

航空气动力

第二册



国防工业出版社

航空气动力手册

第二册

《航空气动力手册》编写组

国防工业出版社

内 容 简 介

本册内容包括翼型、机翼、机身、翼身和翼身尾五部分,收集了飞机部件及组合体的升力、阻力和俯仰力矩等气动特性的计算方法。其中翼型部分还包括国外主要翼型的数据和气动特性等。

本手册可供从事飞机设计的工程技术人员使用,对于航空院校、科研单位的专业人员也有一定的参考价值。

航 空 气 动 力 手 册

第 二 册

《航空气动力手册》编写组 编

*

国防工业出版社出版

国防工业出版社印刷厂印装 内部发行

*

787×1092¹/₁₆ 印张52³/₈ 1232千字

1983年6月第一版 1983年6月第一次印刷 印数:0,001—2,000册

统一书号:N15034·2424 定价:12.50元

目 录

翼 型

翼型01·00·00	引言	3
翼型02·01·01	绕任意翼型不可压流动计算的西奥道生法 (可考虑对升力系数斜率的粘性修正及压缩性修正)	5
翼型02·01·02	绕任意翼型不可压位流的源汇法 (可考虑压缩性修正)	20
翼型02·02·01	翼型的低速失速特性	32
翼型02·02·02	亚临界流中翼型的最大升力系数	37
翼型02·02·03	亚临界流中翼型的升力线斜率	43
翼型02·02·04	亚临界和超临界流中翼型的零升阻力系数	47
翼型02·02·05	亚临界流中翼型的零升力特性	58
翼型02·02·06	亚临界流中翼型的焦点	61
翼型02·02·07	高速翼型的临界马赫数	63
翼型02·03·01	跨音速近似速势方程的翼型压强分布计算方法	66
翼型02·03·02	跨音速准确速势方程的压强分布计算方法	82
翼型03·01·01	亚音速翼型的设计方法	102
翼型03·02·01	跨音速翼型的工程设计方法	115
翼型04·01·01	NACA 翼型的坐标计算方法	131
翼型04·02·01	NACA 系列翼型	147
翼型04·02·02	ЦАГИ 系列翼型	335
翼型04·02·03	RAE 系列翼型	367
翼型04·02·04	供检验计算方法用的一组翼型数据	382
翼型05·01·01	实际飞机机翼翼型厚度随最大飞行马赫数变化的统计资料	393
翼型05·01·02	国外飞机机翼翼型的使用情况	396

机 翼

机翼00·01·01	轴系	403
机翼00·02·01	机翼的几何特征	404
机翼01·00·00	机翼的升力概述	406
机翼01·01·01	机翼升力线斜率的计算	408
机翼01·01·01附录	机翼零升迎角及升力线斜率的工程估算方法	416
机翼01·01·02	亚音速、超音速薄翼的数值计算方法	420
机翼01·04·00	机翼最大升力系数概述	437

机翼01·04·01	大展弦比机翼最大升力系数和临界迎角的计算	442
机翼01·04·02	小展弦比机翼最大升力系数和临界迎角的计算	447
机翼01·04·03	小展弦比机翼在跨音速、超音速和高超音速时的最大升力系数与临界迎角的计算 (仅供参考)	451
机翼02·00·00	机翼的阻力计算概述	455
机翼02·01·00	机翼的剖面粘性阻力计算概述	457
机翼02·01·01	超音速流中机翼的厚度波阻	458
机翼02·03·01	亚音速流中机翼的升致阻力	465
机翼02·03·03	超音速流中机翼的升致阻力	474
机翼02·03·05	机翼升致阻力系数的实验修正	477
机翼03·00·00	机翼俯仰力矩系数计算概述	479
机翼03·01·01	机翼俯仰力矩系数的计算方法	481
机翼03·01·01附录	机翼俯仰力矩系数的工程估算方法	488

机 身

机身01·01·01	机身的亚音速升力系数	505
机身01·02·01	机身的亚音速俯仰力矩系数	510
机身01·03·01	机身的亚音速阻力系数	513
机身02·01·01	机身的超音速升力系数	519
机身02·02·01	机身的超音速俯仰力矩系数	523
机身02·03·00	超音速机身阻力引言	526
机身02·03·01	跨、超音速机身摩阻系数的计算	528
机身02·03·02	超音速旋成体头部、尾部波阻系数	530
机身02·03·03	超音速旋成体头部对尾部的干扰波阻系数	630
机身02·03·04	机身的升致阻力系数	649
机身02·03·05	跨、超音速机身底阻系数的计算	651
机身02·03·06	具有弯度、迎角、任意横截面机身超、亚音速阻力系数、升力系数计算的源程序	660
机身02·03·07	用二级近似理论计算超音速无升力旋成体压强分布和阻力的源程序	667
机身02·03·08	具有弯度、迎角、任意横截面机身超、亚音速压强系数分布计算的源程序	675
机身03·01·01	旋成体的临界马赫数和阻力发散马赫数	683
机身03·02·01	跨音速旋成体的波阻系数	685
机身04·01·01	座舱盖的阻力系数	690

翼 身

翼身01·00·00	机翼机身组合体的升力概述	697
------------	--------------------	-----

翼身01·01·01	中、小展弦比机翼机身组合体的升力	701
翼身01·01·02	椭圆截面机身、中单翼情况的翼身组合体的干扰因子	715
翼身01·02·01	大展弦比机翼机身组合体在亚音速时线化范围内的升力 ($M_\infty \leq 0.6$)	720
翼身01·03·01	大、中展弦比机翼机身组合体亚音速时的最大升力系数 ($M_\infty \leq 0.6$)	724
翼身02·00·00	机翼机身组合体俯仰力矩概述	727
翼身02·01·01	中、小展弦比机翼机身组合体的俯仰力矩	734
翼身02·01·02	中、小展弦比机翼机身组合体的焦点和零升力矩	750
翼身02·01·03	亚音速机翼洗流对机身干扰引起的俯仰力矩和焦点的移动量	757
翼身02·01·04	超音速机翼洗流对机身干扰引起的俯仰力矩和焦点的移动量	767
翼身02·01·05	非中单翼情况翼身组合体的升力和俯仰力矩系数	769
翼身02·02·01	大展弦比机翼机身组合体的俯仰力矩系数 ($M_\infty \leq 0.6$)	772

翼 身 尾

翼身尾01·00·00	机翼机身组合体的下洗概述	785
翼身尾01·01·01	亚音速情况翼身组合体的下洗	786
翼身尾01·02·01	跨音速情况翼身组合体的下洗	796
翼身尾01·03·01	超音速情况翼身组合体的下洗	807
翼身尾02·00·00	平尾的升力和压力中心概述	811
翼身尾02·01·01	翼身组合体在尾翼处引起的速度阻滞系数	812
翼身尾02·03·01	平尾的升力和压力中心	818
翼身尾03·00·00	翼身尾组合体的阻力概述	820
翼身尾03·01·01	中、小展弦比翼身尾组合体的阻力	821
翼身尾03·01·02	大展弦比翼身尾组合体的阻力 (亚音速情况)	828

翼 型

翼型01·00·00

引 言

(1978年11月)

1. 翼型发展概况

翼型的发展依赖于航空工程实践和空气动力学的理论与试验研究。

1903年莱特(Wright)兄弟研制的有人动力飞机的翼型是薄而带正弯度翼型,即象鸟翼截面。

第一次世界大战(1914年~1918年)前,优良的翼型有英国皇家飞机工厂研制的RAF6和RAF15。它们都是从大量的实验中得出的。

在第一次世界大战期间,在哥廷根(Göttingen)所完成的翼型研究结果,对于后来翼型的发展有重要的影响,直到第二次世界大战(1938年~1945年),大多数常用翼型的导出或多或少是对哥廷根工作的推广。在这期间,很多翼型族在不同国家的实验室进行过试验,美国国家航空咨询委员会(NACA)对翼型进行系统的翼型族研究,较之别的研究机构,它的试验完成于较高的雷诺数条件下。至今世界各国飞机仍大量选用NACA翼型。

第一次世界大战后较优秀的翼型有德国的Göttingen 387(1919年)、美国的Clark-Y(1922年),而美国的M6、M12(1924年)、英国的RAF都是采用薄翼理论进行设计的。

NACA进行系统的翼型研究开始于1929年,当时研究的翼型以四位数字为标记,它采用了近似于过去具有优良性能的Göttingen 398和Clark-Y翼型的厚度分布,该族翼型较过去翼型有较高的最大升力系数和较低的最小阻力系数。为了进一步提高最大升力系数,将最大弯度位置前移,构成了五位数字的翼型族。相当于NACA四位和五位数字低速翼型,二十年代至三十年代,在苏联的ЦАГИ建立有B族、BS族、PⅡ族、D-2族等翼型族。为了减小摩擦阻力,三十年代末至四十年代,在NACA发展了层流翼型,有1族、2~5族及6族、7族翼型。NACA1族是最早根据预定压强分布形态设计的低阻、高临界马赫数翼型。目前仍为高速飞机选用的NACA6族翼型,是按预定压力、临界马赫数和最大升力系数特性,由理论方法进行设计的,它的中弧线压强分布形态具有“屋顶(rooftop)”型式。在这期间直到五十年代初,层流翼型和屋顶翼型在德、英、苏诸国均有所发展,如英国的屋顶式RAE翼型、苏联ЦАГИ的C族等层流翼型,而德国曾于1937年末在DVL风洞进行了层流翼型试验。在现代高速飞机上,仍然广泛地选用NACA四位数字对称翼型、四位数字修形翼型及NACA6族的修形翼型。

在五十年代, 飞机设计的注意力转向超音速飞机设计的研究, 在翼型方面, 促进了对于超音速最佳翼型(波阻最小翼型)的研究, 但这种翼型的实用价值不大。六十年代末, 七十年代以来, 有所谓采用变弯度概念和结构措施, 以扩大飞机的性能包线范围的翼型研究; 利用动力喷气获得无分离流动的翼型研究; 高升力低阻翼型研究; 高升力低阻最佳翼型研究等。

为了提高飞机的经济性, 跨音速巡航是一种有利的状态, 六十年代以来, 跨音速“尖峰”翼型和超临界翼型的设计迅速发展起来。第一个显著地提高阻力发散马赫数的, 是皮尔西(Pearcy)的“尖峰”翼型, 这种翼型与 NACA 6 族翼型相比, 提高阻力发散马赫数约 0.02~0.03, 而这种发散马赫数的提高, 引起翼型低速性能的降低, 亦较 NACA 6 族翼型为少。在美国惠特柯姆(Whitcomb)研究的超临界翼型, 与过去翼型相比, 能获得较高的阻力发散马赫数, 而其低速最大升力特性优于 NACA 6 族翼型。跨音速翼型的理论设计、计算和实验研究目前已达到一定的水平, 研究成果已用于飞机设计。

2. 参考资料

- 〔1〕 L. K. Loftin, Theoretical and Experimental Data for a Number of NACA 6A-Series Airfoil Sections, NACA Rep. 903, 1948.
- 〔2〕 I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff, Theory of Wing Sections, New York, 1958.
- 〔3〕 F. W. Riegeles, Aerodynamische Profile, Windkanal-Messergebnisse, theoretische Unterlagen, München, R Oldenbourg. (英译本: Aerofoil Sections, 1961.)
- 〔4〕 H. H. Pearcer, J. Osborne, Some Problems and Features of Transonic Aerodynamics, ICAS Paper 70-14, 1970.
- 〔5〕 G. Y. Nieuwland, B. M. Spee, Transonic Airfoils Recent Developments in Theory, Experiment and Design, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 8, PP 119~150, 1973.
- 〔6〕 R. T. Whitcomb, Review of NACA Supercritical Airfoils, ICAS Proceedings 1974 Vol. 1 PP 8-18.

翼型 02·01·01

绕任意翼型不可压流动计算的西奥道生法

(可考虑对升力系数斜率的粘性修正及压缩性修正)

(1978 年 11 月)

1. 符号

- c_m 对距前缘 1/4 弦长处的俯仰力矩系数
- c_p 压强系数
- c_y 升力系数
- M_∞ 来流马赫数
- X 沿翼弦的横坐标, 规定取弦长为 100, 前缘对应 $X=0$, 后缘对应 $X=100$
- Y 和横坐标 X 垂直的纵坐标
- α 来流迎角

下标

- sha 翼型上表面
- xia 翼型下表面

2. 说明

这一部分是提供不考虑及考虑粘性修正情况下亚音速气流中翼型气动特性及压强分布的计算程序。

用参考资料〔1〕的西奥道生 (Theodorsen) 法计算出不可压缩理想流体绕翼型流动的解。用参考资料〔2〕的平克顿 (Pinkerton) 方法考虑粘性的影响, 它是一种半经验方法, 需要给出考虑粘性时的升力系数斜率 $dc_y/d\alpha$ 作为已知数。用参考资料〔3〕的钱学森压缩性修正公式考虑压缩性的影响。用参考资料〔4〕中的有关公式计算翼型的下列特性: 翼型中心[●]、零升力迎角、零力矩迎角、升力系数斜率、焦点位置、对焦点的力矩系数以及理想迎角。

● 翼型中心的定义如下。设

$$z = f(\zeta) = \zeta + a + \frac{a_1}{\zeta} + \frac{a_2}{\zeta^2} + \dots,$$

将 ζ 平面上以坐标原点为圆心的单位圆外部保角变换为物理平面 (即 z 平面) 上的翼型外部, 则物理平面上的 $z = a$ 处定义为翼型中心。由以上定义可得到翼型中心 a 的一个计算公式为

$$a = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} z d\theta,$$

当变换关系一旦确定之后, 上式中 z 作为 θ 的函数是已知的。

这里所提供的计算机程序是按 Elliott 4100-ALGOL 语言编写的。

3. 程序的主要标识符

假设翼型的几何形状按离散点形式给出。由前缘至后缘依次给出 X_i 、 $Y_{sh\ i}$ 、 $Y_{xl\ i}$ ($i = 0, 1, 2, \dots, N$) 之值。 $i = 0$ 对应前缘, $i = N$ 对应后缘。本程序中使用的
主要标识符说明如下:

ALP	数组, 计算的迎角, 包括零升力迎角和理想迎角
ALP0	零升力迎角
ALPI	理想迎角
CLAI	不计粘性时的升力系数斜率
CLAR	考虑粘性时的升力系数斜率
CMF	对焦点的力矩系数
MACH	数组, 计算的马赫数
N	表示离散点的 X 坐标数减 1, 即从前缘 $i = 0$ 和后缘 $i = N$ 共 $N + 1$ 个点
NA	要求计算的迎角数加 2, 即包括零升力迎角和理想迎角在内
NM	要求计算的马赫数个数
THETA	数组, 翼型变换到单位圆平面上所对应的幅角值
VIS	不计粘性时其值取为 1, 若同时还要考虑粘性则其值取为 2
X	数组, 翼型的 X 坐标
XF	焦点的 X 坐标
YF	焦点的 Y 坐标
YL	数组, 翼型的下表面 Y 坐标
YU	数组, 翼型的上表面 Y 坐标

4. 计算机程序 (Elliott 4100-ALGOL)

```
SUBSONIC AEROFOIL THEORY;
"BEGIN"
"INTEGER" N, NA, NM, N2, MM;
"INTEGER" "ARRAY" AA[1:10];
MM := 1; INSTRING(AA, MM);
"READ" N, NA, NM;
N2 := N + N;
"BEGIN"
"INTEGER" VIS, I, J, K, L, NUM;
"REAL" PI, PI2, KR, D, A, B, A2, CLAI, CLAR, COS, CORS, CO, XC, YC, XF, YF, ALP0,
ALPI, ET, ALPM, CMF, SE2C0, ALPP;
"ARRAY" X, YU, YL[0:N], ALP[1:NA], MACH, AM, BM[1:NM], PSI, PHI, THETA, PSIP,
EPSP, PREF, SSIN, CCOS[0:N2], DX, DY, DXY2[1:N2], PSIE, SINN[0:80], CL, CM[1:NA], GI,
KI[1:20], HT[1:39];
```

```

"PROCEDURE" GHK,
"BEGIN"
"REAL" X, S, D21,
"INTEGER" I, J, K,
X := 0,
J := K := 0,
D21 := D / 2,
"FOR" I := 1 "STEP" 1 "UNTIL" 39 "DO"
"BEGIN"
X := X + D21,
HI(I) := 0.5/TAN(X),
K := K + 1,
"IF" K = 1
"THEN" "BEGIN" J := J + 1,
S := SIN(X),
GI(J) := -HI(J)/20,
KI(J) := -0.0125/S/S
"END"
"ELSE" "BEGIN" K := 0,
HI(I) := -HI(I)
"END"
"END",
"PROCEDURE" KTC,
"BEGIN"
"REAL" S,
"INTEGER" I,
"FOR" I := 1 "STEP" 1 "UNTIL" NM "DO"
"BEGIN"
S := MACH(I)↑2,
AM(I) := SQRT(1 - S),
BM(I) := S/(1 + AM(I))/2
"END"
"END",
"PROCEDURE" JOUK(X, Y, PHI, PSI, UP),
"VALUE" X, Y, UP,
"REAL" X, Y, PHI, PSI,
"INTEGER" UP,
"BEGIN"
"REAL" S, T, U, H, SQH, SN, SH, SSH,
S := X/A2,
T := Y/A2,
U := T↑2,

```

```

H: = 1 - S2 - U,
SQH: = SQRT(H2 + 4 * U),
SN: = SQRT(ABC((H + SQH)/2)),
SH: = (SQH - H)/2,
SSH: = SQRT(ABS(SH)),
"IF" UP "NE" 1 "THKN" SN: = -SN,
"IF" UP = 1
"THEN" "BEGIN"
"IF" Y < 0 "THEN" SSH: = -SSH
"END"
"ELSE" "IF" Y > 0 "THEN" SSH: = -SSH,
PHI: = "IF" X < 0
"THEN" PI - ARCSIN(SN)
"ELSE" "IF" UP = 1
"THEN" ARCSIN(SN)
"ELSE" PI + ARCSIN(SN),
PSI: = LN(SSH + SQRT(1 + SH))
"END",
"PROCEDURE" SPLINE(N, X, Y, N1, FX, FY),
"VALUE" N, N1,
INTEGER" N, N1,
"ARRAY" X, Y, FX, FY,
"BEGIN"
"INTEGER" I, J, P,
"REAL" S,
"ARRAY" H, A, B, ALP, BET, M(0:N),
"REAL" "PROCEDURE" F1(X, Y, H),
"VALUE" X, Y, H,
"REAL" X, Y, H,
F1: = X2/H2 * (3 - 2 * X/H) * Y,
"REAL" "PROCEDURE" F2(X, M, H),
"VALUE" X, M, H,
"REAL" X, M, H,
F2: = X2/H * (1 - X/H) * M,
"FOR" I: = 0 "STEP" 1 "UNTIL" N - 1 "DO"
H(I) = X(I + 1) - X(I),
"FOR" I: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" N - 1 "DO"
"BEGIN"
ALP(I) = H(I - 1)/(H(I - 1) + H(I)),
BET(I) = 3 * ((1 - ALP(I)) * (Y(I) - Y(I - 1))/H(I - 1) + ALP(I) * (Y(I + 1) - Y(I))/H(I))
"END",
A(0) = B(0) = ALP(0) = BET(0) = BET(N) = 0,
ALP(N) = 1,

```

```

"FOR" I: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" N "DO"
"BEGIN"
S: = 2 + (1 - ALP(I)) * A(I - 1),
A(I): = -ALP(I)/S,
B(I): = (BET(I) - (1 - ALP(I)) * B(I - 1))/S
"END",
M(N): = B(N),
"FOR" I: = N - 1 "STEP" - 1 "UNTIL" 0 "DO"
M(I): = A(I) * M(I + 1) + B(I),
P: = 1,
"FOR" J: = 0 "STEP" 1 "UNTIL" N1 "DO"
"BEGIN"
"FOR" I: = P "STEP" 1 "UNTIL" N - 1 "DO"
"IF" FX(J) < X(I)
"THEN" "BEGIN" P: = I, "GOTO" L "END",
P: = N,
L: FY(J): = F1(X(P) - FX(J), Y(P - 1), H(P - 1)) + F1(FX(J) - X(P - 1), Y(P), H(P - 1)) + F2(X(P) -
FX(J), M(P - 1), H(P - 1)) - F2(FX(J) - X(P - 1), M(P), H(P - 1))
"END"
"END",
"PROCEDURE" CONJ (U, V, UP, VP),
"ARRAY" U, V, UP, VP,
"BEGIN"
"REAL" B, AP, BP, UD,
"INTEGER" I, J, K, M, K1, K2,
"FOR" I: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" 80 "DO"
"BEGIN"
B: = AP: = 0,
K: = M: = 0,
BP: = U(I) * 20,
"FOR" J: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" 39 "DO"
"BEGIN"
K1: = I + J,
K2: = I - J,
K1: = "IF" K1 > 80 "THEN" K1 - 80
"ELSE" K1,
K2: = "IF" K2 > 0 "THEN" K2
"ELSE" K2 + 80,
UD: = U(K1) - U(K2),
AP: = AP + HI(J) * UD,
K: = K + 1,
"IF" K = 1
"THEN" "BEGIN"

```



```

M: = M + 1,
B: = B + GI[M] * UD,
BP: = BP + KI[M] * (U[K1] + U[K2])
"END"
"ELSE" K: = 0
"END",
V[I]: = B,
UP[I]: = AP,
VP[I]: = BP
"END",
V[0]: = V[80],
UP[0]: = UP[80],
VP[0]: = VP[80],
"END",
"PROCEDURE" PROPERTY,
"BEGIN"
"INIEGER" I, J,
"REAL" R, S, T, U, CT, L, MU, GAM, CF,
"ARRAY" AI, BI[1:2],
S: = 0,
"FOR" I: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" 80 "DO"
S: = S + PSIE[I],
CO: = S/80,
R: = EXP(CO),
SE2CO: = R * R * 4,
R: = R * A,
U: = 1,
"FOR" I: = 1, 2 "DO"
"BEGIN"
U: = U * R,
S: = T: = 0,
"FOR" J: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" 80 "DO"
"BEGIN"
CT: = I * J * D,
S: = S + PSIE[J] * COS(CT),
T: = T + PSIE[J] * SIN(CT)
"END",
A[I]: = S * U/40,
B[I]: = T * U/40
"END",
XC: = B + AI(1),
YC: = BI[1],
S: = A^2 + (AI[1]^2 - BI[1]^2)/2 + AI[2],

```

```

T: = AI[ 1 ] * BI[ 1 ] + BI[ 2 ],
L: = (S↑2 + T↑2)↑0.25,
MU: = - ARCTAN(T/S),
ALPM: = - MU/2,
CLAI: = 0.08 * PI * R,
GAM: = ALPM - ALPO,
CT: = ALP0 + MU,
CF: = L↑2/R,
XF: = XC - CF * COS(CT),
YF: = YC + CF * SIN(CT),
CMF: = - 0.0004 * PI * L↑2 * SIN(2 * GAM)
"END",
"PROCEDURE" PRINT,
"BEGIN"
"INTEGER" I, J, K, K0, K1, K2, M2, N1, N2, N3, N4, L,
PUNCH( 4 ),
"PRINT" //L5S44\COORDINATES OF THE PROFILE/L3S\,
"FOR" I: = 1, 2 "DO"
"PRINT" //S11\X/S7\ (Y) U/S3\ (THETA) U/S5\ (Y) L/S3\ (THETA) L\,
"PRINT" //L\,
N1: = (N + 5) "DIV" 5,
N2: = (N1 + 1) "DIV" 2,
M2: = N2 * 5,
"FOR" I: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" N2 "DO"
"BEGIN"
"PRINT" //L\,
K0: = 5 * (I - 1),
"FOR" J: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" 5 "DO"
"BEGIN"
"PRINT" //L\,
K: = K0 + J - 1,
K1: = N - K,
K2: = N + K,
N3: = "IF" K + M2 > N "THEN" 1 "ELSE" 2,
"FOR" L: = 1 "STEP" 1 "UNTIL" N3 "DO"
"BEGIN"
N4: = "IF" L = 1 "THEN" 0 "ELSE" M2,
"PRINT" SAMELINE, ALIGNED( 5, 3 ), //L4\, X[K + N4], YU[K + N4], THETA[K1 - N4]/KR, YL[K +
N4], THETA[K2 + N4]/KR
"END"
"END"
"END"
"PRINT" //L5S5\CENTRE OF THE PROFILE: /S8\ X = \, SAMELINE, ALIGNED( 2, 2 ), XC, 1, /S2\Y

```