接头上的载荷值需要借助有限元软件进行计算。

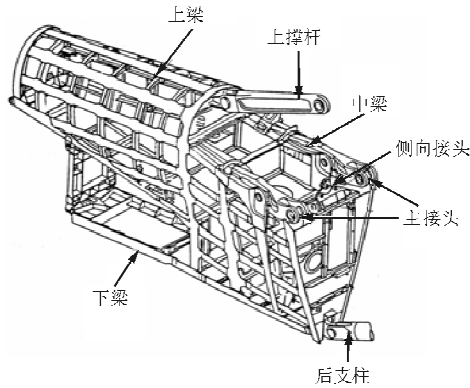


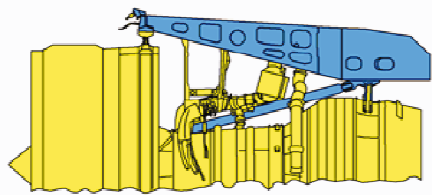
图7 B747飞机吊挂结构

Fig. 7 Pylon of the airplane B747

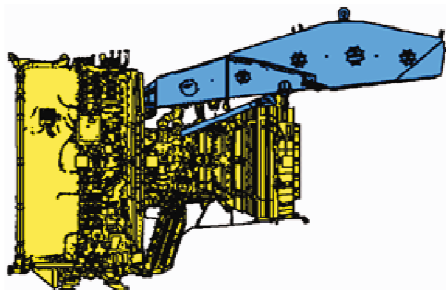
2.3 吊挂与发动机连接结构形式

发动机吊挂和发动机的连接结构设计包括发动机主连接结构设计和辅助连接结构设计。

由于发动机重心位置相对靠前,发动机主连接结构一般布置在吊挂前端。其结构形式通常有发动机整流罩连接形式和发动机主体结构连接形式如图8所示。



(a) 发动机整流罩连接



(b) 发动机主体结构连接

图8 吊挂与发动机连接形式

Fig. 8 Connection form between pylon and engine

发动机整流罩连接形式可以减少发动机主体

弯曲载荷;降低吊挂结构对发动机二次气流的干扰;结合适当的绝缘设计,吊挂结构本体可以用非耐高温材料。但该设计方案要求发动机预冷器必须安装在吊挂和发动机之间,增加维修的难度。

发动机主体结构连接形式中主连接结构与发动机重心位置更加接近,从而有利于发动机载荷传递;由于发动机预冷器安装在吊挂结构之上,维修性能较好。但该设计方案会使吊挂对发动机二次气流的干扰影响增加,并要求发动机吊挂中某些部位的材料必须选用费用较高的耐高温材料。

吊挂与发动机辅助连接结构主要作用是辅助主连接结构更有效地传递发动机载荷。其载荷较小,因而设计相对简单。辅助连接结构一般位于吊挂中段,吊挂盒段在此处的刚度较大,发动机滚转力矩和航向载荷应尽量通过辅助连接结构传递给发动机吊挂,使结构的受力最优,有效减轻吊挂结构的重量。

综上所述,不同的吊挂结构形式各有优缺点,在飞机设计中,应根据飞机性能、发动机性能、安装维护要求等对发动机吊挂结构形式进行选取。考虑到我国目前的工艺水平,为保证油箱区安全、发动机吊挂拆装简单及相关系统维修方便,盒形梁式吊挂盒段结构形式、吊挂与机翼静定连接形式及吊挂与发动机主体结构连接形式是发动机吊挂结构的首选方案。

3 结束语

发动机安装设计涉及到多方面的因素,不同的安装形式会对飞机的气动性能、受力状态、操纵性能及其它结构的设计等造成不同的影响。

考虑到飞机整体性能及飞行安全等因素,飞机设计中应尽量增加发动机吊挂的前伸量,减小发动机吊挂的下沉量,同时给予发动机吊挂足够的设计重量;影响发动机展向位置的主要因素是机翼的受力状态、飞机的操作难度及对襟翼设计的影响,通常情况下内发或单发一般位于机翼30%~38%半展长处,外发一般位于机翼55%~67%半展长处;在对襟翼进行设计时,可以通过取消发动机后的襟翼结构来降低发动机排气冲击到襟翼造成的不利影响。

发动机吊挂有多种结构形式,各有优缺点。由于我国目前的工艺水平较低,考虑到诸多问题,发

动机吊挂结构首选盒形梁式吊挂盒段结构形式、吊挂与机翼静定连接形式及吊挂与发动机主体连接形式。

参考文献

- [1] 党铁红. 翼吊布局民用飞机发动机安装设计[J]. 民用飞机设计与研究, 2008(2): 8-14.
Dang Tiehong. Wing-mounted civil aircraft engine design [J]. Civil Aircraft Design and Research, 2008(2): 8-14. (in Chinese)
- [2] Kimiey D J, Halm A S, Gelhauseii P A. Comparison of low and high nacelle subsonic transport configurations [J]. AIAA-97-2318, 1997.
- [3] 张彦仲. 大飞机气动总体技术的发展[J]. 中国工程科学, 2009, 11(5): 4-17.
Zhang Yanzhong. The development of aerodynamics & configuration technology for large aircraft[J]. Engineering Science, 2009, 11(5): 4-17. (in Chinese)
- [4] Reubush D E. Effect of over the wing nacelles on wing body aerodynamics [J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(6): 359-365.
- [5] 李杰, 鄂秦, 李凤蔚. 翼吊式双发民机机体/动力装置一体化数值分析[J]. 力学学报, 2000, 32(2): 233-238.
Li Jie, E Qin, Li Fengwei. Numerical simulation of transonic flow over wing-mounted twin-engine transport aircraft [J]. Acta Mechanica Sinica, 2000, 32(2): 233-238. (in Chinese)
- [6] 陈科甲, 白俊强, 朱军. 发动机短舱对翼身组合体跨音速气动特性影响研究[J]. 航空计算技术, 2010, 40(1): 63-66.
Chen Kejia, Bai Junqiang, Zhu Jun. Research on transonic aerodynamics performance impact of the engine nacelle [J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(1): 63-66. (in Chinese)
- [7] 李杰, 李凤蔚, 陈志敏, 等. 运输类飞机/发动机干扰流场纵、横向一体化数值分析[J]. 西北工业大学学报, 2002, 20(3): 343-346.
Li Jie, Li Fengwei, Chen Zhimin, et al. Analysis of airframe/propulsion integration for complex transport aircraft [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2002, 20(3): 343-346. (in Chinese)
- [8] 酈正能. 飞机部件与系统设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
Li Zhengneng. Aircraft component and system desing [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [9] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997.
Fang Baorui. The aerodynamic layout design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [10] Michael ChunYung Niu. Airframe structural design [M]. California: Technical Book Company, 1995.
- [11] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
General Editorial Board of *Aircraft design manual*. Aircraft design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000. (in Chinese)

作者简介:

赵秀峰(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器结构强度设计。

谭申刚(1959—),男,硕士,研究员,副总设计师。主要研究方向:飞行器结构强度设计。

沈威(1986—),男,助理工程师。主要研究方向:飞行器结构强度设计。

李永福(1985—),男,助理工程师。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:张杰)