

民用飞机飞控系统副翼下垂浅析

谢刚涛

(上海飞机设计研究院飞行控制系统设计研究部,上海 200235)

Aileron Droop Function Implemented by Civil Aircraft Flight Control System

Xie Gangtao

(Flight Control Department of SADRI, Shanghai 200235, China)

摘要:在飞机起飞或着陆飞行阶段,当缝翼伸出襟翼放下时,副翼也随之对称地下偏一定偏度,这就增加了机翼的弯度,提高了机翼升力。从而减少了飞机起飞/着陆的速度和场长,改善了起飞和着陆性能。通过介绍 X 飞机与 Y 飞机的副翼下垂功能的历史发展、功能原理与功能实现,较详细地分析了副翼下垂功能的实现方式。

关键词:民用飞机;飞控系统;副翼下垂

[Abstract] When the flaps are lowered during takeoff or landing phase, ailerons on the both sides can be deflected simultaneously downward into the airstream to increase wing camber, supplementing flaps with lift augmentation. Takeoff or landing speeds and field length are reduced, thus performance is improved by using aileron droop. The research document introduces development process, basic principle and functional implementation on aileron droop function of X and Y civil aircraft in order to analyse aileron droop function specifically.

[Key words] Civil aircraft; Flight control system; Aileron droop

0 引言

现代民用飞机电传飞控系统采用先进的电传飞控控制律设计,充分发掘和发挥了飞控系统和飞机本体的潜在作用和能力,改善了飞机的飞行性能和操纵能力。副翼下垂功能作为增强飞行性能的一种手段,已经广泛用于民用飞机飞控系统的设计之中。副翼下垂功能用于飞机起飞/复飞和着陆飞行阶段,当缝翼伸出襟翼放下时,副翼也随之对称地下偏一定偏度,这就增加了机翼的弯度,以补充着陆阶段时襟翼的增升能力。副翼下垂功能减少了起飞/着陆的速度和场长,改善了飞机的起飞和着陆性能。

1 X 系列飞机的副翼下垂功能分析

X 飞机自 X0 以来,整个飞机系列都具有副翼下垂功能。随着 X 系列不断地发展,以及飞机飞控构架和副翼布局的变化,实现副翼下垂的方式也随 X 系列发展而有所变化。以下介绍了 X 飞机三种不同的副翼下垂方式。

1.1 X0 和 X1 飞机副翼下垂功能

X0 和 X1 飞机的飞行操纵系统是机械传动的飞机,其副翼的布置没有外副翼,而只有一对用于高速时滚转机动的内副翼。一般来说,外副翼设计的理念仅用于低速,由于距离飞机中心线力臂长,比内副翼有更大的滚转能力,高速时不使用外副翼以免

对机翼产生过大的扭转力矩。X0 和 X1 在低速时内副翼偏转并伴随扰流板的辅助滚转后,也同样具有低速机动能力,所以又称全速度副翼。因此出于减重考虑没有采用设计另外的外副翼。

X0 和 X1 具有 10° 副翼下垂功能。当襟/缝翼手柄从 0 卡位移出时副翼同时下垂。X0 和 X1 实现副翼下垂要加装 Kreuger 选择阀和副翼下垂作动器(Aileron droop actuator)等专用的硬件设备。

1.2 X2 副翼下垂功能

自 X2 开始 X 使用了电传设计技术,副翼下垂功能由飞行控制律来实现,没有使用专用的硬件设备。X2 仅有一对外副翼,位于机翼后缘外侧。当襟翼放下时,会产生 5° 副翼下垂指令。副翼下垂功能可以由两台中任一 ELAC(升降舵和副翼计算机)实现。当襟翼放下时,在地面或空中会产生副翼下垂指令。此时,5° 副翼下垂指令在 ELAC1 或者 ELAC2 中生成(如果该计算机此时控制副翼)。

1.3 X4 副翼下垂功能

X4 共有两对副翼均布置在机翼外侧。副翼下垂指令在 FCPC(飞控主计算机)中形成,依赖于襟缝翼位置信号,通过向下偏转内、外侧副翼来实现。当所有的 FCPC 失效后,该功能在 FCSC(飞控辅助计算机)中计算与执行,只偏转内侧的副翼。图 1 是 X4 飞行控制系统操纵舵面示意图。副翼下垂功能逻辑所对应的 FCPC 或 FCSC 计算机根据以下来计算偏度:

- (1)正在运行的控制律模式;
- (2)减速板、地面扰流板、机动载荷减缓和副翼下垂控制律。

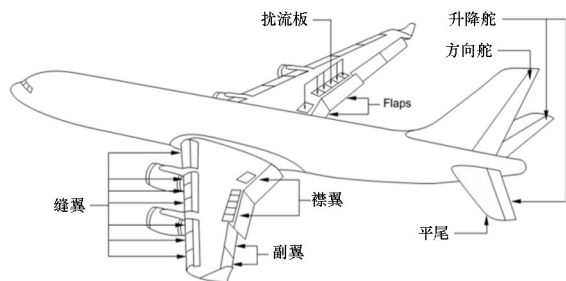


图1 X4飞行控制系统操纵舵面示意图

X4副翼下垂偏度与襟/缝翼手柄、襟翼偏度以及缝翼偏度存在相对应的关系,但与X2不同,X4副翼下垂偏度实际上与缝翼位置形成一一对应,偏度由X2单一的5°改进为5°和10°两种方式。缝翼放下20°时,副翼下垂偏度为5°。缝翼放下24°时,副翼下垂偏度为10°。副翼下垂偏度与襟/缝翼手柄、襟翼偏度以及缝翼偏度的具体关系见表1。从气动理论上分析,副翼下垂偏度随襟/缝翼构型不同而有所变化,要通过评价副翼下垂所产生的增升气动特性以及对飞机起飞着陆性能的影响来确定副翼下垂偏度。着陆构型的副翼下垂偏度的确定依赖于最大升力系数改善的程度、下垂后附加增加的阻力以及益于减少最小阻力速度,最终达到减少着陆速度和着陆距离的目的;起飞/复飞构型的副翼下垂偏度相对着陆情况复杂,主要通过起飞/复飞构型时对比不同的副翼下垂偏度,分析得出升阻比以改善程度最佳的下垂偏度,最终达到减少起飞速度和起飞距离的目的。起飞构型的副翼下垂偏度还要从发动机起飞推力角度考虑,对“高升力”和“低阻力”这一对矛盾的推力需求进行折中分析。

表1 介电常数K的测量误差分析与计算

手柄位置	襟翼 (°)	缝翼 (°)	副翼下垂 (°)	构型
Flap 1	0	20	5	进近Ⅲ
Flap 1+F	17	20	5	起飞
Flap 2	22	24	10	起飞 & 进近Ⅱ
Flap 3	26	24	10	进近Ⅰ & 着陆
Flap Full	32	24	10	着陆

鉴于X4副翼接受若干种控制律的指令,最终的副翼偏转角度由以下优先权顺序的指令综合来确定:(1)滚转;(2)副翼下垂;(3)机动载荷减缓;(4)

减速板。滚转机动是副翼存在的最主要的功能,副翼下垂功能与滚转操纵迭加时,不能影响飞机的大坡度飞行机动。为保证滚转机动的能力,主要是确保副翼下垂后进行滚转操纵时,继续下偏一侧的副翼有足够的偏度。

X4副翼下垂指令的生成逻辑判断依赖于副翼工作状态和襟/缝翼位置,如图2所示。

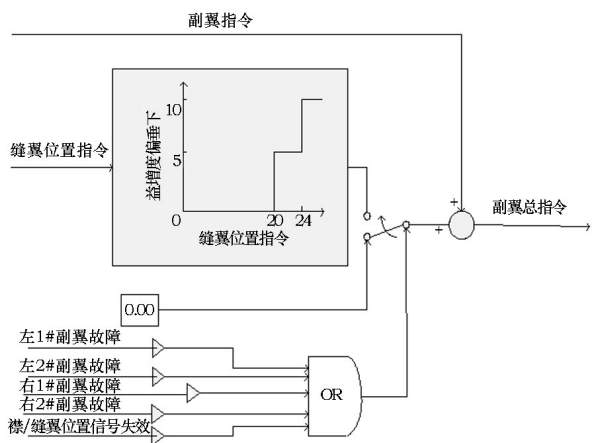


图2 X4副翼下垂指令生成逻辑原理图

2 Y系列飞机副翼下垂分析

2.1 Y系列副翼下垂概述

Y2、Y3、Y5等只有一对外副翼,没有内副翼,这些飞机没有采用副翼下垂功能。Y6和Y7副翼构型均有一对外副翼和一对襟副翼,Y6-300具有内侧襟副翼下垂10°的功能(一对外副翼没有下垂功能),而Y7同时具有内副翼下垂和外副翼下垂功能。

2.2 Y7副翼下垂分析

Y7具有一对副翼和一对襟副翼,可以用来控制飞机的滚转姿态角,也可以用来在起飞、进近和着陆阶段进行增升。副翼位于机翼后缘的外侧,襟副翼位于机翼后缘,介于内襟副翼和外襟副翼之间。Y7的滚转操纵是由驾驶盘到直接指令到内侧襟副翼和外侧副翼,操纵驾驶盘到一定的位置还会驱动扰流板辅助滚转。高速时外侧副翼被锁住不动。Y7副翼下垂和襟副翼下垂偏度与襟翼偏度的关系如图3所示。

当襟翼在起飞位置时(襟缝翼手柄从5到20的卡位),副翼下垂8°;当襟翼在起飞位置时(襟缝翼手柄25和30卡位),副翼下垂0.6°。当襟缝翼手柄在5卡位时,襟副翼下垂10°;当襟缝翼手柄在15或20卡位时,襟副翼下垂20°;当襟缝翼手柄在25或30卡位时,襟副翼下垂31°。值得一提的是,当

襟翼收回时,副翼相对于固定机翼仍有 2° 的下偏偏度。副翼仅在低速时的滚转机动中使用,此时襟副翼和扰流板也用来辅助滚转。副翼下垂后,仍然具备足够的滚转机动能力。

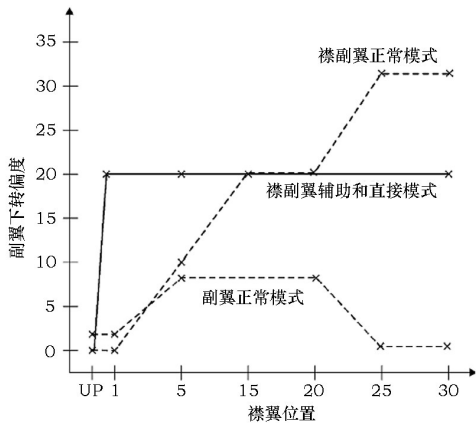


图3 Y7副翼下垂和襟副翼下垂偏度与襟翼偏度的关系

3 结论

副翼下垂功能用于飞机起飞/复飞和着陆飞行阶段,当襟/缝翼放下时副翼也随之对称地下偏一定偏度,这就增加了机翼的弯度,提高了机翼升力,从

而减少飞机的起飞/着陆速度和减少起飞/着陆距离,改善了飞机的起飞/着陆性能。另外,副翼下垂功能本身对于飞行控制系统的实现相对难度不大,对于采用电传飞控系统的飞机来说不需要专门的硬件,只需确立相应的控制逻辑,通过控制律在飞控计算机中形成指令。由于副翼下垂功能具有以上的收益和优点,X和Y具有电传飞控系统的飞机全部采纳了该功能,因此本文通过较详细地介绍了X与Y飞机的副翼下垂功能,以期对民用飞机飞控系统的设计有所借鉴。

参考文献:

[1] S. F. J. BUTLER. Low-Speed Wind-Tunnel Tests on a Sweptback Wing Model (Buccaneer Mark I) with Blowing at the Wing Leading Edge and Blowing over the Flaps and Drooped Ailerons. RAE Tech Report No. 67 223—A. R. C. 29 976[R]. LONDON: HER MAJESTY'S STATIONERY OFFICE, 1971.

[2] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社,1997.

(上接第7页)

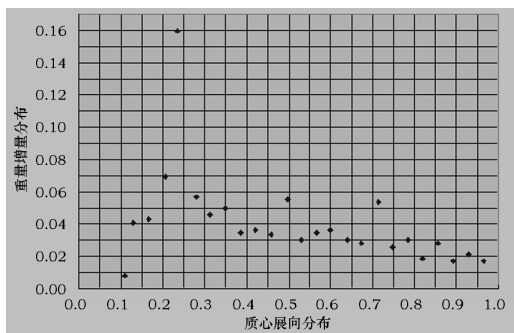


图11 归一化后的翼面结构重量增量随质心的分布

3 结论

由于机翼的变形在线性变化范围内,因此翼梁缘条、机翼蒙皮和长桁应力的变化随压心位置的变化成正比,并且通过有限元计算得到验证。由于气动载荷压心外移,翼面结构应力增大,如果把应力控制在许用应力以下,则需要增加结构尺寸(蒙皮厚度、长桁面积),其增加比值就是应力增大的比例。由此可知,随压心外移,翼面结构需要增加的重量与

压心位置外移量成正比,通过本文计算得到,机翼气动分布载荷压心每外移1%,翼面结构重量增加2.46%。

参考文献:

[1] 张庆伟,林左鸣. 世界民用飞机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2009.05:5-6.

[2] S. Andrew Ning, Ilan Kroo. Multidisciplinary Considerations in the Design of Wings and Wing Tip Devices[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47: 534-543.

[3] 李宏明. 飞研制中的机翼重量问题[J]. 飞机设计,1999,1:6-11.

[4] 邓扬晨,蔡为民,韩冬,陈华. 基于结构优化的大展弦比机翼质量估算[J]. 飞机设计,2006,2:1-7.

[5] G. Bindolino, G. Ghiringhelli, S. Ricci, M. Terraneo. Multi-level Structural Optimization for Preliminary Wing - Box Weight Estimation[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47: 475 - 489.

[6] 宋静波. 飞机构造基础[M]. 北京:航空工业出版社,2004.02:9-11.