

# 动力增升飞机气动力计算方法研究

张声伟\*

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:** 分析了国外动力增升飞机气动力计算方法, 提出了一套新的动力增升飞机快速计算方法。新方法解决了传统方法在小速度下气动力发散, 多速度点求解气动力带来计算效率低等问题。以某动力增升运输机为算例, 验证了新方法的正确性。

**关键词:** 动力增升; 动力影响; 气动力计算

**中图分类号:** V211.4; V271.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 03-0014-4

短距起降是现代军机设计追求的重要性能指标。对大中型运输机而言, 短距起降与高速巡航是飞机气动布局设计中一对难以兼容的目标。当动力增升技术成功应用于美军 C-17 运输机上, 为设计员提供了解决这一技术难题的新途径。因此动力增升飞机气动力计算方法成为当前总体布局专业重要研究项目之一。

国外早在六十年代就开展了关于动力增升飞机气动力计算方法研究, 比较成熟的方法是基于风洞试验数据分析的工程估算。传统的动力增升飞机气动力估算方法基于推力系数  $C_T$  ( $C_T = T/(q \cdot s)$ ,  $T$  为发动机推力, 速压  $q = \rho v^2/2$ ,  $s$  为机翼参考面积) 的概念, 该方法在规定的推力系数范围内气动力的计算较准确, 但在小速度, 大推力系数下存在气动力发散的问题, 无法满足飞机起飞场域性能计算的需要。通过对相关文献的分析, 结合性能计算需求, 给出新的气动力工程估算方法, 克服了传统方法的缺陷。

## 1 动力增升技术原理

动力增升技术是通过引出发动机出口的部分气流, 借助其喷射作用, 增加机翼与襟翼表面气流的能量, 有效进行附面层控制以增加机翼的环量, 从而提高最大升力系数。动力增升技术分为附面层控制、喷气襟翼、展向吹气与动力转向等多种。本文计算方法适用于喷气襟翼增升形式的飞机。

## 2 计算方法

动力增升飞机气动力计算分无动力影响的气动力计算

与考虑动力影响产生的气动力增量的计算两部分。本文重点阐述动力影响产生的气动力增量的计算方法。新算法利用传统方法计算某一速度点(该点称之为基准参考速度, 其对应的推力系数应满足  $0.48 \leq C_T \leq 5.5$  的条件)的气动力。其它速度点的气动力可在基准参考速度点气动力的基础上, 通过发动机推力-速度曲线修正得到。修正方法参考了文献<sup>[1]</sup>的理论推导及数据曲线。新方法解决了传统方法存在的小速度点气动力发散, 多速度点求解气动力带来计算效率低的问题, 有效提高了计算效率。通过流程控制, 选用不同计算模式可满足各专业的不同需求, 控制流程见图1。

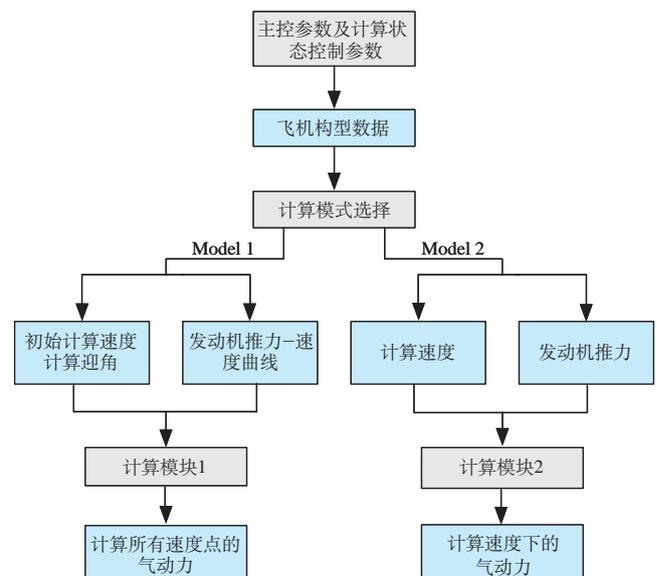


图1 动力增升飞机气动力计算控制流程

Fig. 1 Control flow of aerodynamics calculating for powered lift aircraft

收稿日期: 2013-05-02; 退修日期: 2014-02-10; 录用日期: 2014-02-28

\*通讯作者. Tel.: 029-86832378 E-mail: xianzsw@163.com

引用格式: ZHANG Shengwei. Research on method of powered lift aircraft aerodynamics calculation[J]. Aeronautic Science and Technology, 2014, 25(03): 14-17. 张声伟. 动力增升飞机气动力计算方法研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(03): 14-17.

新方法由两种计算模式组成。两种模式基本输入数据相同即:主控参数,计算控制参数与飞机构型数据。主控参数与计算控制参数用于对气动力配平,地效修正及计算输出形式的控制。

两种计算模式的用途与输入计算条件不同。模式1(Model1)在动力方面需要输入发动机推力-速度曲线与初始计算速度。启动计算模块1,输出所有速度点的气动力数据及动力影响增量。该模式非常适合飞机起飞、着陆构型场域性能计算对气动力的输入需求。在起飞场域性能计算时以 $V_{LOF}$ 作为基准参考速度点。算例所使用的基于某发动机推力-速度曲线的气动力增量的修正函数,环量升力增量,诱导与涡阻力增量分别为:

环量升力增量:

$$L_B = 0.00095V^2 - 0.58V + 0.383T \quad (1)$$

诱导与涡阻力增量:

$$L_B = -0.387V + 0.0256T \quad (2)$$

式中: $T$ 为飞机总推力,单位kN; $V$ 为速度,单位m/s。

模式2(Model2)需要输入的数据为发动机推力与计算速度,运行计算模块2,输出该速度点的气动力数据。该方法适于单纯比较同一构型不同 $C_T$ 或相同 $C_T$ 不同构型的气动力,其计算方法简介如下:

动力产生的气动力增量由两部分组成。一部分为发动机喷流打到偏转襟翼后发生偏转所产生的气动力增量,这是发动机喷流直接力作用导致的。另一部分为发动机喷流流经襟翼所导致的喷流影响区内机翼的气动力的增量。

### (1) 升力系数增量计算

喷流流经襟翼产生的飞机升力系数增量 $C_{LB}$ 计算方法见参考文献<sup>[2,3]</sup>。喷流偏转后直接力产生的升力系数增量计算:

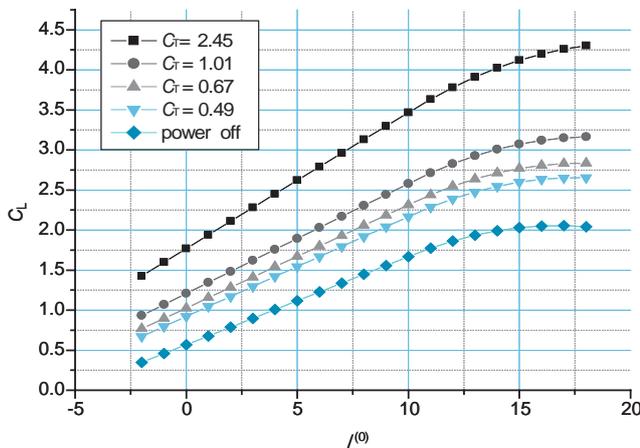


图2 动力增升对升力曲线的影响

Fig.2 Effect on lift curve by powered lift

$$C_{Lpush} = C_T \eta_j \sin(\alpha + \theta_j) \quad (3)$$

式中: $\alpha$ 为机身迎角; $\eta_j$ 为推进效率因子; $\theta_j$ 是喷流偏转相对于机身构造平面的夹角。

### (2) 阻力系数计算

喷流流经襟翼产生的飞机阻力系数增量 $C_{DB}$ 计算方法见参考文献<sup>[2,3]</sup>,喷流偏转后直接力产生的阻力系数增量计算:

$$C_{DB} = C_T (1 - \eta_j \cos(\alpha + \theta_j)) \quad (4)$$

## 3 算例

### 3.1 飞机基本构型

某运输机采用下蒙皮吹风式喷气襟翼动力增升技术,基本构型为上单翼T尾布局。其机翼面积为 $353\text{m}^2$ ,翼展 $50.29\text{m}$ ,展弦比 $7.2$ ,机翼 $1/4$ 弦线后掠角 $25^\circ$ ,梢根比 $0.22$ 。机翼下吊挂4台大涵道比涡扇发动机,每台推力 $185.5\text{kN}$ 。发动机推力轴线相对于当地机翼弦线的偏角为 $-5^\circ$ 。内侧发动机展向安装位置为 $32.2\%$ 的半展长,外侧发动机展向安装位置为 $58\%$ 的半展长。发动机喷口距机翼前缘水平 $1.6\text{m}$ ,发动机喷口与机翼弦线前缘垂直距离为 $0.9\text{m}$ 。飞机起飞构型:其前缘缝翼偏角 $15^\circ$ ,后缘襟翼偏角为 $25^\circ$ 。

### 3.2 算法验证

使用新算法模式2计算算例飞机不同推力系数的气动力。图2与图3显示出动力增升技术对气动力的影响。

表1为主要气动参数随速度与推力系数变化的计算数据。图4与图5曲线表明 $C_{Lmax}$ 与零迎角升阻比 $K_{\alpha=0}$ 随速度呈非线性变化,且变化梯度很大。

图6与图7为使用新算法模式1计算的算例飞机起飞过程中各项力随速度的变化曲线。

在图6和图7中, $L_{wz}$ 为无动力影响升力, $L_{push}$ 为发动机喷流

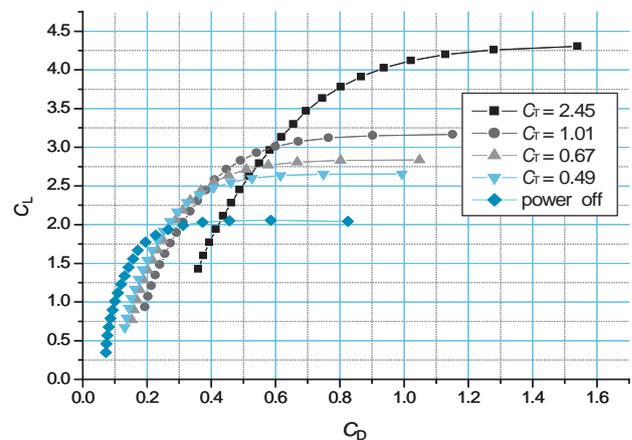


图3 动力增升对极曲线的影响

Fig.3 Effect on polar curve by powered lift

表1 主要气动参数计算值

Table 1 Main calculated value of aerodynamic parameters

V/(m/s)	$C_T$	$C_{Lmax}$	$C_{D\alpha=0}$	$K_{\alpha=0}$
25	5.21	5.886	0.8818	3.19
40	1.97	3.738	0.3914	4.245
80	0.482	2.491	0.1485	6.2

直接力的法向分量,  $D_{WZ}$ 为无动力影响阻力,  $D_{push}$ 为发动机喷流直接力的纵向分量,  $F$ 为飞机滑跑产生的摩擦力,  $T$ 为发动机推力。

当无法得到飞机的真实气动数据,通过性能计算来间接验证气动力计算值的准确性是飞机设计的常用方法。根据计算气动数据计算算例飞机的起飞距离为2232.7m,资料数据为2360m。计算误差5.39%,在工程估算允许误差范围内。

### 3.3 数据分析

表2为算例飞机在某状态下的气动增量分析。动力影响产生的升力系数增量达到76.9%,阻力系数增量为170.9%。阻力系数的增量明显高于升力系数,升阻比减小35.2%。

表3为算例飞机在某状态下的气动增量分解数据。计算表明当推力系数为0.844,迎角为 $0^\circ$ 时,升力系数增加0.4873。其中40.9%来源于喷流产生的直接力,喷流绕流环量产生的升力系数为59.1%。阻力系数增加0.1342,其中83.7%来源于喷流产生

表2 动力增升对气动力的影响( $T_c=0.844, \alpha=0^\circ$ )

Table 2 Effect on aerodynamics by powered lift ( $T_c=0.844, \alpha=0^\circ$ )

升力系数增量 $\Delta C_L$		阻力系数增量 $\Delta C_D$	
绝对值	相对值	绝对值	相对值
0.4873	76.9%	0.1342	170.9%

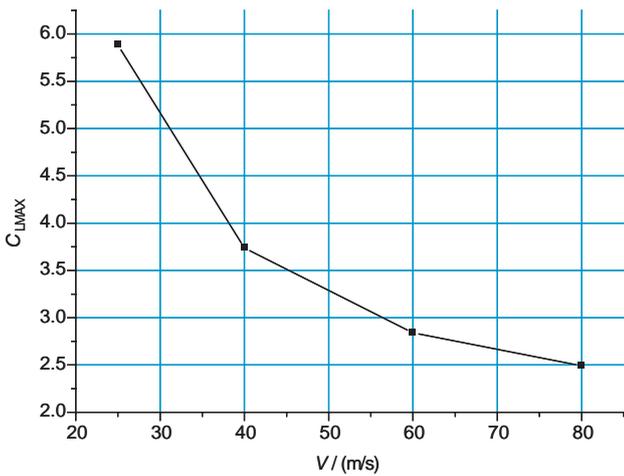


图4  $C_{Lmax}$ 随速度变化曲线

Fig.4 Changing curve of  $C_{Lmax}$  with speed

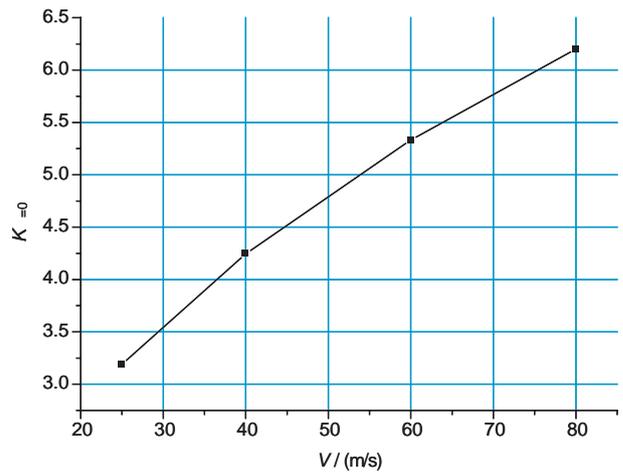


图5  $K_{\alpha=0}$ 随速度变化曲线

Fig.5 Changing curve of  $K_{\alpha=0}$  with speed

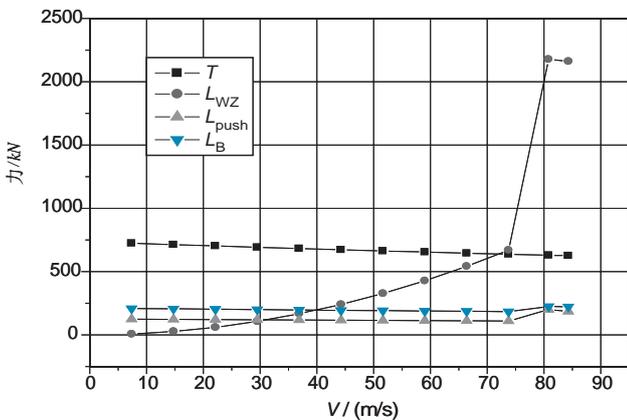


图6 推力与法向各力随速度变化

Fig.6 Changing curve of thrust and normal force with speed

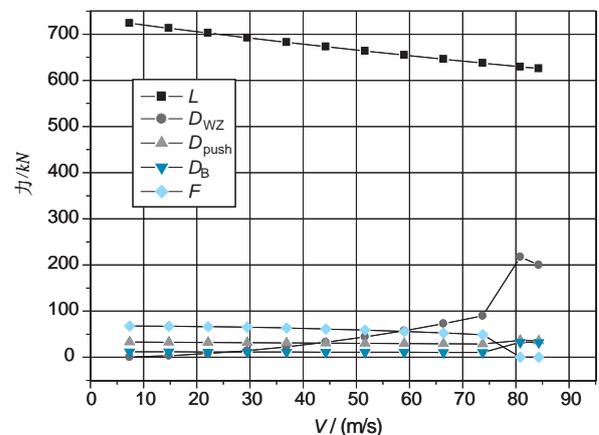


图7 推力与纵向各力随速度变化

Fig.7 Changing curve of thrust and longitudinal force with speed

的直接力,环量产生的诱导阻力系数为16.3%。

表3 动力产生的各气动力系数分量计算值( $T_c=0.844, \alpha=0^\circ$ )

Table 3 The calculated value of aerodynamic coefficients component generated by power

气动系数	$C_{Lb}$	$C_{LPUSH}$	$C_{Db}$	$C_{DPUSH}$
绝对值	0.2882	0.1891	0.0218	0.1123
相对值	59.1%	40.9%	16.3%	83.7%

动力增升技术所带来的气动效益与飞机的构型密切相关。主要构型参数:发动机展向安装位置、安装推力线角度、发动机短舱的下沉量与前伸量、飞机前后缘襟翼形式及其偏角。这些参数直接影响喷流展向干扰因子,襟翼浸湿因子,发动机推力效率因子与动力产生的气动力系数各分量所占比例。表2与表3数据表明,好的构型应尽量减少喷流产生的直接力所占份额,这有利于提高动力所带来的气动效益。

#### 4 结束语

虽然工程估算方法较CFD模型粗糙,但计算效率较高,适用于飞机早期设计阶段的布局选型。新算法具有以下特点:

- (1) 计算精度有保证,计算误差小于6%;

- (2) 计算效率较高,完成计算不超过2s;

- (3) 不存在速度盲区,能满足各专业对气动数据的要求;

- (4) 适用于快速计算评估动力增升飞机气动力,优化飞机起飞构型。

AST

#### 参考文献

- [1] Percy J Bobbitt, Richard Margason. Analysis of The Take-off and Landing of Powered-Lift Aircraft[R]. AIAA 2007-1256.
- [2] Vogler Raymond D. Wind-Tunnel Investigation of Internally Blown Jet-Flap STOL Airplane Model[R]. NASA TND-8309,1976.
- [3] Leonard R, Tavernetti. The C-17:Modern Aircraft Technology[R]. AIAA-92-1262.

#### 作者简介

张声伟(1971— ) 男,高级工程师。主要研究方向:飞机气动布局设计。

Tel: 029-86832378

E-mail: xianzsw@163.com

## Research on Method of Powered Lift Aircraft Aerodynamics Calculation

ZHANG Shengwei\*

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

**Abstract:** Analyze the method of powered lift aircraft aerodynamics calculation used abroad, establish a new method to calculate powered lift aircraft aerodynamics. New method can solve the problem of traditional method, such as low speed divergence and the low computation efficiency for many speed points. verify correctness of new calculation method by an example of a powered lift transporter.

**Key Words:** powered lift; power effect; aerodynamics computation

Received: 2013-05-02; Revised: 2014-02-10; Accepted: 2014-02-28

\* Corresponding author. Tel.: 029-86832378 E-mail: xianzsw@163.com