航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jul. 25 2019 Vol. 30 No.07 27-32

大展弦比桁架支撑机翼静气动弹性问题研究

王丽莎*，曹旭，石晓锋，郭兆电
航空工业第一飞机设计研究院，陕西 西安 710089

摘　要：桁架支撑机翼构型能够显著减轻结构重量，增大机翼展弦比，进而提高飞机升阻比，降低油耗，是一种很有潜力的未来运输机布局方案。目前国内尚无关于桁架支撑布局形式飞机的系统研究。为研究某大展弦比桁架支撑布局飞机的静气动弹性问题，本文采用基于面元法的静气动弹性分析法，依据估算刚度建立了其静气动弹性计算模型，与常规构型机翼进行了对比计算与分析。结果表明，采用桁架支撑布局形式的大展弦比机翼变形量较小，弹性变形对气动特性的影响量也较小，还能够有效降低内翼部分承受的力与力矩，有利于结构减重设计，从而为大展弦比桁架支撑机翼设计提供参考。

关键词：桁架支撑机翼；大展弦比；静气动弹性

中图分类号：V214　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2019.07.004

传统桁架支撑机翼构型在小型飞机及通用飞机上应用较多，能够有效弥补小型飞机机翼结构高度较小而引起的结构强度与刚度不足问题，但未充分挖掘桁架支撑机翼在增大机翼展弦比从而提升飞机升阻比与巡航效率方面的潜力[1]。20世纪70年代以来，桁架支撑机翼布局形式在大中型运输机上的应用研究越来越引起重视。美国国家航空航天局（NASA）、波音公司、弗吉尼亚理工大学与佐治亚理工学院等科研院所、航空企业与高校均对该种布局形式运输机开展了较为深入的研究论证[2~4]。欧洲空客公司也推出了基于桁架支撑机翼构型的A30X–C2飞机概念[5]。而国内目前尚未见有针对该种布局的系统研究。

相关研究结果表明，桁架支撑机翼构型能够显著减轻结构重量（质量），增大机翼展弦比，进而提高飞机升阻比，降低油耗，因此桁架支撑机翼构型成为一种很有潜力的未来运输机布局方案[2~5]。在气动方面，桁架支撑机翼通过加装机翼支撑结构，可以有效降低机翼弯曲载荷，进而以较小的重量代价大幅度提高机翼展长与展弦比，降低诱导阻力；此外，机翼弦长减小，机翼相对厚度也可以降低，有利于增大边界层转捩雷诺数，扩大层流区，进而降低摩擦阻力；但是机翼与桁架连接处的结构带来了额外的干扰阻力。结构方面，桁架支撑这种新的布局形式使得内翼段承受的弯矩减小、主翼面盒段更轻、更薄，从而使得机翼柔性更大。同时，桁架支撑结构使得机翼结构传力方式不同于常规机翼，结构中的轴向内力传到内翼段，使得机翼结构和桁架支撑不仅受到弯曲作用，还受到拉/压力作用[6,7]。桁架支撑机翼的气动和结构特性引起了机翼气动弹性的变化，在气动载荷作用下往往变形较大，带来更为复杂的气动弹性问题，如发散、操纵反效、颤振边界不达标、破坏气动伺服弹性耦合的稳定性等问题[8]。

因此，桁架支撑机翼布局形式的飞机在进行总体、空气动力布局设计时，需要从方案论证阶段就考虑气动弹性要求，避免在后续研制阶段因气动弹性条件不满足而不得不修改总体和空气动力布局方案。飞行器设计中，气动弹性计算常用方法包括两种[9~11]：一是通过CFD–CSD耦合迭代求解，二是基于面元法的求解静气动弹性运动方程法。前者计算精度较高，但是建模复杂、计算占用资源较多、时间较长，在实际工程中应用较少，主要用于复杂工况下的校核计算。后者建模简单，能快速得到计算结果，精度虽有限但足以满足工程需要，因此在飞机设计中尤其是方案迭代设计阶段应用最广泛。

收稿日期：2019-05-18；退修日期：2019-06-11；录用日期：2019-06-15
*通信作者. Tel.：029-86832519　　E-mail：wlsfai@sina.com
引用格式：Wang Lisha, Cao Xu, Shi Xiaofeng, et al. Static aeroelastic analysis of high-aspect-ratio truss-braced wing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(07): 27-32. 王丽莎，曹旭，石晓锋，等. 大展弦比桁架支撑机翼静气动弹性问题研究[J]. 航空科学技术，2019，30(07)：27-32.

本文阐述了静气动弹性分析中基于面元法的静气动弹性分析法相关理论基础，建立了某大展弦比桁架支撑机翼布局飞机的静气动弹性分析模型，在气动导数及副翼效率的弹性系数、变形情况、机翼结构受到的力及力矩等方面与常规构型机翼做了对比分析，从而为大展弦比桁架支撑机翼设计提供了依据和参考。

1 研究方法

基于面元法求解气动力的依据是线化的小扰动势流方程，在亚声速时方程表示如下：

$$\left(1-Ma_{\infty}^{2}\right)\frac{\partial^{2}\phi}{\partial x^{2}}+\frac{\partial^{2}\phi}{\partial y^{2}}+\frac{\partial^{2}\phi}{\partial z^{2}}=0 \tag{1}$$

式中：Ma_{∞}^{2}为来流马赫数，ϕ为扰动势函数。在超声速时，计算方程表示如下：

$$\left(Ma_{\infty}^{2}-1\right)\frac{\partial^{2}\phi}{\partial x^{2}}+\frac{\partial^{2}\phi}{\partial y^{2}}+\frac{\partial^{2}\phi}{\partial z^{2}}=0 \tag{2}$$

将气动力项加入静力学分析方程，除去单点约束、多点约束，可以得到如下形式的静气动弹性响应分析方程：

$$\left(\boldsymbol{K}_{\mathrm{aa}}-\bar{q}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{aa}}\right)\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}+\boldsymbol{M}_{\mathrm{aa}}\ddot{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{a}}=\bar{q}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{ax}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{x}}+\boldsymbol{P}_{\mathrm{a}} \tag{3}$$

式中：$\boldsymbol{K}_{\mathrm{aa}}$为结构刚度矩阵；$\bar{q}$为来流动压；$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{aa}}$为气动力影响系数矩阵；$\boldsymbol{u}_{\mathrm{a}}$为结构变形矢量；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{aa}}$为结构质量矩阵；$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{ax}}$为单位气动力载荷矩阵；$\boldsymbol{u}_{\mathrm{x}}$为额外给定自由度矢量，用以定义气动力控制面的偏转和全机的刚体运动；$\boldsymbol{P}_{\mathrm{a}}$为外加载荷矢量(如重力等)。

采用上述基于面元法的静气动弹性分析法，能够快速得到亚、超声速情况下的静气动弹性修正系数。工程上定义飞机的弹性气动力导数与刚性气动力导数的比值K为静气动弹性修正系数，以此来表示静气动弹性对气动力的影响。如副翼效率的静弹修正系数$K_{C_{l\delta a}}$可以定义如下：

$$K_{C_{l\delta\alpha}}=\frac{\left(C_{l\delta a}\right)_{\mathrm{e}}}{\left(C_{l\delta a}\right)_{\mathrm{r}}} \tag{4}$$

式中：$C_{l\delta a}$为副翼效率，下标e和r分别为结构弹性和刚性状态。

2 研究对象及建模

2.1 研究对象

本文研究对象是以某运输类飞机为设计基础，换装大展弦比桁架支撑机翼后的桁架支撑机翼布局飞机TBW。该飞机最大起飞重量179t，展弦比为17，翼展74m，梢根比为0.25；支撑平面形状为平行四边形，支撑与机翼连接处距离对称面14m，展向不带扭转，弦长1.8m，上反角10.2°，1/4弦线后掠角为16°。为了分析桁架支撑机翼的静气动弹性特性，本文采用不带桁架支撑的常规构型飞机GW作为对比，该飞机机翼采用与桁架支撑机翼相同的机翼。

2.2 结构模型

建立静气动弹性计算模型时需要建立结构简化模型，工程上常用工程梁模拟大展弦比机翼结构，因此按照机翼的结构质量分布及结构形式，计算得到机翼刚度数据，其中主弯曲刚度和扭转刚度沿机翼展向的分布情况如图1所示。翼根处同机身相连，机身也用梁单元模拟，仅考虑前机身和中机身部分，刚度参考某运输机机身刚度。

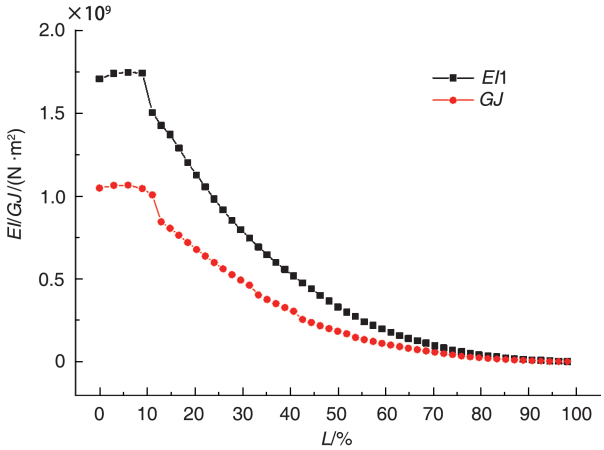

图1 TBW/GW飞机机翼弹性轴刚度沿展向分布图

Fig.1 Stiffness distribution of elastic axes of TBW/GW

桁架支撑也用单梁来模拟，根部与机身相连，梢部与机翼通过端板梁相连。采用基于统计经验结果的翼面刚度估算法来估算桁架支撑刚度，得到桁架支撑全段弯曲刚度为$4.45\times10^{6}\mathrm{N\cdot m^{2}}$，扭转刚度为$1.17\times10^{7}\mathrm{N\cdot m^{2}}$。

最终建立的桁架支撑机翼布局飞机TBW的结构简化模型，如图2所示。

2.3 气动单元模型

机翼主翼面气动单元沿展向和弦向等间距分别划分了60和13块共780个气动单元；桁架支撑气动单元沿展向和弦向等间距分别划分了26和5块共130个气动单元；桁架支撑机翼布局飞机的气动单元模型，如图3所示。

3 静气动弹性计算与分析

3.1 纵向气动特性

静气动弹性对机翼气动特性的影响主要体现在升力对迎角导数$C_{L\alpha}$和俯仰力矩对迎角导数$C_{m\alpha}$的影响上。本文

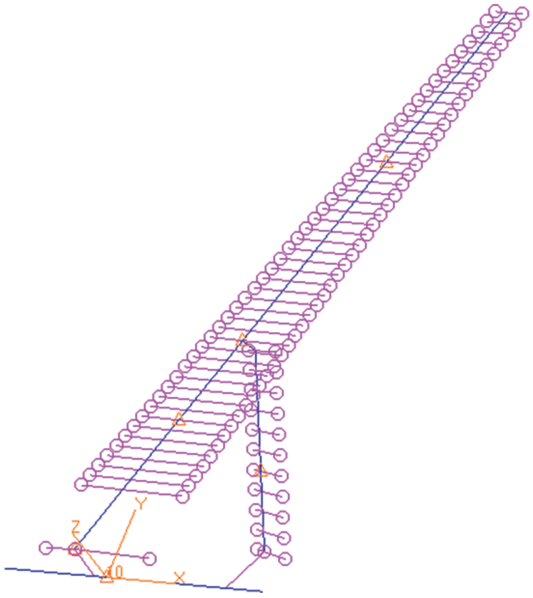

图2 TBW飞机机翼结构简化模型

Fig.2 Beam model of the structure of TBW

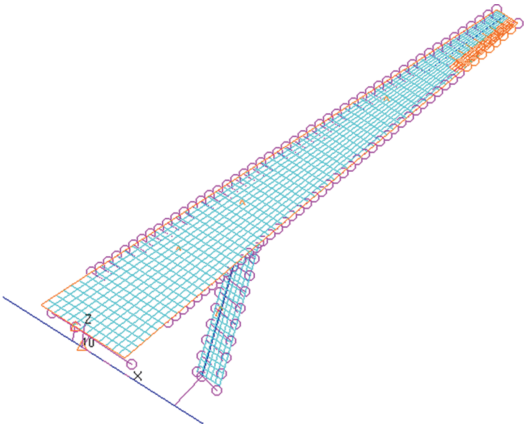

图3 TBW飞机气动单元模型

Fig.3 Aerodynamic panel model of TBW

分别对比了马赫数为0.7时，桁架支撑机翼TBW与常规机翼GW的气动导数$C_{L\alpha}$和$C_{m\alpha}$的弹性系数值$K_{C_{L\alpha}}$和$K_{C_{m\alpha}}$，如图4和图5所示。结果表明机翼在静气动弹性影响下，气动导数$C_{L\alpha}$和$C_{m\alpha}$的弹性系数均小于1，且随压动的增大而减小；相同状态下，相比于常规机翼GW，桁架支撑机翼TBW的弹性系数值较大，表明气动导数$C_{L\alpha}$和$C_{m\alpha}$受飞机弹性变形的影响较小。

3.2 副翼效率

马赫数为0.7时副翼效率$C_{l\delta a}$的弹性系数随动压q的变化如图6所示。同一状态下，桁架支撑机翼TBW的副翼效

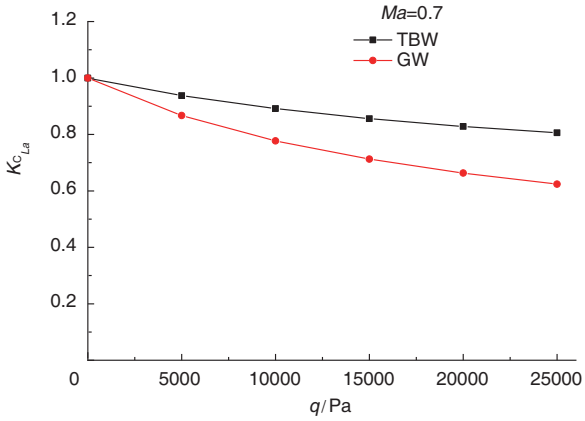

图4 TBW/GW机翼C_{La}的弹性系数随动压q的变化

Fig.4 The elastic coefficient of C_{La} of TBW/GW

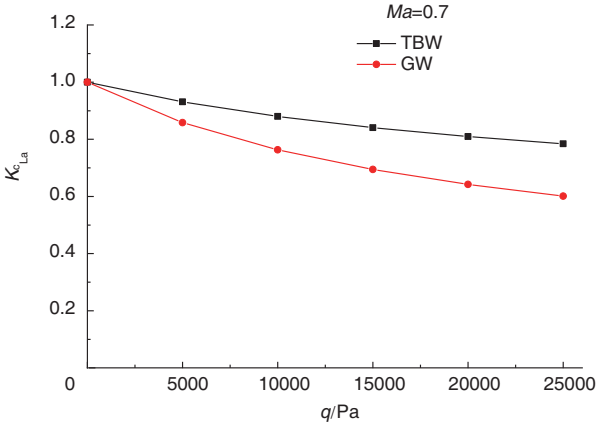

图5 TBW/GW机翼$C_{m\alpha}$的弹性系数随动压q的变化

Fig.5 The elastic coefficient of $C_{m\alpha}$ of TBW/GW

率弹性系数值小于常规机翼GW的副翼效率弹性系数值；说明同样条件下，采用桁架支撑机翼布局能够有效降低静气动弹性效应引起的副翼效率下降量。

3.3 变形对比

图7和图8展示了马赫数为0.7，动压为10000Pa时，桁架支撑机翼与常规机翼弹性轴的弯曲和扭转变形情况。可以看出，桁架支撑机翼在靠近翼根的部分，由于支撑的作用，机翼弹性轴变形非常小，且随着翼展方向向外，变形的增加非常缓慢；支撑以外的部分，弹性轴变形逐渐增大，与常规机翼的变形情况类似。与常规机翼对比，采用桁架支撑布局形式，1g平飞是机翼翼尖变形量比常规机翼翼尖变形量减小约40%，有效控制了机翼变形量。

3.4 载荷分布

图9～图11给出了马赫数为0.7、动压10000Pa条件下，飞机1g平飞时机翼弹性轴上各节点承受的法向力、弯矩和

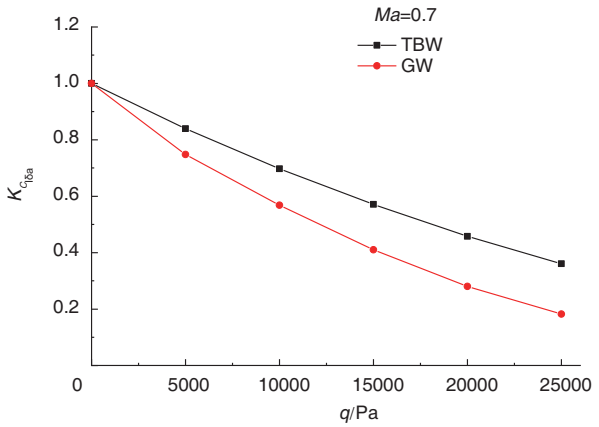

图6 TBW/GW机翼 $C_{i\delta a}$ 的弹性系数随动压 q 的变化

Fig.6 The elastic coefficient of $C_{i\delta a}$ of TBW/GW

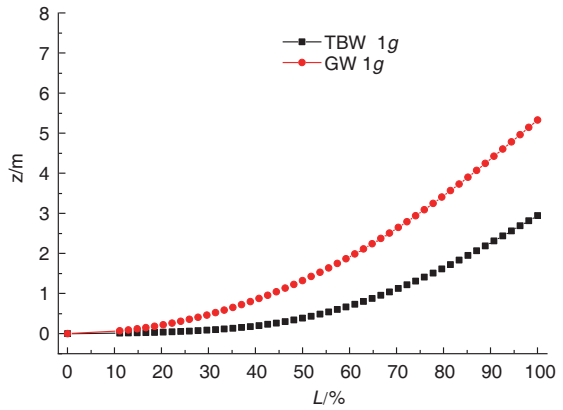

图7 TBW/GW机翼弹性轴沿展向的弯曲变形

Fig. 7 The bend deformation of elastic axes of TBW/GW

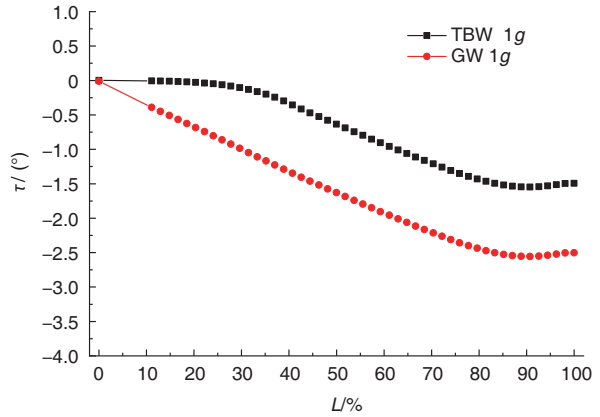

图8 TBW/GW机翼弹性轴沿展向的扭转变形

Fig.8 The twist deformation of elastic axes of TBW/GW

扭矩对比图。与常规机翼对比，桁架支撑机翼内翼部分承受的法向力减小了约75%，翼根处承受的弯矩及扭矩也减小了约75%；在内翼部分，沿翼展向外，弹性轴上各节点承受的弯矩及扭矩缓慢减小后又缓慢增大，不同于常规机翼内翼段弯矩及扭矩剧烈减小的情况。在桁架支撑以外的局面，两种布局形式的机翼弹性轴受力及力矩大小一致。

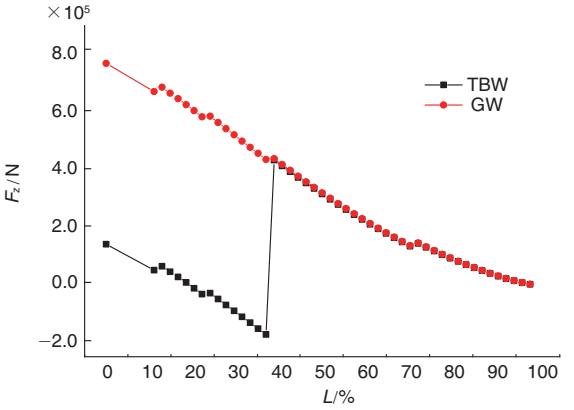

图9 TBW/GW机翼弹性轴所受法向力分布情况

Fig.9 Vertical force of elastic axes of TBW/GW

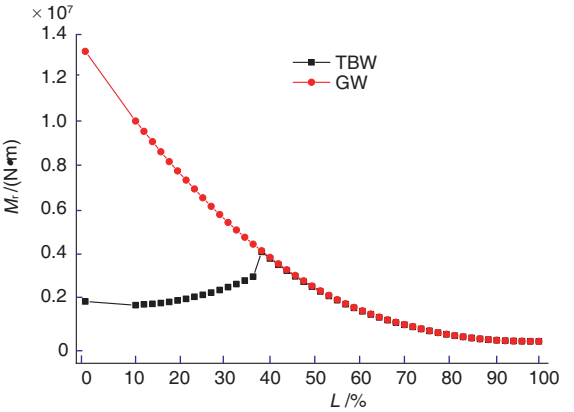

图10 TBW/GW机翼弹性轴所受弯矩分布情况

Fig.10 Bending moment of elastic axes of TBW/GW

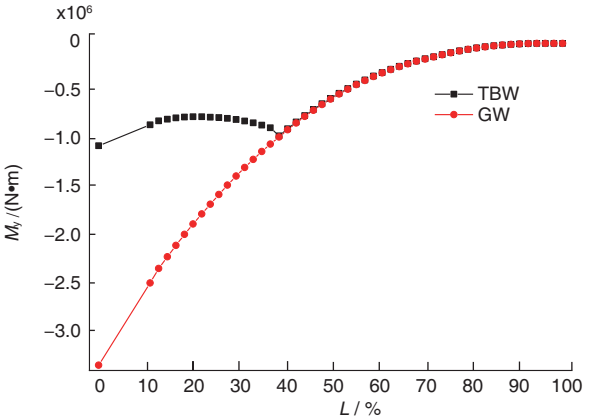

图11 TBW/GW机翼弹性轴所受扭矩分布情况

Fig.11 Torsional moment of elastic axes of TBW/GW

3.5 发散动压

桁架支撑机翼及常规机翼的发散动压对比如图12所示，可见桁架支撑机翼的发散压动低于常规机翼发散动压，但仍然远大于飞机包线涉及的最大动压范围（25000Pa）。

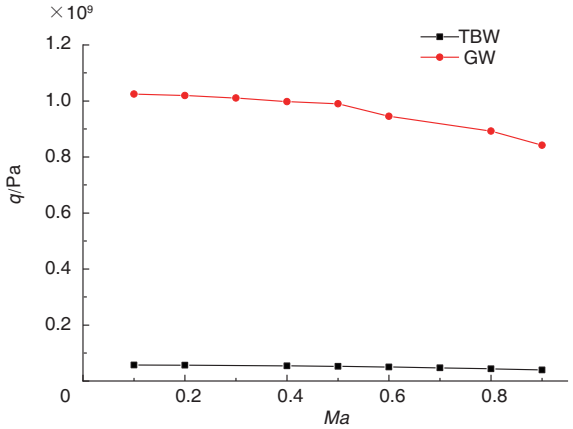

图12 TBW/GW机翼发散动压对比

Fig.12 Divergence-pressure of TBW/GW

4 结论

本文对大展弦比桁架支撑机翼的静气动弹性特性进行了计算与分析，结论如下：

（1）与常规机翼相比，桁架支撑机翼在同一状态下的机翼变形量较小，从而导致弹性变形对气动特性的影响量较小。

（2）桁架支撑布局形式能够有效降低机翼内翼部分承受的力与力矩，有利于结构减重设计。

（3）桁架支撑机翼的发散动压低于常规机翼的发散动压，但远高于飞行包线动压范围。

综上所述，采用桁架支撑的大展弦比机翼能够有效降低静气动弹性效应对机翼气动特性及载荷分布的影响，为大展弦比机翼设计提供参考。

参考文献

[1] Imon C, Jonathan G, Taewoo N, et al. Analysis of the effect of cruise speed on fuel efficiency and cost for a truss-braced wing concept[C]//4th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operation Conference. Atlanta, 2014.

[2] Guclu S, Hongjun R, Joseph A S, et al. Multidis-plinary design optimation of a truss braced wing aircraft with updated aerodynamic analyses[C] //29th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Honolulu, Hawaii, 2011.

[3] Chen P C , Zhou Z Q, Satyajit S G, et al. Low-weight low-drag truss-braced wing design using variable camber continuous trailing edge flaps[C]// 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, Florida, 2015.

[4] Robert E B. Developing an accurate CFD based gust model for the truss braced wing aircraft[C]// 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. San Diego, CA, 2013.

[5] Howard S. High aspect ratio wing turboprop airliner: airbus A30X-C2 project specification[R]. Toulouse, 2016.

[6] Nhan N, Eric T, Sonia L. Aeroelasticity of axially loaded aerodynamic structures for truss-braced wing aircraft[C]//56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, Florida,2015.

[7] Sonia L, Eric T, Nhan N. Optimization for load alleviation of truss-braced wing aircraft with variable camber continuous trailing edge flap[C]// 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Dallas, TX, 2015.

[8] Timothy J A, Biadley W S, Matthew J S. SUGAR truss braced wing full scale aeroelastic analysis and dynamically scaled wind tunnel model development[C]// 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee, Florida, 2015.

[9] 刘晓晨. 载荷设计中静气动弹性分析方法的研究对比[C]//. 第十五届全国空气弹性学术交流会, 2017.
Liu Xiaochen. Comparison and research of several methods of static analysis in aero-load design[C]//15th National Aeroelasticity Seminar, 2017.(in Chinese)

[10] Vipperia B V, Victoria A T. Force and displacement transformations for aero-structure interaction analysis[C]//. New York: AIAA, 2004:2004-4328.

[11] 杨超, 王立波, 谢长川, 等. 大变形飞机配平与飞机载荷分析方法[J]. 中国科学, 2012, 42(10): 1137-1147.
Yang Chao, Wang Libo, Xie Changchuan, et al. Aeroelastic trim and flight loads analysis of flexible aircraft with large deformations[J]. Science China, 2012, 42(10): 1137-1147. (in Chinese)

（责任编辑 王为）

作者简介

王丽莎(1990—)女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机静气动弹性分析与修正。

Tel: 029-86832519

E-mail: wlsfai@sina.com

曹旭(1971—)男,硕士,研究员。主要研究方向:飞机静气动弹性分析与修正。

Tel: 029-86832519

石晓锋(1971—)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机静气动弹性分析与修正。

Tel: 029-86832519

郭兆电(1962—)男,硕士,研究员,副总设计师。主要研究方向:飞机总体设计与气动布局。

Tel: 029-86832036

Static Aeroelastic Analysis of High-Aspect-Ratio Truss-Braced Wing

Wang Lisha*, Cao Xu, Shi Xiaofeng, Guo Zhaodian

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

Abstract: Truss-Braced Wing(TBW) design allows a wing with much higher aspect ratio and lower weight penalty of wing structure, and thus higher aerodynamic efficiency and fuel efficiency. So the TBW concept has become a potential exotic design for future transport. However, the research of TBW has been rarely found in domestic. In order to study the static aeroelasticity of a TBW with high aspect ratio, the calculation model has been established according to the estimated stiffness, using the linearized theory as the aerodynamic analysis method. And the analysis of a conventional cantilever wing has also been carried out for comparison. The analysis results show that the deformation of the TBW is lower and the effect of aeroelasticity is much lower than the conventional wing. What's more, the TBW has much lower load in inner part, which is benefit for the design of structure with lighter weight. The method and analysis result can provide a general reference for the design of the TBW with high aspect ratio.

Key Words: TBW; high aspect ratio; static aeroelasticity

Received: 2019-05-18; **Revised:** 2019-06-11; **Accepted:** 2019-06-15

***Corresponding author.Tel. :** 029-86832519 **E-mail:** wlsfai@sina.com