

考虑翼吊发动机推力的机翼颤振分析

王钢林^{1,*}, 谢长川²

1. 中国航空研究院 飞行物理研究中心, 北京 100012

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191

摘要: 分析了带翼吊发动机的大展弦比机翼颤振特性, 其中考虑了机翼大变形和发动机推力的作用。采用梁单元对双梁式机翼和发动机吊舱进行了结构建模, 采用修正的片条理论计算曲面定常气动力, 修正的Theodorsen方法计算曲面非定常气动力, 发动机推力始终沿发动机轴线。研究机翼在不同攻角时的定常气动力及发动机推力联合作用下固有振动和颤振特性的变化情况。结果表明, 发动机推力对机翼静变形和固有频率改变不大, 但对颤振临界速度的变化量不容忽视, 有可能成为大型运输机机翼设计的限制因素。

关键词: 大型运输机; 大展弦比机翼; 气动弹性; 颤振; 随动推力

中图分类号: V224

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2014) 06-0022-06

大展弦比机翼加翼吊发动机是大型运输机的常用构型。传统颤振分析中, 翼吊发动机的作用主要体现在其惯性对系统固有振动特性的影响, 发动机推力作用无法在线性分析的框架下予以考虑。现代大型飞机设计中机翼结构的柔性日趋增大, 几何非线性气动弹性概念和方法也逐渐得到重视和应用^[1,2]。在几何非线性气动弹性分析框架下, 在飞行器颤振分析中得考虑发动机推力, 针对简化梁模型的分析表明发动机推力具有一定影响, 有可能使得飞行器颤振临界速度降低^[3]。

发动机推力作用对结构动力学和气动弹性特性的影响源于柔性导弹及火箭类飞行器的研究工作。Bolotin^[4]认为火箭的发动机推力在近似处理中可忽略射流分裂等伴生效应, 仅将推力作为纯粹的随动力, 进而考察此类随动力对结构动力学的影响。21世纪初, Hodges等人将推力作用引入到火箭类飞行器的气动弹性分析当中, 指出推力使得结构有效刚度降低从而降低飞行器的颤振临界速度^[5]。国内, 许赞等人针对某一导弹模型进行了推力影响下颤振问题的工程分析研究^[6]。

近几年来, 国内针对具有大展弦比机翼的飞行器几何非线性气动弹性问题, 也逐步开展了工程应用研究。谢长川与杨超等人采用复杂梁架模型与复合材料层合板模型进行了机翼几何非线性气动弹性稳定性研究^[1,2], 并将其分析方法应用于工程设计当中, 取得了很好的成果。

基于这些研究成果和大型运输机的设计需求, 有必要将发动机推力作用引入到气动弹性分析当中, 研究发动机推力对飞行器颤振临界速度的影响, 从而为工程设计提供必要的参考。

1 几何非线性颤振的线性化方法

1.1 结构几何非线性有限元法

大展弦比机翼在承受较大载荷时, 往往不再符合小变形的假设, 尽管应变很小未超过材料的弹性极限, 但是位移较大, 此时平衡方程和几何方程就成为非线性的, 即结构几何非线性问题。结构几何非线性的描述方式之一是更新的Lagrange增量法, 当考虑随动载荷情况时, 该方法较为有效。

收稿日期: 2013-11-04; 退修日期: 2014-03-20; 录用日期: 2014-05-10

*通讯作者. Tel.: 13910160494 E-mail: wanggl@cae.ac.cn

引用格式: WANG Ganglin, XIE Changchuan. Flutter analysis with the thrust effects of engine under wing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(06): 22-27. 王钢林, 谢长川. 考虑翼吊发动机推力的机翼颤振分析[J]. 航空科学技术, 2014, 25(06): 22-27.

按能量原理建立单元的矩阵方程为：

$$({}^t\mathbf{K}_L + {}^t\mathbf{K}_{NL})\mathbf{u} = {}^{t+\Delta t}\mathbf{Q} - {}^t\mathbf{F} \quad (1)$$

式中： $\mathbf{K}_L$ 为线性刚度； $\mathbf{K}_{NL}$ 为非线性刚度； ${}^{t+\Delta t}\mathbf{Q}$ 为新增量步的外载荷增量； ${}^t\mathbf{F}$ 为增量步长 t 时的外载荷。其中可以考虑发动机推力以及定常气动力的“随动载荷”效应。相应的动力学方程为：

$${}^t\mathbf{M} {}^{t+\Delta t}\ddot{\mathbf{u}} + ({}^t\mathbf{K}_L + {}^t\mathbf{K}_{NL})\mathbf{u} = {}^{t+\Delta t}\mathbf{Q} - {}^t\mathbf{F} \quad (2)$$

式中： $\mathbf{M}$ 为结构惯性矩阵。

对动力学稳定性问题，假设结构在静平衡位置作微幅振动，可采用动力线化方法进行求解：

$$\mathbf{u} = \bar{\mathbf{u}} + \mathbf{x} \quad (3)$$

式中： $\bar{\mathbf{u}}$ 为结构大变形的平衡位移，按(1)式求解；为微幅振动位移，根据(2)式及平衡条件，有

$$\mathbf{M}_T \ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_T \mathbf{x} = 0 \quad (4)$$

式中： $\mathbf{M}_T$ 为结构变形后平衡位置的质量阵； $\mathbf{K}_T$ 为相应的刚度阵。对该式进行特征值计算，即可得结构在静平衡位置微幅振动的固有振动频率和振型。

1.2 气动力建模与计算

与结构分析的动力线化方法相匹配需要建立大展弦比机翼定常与非定常气动力计算方法，对具有翼吊发动机的机翼做出如下假设：①飞行器做亚声速小攻角飞行；翼根安装攻角也是小量；②机翼在载荷作用下具有较大弯曲变形，但扭转变形仍为小量，局部弹性攻角不大。那么，亚声速势流理论及相关算法仍然适用，仅需考虑弯曲变形的曲面效应。

(1) 定常气动力计算

片条理论将大展弦比机翼沿展向划分为若干沿流向片条，气动片条在变形后的构型上定义，并建立局部坐标系。由结构分析得到的变形以及所有的流动参数都从未变形机翼的总体坐标系XYZ变换到变形后的片条局部坐标系xyz中，如图1所示。

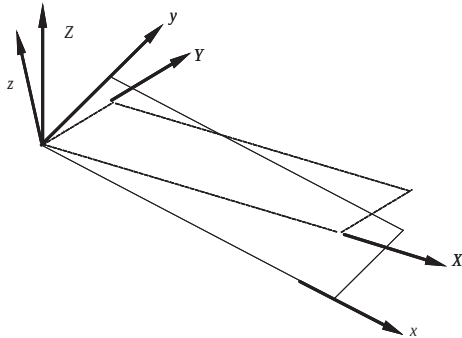


图1 变形前后片条坐标系示意图

Fig.1 Coordinates of strip before and after deflection

设由XYZ到xyz的坐标变换阵为 $\mathbf{T}$ ，则远前方来流变换为

$$\mathbf{V}'_\infty = [v_x \ v_y \ v_z] = \mathbf{T}\mathbf{V}_\infty \quad (5)$$

式中： $\mathbf{V}_\infty$ 为坐标XYZ中的远前方来流速度矢量； $\mathbf{V}'_\infty = [v_x \ v_y \ v_z]$ 为片条坐标系中的来流速度矢量。则片条的定常有效攻角近似为

$$\alpha = \alpha_0 + \tan^{-1}(v_z/v_x) \quad (6)$$

式中： α_0 为零升攻角；第二项包括了机翼几何扭转和弹性变形引起的局部攻角；片条有效攻角在弦剖面内度量。单位展长片条的气动力为

$$f = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 C_l^\alpha \alpha b \quad (7)$$

作用点为1/4弦长点，方向为片条法向沿z轴为正。

三维情况下各片条在整体坐标系下的方位不同，加之气动力作用在片条法向，因此存在由于升力面几何位形所引起的诱导阻力以及展向分力。工程应用中，片条理论的修正主要通过改变其升力线斜率和气动力作用点来实现。这里通过片条升力线斜率的展向变化来考虑有限展长机翼的三维效应。

(2) 非定常气动力计算

将Theodorsen理论推广到大变形机翼的三维非定常气动力计算时，仍将曲面机翼沿展向划分为若干片条，然后确定每一片条的气动、几何以及运动参数，再计算每一片条的非定常气动力和力矩

$$L = \bar{q} C_y^\alpha c [C_1 + 2C(k)C_2] \quad (8)$$

$$M_y = \bar{q} C_y^\alpha c^2 [aC_1 + C_3 - \frac{1}{2}C_4 + 2(\frac{1}{2} + a)C(k)C_2] \quad (9)$$

式中： $\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2$ 为动压； $C_y^\alpha = 2\pi$ 为平板升力线斜率，必要时可依据具体情况进行适当修正。

仍采用图1的片条坐标系，来流速度仍按式(5)得到。按动力学线化方法，气动片条的微幅振动也可通过一定承载变形情况下的有限阶模态来描述，总体坐标系下片条微幅振动为

$$\mathbf{u} = \sum_{i=1}^N \Phi_i(\mathbf{X}) q_i(t) \quad (10)$$

式中： Φ_i 为总体坐标系下第 i 阶的模态； $\mathbf{X}$ 为总体坐标系下的片条坐标。片条坐标系下片条气动控制点即等效刚心3/4弦长点 H 的模态为

$$\varphi_{iH}(\mathbf{x}) = \mathbf{T} \Phi_{iH}(\mathbf{X}) \quad (11)$$

那么，片条弦剖面即曲面气动面的法平面内垂直弦线的位移为 φ_{iH}^z ，片条在弦平面内的攻角则为

$$\alpha_{iH}(\mathbf{x}) = \partial \varphi_{iH}^z(\mathbf{x}) / \partial x \quad (12)$$

将运动参数代入式(8)和(9)就得到每一片条上作用的非定常法向气动力和弦剖面内的力矩。

1.3 结构/气动界面耦合方法

在计算中需要确定(5)式和(11)式中的变换阵 T 以及实现式(12)的计算,这就要解决气动弹性分析中结构/气动界面的耦合问题,使界面的运动和载荷信息得以传递,一般通过曲面插值方法来处理。

气动弹性常用插值方法是曲面样条插值,推广至空间向量值函数可解决曲面结构/气动耦合问题^[7]。通过文献^[7]的插值方法可由机翼结构变形得到气动面变形后的构型及其切向/法向量,由此建立气动面局部坐标系的基向量,以及局部与整体坐标系之间的变换阵。由结构等效性可建立力插值算法,将气动面的载荷信息传递给结构单元。

1.4 颤振分析方法

可以看出,几何非线性气动弹性问题首先是要进行结构的非线性静力学求解得到平衡态,在该平衡态建立线性化方程,再进行稳定性求解,从而构成几何非线性气动弹性的静/动力学耦合分析框架。

飞行器部件在静力学变形构型上进行线性化得到的气动弹性运动方程可表示为

$$\mathbf{O}_s(\bar{\mathbf{u}}) = \mathbf{Q}_s(\bar{\mathbf{u}}, V_\infty) \quad (13)$$

$$\mathbf{M}_T \ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_T \mathbf{x} = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \mathbf{Q}_u \quad (14)$$

式(13)是非线性静力学方程,用于确定系统静变形和变形后的构型; $\bar{\mathbf{u}}$ 是结构非线性静态位移; V_∞ 是远前方来流速度; $\mathbf{O}_s$ 是非线性的结构算子; $\mathbf{Q}_s$ 是非线性外载荷算子,包括了非线性的定常气动力等外部载荷。式(14)即为变形后构型上的线性化动力学方程, $\mathbf{x}$ 是结构在静平衡态下的微幅振动位移; $\mathbf{Q}_u$ 为非定常气动力系数矩阵; $\mathbf{M}_T$ 和 $\mathbf{K}_T$ 分别是结构切线质量阵和切线刚度阵。将式(14)按模态坐标展开得到系统的广义化动力学方程,仍可以采用传统的p-k法分析系统稳定性,得到颤振速度。

可建立如图2所示的分析流程,将气动弹性静/动耦合分析分为三个阶段。第一阶段仍将线性气动弹性分析作为基础,必要时可进行线性动力学计算,用来校验模型的可用性。第二阶段是几何非线性静气动弹性分析,这是一个迭代过程。由非线性结构求解器计算变形,在变形后的气动面上计算新的气动力,如此迭代直到满足一定的精度要求。第三阶段是几何非线性动气动弹性稳定性分析。首先求解线性化系统各阶模态振型和频率,然后计算频域非定常气动力,通过模态坐标对线性化的动力学方程进行广义化和降阶,最后判断系统的稳定性。

这一分析流程仅能判断静平衡态的稳定性并预测颤振速度,无法给出确切的颤振临界速度。要确定颤振临界速度

还必须完成整个图2所示非线性气动弹性求解过程的大循环,直至给出颤振速度。

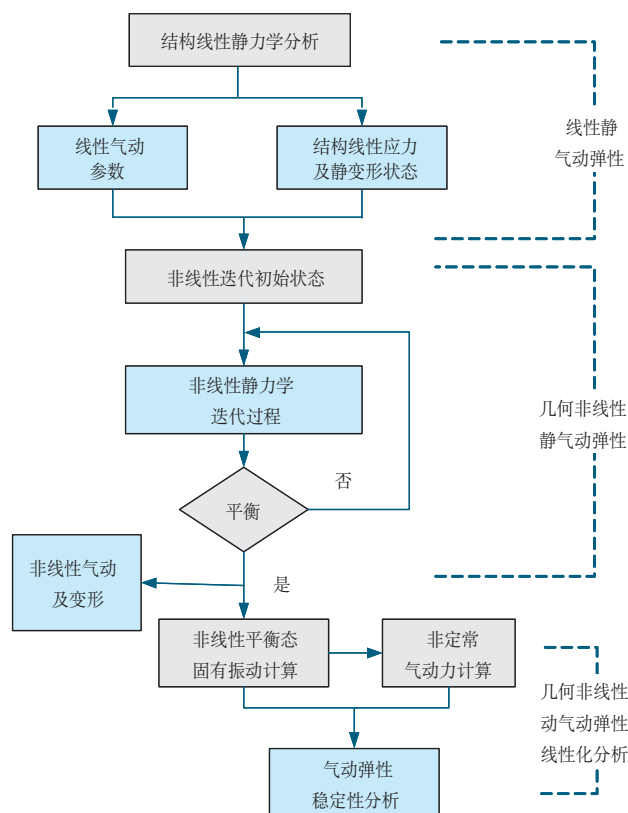


图2 机翼气动弹性静/动耦合分析框架

Fig.2 Flow chart of wing static/dynamic aeroelastic coupling analysis

2 模型描述与求解假设

分析对象为某型飞机机翼结构的缩比模型,距翼根约37%展长位置吊挂发动机,机翼重量45kg,发动机重量10kg,设参考推力 P_0 为100N。采用梁单元进行建模,翼根固支,结构有限元如图3所示。首先,进行线性固有振动和颤振分析,其结果作为气动弹性特性的参考。其次,在机翼根部攻角分别为 1° 、 1.5° 、 2° 和 3° ,远前方来流速度为80m/s情况时,推力从0到100倍参考推力逐渐变化,进行几何非线性气动弹性稳定性分析。

为简化分析过程,做了一些必要假设:①相对线性定常气动载荷而言非线性增量是小量,进行非线性静气动弹性迭代时直接使用线性载荷数值,计算中气动力始终垂直于气动面法向;②发动机推力简化为集中载荷,静力学求解时始终沿发动机轴线,在动力学求解时忽略其随动效应;③不寻找确切的颤振临界速度,仅根据颤振临界速度的预测值分析非线性因素的影响趋势。

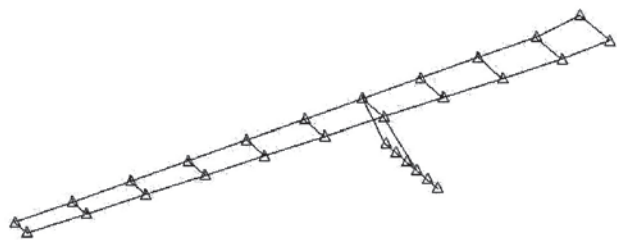


图3 某大型飞机半机翼缩比模型

Fig.3 The scale model of a large aircraft half wing

3 气动弹性计算

3.1 线性分析

翼吊发动机机翼线性固有振动和颤振特性结果列于表1、表2。从固有振动特性方面看,发动机俯仰和偏航模态在翼面上都表现为一定程度的扭转运动。线性颤振计算的结果表明,系统存在两个颤振分支。其一是发动机偏航模态穿越的颤振,其穿越速度为91m/s,是典型的机翼外挂物颤振。另一个是垂直一弯的静气动弹性发散,发散临界速度较高,主要是与发动机俯仰模态耦合。

表1 模型线性固有振动特性

Table 1 Linear intrinsic vibration characteristics of the model

序号	模态名称	频率/Hz
1	垂直一弯	3.68
2	发动机俯仰	9.86
3	垂直二弯	13.30
4	发动机偏航	19.28
5	垂直三弯	28.24
6	一阶扭转	34.55
7	水平一弯	48.62

表2 模型颤振特性

Table 2 Flutter characteristics of the model

模态名称	颤振速度/(m/s)	颤振频率/Hz
发动机偏航	91.0	19.24
垂直一弯	134.5	0.0(静发散)

3.2 非线性分析

为研究单独推力的作用效果,在计算时不考虑推力引起的附加静气动弹性效应,即不同推力系数情况下机翼所承受的气动载荷相同。

在机翼根部攻角分别为1°、1.5°、2°和3°,远前方来流速度为80m/s情况时,进行发动机零推力情况的非线性静力学

和固有振动计算。翼尖变形列于表3,相对位移为翼尖绝对位移与半展长的比值,固有振动特性列于表4。算例的攻角状态不大,2°攻角时翼尖最大相对位移小于8%。从机翼承载变形后的固有振动特性来看,小于2°攻角时的固有振动频率与线性情况相当接近,振型上则略有变化,主要反映在发动机偏航模态的翼面扭转运动分量有所增强。3°攻角时翼尖相对变形达到11%,结构的几何非线性因素的作用开始显著。

表3 发动机零推力机翼非线性静变形

Table 3 Nonlinear static deflection of the wing with zero thrust force

攻角/°	翼尖变形量	
	绝对变形/m	相对变形/%
1.0	0.243	3.45
1.5	0.381	5.41
2.0	0.519	7.37
3.0	0.794	11.3

表4 发动机零推力机翼非线性固有振动

Table 4 Nonlinear intrinsic vibration with zero thrust force

序号	模态名称	频率/Hz			
		攻角1°	攻角1.5°	攻角2°	攻角3°
1	垂直一弯	3.67	3.67	3.66	3.64
2	发动机俯仰	9.85	9.81	9.76	9.58
3	垂直二弯	13.28	13.22	13.12	12.85
4	发动机偏航	19.33	19.35	19.37	19.40
5	垂直三弯	28.21	28.13	28.00	27.62
6	一阶扭转	34.53	34.48	34.41	34.25
7	水平一弯	47.80	47.16	46.45	45.02

针对机翼在承载变形后的平衡位置进行了动力学线化的固有振动计算,表5列出了2°攻角情况下前4阶固有振动频率随推力的变化情况。从表中结果来看,各阶模态频率变化都不大,振型也仅略有改变。其原因在于该模型在不同推力作用下结构几何构型的差异较小,在同一攻角下推力大小相对于升力而言所占比例也较小,并且推力作用接近根部对系统整体的影响是不大的。其他攻角情况计算结果类似,这里不再列出。

发动机偏航模态颤振临界速度随推力变化如图4所示。相同推力下随攻角增大,机翼变形增大,几何非线性作用加强,颤振速度下降;相同攻角下随推力增加,颤振速度下降程度超过5%,在3°攻角时接近10%,可见在变形大时推力对临

界速度影响更显著。虽然攻角增大使偏航模态的颤振速度有所降低,但影响程度却在减小,2°和3°攻角时的曲线非常接近,这主要由外挂物这种类型所决定,当攻角增大到一定程度后受几何非线性影响逐渐减小,使对应的颤振速度趋于一个定值。

表5 2°攻角推力对固有振动的影响

Table 5 Influence of 2° attack angle thrust force on vibration

推力/ (P/P ₀)	垂直 一弯	发动机 俯仰	垂直 二弯	发动机 偏航
0.0	3.658	9.756	13.123	19.366
1.0	3.658	9.755	13.123	19.364
5.0	3.658	9.751	13.126	19.358
10.0	3.658	9.747	13.129	19.349
40.0	3.658	9.734	13.151	19.301
80.0	3.657	9.750	13.183	19.237
100.0	3.656	9.767	13.202	19.205

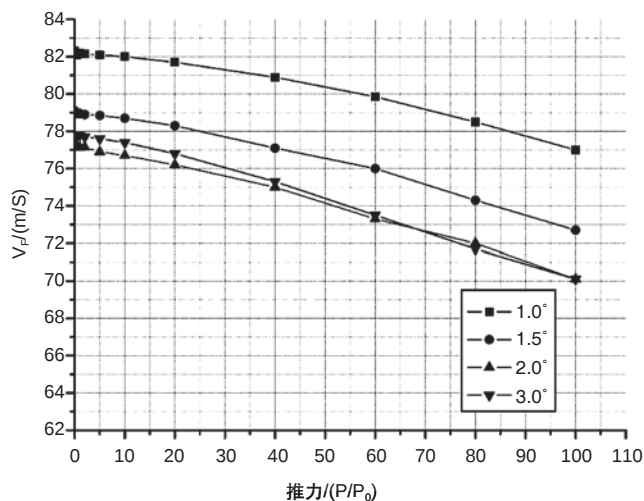


图4 发动机模态颤振速度随推力变化

Fig.4 Modal flutter velocity of the engine v.s. thrust force

垂直一弯静气动弹性发散临界速度随推力变化如图5所示。在相同推力下随攻角增大,临界速度逐渐下降;同一攻角下随推力增加,发散速度不断下降,其降低程度超过7%,3°攻角时超过8%,同样在变形大时推力对临界速度的影响也更显著。还可看出,攻角增大使得发散速度有所降低,但是其影响的程度却在增加,这与图4中的趋势并不相同,其原因在于该支发散模态以翼面模态耦合为主,当攻角较小变形不大时,翼面模态受几何非线性的影响较小,因而失稳临界速度变化并不显著,随着攻角增加则几何非线性作用逐渐增

强,失稳临界速度的变化逐渐显著。

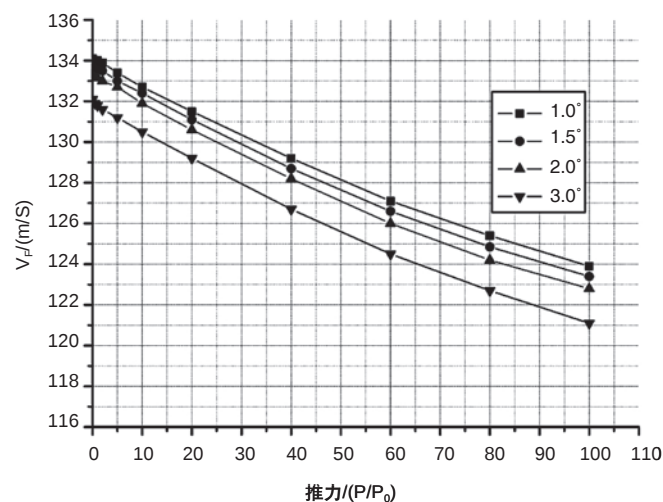


图5 垂直一弯发散速度随推力变化

Fig.5 The scattering speed of the first vertical bending v.s. thrust force

4 结束语

由计算分析可见:①在一定推力范围内,有必要考虑发动机推力对翼吊发动机机翼系统气动弹性稳定性的影响;②机翼的颤振速度随推力增大而逐渐减小,机翼变形量增大时推力影响程度也在增强,导致颤振速度的降低有可能超过5%;③发动机推力较定常气动力导致的机翼静变形和固有振动频率影响并不大,但造成了振型改变影响非定常气动力,从而使得机翼颤振临界速度降低。

AST

参考文献

- [1] 谢长川,吴志刚,杨超. 大展弦比柔性机翼的气动弹性分析[J]. 北京航空航天大学学报. 2003, 29(12): 1087-1090.
XIE Changchuan, WU Zhigang, YANG Chao. Aeroelastic analysis of flexible large aspect ratio wing[J]. Journal of Beijing University of Aero.&Astro. 2003, 29(12): 1087-1090. (in Chinese)
- [2] XIE Changchuan, LENG Jiazhen, YANG Chao. Geometrical nonlinear aeroelastic stability analysis of a composite high-aspect-ratio wing[J]. Shock and Vibration. 2007, 15(3,4): 325-333.
- [3] Dewey H. Hodges, Mayuresh J. Patil S C. Effect of thrust on bending-torsion flutter of wings[J]. Journal of Aircraft. 2002, 39(2): 371-376.
- [4] Bolotin V. V. 结构力学的动态不稳定性[J]. 力学进展. 2000,

- 30(2): 295-304.
Bolotin V.V. Dynamic instabilities in mechanics of structures[J]. Advances in Mechanics.2000,30(2):295-304. (in Chinese)
- [5] Seungmook Chae, D. H. Hodges. Dynamics and Aeroelastic Analysis of Missiles[C]. AIAA Conference, Norfolk, Virginia, April 7-10: 2003.
- [6] XU Yun, XIE Changchuan, YANG Chao. Effect of Thrust on Aeroelastic Stability of a Slender Missile[C]. AIAA Conference, Schaumburg, IL, April 7-10: 2008.
- [7] XIE Changchuan, YANG Chao. Surface splines generalization and large deflection interpolation[J]. Journal of Aircraft. 2007, 44(3): 1024-1026.
- 作者简介**
王钢林 (1975—) 男, 博士, 高级工程师。主要从研究方向: 气动设计。
Tel: 13910160494
E-mail: wanggl@cae.ac.cn
谢长川 (1976—) 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 气动弹性设计。

Flutter Analysis with the Thrust Effects of Engine Under Wing

WANG Ganglin^{1,*}, XIE Changchuan²

1. Flight Physics Research Center, Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

2. School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China

Abstract: The flutter of a large-aspect-ratio wing with engine is analyzed, in which the large deformation and the thrust effects of the engine under wing are considered. A twin-beam wing and the engine compartment are modeled as beams. The steady aerodynamics of the curved surface is calculated by the modified strip theory; the unsteady aerodynamics is calculated by the modified Theodorsen method; the thrust of the engine is along the engine axis. The vibration and the flutter characteristics of the wing with the steady aerodynamics of different angles of attack and with the different thrusts of the engine are analyzed. The results show that the change of the static deformation and the vibration frequencies affected by the thrust are small, but the change of the flutter speed can not be neglected which would be an important factor limiting the large transporter design.

Key Words: large transporter ; large-aspect-ratio wing; aeroelasticity; flutter; follower thrust

Received: 2013-11-04; Revised: 2014-03-20; Accepted: 2014-05-10

* Corresponding author. Tel: 13910160494 E-mail: wanggl@cae.ac.cn