

民用飞机机翼副油箱静载荷计算

刘伟* 党西军

(航空工业西飞,西安 710089)

摘要:

以亚音速、大展弦比的大中型民用飞机机翼挂载副油箱为研究对象,分析CCAR-25部中载荷计算的相关适航条款内容,考虑外挂物自身运动及机翼结构弹性变形对副油箱气动载荷的影响,给出了副油箱静载荷计算的过载-速度包线,高度-速度包线、载荷计算情况等,在工程应用成熟的《运输类飞机载荷计算程序包》基础上,采用亚音速稳态定常流升力线理论与风洞试验相结合的方法,将机翼简化为悬臂梁进行气动弹性修正,开展副油箱气动力弹性修正计算、惯性力计算、副油箱质量实时更新、包线筛选等功能模块的研究,通过工程应用其计算精度满足要求,形成了满足适航条款的副油箱静载荷计算方法,规范了副油箱静载荷的计算流程,拓展了《运输类飞机载荷计算程序包》的功能。

关键词:亚音速;结构弹性变形;升力线理论;气动弹性修正;悬臂梁

中图分类号:V215

文献标识码:A

OSID:



0 引言

国内大中型民用飞机机翼挂载副油箱构形较少,挂载副油箱时需满足适航条款的相关规定,在副油箱载荷计算过程中,考虑CCAR-25部第25.301(c)条:如果载荷作用下的变形会显著改变外部载荷或内部载荷的分布,必须考虑载荷分布变化的影响^[1],是一个相对复杂的问题。

大中型民用类飞机一般将机翼简化为悬臂梁,采用升力线理论确定机翼结构弹性变形的影响^[2-8]。《运输类飞机载荷计算程序包》是符合CCAR-25部适航条款,适用于亚音速、大展弦比飞机的通用载荷计算软件,该程序采用上述弹性修正的方法,解决了结构弹性变形对机翼载荷分布的影响,具备计算尾翼、机翼、机身等部件载荷的能力,但不具备机翼挂载副油箱结构载荷的计算能力。

本文在《运输类飞机载荷计算程序包》基础上,主要借鉴机翼结构弹性修正方法,开展副油箱静载荷计算研究,增加副油箱气动力弹性修正计算、惯性力计算、副油箱质量实时更新等功能模块,形成了满

足适航条款的机翼外挂物静载荷计算能力,拓展了《运输类飞机载荷计算程序包》计算功能。

1 计算原理

求解飞机在不同高度、不同速度、不同重量和不同受载情况下带外挂物飞行时的运动参数,考虑飞机机动引起外挂物自身攻角和侧滑角的变化以及机翼结构弹性修正引起的攻角增量,分别得到副油箱气动载荷与惯性载荷,两者迭加筛选出总载荷。

1.1 外挂物气动力

外挂物风洞测力试验得出外挂物气动力,一般未考虑机翼的真实刚度,为更精确的得出外挂物气动力,应考虑真实机翼的弹性变形对外挂物自身气动迎角的影响,考虑外挂物自身运动及机翼结构弹性变形的气动力计算如下:

$$[x_r \ y_r \ z_r] = [x_{wg} \ y_{wg} \ z_{wg}] - [x_c \ y_c \ z_c] \quad (1)$$

$$[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z] \begin{pmatrix} 0 & -z_r & y_r \\ z_r & 0 & -x_r \\ -y_r & x_r & 0 \end{pmatrix} = [\Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z] \quad (2)$$

* 通信作者。E-mail: liuweidj@sina.com

引用格式:刘伟,党西军.民用飞机机翼副油箱静载荷计算[J].民用飞机设计与研究,2020(2):30-33. LIU W, DANG X J. Static-load calculation of wing auxiliary-fuel-tank for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(2):30-33(in Chinese).

$$[V_{x \cdot wg} \ V_{y \cdot wg} \ V_{z \cdot wg}] = [V_x \ V_y \ V_z] + [\Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z] \quad (3)$$

$$\alpha_{wg} = \tan^{-1} \left(\frac{V_{y \cdot wg}}{V_{x \cdot wg}} \right) + \alpha_s \quad (4)$$

$$\beta_{wg} = \sin^{-1} \left(\frac{V_{z \cdot wg}}{\sqrt{V_{x \cdot wg}^2 + V_{y \cdot wg}^2 + V_{z \cdot wg}^2}} \right) \quad (5)$$

$$\begin{pmatrix} F_{xq} \\ F_{yq} \\ F_{zq} \\ M_{xq} \\ M_{yq} \\ M_{zq} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} dxj(c_{x_ID}, T, M, a_{wg}, \beta_{wg}, \delta) \\ dxj(c_{y_ID}, T, M, a_{wg}, \beta_{wg}, \delta) \\ dxj(c_{z_ID}, T, M, a_{wg}, \beta_{wg}, \delta) \\ dxj(m_{x_ID}, T, M, a_{wg}, \beta_{wg}, \delta) \\ dxj(m_{y_ID}, T, M, a_{wg}, \beta_{wg}, \delta) \\ dxj(m_{z_ID}, T, M, a_{wg}, \beta_{wg}, \delta) \end{pmatrix} \text{qs} \quad (6)$$

式中:

x_{wg}, y_{wg}, z_{wg} 为外挂质心处坐标; x_c, y_c, z_c 为飞机质心处坐标; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为飞机运动角速度; V_x, V_y, V_z 为飞机运动速度; $V_{xwg}, V_{ywg}, V_{zwg}$ 为外挂运动速度; α_{wg} 为外挂攻角; α_s 为机翼弹性变形引起的外挂物当地攻角增量; β_{wg} 为外挂侧滑角; δ 为飞机相关舵面偏角; dxj 为自定义插值函数; T 为插值类型; c_{i_ID}, m_{i_ID} 为外挂物气动力数据集; $F_{xq}, F_{yq}, F_{zq}, F_{xq}, F_{yq}, F_{zq}$ 为外挂物气动力; M_{xq}, M_{yq}, M_{zq} 为外挂物气动力矩。

1.2 外挂物惯性力

在实际的工程计算中,由于弹性变形对惯性载荷的影响较小,可以忽略弹性变形对惯性载荷的影响,将飞机视为刚体计算^[9-10],计算公式如下:

$$F_{xw} = - (n_x + \Delta n_x) G_w \quad (7)$$

$$F_{yw} = - (n_y + \Delta n_y) G_w \quad (8)$$

$$F_{zw} = - (n_z + \Delta n_z) G_w \quad (9)$$

$$M_{xw} = - I_{xw} \varepsilon_x + (I_{yw} - I_{zw}) \omega_y \omega_z + I_{yzw} (\omega_y^2 - \omega_z^2) + I_{xzw} (\varepsilon_z + \omega_x \omega_y) + I_{xyw} (\varepsilon_y - \omega_x \omega_z) \quad (10)$$

$$M_{yw} = - I_{yw} \varepsilon_y + (I_{zw} - I_{xw}) \omega_x \omega_z + I_{xzw} (\omega_z^2 - \omega_x^2) + I_{xyw} (\varepsilon_x + \omega_y \omega_z) + I_{yzw} (\varepsilon_z - \omega_x \omega_y) \quad (11)$$

$$M_{zw} = - I_{zw} \varepsilon_z + (I_{xw} - I_{yw}) \omega_x \omega_y + I_{xyw} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + I_{yzw} (\varepsilon_y + \omega_x \omega_z) + I_{xzw} (\varepsilon_x - \omega_z \omega_y) \quad (12)$$

$$\Delta n_x = [- (\omega_y^2 + \omega_z^2) (x_{wg} - x_c) + (\omega_x \omega_y - \varepsilon_z) (y_{wg} - y_c) + (\omega_x \omega_z + \varepsilon_y) (z_{wg} - z_c)] / g \quad (13)$$

$$\Delta n_y = [- (\omega_x^2 + \omega_z^2) (y_{wg} - y_c) + (\omega_y \omega_z - \varepsilon_x) (z_{wg} - z_c) + (\omega_x \omega_y + \varepsilon_z) (x_{wg} - x_c)] / g \quad (14)$$

$$\Delta n_z = [- (\omega_x^2 + \omega_y^2) (z_{wg} - z_c) + (\omega_x \omega_z - \varepsilon_y) (x_{wg} - x_c) + (\omega_z \omega_y + \varepsilon_x) (y_{wg} - y_c)] / g \quad (15)$$

式中:

G_w 为外挂物的重量; F_{xw}, F_{yw}, F_{zw} 为外挂物惯性力; M_{xw}, M_{yw}, M_{zw} 为外挂物惯性力矩; $\Delta n_x, \Delta n_y, \Delta n_z$ 为外挂物引起的附加过载; I_{xw}, I_{yw}, I_{zw} 为外挂物质量块对自身质心的惯性矩; $I_{xyw}, I_{yzw}, I_{xzw}$ 为外挂物质量块对自身质心的惯性积; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 为飞机角加速度; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为飞机角速度; n_x, n_y, n_z 为飞机质心处过载系数。

1.3 副油箱质量特性

根据全机质量、燃油顺序、耗油率,计算出当前工况下副油箱的燃油总质量,插值副油箱燃油百分比组成的数据矩阵,计算出燃油质量特性,与副油箱本体合并为副油箱总质量,副油箱典型质量数据矩阵见表1。

表1 副油箱质量数据矩阵

级数	质量	X	Y	Z	I _x	I _y	I _z
1	0	10.38	0.54	9.67	0	0	0
2	76	10.31	0.57	9.67	0.89	59.42	59.66
...
10	640	10.15	0.54	7.67	23.97	735.7	735.54

2 载荷工况

CCAR-25 部中没有针对类似机翼挂装副油箱结构的适航条款,计算载荷时,参考机体结构的适航符合性,按照最大包容原则,选取下列条款进行分析和计算,详见表2,其中突风载荷必须通过动态分析方法确定,本文未考虑。

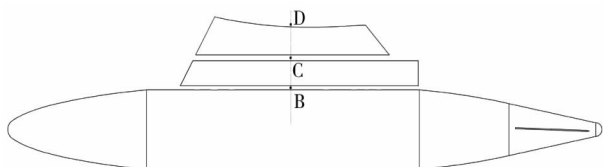
表2 适航条款

CCAR-25 R4 条款
§ 25.301(a)(b)(c)
§ 25.321(a)(b)(c)(d)
§ 25.331(a)(b)(c)
§ 25.333(a)(b)
§ 25.335(a)(b)(c)(d)(e)
§ 25.343(a)(b)
§ 25.345(a)(b)(d)
§ 25.349(a)(b)
§ 25.351(a)(b)(c)(d)
§ 25.365(a)(b)(d)(e)(f)(g)
§ 25.367(a)(b)
§ 25.371
§ 25.427(b)
§ 25.487(a)(b)
§ 25.489
§ 25.493(b)(c)(e)
§ 25.495
§ 25.499(a)(b)(c)(d)(e)
§ 25.503(a)(b)

按照上述的适航条款确定出过载-速度包线,高度-速度包线,重量构形,与襟翼收上/放下对称机动、襟翼收上滚转机动、偏航机动、发动机停车、地面情况等工况组合成多种载荷计算情况。

3 严重情况的选取

副油箱载荷设计严重情况按照载荷需求的不同设置三个载荷点分别选取包线,每一点载荷按照单力素极值和组合力素极值等 28 个力素选取严重载荷包线。典型副油箱结构示意图见图 1。



注: B 点为单独副油箱的载荷,用于校核副油箱本体及其连接; C 点为副油箱和挂架的载荷,用于校核挂架本体及其连接; D 点为副油箱、挂架、过渡梁三者的总载荷,用于校核过渡梁本体及其与机翼连接。

图 1 外挂物示意图

4 应用

在充分消化吸收《运输类飞机载荷计算程序包》源代码基础上,借鉴该程序机翼结构弹性修正,数据采用载数据库管理、计算情况采用代码控制等经验,增加副油箱气动弹性修正计算、惯性力计算和副油箱质量计算模块,实现了副油箱静载荷计算,详细计算流程见图 2。

以某民机机翼挂装副油箱静载荷计算为例,计算了 4 740 种载荷工况,考虑了弹性修正和未弹性修正的副油箱静载荷,根据包线筛选的结果,仅列出部分副油箱本体严重工况计算结果,载荷数据见表 3 和表 4。

表 3 B 点修正载荷

力素	Qx /N	Qy /N	Qz /N	Mx /(N.m)	My /(N.m)	Mz /(N.m)
最大 Qy	1 151	4 868	125	-33	-148	864
最大 My	350	-1 996	1 338	-275	3 310	-23
最大 Mz	2 271	-11 238	743	-77	566	1 395
最大 Mxyz	482	-2 641	-1 821	329	-4 268	-283
最小 Qy	-279	-13 549	-165	13	416	-314
最小 Qz	479	-2 649	-1 822	328	-4 261	-300

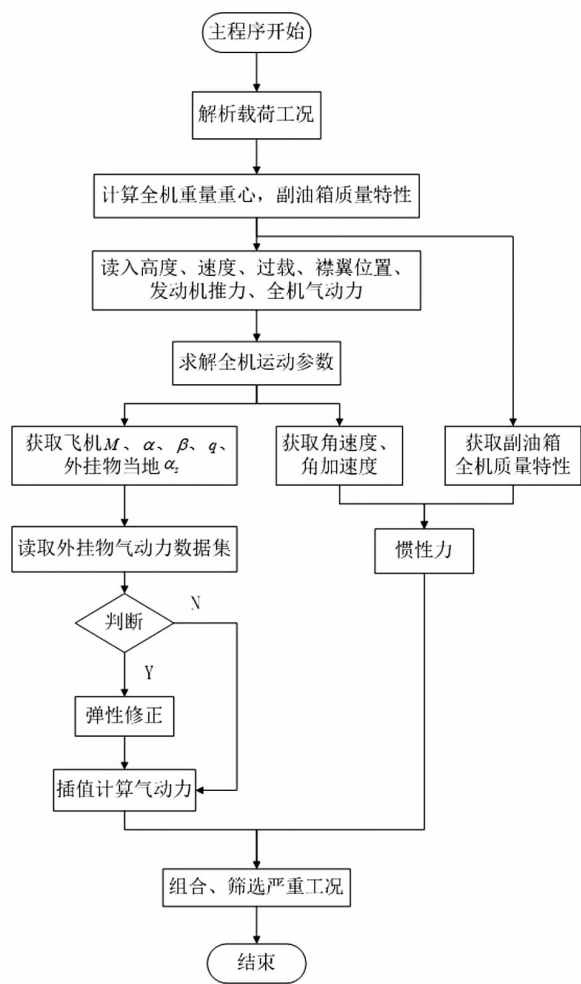


图 2 外挂物载荷计算流程

表 4 B 点未修正载荷

力素	Qx /N	Qy /N	Qz /N	Mx /(N.m)	My /(N.m)	Mz /(N.m)
最大 Qy	1 151	4 872	127	-33	-146	865
最大 My	350	-1 994	1 337	-274	3 307	-22
最大 Mz	2 271	-11 242	740	-77	564	1 394
最大 Mxyz	482	-2 636	-1 819	328	-4 263	-281
最小 Qy	-279	-13 552	-167	13	415	-315
最小 Qz	479	-2 644	-1 820	328	-4257	-297

由上计算结果可以看出:考虑弹性修正和未弹性修正副油箱载荷相差在 1% 以内,载荷变化不大。

经分析弹性修正和未修正载荷变化不大,与该飞机机动性小,机翼刚度大、副油箱气动面小,惯性力占比大等因素有关,后续载荷计算时,可以进行设计说明,不必考虑弹性修正。

5 结论

将外挂物载荷计算方法程序化,借鉴机翼结构

弹性修正、数据采用数据库管理、计算情况采用代码控制等经验,在工程应用成熟的《运输类飞机载荷计算程序包》的基础上,增加了外挂物载荷计算模块,使外挂物载荷计算满足 CCAR-25 部的适航条款要求,扩展了《运输类飞机载荷计算程序包》的能力。

目前,只能给出副油箱的集中力,还需单独计算副油箱分布载荷,校核副油箱本体,后续需要在该外挂物计算模块上,增加副油箱分布力计算方法,使分布载荷能直接用于 CAE 软件,校核副油箱本体。

参考文献:

- [1] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [2] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995: C1-C4.
- [3] GRAY, W L, SCHENK K M. A Method for Calculating The Subsonic Steady-State Loading on an Airplane with a Wing of Arbitrary Plan form and Stiffness[M]. U. S. ; Boeing Airplane Company, 1953.
- [4] 党西军. 运七—200A 型飞机机身、机翼、尾翼、操纵面

静载荷计算方法: JS102-401 [R]. 西安: 西安飞机工业公司, 1996.

- [5] 刘亚美, 张智. 大展弦比机翼载荷分布的气动弹性修正[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(2): 5-7.
- [6] 乔宇航, 马东立, 邓小刚. 基于升力线理论的机翼几何扭转设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(03): 320-324.
- [7] 瞿进. 机翼载荷弹性修正[J]. 民用飞机设计与研究, 2009(04): 20-22 + 27-29.
- [8] BHATIA K G. Airplane Aeroelasticity: Practice and Potential: AIAA-2001-0430[R]. Reno: AIAA, 2001.
- [9] 丁亚修. 民用飞机载荷计算研究与软件研制[D]. 西北工业大学, 2003.
- [10] 王仲燕, 等. 飞机设计载荷计算指南[M]. 北京: 航空航天工业部, 1990: 138-140.

作者简介

刘伟 男, 高级工程师, 主要研究方向: 飞机结构强度设计. E-mail: liuweidxj@sina.com

党西军 男, 研究员及高级工程师, 主要研究方向: 飞机结构强度设计. E-mail: 1972817380@qq.com

Static-load calculation of wing auxiliary-fuel-tank for civil aircraft

LIU Wei * DANG Xijun

(AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Corporation, Xian, 710089)

Abstract: Taking the wing mounted, auxiliary-fuel-tank for large and medium-sized civil aircraft with subsonic speed and large aspect ratio as the research object, this paper analyzes relevant airworthiness terms of load-calculation in CCAR-25, considers the influence of the movement of external object itself and the elastic deformation of the wing structure on the aerodynamic load of auxiliary-fuel-tank, and gives the overload-velocity envelope, altitude-velocity envelope and load calculation for auxiliary-fuel-tank static-load calculation. On the basis of *Transport Aircraft Load-calculation Programe-package*, which is widely used in engineering, the wing was simplified as a cantilever beam for aeroelastic correction by the method of subsonic steady-state flow lifting line theory and wind tunnel test. The function module such as aeroelastic correction calculation of auxiliary-fuel-tank, inertial force calculation, real-time update of auxiliary-fuel-tank mass and envelope screening were studied. According to the engineering application, the calculation accuracy meets the requirements, forming the auxiliary-fuel-tank static-load calculation method which meets terms of airworthiness, standardizing the calculation process of the auxiliary tank static load and expanding the functions of *Transport Aircraft Load-calculation Programe-package*.

Keywords: subsonic; structure elastic deformation; lifting line theory; aeroelasticity correction; cantilever beams

* Corresponding author. E-mail: liuweidxj@sina.com