

构型偏离清单 (CDL) 中项目的性能影响计算及验证

Accountability of Performance Degradation Relative to Configuration Deviation List (CDL) Items

徐骏驰 / Xu Junchi

(民航上海航空器适航审定中心, 上海 200335)

(Shanghai Aircraft Airworthiness Certification Center, Shanghai 200335, China)

摘要:

参考美国 FAA 咨询通告 AC 25-7C、EASA 可接受符合方法 AMC 25.1581 和某机型的资料,对构型偏离清单相关项目的性能影响计算和验证方法进行研究,以获得既满足适航要求又较合理的性能折算数据。

关键词: 构型偏离清单; 飞机性能; 适航审定

中图分类号: V221+.91

文献标识码: A

[**Abstract**] With reference to FAA AC 25-7C, EASA AMC 25.1581 and the material of some aircraft, this paper studies the method of calculation and validation for the performance degradation relative to configuration deviation list items. Some examples of analysis procedure to the typical items are presented. Except to be satisfied with the safety requirements of airworthiness rules performance degradation information developed with this method in Configuration Deviation List (CDL) should be reasonable and economical.

[**Key words**] Configuration Deviation List (CDL); aircraft performance; airworthiness certification

0 引言

民用飞机在运行的过程中,因极端气象、地面维护、外来物侵入等原因可能导致部件脱落、缺损或蒙皮凹陷、鼓包等现象。为确保在满足运行安全的前提下飞机仍能继续运行或飞往可以提供维修的基地,一般在飞机飞行手册中给出了允许缺损的部件清单,称之为构型偏离清单(Configuration Deviation List,简称CDL),同时给出相应的使用限制及性能折算,主要是降低受起飞场长、起飞爬升、航路爬升和进场/着陆爬升限制的飞机重量限制。

构型偏离清单的目的是最大限度地提高飞机的经济性以及维修的便利性,但飞机在缺损部件或外形受损的情况下会带来额外的气动阻力或发动机推力衰减,从而导致性能方面的损失,因此在运行时必须加以折算并制定相应的使用限制。为此美国联邦航空局 FAA 的咨询通告 AC 25-7C 和欧洲航空安全局 EASA 的可接受符合方法 AMC 25.

1581 中给出了针对 CDL 的性能降幅计算一般方法。通过研究波音 737、747、777 飞机和空客 320、380 飞机的飞行手册相关部分,笔者发现仅依据 AC 25-7C 和 AMC 25.1581 不足以涵盖全部清单中的部件。如果仅仅根据经验进行粗略计算,一方面无法确定数据是否保守,另一方面可能带来不必要的过大的折损,从而不能发挥飞机应有的性能。

通过对某型飞机的 CDL 资料进行研究,可以归纳出几种比较典型的构型偏离情况下性能计算及验证的方法,以作为对 AC 25-7C 和 AMC 25.1581 的补充,供国产大型运输类飞机编写飞机飞行手册时参考。

1 针对 CDL 的性能降幅计算的一般原则

对于 CDL 中零部件及/或零部件组合导致的性能折算的方法和原则,FAA 和 EASA 除了字面表述不同外,实质内容基本一致。

一般采用如下原则^[1-2]：

1) 针对起飞或着陆可以分别仅给出一个性能折算。对于起飞,该折算应考虑受起飞距离、第一阶段、第二阶段以及最终爬升阶段和起飞飞行航迹限制影响最大的值。对于着陆,该折算应考虑受进近爬升、着陆爬升及着陆距离限制影响最大的值。

2) 对于单发或双发不工作(对于多发飞机)的情况下的航路爬升仅需给出一个性能折算。

3) 当三者不同时,应分别给出对于起飞、着陆及航路爬升的性能折算值。

4) 经过分别评估后可以缺损最多三个单独对性能影响可忽略的部件,而不对性能进行折算。当缺损超过三个单独影响可忽略部件时,需对性能进行折算,取最大起飞重量的0.5%或50 kg之中的轻者。对于每个额外缺损的部件,都应在起飞、航路爬升和着陆过程中进行该折算。EASA AMC 25.1581中给出的比例为0.05%,疑为打印错误。

5) 起飞重量的折算应基于受起飞场长,起飞第一、第二或最后阶段爬升,或起飞飞行航迹限制的起飞重量。如果受性能限制的最大起飞重量大于最大合格审定起飞重量,则将该折算应用到最大合格审定起飞重量上,此外最大起飞重量还应确保满足噪声限制的要求。

6) 着陆重量的折算应基于受着陆场长,着陆或进近爬升限制的着陆重量。如果受性能限制的着陆重量大于最大合格审定着陆重量,则将该折算应用到最大合格审定着陆重量上,此外还需要确保满足噪声限制的要求。

7) 航路爬升的重量折算仅适用于单发或双发(对多发飞机)航路爬升性能限制重量。

8) 某些CDL项目带来的性能影响很小,通过飞行试验往往很难测得准确的数据。因此FAA与EASA确定了适航审定过程中可接受的简化分析方法:

(1) 预估阻力。如果CDL项目对于飞机气动阻力无较大影响或减小了气动阻力则不考虑性能折算。如果对气动阻力存在实质的影响,则对阻力值进行计算然后乘以系数2,除非在评估气动阻力的过程中进行了同等保守的考虑。

(2) 性能折算。应基于预估阻力考虑CDL项目对飞机起飞、航路和着陆性能的影响,一般以重量减小量或梯度减小量表示。如果估算的重量降幅小于50 kg或0.5%的最大合格审定起飞重量(取轻

者)则可忽略。

(3) AC 25-7C中还给出了另一种通过分析评定性能降低的方法,在整个数据分析过程中采用保守的方法,如采用保守的四舍五入数据,在读取图表和曲线时采用偏保守的值,假定最临界的情况等。

2 某型飞机CDL项目性能折算评估的方法

该机型对性能的折算基于两方面的考虑,一是阻力的影响,二是推力衰减的影响。经过分析计算确定对应于起飞、着陆性能和航路爬升性能的重量折算数据,以每单位阻力($\Delta CD=0.0001$)增加带来的重量减少和每1%推力衰减带来的重量减少表示,如表1所示。

表1 飞机全重减小量

飞行阶段	lb/单位阻力	lb/% 推力
起飞和着陆	700	6 300
航路爬升	2 100	7 600

该机型的CDL中包括了性能折算可忽略“negligible”和无影响“no penalty”以及有影响的三类。其中对“negligible”的折算参照了FAA AC中的原则。对于“no penalty”类的项目则不受缺损数目的限制。

2.1 分析方法概述

在进行性能折算时,该机型考虑了实际运行中不同飞机形态在预期运行环境下起飞场长、起飞爬升梯度、障碍物剖面、起飞第三阶段距离、最大改平高度、航路爬升、进近爬升和着陆爬升带来的对应于每1%推力衰减和单位阻力增加的重量折算。通过对某型飞机飞行试验的数据分析,表明以最大推重比进行计算时将得到最大的重量减小量。考虑到该型飞机的发动机在面对不同市场时的设置不同,在进行计算时选取了最保守的发动机推力数据,以覆盖所有的推重比范围。

以起飞场长对应的每1%推力衰减带来的重量折算为例,计算结果如图1所示。计算条件为:襟翼5°,20°;高度0,4 000 ft,8 000 ft;温度-65°F,ISA-20°F,ISA+27°F,ISA+51°F,ISA+71°F。

分别对飞行各阶段进行计算,然后取曲线中最临界的值用于后续计算,详见表2。

为简化计算,依据1970年5月25日FAA信函中的指导意见将最终的性能折算分为两组:起飞/

着陆和航路爬升,取各组中最保守的数据,即最大的重量折算值,见表1。用该表中的折算值来确定飞机放行时的重量。

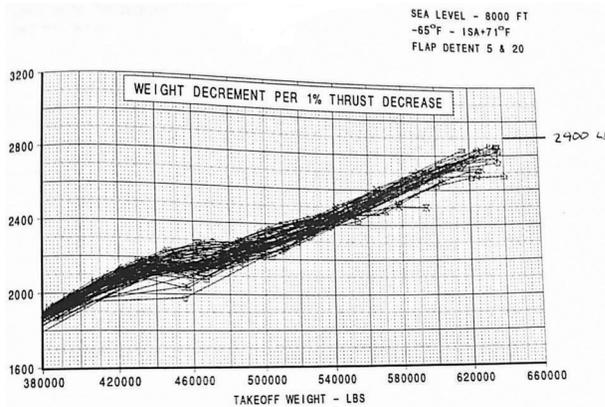


图1 起飞场长对应的每1%推力衰减带来的重量折算

表2 各飞行阶段飞机全重减少量

飞行阶段	lb/单位阻力	lb/% 推力
起飞场长	100	2 900
起飞爬升	600	5 900
障碍物	600	5 700
最大改平高度	600	6 300
起飞第三阶段距离	700	5 700
航路爬升	2 100	7 600
进近和着陆爬升	600	5 700

2.2 外露的空腔

CDL中的部分项目为覆盖空腔的门或面板。当这些项目缺失时,空腔将直接外露破坏了飞机原有的光洁外形,从而产生额外的阻力。本节讨论对外露的空腔带来的附加阻力的计算方法。外露空腔示意图如图2所示。

常见的与此相关的CDL项目有:各种灯罩、盖板、勤务门和接近门等。

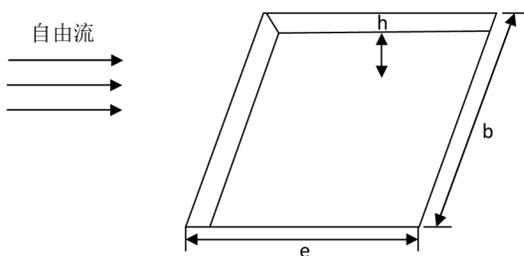


图2 外露空腔示意图

空腔对应的阻力系数可按以下公式进行计算:

$$\Delta C_D = \frac{D_{CAV}}{q_L * A_{REF}} \quad (1)$$

其中, ΔC_D 为空腔对应的附加阻力系数;

D_{CAV} 为空腔产生的附加阻力;

q_L 为局部动压;

A_{REF} 为空腔对应的参考面积。

对于许多项目来说空腔的厚度 h 是难以确定的,因此用 $A_{plan} = b * e$ 来进行计算。来流方向截面对应的阻力系数 C_{Df} 的计算公式如下^[3]:

$$C_{Df} = \frac{D_{CAV}}{q_L * b * h} \quad (2)$$

$$C_{D_{plan}} = \frac{D_{CAV}}{q_L * b * e} = \frac{D_{CAV}}{q_L * b * h} * \frac{1}{e/h} = \frac{C_{Df}}{e/h} \quad (3)$$

其中, $C_{D_{plan}}$ 为基于空腔平面投影面积计算的阻力系数,通过已知的 C_{Df} 与 e/h 的关系,取 $\frac{C_{Df}}{e/h}$ 的最大值为 0.013 2。^[3]

$$\text{由此, } \Delta C_{D_{CAV}} = \frac{D_{CAV}}{q * S_W} = \frac{q_L}{q} * \frac{A_{plan}}{S_W} * C_{D_{plan}}$$

$$\text{因为, } \frac{q_L}{q} = (1 - C_p)$$

所以,

$$\begin{aligned} \Delta C_{D_{CAV}} &= (1 - C_p) * \frac{A_{plan}}{S_W} * C_{D_{plan}} \\ &= 0.0132 (1 - C_p) * \frac{b * e}{S_W} \end{aligned} \quad (4)$$

其中, $\Delta C_{D_{CAV}}$ 为基于机翼参考面积的空腔附加阻力系数;

C_p 为局部压强系数,基于风洞试验或理论数据;

q 为自由流动压;

S_W 为机翼参考面积。

对于空腔内径大于开口的项目应考虑乘上一个边缘系数。飞机上内外径不同的二维间隙、沟槽或凹陷的边缘系数如图3所示。取大内径空腔的边缘系数为 0.009 8/0.008 3 = 1.18。^[3]

2.3 环控系统排气格栅

飞机的环控系统通过从冲压空气管路引入外界大气对发动机引气进行降温,从而为机内提供温度适宜的空气。冲压空气管路包括进气门、排气格栅、热交换器和循环风扇。外界大气的进气量由进气门、排气格栅和循环风扇进行控制。该机型的CDL中包括了环控系统的排气格栅,当这些格栅缺损时会导致环控系统管路中的压强变化,进而影响

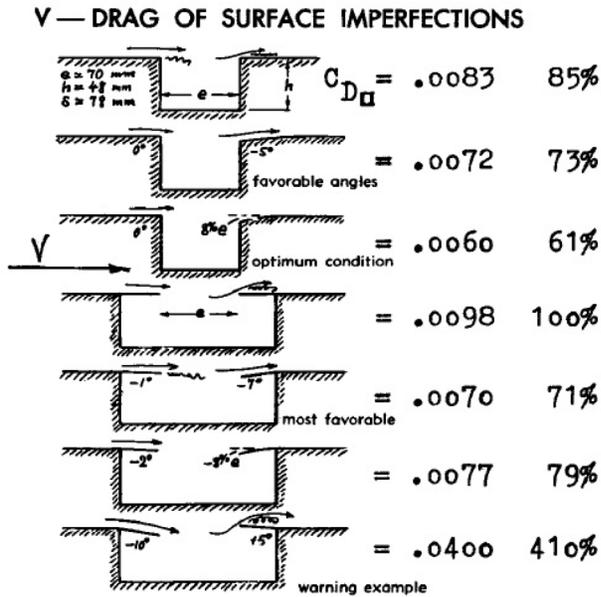


图3 飞机上内外径不同的二维间隙、沟槽或凹陷的边缘系数排气推力和飞机阻力。

以下公式用于计算总的管路阻力增量：

$$\Delta C_D = C_{D_{SPILL}} + C_{D_{DRAM}} - C_{TEX} \quad (5)$$

其中, $C_{D_{SPILL}}$ 为进气门溢出阻力系数；

$C_{D_{DRAM}}$ 为进气阻力系数；

C_{TEX} 为排气总推力恢复系数。

进气门溢出阻力系数由下式确定：

$$C_{D_{SPILL}} = \frac{A_{\pi INLET} C_{D\pi}}{S_W} \quad (6)$$

其中, $A_{\pi INLET}$ 为进气管截面积；

$C_{D\pi}$ 为进气阻力系数, 为空气流量比的函数 (不考虑附面层影响)；

S_W 为机翼参考面积。

进气阻力系数由下式确定：

$$C_{D_{DRAM}} = \frac{\frac{W}{g} * V_{eff}}{q * S_W} \quad (7)$$

其中, W 为管路中气流重量；

V_{eff} 为有效进气速度 (假定为自由流)；

g 为重力加速度；

q 为自由流动压。

排气总推力恢复系数由下式确定：

$$C_{TEX} = \frac{\frac{W}{g} * V_{EX} * \cos\alpha_{EX}}{q * S_W} \quad (8)$$

其中, V_{EX} 为排气速度, 按下式计算：

$$V_{EX} = W / (g\rho_{EX} A_{\pi EX}) \quad (9)$$

其中, $\rho_{EX} = P_{EX} / (RT_{EX})$

P_{EX} 为排气门处的外界大气压强 (假定为自由流)；

R 为理想大气气体常数；

T_{EX} 为排气温度；

$A_{\pi EX}$ 为排气管截面积；

α_{EX} 为排气气流角度, 相对于自由流。

在常见的起飞和着陆过程中飞机的速度低于 0.45 M, 环境温度高于 4.5℃, 此时进气门和排气格栅处于全开状态。因此, 当排气格栅缺损时, 对起飞和着陆的爬升性能影响不大。但出于保守起见, 可以考虑 0.5 单位的阻力增量。

在航路爬升时, 速度一般高于 0.45 M, 进气门处于调节位置。当天气较冷时, 正常情况下进气门和排气格栅基本处于关闭位置 (定义为基线构型), 如果此时进气门和排气格栅缺失或打开将产生较大的阻力差异。该机型选择标准气压高度 15 000 ft, 0.5 M, -64.5 ℉ 作为最临界的条件来进行计算。

在计算排气格栅缺失的阻力增量时, 假定基线构型和缺失构型都处于单发失效状态。基线构型下进气门和排气格栅处于正常位置, 考虑进气门溢出阻力、进气阻力和排气推力。在排气格栅缺失构型下进气门正常工作, 调节环控系统的气流量, 排气气流角度 (α_{EX}) 基本垂直于来流方向, 因此认为排气推力为零, 所以只需考虑进气门溢出阻力和进气阻力。冲压管路中的空气质量、基线构型下进气门的位置以及排气温度可以由环控系统模拟软件计算得到。该软件建立的环控系统模型可以用于确定客舱和冲压空气的参数。在计算时应假定飞机处于满载状态。

2.4 整流装置

整流装置的缺失将导致飞机阻力增加, CDL 中有关整流装置的典型项目有襟翼滑轨整流尾锥、襟翼支架整流罩、作动器整流板、反推门整流罩等。

整流装置缺失带来的阻力增量计算公式如下：

$$\Delta C_D = C_{D(设备外露)} - C_{D(带整流装置)} \quad (10)$$

计算时假定外露的设备为刚体。

$$C_{D(设备外露)} = \frac{D}{q * S_W} = C_{D0} * \frac{A_{fair}}{S_W} * \frac{q_L}{q} \quad (11)$$

其中, D 为阻力；

A_{fair} 为整流装置来流方向截面积；

q_L 为局部动压；

q 为自由流动压；

S_W 为机翼参考面积；

C_{D0} 为整流装置对应的阻力系数。

保守地计算取 $q_L/q=1$, 因此

$$C_{D_{(设备外露)}} = \frac{D}{q * S_w} = C_{D0} * \frac{A_{fair}}{S_w} \quad (12)$$

整流装置完好情况下的阻力由分析计算得到。

2.5 封严

CDL 中包含大量的封严相关项目, 这些封严一般覆盖飞机外表面与活动器件(如门、襟/缝翼等)之间的间隙。如果封严缺失, 压差将促使气流流入这些间隙从而产生漏气阻力。为确定该阻力需要得到间隙两端的压强系数和面积。用 A_s 标识进气端和出气端截面积中的较小者, 并将其用于计算阻力, 计算公式如下^[3]:

$$C_{Di} = 2\sqrt{\Delta C_p} * \frac{A_s}{S_w} * k \quad (13)$$

其中, k 为释压系数, 是间隙内气体质量、面积比和出口处马赫数的函数。可以依据飞行试验的数据选择一个相对保守的数值, 该机型选取 $k=0.8$ 。

ΔC_p 为进出气端的压强系数差值, $\Delta C_p = C_{p_{出气}} - C_{p_{进气}}$ 。此外, 出于保守起见, 不考虑排气推力补偿。

为简化计算, 可以通过给出每英尺封严带来的重量折算值来计算相应项目的性能折算量而无需对每个项目重复进行上述计算。需要注意在按每英尺封严进行计算时, 如果两端都有封严计算时应取 6ft 代入公式。

2.6 无影响和特殊项目

对于无影响的项目在其缺失的情况下阻力更小, 因此无需特别分析。这些项目一般包括静电刷、前起落架着陆和滑行灯、风挡密封胶、涡流发生器等。

有部分项目无法归到以上 4 种类型中, 需要进行单独分析。

例如对于主起落架随动门, 当该门缺失时同时带来漏气阻力并产生外露的空腔, 如图 4 所示。因为在起飞着陆时该门是开启的, 因此仅考虑其对航路爬升的影响。气流从扰流板和内侧襟翼的缝隙间流过产生漏气阻力, 进入空腔带来附加阻力。

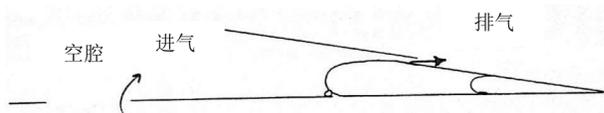


图 4 主起落架随动门缺失时气流示意图

对于翼尖整流罩主要考虑高速(对应航路爬升)和低速(对应起飞/着陆)两种情况下的诱导阻

力。计算诱导阻力时应考虑翼尖整流罩缺失带来的翼展减小。相对于诱导阻力而言其他因翼尖整流罩缺失产生的附加阻力可以忽略。保守起见忽略由于其缺失而减小的摩擦阻力。诱导阻力的计算公式如下^[4]:

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (14)$$

其中, C_{Di} 为诱导阻力系数; C_L 为升力系数; AR 为展弦比。

当翼尖整流罩缺失时应考虑展弦比的变化。对有无整流罩两种情况下的 C_{Di} 分别进行计算, 得到 ΔC_{Di} 。

有的项目仅依据分析计算无法得到较准确的有效数据, 必须结合风洞试验和飞行试验。例如对于前缘缝翼端部封严, 当该封严缺失时气流将从机翼下表面漏到上表面。一般需要通过风洞试验和飞行试验确定最临界的缝翼位置。此外, 飞行试验还表明该封严必须在飞机上保持对称。即当一侧封严缺失时, 应将另一侧的封严拆除才可放行。尽管该封严缺失后会减小 C_{LMAX} , 但是通过试验表明飞机仍能保持失速告警速度与基准失速速度 V_{SR} 之间 3% 的裕度。为确保着陆参考速度不小于 $1.23V_{SR0}$, 将进近速度提高了 2 节, 同时将着陆场长增加 150 ft。

在对发动机和反推相关的项目进行分析时, 如果可选装几种型号的动力装置应注意分别进行分析。

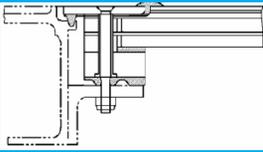
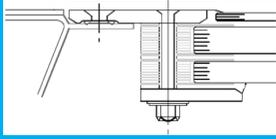
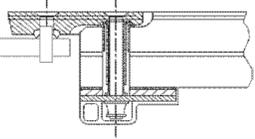
3 CDL 适航审定程序及运行中的应用

申请人应当向相关责任适航审查代表递交 CDL 草案以供评审。适航审查代表和航空器评审组(AEG)相关人员对 CDL 草案进行评审。申请人对审查方提出的问题进行了修订后, 可以将 CDL 作为飞机飞行手册的附件由中国民航局适航司一并批准。CDL 也可独立成册或作为结构修理手册的一部分由 AEG 进行批准。申请人还可以将经批准的 CDL 附加到 MMEL 中, 以便于在实际运行时使用。

在航线运行过程中, 航空器承运人应建立规范的运行程序以指导机组和机务维修人员如何使用 CDL。该运行程序应确保机组在起飞前已经明确了飞机飞行记录本和放行单中的 CDL 项目相关的使

(下转第 71 页)

表 2 风挡安装形式综合对比表

安装形式				
	压板式	非承载螺接式	承载螺接式 (全玻璃设计)	承载螺接式 (复合设计)
可靠性	★ 非常好, MTBUR 约 10 万飞行小时	较好	MTBUR 约 5 万飞行小时	仅 B787 采用, 无飞行记录
安全性	良好	★ 优异	良好	良好
整个系统 重量(包括 窗框结构)	较重	较重	较轻	★ 轻
骨架制 造成本	骨架制造 成本高	骨架制造成本较高	骨架制造成本较低	骨架制造成本较低
维修性	★ 更换时间较短。	更换时间较长	更换时间较长	更换时间较长
运营成本	★ 较低	较高	比压板式高 1.5 ~ 2 倍	透明件本身成本高
噪音	较高	略高	★ 较低	★ 较低
光学质量	★ 好	较好	较好	稍差

注: 相关的飞行统计数据分别由航空公司提供, ★表示最好。

参考文献:

[1] 工程材料委员会. 工程材料实用手册[M]. 北京: 中国

标准出版社出版, 1989: 187-320.

(上接第 10 页)
用条件和限制。

4 结论

随着电传飞控系统在民用飞机上的普遍应用, 以及发动机、复合材料和航电系统的不断进步, 新机型大型运输类飞机与已有的机型之间存在较大的差异, 本文通过对某型号飞机 CDL 性能资料评估方法的介绍提出了一些典型缺损项目相关性能折算的方法。在制订新机型飞机 CDL 时应结合型号设计特点进行具体分析, 而不必完全照搬已有的方法, 主要是借鉴其思路和验证方法。总的思路是以 S. F. Hoerner 编写的《FLUID-DYNAMIC DRAG》一书中的方法为理论计算基础, 同时结合风洞试验和飞行试验数据对必要的项目进行分析和验证。

此外, 应该特别注意的是在确定 CDL 项目时, 仍然需要保持飞机在项目缺损后对适航规章的符合性。CDL 中的项目涉及到各专业, 涉及到航空器取得型号合格证后的运行与维修, 需要适航审查与 AEG 人员协同工作才能确保 CDL 既满足航空器承运人的实际需求又能保障安全。

参考文献:

- [1] EASA. Certification Specifications for Large Aeroplanes [Z]. European Aviation Safety Agency, 2010.
- [2] FAA. Flight Test Guide For Certification Of Transport Category Airplanes [Z]. Federal Aviation Administration, 2012.
- [3] Sighard. F. Hoerner. Fluid - Dynamic Drag [M]. New York, 1965.