航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jun. 15 2018 Vol. 29 No.06 20-23

T 形尾翼非对称载荷设计分析

唐朕*，肖启之
航空工业第一飞机设计研究院，陕西 西安 710089

摘　要：由于 T 形尾翼特殊的结构和气动布局形式，其临界载荷的确定除了要考虑对称载荷外，非对称载荷也有可能构成尾翼及后机身结构的设计情况。本文以 CCAR25 部为设计准则，系统分析了 T 形尾翼非对称载荷受载的模式与特点，给出了非对称载荷的分析方法与流程，并比较了各设计情况的临界载荷，最终确定出 T 形尾翼的非对称载荷设计工况。

关键词：T 形尾翼；非对称载荷；临界载荷

中图法分类号：V249；　　**文献标志码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.06.020

T 形尾翼是指将飞机的水平尾翼（简称平尾）布置在垂直尾翼翼尖的一种特殊气动布局形式。在小迎角时，这种布局形式具有能够避开机翼尾流影响、平尾气动效率高的优点[1]。在结构设计方面，这种尾翼结构形式便于后机身的大开口，有利于运输机的货物装运。因此，很多大型客机和运输机的尾翼设计均采用了 T 形尾翼。

T 形尾翼的载荷会影响飞机结构的设计，因此，需要对各种设计要求和相应的设计情况加以仔细考虑。尾翼载荷与飞机俯仰和偏航的机动能力有关，其与机翼和机身相比，受到的约束条件较多，载荷量值不易确定。其中，对于尾翼的非对称载荷分析，往往只按照规范要求分析非对称受载情况，但在工程设计分析过程中，故障模式、抖振或失速等情况下的非对称载荷影响也比较大，必须进行详细分析，综合各类非对称受载情况，从而确定出非对称载荷的严重工况。

本文从飞行载荷设计考虑，针对 T 形尾翼布局形式的受载特点，总结出 T 形尾翼非对称载荷设计流程，并按照 T 形尾翼受载分类进行全面的分析。

1 设计准则

对于尾翼的非对称载荷设计《中国民用航空规章》CCAR25.427 规定在横向突风（阵风）、偏航机动和滚转机动情况设计飞机过程中，必须考虑到滑流及由于机翼、垂直安定面和其他气动表面气动干扰效应所产生的非对称影响。机翼的非对称载荷在 25.349（b）条中已经规定，本条款专指平尾所受的不对称载荷，用以校核平尾及其支撑结构。

具体到 T 形尾翼载荷设计，还需根据 25.331 和 25.341 确定的最大载荷，将平尾的一侧施加最大载荷的 100%、另一侧施加 80% 进行分析。另外，CCAR25.427 还补充了斜突风设计情况，即考虑来自垂直于航迹方向任意角度的突风，将垂尾和平尾的受载综合起来设计、分析[2]。

2 T 形尾翼非对称受载分类

在 T 形尾翼飞行载荷设计中，需要考虑的非对称受载情况包含对称机动、偏航机动、滚转机动、突风情况、抖振或失速以及升降舵操纵系统失效等[3]。

2.1 对称飞行的非对称载荷分析

由对称飞行情况产生的 100% 的最大载荷作用在平尾的一边，80% 的最大载荷作用在平尾的另一边。此时，平尾对飞机中心线的不对称力矩可通过式（1）确定：

$$M_x = (1-R)L_t Y_{cp} \tag{1}$$

式中：M_x 为平尾非对称力矩，R=0.8，L_t 为半边平尾上的最大法向载荷，Y_{cp} 为半边平尾的展向压心到飞机对称面的距离。

2.2 偏航机动尾翼非对称载荷分析

偏航机动中，给定方向舵操纵指令，使其按照偏转速率从初始位置运动到最大可用偏度[4]。尾翼的非对称载荷主要与侧滑角的大小有关，侧滑角越大，垂尾的侧向载荷越大，

收稿日期：2018-04-27；　　退修日期：2018-05-10；　　录用日期：2018-05-18
* 通信作者 . Tel.：029-86832522　　E-mail：musicfather@aliyun.com
引用格式：Tang Zhen, Xiao Qizhi. Unsymmetrical loads design analysis of T tail [J].Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (06): 20-23. 唐朕，肖启之 . T 形尾翼非对称载荷设计分析 [J]. 航空科学技术，2018，29 (06)：20-23.

平尾的非对称力矩也越大。非对称受载临界情况一般出现在方向舵偏转至最大可用偏度，且飞机达到最大侧滑角（即超调点）时。

2.3 滚转机动尾翼非对称受载分析

滚转机动分别按初始法向载荷系数为 0、1 和 0.67 倍的正限制机动载荷系数进行仿真分析。规范中要求考虑最大角加速度和定常滚转两种情况，它们分别对应于机动过程中最大滚转角加速度和最大滚转角速度出现的时刻。

2.4 任意方向突风情况下尾翼非对称受载分析

突风响应计算的初始状态均为稳定水平直线飞行，突风形状采用“1-cos”形。计算时应考虑飞机的重量（质量）、重心、飞行高度、速度、突风尺度等参数的组合，并考虑突风减缓因子。

2.5 升降舵故障情况下尾翼非对称受载分析

当单侧升降舵失效而出现卡滞时，为了保证飞行安全，飞机一般还应当满足一定的机动能力。在这种情况下，正常工作的升降舵往往需要向另一方向偏转，造成升降舵不对称偏转，从而使得平尾两侧承受相反方向的载荷，进而在平尾上产生非对称力矩。这种失效载荷有可能构成 T 形尾翼的临界受载情况，需要重点分析。

2.6 抖振或失速时的尾翼非对称受载分析

对于抖振情况下的尾翼非对称载荷分析，主要是通过 CFD 计算或者风洞试验获得非定常压力分布，进而采用数值积分的方法得到根部弯矩随时间变化的函数，最终可以得到弯矩系数均方根值随迎角变化的函数，这样，便可以采用此函数分析尾翼的抖振边界和抖振载荷。

在缺乏可靠的试验数据作为分析依据时，可采用式 (2) [5] 来确定失速抖振时的平尾抖振载荷。

$$M_x = \frac{W \cdot S_t \cdot b_t \cdot C_1}{S_w} \tag{2}$$

式中：W 为飞机最大飞行重量；S_t 为水平尾翼外露总面积；S_w 为机翼总面积；b_t 为水平尾翼全翼展；C_1 为无量纲水平尾翼滚转力矩系数，取值 0.08。

3 T 形尾翼非对称载荷分析流程

T 形尾翼非对称载荷分析流程如图 1 所示，分为如下几步：

(1) 将质量数据、气动数据、几何数据、发动机数据、操纵数据、设计包线等引入飞机六自由度方程，开展上述的各类机动模拟仿真分析，求解飞机运动参数响应历程；

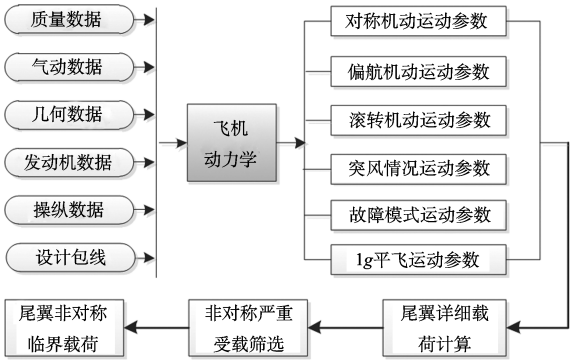

图 1 T 形尾翼非对称载荷分析流程

Fig.1 Unsymmetrical loads analysis flowchart of the T tail

(2) 根据上述得到的飞机参数动响应，计算得到尾翼的详细载荷，即每一状态下尾翼的力和力矩；

(3) 按照载荷包线法对所有情况下的尾翼载荷进行临界受载筛选，最后获得尾翼的非对称受载情况下的临界载荷。

4 算例

4.1 算例参数

本算例飞机采用上单翼、T 形尾翼、翼吊两台涡桨发动机、前三点式机身起落架布局，如图 2 所示。

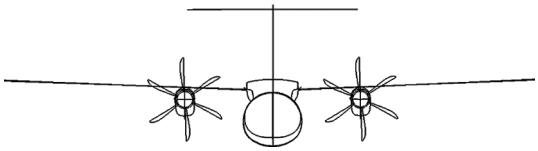

图 2 算例飞机示意图

Fig.2 Sketch map of the example aircraft

算例飞机的升降舵、方向舵最大可用偏度随校正空速的变化曲线分别如图 3、图 4 所示。单台发动机驱动螺旋桨产生的最大连续拉力随马赫数的变化曲线如图 5 所示。

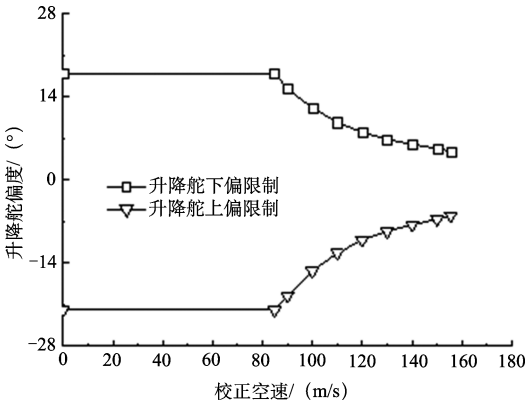

图 3 升降舵最大可用偏度

Fig.3 Maximum deflection of the elevator

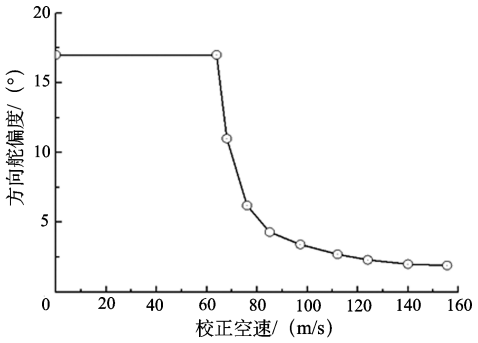

图 4 方向舵最大可用偏度

Fig.4 Maximum deflection of the rudder

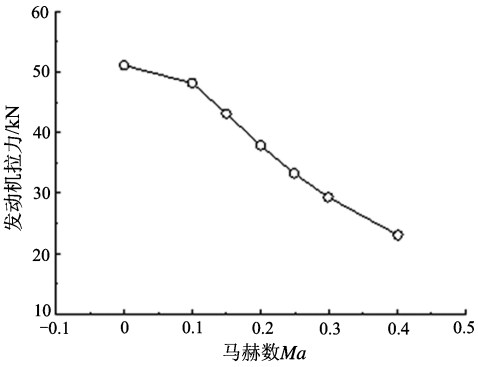

图 5 单个螺旋桨最大连续拉力曲线

Fig.5 Maximum thrust curve of single propeller

4.2 结果分析

对该算例飞机进行对称机动、滚转机动、偏航机动、突风响应、故障模式等仿真分析，如图 6~ 图 10 所示。获得全机运动参数时间历程，并结合风洞试验测压数据对部件进行详细载荷计算，最终获得各类情况下的尾翼非对称载荷。

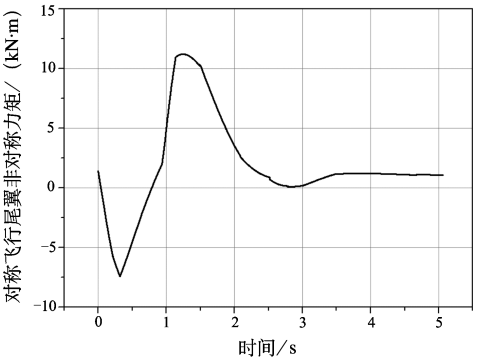

图 6 对称机动尾翼非对称力矩

Fig.6 Unsymmetrical moment of the tail in symmetrical manoeuver

经过载荷筛选，T 形尾翼的各种非对称受载情况下的临界载荷见表 1。从表中可以看出，对于本文的算例飞机，其 T 形尾翼在非对称受载情况的临界非对称力矩为 164.2kN·m，出现在偏航机动情况下。

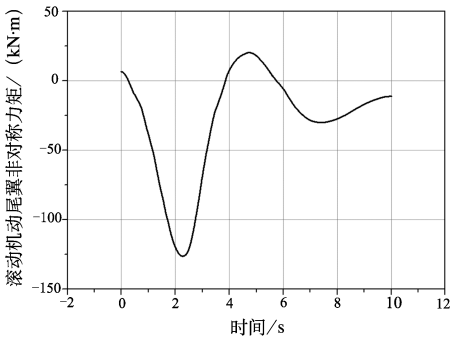

图 7 滚转机动尾翼非对称力矩

Fig.7 Unsymmetrical moment of the tail in rolling manoeuver

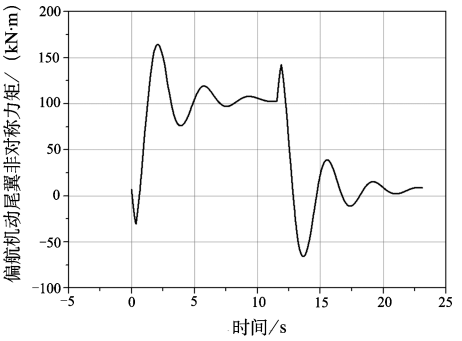

图 8 偏航机动尾翼非对称力矩

Fig.8 Unsymmetrical moment of the tail in yawing manoeuver

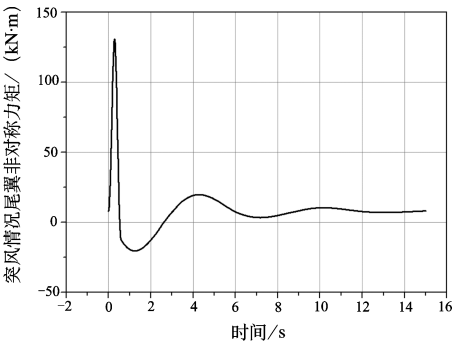

图 9 突风情况尾翼非对称力矩

Fig.9 Unsymmetrical moment of the tail excited by the gust

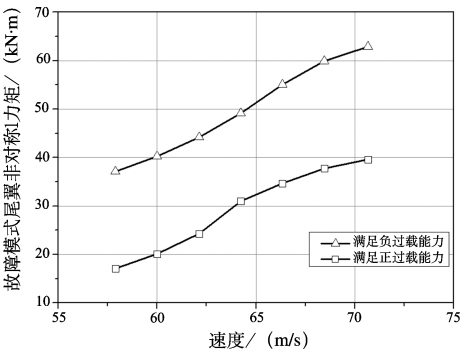

图 10 升降舵卡滞尾翼非对称力矩

Fig.10 Unsymmetrical moment of the tail when the elevator jammed

表 1 尾翼非对称力矩

Table 1 Unsymmetrical moment of the tail

机动情况	迎角 / (°)	侧滑角 / (°)	左 / 右升降舵偏度 / (°)	尾翼非对称力矩 / (kN·m)
偏航机动	0	7.0	2.1/2.1	164.200
滚转机动	6.5	−8.2	−3.6/−3.6	−126.260
突风载荷	3.0	8.8	−1.5/−1.5	130.790
对称飞行的非对称载荷	−5.5	0	−2.1/−2.1	13.330
升降舵卡滞	0.2	0	−18.0/16.0	62.877

对于故障模式（升降舵卡滞情况），虽然整个尾翼非对称力矩小于临界非对称力矩，但该力矩主要为平尾产生，有可能构成平尾的临界受载情况。

5 结论

通过对 T 形尾翼非对称载荷进行计算分析得到：

（1）针对 T 形尾翼，系统地归纳了它的非对称受载情况，建立了各类情况的仿真分析技术；

（2）系统地建立了 T 形尾翼的非对称载荷设计分析流程；

（3）本文算例飞机的仿真分析结果表明，该飞机的 T 形尾翼非对称临界受载出现在偏航机动情况。

参考文献

[1] 方宝瑞 . 飞机气动布局设计 [M]. 北京：航空工业出版社，1997.
Fang Baorui. Aerodynamic configuration design of aircraft [M]. Beijing：Aviation Industry Press，1997.（in Chinese）

[2] 中国民用航空局 . CCAR-25-R4 中国民用航空规章第 25 部 [S]. 北京：中国民用航空局，2008.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 China civil aviation regulations part 25 [S]. Beijing：Civil Aviation Administration of China，2008.（in Chinese）

[3] Lomar T L. Structural loads analysis for commercial transport aircraft：Theory and practice[J]. Aircraft Engineering & Aerospace Technology，1996，70（6）：107-113.

[4] 侯宗团，郭兆电 . 大型飞机垂尾飞行载荷设计 [J]. 系统仿真技术，2014，10（3）：239-244.
Hou Zongtuan，Guo Zhaodian. Vertical tail flight loads design on large aircraft [J]. System Simulation Technology，2014，10（3）：239-244.（in Chinese）

[5] 航空工业部民机局 . 民用飞机设计要求 [M]. 北京：航空工业部民机局，1987.
Civil Aviation Ministry of Industry Bureau. Design requirements for civil aircraft[M]. Beijing：Civil Aviation Ministry of Industry Bureau，1987.（in Chinese）

作者简介

唐朕（1982- ） 男，学士，工程师。主要研究方向：飞行载荷设计。

Tel：029-86832522

E-mail：musicfather@aliyun.com

Unsymmetrical Loads Design Analysis of T Tail

Tang Zhen*，Xiao Qizhi

AVIC The First Aircraft Institute，Xi'an 710089，China

Abstract: During the calculation process of the T tail's critical loads，in addition to considering the symmetrical loads，the unsymmetrical loads should also be taken into consideration due to the unconventional aerodynamic configuration and structure of the T tail. The modes and characteristics of the T tail's loads were analyzed systematically according to the related criteria in CCAR25. The analysis method and procedure were established for the unsymmetrical loads of T tail，and the critical loads of different design conditions were compared and discussed. Finally，the design cases of the T tail's unsymmetrical loads were determined.

Key Words: T tail；unsymmetrical loads；critical load

Received: 2018-04-27； **Revised:** 2018-05-10； **Accepted:** 2018-05-18

***Corresponding author.Tel.:** 029-86832522 **E-mail:** musicfather@aliyun.com