

飞机重心包线修形分析

党举红* 郭燕

(航空工业第一飞机设计研究院,西安 710089)

摘要:飞机重心包线是在综合权衡操纵性、稳定性、气动设计、结构设计和飞机装载等要求后确定的,在飞机设计实践中,需要进行重心修形,一是为了确保飞行安全,根据使用情况对飞机重心做出一些限制;二是为了降低有效载荷,实现结构减重;三是为了进一步提高飞机最大起飞重量,挖掘飞机的性能潜力,提高竞争力。结合型号任务,分析了国内外军民用飞机,尤其是空客系列和波音系列飞机的重量与平衡资料,提出了重心修形的主要考虑因素,并结合重心包线左上角修形,举例说明了包线修形时的重量、结构、强度和起落架专业的相关考虑,给出了修形的必要条件、一种修形方法和具体的修形步骤,可以供后续型号设计参考。飞机重心包线修形也是一个反复迭代的过程,通过不断迭代直到获得一个满足诸多要求的合理的最优解。

关键词:重心包线;重心设计;修形方法;飞机设计

中图分类号: V221+.5; V215.2

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机重心前、后限根据操纵性和稳定性、气动设计、结构设计和飞机实际装载等要求综合权衡确定^[1],国外大型军、民用飞机都对重心包线进行了较多的修形,以波音737系列飞机为例,它的发展分两个阶段,737-500以前是第一阶段,包括737-100/200/300/400/500,主流型号是737-300型,其中737-200是-100的加长型,最大起飞重量(MTOW)增加到52.39 t;737-300是-200的加长型,MTOW增加到62.82 t,737-500是-300的缩短型,其基本型MTOW为52.39 t,增程型MTOW为60.55 t。737-700以后是737NG系列,包括737-600/700/800/900,737-700是737NG系列的第一种型号,也是该系列的标准型,737-700飞机发展了多种型别,如-700C/BBJ/-IGW/-700ER,甚至还有供空军使用的军用型,MTOW最大达到了79.010 t,737-800是-700的加长型,MTOW增加到78.471 t,737-900

是-800的加长型,MTOW为79.015 t,其最大的737-900ER飞机MTOW达到85.138 t,飞机重心前限由737-200的4%后移至737-700飞机的5%,重心后限由737-200的33%后移至737-800的36%^[2-3]。737系列每一种型号都对重心包线的左上角、右上角等进行了修形,个别型号也对右下角进行了修形,图1是波音737系列飞机的重心包线变迁图,需要说明的是每型飞机都有多个型别,其MTOW是一个范围,各型飞机重心包线是依据获得的机型数据选取,其重量不一定是本系列中最大MTOW值,但能够说明重心包线的修形情况。

重心包线修形主要有三方面的原因,一是为了确保飞行安全,根据使用情况对飞机重心做出一些限制;二是为了降低有效载荷,实现结构减重;三是为了进一步提高飞机最大起飞重量,挖掘飞机的性能潜力,提高竞争力。本文将对修形前后给飞机带来的收益体现以及工程研制中如何进行包线修形展

* 通信作者. E-mail: mr.dangjh@163.com

引用格式: 党举红,郭燕.飞机重心包线修形分析[J].民用飞机设计与研究,2020(3):121-126. DANG J H, GUO Y. Modification method on the aircraft CG limit lines[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(3):121-126(in Chinese).

开讨论。

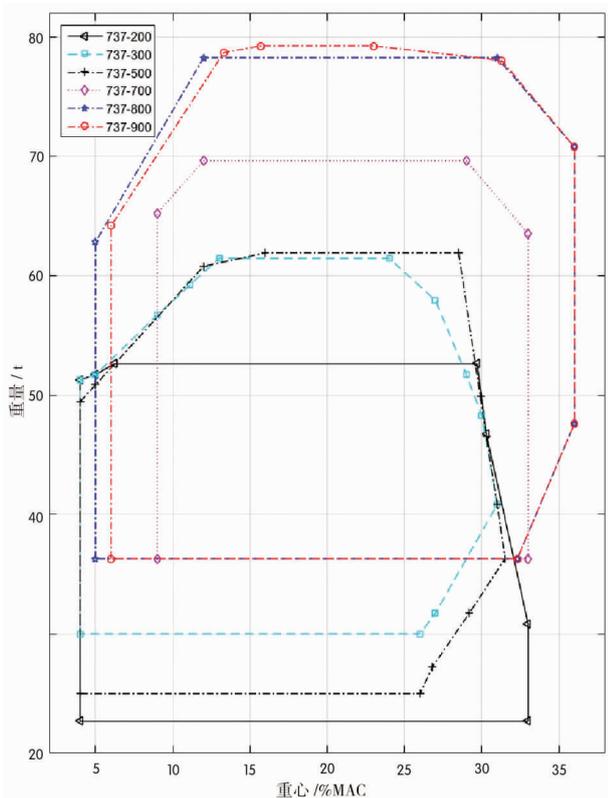


图 1 波音 737 系列飞机重心包线变迁图

1 飞机重心包线确定的规范说明

1.1 飞机重心前、后限的操纵性和稳定性要求

根据文献[1],重心前限受操纵性影响,主要确定因素有:单位过载杆力不应超过规定值;平衡状态杆力梯度不应超过规定值;着陆所需舵偏角不应超过其最大允许上偏角;在规定起飞速度下抬前轮所需的舵偏角不应超过允许值。

飞机前限受起飞抬前轮能力、着陆拉平时的操纵能力、失速操纵能力、进场配平和复飞等影响,军用飞机还要考虑最大过载操纵能力。

重心后限的主要确定因素有静稳定性要求、动稳定性要求和操纵灵敏度要求,即握杆稳定裕度、操纵期望参数、短周期阻尼、地面滑跑稳定性等,其中决定性因素是握杆静稳定裕度。现代电传飞机具有过载和俯仰角速度的信号反馈,其稳定性余量可以留得很小,即放宽静稳定性。采用放宽静稳定性设计后,飞机具有较小的平尾面积,重量和配平阻力有所降低,提高了民航经济性,而增大了军机机动性。

1.2 重心前、后限的气动和结构设计要求

就结构设计而言,对于前三点式起落架布置的飞机,停机状态下,其前起落架承受飞机重量比例约为 8% ~ 15%。据此可初步给出飞机的重心前限。

就气动而言,飞机在正常使用状态下,静安定裕度约为 12% MAC ~ 18% MAC;在执行特殊任务时,也应保证 3% MAC ~ 5% MAC 的静安定裕度。根据静安定裕度设计要求,由焦点位置可确定重心后限。

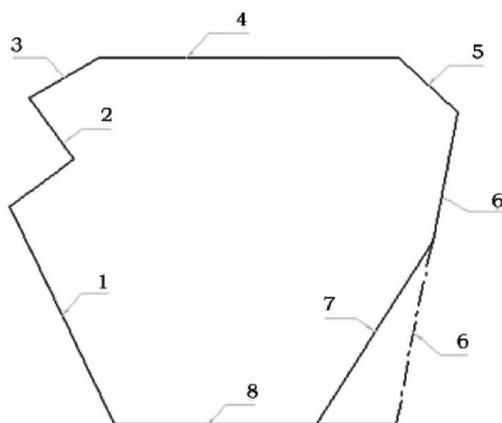
1.3 飞机实际装载要求

根据飞机的使用装载构型及飞行包线,计算出不同装载构型下从空机到满载的重心变化,据此可以给出飞机使用重心变化范围。

2 飞机重心包线修形分析

2.1 重心包线修形考虑

重心包线修形部位主要有包线左上角、右上角和右下角,左下角修形较少,文献[4]给出的飞机重心包线及各条限制线的确定原则如图 2 所示。



- 线 1:性能和装载权衡确定;
- 线 2:飞机实际重心位置确定;
- 线 3:前起载荷限制;
- 线 4:最大起飞设计重量;
- 线 5:主起载荷限制;
- 线 6:操纵能力限制(复飞和极限攻角飞行等);
- 线 7:前轮地面操控性(附着性);
- 线 8:最小飞行重量。

图 2 飞机重心包线及其限制^[2-3]

表 1 给出了飞机使用各阶段的飞机重心包线的主要约束。

表1 飞机前、后使用重心边界约束^[5-6]

飞行阶段	前重心边界约束	后重心边界约束
起飞阶段	1. 前起载荷要求(大起飞重量)	1. 主起载荷要求(大起飞重量)
	2. 起飞抬前轮的操纵能力	2. 前起的地面操控性要求
	3. 安全操纵要求(升降舵最大偏度+操纵裕度)	3. 防倒立角大于擦地角要求
	4. 最大过载时的升降舵操纵能力	4. 气动焦点要求
		5. 1°/g 重心点位置
飞行阶段	1. 安全操纵要求(升降舵最大偏度+操纵裕度)	1. 气动焦点要求
	2. 最大过载时的升降舵操纵能力	2. 1°/g 重心点位置
	3. 平尾不失速的最大操纵能力	3. 复飞时的升降舵操纵能力
		4. 极限攻角下的升降舵操纵能力
着陆阶段	1. 前起载荷要求(大起飞重量)	1. 气动焦点要求
	2. 安全操纵要求(升降舵最大偏度+操纵裕度)	2. 1°/g 重心点位置
	3. 最大过载时的升降舵操纵能力	3. 复飞时的升降舵操纵能力
	4. 平尾不失速的最大操纵能力	4. 极限攻角下的升降舵操纵能力

2.2 修形收益

重心包线修形的主要收益有:(1)扩展重心包线,随着飞机改进改型,飞机的最大重量增大,原重心范围不能满足要求,可以通过扩展原重心包线范围,满足最大起飞重量增大后的飞行要求,例如,波音737-900飞机最大起飞重量由波音737-800飞机的78.471 t 提高到79.015 t,通过对起飞包线进行修形,满足了使用要求;(2)减少平尾面积,对飞机重心包线中不需要的部分进行修形,降低平尾载荷,减少平尾面积,从而实现结构减重;(3)对重心包线的左上角进行修形,可以降低前起落架的载荷,而对重心包线的右上角进行修形,可以降低主起落架载荷,从而对飞机结构进行减重,实现飞机性能的提高,如某民用飞机重心左上角修形后,前起载荷降低了约3%。

3 重心包线左上角修形

这里以包线左上角修形为例说明重心包线修形方法及步骤。

左上角的重心包线图如图3所示,目的是通过修形,将重心包线的左上角切掉,以AB线代替AC线和CB线。

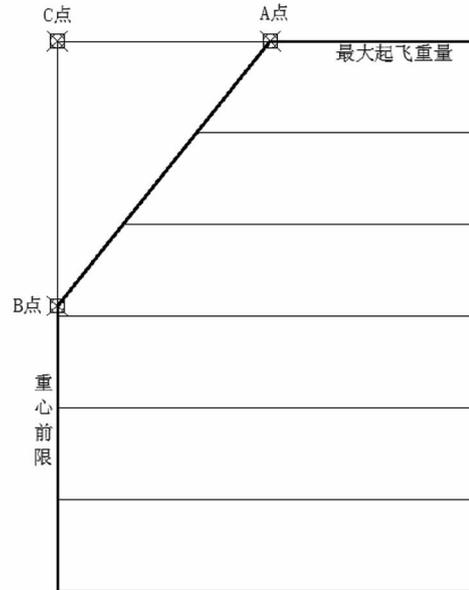


图3 左上角修形说明

3.1 修形分析

修形时,首先要考虑飞机装载。所有的装载线要处在AB线以内,即飞机装载允许对重心包线进行修形,这是修形的必要条件。如图4所示,飞机重心包线的左上角、右上角即图中两处有“重心包线”字样的位置都可以修形,当然,左下角、右下角也可以修形。

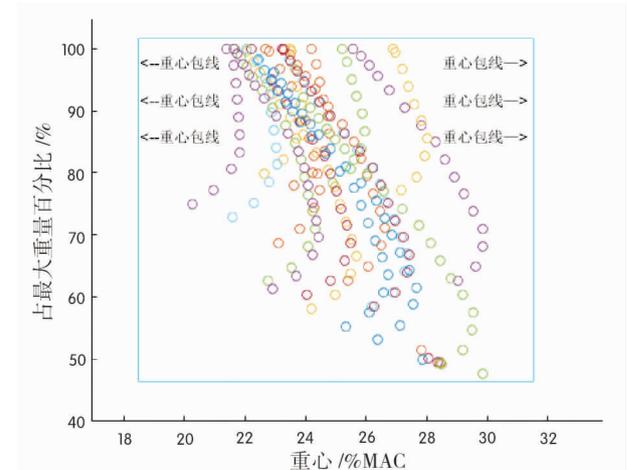


图4 飞机装载图

其次,要根据修形位置分析飞机修形影响。对重心包线左上角而言,起飞状态下,重心越靠前,前起落架上的载荷越大,前起载荷限制了大重量下起飞的前重心位置;同时,前重心意味着飞机机头较重,这会导致起飞时飞机抬前轮困难,所以要考虑平尾的配平,保证飞机在前重心状态下的起飞抬前轮、着陆拉平、进场配平与复飞要求、失速等操纵能力。

3.2 修形步骤

1) AB 线的确定

前起落架载荷限制涉及前起静载荷、前起动载荷、着陆载荷等^[7-8],为简单起见,根据式(1)计算前起落架在重心不同位置的最大静载荷,选择合适的 AB 线位置。

$$F_F = W_{TO} \left(1 - \frac{x_{CG} - x_{FL}}{L_{前主轮距}} \right) \quad (1)$$

其中 F_F 是前起最大静载荷(N), W_{TO} 是飞机起飞重量(N), x_{CG} 是飞机重心位置(m), x_{FL} 是飞机前轮位置(m), $L_{前主轮距}$ 是飞机前主轮距(m)。

737-300 飞机静载线和等载线如图 5 所示,其中, A 点等载线基本与 B 点等载线平行,但 A 点载荷要大于 B 点载荷,需要说明的是 AB 连线的起落架载荷近似线性变化。

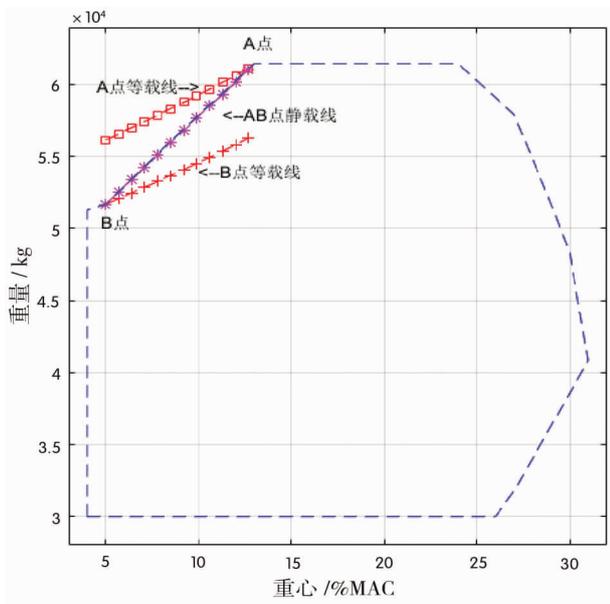


图 5 波音 737-300 飞机前起静载线和等载线

2) 前起落架强度校核

修形后,必须对前起落架进行强度校核。强度计算筛选出的地面极限载荷比前起静载大得多,状态也多得多,某飞机的前起载荷状态包括着陆撞击、

地面滑行和地面操纵三种状态,最大载荷状态是 24.16% MAC 前重心大惯量时的三点刹车状态,载荷约为 7.29×10^5 N,前重心时前起停机载荷为 1.95×10^5 N,最大载荷状态是前起停机载荷的 3.74 倍;而 MA700 飞机的最大载荷状态发生在前起动态刹车,是静载的约 3.02 倍。

从载荷角度看,前起落架最大载荷发生在地面操纵的三点刹车状态下或是飞机着陆时的着陆撞击及起转状态,前起落架强度校核主要包括水平着陆最大垂直载荷状态、水平着陆最大起转载荷状态、水平着陆最大回弹载荷、动态刹车状态、三点刹车状态等。同时还要对前起各部件如轮轴、防扭臂、外筒、前撑杆等的强度进行校核。

3) 平尾配平校核

飞行状态下,前重心的主要影响是平尾配平,修形后,必须对起飞抬前轮、着陆拉平、失速操纵、进场配平与复飞等状态进行校核^[9-10],某飞机随着平尾偏度的加大,起飞抬前轮、着陆拉平和失速操纵所确定的重心前限值向前移动,且平尾偏度每增加 2° ,重心值向前移动约 4% MAC,不同预置偏度时,进场配平与复飞线没有变化。因此,决定重心前限最严酷的点是进场配平与复飞。

4) 修形流程图

重心包线左上角修形流程图如图 6 所示。

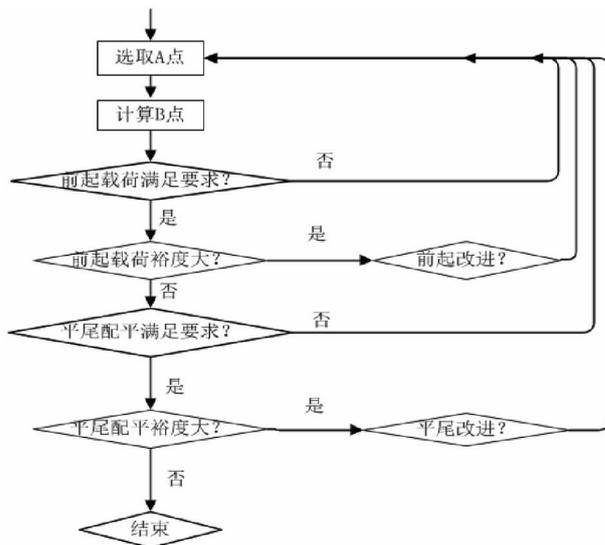


图 6 重心包线修形流程图

4 补充说明

1) 重心包线左上角 AB 线的选择也可以根据平

尾载荷确定。某飞机平尾载荷等载线如图7所示,图中分别有两条等载线,根据载荷大小,选择合适的等载线,即AB线,然后校核平尾配平和前起强度,满足要求即可。

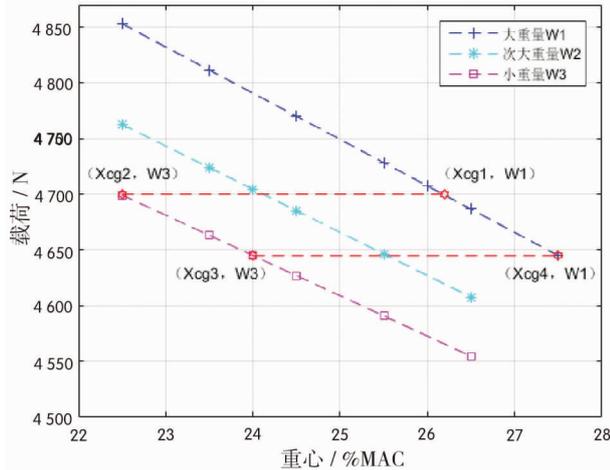


图7 某飞机平尾载荷等载线

2) 重心包线右上角 AB 线的选择主要考虑主起载荷限制,还要考虑机动飞行、擦地角等要求,重心包线右下角主要考虑前轮附着力等,这两处的修形过程与左上角基本类似,在此不再赘述。

5 结论

本文给出了重心前、后限的确定原则,修形收益和修形流程,并举例说明了飞机重心包线修形方法。飞机设计是一个反复迭代的过程,重心包线修形也是,通过不断迭代直到获得一个满足诸多要求的合理的最优解。

参考文献:

- [1] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第8册:重量平衡与控制[M]. 北京:航空工业出版社,1999:103-104.
- [2] PAUL A J. Jane's All the World's Aircraft 1995-2015 [M]. [S. l.]:Janes Information Group.
- [3] Boeing. 737-300/-500/-600/.../-900 Airplane Flight Manual [M]. U. S. :Boeing,1992-2009.
- [4] 王小平. 民用飞机重心包线研究[J]. 民用飞机设计与研究,2011(2):8-11.
- [5] 王坤,朱清华,陈建炜,等. 民用飞机设计重心包线计算[J]. 飞行力学,2019(4):21-24.
- [6] Airbus. Getting to Grips with Weight and Balance [M]. Airbus. 2004(2):104-105.
- [7] GJB67.4A-2008. 军用飞机结构强度规范 第4部分:地面载荷[S]. 中国人民解放军总装备部,2008:2-5,18-23.
- [8] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第14册:起飞着陆系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,1999.
- [9] (俄)Г. С. 比施根斯. 干线飞机空气动力学和飞行力学[M]. 孙荣科等译. 北京:航空工业出版社,1996:226-228.
- [10] 王建培. 亚音速民机平尾初步设计[J]. 飞机力学,1991(3):17-20.

作者简介

党举红 男,第一飞机设计研究院,研究员。主要研究方向:飞机总体设计、重量平衡与控制。E-mail: mr. dangjh@163.com

郭燕 女,第一飞机设计研究院,高级工程师。主要研究方向:飞机重量平衡与控制设计。

Modification method on the aircraft CG limit lines

DANG Juhong* GUO Yan

(The First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China)

Abstract: Based on considering the requirements of the aircraft stability and control, aerodynamic design, structural design and cargo loading, we can define the aircraft CG (centre of gravity) envelope. In the practice of aircraft design, it is necessary to improve the CG limit lines. Firstly, some restrictions are made on the aircraft CG envelop to satisfy the actual operation so as to ensure flight safety. Secondly, the structural loads are reduced so as to achieve a minimum structural weight. Thirdly, the maximum take-off weight of the aircraft is increased further, and

the performance potential of the aircraft is taped so as to improve the competitiveness. Domestic and foreign data of the aircraft weight and balance, especially of Airbus aircraft families and Boeing aircraft families, were analyzed and the main parameters impacting the CG variety were put forward. Combining all of the requirements of weights, structures, strengths and landing gears, the necessary conditions for CG limit modification, a modification approach and operating procedure were given, which could be used as a reference for novel aircraft design. For shaping the aircraft CG limit line, design iteration is an important part of the process. It is also an iterative process to modify the center of gravity envelope until a reasonable optimal solution that meets many requirements is obtained.

Keywords: CG limit; CG design; modification analysis; aircraft design

* Corresponding author. E-mail: mr. dangjh@163.com