

文章编号: 0258-1825(2008)01-0047-04

# 关于 CFD 计算结果的不确定度问题

张涵信

(中国空气动力研究与发展中心,四川 绵阳 621000;国家计算流体力学实验室,北京 100083)

摘要:本文研究 CFD 的准确度和不确定度问题,希望给出一种说法,以此说明 CFD 的可用性、面临的现状和问题,并进一步研究提高 CFD 准确度的措施。

关键词:CFD;数值模拟;准确度;验证与确认

中图分类号:V211.3 文献标识码:A

## 0 引言

CFD 有了很大进展,表现在软件上,国内外已推出很多。问题是,这些软件的应用情况如何?这与 CFD 的准确度有关。大家知道,对定常气动力的某些量,如升力、力矩、阻力,风洞实验结果是可以给出准确度的(摩擦阻和热流等还难以给出)。而相应这些量,CFD 的准确度还没有一个说法。本文研究 CFD 的准确度问题,希望给出一种说法,以此说明 CFD 的可用性、面临的现状和问题,并进一步研究提高 CFD 准确度的措施。

## 1 准确度及不确定度问题

风洞实验中<sup>[1,2]</sup>,定义气动量  $C$  的实验值与真值之差为准确度;准确度的绝对值的最大值为绝对不确定度  $\Delta_C$ ,这个值与实验值的绝对值之比为相对不确定度  $\delta_C$ 。世界各国例如对飞机的常规气动力实验,都积累了实验不确定度的经验和标准<sup>[1,2]</sup>,中国也如此。例如对运输机:

$$\text{升力}^{1)} C_L \quad \Delta_{C_L} = 0.001$$

$$\text{力矩 } C_m \quad \Delta_{C_m} = 0.001$$

$$\text{阻力 } C_D \quad \Delta_{C_D} = 0.0001 = 1 \text{d.c.}$$

(1d.c. = 1drag count =  $10^{-4}$ )

在 CFD 中,我们仿照实验来定义计算量的不确定度。定义物理量  $C$  的计算值与真值之差的绝对值的最大值为绝对不确定度  $\Delta_C$ ,这个值与计算值的绝

对值之比为相对不确定度  $\delta_C$ 。因真值不知道,知道了计算值,给不出不确定度。这是现有的研究还没有计算不确定度表达式的原因。我们可换一个角度来考虑。大家知道,工程制造是按设计数据加工的。常有一种说法,加工能达到的形状,可准确到数据的第  $n$  位,这也是表示准确度的一种方法。我们不妨也采用这种方法来表达计算的不确定度。即用计算数据有效位数能达到真值的前  $n$  位来表示计算结果的准确度。用这种方法讨论准确度,还有明确的物理意义。这样改换提法的好处是,可以明确地给出不确定度的表达式。事实上设气动系数  $C$  可表达为:

$$C = a_m 10^m + a_{m-1} 10^{m-1} + a_{m-2} 10^{m-2} + a_{m-3} 10^{m-3} + \dots + a_{m-n} 10^{m-n} + \dots$$

如果要求  $n$  位真值准确,它可写成:

$$C = a_m 10^m + a_{m-1} 10^{m-1} + a_{m-2} 10^{m-2} + \dots + a_{m-n+1} 10^{m-n+1} + \Delta$$
$$|\Delta| < \Delta_C = 9.999 \times 10^{m-n}$$
$$= 10^{m-n+1} = 10^{m-n+5} \text{drag counts}$$

即绝对不确定度为:

$$\Delta_C = 10^{m-n+5} \text{drag counts}$$

相对不确定度为:

$$\delta_C = \frac{1}{|a_m 10^{-1} + a_{m-1} 10^{-2} + \dots + a_{m-n+1} 10^{-n}|} \cdot 10^{-n}$$

或近似可写成:

$$\delta_C = \frac{10}{|a_m + a_{m-1} 10^{-1}|} \cdot 10^{-n}$$

可见,如果  $n = 2$ , 相对不确定度为

• 收稿日期: 2007-01-30; 修订日期: 2007-04-20.

<sup>1)</sup>此处指的是气动系数,下同。

$$\left( \frac{10}{|a_m + a_{m-1}10^{-1}|} \right) \% ; \text{ 如果 } n = 3, \text{ 为千分之}$$

$$\left( \frac{10}{|a_m + a_{m-1}10^{-1}|} \right) ; n = 4, \text{ 为万分之}$$

$$\left( \frac{10}{|a_m + a_{m-1}10^{-1}|} \right) .$$

例如对运输机,取  $n = 3$ ,即量测值前三位真值准确,因

$$C_L: \quad \text{一般 } 0. \times \times \times, m = -1$$

$$C_m: \quad \text{一般 } 0. \times \times \times, m = -1$$

$$C_D: \quad \text{一般 } 0.0 \times \times \times, m = -2$$

故

$$\text{升力 } C_L \quad \Delta C_L = 0.001$$

$$\text{力矩 } C_m \quad \Delta C_m = 0.001$$

$$\text{阻力 } C_D \quad \Delta C_D = 0.0001 = 1 \text{ d. c.}$$

相应可给出  $\delta_{C_L}, \delta_{C_m}, \delta_{C_D}$  它们分别是千分之

$\frac{10}{(|a_m + a_{m-1}10^{-1}|)_l}$ 。这里下标  $l$  表示  $C_L, C_m$  及  $C_D$ 。可见,上面实验不确定度的标准正好是三位真值准确。

设  $C_i$  为计算值,  $C$  为真值,则

$$C_i - \Delta C \leq C \leq C_i + \Delta C$$

这表明,计算结果满足前  $n$  位真值准确的数据带应该在带宽为

$$2\Delta C = 2 \cdot 10^{m-n+1} = 2 \cdot 10^{m-n+5} \text{ d. c.}$$

的区域内,数据带的半宽为  $\Delta C$ 。表 1 给出了运输机  $\Delta C_L, \Delta C_m, \Delta C_D$  的  $n$  与带宽的关系。

表 1  $n$  与  $2\Delta C$  的关系

Table 1 The relationship between  $n$  and  $2\Delta C$

$n$	$2\Delta C_L$	$2\Delta C_m$	$2\Delta C_D$
1	2000 d. c.	2000 d. c.	200 d. c.
2	200 d. c.	200 d. c.	20 d. c.
3	20 d. c.	20 d. c.	2 d. c.

由于在 CFD 中,求流场的解(设它存在唯一)时,其模拟方程和求解计算方法均可能有误差,因此使用不同算法和不同湍流模型的各个软件,计算结果就不同,综合在一起,就会有数据带。对运输机,文献[3]给出了众多单位的计算结果的数据带,情况是:升力  $2\Delta C_L = 400 \text{ d. c.}$ ,力矩  $2\Delta C_m = 400 \text{ d. c.}$ ,阻力  $2\Delta C_D = 40 \text{ d. c.}$ ,国内的计算结果数据带更宽。同表 1 比

较,综合结果是:如果要求计算结果给出前三位真值准确,或相对不确定度为千分之  $\left( \frac{10}{|a_m + a_{m-1}10^{-1}|} \right)$ , 现时还做不到;但比前一位准确( $n = 1$ )的情况好得多,近似为  $n = 2$ ,这对应于前二位真值准确。与之相应:

$$\text{升力 } C_L \quad \Delta C_L = 0.01$$

$$\text{力矩 } C_m \quad \Delta C_m = 0.01$$

$$\text{阻力 } C_D \quad \Delta C_D = 0.001$$

对其它外形(非运输机)的大量计算结果作类似的分析,可以得到同样的结果。

于是结论为:

(1)三位真值准确接近实验的不确定度。现在计算的准确度不如实验高,总体上接近达到二位真值准确,即绝对不确定度为:

$$\Delta C = 10^{m-1} = 10^{m+3} \text{ d. c.}$$

相对不确定度为:

$$\delta C = \left( \frac{10}{|a_m + a_{m-1}10^{-1}|} \right) \% \text{ 或 } \left( \frac{10}{|a_m|} \right) \%$$

(2)对运输机,国外的计算结果有能达到  $\Delta C_L = 100 \text{ d. c.}$  或  $\Delta C_m = 100 \text{ d. c.}$  或  $\Delta C_D = 10 \text{ d. c.}$  的,所以国外有不少软件(密网格  $10^7$  量级)能真正或部分达到前两位真值准确的<sup>[4]</sup>。对于其它外形的计算,其计算结果也有全部或部分达到  $\delta C = \left( \frac{10}{|a_m|} \right) \%$ ,即前两位真值准确的。但也有部分软件,其精度仍需提高。国内的情况也大体如此,更需进一步提高。

## 2 CFD 的应用

### 2.1 型号应用

型号部件或整机(弹)设计时,先要选择一些外形进行气动性能评估,从中优选少量几个或个别的外形再进行风洞实验,开展细微的设计。在评估阶段,国外实验和 AGARD 风洞实验小组提出,气动系数的准确度要求可以低些。该阶段气动系数的不确定度要求是<sup>[1,2]</sup>:

$$\Delta C_L = 0.01$$

$$\Delta C_m = 0.02$$

$$\Delta C_D = 0.0005 \sim 0.001$$

这个要求与 CFD 二位真值准确的准确度是大致相当,所以满足二位真值准确的 CFD 可用于气动性能

评估。

## 2.2 气动噪声与飞行包线等的模拟

在型号设计过程中,须要降噪和决定飞行包线等。现时的 CFD 的准确度,对阐明这些问题还是合宜的。例如:

### (1) 飞行包线

飞机向上俯仰时,可诱发摇摆和偏航现象。这一影响飞行攻角边界的现象,利用俯仰-摇摆或俯仰-偏航-摇摆耦合的非定常数值模拟,可以揭示流动失稳和分离不对称等现象和产生的机理。如数值计算可证实实验给出的机翼强迫俯仰诱发的摇摆运动及交叉现象<sup>[5]</sup>,也可证实飞行给出的俯仰诱发的偏航、摇摆现象。

### (2) 喷流噪音降低的机理

如数值模拟可证实:噪音的产生与喷流前 4、5 个激波系结构相关<sup>[6]</sup>。使喷流旋转可改变前 4、5 个激波结构,因此可降低噪音<sup>[7]</sup>。

### (3) 动态气动系数等的建模

## 3 进一步的发展——解决高雷诺数气动力及噪声等计算问题

对于复杂外形,湍流自模拟雷诺数很大,超过  $10^7$  以上。当  $Re$  数大于  $10^7$  时,其升阻比、力矩系数是一个随  $Re$  数变化的曲线。现有的风洞实验  $Re$  数多小于  $10^7$ 。如何预测雷诺数对这类气动力的影响,正确的方法是 CFD 和 EFD 相结合:通过实验和计算,修正模式方程、建立较精确的湍流模式方程的求解方法。还有噪声等问题,这是大飞机设计中另一个关注的课题。

有两个发展任务:一是把 CFD 的验证确认搞好,至少做到满足前二位真值相同的准确度;二是进一步提高 CFD 的准确度,建立高精度的湍流方程和求解湍流方程的高阶算法。

对于第一方面的发展:

要判断不满足准确度的原因:是数值方法问题?还是湍流模型方程问题?要分析已经达到准确度要求的现有二阶格式软件,它们采用了什么措施;有两条可以借鉴:

(1) 满足格式强烈依赖于密网格的要求。对复杂外形,采用二阶格式,大约网格点要达数千万或上亿的量级<sup>[8]</sup>。

(2) 对采用的复杂外形,用什么湍流模式,什么转

掠准则,如何处理边界条件,有相当多的地面及飞行实验的数据验证、修正和指导。

对于第二方面的发展:

(1) 采用高阶算法,可解决算法依赖网格问题。要发展高阶有限差分、高阶紧致格式、高阶有限体积法和高阶间断有限元法(DG)。这里有稳定、收敛等问题,还有网格、边界与之匹配的问题。气动噪声、LES、DNS 和多涡非定常问题,本身就要求高阶算法。

(2) 发挥 DNS、LES、DES、RANS 的互补作用,建立准确度更高的湍流方程,加强与地面实验和飞行实验的对比。在此基础上,为航空航天飞行器气动及噪声研制高阶计算软件系统。

## 4 结 论

(1) 我们给出了 CFD 计算结果准确度和不确定度的定量表达式,从而可检验国内外 CFD 计算软件的可用性。

(2) 根据现有 CFD 的情况,CFD 已可应用在型号中,代替相当多的地面实验。在阐明流动机理和流动建模上也可发挥重要作用。

(3) 对 CFD 的进一步发展提出了两点建议:

第一、要搞好 CFD 的验证确认工作。是方法问题,要研究如何提高方法的能力。是模型问题,要研究如何修正模型方程的方法。

第二、要建立气动和噪声等问题的高阶计算体系,要研究高阶算法本身发展问题,和湍流方程等如何更精确表达的问题。这是更艰巨的任务。

## 参 考 文 献:

- [1] 恽起麟. 风洞实验 [M]. 近代空气动力学丛书. 国防工业出版社. 北京, 2000, 9.
- [2] 程厚梅等. 风洞实验干扰与修正 [M]. 近代空气动力学丛书. 国防工业出版社. 北京, 2003, 1.
- [3] LAFLIN K.R et al. Summary of data from the second AIAA CFD drag prediction workshop (Invited) [R]. AIAA2004-0555.
- [4] TINOCO E N, SU T Y B. Drag prediction with the ZEUS/CFL3D system [R]. AIAA 2004-0552.
- [5] 唐敏中, 张伟, 何宏丽. 俯仰-滚摆耦合复杂流场试验研究 [J]. 空气动力学学报, 2001, 19(1): 47-55.
- [6] 高军辉. 超音喷流噪音产生机制的数值模拟研究 [D]. [博士学位论文]. 北京航空航天大学, V23, 10006BY0204113, 2007.
- [7] CHEN R H, YU Y K. Elimination of screech tone noise in

(下转第 90 页)

## Two turbulence models for the computation of transonic flow

WU Xiao-jun<sup>1</sup>, MA Ming-sheng<sup>2</sup>, DENG You-qi<sup>3</sup>, MA Zi-hua<sup>1</sup>

(1. *Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China;*

2. *Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shanxi 710072, China;*

3. *China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China*)

**Abstract:** Turbulence model is very important in the computation of complex flowfield. Two turbulence models applied in this thesis are SA one-equation turbulence model and SST  $k-\omega$  two-equation turbulence model. In order to complete the numerical simulation of the turbulence flow fields, un-coupled method is used to solve the Reynolds averaged N-S equations and the governing equations for the turbulence models. NACA0012 airfoil flow field and ONERA-M6 wing flow field have been computed, and the accuracy of the shock wave location and  $C_p$  distribution is carefully compared with the experimental result. After this, it is shown that the influence to the computational result on different discretize schemes, grid densities and wall function. It is shown that the computation of the two turbulence model carried out are quite simple and robust.

**Key Words:** SA turbulence model; SST  $k-\omega$  turbulence model; transonic flow field; numerical simulation

(上接第 49 页)

supersonic swirling jets [J]. *AIAA J.*, 1999, 37(8): 998-1000.

[8] KROLL N ADIGMA. A European project on the development

of adaptive higher order variational methods for aerospace applications [A]. European Conference on CFD [C]. ECCOMAS CFD 2006.

## On the uncertainty about CFD results

ZHANG Han-xin

(*China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan, 621000;*

*National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beijing, 100083*)

**Abstract:** The accuracy and uncertainty about CFD are studied. The reliability of CFD, its current status and facing problems are explored with this discussion. Further development to improve the accuracy of CFD is presented.

**Key words:** CFD; numerical simulation; accuracy; uncertainty; experimental verification and validation