



NASA-TM-88445

NASA TECHNICAL MEMORANDUM

NASA TM-88445

NASA-TM-88445

19860019495

ITERATIVE ADAPTION OF THE BIDIMENSIONAL WALL OF THE FRENCH T2 WIND TUNNEL AROUND A C5 AXISYMMETRICAL MODEL: INFINITE VARIATION OF THE MACH NUMBER AT ZERO INCIDENCE AND A TEST AT INCREASED INCIDENCE

J.P. Archambaud, J.B. Dor, M.J. Payry, L. Lamarche

Translation of "Adaptation iterative des parois bidimensionnelles de la soufflerie T2 autour du modele axisymetrique C5: variation du nombre de Mach infini a incidence nulle et un essai de mise en incidence". Rapport Technique OA 35/3075 (DERAT No. 13/5015) DNO, O.N.E.R.A., Centre d'Etudes et de Recherches de Toulouse, France, March 1986, pp 1 - 16 (plus figures)

LIBRARY COPY

JUL 2 1986

LANGLEY RESEARCH CENTER
LIBRARY, NASA
HAMPTON, VIRGINIA

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION
WASHINGTON D.C. 20546 JUNE 1986



NF00983

STANDARD TITLE PAGE

1. Report No. NASA TM-88445	2. Government Accession No.	3. Recipient's Catalog No.	
4. Title and Subtitle ITERATIVE ADAPTION OF THE BI-DIMENSIONAL WALL OF THE FRENCH T2 WIND TUNNEL AROUND A C5 AXISYMMETRICAL MODEL		5. Report Date JUNE 1986	
		6. Performing Organization Code	
7. Author(s) J.P. Archambaud, J.B. Dor, M.J. Payry, L. Lamarche		8. Performing Organization Report No.	
		10. Work Unit No.	
9. Performing Organization Name and Address SCITRAN Box 5456 Santa Barbara, CA 93108		11. Contract or Grant No. NASW-4004	
		13. Type of Report and Period Covered Translation	
12. Sponsoring Agency Name and Address National Aeronautics and Space Administration Washington, D.C. 20546		14. Sponsoring Agency Code	
15. Supplementary Notes Translation of "Adaptation iterative des parois bidimensionnelles de la soufflerie T2 autour du modele axisymetrique C5" variation du nombre de Mach infini a incidence nulle et un essai de mise en incidence". Rapport Technique OA 35/3075 (DERAT No. 13/5015 DNO, O.N.E.R.A., Centre d'Etudes et de Recherches de Toulouse, France, March 1986, pp 1 - 16			
16. Abstract The top and bottom two-dimensional walls of the T2 wind tunnel are adapted through an iterative process. The adaptation calculation takes into account the flow three-dimensionality. This method makes it possible to start with any shape of walls. The tests were carried out with a C5 axisymmetric model at ambient temperature. Comparisons are made with the results of a true three-dimensional adaptation.			
17. Key Words (Selected by Author(s))		18. Distribution Statement Unclassified and Unlimited	
19. Security Classif. (of this report) Unclassified	20. Security Classif. (of this page) Unclassified	21. No. of Pages 46	22. Price

N-156, 124
N86-28967#

ONERA

DESIGN AND RESEARCH CENTER OF TOULOUSE

2, Avenue Edouard Belin - 31055 Toulouse Cedex

B.P. 4025 - Tel.: (61) 55.71.11

DESIGN AND RESEARCH DEPARTMENT OF AEROTHERMODYNAMICS

OA Technical report no. 35/3075 and (DERAT no. 13/5015 DN) - March 1986

Iterative adaptation of two-dimensional walls of the T2 wind tunnel around the C5 axisymmetric model: infinite variation of the Mach number with zero incidence and a test with incidence.

J.P. Archambaud - J.B. Dor - M.J. Payry - L. Lamarche

Head of the D.E.R.A.T.

Head of Research Group

J. Cousteix

A. Mignosi

3

Author's summary: During these tests the top and bottom two-dimensional walls of the T2 wind tunnel are adapted through iterative process. The adaptation calculation takes into account the flow's three-dimensionality; upon each repetition the interference of the four walls at the model is

* Numbers in margin refer to foreign pagination.

reduced. This method therefore enables to start with any shape of walls. Another advantage is that the walls are adapted around a bearing model.

The tests were carried out with a C5 axisymmetric model (braking coefficient 1.8%, length 400 mm) at ambient temperature and an average impact pressure of 1.7 bars (Reynolds number based on the length of the body: 10^7 at $Mo=0.84$). They include:

- A Mach number sweep from 0.6 to 0.95 with zero incidence
- An adaptation at incidence $\alpha = 8^\circ$ at $Mo=0.84$
- A non-converged test with the model greatly off center with zero incidence.

For certain Mo values with zero incidence comparisons are made with the results of a true three-dimensional adaptation (TU Berlin) and tests conducted in a large wind tunnel (NASA Ames).

CONTENTS

1 - INTRODUCTION	5
2 - WIND TUNNEL T2 AND MODEL C5	5
3 - ADAPTATION METHOD	6
3.1 - Principle	7
3.2 - Possibilities	7
3.2 - Remarks	8
4 - RESULTS	9
4.1 - Adaptation at $\alpha = 0^\circ$. $0.6 \leq Mo \leq 0.95$	9
4.2 - Adaptation at $\alpha = 8^\circ$. $Mo = 0.84$	12
5 - OFF-CENTERED MODEL	15
6 - CONCLUSIONS	16
LIST OF REFERENCES	17
LIST OF FIGURES	19

NOTATION

B	Tunnel width = 390 mm
C	Model length = 400 mm
H	Tunnel height = 370 mm

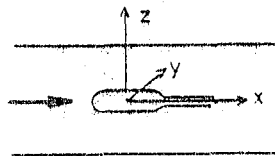
$$K_p(x-\xi) = \frac{1}{4\pi} \sum_m \sum_n \frac{x-\xi}{[(x-\xi)^2 + \beta^2 (m^2 B^2 + (n-\frac{1}{2})^2 H^2)]^{3/2}}$$

$$K_i(x-\xi) = \frac{1}{4\pi} \sum_{(m,n) \neq (0,0)} \sum_m \sum_n \frac{x-\xi}{[(x-\xi)^2 + \beta^2 (m^2 B^2 + n^2 H^2)]^{3/2}}$$

Influence coefficient of singularities at the flexible wall pressure pickups.

Influence coefficient of singularity images only at the tunnel axis.

Mo	Infinite Mach number of the test
PT	Total pressure
RC	Reynolds number of the flow (related to C)
TT	Total temperature
x) y) z)	Cartesian coordinates orthonormed marking
2D	Abbreviation for two-dimensional
3D	Abbreviation for three-dimensional
α	Selected angle of incidence before test
$\beta = \sqrt{1-Mo^2}$	Compressibility coefficient



TUB	Tests conducted at the Technische Universitat Berlin
gene. verti	Vertical generatrix
gene. horiz	Horizontal generatrix
	} NASA Ames Tests

1 - INTRODUCTION

An initial test series (September 1984, ref. 1) had shown the validity of two-dimensional adaptation around three-dimensional models. The adaptation method was based on a speed correction calculated in one step in three dimensions.

The present series is a continuation of the preceding one and extends the range of validity of the process used thanks to the following properties:

- The obstacle considered is the C5 axisymmetric body (ref. 2), already tested in 1984. But this time the model is larger ($C = 400$ mm; braking coefficient 1.8%).

- The calculation method developed by L. Lamarche (ref. 3) differs from the first version used: the method is a more precise iterative one which enables the interferences of the walls surrounding the model in incidence or off center to be corrected.

2 - WIND TUNNEL T2 AND MODEL C5

Wind tunnel T2 is an induction-driven closed system cryogenic facility with winds of 1 to 2 minutes long (fig. 1) - Refs. 4 and 5. The present testing series was conducted only at ambient temperature.

The test channel ($H = 370$ mm, $B = 390$ mm at the inlet) comprises two flexible walls, one on the top and one on the bottom; each wall's shape can be varied by 16 stepping jacks and each wall is equipped with 58 central pressure pickups (dia. = 0.4 mm) and a few lateral pickups. The average

test conditions are: $PT = 1.7$ bars; $TT = 290^\circ K$; $RC = 10^7$ ($c = 400$ mm; $Mo = 0.84$).

The C5 body is an axisymmetric model with a slowly variable section approximating the outside dimensions of a transport aircraft around its centerline. The model used was 400 mm long (fig. 1). It is made of 3-mm-thick steel parts generated by rotation, which, if necessary, could enable rapid cooling during a cryogenic gust. Pressure distribution is recorded by 45 0.3-mm-dia. pickups aligned along a generatrix. In addition, with $x/c = 21\%$, 4 pickups are arranged in a cross check for proper alignment of the model in relation to the tunnel axis. The model is held at the rear by a freely rotating rod (fig. 1). A cable system driven by a stepping motor turns the model about its axis and therefore the line of pressure pickups as well. The wind tunnel control computer effects several successive rotations of 45° or 90° separated by pressure data acquisition. Further to the downstream side a set of 2 swivel joints enable the C5 body to be set at an incidence angle at any height in the tunnel. Boundary layer transition is triggered by a plastic strip approximately 0.2 mm thick glued at $x/c = 7\%$.

8

3 - ADAPTATION METHOD

The physical shifting of the top and bottom flexible walls is two-dimensional (ref. 6). But the three-dimensional nature of the flow is taken into account by the adaptation calculation program.

3.1 - Principle

The adaptation calculation is based on a schematic representation of the model by singularities and on the contribution of the images of these singularities in relation to the walls of the channel.

The model is represented schematically by a distribution of 3D sources and horse-shoe vortexes (of infinitely small width) placed on the axis of the model (fig. 2). The intensities of these singularities are deduced from the pressure measurements made on the top and bottom walls.

The interference of the walls, represented by the disturbances due to the images alone, is then calculated at the model (fig. 2). This interference is finally canceled by superimposing an opposite interference due to an estimation of a new shape of the walls. This new shape is a combination of a symmetrical deformation (due to the sources) and an antisymmetrical deformation (due to the vortexes).

In reality this process is simplified so that we can go directly from the peripheral pressure measurements to the new shapes thanks to two linear operators connected to the sources and the vortexes respectively, which depend on the geometry of the tunnel (fig. 2).

3.2 - Possibilities

The use of image singularities is not easy around flexible walls of any geometric shape. Consequently, the first version of this method required an initial tunnel with flat parallel walls and calculating of a "final shape" in one step.

The present version enables us to start with any shape of walls. An initial treatment at the peripheral pressure measurements replaces the real

tunnel with a parallelepiped control surface. The normal process is then applied.

Under these conditions, since the adaptation is theoretically not achieved after one iteration, it is possible to follow with several iterations taking into account the successive shapes assumed by the walls. In this way the residual interferences are minimized much better than with the first version by coming closer to the perfect shapes adapted to the linearity hypotheses in the calculation, to the errors due to discreteness, and to the measurements and mechanical precision. Furthermore, the Mach number M_0 measured to the upstream side of the channel and the true Mach number of the test related to the flow around the model are closer and closer after each repetition.

9

The advantage of this second version of the adaptation method enables a test to be carried out starting with a partially unblocked tunnel. This configuration becomes necessary at high M_0 Mach values together with a model of large dimensions.

3.3 - Remarks

In all cases, with or without adaptation, the shapes of the top and bottom walls take into consideration on a global basis the viscous effects of the boundary layers which develop on the four sides of the tunnel. The shape of the top wall, for example, takes into consideration the boundary layer which develops on it (calculation from the pressure measurements) and the boundary layer on one of the lateral walls (calculated as a flat plate at M_0). To do this, the sum of the two traveling thicknesses of these boundary layers is added to the perfect fluid boundary coming from the

adaptation calculation.

The compressibility effect is taken into account by the coefficient $\beta = \sqrt{1 - M_0^2}$ which comes into play in the Prandtl-Glauert rule.

4 - RESULTS

The results can be subdivided into three parts:

- Zero incidence $0.6 \leq M_0 \leq 0.95$
- Incidence $\alpha = 8^\circ$; $M_0 = 0.84$
- Zero incidence, model off center.

4.1 - Adaptation at $\alpha = 0^\circ$, $0.6 \leq M_0 \leq 0.95$

$M_0 = 0.6$ At $M_0 = 0.6$ the mark of the model on the unadapted walls is quite weak (fig. 3). The swivel joint on the downstream side creates a speed disturbance of the same order of magnitude. Adaptation is performed in a single iteration. We can observe (fig. 3) that the adaptation around the swivel joint located at the ends of the deformable walls is approximately correct (model and swivel joint dimensions close, Mach numbers similar). On the model (fig. 4) the Mach number distribution undergoes an overall decrease which is greater in the high speed zones. Figure 5 indicates marked unblocking of the walls.

$M_0 = 0.7$ Adaptation at $M_0 = 0.7$ (fig. 6) constitutes an initial point of comparison. Figure 7 shows the sharp correction in the distribution of Mach number obtained in one iteration. Figure 8 indicates good agreement between the result of the adaptation performed at T2, that of the strictly 3D adaptation performed in Berlin (TUB ref. 7), and the measurements from a large wind tunnel (NASA-Ames braking coefficient = 1.4%).

$Mo = 0.75$ $Mo = 0.75$ seems to be the limit of adaptation in a single operation for the configuration considered (figs. 10 and 11).

10

The walls are adapted as of the first iteration around the model, but a second iteration fine tunes the adaptation around the swivel (fig. 12).

$Mo = 0.84$ At $Mo = 0.84$ the mark of the model between non-adapted walls starts to become large (fig. 13). Further to the downstream side the influence of the swivel is marked by a very strong pressure disturbance which induces bulging on the upstream part of the walls. One also observes a kind of positive average speed gradient (fig. 13) which disappears upon adaptation.

After, for $Mo \geq 0.84$, the distribution of the Mach number on the model is plotted with reduced variable M/Mo to bring down the deviations due to slightly different values of Mo .

In figure 14 we see the sharp decrease in the Mach number on the model between the non-adapted case and the first iteration. This tendency is mostly noticeable at the maximum cross-section where the impact intensity greatly decreases, and on the rear portion of the model where the viscous effects must change.

We find it necessary to perform three iterations to converge toward a stable solution. Nevertheless, the influence of the first iteration is by far the most important (figs. 14 and 15).

A comparison with the results of a 3D adaptation conducted in Berlin (TUB ref. 7) shows the effectiveness of this method.

$Mo = 0.9$ In order to avoid blocking of the channel in the vicinity of the model, this test starts off using a shape more or less adapted at $Mo = 0.89$ as the initial shape. Under these favorable conditions, a single iteration is sufficient to adapt the tunnel (fig. 16), as demonstrated by the identical results of iterations 2 and 3.

Comparison with the results from NASA-Ames indicates a very good agreement -even at the impact points- very noticeable at $Mo = 0.9$ (fig. 17).

$Mo = 0.95$ At $Mo = 0.95$ we reach the usage limit of the present method as applied to wind tunnel T2 and the particular model.

The speed disturbances on the top and bottom walls at the maximum cross-section of the model become substantial and the Mach number is greater than 1 (fig. 18). The connection between these disturbances and the calculated shape of the walls intensifies and convergence of the adaptation process is more and more difficult to achieve.

In addition, during this test series, the absence of automatic Mach number regulation of the test caused some slight variations in this parameter from one gust to another, that is, from one iteration to the next ($\Delta Mo \leq 0.01$). These changes in Mo complicate the relationship between disturbance and wall shape and increase the difficulty of convergence.

At about $Mo = 0.94$, three successive iterations seem to approach a more or less converged solution; but the variations in Mo from one iteration to another ($0.935 \leq Mo \leq 0.944$) prevent proper stabilizing of the process.

When trying to reach $Mo = 0.95$, the disturbance/wall shape relationship is so great that the adaptation process no longer converges. This results in strong disturbance zones along the walls which vary in position and modulus. On the model the longitudinal movement of the impact around the maximum cross-section is great, and a very unstable supersonic pocket forms behind it.

Nevertheless, a comparison was made at $Mo = 0.95$. For this purpose one iteration was chosen among the five successively run iterations. The selection criterion was based on seeking the best coherence between the shapes of the walls at the various Mach number values Mo . This comparison with the results of the Berlin TU and the NASA Ames indicates good overall agreement on the model (fig. 19). Figure 18 shows the strong speed disturbances on the walls around the model and the swivel.

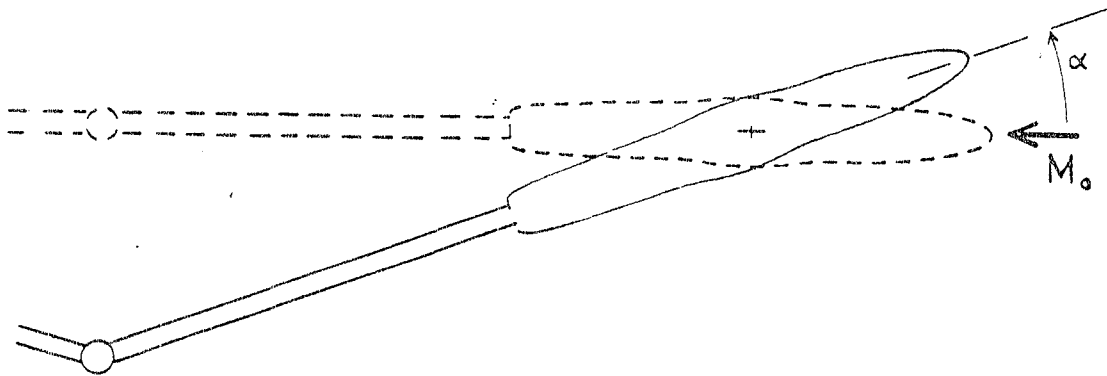
Observation: When Mo rises, the linearity hypothesis contained in the adaptation calculation grows less and less justified. Nevertheless, good coinciding at $Mo = 0.90$ (fig. 17) would indicate that this hypothesis only goes far out of line when very close to $Mo = 1$.

4.2 - Adaptation at $\alpha = 8^\circ$. $Mo = 0.84$

This configuration comprises three tests:

- Measurements between diverging walls compensating only for the boundary layers (non-adapted case).
- First iteration of adaptation.
- Second iteration of adaptation.

In these three tests, the C5 model is shifted in incidence. The degree of incidence, recorded with a cathetometer in the presence of the gust, is about $\alpha = 8^\circ$, give or take 5'. Actually, in order to prevent the combination of an incidence problem with an off-center problem, the model is inclined by rotating it about its center.



12

Figure 20 shows the small change made in the disturbances on the non-adapted walls by giving the model and angle of incidence. Let us point out the presence of a longitudinal pressure gradient in the tunnel, as in the previously planned non-adapted cases. The Mach number of this test is taken to be equal to 0.817, but its value at the model is closer to 0.84.

Furthermore, during each of these three gusts, the C5 model is rotated about its longitudinal axis in order to make measurements every 45° . It seems that this rotation is affected by an initial error: the first 45° rotation is only partially performed (about halfway) perhaps because a force is applied to the driving cable without there occurring any actual rotation. This phenomenon varies slightly from one test to another. It can be brought to light by plotting the nine distributions of reduced Mach number of the non-adapted case (fig. 21); this initial deviation is clear

in the central zone ($x/c = 50\%$) where the shapes of the curves vary tremendously. A similar deviation, but probably of lesser magnitude, is found in the adapted case (first iteration, fig. 22).

On figures 21 and 22, let us point out the large variation in the Mach number distribution depending on the generatrix. Near the maximum cross-section we observe a noticeable rise in the impact and a decrease in its intensity when the generatrix goes from the "lower surface" to the "top skin." Likewise, shifting of the stagnation point results in a considerable dissymmetry in the flow depending on the angle, near the nose of the model ($0\% \leq x/c \leq 15\%$).

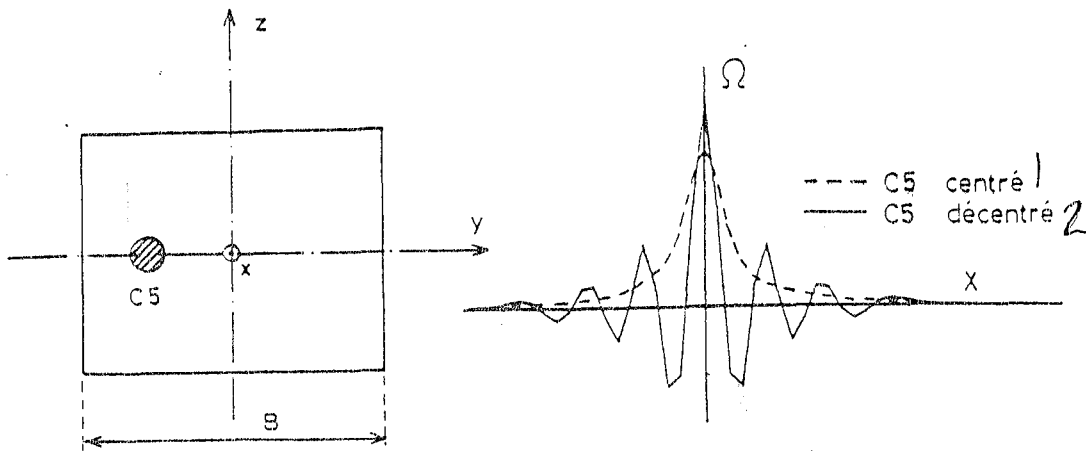
Figure 23 shows another representation of a slice of depending on the polar angle. This is a plot of the Mach number measured by the four pickups arranged in a cross in the section $x/c = 21\%$. When the model rotates about itself the measurements of the four pickups change in harmony depending on the angle; these curves indicate relatively good right/left symmetry in relation to a vertical axis corresponding to $\theta_{axe} > 180^\circ$. The less sophisticated finish of the three pickups added in this section ($\square, \times, *$) could explain the differences in levels between the curves.

As concerns the adaptation itself, figure 24 shows a change in the Mach number on the inclined model. It was found necessary to perform two iterations to obtain a stable result. An overall decrease characterizes the adaptation of the top and bottom walls, but no other result coming from another facility enables the quantitative validity of this converged configuration to be verified.

5 - MODEL OFF CENTER

Since the new adaptation calculation theoretically enables the model to be set off center in the tunnel, we tried to test this possibility. In order to do so, the model was placed level in the middle of the tunnel at $\frac{y_{C5}}{B/2} = -57\%$ with zero incidence.

13



Key to figure

1: centered 2: off center

As of the first iteration calculation of the linear operator Ω (fig. 2) is defective. Remember that this operator, pertinent to the schematic representation according to sources (symmetrical part), enables direct transition from the pressure measurements on the walls to their symmetric strain. In the present case, the discrete solution $\Omega(x)$ is found for an approximately correct average behavior, but it is modulated by a substantial oscillation which forbids its use. Indeed, the multiplication of these oscillations by the pressure disturbances measured on the walls causes breaks in the calculated shapes of the walls. What's more, the average curve is too imprecise to be substituted for the discrete solution.

This problem seems to be purely mathematical and further study of this test situation is planned.

The off-centering imposed here, however, is very important. We checked by calculation that a smaller off-centering $\frac{yC5}{B/2} = -10\%$ leads to a correct mathematical solution of the operator Ω , and therefore for the wall shapes. This configuration has not been subjected to experimentation.

6 - CONCLUSIONS

These tests enabled to validate the implementation of an iterative adaptation process around a large axisymmetric model at the T2 wind tunnel.

The adaptation calculation is based on a calculation of wall interferences in three dimensions. The advantage of it is that it enables any initial shape of the flexible walls to be taken into account, and provides for adaptation around an axisymmetric model at an angle of incidence. It can theoretically deal with cases of models off center in the tunnel.

Movement of the flexible walls is still two-dimensional.

14

With zero incidence and the model centered one adaptation iteration seems to be sufficient for $Mo \leq 0.84$. Beyond, two to three iterations are necessary, but the first one provides for most of the correction. In these iterative cases, convergence of the process is effective up to $Mo = 0.9$ included; for $Mo > 0.94$ the shapes of the walls oscillate without converging.

Comparisons with an entirely three-dimensional adaptation conducted in Berlin (TUB) and with tests conducted in a large tunnel (NASA Ames, 11 ft. x 11 ft., braking coefficient = 1.4%) reveal good effectiveness at the model level (braking coefficient 1.8%) of the pseudo three-dimensional adaptation of the T2 wind tunnel; the residual interferences are very small.

At $Mo = 0.84$ and $\alpha = 8^\circ$ of incidence, the adaptation process converges after three iterations towards a likely solution.

A single off-centering test of the model, which was probably too great ($\frac{y}{B/2} = 57\%$), did not enable validation of the method for this type of configuration. Mathematical calculation of the linear symmetric operator (see § 3.1) gives oscillating solutions which cannot be used for proper determination of the wall shapes.

15

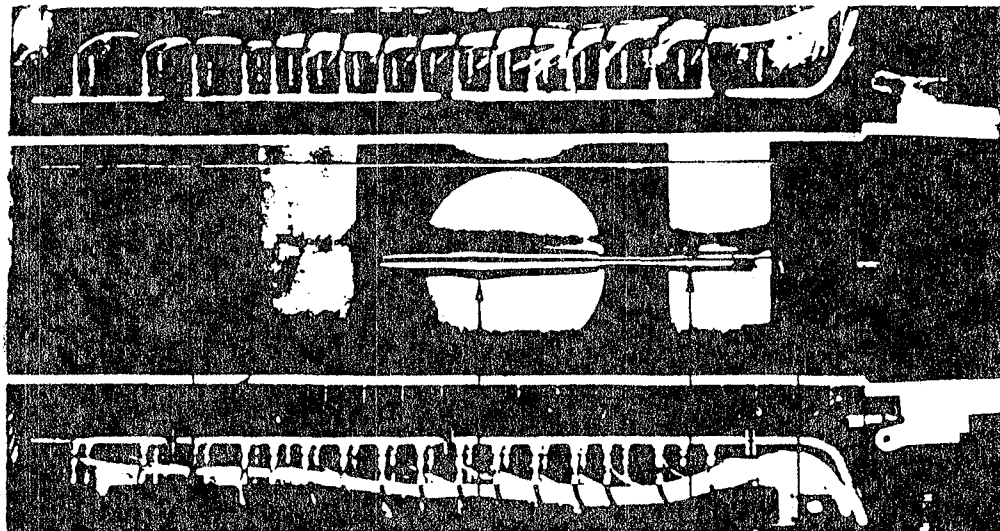
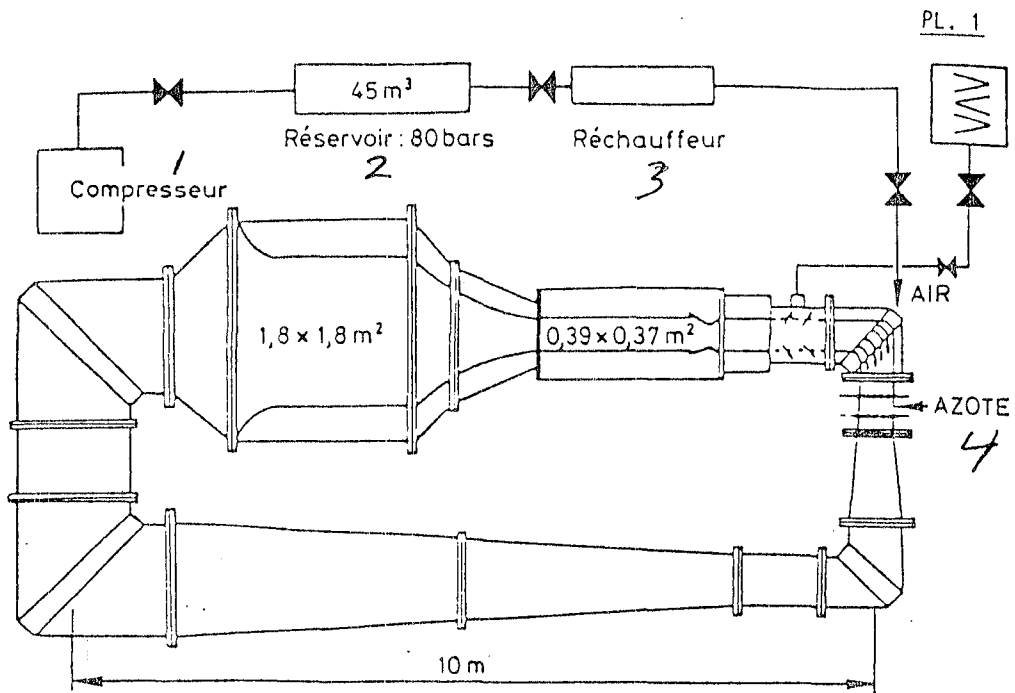
LIST OF REFERENCES

- | | |
|-------------------|--|
| 1 Archambaud J.P. | First adaptation tests of self-adapting |
| Dor J.B. | two-dimensional walls of the T2 wind |
| Mignosi A. | tunnel around three-dimensional obstacles |
| Lamarche L. | ONERA R.T. OA 33/3075 and (DERAT 11/5015 DN) |
| | September 1985 |
| 2 Vaucheret X. | Comparison of two- and three-dimensional |
| Bazin M. | transsonic tests performed in various |
| Armand C. | wind tunnels. AGARD CP no. 187 (1975) |

LIST OF FIGURES

Figure

- 1 Wind tunnel T2
- 2 "3D" adaptation
- 3 Mach number on the flexible walls ($Mo=0.60$)
- 4 Mach number on the C5 body ($Mo=0.60$)
- 5 Shapes of the flexible walls ($Mo=0.60$)
- 6 Mach number on the flexible walls ($Mo=0.70$)
- 7 Mach number on the C5 body ($Mo=0.70$)
- 8 Mach number on the C5 body ($Mo=0.70$; comparisons)
- 9 Shape of the flexible walls ($Mo=0.70$)
- 10 Mach number on the flexible walls ($Mo=0.75$)
- 11 Mach number on the C5 body ($Mo=0.75$)
- 12 Shape of the flexible walls ($Mo=0.75$)
- 13 Mach number on the flexible walls ($Mo=0.84$)
- 14 Mach number on the C5 body ($Mo=0.84$)
- 15 Shape of the flexible walls ($Mo=0.84$)
- 16 Mach number on the flexible walls ($Mo=0.90$)
- 17 Mach number on the C5 body ($Mo=0.90$)
- 18 Mach number on the flexible walls ($Mo=0.95$)
- 19 Mach number on the C5 body ($Mo=0.95$)
- 20 Influence of incidence on flexible walls
- 21 Rotation of C5 body in incidence (non-adapted)
- 22 Rotation of C5 body in incidence (adapted)
- 23 Rotation of four pickups of section $x/c=21\%$
- 24 Adaptation - Mach number on the C5 body ($\alpha = 8^\circ$)
- 25 Adaptation - Shapes of flexible walls ($\alpha = 8^\circ$)



5 Parois adaptables
 Corps C5
 C : 400 mm
 \varnothing_{max} : 58 mm
 6
 Rotules de mise en incidence } 7
 Cable transversal de mise en rotation } 8

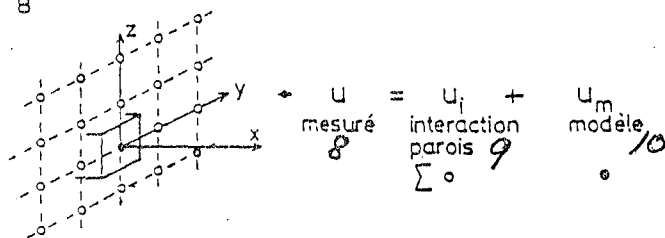
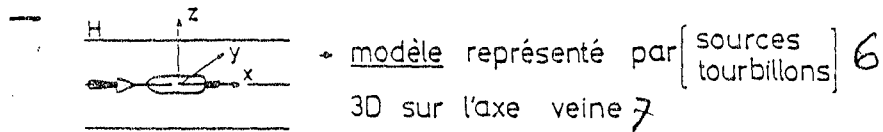
Figure 1: T2 wind tunnel

Key to figure 1

1: compressor 2: reservoir: 80 bars 3: heater 4: nitrogen 5:
adaptable walls 6: C5 body, C: 400 mm, max:58mm 7: Incidence control
joints 8: transverse rotation cable

"3D" Adaptation at tunnel center - Figure 2

- 1
- Veine 2D $\left\{ \begin{array}{l} H+B \text{ déformables} \quad -3 \\ \text{parois} \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{latérales fixes //} \quad 4 \end{array} \right. \end{array} \right.$
 - 5 - déplacement H, B = dép. sym. + dép. antisym.



- 11
- Méthode (exemple: sources \Rightarrow dép. sym.)
- ← mesuré $u_p(x) = \int_{-\infty}^{\infty} K_p(x-\xi) q(\xi) d\xi = \frac{u_H + u_B}{2}$
- ← induit $u_i(x) = \int_{-\infty}^{\infty} K_i(x-\xi) q(\xi) d\xi$

avec $\int_{-\infty}^{\infty} K_p(x-\eta) \Omega(\eta) d\eta = K_i(x) \Rightarrow \Omega(\eta)$, opérateur ¹⁴ linéaire

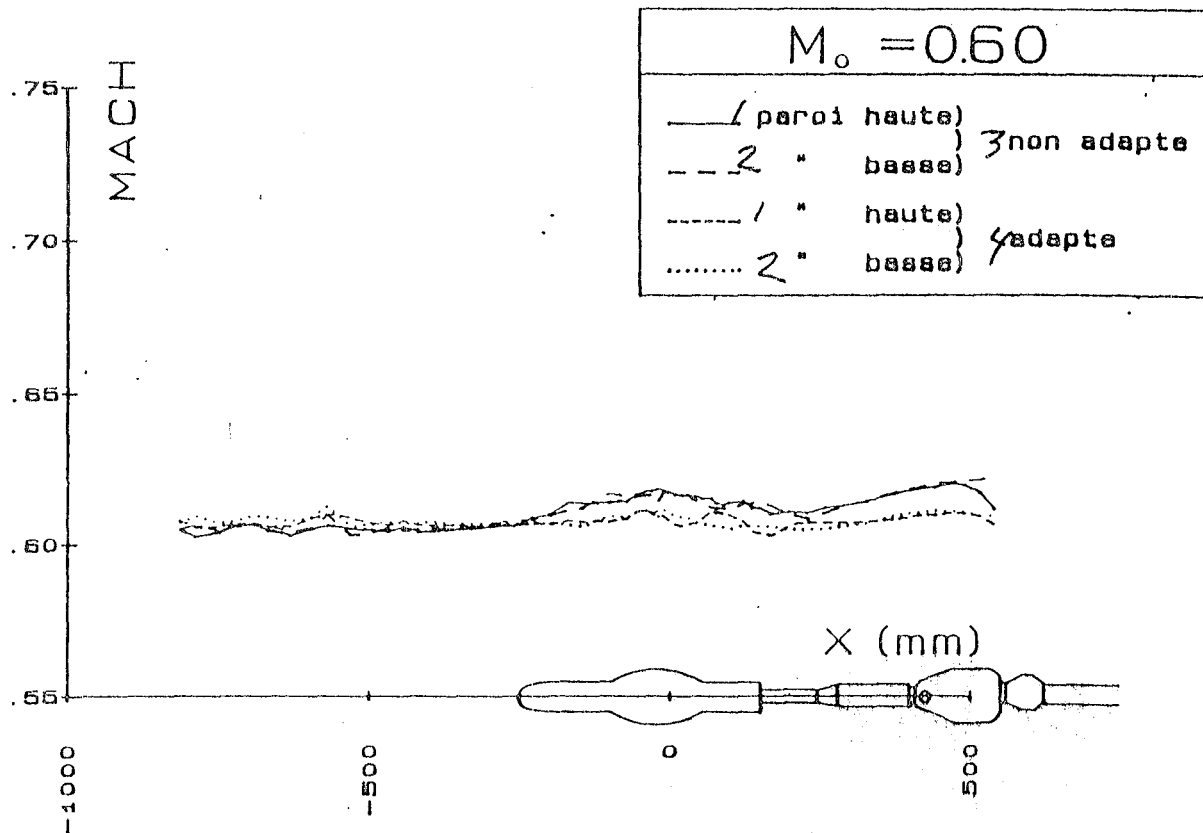
- 16 { Pour annuler l'interaction des parois $u_i(x)$ sur l'axe veine, on crée $-u_i(x)$ par le déplacement sym. des parois $\frac{\Delta h}{h}(x) = F[u_p(x), \Omega(x), \frac{d^2 \Omega(x)}{dx^2}]$

- 17 { Démarche analogue pour dép. antisym. avec tourbillons et $u_p(x) = \frac{u_H - u_B}{2}$

Key to figure 2

1: 2D tunnel 2: walls 3: variable top and bottom 4: stationary sides
5: movement of top and bottom = symmetric movement + antisymmetric
movement 6: model represented by [vortex sources] 7: 3D on the tunnel
axis 8: measured 9: wall interaction 10: model 11: Method (example:
sources => symmetric movement) 12: induced 13: geometry 14: linear
operator 15: with 16: To cancel the interaction of the walls $u_i(x)$ on
the tunnel axis, $-u_i(x)$ is created by symmetrical movement of the walls
17: Procedure similar for antisymmetric movement with vortexes and

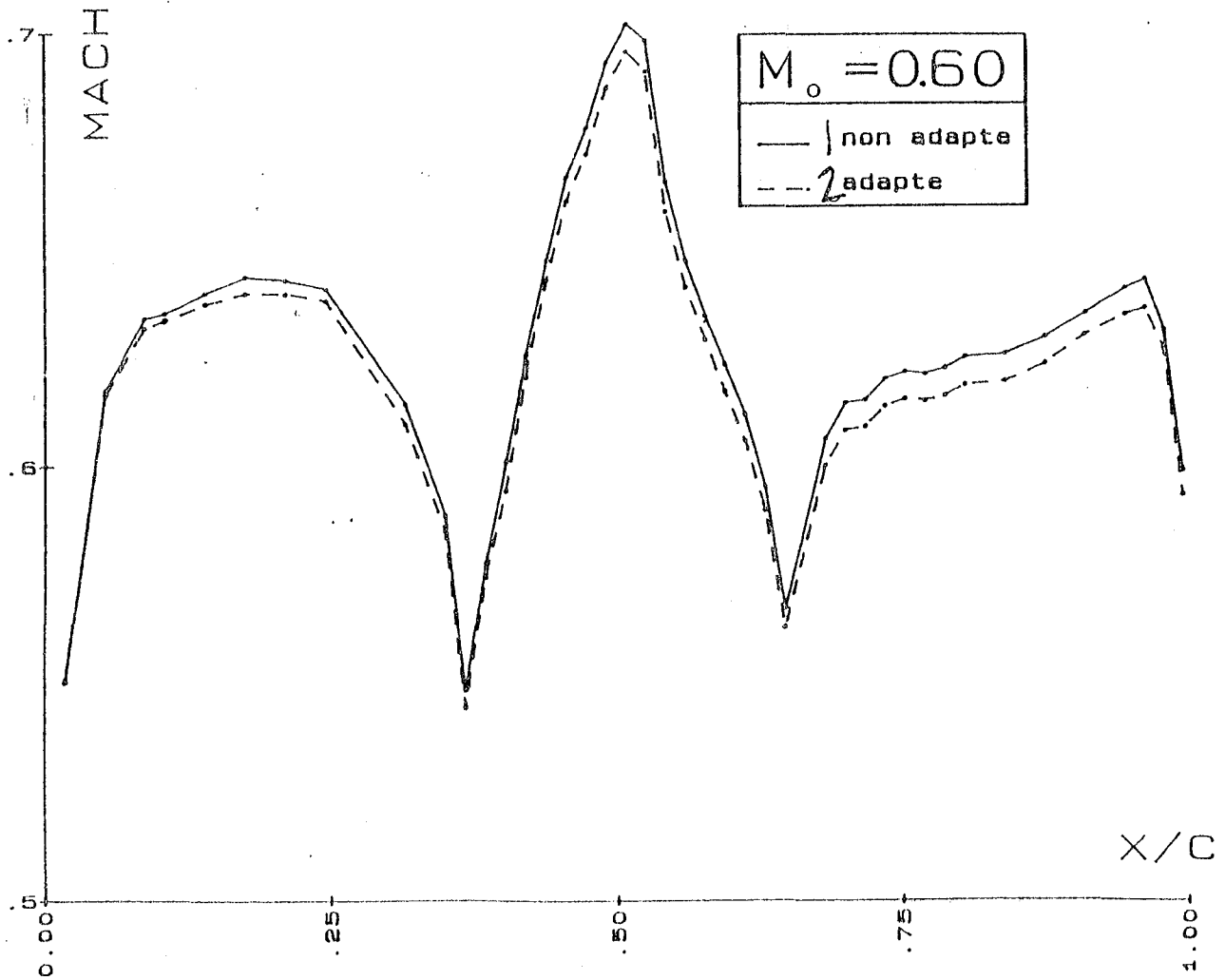
Figure 3 - Mach number on the flexible walls



Key to figure 3

1: top wall 2: bottom wall 3: non-adapted 4: adapted

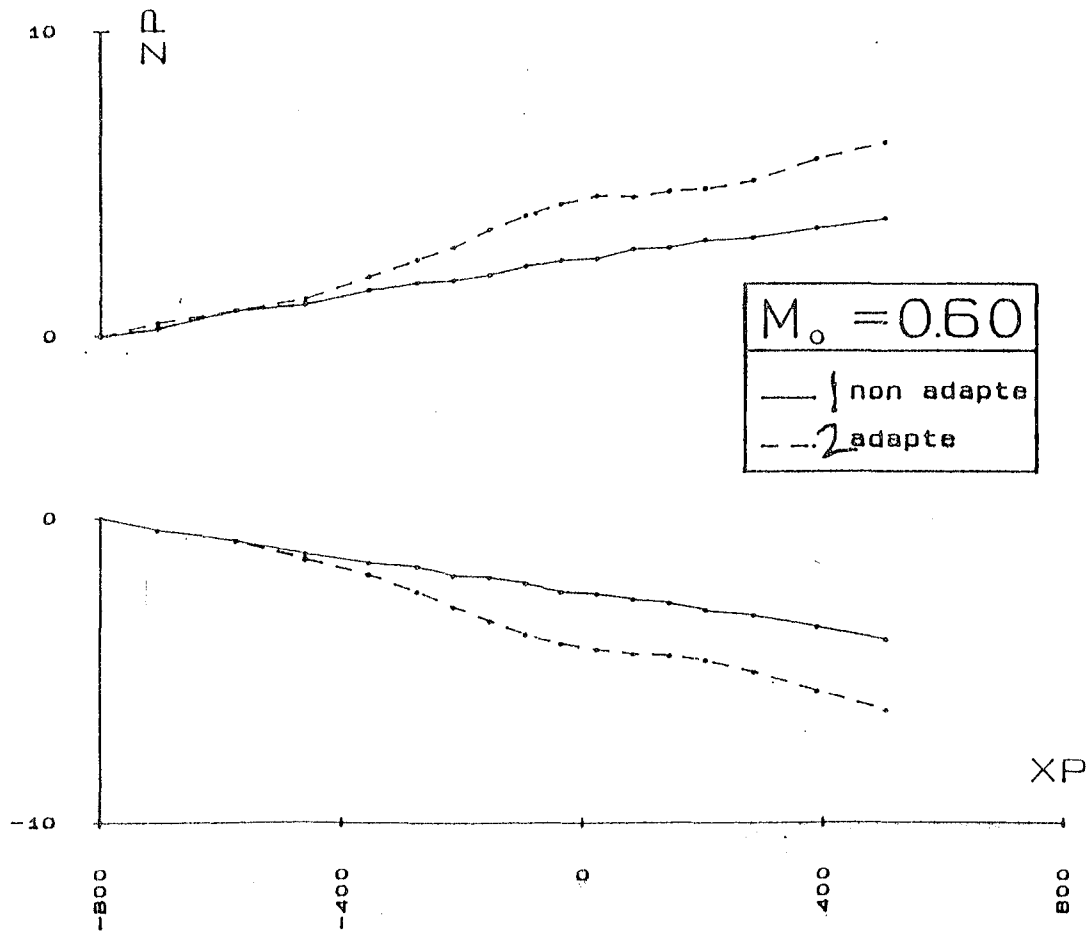
Figure 4 - Mach number on the C5 body



Key to figure 4

1: non-adapted 2: adapted

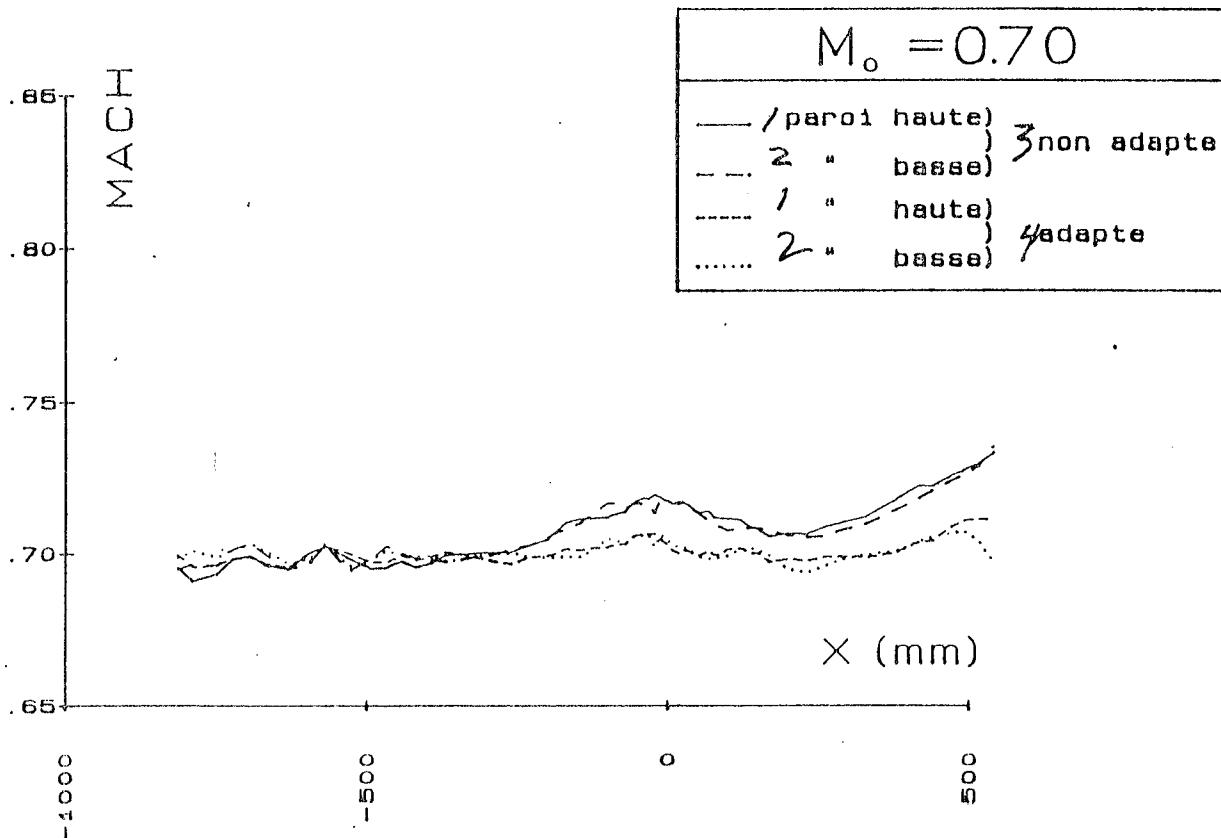
Figure 5 - Shape of flexible walls



Key to figure 5

1: non-adapted 2: adapted

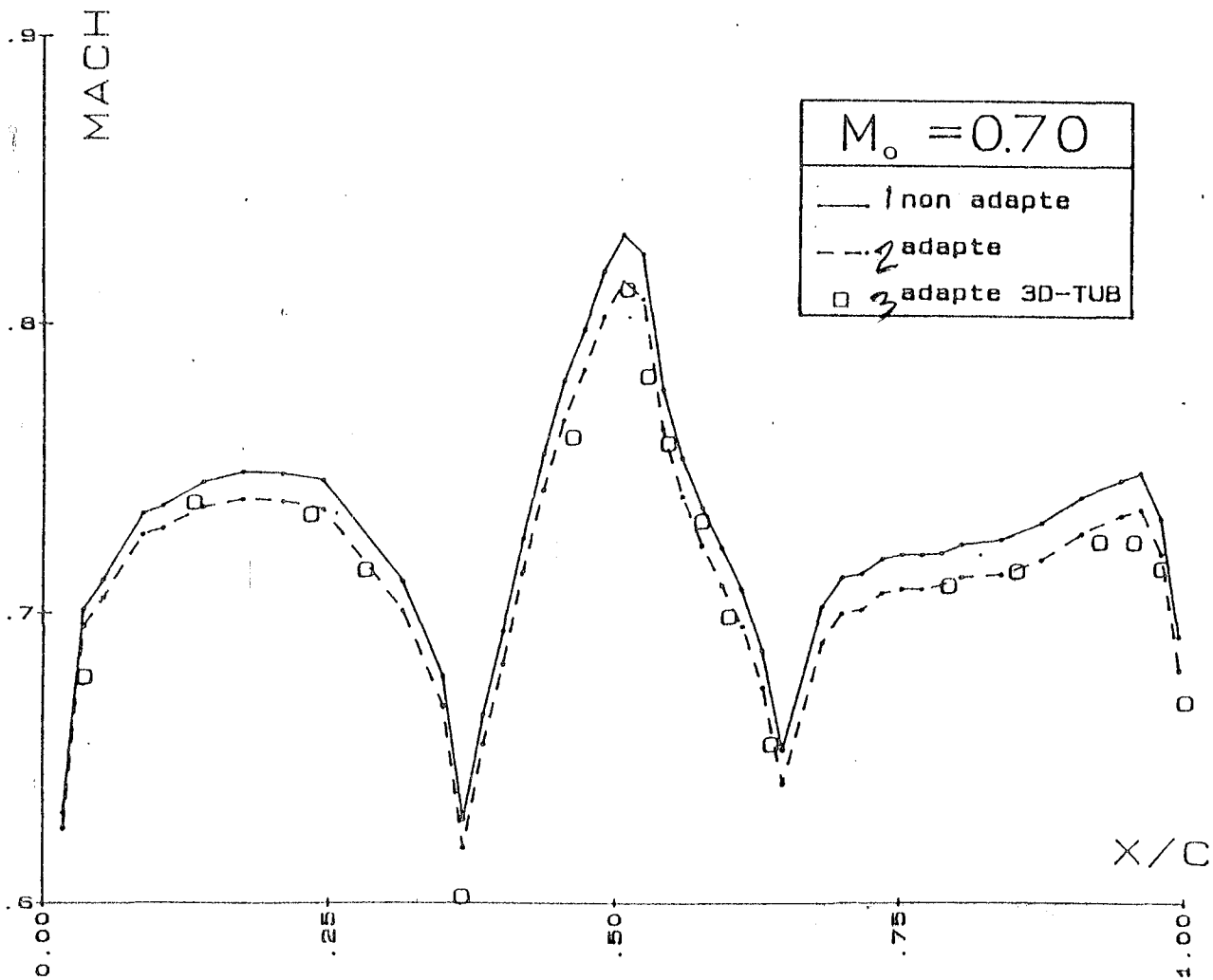
Figure 6 - Mach number on the flexible walls



Key to figure 6

1: top wall 2: bottom wall 3: non-adapted 4: adapted

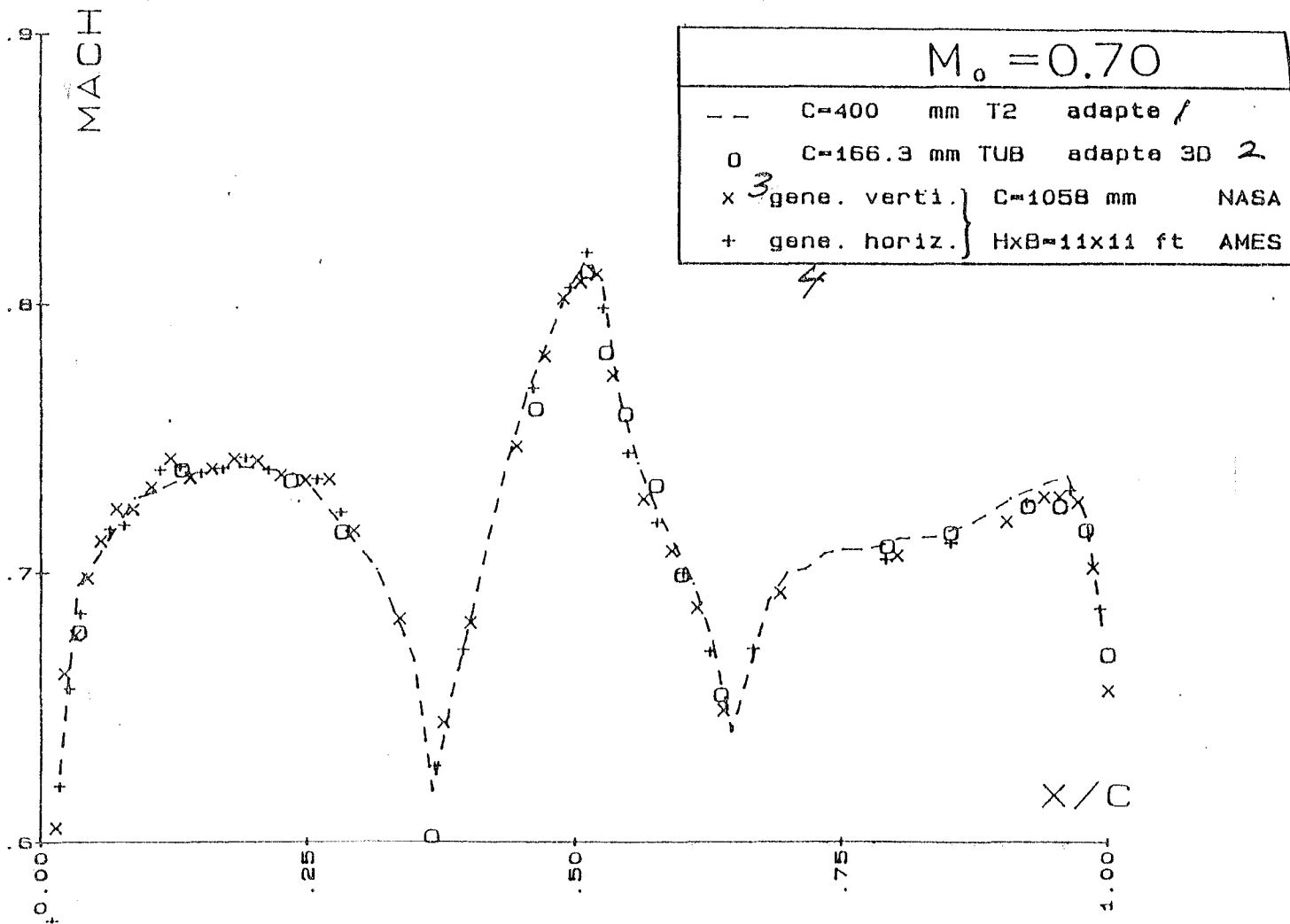
Figure 7 - Mach number on the C5 body



Key to figure 7

1: non-adapted 2: adapted 3: adapted 3D-TUB

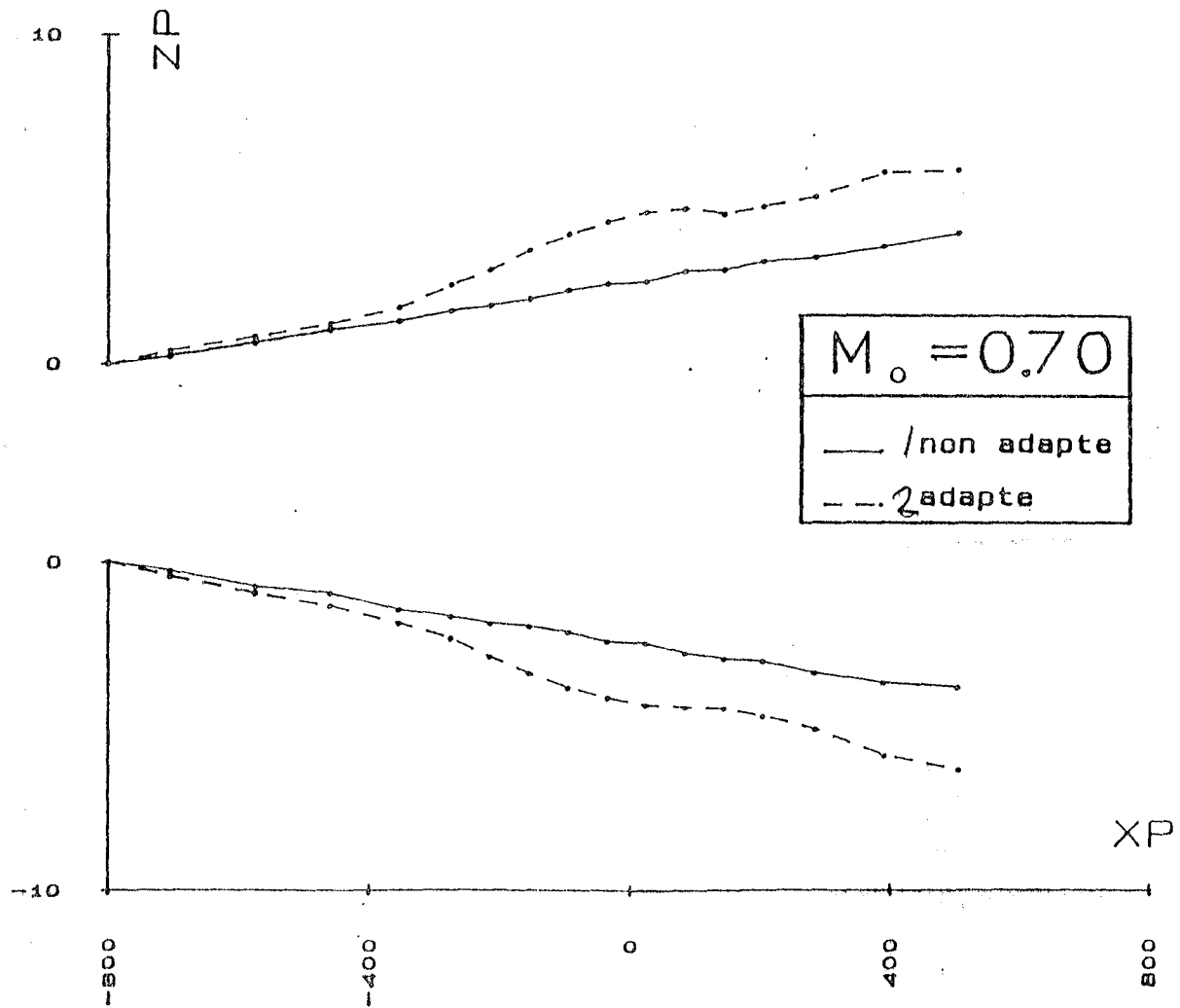
Figure 8 - Mach number on the C5 body



Key to figure 8

1: adapted 2: 3D adapted 3: vertical generatrix 4: horizontal generatrix

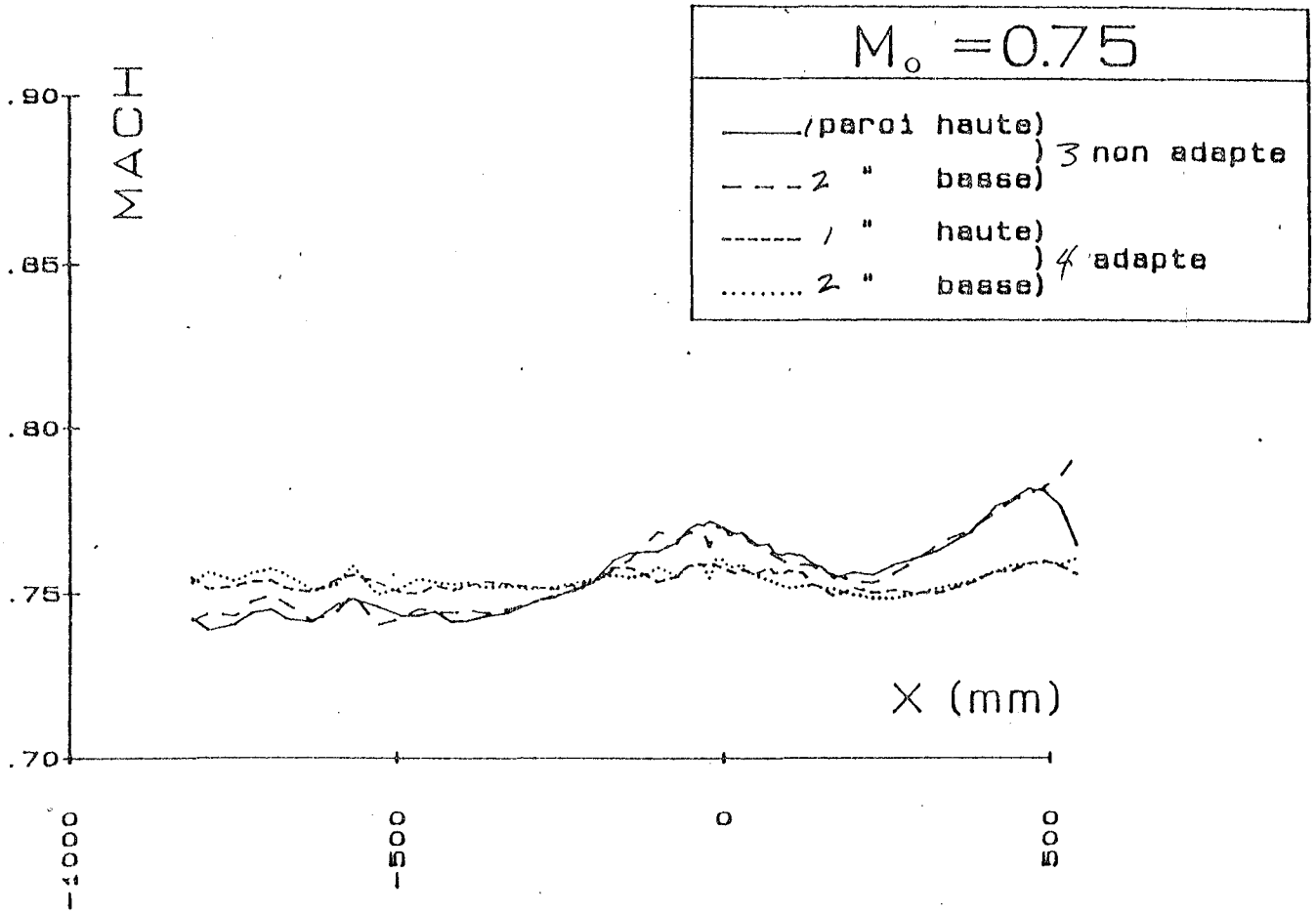
Figure 9 - Shapes of flexible walls



Key to figure 9

1: non-adapted 2: adapted

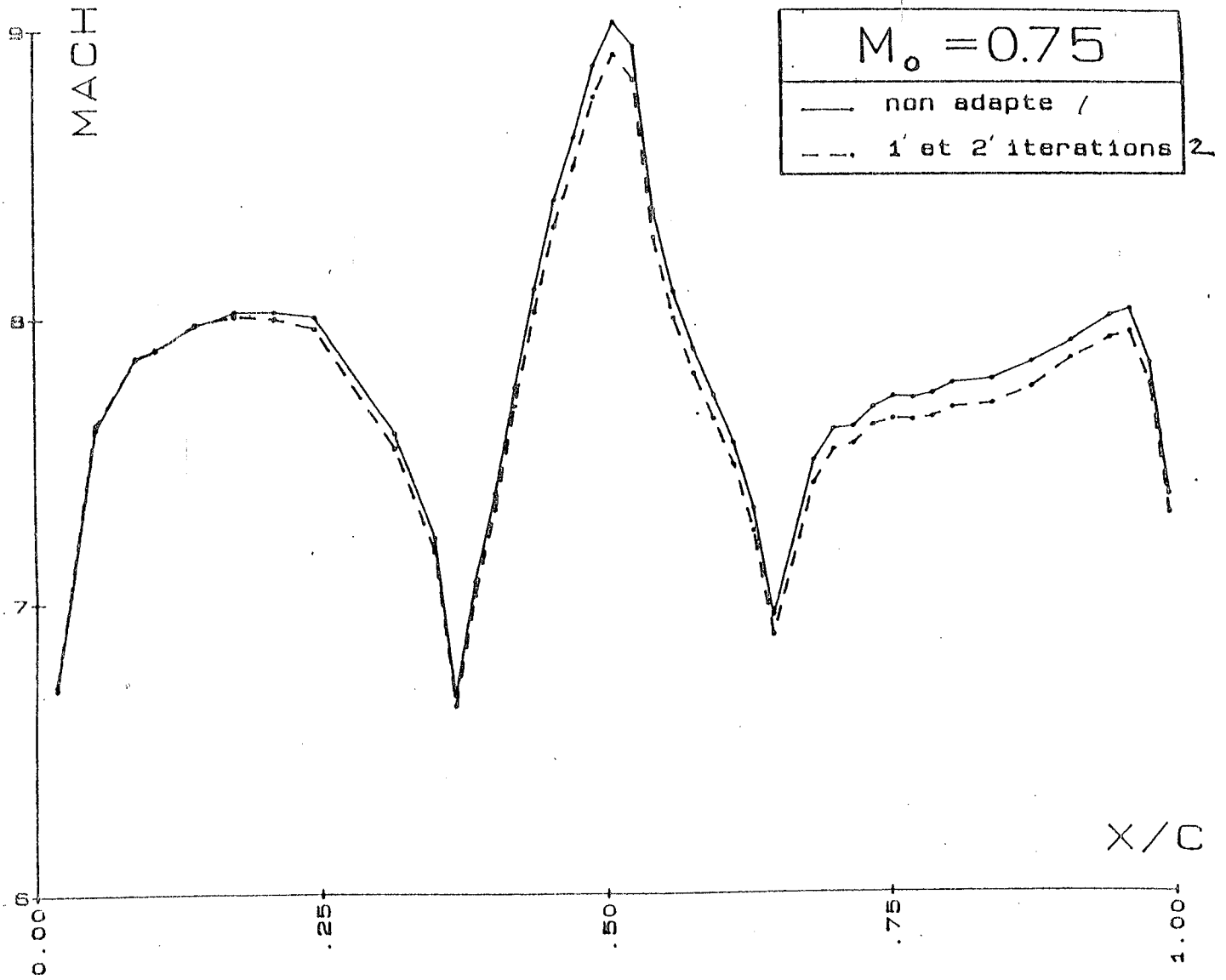
Figure 10 - Mach number on the flexible walls



Key to figure 10

1: top wall 2: bottom wall 3: non-adapted 4: adapted

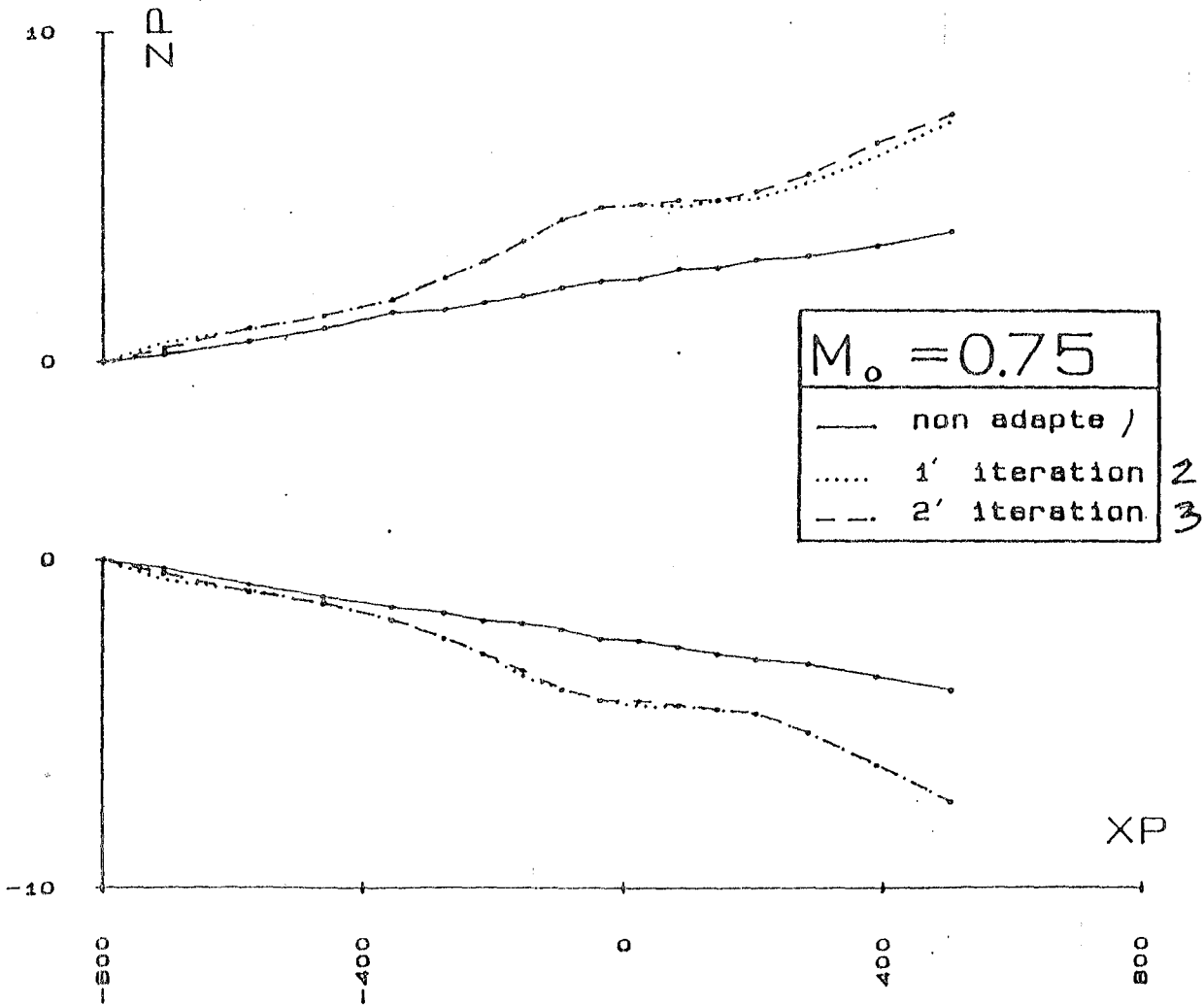
Figure 11 - Mach number on the C5 body



Key to Figure 11

1: non-adapted 2: first and second iterations

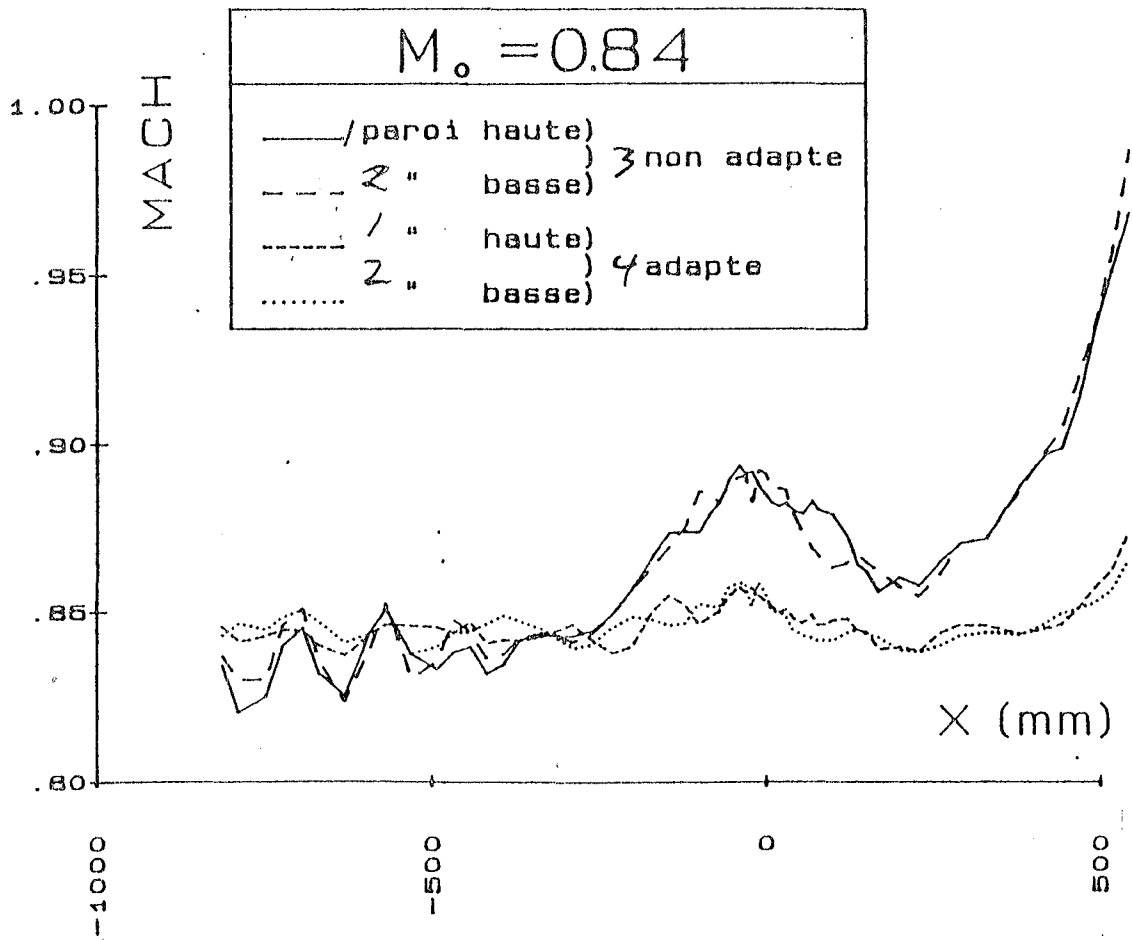
Figure 12 - Shapes of flexible walls



Key to figure 12

1: non-adapted 2: first iteration 3: second iteration

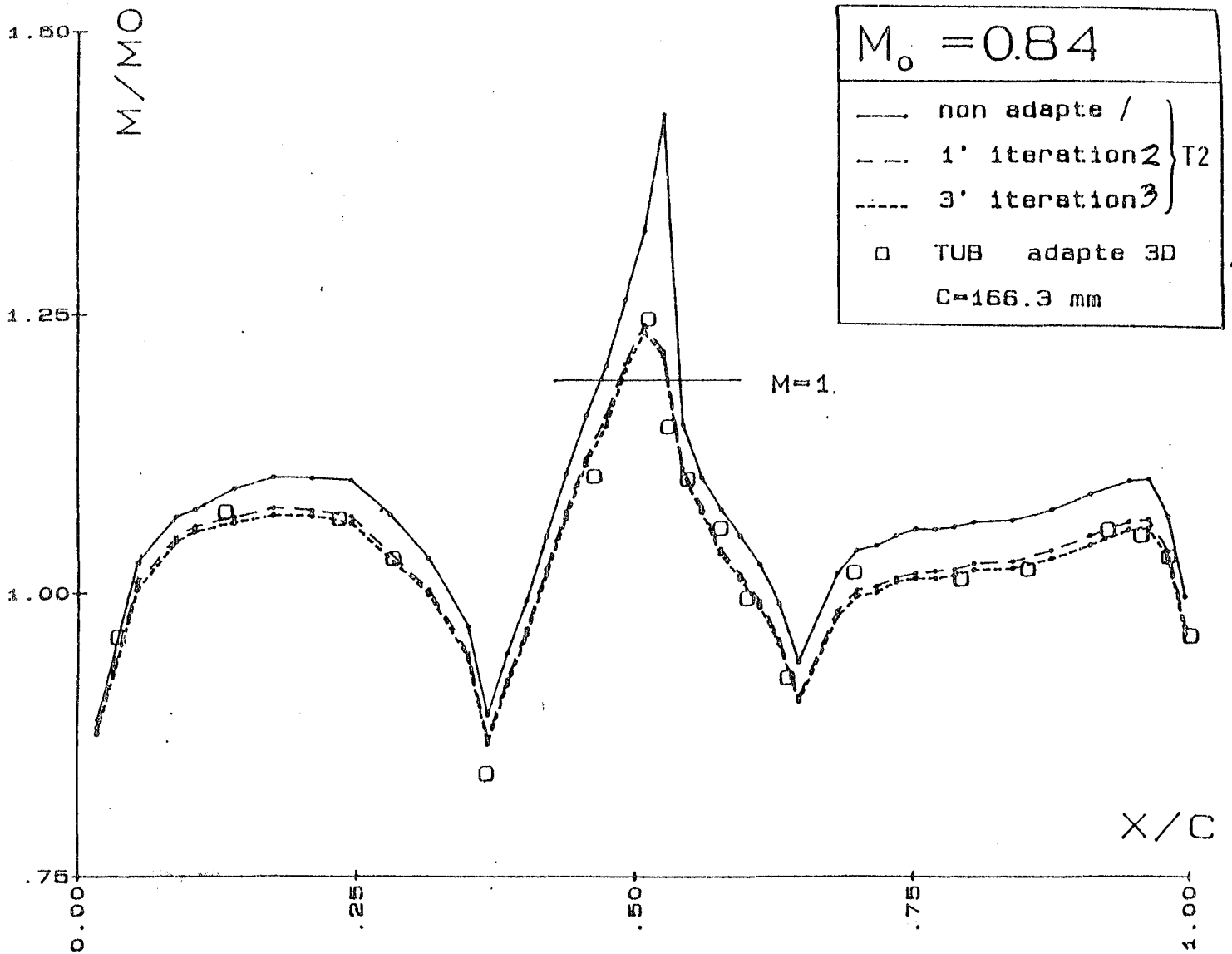
Figure 13 - Mach number on the flexible walls



Key to figure 13

1: top wall 2: bottom wall 3: non-adapted 4: adapted

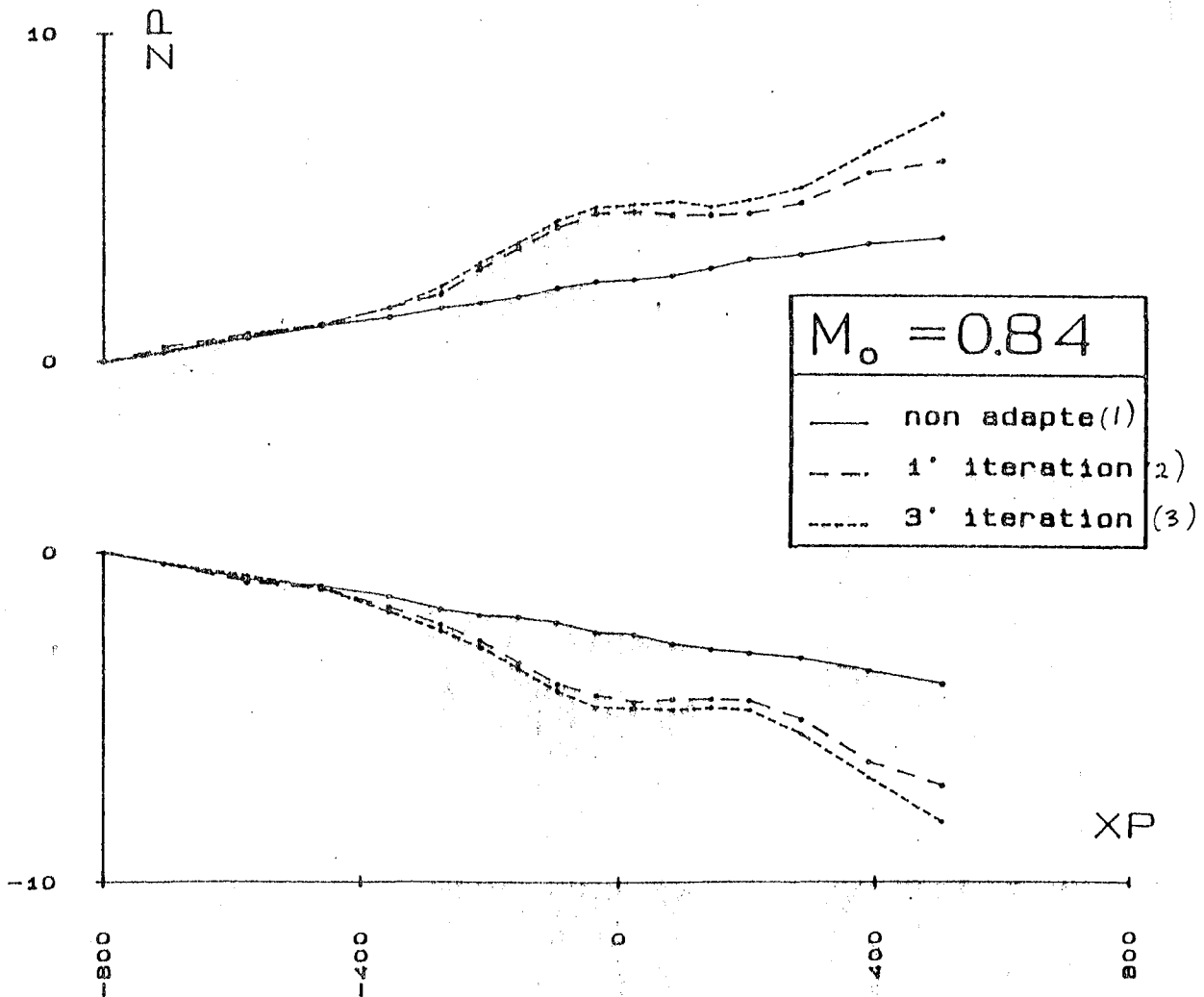
Figure 14 - Mach number on the C5 body



Key to figure 14

1: non-adapted 2: first iteration 3: third iteration 4: 3D adapted

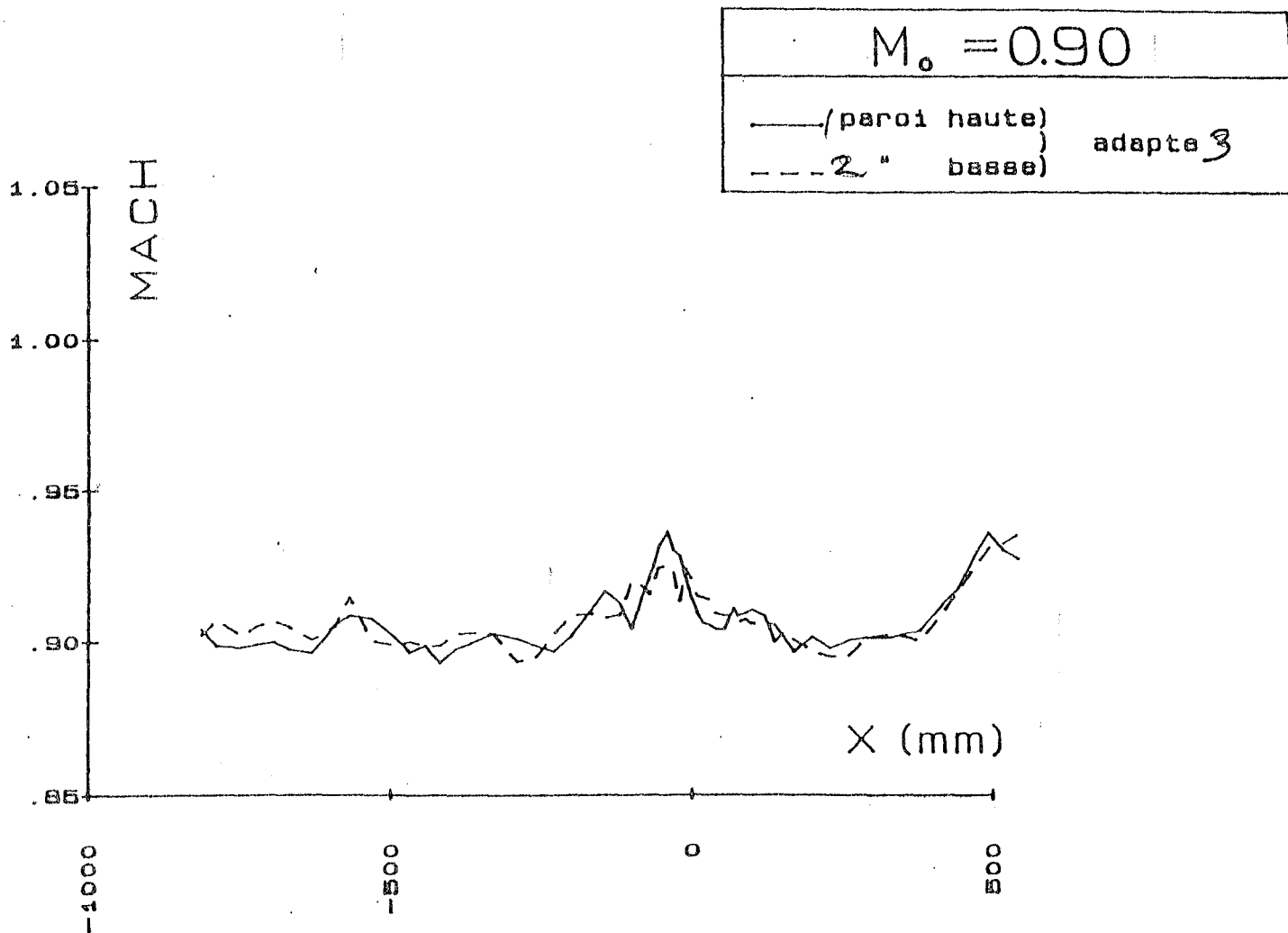
Figure 15 - Shapes of flexible walls



Key to figure 15

1: non-adapted 2: first iteration 3: third iteration

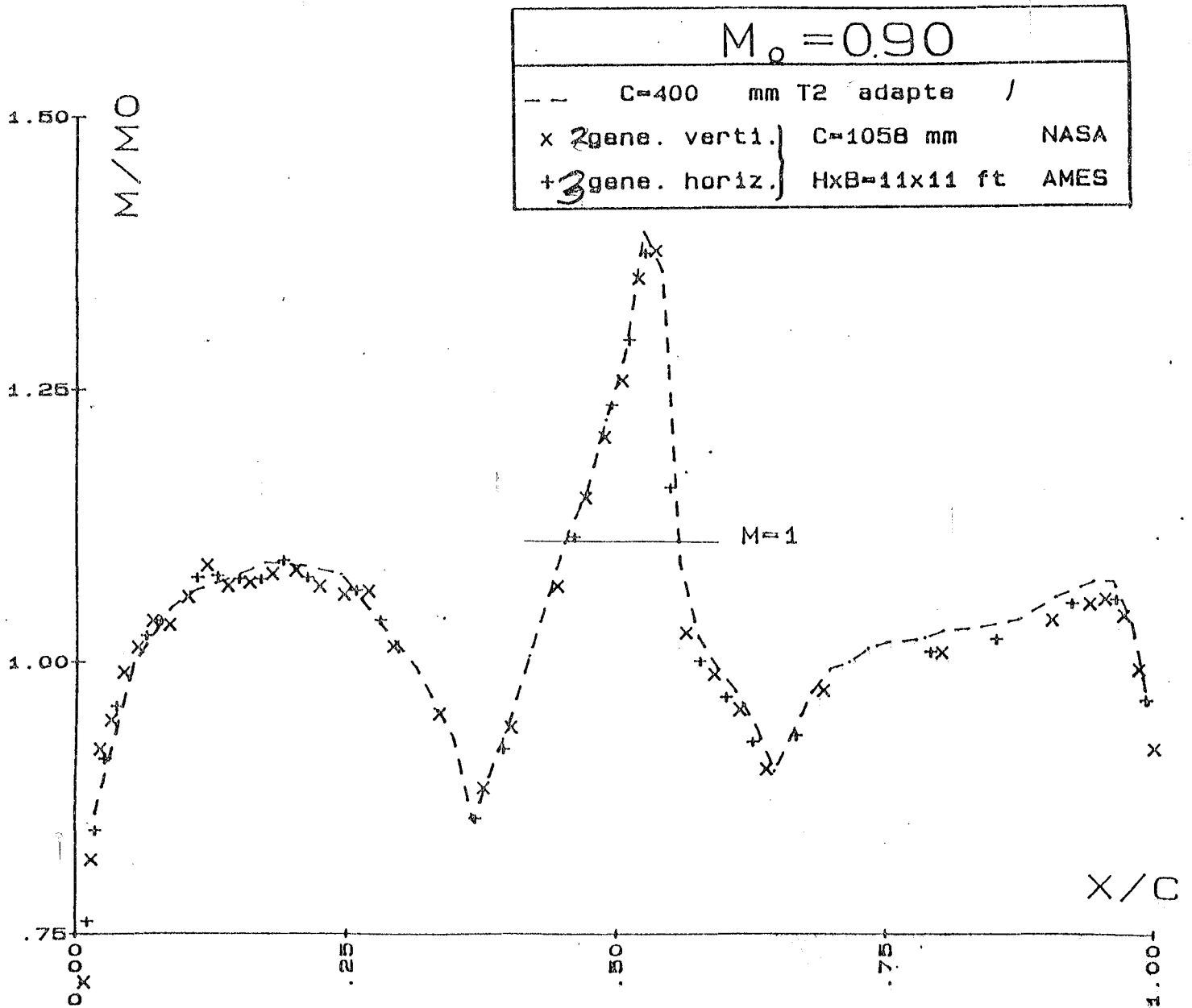
Figure 16 - Mach number on the flexible walls



Key to figure 16

1: top wall 2: bottom wall 3: adapted

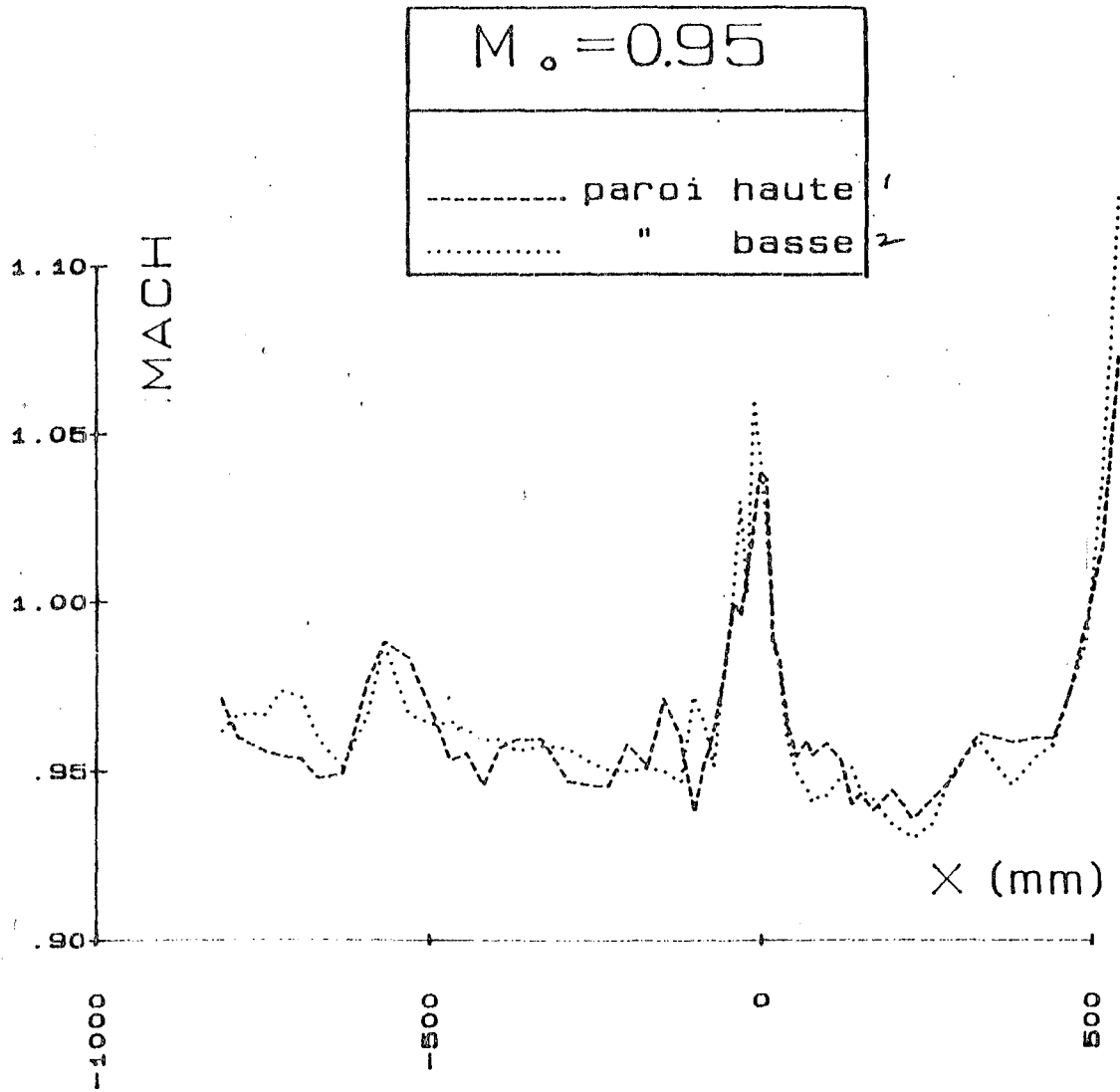
Figure 17 - Mach number on the C5 body



Key to figure 17

1: adapted 2: vertical generatrix 3: horizontal generatrix

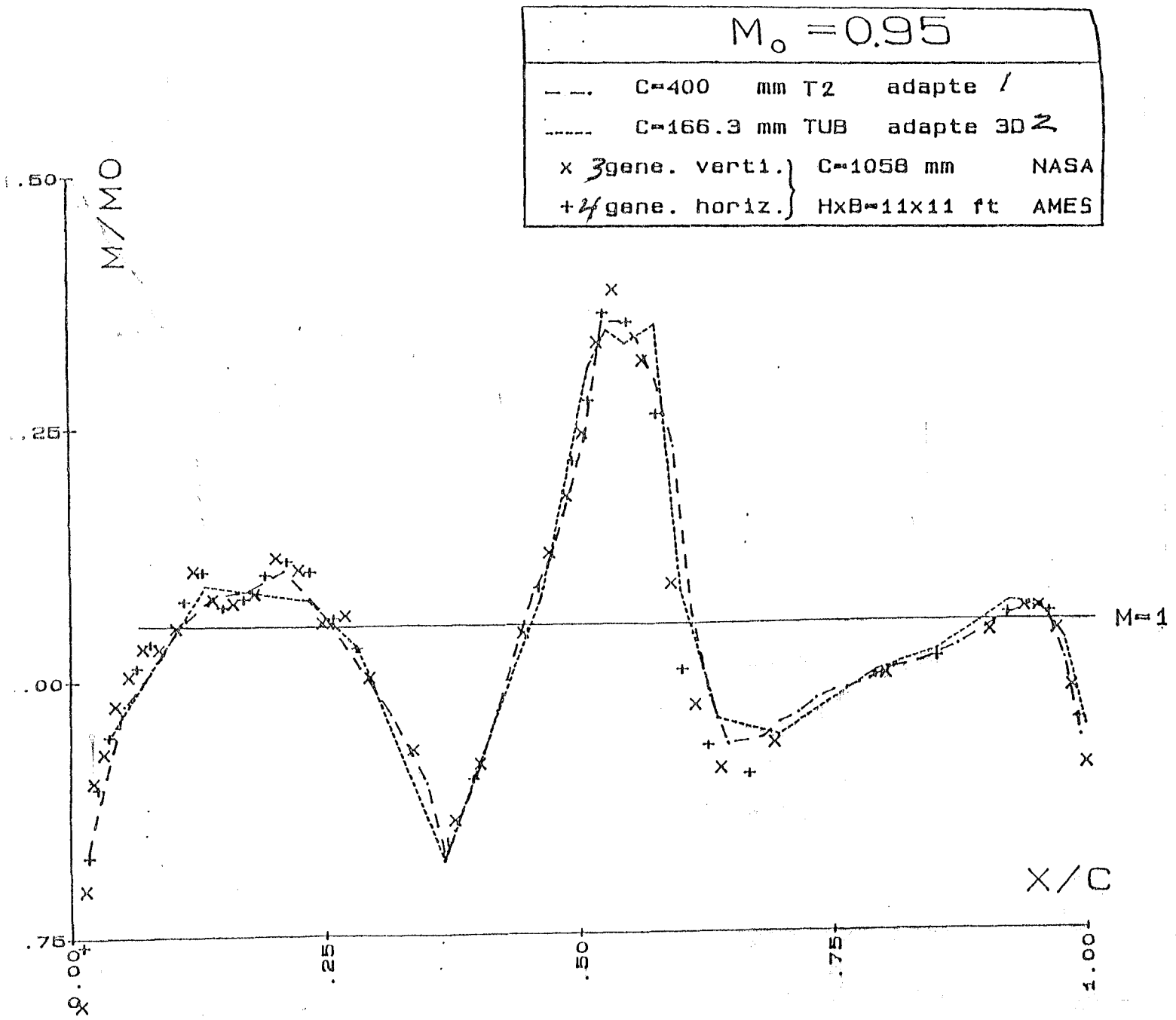
Figure 18 - Mach number of flexible walls



Key to figure 18

1: top wall 2: bottom wall

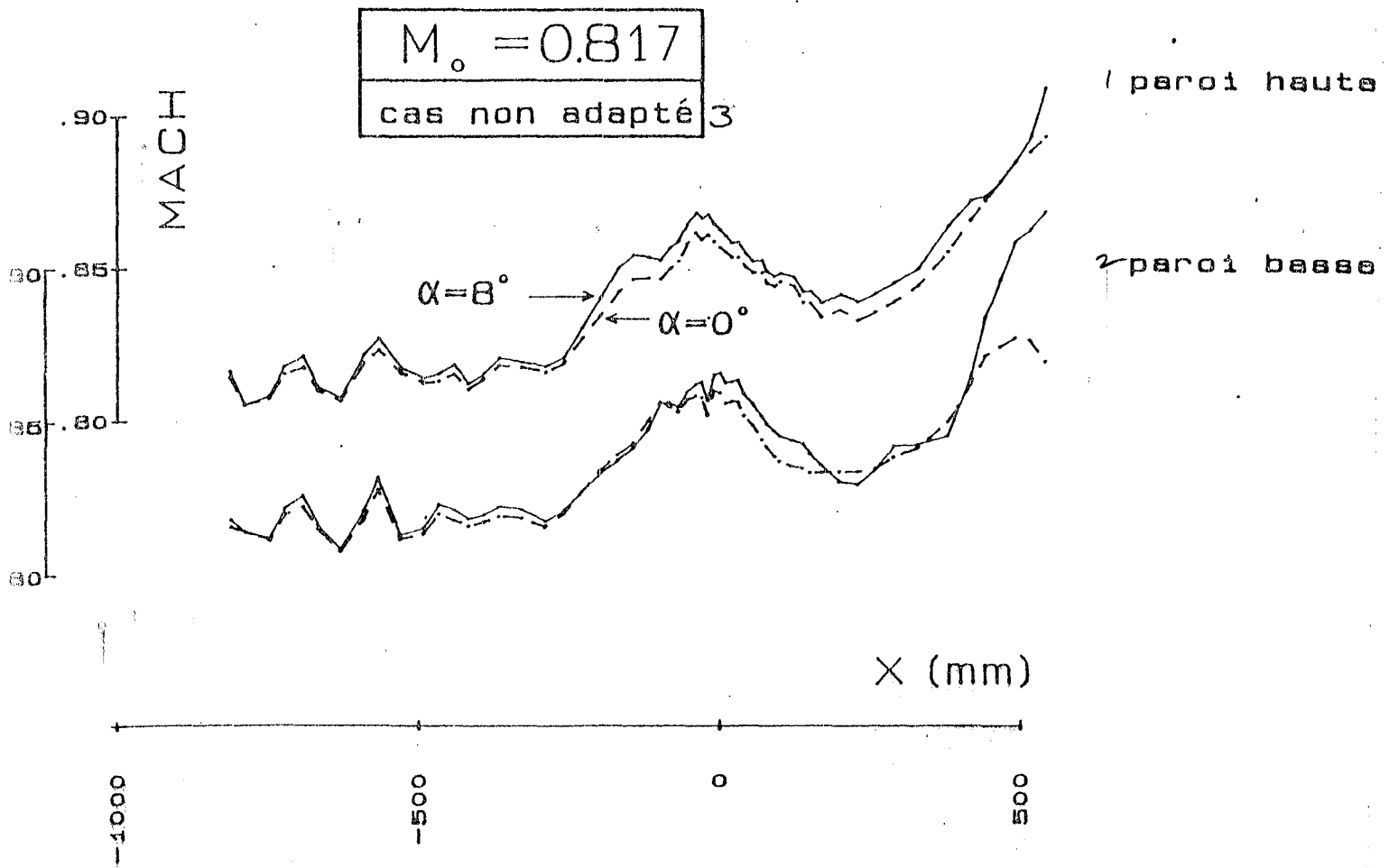
Figure 19 - Mach number on the C5 body



Key to figure 19

1: adapted 2: 3D adapted 3: vertical generatrix 4: horizontal generatrix

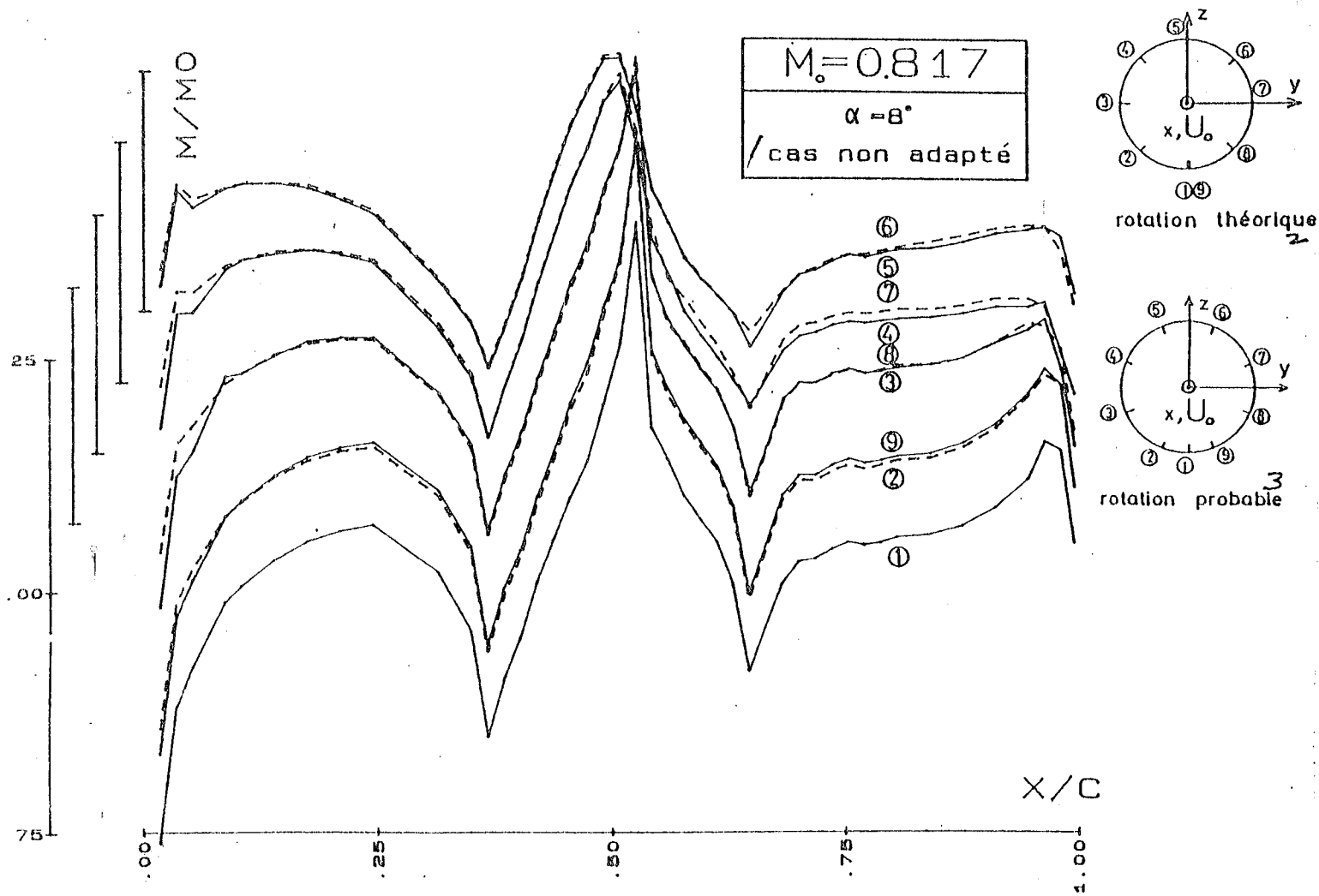
Figure 20 - Influence of incidence on flexible walls



Key to figure 20

1: top wall 2: bottom wall 3: non-adapted case

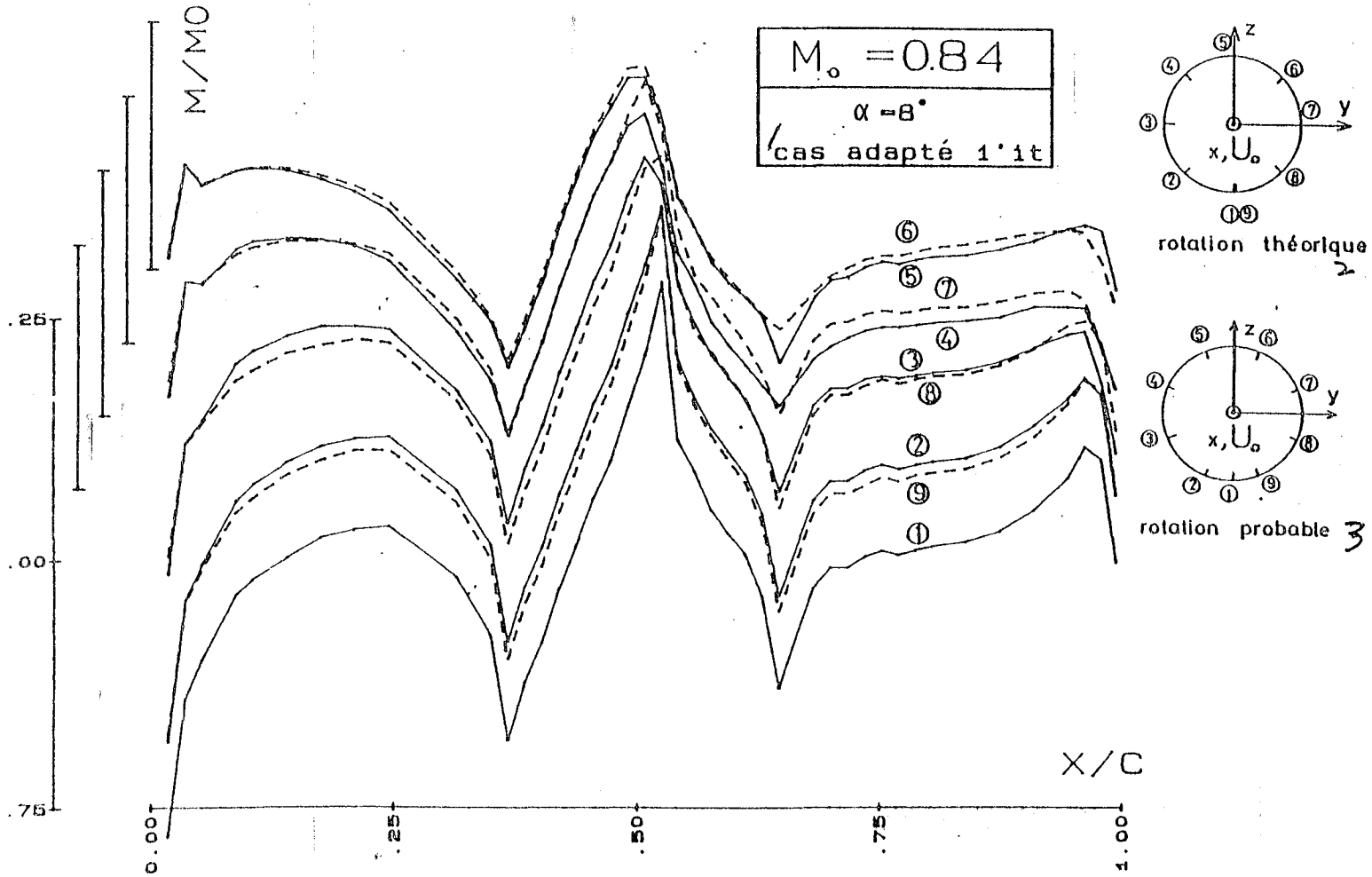
Figure 21 - Rotation of C5 body in incidence



Key to figure 21

1: non-adapted case 2: theoretical rotation 3: probable rotation

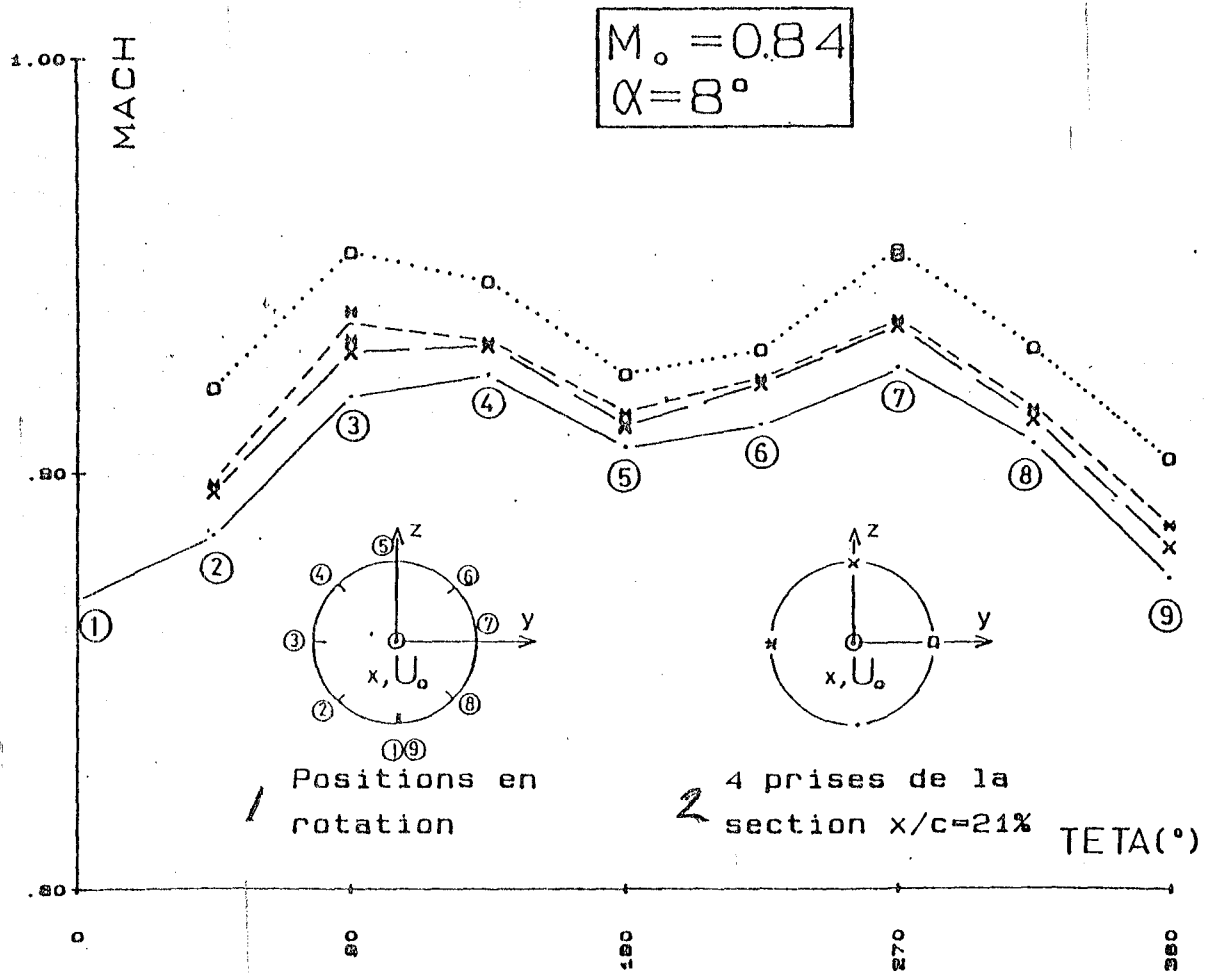
Figure 22 - Rotation of C5 body in incidence



Key to figure 22

1: case adapted first iteration 2: theoretical rotation 3: probable rotation

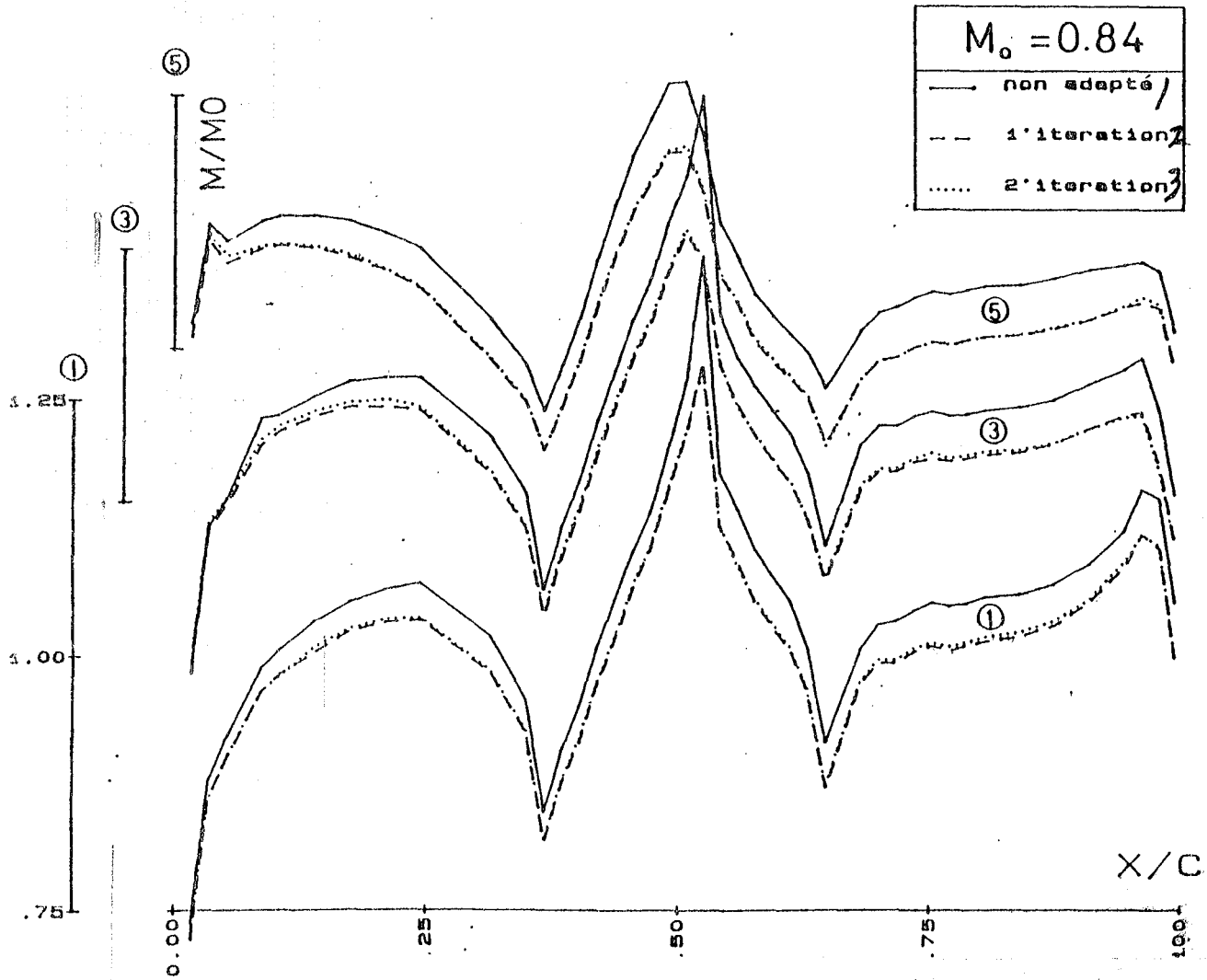
Figure 23 - Rotation of 4 pickups of section $x/c=21\%$



Key to figure 23

1: rotation positions 2: four pickups of the section $x/c=21\%$

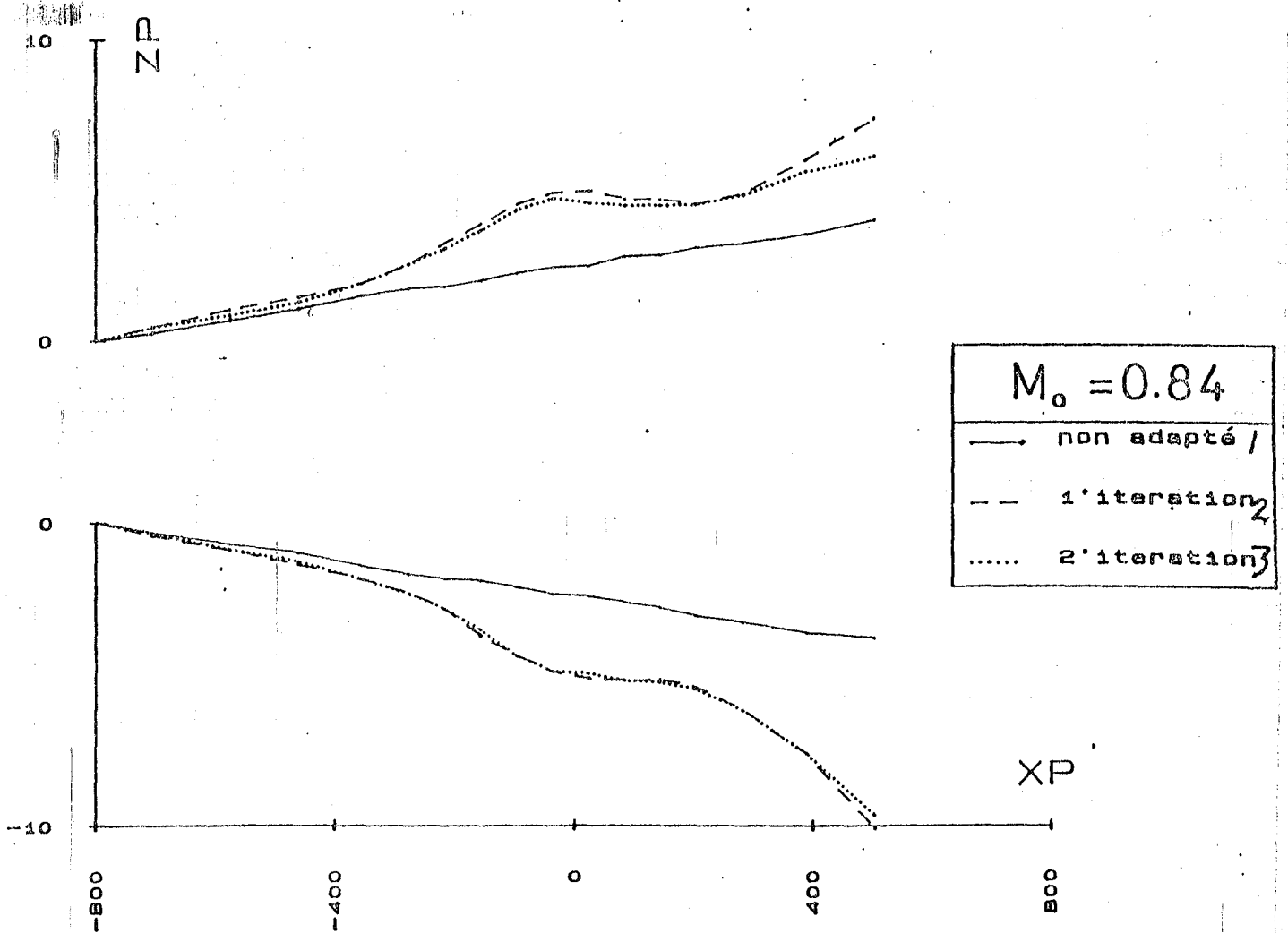
Figure 24 - Adaptation - Mach number on the C5 body ($\alpha = 8^\circ$)



Key to figure 24

1: non-adapted 2: first iteration 3: second iteration

Figure 25 - Adaptation - Shapes of flexible walls ($\alpha = 8^\circ$)



key to figure 25

1: non-adapted 2: first iteration 3: second iteration

O.N.E.R.A.

CENTRE D'ETUDES ET DE RECHERCHES DE TOULOUSE

2, Avenue Edouard Belin - 31055 TOULOUSE CEDEX
B.P. 4025 - Téléphone: (61) 55.71.11

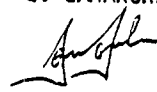
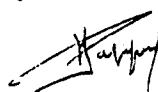
DEPARTEMENT D'ETUDES ET DE RECHERCHES EN

AEROTHERMODYNAMIQUE

Rapport Technique OA N° 35/3075 AND (DERAT N° 13/5015 DN) - Mars 1986

Adaptation itérative des parois bidimensionnelles de la soufflerie T2 autour
du modèle axisymétrique C5 : variation du nombre de Mach infini à incidence
nulle et un essai de mise en incidence

J.P. ARCHAMBAUD - J.B. DOR - M.J. PAYRY - L. LAMARCHE



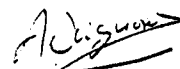
Le Chef du D.E.R.A.T.



J. COUSTEIX

Le Chef de Groupe de Recherches

A. MIGNOSI



**Page Missing in
Original Document**

FICHE D'IDENTIFICATION

<p>ORGANISME ÉMETTEUR :</p> <p>O. N. E. R. A.</p> <p>/CERT/</p> <p>Centre d'Etudes et de Recherches de Toulouse</p> <p>2. avenue Edouard Belin B. P. 4025 31055 TOULOUSE CEDEX - FRANCE</p>	CLASSIFICATION			
	Secret militaire		Secret industriel	
	Titre : NC		Non classifié industrie	
	Fiche : NC			
	Document : NC			
Numéro de la fiche programme		Service de l'Etat chargé de l'exécution du contrat		
A 501 D (T 114 Z)		ONERA		
		Numéro du contrat		
		Phase 3075 AN 225 D		
Département : AEROTHERMODYNAMIQUE				
<p><u>TITRE :</u> ADAPTATION ITERATIVE DES PAROIS BIDIMENSIONNELLES DE LA SOUFFLERIE T2 AUTOUR DU MODELE AXISYMETRIQUE C5 : VARIATION DU NOMBRE DE MACH INFINI A INCIDENCE NULLE ET UN ESSAI DE MISE EN INCIDENCE (DERAT N° 13/5015 DN)</p>				
<p><u>AUTEUR (S) :</u> (personne physique) J.P. ARCHAMBAUD - J.B. DOR - M.J. PAYRY - L. LAMARCHE</p>				
DATE :	NUMÉRO D'ORIGINE DU DOCUMENT	NOMBRE		
MARS 1986	R.T. OA N° 35/3075 AND	Pages	Figures	Réf. bibliographiques
		16	25	7
<p><u>RÉSUMÉ D'AUTEUR :</u> Lors de ces essais, les parois bidimensionnelles haute et basse de la soufflerie T2 sont adaptées itérativement. Le calcul d'adaptation tient compte de la tridimensionnalité de l'écoulement; à chaque itération, il réduit l'interférence des quatre parois au niveau de la maquette. Cette méthode permet donc de partir des formes de parois quelconques; un second avantage consiste à adapter les parois autour d'une maquette portante.</p> <p>Les essais ont été réalisés avec une maquette axisymétrique C5 (blocage 1,8% Longueur 400 mm), à température ambiante et pression d'arrêt moyenne de 1,7 bar (Nombre de REYNOLDS basé sur la longueur du corps : 10^7 à $Mo = 0,84$). Ils comprennent :</p> <ul style="list-style-type: none"> - un balayage en nombre de Mach entre 0,6 et 0,95 à incidence nulle - une adaptation à incidence $\alpha = 8^\circ$ à $Mo = 0,84$ - un essai non convergé avec le modèle fortement décentré, à incidence nulle. <p>Pour certaines valeurs de Mo, à incidence nulle, des comparaisons sont faites avec des résultats d'une vraie adaptation tridimensionnelle (TU BERLIN) et de tests effectués dans une grande soufflerie (NASA Ames).</p>				
<p><u>NOTIONS D'INDEXAGE :</u></p> <p>Corps C5 - Adaptation de parois - Adaptation en transsonique - Interférence tridimensionnelle.</p>				

LISTE DE DIFFUSION
DU DOCUMENT CERT N° 13/5015 DN
ONERA N° 35/3075 AND

● DESTINATAIRES DU DOCUMENT ET DE LA FICHE D'IDENTIFICATION

- EXTERIEURS A L'ONERA

Tu Berlin (M. GANZER, M. IGETA, M. ZIEMANN)	3 ex
VKI Bruxelles (M. LAMARCHE)	1 ex
DFVLR Gottingen (M. WEDEMEYER)	1 ex
CEDOCAR	1 ex
AEROSPATIALE (M. BOUSQUET, M. PUJOL)	2 ex
AMD-BA SAINT-CLOUD (M. PERRIER)	1 ex
AMD-BA MERIGNAC (M. MAESTRATI)	1 ex

- INTERIEURS A L'ONERA

DS/OA (M. CAPELIER)	1 ex
DAA (M. COSTES)	1 ex
OAA (M. SCHMITT, M. THIBERT)	2 ex
OAn (M. DELERY)	1 ex
OAx (M. CHEVALLIER, M. LE SANT)	1 ex
OAp (Mme DUVEGHEANT)	4 ex
GME (M. VAUCHERET, M. CHRISTOPHE, M. BAZIN, M. FRANCOIS) ..	1 ex
CERT/D	1 ex
CERT/CP	5 ex
CERT/DERAT	5 ex
Bibliothèque	

● DESTINATAIRES DE LA FICHE D'IDENTIFICATION SEULE

- EXTERIEURS A L'ONERA

DRET/BIS
ENSAE/DE

- INTERIEURS A L'ONERA

ONERA/DED - DERA - DERI - DERMES - DERMO - DERO - DERTS

SOMMAIRE

	<u>Pages</u>
1 - INTRODUCTION	7
2 - SOUFFLERIE T2 ET MAQUETTE C5	7
3 - METHODE D'ADAPTATION	8
3.1 - Principe	8
3.2 - Possibilités	8
3.3 - Remarques	9
4 - RESULTATS	9
4.1 - Adaptation à $\alpha = 0^\circ$. $0,6 \leq Mo \leq 0,95$	9
4.2 - Adaptation à $\alpha = 8^\circ$. $Mo = 0,84$	11
5 - MODELE DECENTRE	12
6 - CONCLUSIONS	13
LISTE DES REFERENCES	15
LISTE DES FIGURES	16

NOTATIONS

B Largeur veine = 390 mm
 C Longueur modèle = 400 mm
 H Hauteur veine = 370 mm

$$K_p(x-\xi) = \frac{1}{4\pi} \sum_m \sum_n \frac{x-\xi}{[(x-\xi)^2 + \beta^2 [m^2 B^2 + (n - \frac{1}{2})^2 H^2]]^{3/2}}$$

Coefficient d'influence des singularités au niveau des prises de pression parois flexibles.

$$K_i(x-\xi) = \frac{1}{4\pi} \sum_{(m,n) \neq (0,0)} \sum_m \sum_n \frac{x-\xi}{[(x-\xi)^2 + \beta^2 (m^2 B^2 + n^2 H^2)]^{3/2}}$$

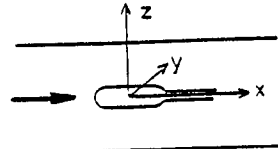
Coefficient d'influence des singularités images seules au niveau de l'axe veine.

Mo Nombre de Mach infini de l'essai
 PT Pression totale
 RC Nombre de REYNOLDS de l'écoulement (lié à C)
 TT Température totale

$\left. \begin{matrix} x \\ y \\ z \end{matrix} \right\}$ Coordonnées cartésiennes
 repère orthonormé

2 D Abréviation de bidimensionnel
 3 D Abréviation de tridimensionnel
 α Angle d'incidence affiché avant essai
 $\beta = \sqrt{1 - Mo^2}$, coefficient de compressibilité

TUB Essais réalisés à la Technische Universität Berlin



gén. verti.) Génératrice verticale) Essais NASA Ames
 gén. horiz.) Génératrice horizontale)

1 - INTRODUCTION

Une première campagne d'essais (septembre 1984, réf. /1/) avait montré la validité d'une adaptation bidimensionnelle autour de modèles tridimensionnels. La méthode d'adaptation s'appuyait sur une correction de vitesse calculée en un pas, en tridimensionnel.

La présente campagne prolonge la précédente et étend le domaine de validité du processus employé grâce aux caractéristiques suivantes :

- L'obstacle considéré est le corps axisymétrique C5 (réf. /2/), déjà testé en 1984. Mais la maquette est, cette fois, plus volumineuse ($C = 400$ mm ; coefficient de blocage 1,8 %).

- La méthode de calcul, mise au point par L. LAMARCHE (réf. /3/) diffère de la première version utilisée : il s'agit d'une méthode itérative plus précise et qui permet de corriger les interférences de parois autour de modèle en incidence ou de modèle décentré.

fluence des
niveau des
on parois

fluence des
ges seules
xe veine.

2 - SOUFFLERIE T2 ET MAQUETTE C5

La soufflerie T2 est une installation cryogénique à circuit fermé, fonctionnant à induction, par rafales de 1 à 2 minutes (fig. 1) - Réf. /4/ et /5/. L'actuelle campagne d'essais a été réalisée uniquement à température ambiante.

La veine d'essai ($H = 370$ mm, $B = 390$ mm à l'entrée) comporte deux parois flexibles haute et basse ; chacune de ces parois est déformée par 16 vérins pas à pas et est équipée de 58 prises de pression centrales ($\phi = 0,4$ mm) et quelques prises latérales. Les conditions moyennes d'essai sont : $PT = 1,7$ bar ; $TT = 290$ °K ; $RC = 10^7$ ($c = 400$ mm ; $Mo = 0.84$).

Le corps C5 est un modèle axisymétrique de section lentement variable, schématisant l'encombrement d'un avion de transport ramené autour de son axe. La maquette utilisée a 400 mm de long (fig. 1). Elle est constituée de pièces de révolution en acier de 3 mm d'épaisseur, permettant éventuellement un refroidissement rapide en cours de rafale cryogénique. La distribution de pression est relevée par 45 prises de $\phi = 0,3$ mm, alignées sur une génératrice. De plus, en $x/c = 21$ %, 4 prises disposées en croix sont destinées à vérifier le bon alignement de la maquette suivant l'axe veine. Ce modèle est tenu par l'arrière par une canne (fig. 1) libre en rotation. Un système de câble entraîné par un moteur pas à pas permet ainsi de faire tourner la maquette autour de son axe et par suite la génératrice de prises de pression. L'ordinateur de commande de la soufflerie impose plusieurs rotations successives de 45° ou 90°, séparées par une acquisition de pression. Plus en aval, un jeu de 2 rotules permet de placer le corps C5 en incidence à n'importe quelle hauteur dans la veine. La transition de la couche limite est déclenchée par une bande plastique d'environ 0,2 mm d'épaisseur, collée en $x/c = 7$ %.

3 - METHODE D'ADAPTATION

Le déplacement physique des parois flexibles, haute et basse, est bidimensionnel (Réf. /6/). Mais le caractère tridimensionnel de l'écoulement est pris en compte par le programme de calcul d'adaptation.

3.1 - Principe

Ce calcul d'adaptation est basé sur une schématisation de la maquette par des singularités et sur la contribution des images de ces singularités par rapport aux parois de la veine.

La maquette est schématisée par une distribution de sources 3D et de tourbillons en fer à cheval (de largeur infiniment petite) placée sur l'axe du modèle (fig. 2). Les intensités de ces singularités sont déduites des mesures de pression faites sur les parois haute et basse.

L'interférence des parois, représentée par les perturbations dues aux images seules, est ensuite calculée au niveau du modèle (fig. 2). Cette interférence est enfin annulée par une superposition d'une interférence opposée, due à une estimation d'une nouvelle forme des parois. Cette nouvelle forme est une combinaison d'une déformation symétrique (due aux sources) et d'une déformation antisymétrique (due aux tourbillons).

En réalité, ce processus est simplifié de manière à passer directement des mesures de pression pariétale aux nouvelles formes, grâce à 2 opérateurs linéaires respectivement liés aux sources et aux tourbillons et dépendant de la géométrie de la veine (fig. 2).

3.2 - Possibilités

L'utilisation des singularités images n'est pas facile autour de parois flexibles de géométrie quelconque. Aussi, la première version de cette méthode exigeait une veine de départ à parois planes parallèles et calculait une "forme finale" en un pas.

La version présente permet de démarrer de formes de parois quelconques. Un premier traitement au niveau des mesures de pression pariétale remplace la veine réelle par une surface de contrôle parallélogrammique. Ensuite, le processus normal est appliqué.

Dans ces conditions, l'adaptation n'étant théoriquement pas réalisée après une itération, il est possible d'enchaîner plusieurs itérations qui tiennent compte des formes successives prises par les parois. On minimise ainsi beaucoup mieux qu'avec la première version les interférences résiduelles en s'approchant de plus près des formes adaptées parfaites aux hypothèses de linéarité dans le calcul, aux erreurs dues à la discrétisation et aux mesures et à la précision mécanique près. D'autre part, le nombre de Mach M_0 mesuré à l'amont de la veine et le vrai nombre de Mach de l'essai lié à l'écoulement autour de la maquette sont de plus en plus voisins au fur et à mesure des itérations.

L'avantage de cette deuxième version de la méthode d'adaptation permet également d'effectuer un essai en partant d'une veine partiellement débloquée. Cette configuration devient nécessaire à grand nombre de Mach Mo en présence d'une maquette de fort encombrement.

est
ment

3.3 - Remarques

maquette
és par

et de
axe du
sures

Dans tous les cas, adaptés ou non, les formes des parois haute et basse tiennent globalement compte des effets visqueux des couches limites qui se développent sur les quatre côtés de la veine. La forme de la paroi haute, par exemple, prend en considération la couche limite qui se développe sur elle (calcul à partir des mesures de pression) et la couche limite existant sur une des parois latérales (calculée comme une plaque plane à Mo). Pour cela, on rajoute à la frontière fluide parfait issue du calcul d'adaptation la somme des deux épaisseurs de déplacement de ces couches limites.

ues aux
inter-
ée; due
st une
rmation

L'effet de compressibilité est pris en compte par l'intermédiaire du coefficient $\beta = \sqrt{1 - M_0^2}$ intervenant dans la règle de PRANDTL - GLAUERT.

4 - RESULTATS

ectement
eurs
t de la

L'ensemble des résultats peut être subdivisé en trois parties :

- Incidence nulle $0,6 \leq Mo \leq 0,95$
- Incidence $\alpha = 8^\circ$; $Mo = 0,84$
- Incidence nulle, modèle décentré.

ur
i de
et calculait

4.1 - Adaptation à $\alpha = 0^\circ$. $0,6 \leq Mo \leq 0,95$

elconques.
lace la

$Mo = 0,6$ A $Mo = 0,6$, la trace de la maquette sur les parois non adaptées est assez faible (fig. 3). La rotule, en aval, crée une perturbation de vitesse du même ordre de grandeur. L'adaptation est réalisée en une seule itération. On peut remarquer (fig. 3) que l'adaptation, autour de la rotule située à l'extrémité des parois déformables, est relativement correcte (encombrements modèle - rotule voisins, niveau de nombre de Mach voisins). Sur la maquette (fig. 4), la distribution du nombre de Mach subit une décroissance d'ensemble, plus importante dans les zones de vitesse élevée. La figure 5 indique un net déblocage des parois.

alisée
i
e ainsi
en
de
sures
uré
ement
s iéra-

$Mo = 0,7$ L'adaptation à $Mo = 0,7$ (fig. 6) constitue un premier point de comparaison. La figure 7 montre la nette correction de la répartition du nombre de Mach obtenue en une itération. La figure 8 indique le bon accord entre le résultat de l'adaptation effectuée à T2, celui de l'adaptation rigoureusement 3D réalisée à Berlin (TUB réf. /7/) et les mesures relatives à une grande soufflerie (NASA - Ames coef. blocage = 1,4 %).

$Mo = 0,75$ $Mo = 0,75$ semble constituer la limite de l'adaptation en une seule itération, dans la configuration considérée (fig. 10 et 11). Les

parois sont adaptées dès la première itération autour de la maquette, mais une deuxième itération affine l'adaptation autour de la rotule (fig. 12).

$Mo = 0,84$ A $Mo = 0,84$, la trace de la maquette entre parois non adaptées commence à être importante (fig. 13). Plus en aval, l'influence de la rotule est marquée par une très forte perturbation de pression, qui induit des bombements sur la partie amont des parois. On remarque également une sorte de gradient moyen positif de vitesse (fig. 13), qui disparaît à l'adaptation.

Par la suite, pour $Mo \geq 0,84$, la répartition du nombre de Mach sur la maquette sera tracée en variable réduite M/Mo pour diminuer les écarts dus à des valeurs légèrement différentes de Mo .

Sur la figure 14, on observe la nette décroissance du nombre de Mach sur le modèle, entre le cas non adapté et la première itération. Cette tendance est surtout sensible au maître couple, où l'intensité du choc décroît fortement, et sur la partie arrière de la maquette, où les effets visqueux doivent évoluer.

On constate la nécessité d'effectuer trois itérations pour converger vers une solution stable. Toutefois, l'influence de la première itération est nettement la plus importante (fig. 14 et 15).

Une comparaison avec les résultats d'une adaptation 3D réalisée à Berlin (TUB réf /7/) montre l'efficacité de la méthode présente.

$Mo = 0,9$ Pour éviter un blocage du canal au niveau du modèle, cet essai démarre en utilisant une forme à peu près adaptée à $Mo = 0,89$ comme forme initiale. Dans ces conditions favorables, une seule itération suffit à adapter la veine (fig. 16), comme l'ont montré les résultats identiques des itérations 2 et 3.

La comparaison avec les résultats issus de la NASA - Ames indique un accord très correct, même au niveau du choc, très sensible à $Mo = 0,9$ (fig. 17).

$Mo = 0,95$ A $Mo = 0,95$, nous atteignons la limite d'utilisation de la présente méthode appliquée à la soufflerie T2, et à la maquette considérée.

Les perturbations de vitesse sur les parois haute et basse, au droit du maître couple du modèle, deviennent importantes et le nombre de Mach est supérieur à 1 (fig. 18). Le couplage entre ces perturbations et la forme calculée des parois devient plus fort et la convergence du processus d'adaptation est de plus en plus difficile à réaliser.

D'autre part, durant cette campagne, l'absence de régulation automatique du nombre de Mach de l'essai entraîne quelques légères évolutions de ce paramètre d'une rafale à l'autre, c'est-à-dire d'une itération à la suivante. ($\Delta Mo \leq 0,01$). Ces variations de Mo compliquent le couplage perturbation - forme de parois et augmentent la difficulté de convergence.

Autour de $Mo = 0,94$, trois itérations successives semblent tendre vers une solution plus ou moins convergée ; mais les variations de Mo d'une itération à l'autre ($0,935 \leq Mo \leq 0,944$) empêchent une stabilisation correcte du processus.

is
nce
i
nt une
aptation.

sur
dus
Mach
ndance
tement,
voluer.

erger
est

à

e, cet
forme
apter
tions

le un
ig. 17).

acion
onsi-

u droit
est
calculée
est

itoma-
le ce
inte.
i - forme

ire
'une
acte

Lorsqu'on cherche à atteindre $Mo = 0,95$, le couplage /perturbation-forme parois/ est si fort que le processus d'adaptation ne converge plus. Cela se traduit au niveau des parois par des zones de forte perturbation qui varient en position et en module. Sur la maquette, le déplacement longitudinal du choc autour du maître couple est important et derrière lui se reforme une poche supersonique très instable.

Une comparaison a tout de même été faite à $Mo = 0,95$. Pour cela, une itération a été choisie parmi cinq itérations successivement soufflées. Le critère de ce choix est fondé sur la recherche de la meilleure cohérence entre les formes de parois, aux divers nombre de Mach Mo . Cette comparaison avec les résultats du TU Berlin et de la NASA Ames indique une bonne concordance d'ensemble sur le modèle (fig. 19). La figure 18 montre les fortes perturbations de vitesse sur les parois, au niveau du modèle et de la rotule.

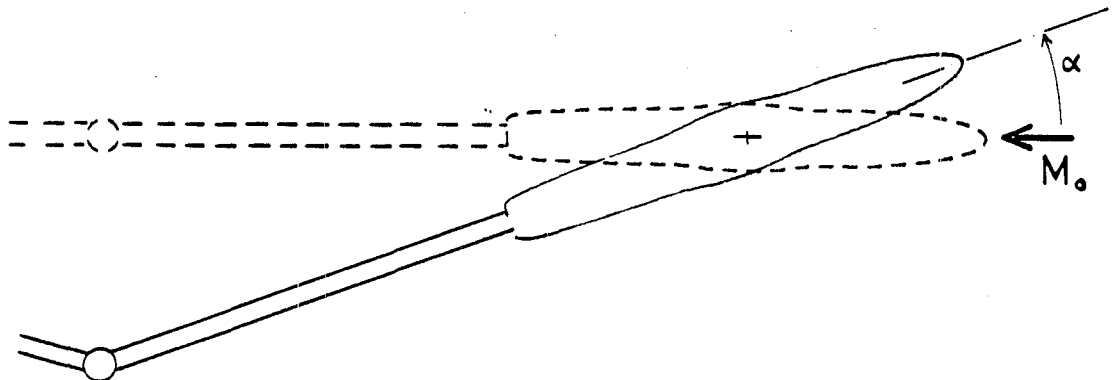
Remarque : Lorsque Mo croît, l'hypothèse de linéarité contenue dans le calcul de l'adaptation devient de moins en moins justifiée. Toutefois le bon recoupement à $Mo = 0,90$ (fig. 17) semble indiquer que cette hypothèse ne devient vraiment abusive que très près de $Mo = 1$.

4.2 - Adaptation à $\alpha = 8^\circ$. $Mo = 0,84$

Cette configuration comprend trois essais :

- Mesures entre parois divergentes compensant juste les couches limites (cas non adapté).
- 1ère itération d'adaptation.
- 2ème itération d'adaptation.

Dans ces trois essais, le modèle C5 est mis en incidence. La valeur de l'incidence, relevée au cathétomètre pendant la rafale, est d'environ $\alpha = 8^\circ$ à 5' près. En fait, pour ne pas mêler un problème d'incidence et un problème de décentrage, la maquette est mise en incidence par rotation autour de son centre.



La figure 20 montre le faible changement apporté au niveau des perturbations sur les parois non adaptées par la mise en incidence de la maquette. Remarquons la présence dans la veine d'un gradient longitudinal de pression, comme dans les cas non adaptés précédemment envisagés. Le nombre de Mach de cet essai est pris égal à 0,817 mais sa valeur au niveau du modèle est plus proche de 0,84.

D'autre part, durant chacune de ces trois rafales, le modèle C5 est mis en rotation autour de son axe longitudinal afin d'effectuer des mesures tous les 45°. Il semble que cette rotation soit entâchée d'une erreur initiale : le premier pas de 45° n'est exécuté qu'en partie (environ la moitié), peut-être à cause d'une mise en tension du câble d'entraînement sans rotation effective ; ce phénomène varie légèrement d'un essai à l'autre. On peut le mettre en évidence en traçant les neuf distributions du nombre de Mach réduit du cas non adapté (fig. 21) ; ce décalage initial est net dans la zone centrale ($x/c = 50\%$) où la forme des courbes évolue énormément. On retrouve un décalage analogue, mais vraisemblablement moins important dans le cas adapté (première itération, fig. 22).

Notons, sur ces figures 21 et 22, la grande évolution de la distribution du nombre de Mach en fonction de la génératrice. Près du maître couple, on observe une avance sensible du choc et une décroissance de son intensité lorsque la génératrice passe de "l'intrados à l'extrados". De même, le déplacement du point d'arrêt se traduit par une dissymétrie notable de l'écoulement en fonction de l'angle, près du nez du modèle ($0\% \leq x/c \leq 15\%$).

La figure 23 montre une autre représentation d'une tranche d'écoulement en fonction de l'angle polaire. Il s'agit du tracé du nombre de Mach mesuré par les quatre prises placées en croix dans la section $x/c = 21\%$. Lorsque le modèle tourne sur lui-même, les mesures des quatre prises évoluent de façon analogue en fonction de l'angle ; ces courbes indiquent une symétrie gauche-droite relativement correcte, par rapport à un axe vertical correspondant à $\theta_{axe} > 180^\circ$. L'état de finition moins élaboré des trois prises rajoutées dans cette section ($\square, \times, *$) peut expliquer les décalages de niveau existant entre les courbes.

En ce qui concerne l'adaptation elle-même, la figure 24 montre une évolution du nombre de Mach sur la maquette en incidence. On constate la nécessité d'effectuer deux itérations pour obtenir un résultat stable. Une décroissance d'ensemble caractérise l'adaptation des parois haute et basse, mais aucun autre résultat issu d'une installation différente ne permet de contrôler la validité quantitative de cette configuration convergée.

5 - MODELE DECENTRE

Le nouveau calcul d'adaptation permettant en théorie de décentrer le modèle dans la veine, nous avons essayé de tester cette possibilité. Pour cela, la maquette a été placée dans la plan horizontal médian, à $\frac{yC5}{B/2} = -57\%$, à incidence nulle.

de
de
lèle

est
es
tiale :
-être
tive ;

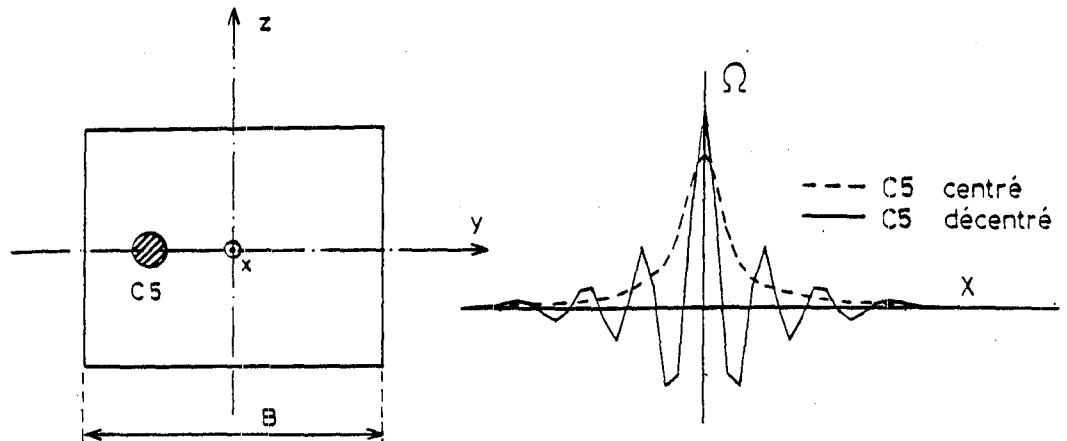
is
x/c = 50 %)
je, mais
fig. 22).

tri-
uple,
té
lacement
n

ou-
ch
Lorsque
façon
he -
à
dans
istant

une
nécessité
ssance
n autre
alidité

er le
cela,
à



Dès la première itération, le calcul de l'opérateur linéaire Ω (fig. 2) est en défaut. Rappelons que cet opérateur, relatif à la schématisation par sources (partie symétrique) permet de passer directement des mesures de pression sur les parois à la déformée symétrique de celles-ci. Dans le cas présent, la solution discrète $\Omega(x)$ trouvée a une allure moyenne approximativement correcte mais elle est modulée par une oscillation importante que interdit son utilisation. En effet, la multiplication de ces oscillations par les perturbations de pression mesurées sur les parois provoque des cassures sur les formes de parois calculées. D'autre part, la courbe moyenne est trop imprécise pour être substituée à la solution discrète. Ce problème semble être purement mathématique et une étude plus approfondie de ce cas d'essai est envisagée.

Toutefois, le décentrement imposé ici est très important. Nous avons vérifié par le calcul qu'un décentrement plus faible $\frac{yC5}{B/2} = -10\%$ conduit à une solution mathématique correcte pour l'opérateur Ω , donc pour les formes de parois. Cette configuration n'a pas été expérimentalement réalisée.

6 - CONCLUSIONS

Cet ensemble d'essais a permis de valider la mise en oeuvre, à la soufflerie T2, d'un processus itératif d'adaptation autour d'un modèle axisymétrique de grande taille.

Le calcul d'adaptation est fondé sur un calcul d'interférences des parois en tridimensionnel. Il a pour avantages de pouvoir prendre en compte des formes initiales quelconques des parois flexibles, et d'être capable d'adapter autour d'un modèle axisymétrique en incidence. Il peut théoriquement traiter des cas de maquettes décentrées dans la veine.

Le déplacement des parois flexibles reste bidimensionnel.

A incidence nulle, modèle centré, une itération d'adaptation semble suffisante pour $Mo < 0,84$. Au-delà, deux à trois itérations sont nécessaires, mais la première assure la majeure partie de la correction. Dans ces cas itératifs, la convergence du processus est effective jusqu'à $Mo = 0,9$ compris ; pour $Mo > 0,94$, les formes des parois oscillent sans converger.

Des comparaisons avec une adaptation complètement tridimensionnelle réalisée à Berlin (TUB) et avec des essais effectués dans une grande veine (NASA Ames 11 ft x 11 ft blocage = 1,4 %) montrent la bonne efficacité, au niveau de la maquette (blocage 1,8 %) de l'adaptation pseudo tridimensionnelle de la soufflerie T2 ; les interférences résiduelles sont très faibles.

A $Mo = 0,84$ et $\alpha = 8^\circ$ d'incidence, le processus d'adaptation converge en trois itérations vers une solution vraisemblable.

Un seul essai de décentrement de la maquette, sans doute trop important ($\frac{y}{B/2} = -57\%$), n'a pas permis de valider la méthode dans ce genre de configuration. Le calcul mathématique de l'opérateur linéaire symétrique (voir § 3.1) donne des solutions à caractère oscillant, non utilisables pour la détermination correcte des déformations des parois.

LISTE DES REFERENCES

semble
aires,

ompris ;

nelle
e
ité,
ionnelle

onverge

mportant

figu-

3.1)

ination

- /1/ ARCHAMBAUD J.P.
DOR J.B.
MIGNOSI A.
LAMARCHE L. Premiers essais d'adaptation des parois auto-adaptables bidimensionnelles de la soufflerie T2 autour d'obstacles tridimensionnels. ONERA R.T. OA 33/3075 AND (DERAT 11/5015 DN) Septembre 1985
- /2/ VAUCHERET X.
BAZIN M.
ARMAND C. Comparaison d'essais transsoniques bi et tridimensionnels effectués dans diverses souffleries. AGARD CP N° 187 (1975)
- /3/ LAMARCHE L.
WEDEMEYER E. Minimization of wall interference for three-dimensional models with two-dimensional wall adaptation. V.K.I. Technical note 149 (March 1984)
- /4/ MICHEL R.
QUEMARD C.
MIGNOSI The induction driven tunnel T2 of ONERA/CERT : flow qualities, testing techniques and examples of results. Journal of Aircraft. Vol. 16 N° 3 (1979)
- /5/ GOBERT J.L.
MIGNOSI A. Studies on the cryogenic induction driven wind tunnel T2. ETW Cryogenic Technology Review Meeting, NLR AMSTERDAM (1982)
- /6/ CHEVALLIER J.P.
MIGNOSI A.
ARCHAMBAUD J.P.
SERAUDIE A. Parois adaptables à la soufflerie T2 : principe, réalisation et quelques exemples de résultats bidimensionnels. La Recherche Aérospatiale N° 1984-4
- /7/ GANZER U.
IGETA Y.
ZIEMANN J. Design and operation of TU-BERLIN wind tunnel with adaptive walls. ICAS Paper 1984-2.1.1 (septembre 1984)

LISTE DES FIGURESFigures

- | | |
|----|--|
| 1 | Soufflerie T2 |
| 2 | Adaptation "3D" |
| 3 | Nombre de Mach sur les parois flexibles ($Mo = 0,60$) |
| 4 | Nombre de Mach sur le corps C5 ($Mo = 0,60$) |
| 5 | Formes des parois flexibles ($Mo = 0,60$) |
| 6 | Nombre de Mach sur les parois flexibles ($Mo = 0,70$) |
| 7 | Nombre de Mach sur le corps C5 ($Mo = 0,70$) |
| 8 | Nombre de Mach sur le corps C5 ($Mo = 0,70$; comparaisons) |
| 9 | Formes des parois flexibles ($Mo = 0,70$) |
| 10 | Nombre de Mach sur les parois flexibles ($Mo = 0,75$) |
| 11 | Nombre de Mach sur le corps C5 ($Mo = 0,75$) |
| 12 | Formes des parois flexibles ($Mo = 0,75$) |
| 13 | Nombre de Mach sur les parois flexibles ($Mo = 0,84$) |
| 14 | Nombre de Mach sur le corps C5 ($Mo = 0,84$) |
| 15 | Formes des parois flexibles ($Mo = 0,84$) |
| 16 | Nombre de Mach sur les parois flexibles ($Mo = 0,90$) |
| 17 | Nombre de Mach sur le corps C5 ($Mo = 0,90$) |
| 18 | Nombre de Mach sur les parois flexibles ($Mo = 0,95$) |
| 19 | Nombre de Mach sur le corps C5 ($Mo = 0,95$) |
| 20 | Influence de l'incidence sur les parois flexibles |
| 21 | Rotation du corps C5 en incidence (non adapté) |
| 22 | Rotation du corps C5 en incidence (adapté) |
| 23 | Rotation des quatre prises de la section $x/c = 21\%$ |
| 24 | Adaptation - Nombre de Mach sur le corps C5 ($\alpha = 8^\circ$) |
| 25 | Adaptation - Formes des parois flexibles ($\alpha = 8^\circ$) |

sons)

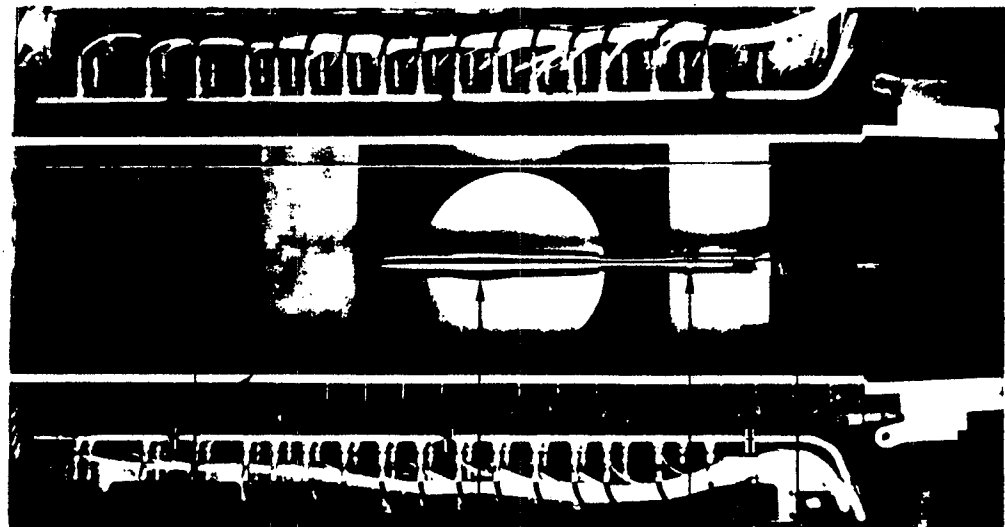
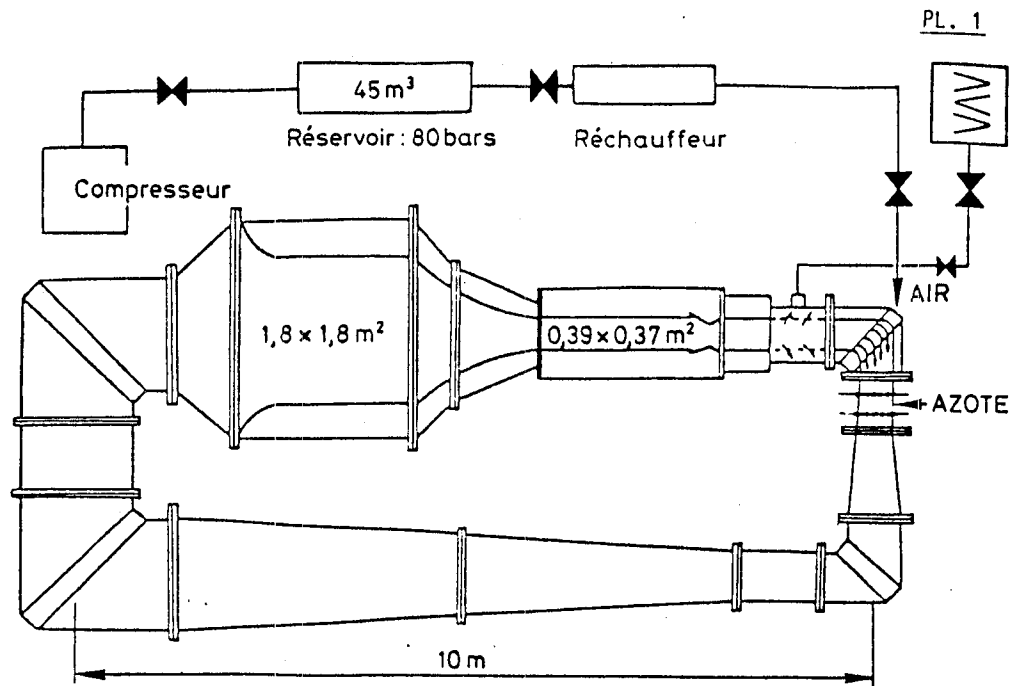
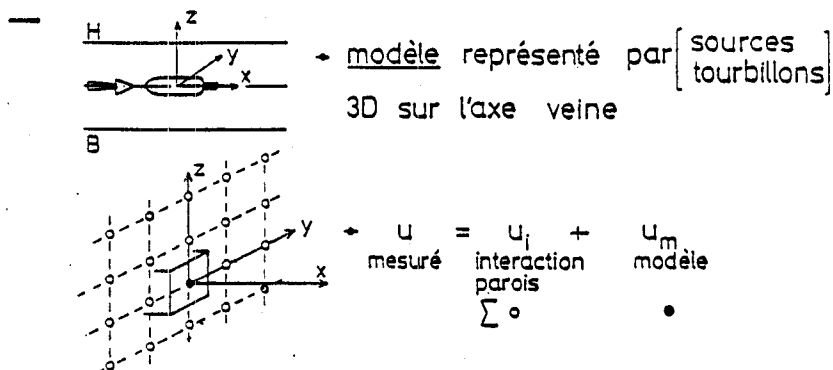


FIG. 1 : Soufflerie T2

ADAPTATION "3D" au centre veine

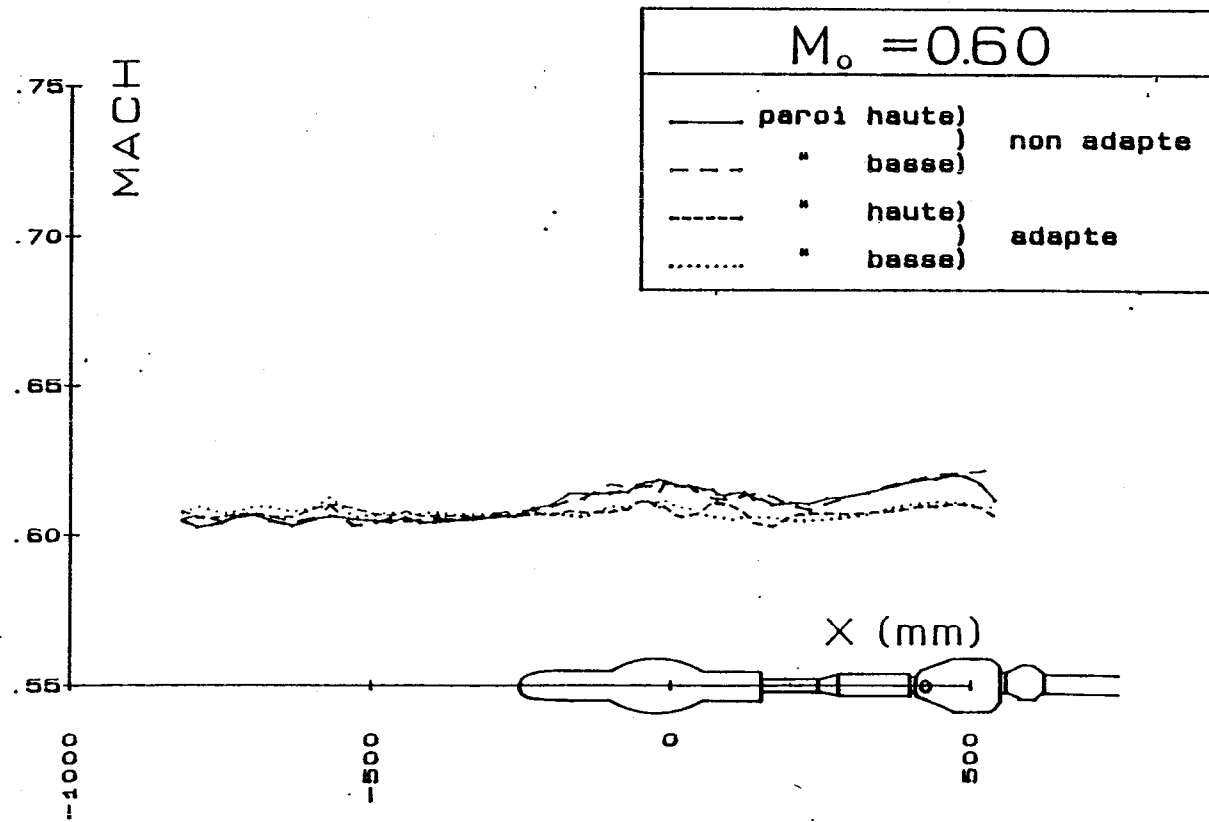
- Veine 2D
 - parois $\left\{ \begin{array}{l} H+B \text{ déformables} \\ \text{latérales fixes //} \end{array} \right.$
 - déplacement $H, B = \text{dép. sym.} + \text{dép. antisym.}$



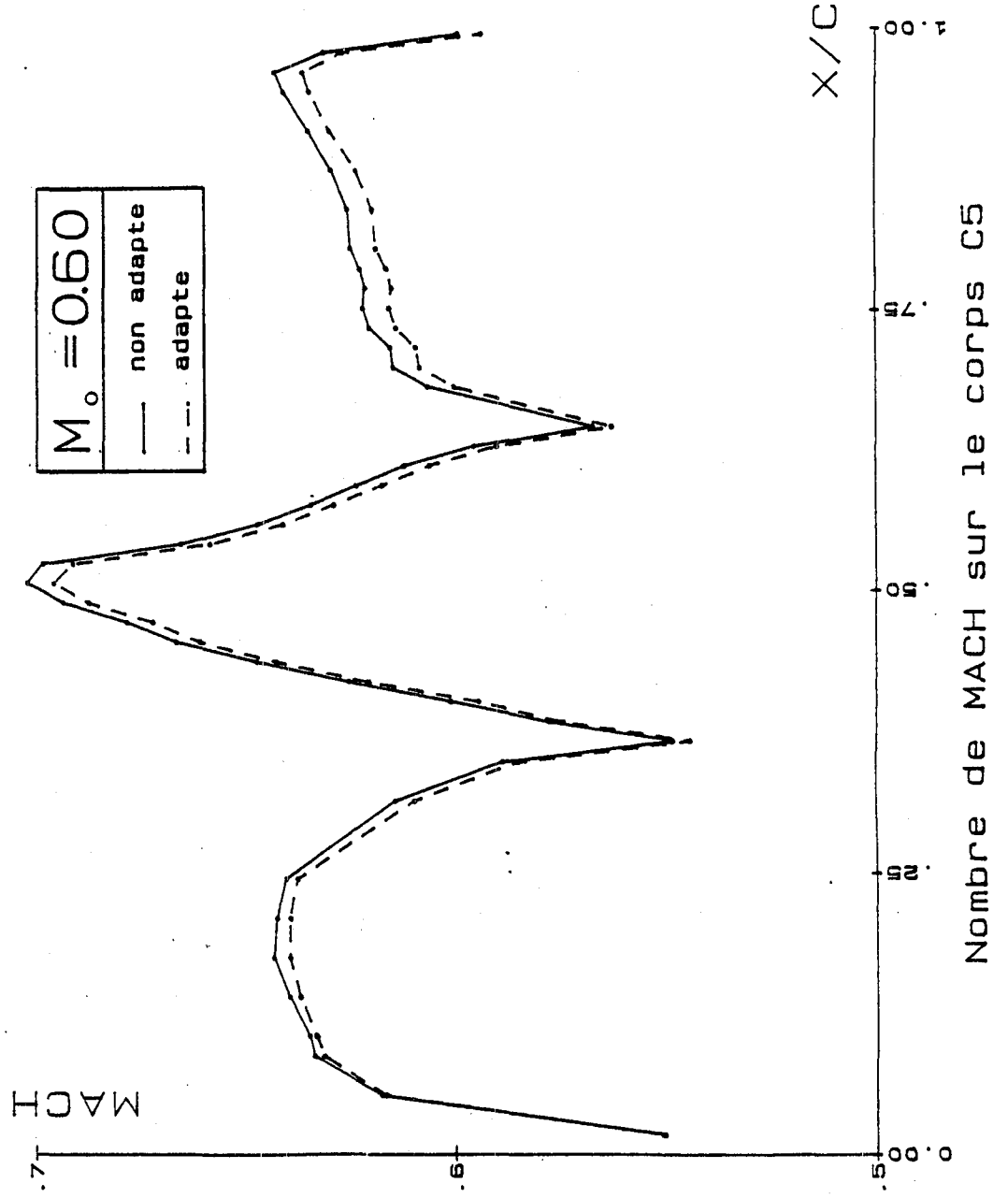
- Méthode (exemple: sources \Rightarrow dép. sym.)
 - mesuré $u_p(x) = \int_{-\infty}^{+\infty} K_p(x-\xi) q(\xi) d\xi = \frac{u_H + u_B}{2}$
 - induit $u_i(x) = \int_{-\infty}^{+\infty} K_i(x-\xi) q(\xi) d\xi$
- avec $\left[\begin{array}{l} K_p, K_i \text{ fct (géométrie + } M_0) \\ \int_{-\infty}^{+\infty} K_p(x-\eta) \Omega(\eta) d\eta = K_i(x) \Rightarrow \underline{\Omega(\eta)}, \text{ opérateur linéaire} \end{array} \right.$

→ Pour annuler l'interaction des parois $u_i(x)$ sur l'axe veine, on crée $-u_i(x)$ par le déplacement sym. des parois $\frac{\Delta h}{h}(x) = F \left[u_p(x), \Omega(x), \frac{d^2 \Omega(x)}{dx^2} \right]$

- Démarche analogue pour dép. antisym. avec tourbillons et $u_p(x) = \frac{u_H - u_B}{2}$



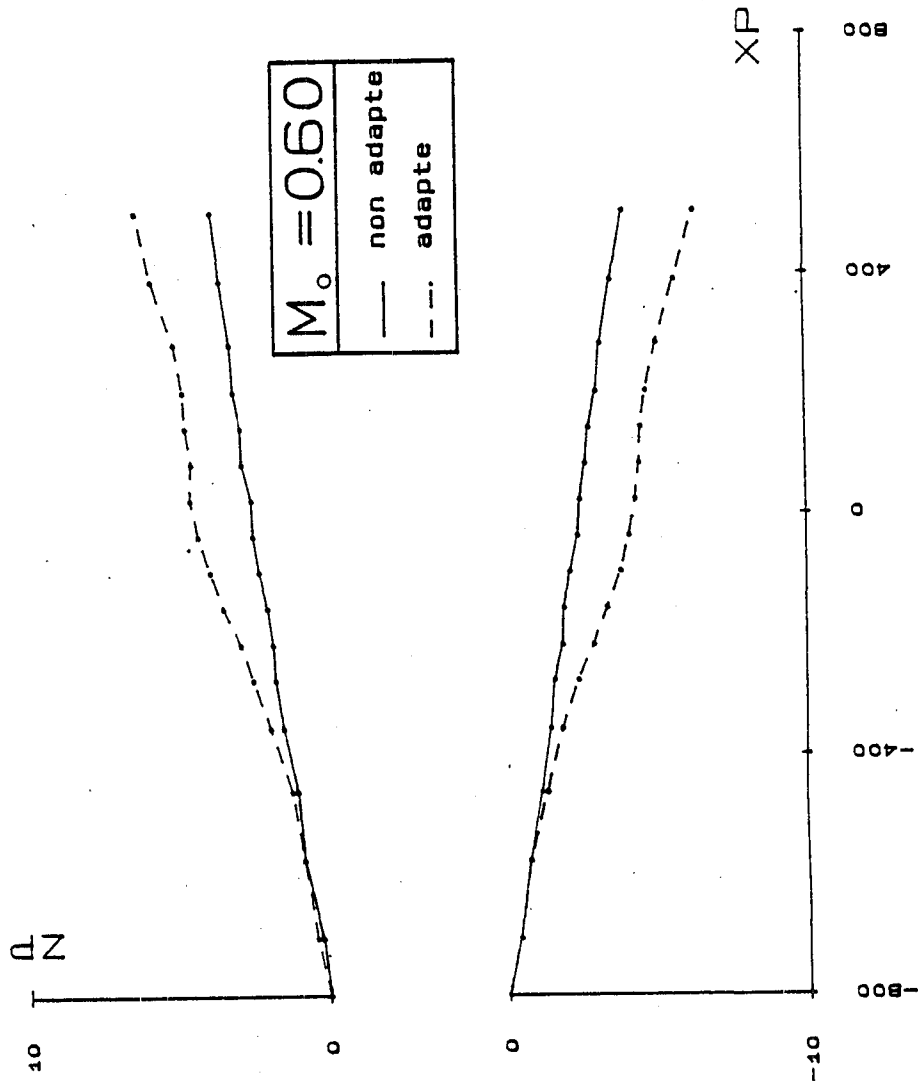
Nombre de MACH sur les parois flexibles



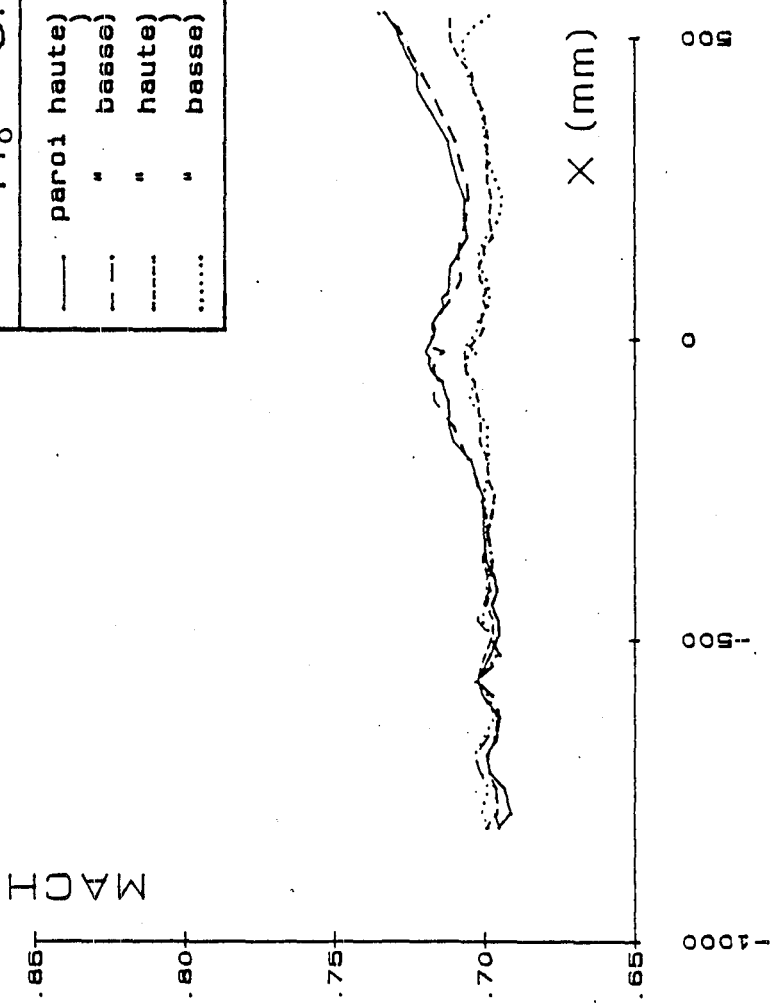
$M_0 = 0.60$
— non adapte
- - adapte

Nombre de MACH sur le corps C5

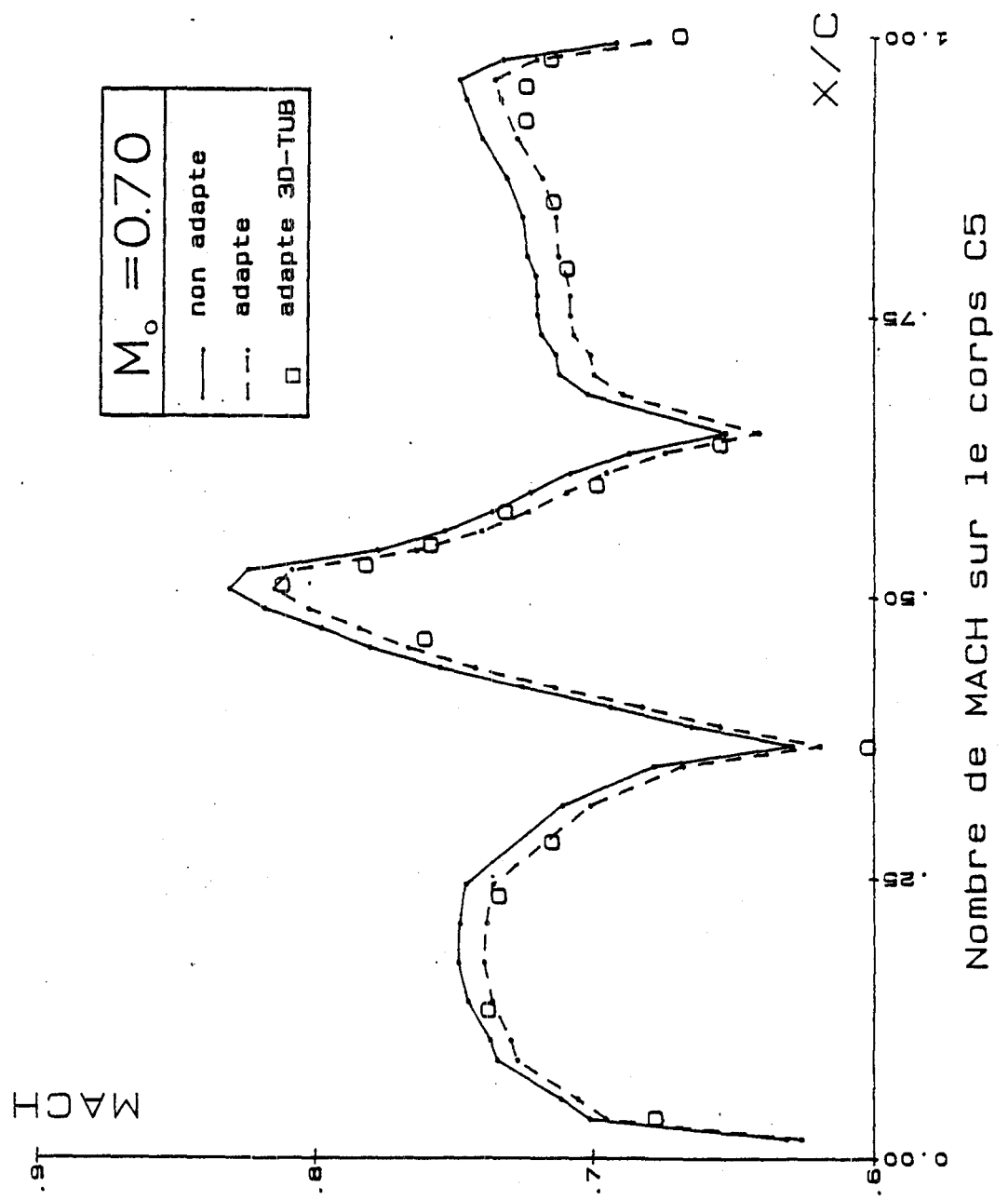
Formes des parois flexibles



$M_0 = 0.70$	
—	paroi haute) non adapte
- - -	" basse) " " "
- - - -	" haute) adapte
.....	" basse) " " "



Nombre de MACH sur les parois flexibles



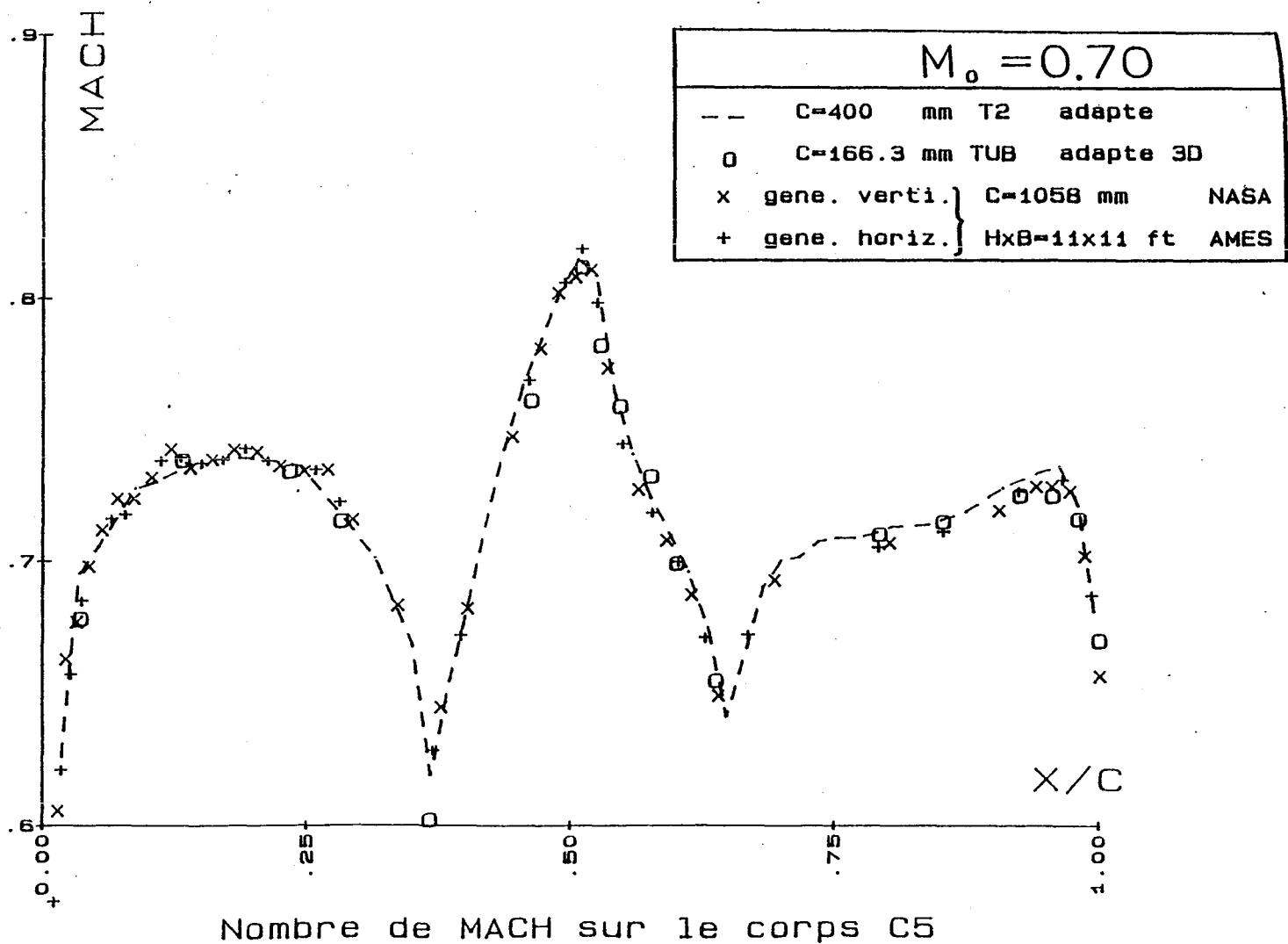
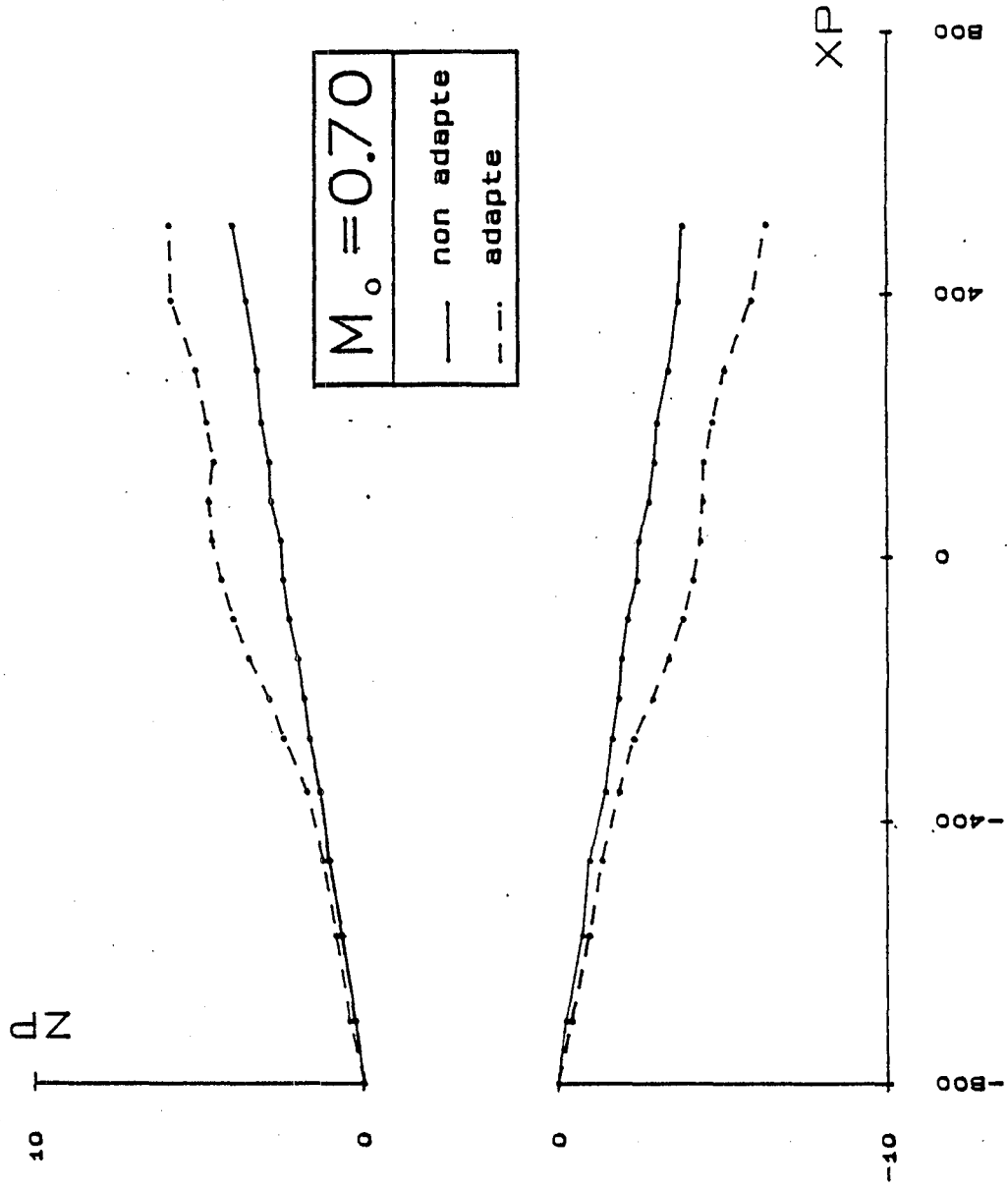
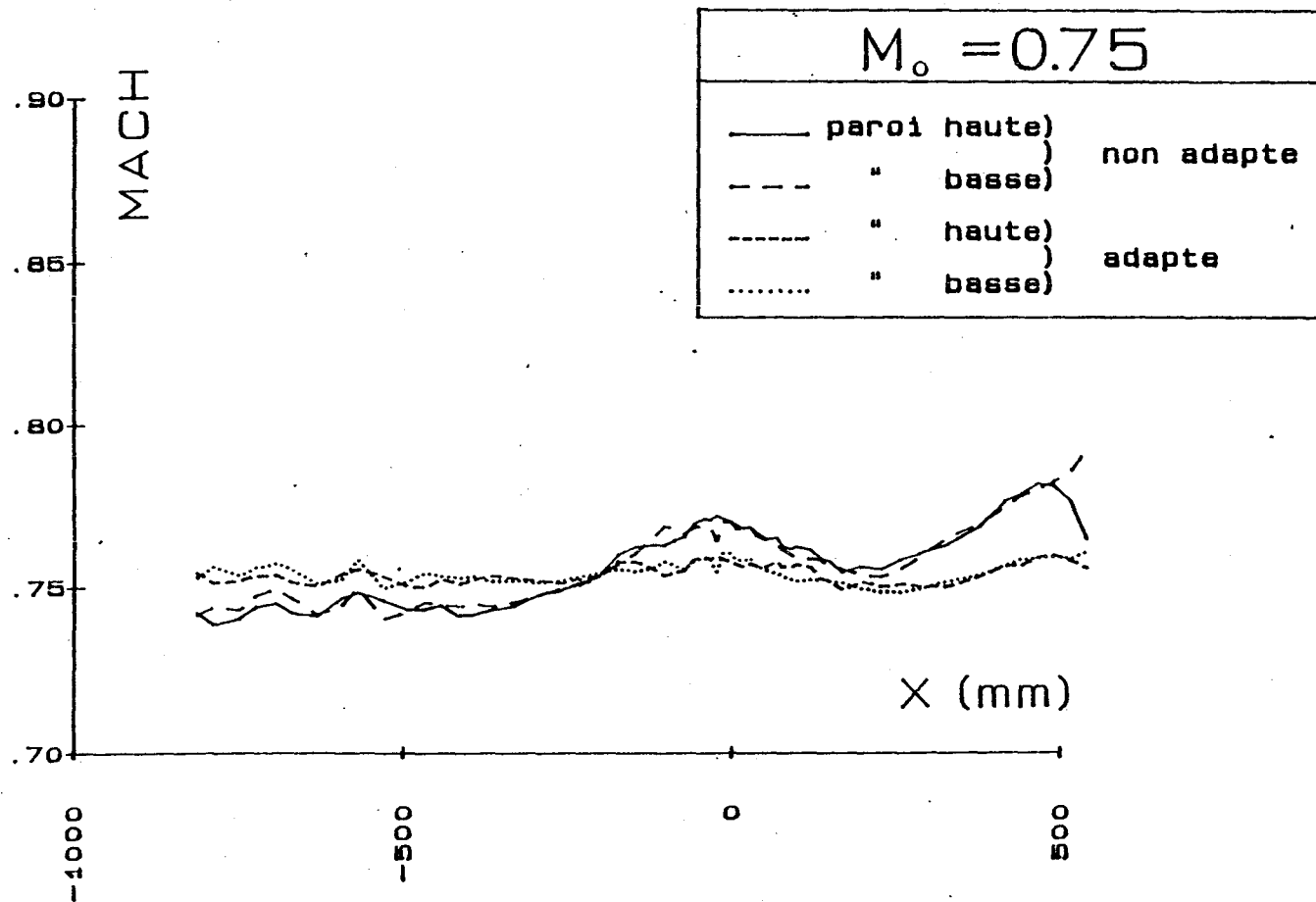


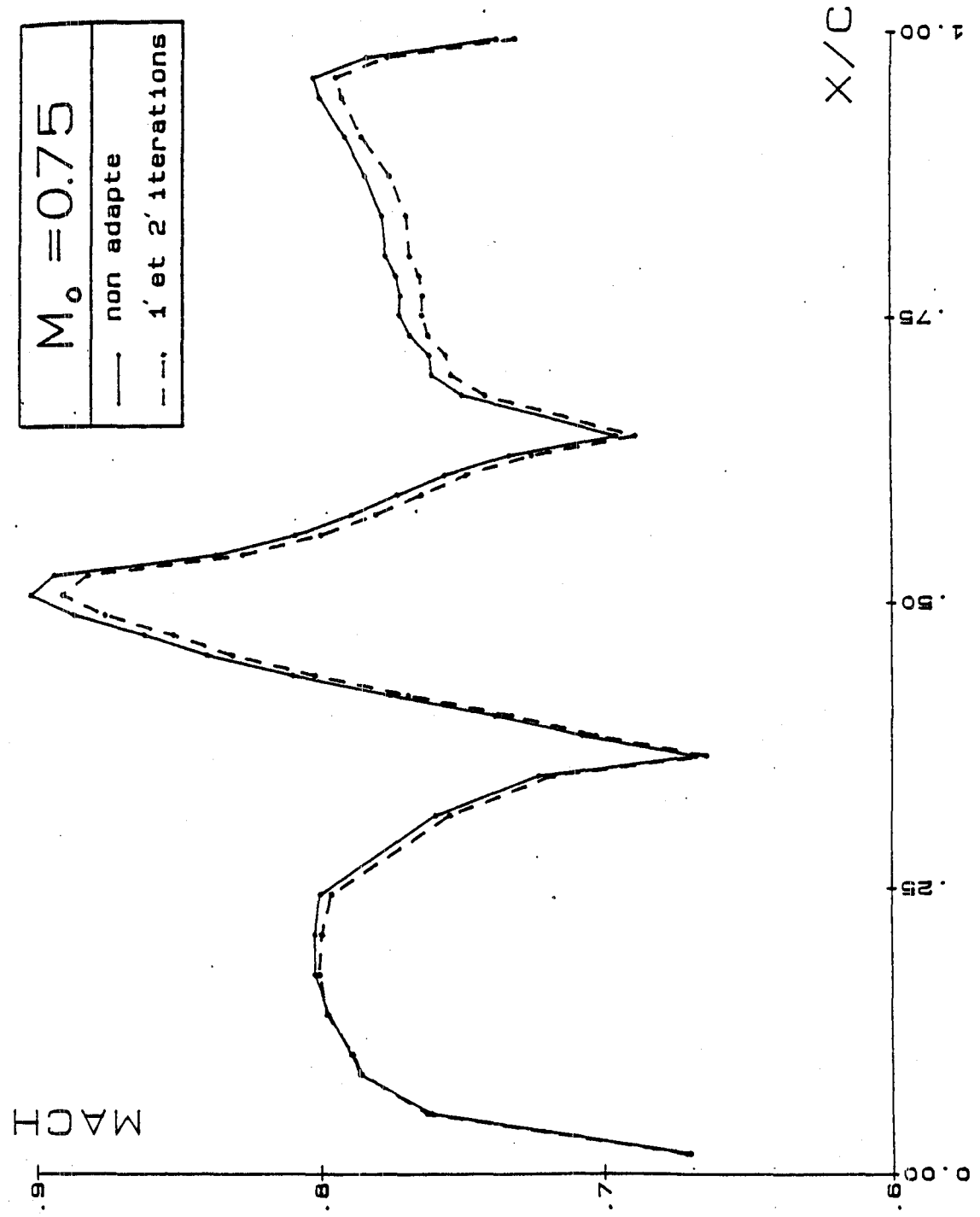
Fig. 8

Formes des parois flexibles





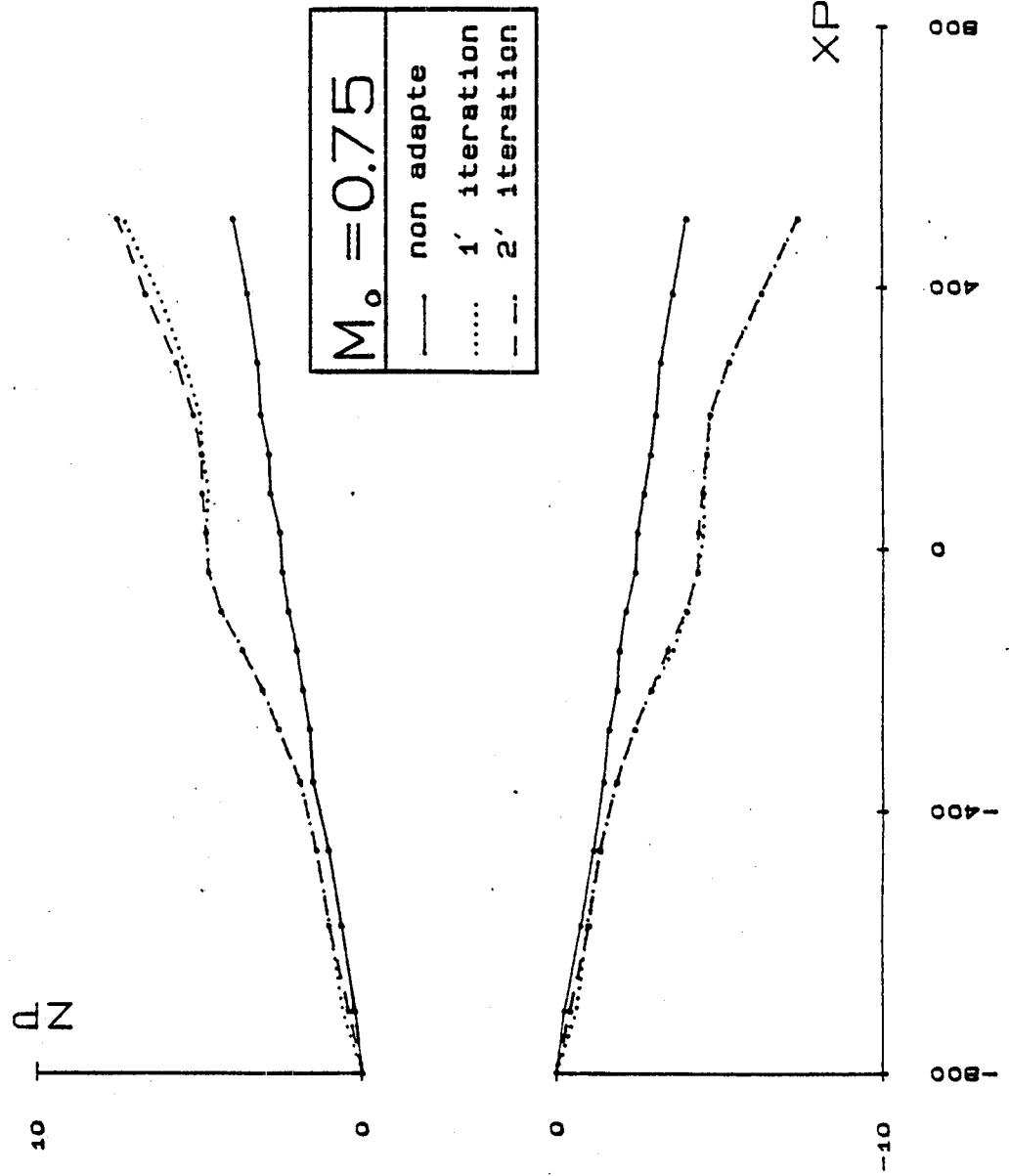
Nombre de MACH sur les parois flexibles

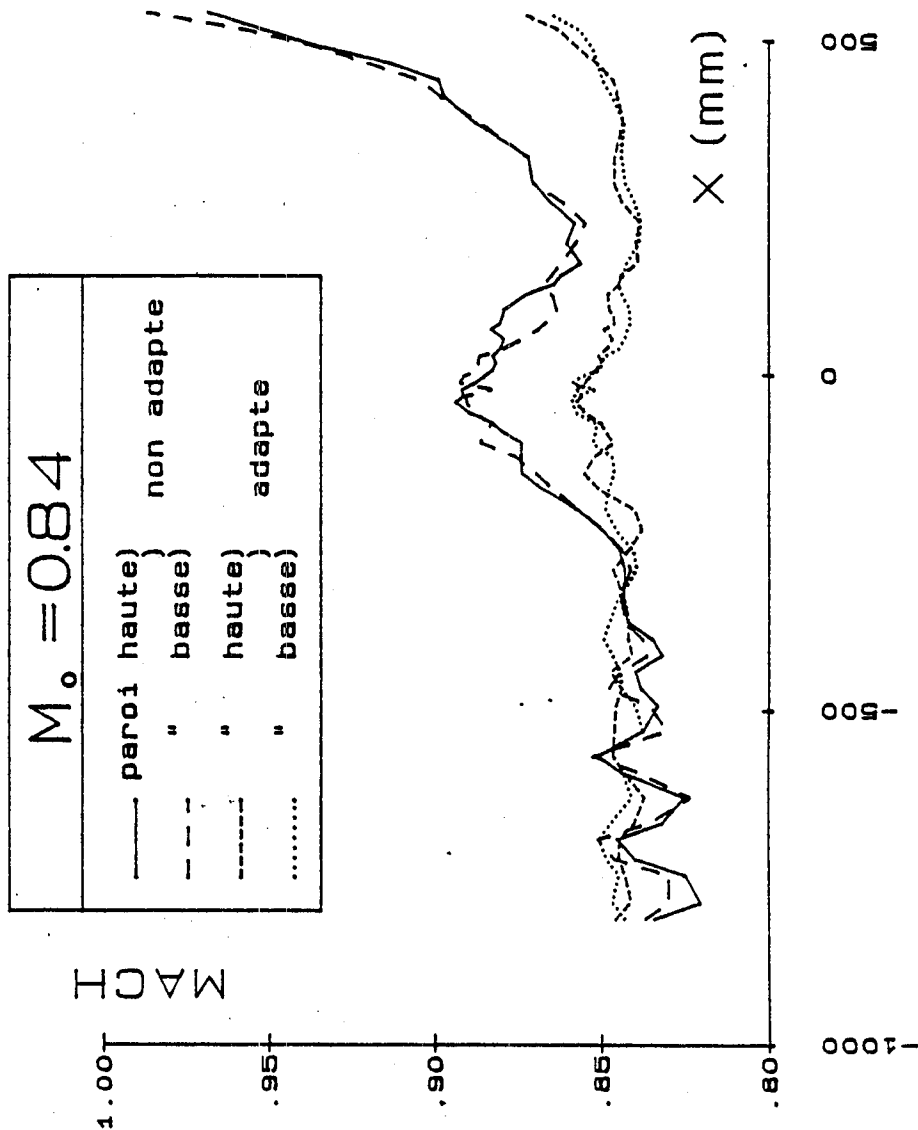


$M_0 = 0.75$
— non adapte
- - - 1' et 2' iterations

Nombre de MACH sur le corps C5

Formes des parois flexibles





Nombre de MACH sur les parois flexibles

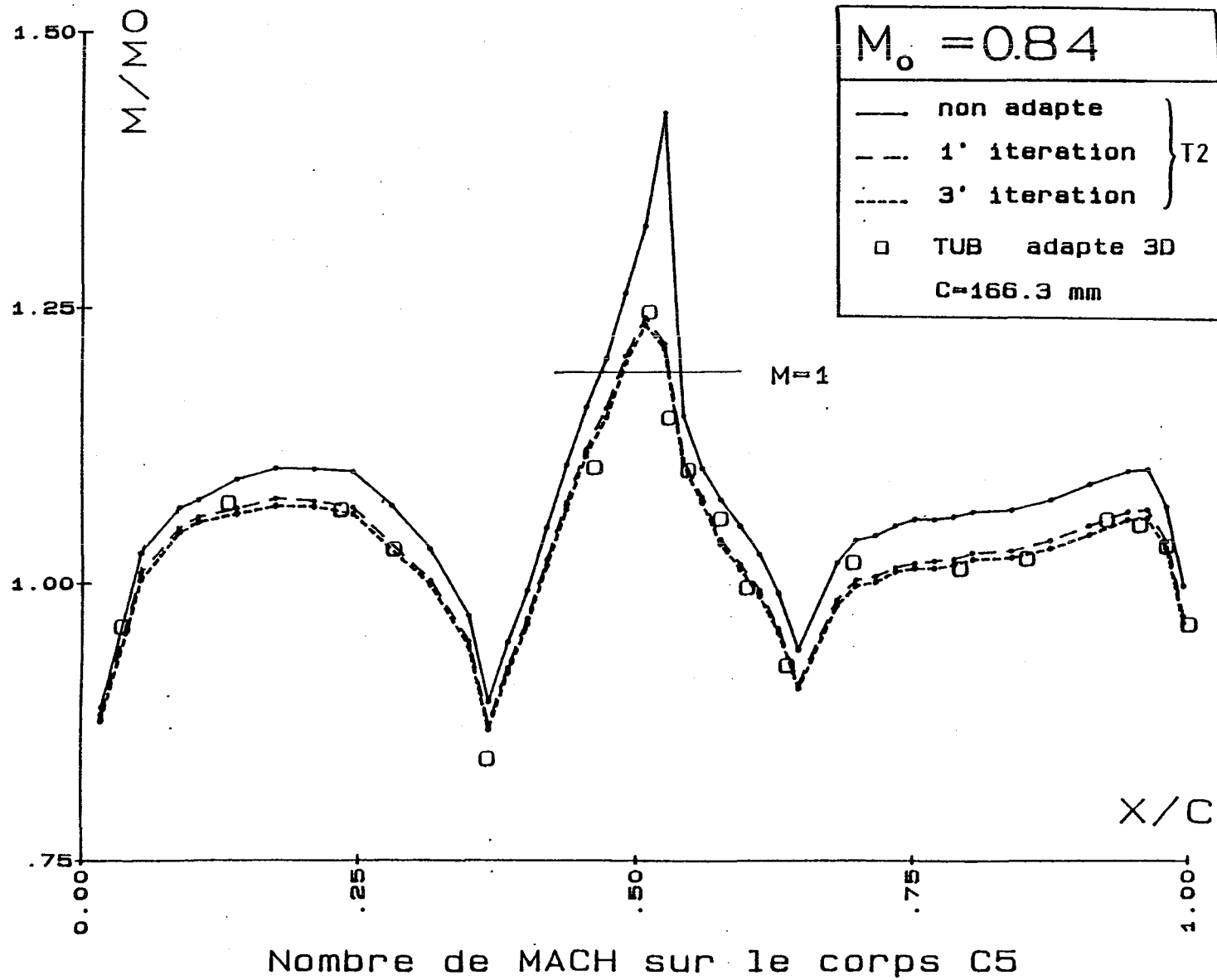
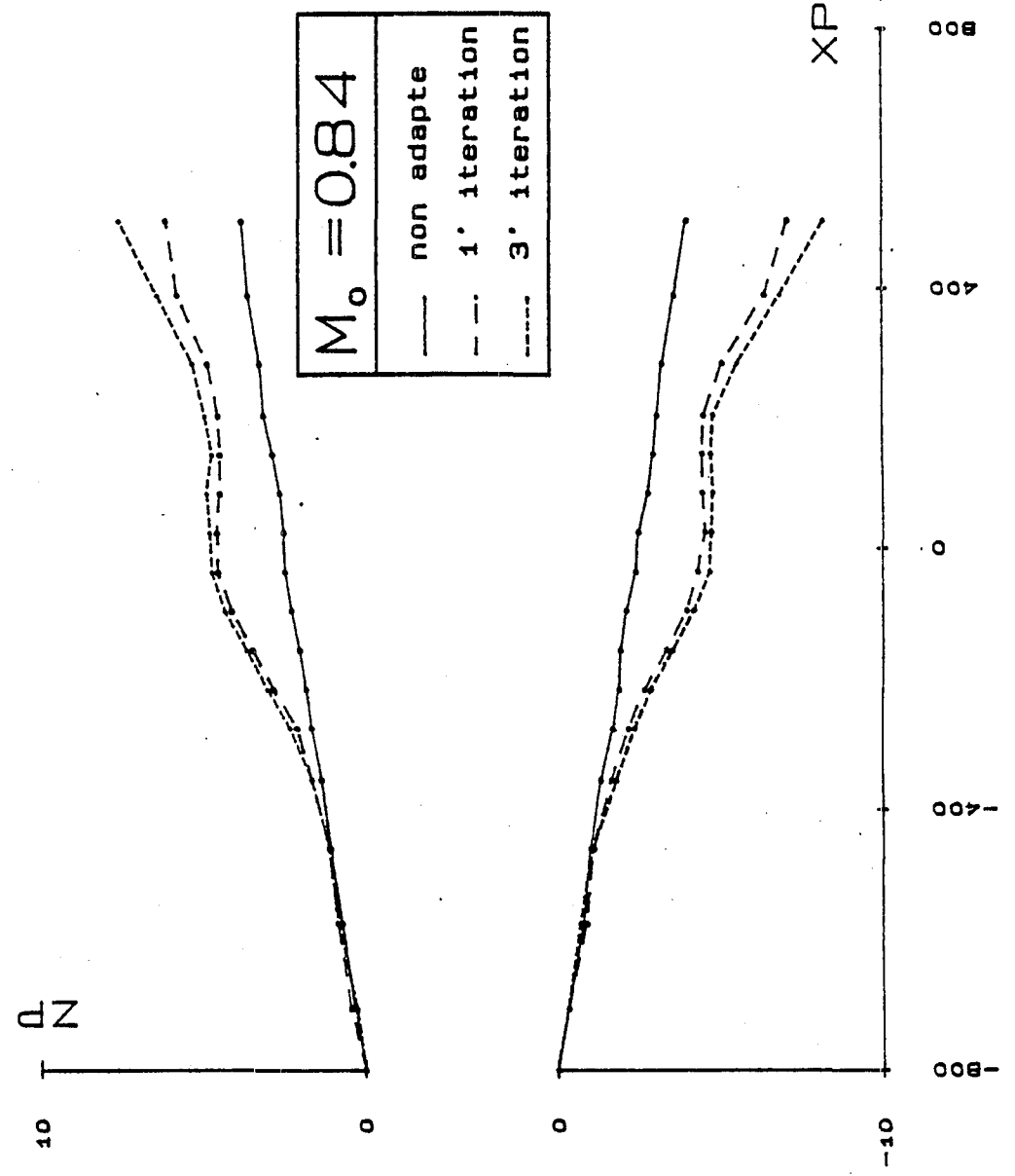
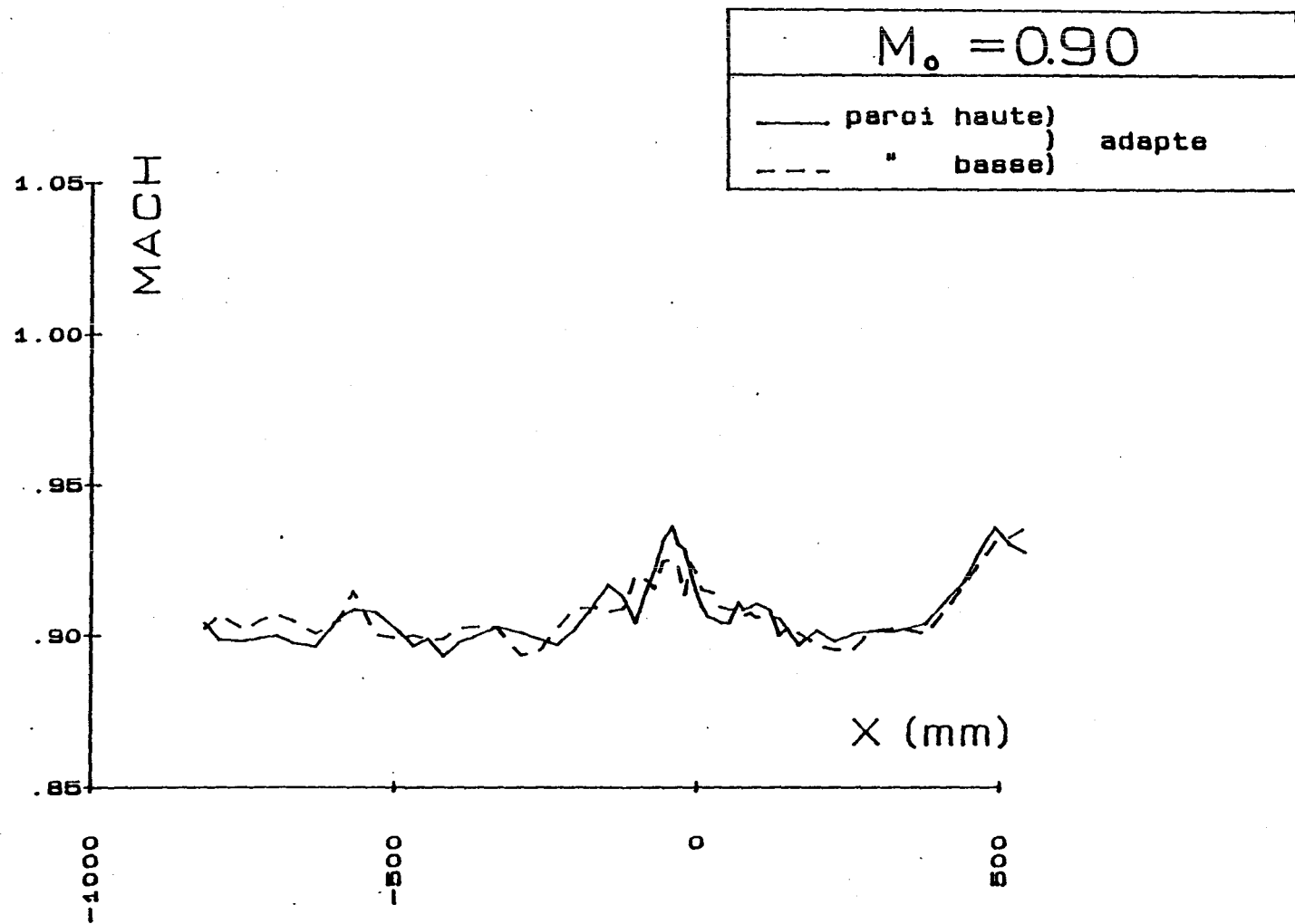


Fig. 14

Formes des parois flexibles





Nombre de MACH sur les parois flexibles

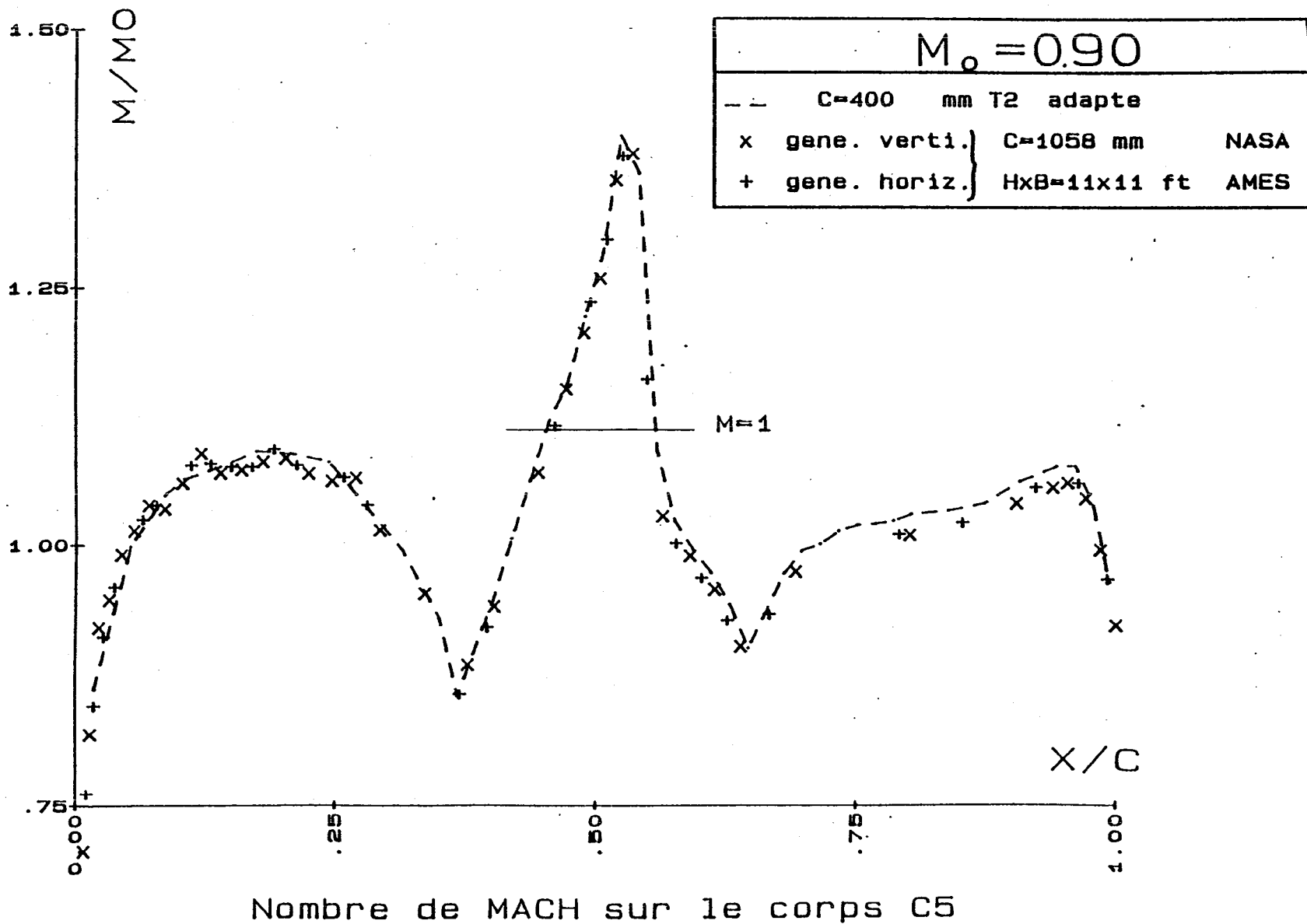
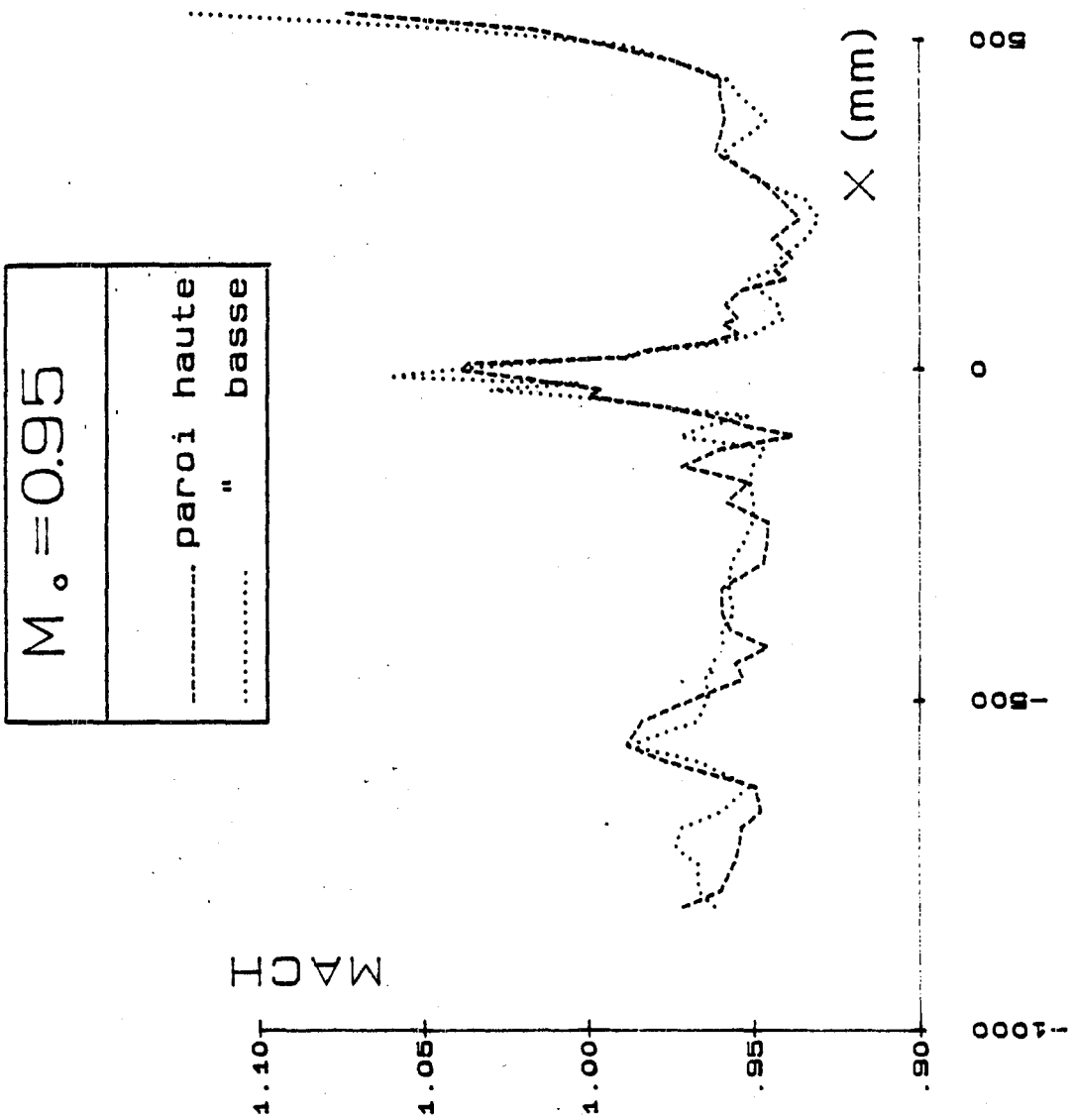
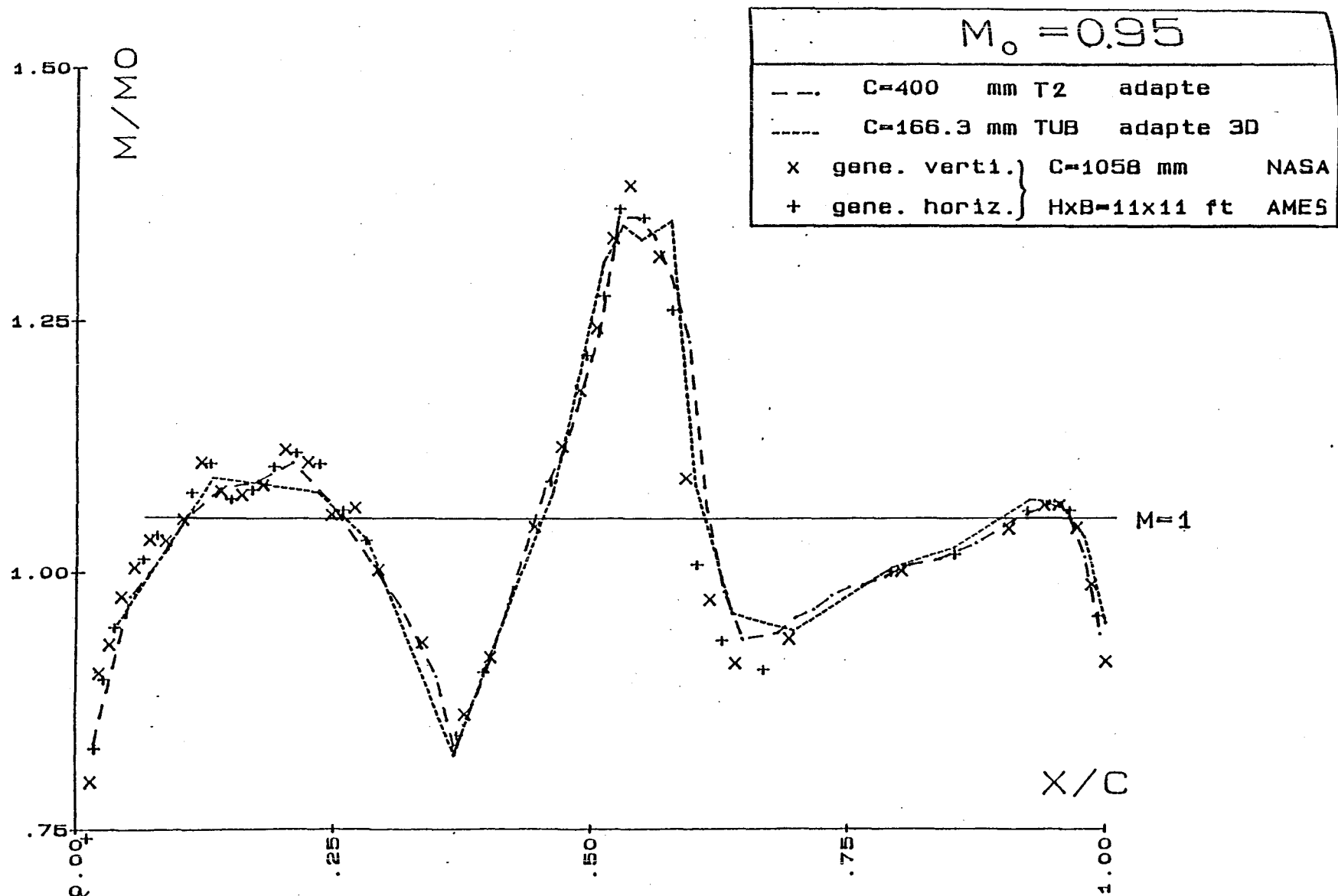


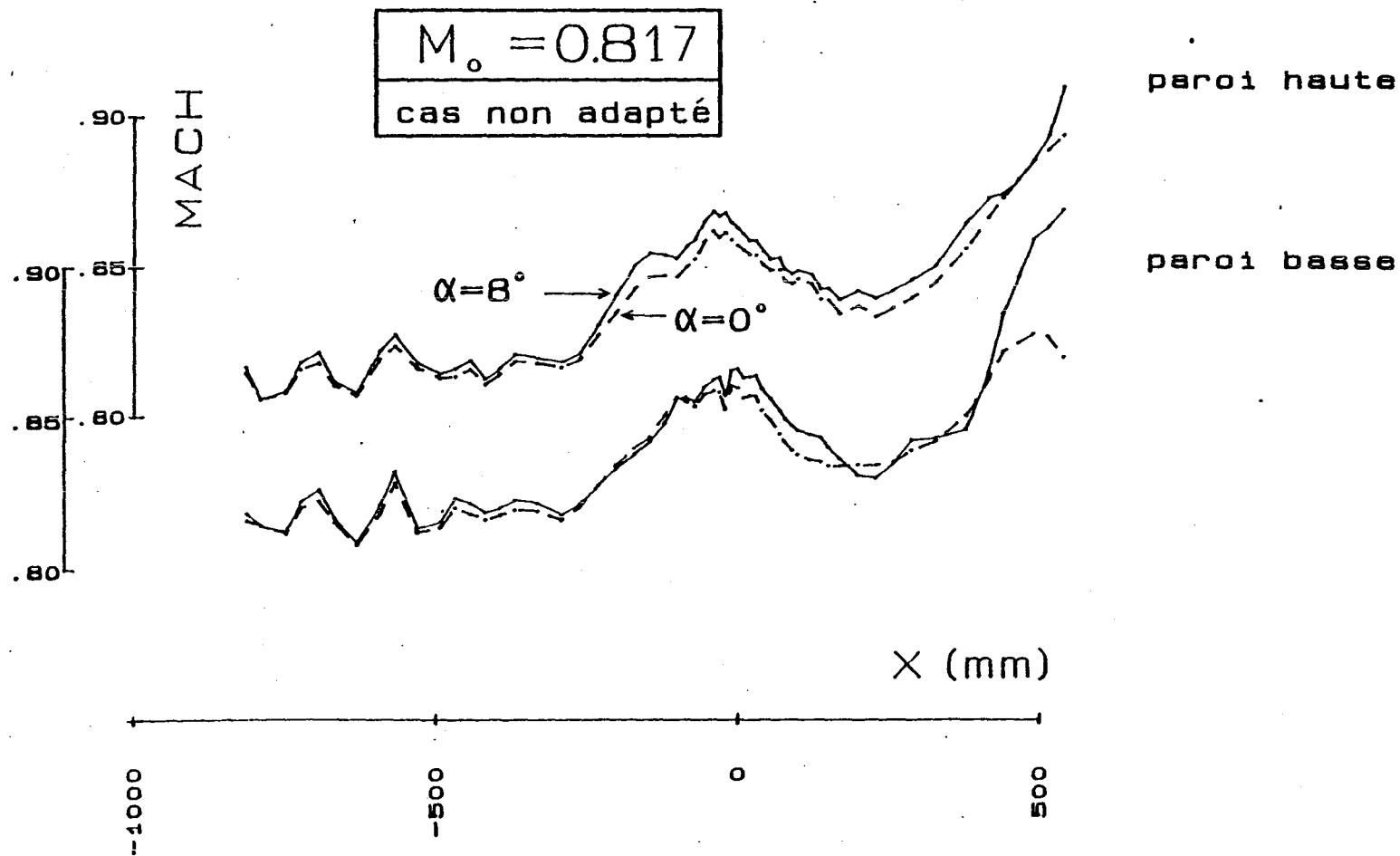
Fig. 17



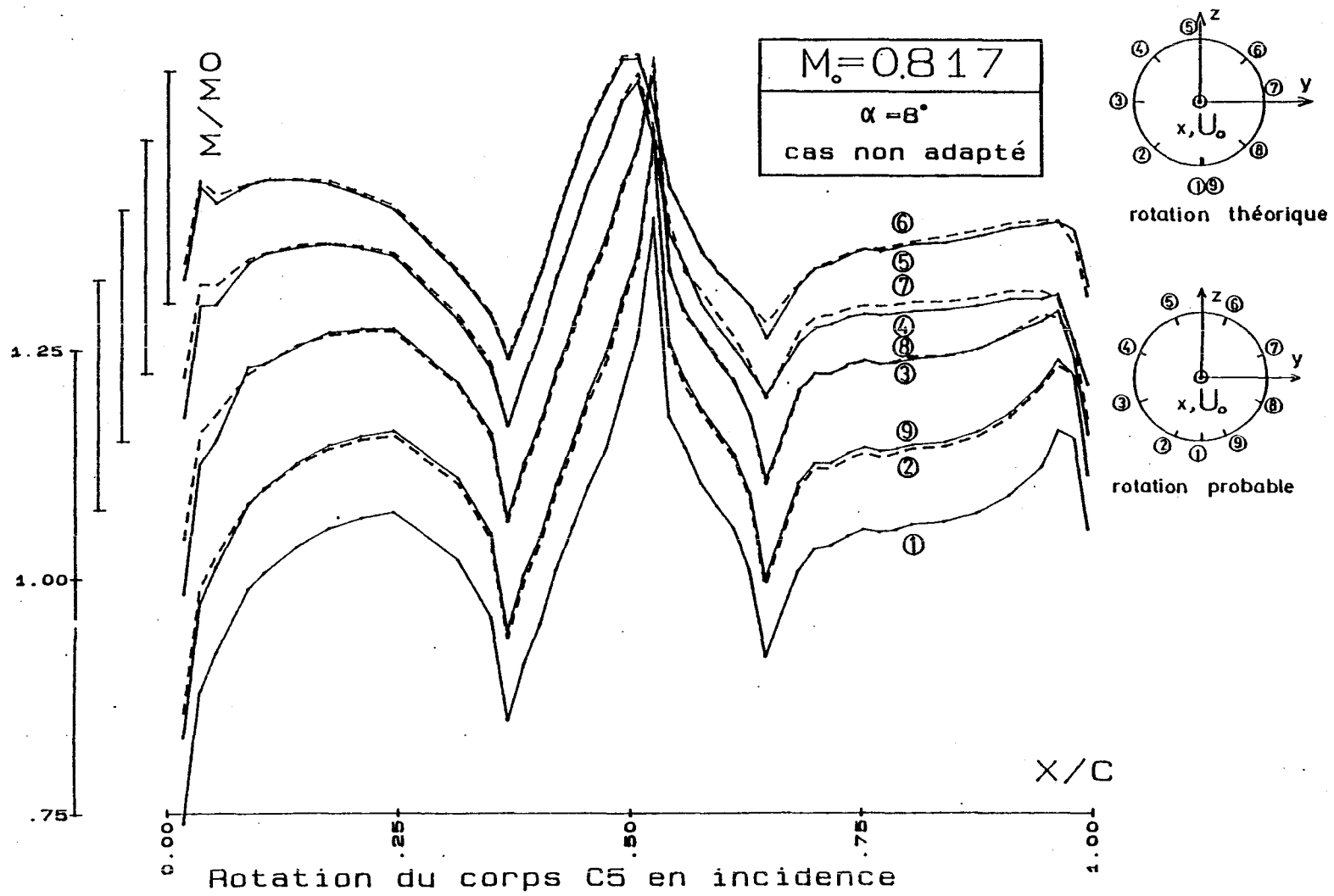
Nombre de MACH sur les parois flexibles

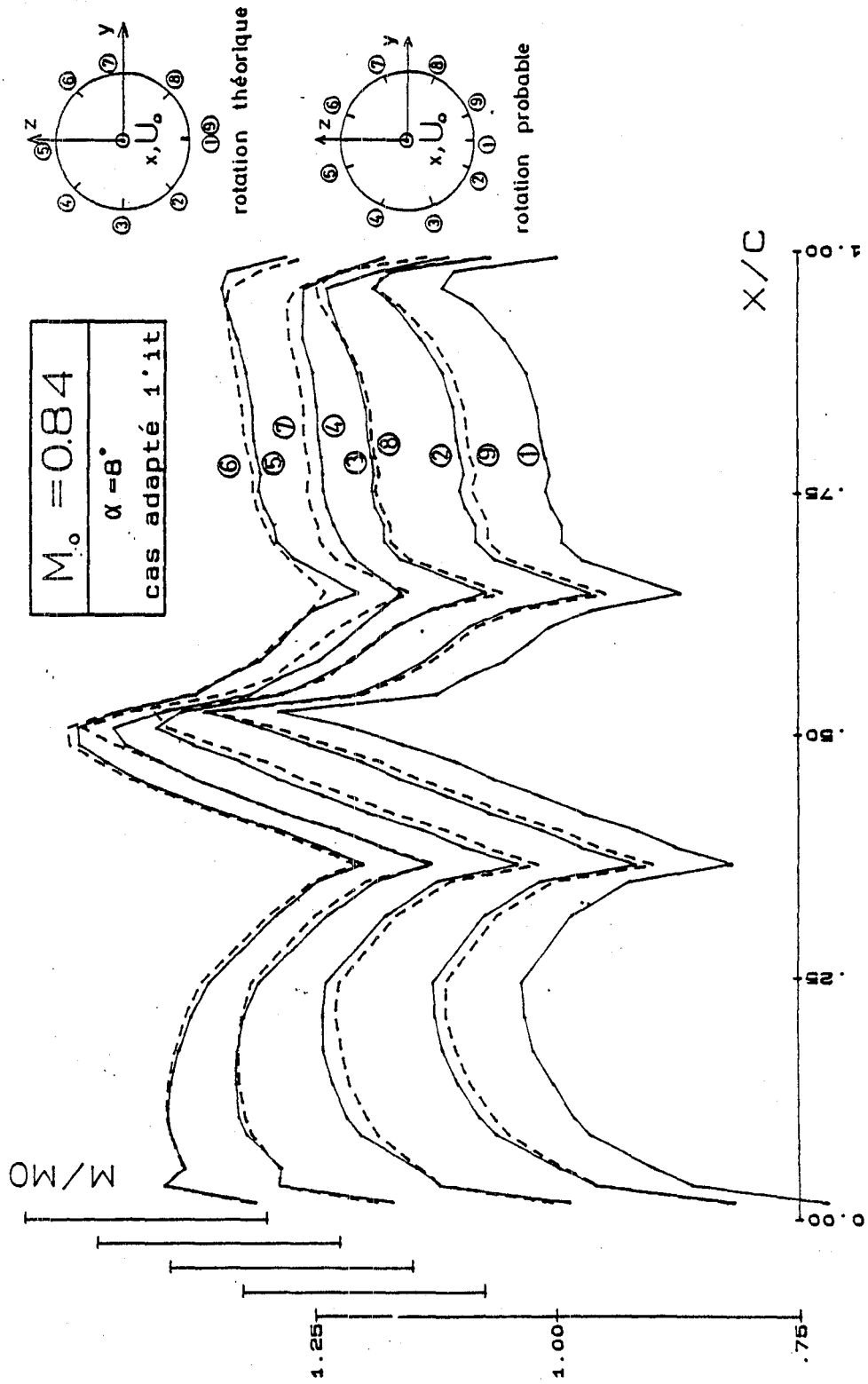


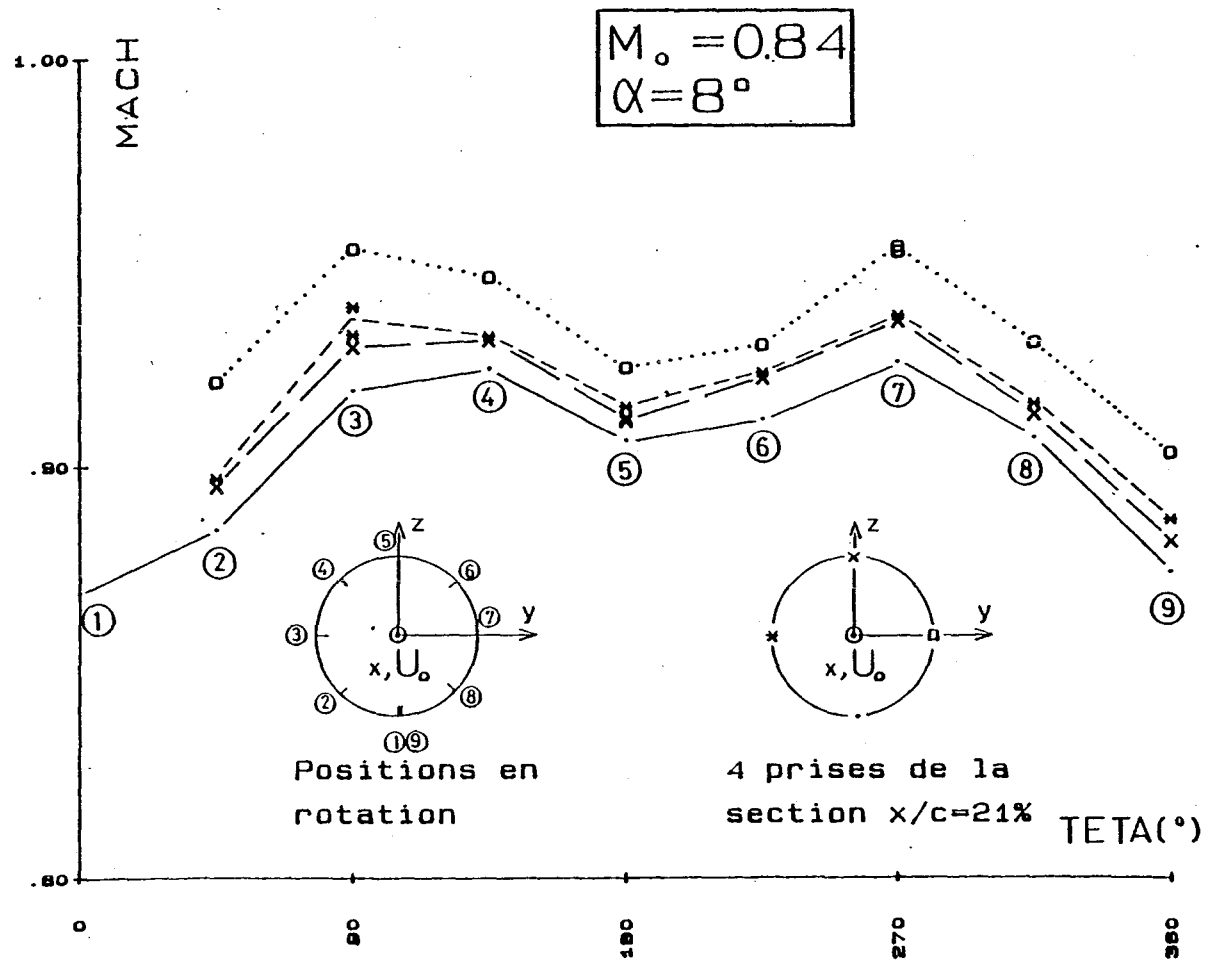
Nombre de MACH sur le corps C5



Influence de l'incidence sur les parois flexibles



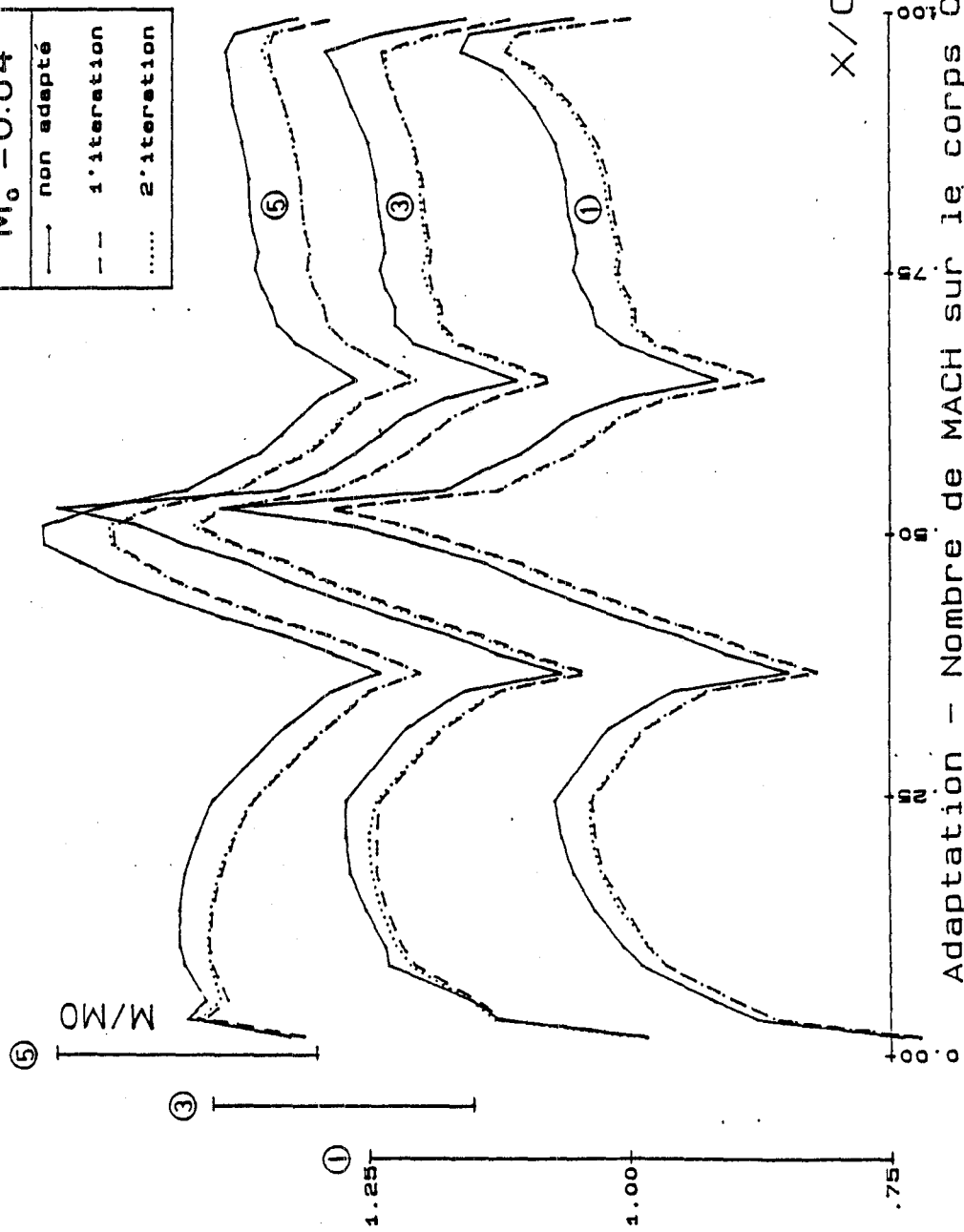




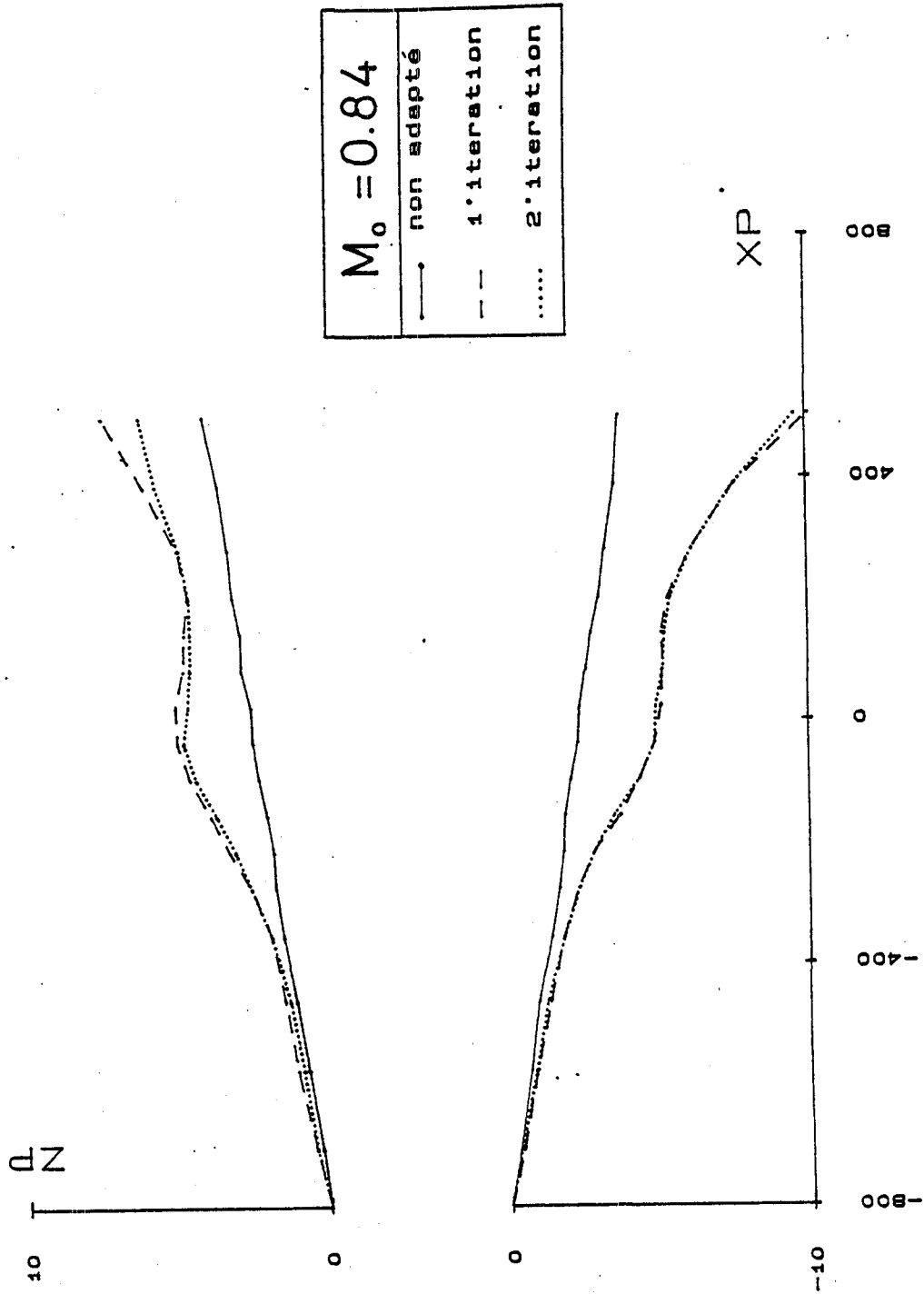
Rotation des 4 prises de la section $x/c=21\%$

$M_0 = 0.84$

—	non adapté
- - -	1 ^{ère} iteration
.....	2 ^{ème} iteration



Adaptation - Nombre de MACH sur le corps C5 ($\alpha=8^\circ$)



Adaptation - formes des parois flexibles ($\alpha=8^\circ$)

End of Document