

飞机飞行载荷的简化计算方法研究

史红伟, 薛子涵, 罗洋, 陈小荣

(中国航空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司, 北京 100074)

摘要: 飞行载荷分析是一项复杂而繁重的工作, 研究一种适用于方案设计阶段飞行载荷的快速分析方法, 对于提高飞行载荷的计算效率具有重要意义。基于小扰动线性分析理论, 归纳翼身气动载荷、平尾气动载荷、垂尾气动载荷、舵面铰链力矩的理论计算方法, 以及升力面的气动载荷分布、惯性载荷分布、剪力和弯矩的工程计算方法, 即飞行载荷的简化计算方法。针对某型单座竞技飞机的飞行载荷, 以外形尺寸、质量特性和气动导数作为输入, 通过 Matlab 仿真分析, 得到各个部件的气动载荷、惯性载荷、舵面铰链力矩、剪力和弯矩等参数响应。结果表明: 该简化方法能够根据较少的输入数据快速求解出各个动力学参数, 计算结果可以作为方案设计阶段结构设计的载荷输入。

关键词: 飞行载荷; 线性化准则; 过载系数; 铰链力矩; 分布载荷

中图分类号: V212

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.02.19

Research on simplified calculation method of aircraft flight load

SHI Hongwei, XUE Zihan, LUO Yang, CHEN Xiaorong

(Caihong UAV Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Flight load analysis is a complex and arduous task, and developing a fast analysis method during the conceptual design stage is of great importance to improve the efficiency of flight load calculation. Based on the small disturbance linear analysis theory, the theoretical calculation methods of wing-body aerodynamic load, horizontal tail aerodynamic load, vertical tail aerodynamic load, control surface hinge moment, and the engineering calculation methods of aerodynamic load distribution, inertial load distribution, shear and bending moment of lift surface are summarized. This is a simplified calculation method of flight load. A mathematical model of a certain single seat competitive aircraft is established in the Matlab environment, taking the configuration dimension, mass characteristics and aerodynamic derivative as inputs, the response process of aerodynamic load, inertial load, control surface hinge moment, shear and bending moment are obtained. The results show that the simplified method can quickly get the dynamic parameters with less input data, and the calculation results can be used to satisfy the load requirements of structural design in the conceptual design stage.

Key words: flight load; linearization criterion; over loading; hinge moment; distributed load

收稿日期: 2022-06-11; 修回日期: 2022-12-05

通信作者: 史红伟, shwzone@126.com

引用格式: 史红伟, 薛子涵, 罗洋, 等. 飞机飞行载荷的简化计算方法研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(2): 160-170.

SHI Hongwei, XUE Zihan, LUO Yang, et al. Research on simplified calculation method of aircraft flight load[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(2): 160-170. (in Chinese)

0 引言

飞行载荷一般指飞机在机动飞行和阵风作用下受到的外载荷,包括气动载荷、惯性载荷等。根据相关适航章程和设计规范,飞行载荷分为稳定俯仰、急剧俯仰、滚转机动、偏航机动、阵风等计算状态^[1],其分析要求覆盖最小设计重量到最大设计重量之间的每一种重量、海平面到升限高度之间的每一个高度、不同的速度范围以及重心范围等^[2]。作为飞机总体设计中的一项重要工作,飞行载荷分析的准确性直接影响着全机重量参数及结构强度,同时,过多的计算状态导致计算飞行载荷需要耗费大量的计算时间和资源,因此对于计算分析的快速性提出了更高的要求^[3]。

在飞行载荷分析领域,马凯超等^[4]采用非线性六自由度动力学方程和CFD气动数据,通过机动仿真计算了舰载运输机副翼飞行载荷,得到了载荷边界工况;C. Michele等^[5]针对柔性大展弦比商用飞机,基于多体动力学和非线性气动弹性方法进行了飞行载荷分析;李淑萍等^[6]采用ASTM F2245-11规范中的工程计算方法对通航飞机的总载荷进行分析;张建刚等^[7]采用纵向小扰动线性方程并应用气动导数,快速仿真模拟了平尾最大载荷工况;金鑫等^[8]采用基于深度学习的飞行载荷测试反演方法,实现了载荷分布的实时计算;闫中午等^[9]系统地梳理了飞行载荷规范的发展历程以及飞行载荷的设计方法、验证方法、发展方向。

传统方法基于非线性六自由度动力学方程和完整的CFD气动特性数据,计算精度高但耗时长,尤其对于方案设计阶段而言,气动数据尚不完备,而且由于需处理较多的计算状态造成计算效率不高。相比之下,简化算法简单快速,但针对简化算法的研究相对较少且尚未系统地应用于载荷分析,同时分布载荷的处理又基于CFD方法,较难适应方案设计阶段的快速迭代。

本文在相关研究的基础上,基于小扰动线性分析理论^[10],提出针对方案设计阶段的飞行载荷简化分析方法,针对纵向和横航向状态开展快速计算分析,得到各个参数的时间历程响应,翼身、平尾和垂尾等部件的气动载荷、惯性载荷和舵面铰链力矩,并与分布载荷工程计算方法相结合,得到各部件的剪力、弯矩等参数响应,便于后续进一步开展载荷筛选,以满足方案设计阶段飞机结构设计的载荷需求。

1 飞行载荷计算方法

1.1 参考轴系

本文采用的坐标轴系定义如下:

体轴系:原点 O 为飞机质心, Ox 轴平行于机身轴线,指向前; Oy 轴垂直于对称平面,指向右; Oz 轴位于对称面内与 Ox 轴垂直,指向下。

风轴系:原点 O 为飞机质心, Oxa 轴指向飞行空速方向; Oya 轴垂直于对称平面,指向右; Oza 轴位于对称面内与 Oxa 轴垂直,指向下。

1.2 稳定俯仰状态

稳定俯仰属于对称机动,其状态为俯仰角速度恒定,俯仰角加速度为0的一种平衡状态。

在风轴系中可以得到飞机纵向运动平衡方程^[10]为

$$\begin{cases} (C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta_e}\delta_e + C_{Lq}\bar{q})QS_w = n_z G \\ (C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_e + C_{mq}\bar{q})QS_w C = 0 \\ q = g(n_z - 1)/V \end{cases} \quad (1)$$

式中: α 为全机攻角; δ_e 为升降舵偏角; Q 为飞行动压; q 为俯仰角速度; $\bar{q}$ 为无量纲俯仰角速度, $\bar{q} = \frac{qC}{2V}$; g 为重力加速度; V 为飞行速度; n_z 为全机纵向过载系数。

由此可以得到稳定俯仰状态的配平参数、翼身气动载荷、平尾气动载荷以及升降舵铰链力矩。

翼身气动载荷包括机翼气动载荷和机身气动载荷两部分^[11],合计如下:

$$L_{wb} = QS_w C_{Lwa}(\alpha - \alpha_{0w}) \quad (2)$$

平尾气动载荷包括水平安定面气动载荷和升降舵偏转产生的气动载荷两部分^[11],合计如下:

$$L_t = C_{Lta} \left[(1 - \epsilon^a)\alpha + \frac{l_t q}{V} - \epsilon^a \alpha_{0w} + \varphi_{an} \right] QS_t + C_{L\delta_e} \delta_e QS_t \quad (3)$$

升降舵铰链力矩^[10]:

$$H_e = \left\{ C_{He0} + C_{Hea} \left[(1 - \epsilon^a)\alpha + \frac{l_t q}{V} - \epsilon^a \alpha_{0w} + \varphi_{an} \right] + C_{He\delta_e} \delta_e \right\} QS_e C_e \quad (4)$$

翼身惯性载荷:

$$F_{wb} = -n_z G_{wb} \quad (5)$$

平尾惯性载荷:

$$F_t = -n_z G_t \quad (6)$$

式(1)中的 $G, S_w, C, C_{L0}, C_{La}, C_{L\delta e}, C_{Lq}, C_{m0}, C_{ma}, C_{m\delta e}, C_{mq}$, 式(2)~式(6)中的 $\alpha_{0w}, \epsilon^a, \varphi_{an}, S_f, S_e, l_t, C_e, G_{wb}, G_t, C_{Lw\alpha}, C_{Lta}, C_{L\delta e}, C_{He0}, C_{Hea}, C_{He\delta e}$ 等参数的定义将在下文中给出。

1.3 急剧俯仰状态

急剧俯仰为对称机动的另一种运动形式,初始状态为飞机纵向过载系数等于1的定常平飞(升降舵三角形输入如图1所示)。在配平飞机后,升降舵以操纵系统所能提供的最大可用速率偏转,如果舵面操纵运动采用图1实线所示的三角形位移-时间曲线能够达到规定的载荷系数,则采用此种操纵运动;否则,采用图1虚线所示的梯形操纵运动^[1]。

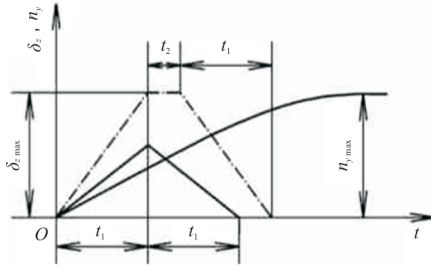


图1 升降舵三角形输入
Fig. 1 Elevator delta input

采用小扰动线性理论,在风轴系中可以得到飞机纵向短周期模态运动方程,忽略平尾处的洗流时差效果,运动方程^[10]如下:

$$\begin{cases} \Delta\dot{\alpha} = -Z_a\Delta\alpha + \Delta q - Z_{\delta e}\Delta\delta_e \\ \Delta\dot{q} = \bar{M}_a\Delta\alpha + \bar{M}_q\Delta q + \bar{M}_{\delta e}\Delta\delta_e \end{cases} \quad (7)$$

由此可以得到急剧俯仰机动状态的运动参数、翼身气动载荷、平尾气动载荷以及升降舵铰链力矩。

纵向过载系数^[11]:

$$n_z = (-V\Delta\dot{\alpha} + \Delta qV)/g + 1 \quad (8)$$

攻角:

$$\alpha = \Delta\alpha + \alpha_0 \quad (9)$$

升降舵偏角:

$$\delta_e = \Delta\delta_e + \delta_{e0} \quad (10)$$

式中: α_0 为初始定常平飞时的全机攻角; δ_{e0} 为初始定常平飞时的升降舵偏角。

翼身气动载荷、平尾气动载荷及升降舵铰链力矩的计算方法同式(2)~式(4)。

翼身惯性载荷:

$$F_{wb} = -(n_z - \Delta\dot{q}l_w/g)G_{wb} \quad (11)$$

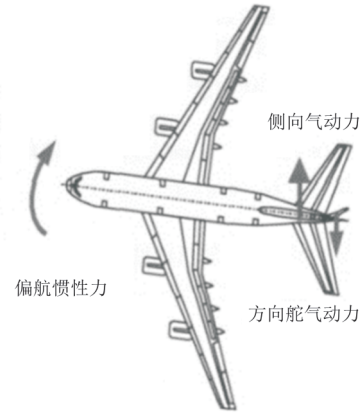
平尾惯性载荷:

$$F_t = -(n_z - \Delta\dot{q}l_t/g)G_t \quad (12)$$

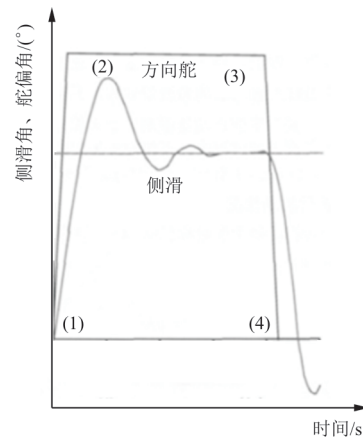
式中 l_w, l_t 的定义见下文。

1.4 偏航机动状态

偏航机动属于非对称机动,其状态为突然偏转方向舵对应的机动情况。方向舵偏转产生的动态响应过程如图2所示。



(a) 偏航状态受力情况



(b) 方向舵及侧滑角响应

图2 偏航机动响应过程^[12]

Fig. 2 Yaw maneuver response^[12]

采用小扰动线性理论,在体轴系中可以得到飞机横航向荷兰滚模态运动方程^[10]:

$$\begin{cases} \dot{\beta} = \bar{Y}_\beta\beta + (\bar{Y}_r - 1)r + \bar{Y}_{\delta r}\delta_r \\ \dot{r} = \bar{N}_\beta\beta + \bar{N}_r r + \bar{N}_{\delta r}\delta_r \end{cases} \quad (13)$$

由此可以得到偏航机动状态的运动参数、垂尾气动载荷以及方向舵铰链力矩。

侧向过载系数^[11]:

$$n_y = \frac{(\dot{\beta} + r)V}{g} \quad (14)$$

垂尾气动载荷包括垂直安定面气动载荷和方向舵偏转产生的气动载荷两部分^[11],合计如下:

$$L_v = \left[C_{cv\beta} \left(\beta - \frac{l_v r}{V} \right) + C_{c\delta r} \delta_r \right] Q S_v \quad (15)$$

方向舵铰链力矩^[10]:

$$H_r = \left[C_{Hr\beta} \left(\beta - \frac{l_v r}{V} \right) + C_{Hr\delta r} \delta_r \right] Q S_r C_r \quad (16)$$

垂尾惯性载荷:

$$F_v = -(n_y - \dot{r} l_v / g) G_v \quad (17)$$

式中: β 为全机侧滑角; r 为偏航角速度; δ_r 为方向舵偏角; l_v 、 S_v 、 S_r 、 C_r 、 G_v 、 $C_{cv\beta}$ 、 $C_{c\delta r}$ 、 $C_{Hr\beta}$ 、 $C_{Hr\delta r}$ 的定义见下文。

1.5 滚转机动状态

滚转机动属于非对称机动,可以简化成两种计算情况:一种为初始加速滚转状态,此时滚转角速度为0,滚转加速度最大;另一种状态为稳定滚转状态,此时滚转角加速度为0。

采用小扰动线性理论,在体轴系中可以得到飞机横航向滚转收敛模态运动方程^[10]:

$$\dot{p} = \bar{L}_p p + \bar{L}_{\delta a} \delta_a \quad (18)$$

对于初始加速滚转,滚转角速度为0,计算方程^[13]为

$$\dot{p} = \bar{L}_{\delta a} \delta_a \quad (19)$$

对于稳定滚转,滚转角加速度为0,计算方程^[13]为

$$\bar{L}_p p + \bar{L}_{\delta a} \delta_a = 0 \quad (20)$$

对应的副翼铰链力矩^[10]:

$$H_a = \left[C_{Ha0} + C_{Ha\alpha} \left(\alpha - \alpha_{0w} + \frac{l_a p}{V} \right) + C_{Ha\delta a} \delta_a \right] Q S_a C_a \quad (21)$$

式中: p 为滚转角速度; $\dot{p}$ 为滚转角加速度; δ_a 为副翼偏角; l_a 、 S_a 、 C_a 、 C_{Ha0} 、 $C_{Ha\alpha}$ 、 $C_{Ha\delta a}$ 的定义见下文。

1.6 阵风载荷状态

垂直阵风是各种阵风中最严重的情况,阵风载荷分析方法有常值离散阵风模型、1-cos离散阵风模型和连续紊流功率谱模型^[14]。对于方案设计阶段,可以采用常值离散阵风形式,其线性变化规律如表1所示。

表1 阵风速度^[13]
Table 1 Gust speed^[13]

高度 H/m	最大阵风强度速度 $V_B/(m \cdot s^{-1})$	设计巡航速度 $V_C/(m \cdot s^{-1})$	设计俯冲速度 $V_D/(m \cdot s^{-1})$
0~6 100	20.1	15.2	7.6
15 200	11.6	7.6	3.8

采用常值垂直离散阵风形式,可以得到全机纵向过载系数^[1]如下:

$$n_z = 1 \pm K_w C_{La} \frac{\rho_H u V S_w}{2G} \quad (22)$$

式中: u 为垂直阵风速度; K_w 为阵风缓和系数; ρ_H 为飞行高度上的空气密度。

阵风缓和系数^[1]:

$$K_w = \frac{0.88 U_g}{5.3 + U_g} \quad (23)$$

质量参数^[1]:

$$U_g = \frac{2G/S_w}{C_{La} g \rho_H c_{pj}} \quad (24)$$

式中: U_g 为质量参数; c_{pj} 为机翼平均几何弦长。

翼身气动载荷增量^[1]:

$$\Delta L_{wb} = Q S_w C_{Lwa} \frac{K_w u}{V} \quad (25)$$

平尾气动载荷增量^[1]:

$$\Delta L_t = Q S_t C_{Lta} \frac{K_w u}{V} (1 - \epsilon^a) \quad (26)$$

翼身及平尾惯性载荷计算方法同式(5)~式(6)。

1.7 展向载荷分布

对于升力面的展向气动载荷分布,通常有三角形、1/4椭圆、梯形和Schrenk等工程近似方法。半翼展长度下展向气动载荷分布曲线如图3所示。

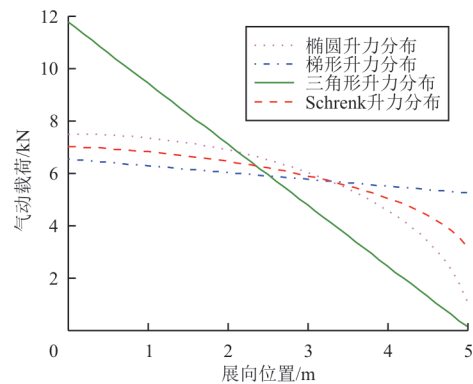


图3 半翼展长度下展向气动载荷分布曲线
Fig. 3 Spanwise lift distribution curves of half wing

Schrenk 方法对应的气动载荷分布方程、剪力和弯矩方程^[15]如下:

$$W_s(y) = 0.5 \left\{ \frac{4L_i}{\pi b} \sqrt{1 - \frac{4y^2}{b^2}} + \frac{2L_i}{(1+\lambda)b} \times \left[1 + \frac{2y}{b}(\lambda - 1) \right] \right\} \quad (27)$$

$$S_{Fs}(y) = \int_y^{b/2} W_s(y) dy \quad (28)$$

$$B_{Ms}(t) = \int_t^{b/2} W_s(y)(y-t) dy \quad (29)$$

式中: L_i 为升力面气动总载荷; λ 为梢根比; b 为翼展; y 为展向坐标; t 为某一展向位置。

对于升力面展向重量分布, 通常采用三角形工程近似方法, 对应的重量分布方程、剪力和弯矩方程^[15]如下:

$$W_m(y) = \frac{2G_i}{b} \left(1 - \frac{2y}{b} \right) \quad (30)$$

$$S_{Fm}(y) = \int_y^{b/2} W_m(y) dy \quad (31)$$

$$B_{Mm}(t) = \int_t^{b/2} W_m(y)(y-t) dy \quad (32)$$

式中: G_i 为升力面总重量参数。

以机翼为例分析升力面综合受力情况, 如图 4 所示。半翼展机翼在纵向过载 n_z 状态下的气动载荷分布为 $W_s(y)$, 惯性载荷分布为 $n_z W_m(y)$, 根部剪力为 S_F , 弯矩为 B_M 。

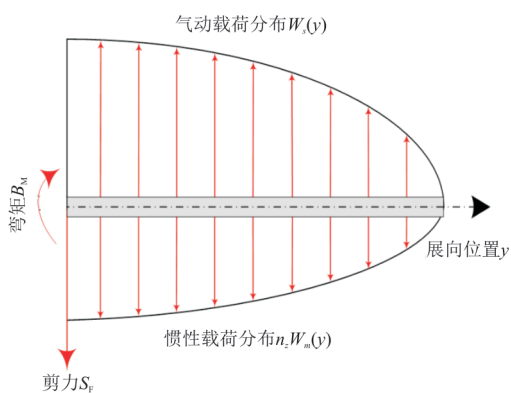


图 4 半翼展机翼受力示意图

Fig. 4 Schematic diagram of half wing loads

机翼任意展向位置 y 处的净剪力方程和净弯矩方程为

$$S_F(y) = S_{Fs}(y) - n_z S_{Fm}(y) \quad (33)$$

$$B_M(y) = B_{Ms}(y) - n_z B_{Mm}(y) \quad (34)$$

2 仿真分析

2.1 飞机参数

本文采用 A1-100 (Cranfield A1) 单座竞技飞机为例开展计算分析, 飞机外形如图 5 所示。计算工况选择 1 km 海拔高度, 68 m/s 指示空速, 相关飞机参数如表 2~表 3 所示。

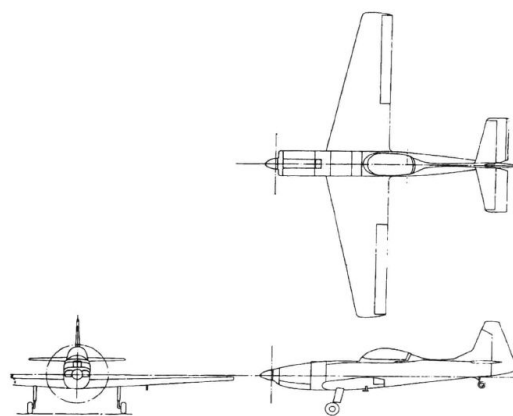


图 5 A1-100 (Cranfield A1) 飞机示意图

Fig. 5 A1-100 (Cranfield A1) schematic diagram

表 2 A1-100 飞机总体参数^[16]

Table 2 A1-100 airplane overall parameters^[16]

参数	数值	参数	数值
整机重力 G/N	9 261	机翼力臂 l_w/m	0.095
滚转惯性矩 $I_x/(kg \cdot m^2)$	1 310	平尾面积 S_f/m^2	2.72
俯仰惯性矩 $I_y/(kg \cdot m^2)$	2 800	平尾安装角 φ_{an}/rad	0.017
偏航惯性矩 $I_z/(kg \cdot m^2)$	3 850	平尾下洗变化率 ϵ°	0.38
翼展 b/m	10.10	平尾力臂 l_f/m	3.986
平均气动弦长 C/m	1.576	升降舵面积 S_e/m^2	1.216
平均几何弦长 c_{pj}/m	1.493	铰链后升降舵弦长 C_e/m	0.354
翼身重力 G_{wb}/N	8 477	副翼面积 S_a/m^2	1.342
机翼重力 G_w/N	980	铰链后副翼弦长 C_a/m	0.327
垂尾重力 G_v/N	392	垂尾面积 S_v/m^2	2.00
平尾重力 G_f/N	392	垂尾力臂 l_v/m	4.302
机翼面积 S_w/m^2	15.08	方向舵面积 S_r/m^2	1.000
翼身零升攻角 α_{0w}/rad	-0.030	铰链后方向舵弦长 C_r/m	0.490

表 3 A1-100 飞机气动数据^[16]
Table 3 A1-100 airplane aerodynamic data^[16]

参数	数值	参数	数值
全机零攻角升力系数 C_{L0}	0.132 0	滚转力矩系数对侧滑角的导数 $C_{l\beta}/\text{rad}$	-0.033 7
全机升力线斜率 $C_{L\alpha}/\text{rad}^{-1}$	4.601 9	滚转力矩系数对 $\frac{bp}{2V}$ 的导数 C_{lp}	-0.400 0
全机零攻角俯仰力矩系数 C_{m0}	-0.031 7	滚转力矩系数对 $\frac{br}{2V}$ 的导数 C_{lr}	0.112 0
全机俯仰力矩系数对攻角导数 $C_{m\alpha}/\text{rad}^{-1}$	-0.505 8	副翼偏转滚转力矩系数 $C_{l\delta a}/\text{rad}^{-1}$	-0.3
升降舵偏转引起的全机升力系数 $C_{L\delta e}/\text{rad}^{-1}$	0.306 6	偏航力矩系数对侧滑角导数 $C_{n\beta}/\text{rad}^{-1}$	0.05
升降舵偏转引起的俯仰力矩系数 $C_{m\delta e}/\text{rad}^{-1}$	-0.775 6	偏航力矩系数对 $\frac{bp}{2V}$ 的导数 C_{np}	-0.034 0
升力系数对 $\frac{qC}{2V}$ 的导数 C_{Lq}	1.231 9	偏航力矩系数对 $\frac{br}{2V}$ 的导数 C_{nr}	-0.107 5
俯仰力矩系数对 $\frac{qC}{2V}$ 的导数 C_{mq}	-3.115 9	方向舵偏转偏航力矩系数 $C_{n\delta r}/\text{rad}^{-1}$	-0.056 5
翼身升力线斜率 C_{Lwa}/rad^{-1}	4.3	升降舵铰链力矩系数对攻角的导数 $C_{H\epsilon a}/\text{rad}^{-1}$	-0.13
平尾升力线斜率 C_{Lta}/rad^{-1}	2.7	升降舵铰链力矩系数对升降舵的导数 $C_{H\epsilon \delta e}/\text{rad}^{-1}$	-0.43
垂尾安定面侧力系数 $C_{cy\beta}/\text{rad}^{-1}$	-1.732 3	副翼铰链力矩系数对攻角的导数 $C_{H\delta a}/\text{rad}^{-1}$	0
侧力系数对侧滑角的导数 $C_{c\beta}/\text{rad}^{-1}$	-0.52	副翼铰链力矩系数对副翼的导数 $C_{H\delta a\delta a}/\text{rad}^{-1}$	-0.18
侧力系数对 $\frac{bp}{2V}$ 的导数 C_{cp}	0.070 0	方向舵铰链力矩系数对侧滑角的导数 $C_{Hr\beta}/\text{rad}^{-1}$	-0.3
侧力系数对 $\frac{br}{2V}$ 的导数 C_{cr}	0.200 0	方向舵铰链力矩系数对方向舵的导数 $C_{Hr\delta r}/\text{rad}^{-1}$	0.33
方向舵偏转侧力系数 $C_{c\delta r}/\text{rad}^{-1}$	0.132 6		

2.2 定常平飞分析

定常平飞时飞机纵向过载系数为 1,根据 1.2 节计算公式,本文分析结果与文献结果^[16]对比如表 4 所示。

表 4 定常平飞计算结果 Table 4 Steady level flight calculation results			
参数	本文分析结果	文献[16]结果	误差/%
翼身气动载荷/N	9 583	9 590	0.1
平尾气动载荷/N	-313	-319	1.9
升降舵铰链力矩/(N·m)	-157	—	—
攻角/(°)	1.27	1.27	0
升降舵偏角/(°)	-3.17	-3.43	8.2
翼身惯性载荷/N	-8 477	—	—
平尾惯性载荷/N	-392	—	—
机翼惯性载荷/N	-980	—	—

从表 4 可以看出:基准配平状态下,翼身气动载荷向上,平尾气动载荷向下,符合正常气动布局时平尾提供抬头力矩的静稳定性设计要求;同时本文数值计算结果与文献[16]二次迭代计算结果基本一致。

2.3 稳定俯仰分析

根据 1.2 节计算公式,稳定俯仰分析结果与文献结果^[16]对比如表 5 所示。

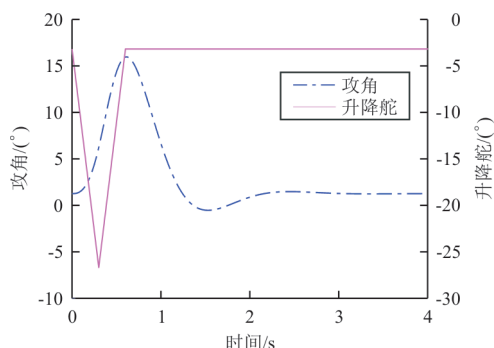
表 5 稳定俯仰计算结果 Table 5 Stable pitch calculation results						
参数	本文分析结果		文献[16]结果		误差/%	
	工况 1	工况 2	工况 1	工况 2	工况 1	工况 2
过载系数	6.5	-4.6	6.5	-4.6	—	—
翼身气动载荷/N	59 389	-41 128	60 577	-42 325	2.0	2.9
平尾气动载荷/N	868	-1 516	842	-1 500	-3.0	-1.1
升降舵铰链力矩/(N·m)	-62	-253	—	—	—	—
攻角/(°)	16.81	-14.55	17.14	-14.98	2.0	3.0
升降舵偏角/(°)	-17.14	11.06	-17.93	11.37	4.6	2.8
翼身惯性载荷/N	-55 100	38 994	—	—	—	—
平尾惯性载荷/N	-2 548	1 803	—	—	—	—
机翼惯性载荷/N	-6 370	4 508	—	—	—	—

从表 5 可以看出:稳定俯仰状态下,攻角和升降舵偏角均为定值;翼身及平尾的惯性载荷均与气动载荷相反;同时本文数值计算结果与文献[16]中定常转动工程化计算结果基本一致。

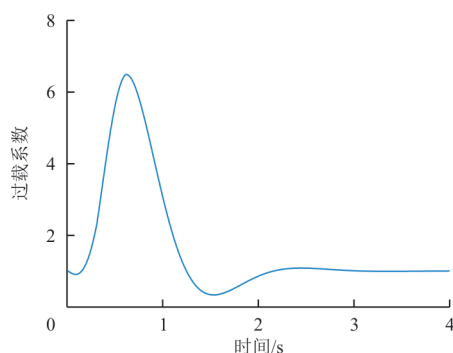
2.4 急剧俯仰分析

根据 1.3 节运动方程,以过载系数 6.5 为例,急剧俯仰仿真响应曲线如图 6 所示,图 6 中升降舵采用三角形输入,上偏为负,下偏为正。可以看出:极限过载系数为 6.5 的工况下,翼身极限气动载荷和平尾极限气动载荷几乎同时达到,其中翼身气动载荷与攻角变化规律一致,而平尾气动载荷先降后升,这是由于平尾气动载荷包括水平安定面产生的气动载荷及升降舵偏转产生的气动载荷两部分,水平安定面产生的气动载荷与攻角变化规律一致,而升降舵偏转产生的气动载荷与升降舵变化规律一致并且于最大舵偏时刻达到极值。

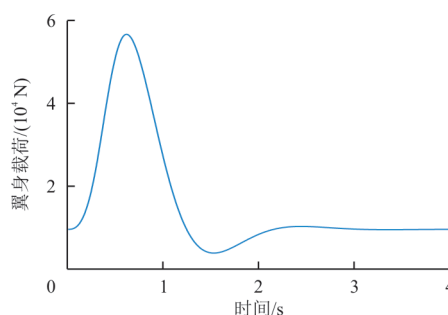
分析结果统计如表 6 所示,同时将本文结果与文献结果^[16]对比如表 7 所示。



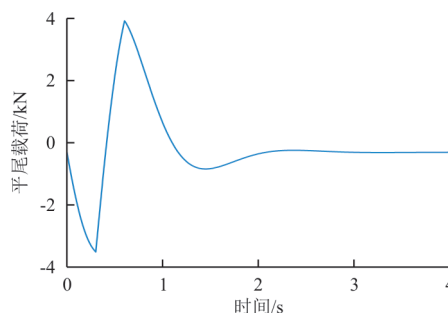
(a) 攻角/升降舵—时间曲线



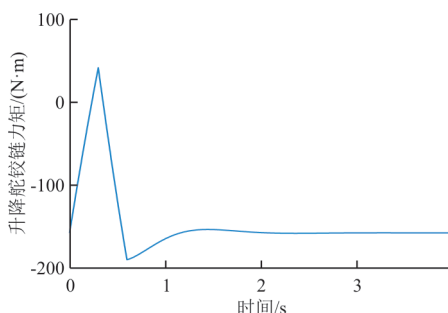
(b) 纵向过载系数—时间曲线



(c) 翼身气动载荷—时间曲线



(d) 平尾气动载荷—时间曲线



(e) 升降舵铰链力矩—时间曲线

图 6 极限过载系数为 6.5 的响应曲线

Fig. 6 Parameter response for max load factor of 6.5

表 6 急剧俯仰计算结果

Table 6 Rapid pitch calculation results

参数	数值	
	工况 1	工况 2
极限过载系数	6.5	-4.6
翼身极限气动载荷/N	56 727	-37 760
平尾极限气动载荷/N	3 925	-4 569
升降舵极限铰链力矩/(N·m)	-189	-356
对应攻角/(°)	15.98	-13.50
对应升降舵偏角/(°)	-3.17	-3.17
翼身极限惯性载荷/N	-55 100	38 994
平尾极限惯性载荷/N	-3 246	2 504
机翼极限惯性载荷/N	-6 412	4 550

从表 6 可以看出:两种工况下,急剧俯仰状态下的翼身极限气动载荷绝对值小于稳定俯仰状态,而急剧俯仰状态下的平尾极限气动载荷绝对值远大于稳定俯仰状态。

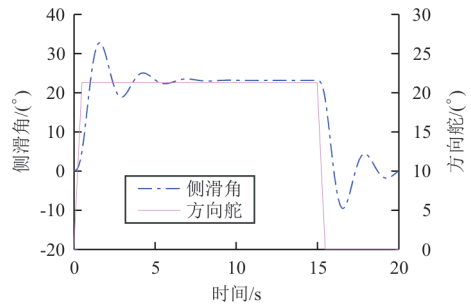
表 7 +6.5 工况急剧俯仰结果对比
Table 7 Comparison of rapid pitch results of +6.5 case

参数	本文结果	文献[16]结果	误差/%
平尾气动载荷最小值/N	-3 510	-2 428	30.8
平尾气动载荷最大值/N	3 925	4 154	5.8

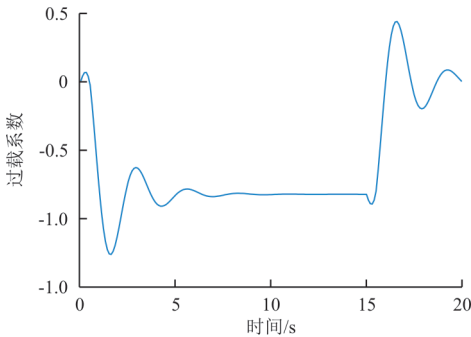
本文采用三角函数形式的舵面操纵运动数值仿真,而文献[16]采用指数形式的校验机动工程化分析,从表 7 可以看出:本文结果与文献结果平尾载荷最大值基本一致(误差为 5.8%),而文献中的平尾载荷最小值计算结果相对乐观。

2.5 偏航机动分析

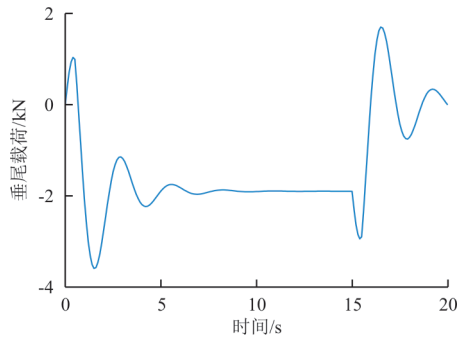
根据 1.4 节运动方程,偏航机动仿真响应曲线如图 7 所示,分析结果统计如表 8 所示,同时将本文结果与文献结果^[16]对比如表 9 所示。



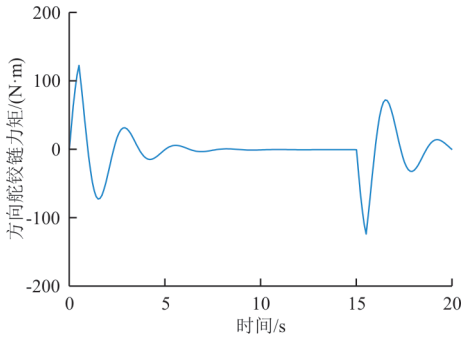
(a) 侧滑角/方向舵—时间曲线



(b) 侧向过载系数—时间曲线



(c) 垂尾载荷—时间曲线



(d) 方向舵铰链力矩—时间曲线

图 7 偏航机动响应曲线
Fig. 7 Parameter response of yaw maneuver

从图 7 可以看出:在方向舵阶跃输入工况下,全机侧滑角从 0 急剧增加到最大状态,随后逐步收敛稳定;当方向舵回零后,侧滑角反向增加并逐步收敛稳定;期间过载系数、垂尾气动载荷以及方向舵铰链力矩变化规律与侧滑角一致;垂尾极限气动载荷发生在初始侧滑角最大状态。

表 8 偏航机动计算结果
Table 8 Yaw maneuver calculation results

参数	数值	参数	数值
垂尾极限气动载荷/N	-3 602	对应全机侧滑角/(°)	31.4
方向舵极限铰链力矩/(N·m)	-123	对应侧向过载系数	-1.3
对应垂尾惯性载荷/N	690	对应方向舵偏角/(°)	21.2

从表 8 可以看出:垂尾极限气动载荷绝对值达到 3 602 N,全机侧向过载系数达到极限值 -1.3。

表9 偏航机动结果对比
Table 9 Comparison of yaw maneuver results

参数	本文结果	文献[16]结果	误差/%
过摆动侧滑角/(°)	31.4	34.2	8.9
平衡侧滑角/(°)	23.0	23.2	0.9
垂尾气动载荷 (阶跃瞬间)/N	1 037	2 096	102.1
垂尾气动载荷 (过冲状态)/N	-3 602	-3 772	4.7
垂尾气动载荷 (平衡状态)/N	-1 900	-1 875	-1.3
垂尾气动载荷 (回中状态)/N	-2 951	-3 971	34.6

从表9可以看出:过摆动侧滑角、平衡侧滑角、过冲状态以及平衡状态垂尾气动载荷计算结果基本一致;而文献[16]中阶跃瞬间垂尾气动载荷只考虑了方向舵偏引起的部分载荷,同时回中状态垂尾气动载荷只考虑了平衡侧滑角引起的部分载荷,计算结果相对保守。

2.6 滚转机动分析

根据1.5节计算公式,滚转机动分析结果与文献结果[16]对比如表10所示,可以看出:初始加速滚转状态滚转角加速度为 27.6 rad/s^2 ,稳定滚转状态滚转角速度为 -3.0 rad/s ,副翼铰链力矩均为 $-249\text{ N}\cdot\text{m}$;本文数值计算结果与文献[16]中工程化计算结果基本一致。

表10 滚转机动计算结果
Table 10 Rolling maneuver calculation results

参数	本文分析结果		文献[16]结果		误差/%	
	工况 1	工况 2	工况 1	工况 2	工况 1	工况 2
副翼偏角/ (°)	16	16	16	16	—	—
滚转角速度/ ($\text{rad}\cdot\text{s}^{-1}$)	0	-3.0	—	-2.8	—	-6.7
滚转角加速 度/($\text{rad}\cdot\text{s}^{-2}$)	27.6	0	27.6	—	0	—
副翼铰链力 矩/($\text{N}\cdot\text{m}$)	-249	-249	—	—	—	—

2.7 阵风载荷分析

根据1.6节计算公式,选取 15.2 m/s 阵风速度进行分析,结果如表11所示,其中阵风向上为正、向下为负。

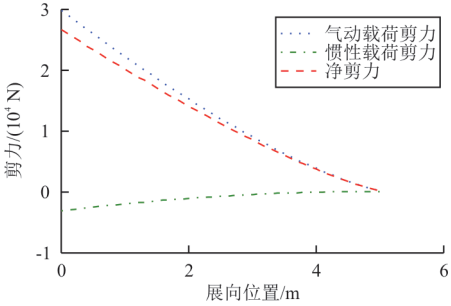
表11 阵风载荷计算结果
Table 11 Gust load calculation results

参数	数值	
	工况 1	工况 2
阵风速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	15.2	-15.2
过载系数	4.0	-2.0
翼身气动载荷/N	35 680	-16 513
平尾气动载荷/N	1 519	-2 145
攻角/(°)	9.41	-6.87
翼身惯性载荷/N	-34 016	17 062
平尾惯性载荷/N	-1 573	789
机翼惯性载荷/N	-3 933	1 973

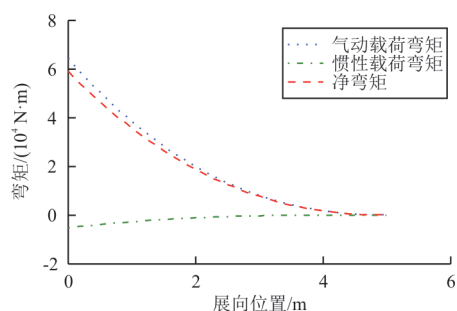
从表11可以看出:阵风为正时翼身气动载荷绝对值最大,阵风为负时平尾气动载荷绝对值最大。

2.8 剪力与弯矩计算

对于A1-100常规气动布局类飞机,机身气动载荷在翼身气动载荷中占比相对较低,方案设计阶段可以简化认为机翼承担了全部的翼身气动载荷。根据1.7节净剪力方程和净弯矩方程,以过载系数6.5为例,计算机翼稳定俯仰状态的剪力与弯矩,结果如图8所示。



(a) 过载系数为6.5的机翼剪力曲线



(b) 过载系数为6.5的机翼弯矩曲线

图8 机翼剪力和弯矩曲线

Fig. 8 Wing shear and moment curve

从图8可以看出:对于半翼展长度的机翼,不考虑翼下吊挂载荷情况时,净剪力基本呈线性变化规律,净弯矩呈二次曲线变化规律,并且在机翼根部达到最大值;同理可以得到不同工况下的平尾和垂尾受力情况。

3 结 论

(1) 小扰动线性分析理论可以系统地应用于飞机纵向和横航向状态飞行载荷分析,依据较少的数据快速得到翼身、平尾和垂尾等部件的气动载荷、惯性载荷、舵面铰链力矩等多个参数。

(2) Schrenk气动载荷分布和三角形重量分布工程分析方法提供了一种快速的工程化分布载荷计算方法,可得到部件的剪力和弯矩曲线,供方案设计阶段结构设计使用。

(3) 本文提供了部分典型工况下的分析结果,考虑飞行载荷是一项需要考虑重量、重心、高度、速度等参数的遍历工作,工程实践中还需要进行综合考虑并完成载荷筛选。

参考文献

- [1] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范: GJB67.2A—2008[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008.
Chinese PLA General Armament Department. Military airplane structural strength specification: GJB67.2A—2008 [S]. Beijing: Chinese PLA General Armament Department, 2008. (in Chinese)
- [2] 解思适. 飞机设计手册(第9册)——载荷、强度和刚度[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- XIE Sishi. Aircraft design manual (Vol. 9)—load, strength and stiffness[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [3] 李海泉, 陈小前, 左林玄, 等. 基于随机森林的飞行载荷代理模型分析方法[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 225640–1–10.
LI Haiquan, CHEN Xiaoqian, ZUO Linxuan, et al. Surrogate model for flight load analysis based on random forest [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 225640–1–10. (in Chinese)
- [4] 马凯超, 徐岚玲, 张建叶. 舰载运输类飞机副翼飞行载荷设计法[J]. 航空学报, 2019, 40(4): 622262–1–9.
MA Kaichao, XU Lanling, ZHANG Jianye. Flight load design of aileron of carrier-based transport category aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 622262–1–9. (in Chinese)
- [5] MICHELE C, JONATHAN E C, YVES L. Flight loads prediction of high aspect ratio wing aircraft using multibody dynamics [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2016, 113: 4805817–1–13.
- [6] 李淑萍, 岳海龙, 高峰. 应用简化准则与应用一般方程计算载荷的对比研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2017, 34(2): 33–37.
LI Shuping, YUE Hailong, GAO Feng. Comparison of loading calculation results between simplified design load criteria and general equations [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2017, 34(2): 33–37. (in Chinese)
- [7] 张建刚, 何康乐, 金鑫. 飞机方案设计阶段机动载荷快速计算方法研究[J]. 力学与实践, 2020, 42(6): 726–730.
ZHANG Jiangang, HE Kangle, JIN Xin. A fast calculation method of maneuvering load in aircraft scheme design stage [J]. Mechanics in Engineering, 2020, 42(6): 726–730. (in Chinese)
- [8] 金鑫, 殷建业, 王建志. 基于深度学习的飞行载荷测试与反演方法研究[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 887–893.
JIN Xin, YIN Jianye, WANG Jianzhi. Research on deep-learning-based flight load test and estimation method [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 887–893. (in Chinese)
- [9] 闫中午, 宗宁, 任文广, 等. 飞行载荷发展综述[J]. 航空工程进展, 2020, 11(6): 873–886.
YAN Zhongwu, ZONG Ning, REN Wenguang, et al. Development overview of flight loads [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(6): 873–886. (in Chinese)

- [10] 方振平. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
FANG Zhenping. Flight dynamics of aircraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)
- [11] WRIGHT J R. 飞机气动弹性力学及载荷导论[M]. 姚一龙, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2010.
WRIGHT J R. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads[M]. YAO Yilong, translated. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2010. (in Chinese)
- [12] 李海泉, 宗宁. 大型客机飞行载荷设计浅析[C]// 第三届全国飞行器载荷技术学术研讨会. 西安: 中国航空学会, 2010: 112-118.
LI Haiquan, ZONG Ning. Analysis on flight load of large passenger aircraft[C]// The Third National Symposium on Aircraft Load Technology. Xi'an: CSAA, 2010: 112-118. (in Chinese)
- [13] 丁亚修. 民用飞机载荷计算研究与软件研制[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
DING Yaxiu. Research and software development of civil aircraft load calculation[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [14] CHUDY P. Response of a light aircraft under gust loads[J]. Acta Polytechnica, 2004, 44(2): 97-102.
- [15] 刘杨, 陆浦. 一种机翼弯剪载荷包线近似计算方法[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2): 241-246.
LIU Yang, LU Pu. Approximation method for calculating the wing load envelop of bending moment and shear force[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(2): 241-246. (in Chinese)
- [16] DENIS H. 飞机载荷与结构布局[M]. 孙秦, 译. 北京: 航空工业出版社, 2014.
DENIS H. Aircraft loading and structural layout[M]. SUN Qin, translated. Beijing: Aviation Industry Press, 2014. (in Chinese)

作者简介:

史红伟(1985—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:无人机总体设计。

薛子涵(1995—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机总体设计。

罗 洋(1988—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机总体设计。

陈小荣(1987—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:无人机总体设计。

(编辑:马文静)