



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

جامعة العربي التبسي - تبسة

كلية العلوم والتكنولوجيا

قسم الهندسة الميكانيكية



مذكرة تخرج لنيل شهادة الماستر

تخصص: طاقوية

تحت عنوان:

دراسة عددية لسريان كموني عابر الصوت حول جناح ايروديناميكي  
ثنائي البعد

Etude numérique d'un écoulement transsonique potentiel  
autour d'un profil Aérodynamique 2D

تحت إشراف الأستاذ:

د. رمزي مدوكي

من إنجاز الطالب:

عبيد مراد

أمام لجنة المناقشة:

رئيساً	جامعة تبسة	أستاذ محاضر قسم -أ-	عقون رابح
مؤطرًا	جامعة تبسة	أستاذ محاضر قسم -أ-	رمزي مدوكي
مناقشًا	جامعة تبسة	أستاذ محاضر قسم -أ-	بلعزاوية عبد الناصر

السنة الجامعية: 2020/2019

# إهداء

الحمد لله الذي تتم بعمته الصالحات.

الحمد الذي وفقني لإتمام مذكرة تخرجي.

اهدي ثمرة جهدي هذه الى والدي الكريمين وكل فرد من عائلتي.

والى أصدقائي وزملائي.

والى كل الأساتذة والمتربصين والمهنيين والعمال

وكل الطاقم الاداري لجامعة الشيخ العربي التبسي.

والى كل من ساعدي من قريب او من بعيد

کشف الهمم

فهرس المحتويات:

2	المقدمة العامة:
	الفصل الأول: الجريانات الكمونية
5	1مقدمة:
6	2الجريان الكموني:
10	3معادلة السرعة الكمونية:
11	1.3 السرعة الكمونية في الاحداثيات الكارتيزية:
12	2.3 المعادلات المتحكمة في السريان:
12	1.2.3 معادلة الاستمرارية:
12	2.2.3 معادلة الحركة:
14	3.2.3 معادلة الطاقة:
16	4الخصائص النموذجية للجريان خارج الطبقة الحدية
18	5خاتمة
	الفصل الثاني: الجريان عابر الصوت
20	1مقدمة
21	2الخصائص الفيزيائية للسريان عابر الصوت:
23	3مجال تعريف التدفق عابر الصوت
25	4بعض الجوانب النظرية للجريان عابر الصوت
30	5خاتمة
	الفصل الثالث: دراسة عددية لجريان كموني حول جناح أيروديناميكي
31	1مقدمة
32	2عرض للبرنامج المستعمل للمحاكاة العددية للجريان GAMBIT و FLUENT
32	1.2 برنامج القامبيت Gambit
32	2.2 عملية إنشاء الهندسة في برنامج GAMBIT
34	3.2 خطوات تشكيل الشبكة

34	1.3.2 إنشاء إحدائيات الملف الشخصي.....
34	2.3.2 إنشاء او قراءة شكل الجنيح.....
36	3.3.2 إنشاء حدود الشبكة:.....
37	4.3.2 انشاء الشبكة.....
38	5.3.2 التعريف بالشروط الحدية.....
40	1.3 الفلوانت FLUENT.....
40	1.4.2 واجهة برنامج الفلوانت FLUENT.....
41	2.4.2 الخطوات المختلفة لحل مشكلة في FLUENT.....
43	3 تفسير النتائج المتحصل عليها من الدراسة العددية.....
54	خاتمة.....
56	الخاتمة.....
58	فهرس المصادر والمراجع.....

## فهرس الأشكال

- الشكل رقم 1: سريان ذو دوار منعدم ..... 6
- الشكل رقم 2: حقل الجريان فوق اسفينة حادة او مخروط ..... 6
- الشكل رقم 3: يمثّل سريان ثنائي البعد ذو تناظر محوري (منفتّ او فوهة) ..... 7
- الشكل رقم 4: حقل الجريان خلف الموجة الارتجاجية على جسم حاد ..... 7
- الشكل رقم 5: مخطط توضيحي لخطوات المحاكاة العددية ..... 31
- الشكل رقم 6: يوضح عملية إنشاء شبكة في GAMBIT ..... 33
- الشكل رقم 7: إحدائيات النماذج التي يمكن قراءتها في GAMBIT ..... 34
- الشكل رقم 8: عملية استيراد وقراءة ملف الجنيح ببرنامج GAMBIT ..... 35
- الشكل رقم 9: يوضح الشكل الهندسي للجنيح ..... 35
- الشكل رقم 10: يوضح نوافذ البرنامج لإنشاء النقاط والخطوط الهندسية ..... 36
- الشكل رقم 11: يوضح حدود الشبكة ..... 36
- الشكل رقم 12: يوضح كيفية انشاء الشبكة ..... 37
- الشكل رقم 13: يوضح شكل الشبكة ..... 37
- الشكل رقم 14: يوضح تكبير شكل الشبكة ..... 38
- الشكل رقم 15: يوضح نافذة الشروط الحدية في البرنامج ..... 39
- الشكل رقم 16: عملية تصدير او استخراج الشبكة ..... 39
- الشكل رقم 17: واجهة برنامج FLUENT ..... 40
- الشكل رقم 18: يوضح توزيع معامل الضغط الساكن على طول الجنيح NACA 0012 بعدد ماك متغير وزاوية هجوم تساوي 0 ..... 44
- الشكل رقم 19: تأثير الشبكة على موضع موجة الصدمة ..... 45
- الشكل رقم 20: مقارنة بين النتائج المحصل عليها ونتائج المرجع المذكور ..... 45
- الشكل رقم 21: يوضح التغير في معامل الضغط على سطح الجنيح وعدد ماك متغير ..... 46

- الشكل رقم 22: يوضح التغير في الضغط الساكن من اجل عدد ماك متغير وزاوية هجوم تساوي الصفر لجنيح NACA0012 ..... 47
- الشكل رقم 23: Lignes Iso-Mach sur la surface du profil NACA0012 ..... 48
- الشكل رقم 24: يوضح التغير في الضغط الساكن من اجل عدد ماك يساوي 0.8 وزاوية هجوم تساوي الصفر لجنيح ..... 49
- الشكل رقم 25 : يوضح التغير في الكثافة من اجل عدد ماك يساوي 0.8 وزاوية هجوم تساوي الصفر لجنيح NACA0012 ..... 50
- الشكل رقم 26: يوضح التغير في درجة الحرارة من اجل عدد ماك يساوي 0.8 ..... 50
- الشكل رقم 27: يوضح التغير في عدد ماك Profil NACA0012 ..... 51
- الشكل رقم 28: يوضح تغير عدد ماك بالنسبة لوضعية ظهر الجنيح ..... 52
- الشكل رقم 29: يوضح تغير الضغط الساكن بالنسبة لوضعية ظهر الجنيح ..... 52
- الشكل رقم 30: يوضح تغير الضغط الساكن بالنسبة لوضعية الجنيح ..... 53
- الشكل رقم 31: يوضح تغير معامل الضغط الساكن ..... 53
- الشكل رقم 32: يوضح تغير معامل الضغط الساكن بالنسبة لوضعية بطن الجنيح ..... 54

المقدمة العامة



## المقدمة العامة:

عرفت الفترة الأخيرة اهتماما متزايدا بدراسة خصائص الجريانات الكمونية وأيضا الجريانات العابرة للصوت. فقد عرف حقل الجريان عابر الصوت تطورا وتحديا كبيرا في مختلف مسائل ديناميك الهواء.

ونهدف في هذه الدراسة الى كيفية التحكم في موجة الصدمة التي تحدث فوق الجنيح الأيروديناميكي وتأثير عدد ماك وسمك الجنيح على سحب موجة الصدمة نحو حافة الانفلات.

فزيادة عدد ماك تساعد على توسيع منطقة الجريان عابر الصوت على ظهر الجنيح وبالتالي دفع موجة الصدمة الى حافة انفلات الجنيح.

المذكورة تضمنت ثلاثة فصول، ففي الفصل الأول نذكر عموميات حول الجريانات الكمونية واهم خصائصها والمعادلات المعبرة عنها، يليه الفصل الثاني ونتطرق فيه الى الجريانات الفائقة للصوت مع كتابة المعادلات المتحكمة فيها وتشكل موجة الصدمة فوق الجنيح، اما الفصل الثالث والأخير نستعمل فيه دراسة عددية لهذا السريان، حيث تتم الدراسة بالمرور بثلاثة برامج وهي

(القامبيت والفلوانت والتاكلوت) وأيضاً تحليل النتائج المتحصل عليها.

# الفصل الأول

### 1 مقدمة:

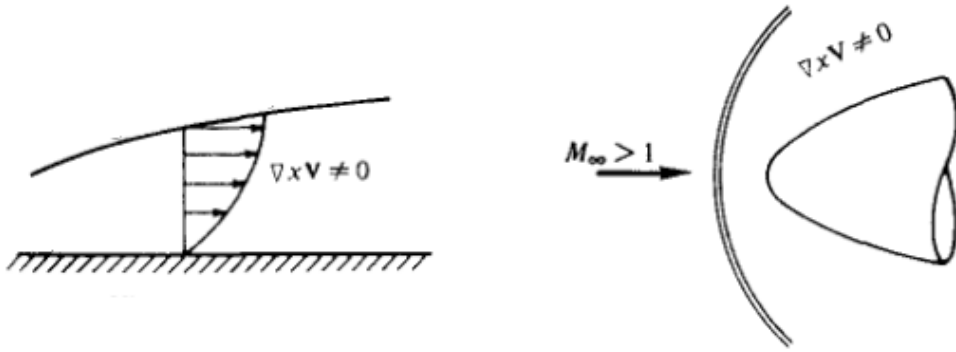
في علم ديناميك الهواء وجود ما يعرف تحت تسمية دوّار جزيئي يرتبط ارتباطا وثيقا بأثر اللزوجة، وبالتالي عند إهمال هذه الأخيرة فإنّ الدوّار الجزيئي يؤول إلى الصفر. هذا يعني أن عنصر السائل لا يدور حول محوره أو يتشوه أثناء انتقاله عبر حقل الجريان ويسمى مثل هذا الجريان، بالسريان ذو الدوّار المنعدم الذي يتميز بوجود متغير رئيسي يدعى بكمون السرعة ومنه تُعرّف ما يدعى بالجريان الكمون. حيث عكس السريان ذو دوّار منعدم هو السريان ذو دوّار.

لمثل هذه الجريانات تختزل معادلة الحركة الى معادلة تفاضلية جزئية وحيدة، التي تعرف بمعادلة "لابلاس" الشهيرة، لكمون السرعة. حيث هناك عدت طرق لإيجاد حلول تحليلية لهذه المعادلة من بينها تقنية نمط الجريان بدلالة دالة الكمون ودالة التيار، والجريان التناظري (الجريان غير اللزج والغير قابل للانضغاط). هذه الطرق التحليلية يمكن استخدامها أيضا في تطوير الحلول العددية لغرض حساب الجريان الكموني حول الاشكال الهندسية المعقدة ثلاثية الابعاد كالمقاطع الأيروديناميكية الحديثة.

## 2 الجريان الكموني:

الجريان الكموني هو طريقة تمكنا من دراسة وتحليل سريان الهواء حول مختلف الاشكال خارج الطبقة الحدية [1].

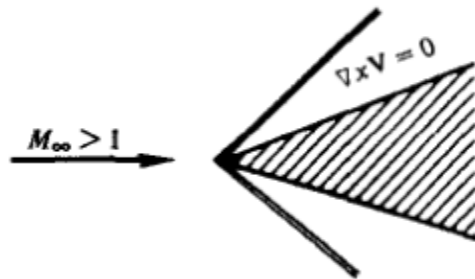
انظر الشكل 01



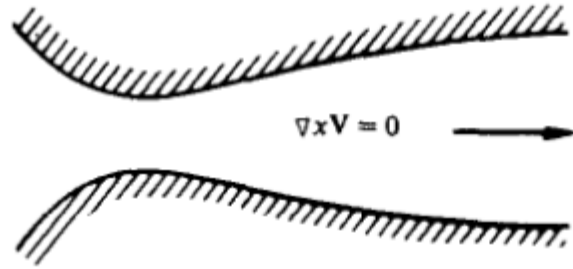
الشكل رقم 1: سريان ذو دوار منعدم

الجريان الكموني هو سريان ذو دوار منعدم وغير لزج وغير قابل للانضغاط ثنائي البعد ذو نمط دائم، حيث يتولد عند هذه الخصائص حقل كموني الذي يعرف بسرعة الكمون.

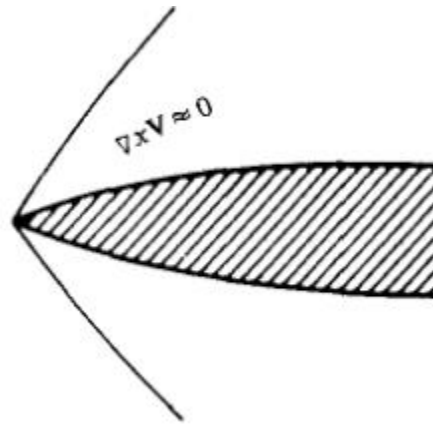
انظر الشكل 02 03 04



الشكل رقم 2: حقل الجريان فوق اسفينة حادة او مخروط



الشكل رقم 3: يمثل سريان ثنائي البعد ذو تناظر محوري (منفتح او فوهة)



الشكل رقم 4: حقل الجريان خلف الموجة الارتجاجية على جسم حاد

معادلة الحركة للسريان ذو دوار منعدم تمكننا من الحصول على دالة الكمون وهي معادلة تفاضلية جزئية التي تعرف بمعادلة لابلاس الشهيرة [2].

$$\nabla \times V = 0$$

$$\nabla \times V = \begin{vmatrix} i & j & k \\ \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial z} \\ u & v & w \end{vmatrix}$$

$$= i\left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z}\right) - j\left(\frac{\partial w}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial z}\right) + k\left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}\right) = 0$$

$$\frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial v}{\partial z}, \quad \frac{\partial w}{\partial x} = \frac{\partial u}{\partial z}, \quad \frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial u}{\partial y} \quad (1)$$

المعادلة (1) تدعى بشروط السريان ذو الدوار المنعدم:

ومن معادلة اولر دون قوى الجسم (قوة الجاذبية القوى المغناطيسية... الخ) لدينا:

$$\rho \frac{DV}{Dt} = -\nabla P$$

وبالنسبة لجريان دائم، تكتب معادلة اولر في الاتجاه x كالاتي:

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x}$$

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} dx + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} dx + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} dx = -\frac{\partial p}{\partial x} dx \quad (2)$$

ومن المعادلة (1) لدينا:

$$\frac{\partial v}{\partial x} = \frac{\partial u}{\partial y} \quad \text{و} \quad \frac{\partial w}{\partial y} = \frac{\partial u}{\partial z}$$

وبالتعويض في المعادلة (2) نجد:

$$-\frac{\partial p}{\partial x} dx = \rho u \frac{\partial u}{\partial x} dx + \rho v \frac{\partial v}{\partial x} dx + \rho w \frac{\partial w}{\partial x} dx$$

او

$$-\frac{\partial p}{\partial x} dx = \frac{1}{2} \rho \frac{\partial u^2}{\partial x} dx + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial v^2}{\partial x} dx + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial w^2}{\partial x} dx \quad (3)$$

## الفصل الأول: الجريانات الكموونية

وبنفس الطريقة في الاتجاه  $y$  و  $Z$  تكتب معادلة اولر كالاتي:

$$-\frac{\partial p}{\partial y} dy = \frac{1}{2} \rho \frac{\partial u^2}{\partial y} dy + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial v^2}{\partial y} dy + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial w^2}{\partial y} dy \quad (4)$$

$$-\frac{\partial p}{\partial z} dz = \frac{1}{2} \rho \frac{\partial u^2}{\partial z} dz + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial v^2}{\partial z} dz + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial w^2}{\partial z} dz \quad (5)$$

من المعادلات (3) و(4) و(5) نتحصل على المعدلة التالية:

$$-\left(\frac{\partial p}{\partial x} dx + \frac{\partial p}{\partial y} dy + \frac{\partial p}{\partial z} dz\right) = \frac{1}{2} \rho \frac{\partial V^2}{\partial x} dx + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial V^2}{\partial y} dy + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial V^2}{\partial z} dz$$

(6)

$$V^2 = u^2 + v^2 + w^2 . \quad \text{حيث}$$

المعادلة (6) يمكن كتابتها على الشكل التفاضلي الاتي:

$$-dp = \frac{1}{2} \rho d(V^2)$$

او

$$dp = -\rho V dV \quad (7)$$



## الفصل الأول: الجريانات الكمونية

المعادلة (7) هي صيغة خاصة من معادلة اولر لسريان ذو دوار منعدم غير لزج دون قوى الجسم، (يحتمل ان يكون في أي اتجاه). كما ان التغيرات في الضغط  $DP$  والسرعة  $DV$ . يمكن ان تأخذ أي اتجاه وليس بالضرورة الا في اتجاه خطوط التيار.

ومنه إذا كان السريان ذو دوار جزئي فان معادلة اولر تتغير الا في اتجاه خط التيار .

### 3 معادلة السرعة الكمونية:

باعتبار مقدار شعاعي وإذا كانت  $\nabla \times A = 0$  ، في أي نقطة من السريان

اذن الشعاع  $a$  يمكننا التعبير عنه بالعبارة  $\nabla \xi$  اين  $\xi$  تمثل دالة سلمية.

ومنه  $\nabla \times \nabla \xi = 0$ . ومن اجل سريان ذو دوار منعدم نكتب:

$$\nabla \times V = 0$$

اين نعرف  $\phi$  على انها دالة سلمية

$$\Phi = \Phi(x, y, z)$$

بحيث

$$V \equiv \nabla \Phi \quad (8)$$

$\Phi$  تدعى بالسرعة الكمونية.

### 1.3 السرعة الكمونية في الاحداثيات الكارتيزية:

من العلاقة الاتية:

$$V = ui + vj + wk(*)$$

و

$$\nabla\Phi = \frac{\partial\Phi}{\partial x}i + \frac{\partial\Phi}{\partial y}j + \frac{\partial\Phi}{\partial z}k$$

(\*\*)

وبالمقارنة بين (\*) و (\*\*) نجد ان:

$$u = \frac{\partial\Phi}{\partial x} \quad v = \frac{\partial\Phi}{\partial y} \quad w = \frac{\partial\Phi}{\partial z} \quad (9)$$

إذا كان كمون السرعة معرفاً يمكن الحصول على قيمة السرعة الكمونية من المعادلتين السابقتين (8) او (9).

كما نلاحظ ادناه ان معادلة السرعة الكمونية يمكن الحصول عليها من المعادلة التفاضلية الجزئية التي تصف السريان ذو الدوار المنعدم في النمط الدائم لجريان لا اضمحلالي.

باشتقاق دالة الكمون كالاتي:

$$\frac{\partial\Phi}{\partial x} = \Phi_x, \quad \frac{\partial\Phi}{\partial y} = \Phi_y, \quad \frac{\partial\Phi}{\partial z} = \Phi_z$$

2.3 المعادلات المتحكمة في السريان:

1.2.3 معادلة الاستمرارية:

معادلة الاستمرارية لسريان دائم تكتب كالتالي

$$\nabla(\rho V) = 0 \quad V = u + v + w$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \rho \frac{\partial \Phi}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \rho \frac{\partial \Phi}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial z} \rho \frac{\partial \Phi}{\partial z} = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \rho \Phi_x + \frac{\partial}{\partial y} \rho \Phi_y + \frac{\partial}{\partial z} \rho \Phi_z = 0$$

$$\rho(\Phi_{xx} + \Phi_{yy} + \Phi_{zz}) + \frac{\partial \rho}{\partial x} \Phi_x + \frac{\partial \rho}{\partial y} \Phi_y + \frac{\partial \rho}{\partial z} \Phi_z = 0 \quad (10)$$

2.2.3 معادلة الحركة:

لدينا من معادلة اولر (7) لسريان ذو دوار منعدم في أي اتجاه نكتب

$$dp = -\rho V dV = -\frac{1}{2} \rho d(V^2) = -\frac{1}{2} \rho d(u^2 + v^2 + w^2)$$

$$dp = -\rho d\left(\frac{\Phi_x^2 + \Phi_y^2 + \Phi_z^2}{2}\right) \quad (11)$$

ومن معادلة سرعة الصوت لسريان اضمحلاي فان أي تغير للضغط داخل الجريان

يؤدي في التغير للكتلة الحجمية حيث:

$$a = \frac{dp}{d\rho} = \left( \frac{dp}{d\rho} \right)_s \quad \rightarrow \quad d\rho = \frac{dp}{a^2} \quad (12)$$

ومن المعادلتين (11) و(12) نحصل على المعادلة (13)

$$d\rho = -\frac{\rho}{a^2} d\left( \frac{\Phi_x^2 + \Phi_y^2 + \Phi_z^2}{2} \right) \quad (13)$$

وباعتبار التغير في الاتجاه  $x$  تصبح المعادلة (13) على الشكل التالي:

$$\frac{\partial p}{\partial x} = -\frac{\rho}{a^2} \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\Phi_x^2 + \Phi_y^2 + \Phi_z^2}{2} \right)$$

او

$$\frac{\partial p}{\partial x} = -\frac{\rho}{a^2} (\Phi_x \Phi_{xx} + \Phi_y \Phi_{yx} + \Phi_z \Phi_{zx}) \quad (14)$$

وبنفس الطريقة في الاتجاه  $y$  و  $z$  على الترتيب:

$$\frac{\partial p}{\partial y} = -\frac{\rho}{a^2} (\Phi_x \Phi_{xy} + \Phi_y \Phi_{yy} + \Phi_z \Phi_{zy}) \quad (15)$$

$$\frac{\partial p}{\partial z} = -\frac{\rho}{a^2} (\Phi_x \Phi_{xz} + \Phi_y \Phi_{yz} + \Phi_z \Phi_{zz}) \quad (16)$$

بتعويض المعادلات (14) و (15) و(16) في المعادلة (10) نحصل على المعادلة

التالية:

$$\begin{aligned} & \left(1 - \frac{\Phi_x^2}{a^2}\right) \Phi_{xx} + \left(1 - \frac{\Phi_y^2}{a^2}\right) \Phi_{yy} + \left(1 - \frac{\Phi_z^2}{a^2}\right) \Phi_{zz} - \frac{2\Phi_x \Phi_y}{a^2} \Phi_{xy} - \\ & \frac{2\Phi_x \Phi_z}{a^2} \Phi_{xz} - \frac{2\Phi_y \Phi_z}{a^2} \Phi_{yz} = 0 \end{aligned} \quad (17)$$

حيث هذه الأخيرة تدعى بمعادلة السرعة الكمونية [4].

## الفصل الأول: الجريانات الكمونية

نلاحظ ان المعادلة (17) تحتوي على متغيرين وهما سرعة الصوت ودالة الكمون ويجب علينا التعبير عن سرعة الصوت  $a$  بدلالة السرعة الكمونية  $\Phi$  في المعادلة (17)

### 3.2.3 معادلة الطاقة:

من معادلة الطاقة لدينا:

$$h + \frac{V^2}{2} = h_0 \text{ ثابت}$$

وفي حالة الغازات المثالية الحرارية نكتب:

$$cp T + \frac{V^2}{2} = cp T_0$$

$$\frac{\gamma RT}{\gamma - 1} + \frac{V^2}{2} = \frac{\gamma RT_0}{\gamma - 1}$$

$$\frac{a^2}{\gamma - 1} + \frac{V^2}{2} = \frac{a_0^2}{\gamma - 1}$$

$$a^2 = a_0^2 - \frac{\gamma - 1}{2} V^2 = a_0^2 - \frac{\gamma - 1}{2} (u^2 + v^2 + w^2)$$

$$a^2 = a_0^2 - \frac{\gamma - 1}{2} (\Phi_x^2 + \Phi_y^2 + \Phi_z^2) \quad (18)$$

حيث  $a_0$  تعرف على انها ثابت الجريان والمعادلة (18) تعطينا سرعة الصوت  $a$  بدلالة السرعة الكمونية  $\Phi$ .

المعادلة (17) و(18) تمثل معادلة واحدة للمتغير المجهول  $(\Phi)$  :

## الفصل الأول: الجريانات الكمونية

حيث تربط المعادلة أعلاه بين كل من معادلات الاستمرارية والحركة والطاقة، التي تؤدي الى حل عام لحقل جريان اضمحلالي ذو دوار منعدم بالطرق التالية:

1. إيجاد المتغير  $\Phi$  من المعادلتين (17) و(18) بوضع شروط حدية معينة للمسألة المطروحة.

2. حساب مركبات السرعة  $u, v, w$  من المعادلة (9) بحيث:

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$$

3. حساب سرعة الصوت من المعادلة (18).

4. حساب عدد ماك  $M = \frac{V}{a}$

5. حساب كل من درجة الحرارة والضغط والكتلة الحجمية على الترتيب من العلاقات التالية:

$$\frac{T}{T_0} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

حيث يتم تعريف دالة الكمون ( $\Phi$ ) على مجال الجريان.

المعادلتين (17) و (18) هي معادلة تفاضلية جزئية غير خطية وتطبق على كل جريان اضمحلالي غير دوار (تحت صوتي، فائق صوتي، فوق صوتي، عابر صوتي). كما يمكننا تطبيق المعادلات السابقة على الجريانات الغير قابلة للانضغاط عندما تؤول سرعة الصوت الى مالانهاية ( $a \rightarrow \infty$ ) والتي تؤدي الى معادلة لابلاس [4].

$$\Phi_{xx} + \Phi_{yy} + \Phi_{zz} = 0$$

### 4 الخصائص النموذجية للجريان خارج الطبقة الحدية

خارج الطبقة الحدية لدينا ما يعرف بسرعة الجريان الحر ( $u_\infty$ )، إذا اعتبرنا جريان ثنائي البعد (2D) حيث  $x$  مركبة السرعة ( $u_\infty$ )

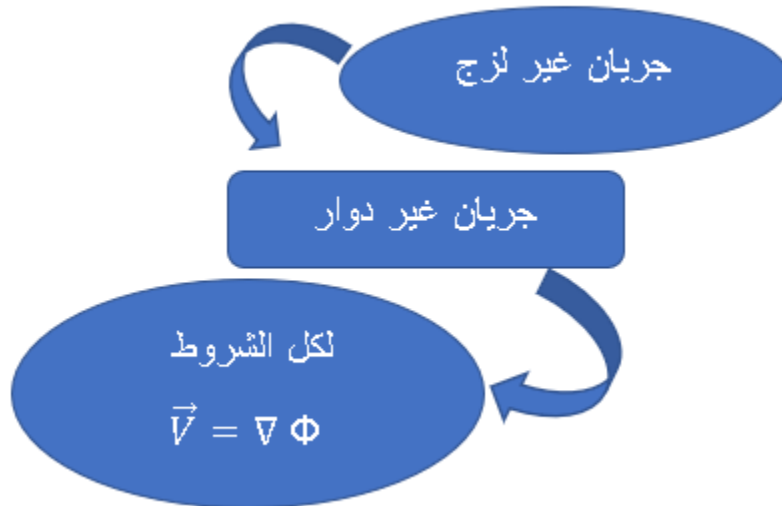
يأخذ الجريان طبيعة جريان غير دوار إذا كان غير لزج وبالتالي خارج الطبقة الحدية تأثير اللزوجة يكاد يكون منعدم. أينما كان الجريان غير دوار فان حقل السرعة يعبر عنه بالتدرج الكموني (مقدار سلمي)

إذا كان حقل السرعة غير دوار فان الجريان يعرف بالجريان الكموني [5].

الجريان غير الدوار يعرف من خلال تدرج كمون السلمي  $\nabla \Phi$  ويعبر عنه بحقل السرعة.



الجريان الكموني هو جريان غير دوار وغير لزج حيث يتصف بخصائص الجريان الحر، ولكن كلما زاد تأثير اللزوجة حول الجريان من غير دوار الى دوار.





### 5 خاتمة

تطرقنا في هذا الفصل الى مفهوم كمون السرعة والجريان الكموني واهم الخصائص التي تميز هذا النوع من الجريانات وأيضا شروط السريان ذو الدوار المنعدم ومعادلة اولر.

حيث تم الدمج بين كل من معادلات الاستمرارية والحركة والطاقة، والتي تؤدي الى حل عام لحقل جريان اضمحلاي ذو دوار منعدم بعدة طرق.

كما تحدثنا عن الجريان خارج الطبقة الحدية الذي يعرف بسرعة الجريان الحر.

# الفصل الثاني

### 1 مقدمة

يدعى مجال السرعة الذي تقل فيه السرعة بقليل من سرعة الصوت وتفوقها كذلك بقليل بالمجال فائق الصوت، والذي يكون فيه عدد ماك تقريباً يساوي الواحد ( $M \approx 1$ ).

هذا الاكتشاف في العقد الأخير من هذا القرن، وضع حداً لفشل نظريات ديناميك الهواء في إيجاد النقص للمعطيات التجريبية والنظرية لحقل جريان قريب من عدد ماك يساوي واحد. حيث أن التغير بشكل كبير في هذا الأخير يصاحبه تغييرات كبيرة أيضاً في بقية عوامل الجريان كالضغط والكتلة الحجمية [6].

اليوم حقل الجريان فائق الصوت عرف تطوراً وتحدياً كبيراً في مختلف مسائل ديناميك الهواء من الجانب التجريبي وهذا باستعمال أنفاق الهواء لجمع القياسات التجريبية الدقيقة، كذلك قوة تطور ديناميك الموائع الحسابية في حساب وتحديد طبيعة الجريان فائق الصوت. وبالرغم من هذا التطور إلا أن التحدي لا زال قائماً خاصة في السريان القابل للانضغاط.

## 2 الخصائص الفيزيائية للسريان عابر الصوت:

الجريان عابر الصوت يبدأ عندما يبلغ عدد ماك قيمته الحرجة. حيث هذه الأخيرة ما هي الا عدد ماك الجريان الحر، أين الجريان الصوتي يكون سباق في بلوغ الجسم. كما أن الجريان عابر الصوت يتميز بامتزاج المناطق المحلية لكل من الجريان تحت صوتي والفوق صوتي التي تحدث على الجسم المتحرك عند أعداد ماك بالقرب من الوحدة. كذلك السريان ثلاثي البعد يكون عابر الصوت عند منطقة العنق في البوق المتباعد المتقارب الفوق صوتي [7].

ومن أبرز الخصائص الفيزيائية للجريان عابر الصوت يمكن توضيحها في تأثير زيادات عدد ماك الجريان الحر على المقاطع الأيروديناميكية، بالإضافة إلى مدى تأثير الزيادات في سُمك جنيح هذه المقاطع. هذه التأثيرات المتمثلة في زيادة كل من عدد ماك وسُمك الجنيح، ينتج عنها ظهور أنواع مختلفة من أمواج التصادم بالإضافة إلى انفصال الطبقة الحدية.

كما أن قياسات معامل توزيع الضغط على مستوى أعلى سطح الجنيح (الظهر) وأسفله (البطن) تكون سالبة وموجبة على الترتيب. كذلك يظهر لنا ما يُعرف بمعامل الضغط الحرج ( $C_{Per}$ ) عند كل قيمة محددة لعدد ماك الجريان الحر ( $M_\infty$ ). وبالتالي كلما كان عدد ماك الجريان الحر صغير ( $M_\infty = 0.79$ )، فإن الجريان العابر صوتي يمتد مباشرة من بعد حافة الاقتحام الى ما يعادل 35% من طول وتر الجنيح، أين يتم إنهائه بموجة تصادم تقريبا عمودية. وبالتالي فإن الأمواج المنتشرة على سطح الجنيح تتمدد بضعف وتنتهي عند خط الجريان الصوتي فوق سطح الجنيح (الظهر) أو عند موجة التصادم بذاتها. إلا أنه يجب علينا أن نُشير هنا إلى أن قيمة معامل الضغط الحرج المقاسة ( $C_{Per}$ ) على طول سطح ظهر الجنيح تتجاوز بشكل كبير مسافة 35% من طول الوتر عن حافة الهجوم. كما أن قيمة معامل الضغط المقاسة ( $C_p$ ) تتخفض بشكل تقريبا متقطع إلى قيمة دنيا من معامل الضغط الحرج ( $C_{Per}$ ) بعد موجة التصادم. أما فيما يخص منطقة الجريان

المحلي التحت صوتي بعد موجة التصادم، فإن معامل الضغط المقاس ( $C_p$ ) على طول سطح بطن الجنيح لا يتجاوز ( $C_{per}$ ). وبالتالي فإن الجريان على مستوى بطن الجنيح يكون كليا تحت صوتي [7].

بزيادة عدد ماك الجريان الحر إلى ( $M_\infty = 0.87$ )، في هذه الحالة منطقة الجريان فوق صوتي تتسع بشكل كبير على أعلى سطح الجنيح (الظهر)، وبالتالي فإن موجة التصادم تنتقل في اتجاه الجريان إلى أن تقترب من حافة انفلات الجنيح. وهنا يكون التصادم أشد وهذا ما يُسبب انفصال الطبقة الحدية اللزجة عن السطح عند منطقة تصادم الموجة بهذا الأخير. حيث هذا الانفصال يتسبب في نشوء منطقة لدوامات شديدة تنتشر في اتجاه نقطة تصادم الموجة بالسطح. أما على طول السطح السفلي للجنيح (البطن) فإن الجريان يبقى تحت صوتي [8].

بتزايد عداد ماك من جديد إلى ( $M_\infty = 0.94$ )، فإن السطح العلوي (الظهر) يكون مغمورا تقريبا كليا في جريان محليا فوق صوتي، وموجة التصادم تبلغ بالتقريب حافة الانفلات. وهنا يوجد جيب صغير من الجريان فوق صوتي ناتج من موجات التصادم الضعيفة تحت السطح السفلي للجنيح (البطن)؛ وهذا ما تُبينه أيضا قيم معامل الضغط ( $C_p$ ) التي تتجاوز قليلا قيم معامل الضغط الحرج ( $C_{per}$ ) على جزء صغير من السطح السفلي.

وعندما ( $M_\infty$ ) يتزايد إلى الواحد، فإن الجريان فوق صوتي يكون على السطح العلوي (الظهر) بأكمله، وعلى جزء أساسي من السطح السفلي (البطن). أين موجة التصادم تنتقل إلى حافة الانفلات بذاتها. وهنا تبدأ آلية تشكل موجة التصادم المائلة على حافة الاقتحام. تنتقل الآن إلى الخاصية الفيزيائية تأثير زيادة سُمك الجنيح؛ حيث هذه الأخيرة تُسبب اضطرابات كبيرة للجريان، إذ يتمدد إلى درجة كبيرة على الجنيح الأكثر سُمكا. وبالتالي فإن التأثيرات الفائقة للصوت قوية على الجنيحات السميكة. إذ عدد ماك المحلي داخل مناطق الجريان فوق صوتي يصبح كبير، ممّا يجعل من موجة التصادم الأخيرة قوية

جدا. كما ان مناطق انفصال الجريان الناتجة من اصطدام هذه الأمواج بالطبقة الحدية اللزجة تصبح أكثر اتساعا أو امتدادا [8].

### 3 مجال تعريف التدفق عابر الصوت

نحدد التدفق العابر للصوت من خلال مجال يمكن تقسيمه إلى ثلاث نطاقات فرعية وهي:

مجال دون سرعة الصوت ومجال صوتي ومجال أسرع من الصوت. وعادة ما يتم تكثيف المجال الصوتي إلى خط (ثنائي الأبعاد) أو سطح (ثلاثي الأبعاد) يمكن أن يحتوي على موجة صدمة [9].

تحدث الظواهر العابرة للصوت لكل من التدفقات دون سرعة الصوت والأسرع من الصوت. يوضح الشكل اسفله بشكل تخطيطي مجالات التدفق دون سرعة الصوت، وعابرة الصوت، والأسرع من الصوت حول الجسم (في هذه الحالة جناح ثنائي الأبعاد).

مجالات التدفق حول الجسم وكيف تتغير مع زيادة عدد ماك.

في البداية يكون التدفق دون سرعة الصوت في كل مكان حول الجسم. على الرغم من أن التدفق يتسارع فوق الجسم، فلا يوجد في أي مكان في مجال التدفق بأكمله يزيد عدد ماك إلى ما بعد  $Mach = 1$ . عندما يزيد عدد ماك  $Mach$  إلى ما بعد قيمة عدد ماك الحرجة، يبدأ المجال الأسرع من الصوت بالتشكل [10].

نظراً لشكل هذا الجسم، من المحتمل أن يتشكل هذا المجال الأسرع من الصوت فوق جزء الجسم الذي يمتلك أعلى انحناءات، وهو قريب من الحافة

## الفصل الثاني: الجريان عابر الصوت

---

الأمامية للجسم. في الحالة الحالية، يتم تشكيل جيب من التدفق الأسرع من الصوت على الجانب العلوي والسفلي من الجسم [9].

نعلم من الديناميكا الهوائية أن التدفق خلف الجسم يجب أن يكون قريباً من سرعة التدفق الحر (وهي سرعة دون سرعة الصوت).

لذلك يجب إبطاء التدفق في الجيب الأسرع من الصوت، يحدث هذا التباطؤ بشكل مفاجئ تماماً عن طريق موجة الصدمة العادية التي تكون عمودية تقريباً على سطح الجنيح. تعمل موجة الصدمة هذه على إبطاء التدفق الأسرع من الصوت إلى سرعة الصوت.

#### 4 بعض الجوانب النظرية للجريان عابر الصوت

يخضع الجريان عابر الصوت للمعادلات التفاضلية التالية (معادلات اولر)

(1) معادلة الاستمرارية

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) = 0$$

(2) معادلة الحركة

$$\rho \frac{DV}{Dt} = -\nabla P$$

(3) معادلة الطاقة

$$\rho \frac{Dh_0}{Dt} = \frac{dP}{dt}$$

لدينا في المعادلات السابقة نفترض ان هناك جريانا غير لزج وأديباتيك وبإهمال قوى الجسم .

المعادلات السابقة تنطبق على جريان ذو دوار منعدم .

لدينا المعادلة ادناه تعبر عن التغير في الانتروبي عبر موجة صادمة من اجل جريان عابر للصوت [11] [12].

$$S_2 - S_1 = C_p \ln \left( \frac{T_2}{T_1} \right) - R \ln \left( \frac{P_2}{P_1} \right) \quad (4)$$

يتم البحث  $\left( \frac{T_2}{T_1} \right)$  و  $\left( \frac{P_2}{P_1} \right)$  بدلالة عدد ماك

ولدينا

$$\frac{T_2}{T_1} = \left( \frac{P_2}{P_1} \right) \cdot \left( \frac{\rho_2}{\rho_1} \right)$$



حيث

$$\frac{P_2}{P_1} - 1 = \gamma M_1^2 \left(1 - \frac{U_2}{U_1}\right) \rightarrow \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{U_1}{U_2} = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2}$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \gamma M_1^2 \left(1 - \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2}\right)$$

ومنه

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} (M_1^2 - 1)$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \left(\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2}\right)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} (M_1^2 - 1)\right] \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2}\right]$$

نعوض في المعادلة (4) نجد

$$S_2 - S_1 = C_P \ln \left\{ \left[1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} (M_1^2 - 1)\right] \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2}\right] \right\} \\ - R \ln \left\{ \left[1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} (M_1^2 - 1)\right] \right\}$$

.. (5)

$$C_P = \frac{\gamma R}{\gamma - 1} \quad \text{حيث}$$

ومنه تصبح المعادلة (5) كالتالي

$$\begin{aligned} \frac{S_2 - S_1}{R} = & \frac{1}{\gamma - 1} \ln \left[ \underbrace{1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} (M_1^2 - 1)}_* \right] \\ & + \frac{\gamma}{\gamma - 1} \ln \left[ \underbrace{\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2}}_{**} \right] \end{aligned}$$

..... (6)

وبوضع  $M_1^2 - 1 = m$  تصبح العبارة كالتالي

$$1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} (M_1^2 - 1) = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} m$$

..... (7)

وتصبح العبارة (\*\*\*) كالتالي

$$\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} = \frac{1}{M_1^2} \left[ \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)} \right]$$

$$\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} = \frac{1}{M_1^2} \left[ \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2 - (\gamma + 1) + (\gamma + 1)}{(\gamma + 1)} \right]$$

$$\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} = \frac{1}{M_1^2} \left[ \frac{(\gamma - 1)M_1^2 - (\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} + 1 \right]$$

$$\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} = \frac{1}{M_1^2} \left[ \frac{(\gamma - 1)(M_1^2 - 1)}{(\gamma + 1)} + 1 \right]$$

$$\frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{(\gamma + 1)M_1^2} = \frac{1}{m + 1} \left[ \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} m + 1 \right]$$

..... (8)

نعوض (7) و (8) في (6) نجد

$$\begin{aligned} \frac{S_2 - S_1}{R} &= \frac{1}{\gamma - 1} \ln \left[ 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} m \right] \\ &+ \frac{\gamma}{\gamma - 1} \ln \frac{1}{m + 1} \left[ \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} m + 1 \right] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{S_2 - S_1}{R} &= \frac{1}{\gamma - 1} \ln \left[ 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} m \right] \\ &+ \frac{\gamma}{\gamma - 1} \ln \left( \frac{1}{m + 1} \right) + \frac{\gamma}{\gamma - 1} \ln \left[ \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} m + 1 \right] \end{aligned}$$

$$\frac{S_2 - S_1}{R} = \frac{1}{\gamma - 1} \ln \left[ 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} m \right] - \frac{\gamma}{\gamma - 1} \ln(m + 1) + \frac{\gamma}{\gamma - 1} \ln \left[ \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} m + 1 \right] \dots (9)$$

من اجل الجريان عابر الصوت  $M_1 \approx 1$  وبالتالي  $m \ll 1$  حيث كل مصطلح لوغاريتمي في المعادلة (9) هو من الشكل  $(1 + \varepsilon)$  اين  $\varepsilon \ll 0$

$$\ln(1 + \varepsilon) = \varepsilon - \frac{\varepsilon^2}{2} + \frac{\varepsilon^3}{3} + \dots$$

نكتب المعادلة (9) على الشكل السابق كالتالي

$$\frac{S_2 - S_1}{R} = \frac{1}{\gamma - 1} \left[ \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} m - \left( \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} \right)^2 \frac{m^2}{2} + \left( \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} \right)^3 \frac{m^3}{3} + \dots \right] - \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left[ m - \frac{m^2}{2} + \frac{m^3}{3} \dots \right] + \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left[ \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} m - \left( \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)^2 \frac{m^2}{2} + \left( \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)^3 \frac{m^3}{3} \dots \right] \dots (10)$$

### 5 خاتمة

تناولنا في هذا الفصل الجريان عابر الصوت والمجال الذي يتم دراسة هذا السريان فيه خاصة وان المجال عابر الصوت هو مجال صغير جدا يحدث عند انتقال الجريان من دون صوتي الى جريان أسرع من الصوت. وكذلك التعريف بالمعادلات المعبرة والمتحكمة في هذا الجريان.

تحدث موجة صدمة عند كل تغير للسرعة من المجال دون الصوت الى الأسرع من الصوت تغير خصائص الجريان، للتخلص من هذه الآثار السلبية، يمكن اتخاذ تدابير تصميم متعددة. كما يمكن تصميم جناح فوق حرج يؤجل بداية موجات الصدمة. بالإضافة إلى ذلك يمكن التحكم في مساحة الطائرة لتقليل التأثيرات فائقة الصوت الضارة.

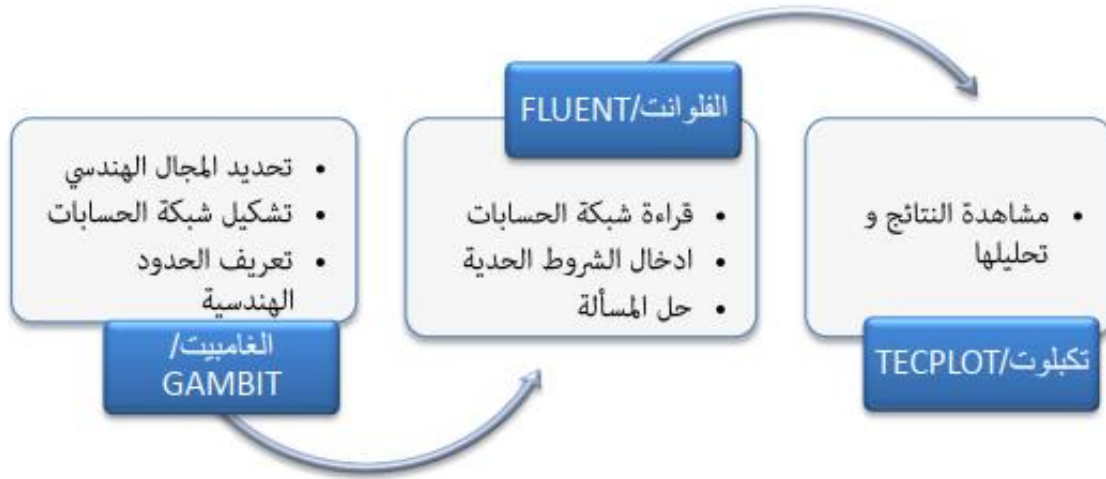
وهذا ما جعل الدراسة في مجال تغير السرعة الى عابرة للصوت معقدة وصعبة التطبيق.

# الفصل الثالث

### 1 مقدمة

في هذا الفصل من المذكرة سنقوم بإجراء محاكاة عددية لسريان ثنائي البعد داخل شبكة خطية (جريان حول جناح) فسيتم اختيار الجناح NACA0012 الذي يصنف ضمن سلسلة الجناحيات التي تتميز بخط التحذب على شكل دائري مع حافتي هجوم وانفلات مميزتين بشكل دائري.

ان دراستنا العددية لجريان فائق الصوت تستوجب علينا استعمال ثلاثة برامج رئيسية والمخطط الاتي يوضح البرامج المستعملة في دراستنا:



الشكل رقم 5: مخطط توضيحي لخطوات المحاكاة العددية

## 2 عرض للبرنامج المستعمل للمحاكاة العددية للجريان FLUENT و GAMBIT

تم إجراء الحسابات العددية باستخدام برنامج الفلوانت والذي يستخدم طريقة الحجم المنتهية. نقدم تفاصيل حل المشكلة.

### 1.2 برنامج القامبيت Gambit

هو معالج متكامل للتحليل في CFD (ديناميات السوائل الحسابية)، ويستخدم لبناء هندسة وإنشاء شبكتها (منظمة أو غير منظمة، في إحداثيات ديكرتية، قطبية، أسطوانية أو محورية)، يمكنها تحقيق شبكات معقدة في بعدين أو ثلاثة أبعاد مع شبكات مستطيلة أو مثلثة.

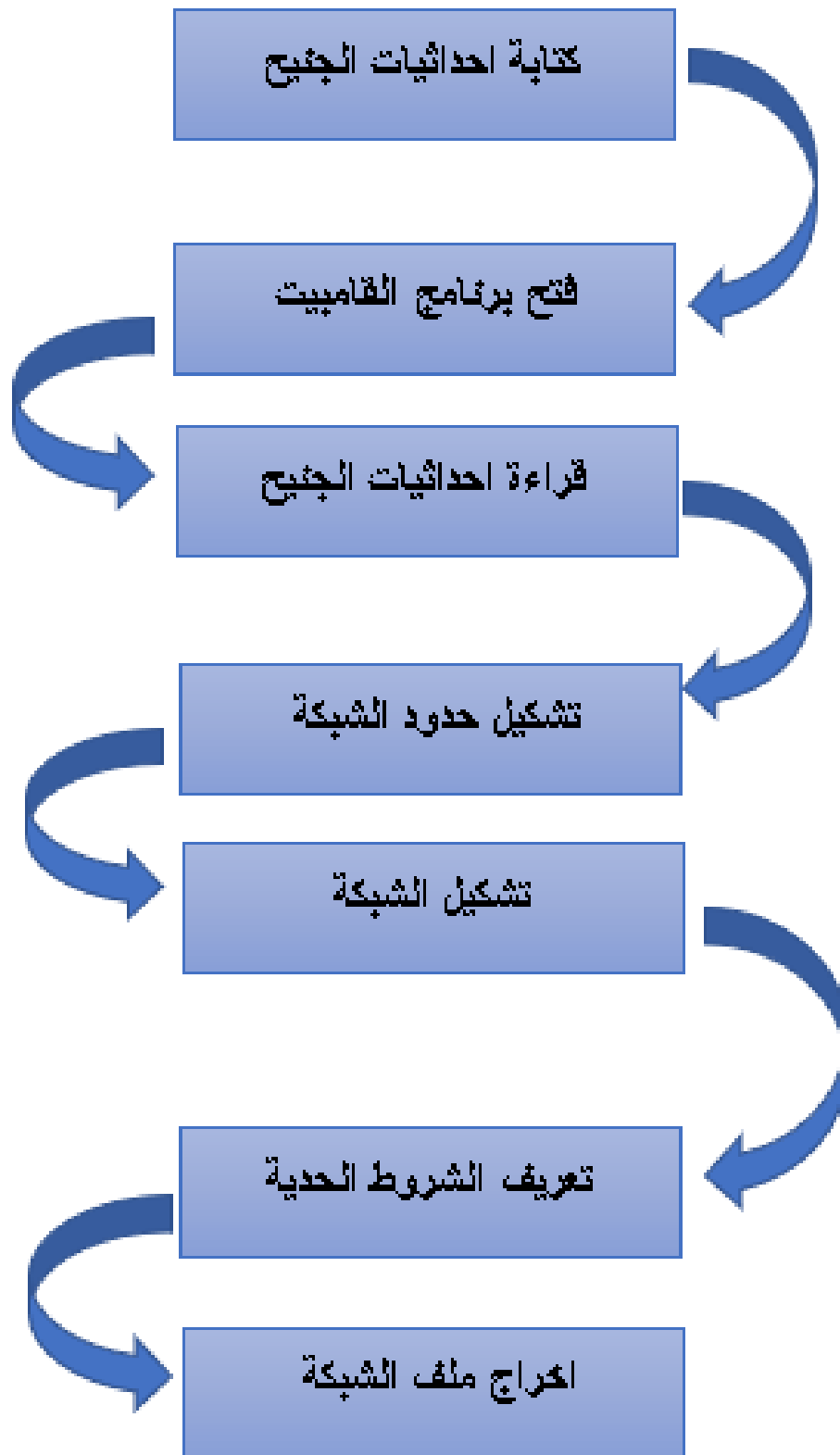
توفر خيارات إنشاء شبكة Gambit مرونة في الاختيار. يمكننا تفكيك الهندسة إلى عدة أجزاء لإنشاء شبكة منظمة، وإلا فإن Gambit تنشئ تلقائيًا شبكة غير منظمة تتكيف مع نوع الهندسة التي تم إنشاؤها.

يتم الكشف عن العيوب باستخدام واجهته التي تشتمل على العديد من نوافذ الإنشاء وأدوات التوليد والتحقق من شبكة النموذج المدروس وإدراج الشروط الحدية [15].

### 2.2 عملية إنشاء الهندسة في برنامج GAMBIT

يمكن رؤية طريقة إنشاء الشكل الهندسي لملف تعريف الجناح في عملنا بواسطة برنامج Gambit في الشكل (2)



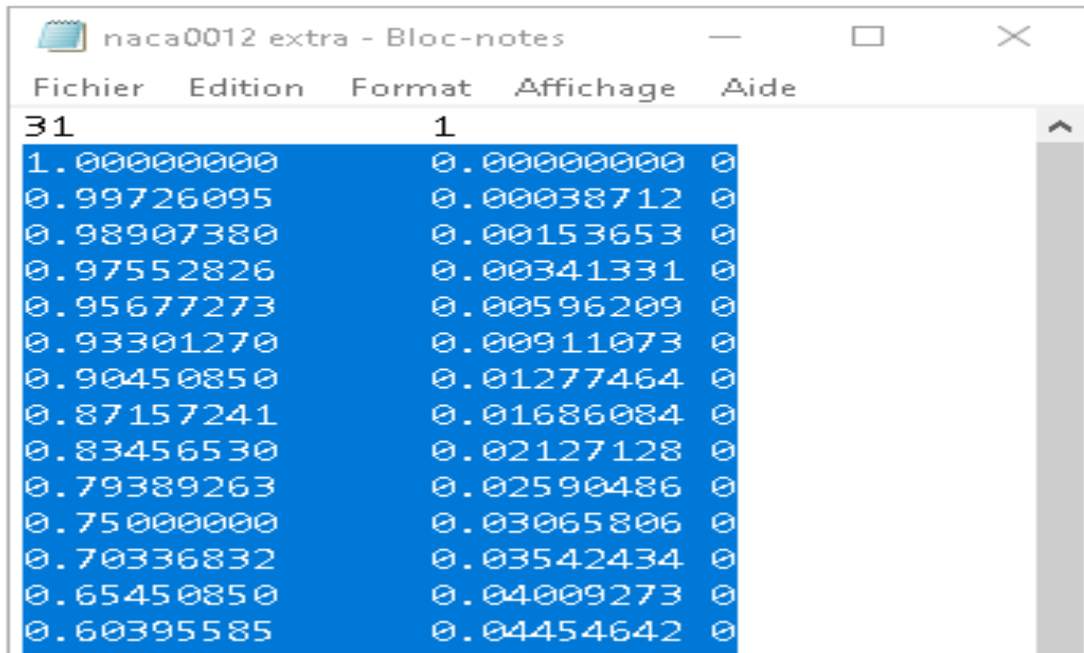


الشكل رقم 6: يوضح عملية إنشاء شبكة في GAMBIT

## 3.2 خطوات تشكيل الشبكة

### 1.3.2 إنشاء إحداثيات الملف الشخصي

نظرًا لأن هندسة الجناح يتم تحديدها من خلال مجموعة من النقاط، يتم تحديد هندسة المظهر الجانبي بحوالي مائة نقطة للسطح العلوي. تم اشتقاق قائمة الإحداثيات من المعادلات المبرمجة في Matlab، والتي يمكن العثور عليها في الملحق، ويجب أن تحسب في وثيقة نصية.



The screenshot shows a text editor window titled 'naca0012 extra - Bloc-notes'. The window contains a list of numerical coordinates for a wing profile. The coordinates are arranged in two columns, with the first column representing the x-axis and the second column representing the y-axis. The values are as follows:

31	1
1.00000000	0.00000000
0.99726095	0.00038712
0.98907380	0.00153653
0.97552826	0.00341331
0.95677273	0.00596209
0.93301270	0.00911073
0.90450850	0.01277464
0.87157241	0.01686084
0.83456530	0.02127128
0.79389263	0.02590486
0.75000000	0.03065806
0.70336832	0.03542434
0.65450850	0.04009273
0.60395585	0.04454642

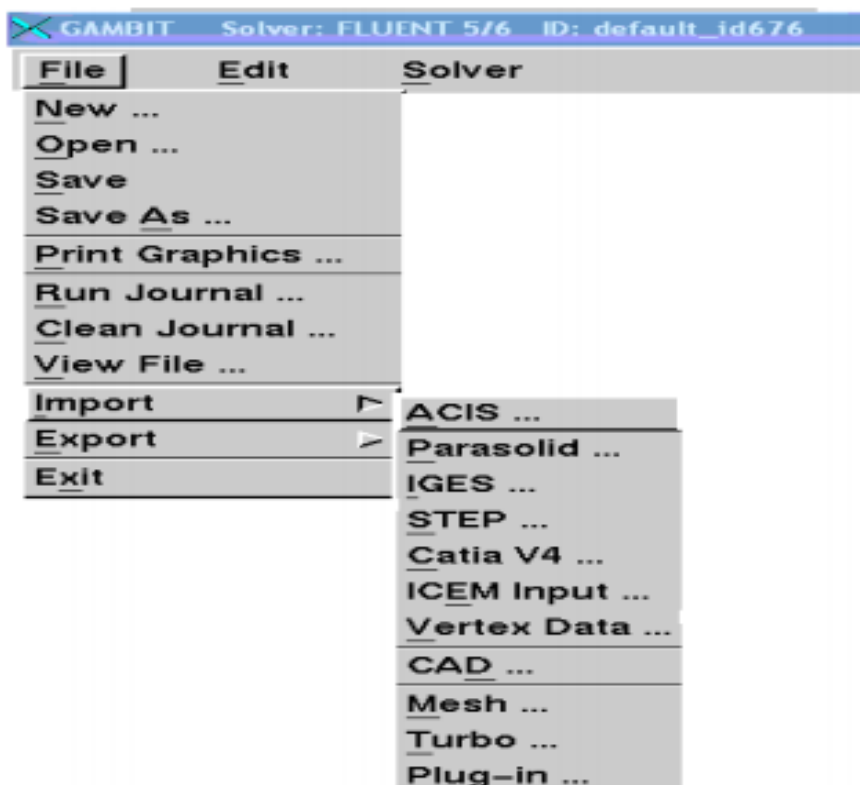
الشكل رقم 7: إحداثيات النماذج التي يمكن قراءتها في GAMBIT

### 2.3.2 إنشاء أو قراءة شكل الجناح

فتح البرنامج مجرد فتح GAMBIT، نختار نوع Solver، أي نوع البرنامج المستعمل للحل (هنا FLUENT).

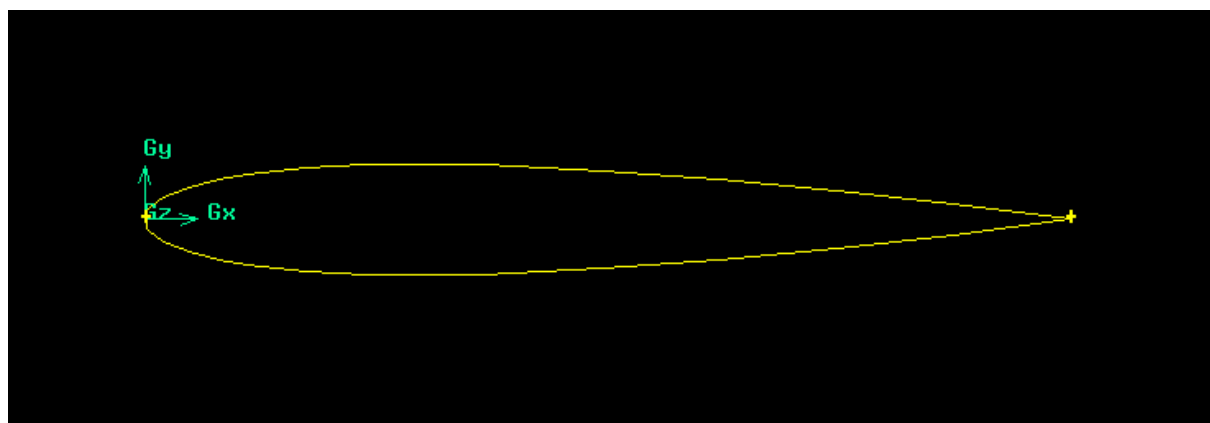
يجب أن يقوم المستخدم الآن باستيراد الإحداثيات إلى GAMBIT. يتم ذلك عن طريق الاختيار التالي في الشكل (08):

File --Import --ICEM input



الشكل رقم 8: عملية استيراد وقراءة ملف الجنيح ببرنامج GAMBIT

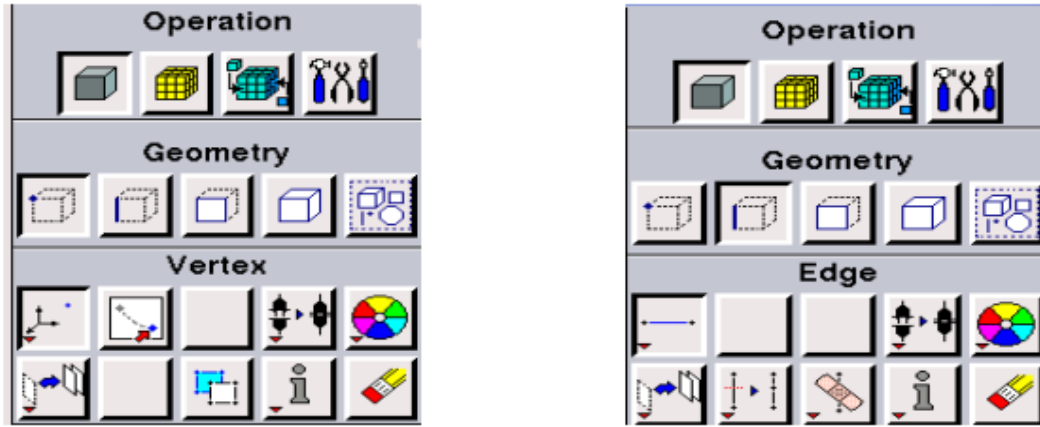
يوضح الشكل التالي شكل الجنيح نوع NACA0012 بعد قراءته في نافذة البرنامج



الشكل رقم 9: يوضح الشكل الهندسي للجنيح

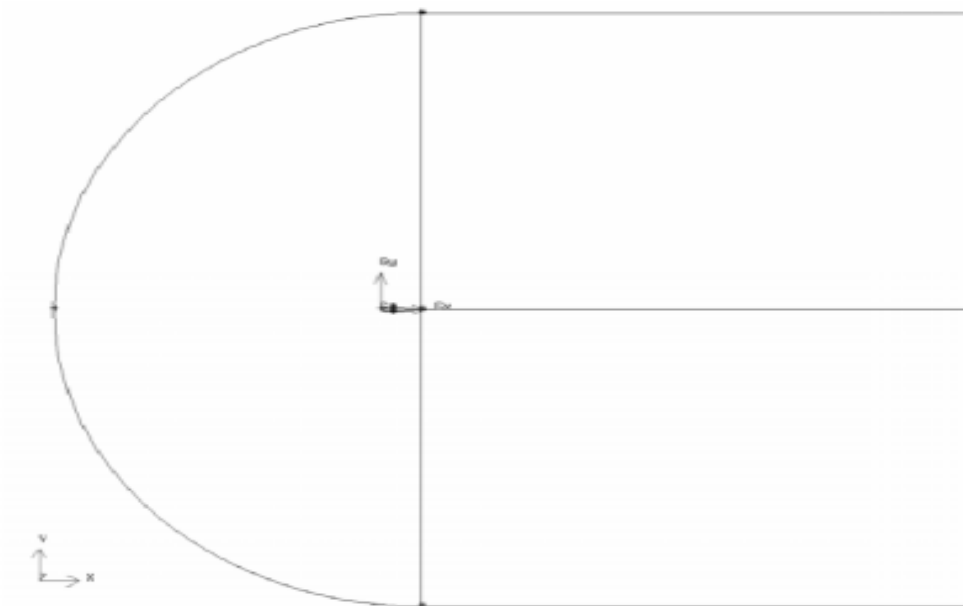
3.3.2 إنشاء حدود الشبكة:

يجب الآن إنشاء هندسة الشبكة الخارجية. يتم ذلك عن طريق اختيار زر Vertex ضمن Geometry Operation، ثم اختيار الزر Create Vertex لإنشاء نقاط الحدود. يجب الآن ربط هذه النقاط لإنشاء الهيكل الذي سيتم تشكيله. نبدأ بتحديد زر Geometry Operation Edge في مجموعة Create Edge [16].



الشكل رقم 10: يوضح نوافذ البرنامج لإنشاء النقاط والخطوط الهندسية

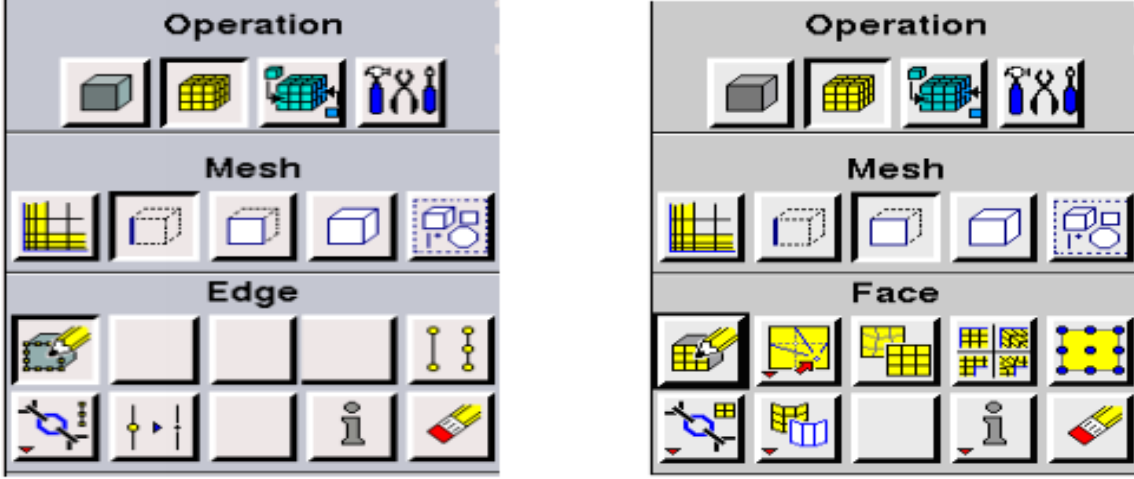
بعد القيام بالعمليات أعلاه نتحصل على الشكل التالي:



الشكل رقم 11: يوضح حدود الشبكة

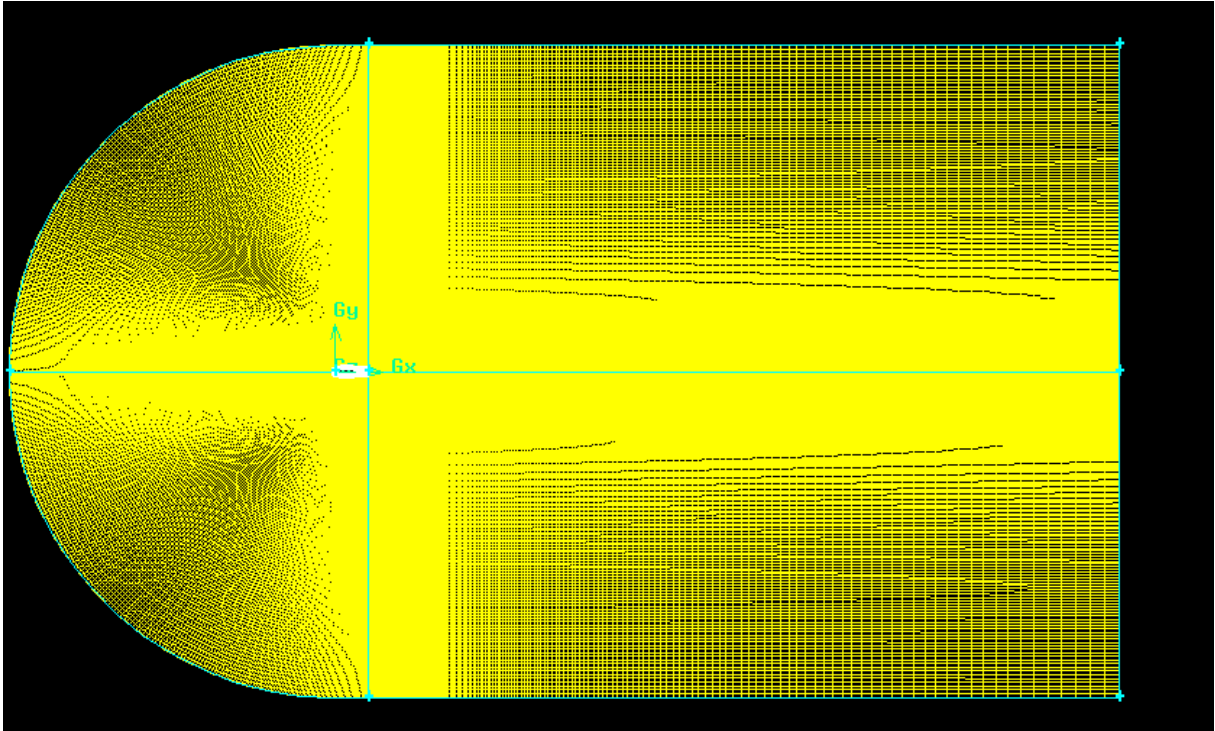
4.3.2 انشاء الشبكة

عملية هيكلة الشبكة.

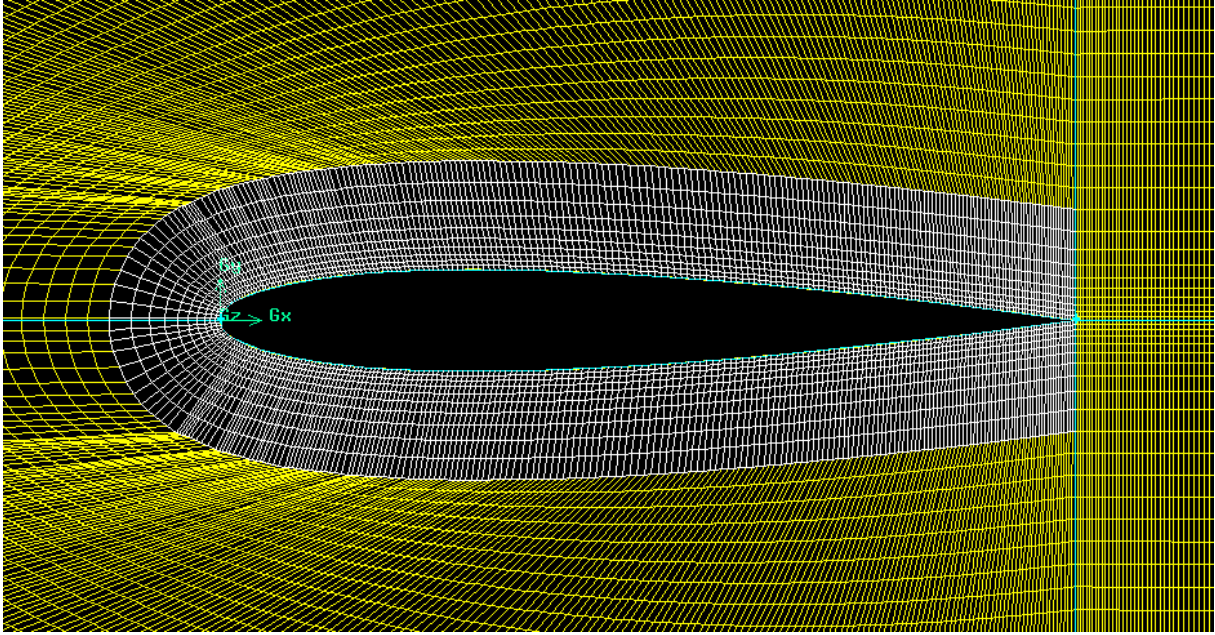


الشكل رقم 12: يوضح كيفية انشاء الشبكة

بعد القيام بالعمليات أعلاه نتحصل على الشكل التالي :



الشكل رقم 13: يوضح شكل الشبكة



الشكل رقم 14: يوضح تكبير شكل الشبكة

### 5.3.2 التعريف بالشروط الحدية

الآن يمكننا تحديد الشروط الحدية منذ اكتمال الشبكة.

يتم ذلك عن طريق اختيار Zone Operation-- Specify Boundary Types يتم تعيين خيار الأنواع تلقائيًا على الحائط، وبالتالي تحديد حدود الجناح أولاً، لأنه بمجرد استيراده إلى FLUENT، سيكون تحديد المناطق المرغوبة أسهل.

بعد ذلك، يجب تغيير الأنواع إلى حقل الضغط البعيد Pressure-far-field. لجميع الحواف التي تشكل الحواف الخارجية للشبكة [17].

أخيرًا، يجب أن نحدد نوع السائل المستخدم، وهو الهواء في حالتنا. يتم ذلك عن

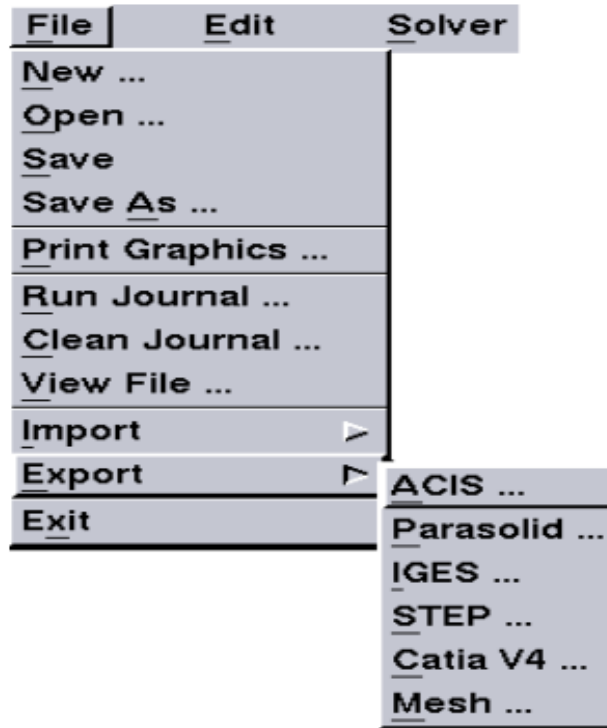
طريق اختيار الزر Zone Operation-- Continuum Type



الشكل رقم 15: يوضح نافذة الشروط الحدية في البرنامج

### 2.3.1 تصدير او استخراج الشبكة

بمجرد إنشاء الشكل الهندسي، يتم تحديد الشروط الحدية، ويتم استخراج الشبكة. يتم ذلك عن طريق الاختيار `File -- Export--Mesh` لكي يتمكن برنامج FLUENT من قراءته واستخدامه.



الشكل رقم 16: عملية تصدير او استخراج الشبكة

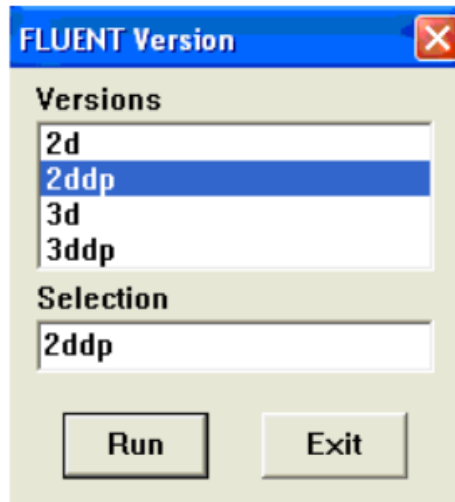
### 1.3 الفلوانت FLUENT

FLUENT هو برنامج حاسوبي لميكانيكا الموائع الديناميكية (CFD) لمحاكاة مشاكل تدفق السوائل ونقل الحرارة في الأشكال الهندسية المعقدة.

يظهر مرونة كبيرة في النتائج والتكيف مع أي نوع من الشبكات. يستخدم طريقة الحجم المنتهية لحل المعادلات التي تحكم تدفق السوائل. يوفر إمكانيات دراسة أنواع مختلفة من التدفقات المادية مثل التدفقات المادية غير القابلة للانضغاط أو القابلة للانضغاط أو غير اللزجة أو اللزجة، وما إلى ذلك، إلخ... يتم إنشاء الهندسة والشبكة باستخدام برنامج GAMBIT وهو المعالج المسبق المرفق مع FLUENT... [18].

### 1.4.2 واجهة برنامج الفلوانت FLUENT

يمكننا فتح 4 إصدارات من 2DDp-- 3DDp2 -- 2DDp-- 3D-- D-- بطلاقة لها نفس الواجهة.



الشكل رقم 17: واجهة برنامج FLUENT



الوظائف المتاحة للإجراء العددي في البرنامج هي:

- **ملف File:** للعمليات المتعلقة بالملفات (القراءة، الحفظ، الاستيراد، إلخ).
- **الشبكة Grid:** لفحص ومعالجة الشبكة والهندسة.
- **التعريف Define:** لتعريف الظواهر الفيزيائية والمواد وشروط الحدود.
- **الحل Solve:** لاختيار المعادلات المراد حلها، ومخططات التمييز ومعايير التقارب وتهيئة ومتابعة الحساب.
- **التكيف Adapt:** لتكييف الشبكة وفقاً لعدة معايير.
- **السطح Surface:** لإنشاء النقاط والخطوط والمستويات اللازمة لعرض النتائج.
- **العرض والتخطيط Display et Plot:** لاستغلال النتائج.
- **تقرير Report:** لعرض التقارير التي تحتوي على تفاصيل المشكلة التي تتم معالجتها.
- **بالتوازي Parallel:** للحساب المتوازي.
- **المساعدة Help:** لاستغلال محتوى الكود.

### 2.4.2 الخطوات المختلفة لحل مشكلة في FLUENT

يتم إنشاء الحساب في "FLUENT" من خلال الخطوات التالية:

**الخطوة 1 -** قم بتشغيل FLUENT 6.2.16 واختر الإصدار (d2 أو d3)

**الخطوة 2 -** قم بتحميل الهندسة بواسطة FLUENT

انتقل إلى ملف "Name.msh" الذي تم إنشاؤه في GAMBIT

**الخطوة 3 -** فحص وعرض الشبكة

نتحقق من الشبكة للتأكد من عدم وجود أخطاء

**الخطوة 4 -** تحديد نموذج الحل

الاحتمالات المقدمة في "Fluent" لتحديد نوع الحل هي: Coupled-Implicit،

**الخطوة 5** - اختر المعادلات الأساسية (تحديد النموذج المادي)

**الخطوة 6** - تحديد المادة

يقدم FLUENT نوعين من المواد الصلبة أو السائلة، في حالتنا، سوف ندرس الهواء ونفترض أنه غاز مثالي

**الخطوة 7** - تحديد شروط التشغيل

أي إعطاء معلمات المراجع مثل الضغط.

**الخطوة 8** - تحديد شروط الحدود

بالإضافة إلى شبكة مناسبة، من المهم للغاية الحصول على شروط الحدود حل دقيق مع تقارب سريع.

يوفر برنامج "Fluent" إمكانية تغيير نوع شروط الحدود وضبط البيانات وفقاً لاحتياجاتنا.

يتم تعريف الشروط الحدية لمشكلتنا في برنامج Fluent على النحو التالي:

شروط المحطات الخارجية: ملف تعريف المجال البعيد (ضغط المجال البعيد)

شروط الحدود لملف الجناح (Intrados، Extrados)

**الخطوة 9** - اختر مخطط التقديرية عند استخدام الصيغة "المقترنة"، يتم حل المعادلات باستخدام بواسطة الافتراضي هو الترتيب الثاني عكس اتجاه الريح.

**الخطوة 10** - التهيئة يتطلب إجراء التكرار أن تتم تهيئة جميع المتغيرات قبل بداية الحساب. التهيئة "الواقعية" تعمل على تحسين استقرار وسرعة التقارب.

**الخطوة 11-** التقارب لجميع معادلات الحفظ التقديرية (الزخم، الطاقة، وما إلى ذلك)، تتوافق في كل خلية مع التسامح المحدد، والحل لا يتغير أكثر بمرور الوقت.

تتم مراقبة التقارب مع المخلفات. بشكل عام، انخفاض الطلب

### الخطوة 12- الاستقرار

يمكن أن يظهر عدم الاستقرار العددي مع مشكلة مطروحة بشكل سيء، سيئة شبكة و / أو تعديل سيئ للحل.

### الخطوة 13- احفظ النتائج

سجل المعلومات المتعلقة بالمشكلة.

ملف الحالة (يجمع كل المعلومات المتعلقة بالهندسة).

ملف data (يحتوي على جميع معاملات وبيانات الحسابات).

## 3 تفسير النتائج المتحصل عليها من الدراسة العددية

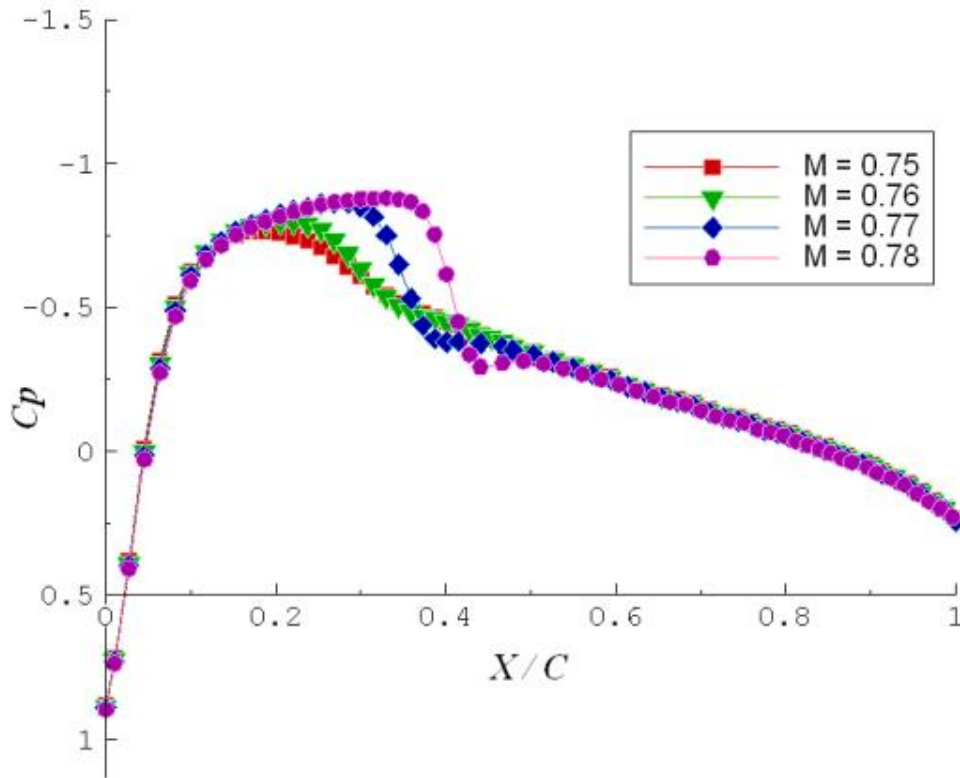
النتائج التي تم الحصول عليها عن طريق المحاكاة العددية لجريان عابر الصوت حول جنيح. ستستند المناقشة في المقام الأول على توزيعات الضغط والسرعة وعدد ماك [18].

الهدف من عملنا هو التقاط موجة الصدمة لجريان عابر الصوت والتحكم في موضعها أثناء دراسة تأثيرات المعلمات الديناميكية والهندسية على الأخير مثل رقم ماك اللانهائي، وهندسة الجنيح، من أجل تحديد الحالة المثلى المقابلة لموجة صدمة مدفوعة نحو الحافة الخلفية.

## الفصل الثالث: دراسة عددية حول جناح إيروديناميكي

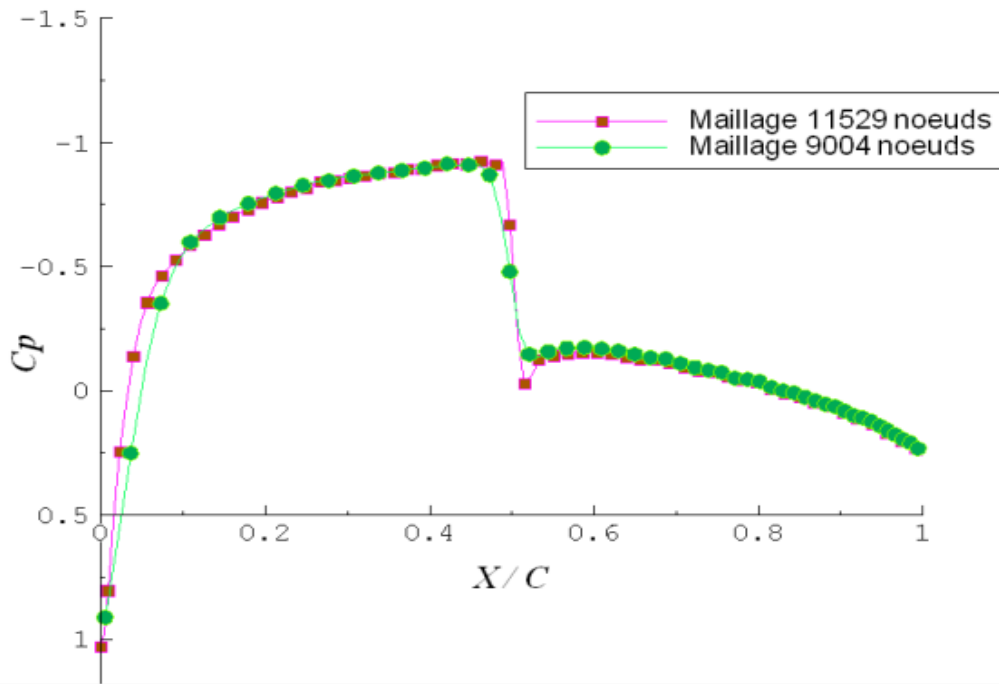
أولاً، بدأنا بجناح متمائل نوع NACA0012، بزواوية حدوث صفيرية، ورقم ماك لانهاي يساوي 0.8 وشبكة مكونة من 10000 عقدة، والتي تمثل اختبار جريان عابر الصوت قياسي، أثناء دراسة التأثير من الشبكة على موقف موجة الصدمة.

للتحقق من صحة نتائجنا، قمنا بمقارنة نتائجنا بنتائج بعض المراجع [19] [20] [21] [22].

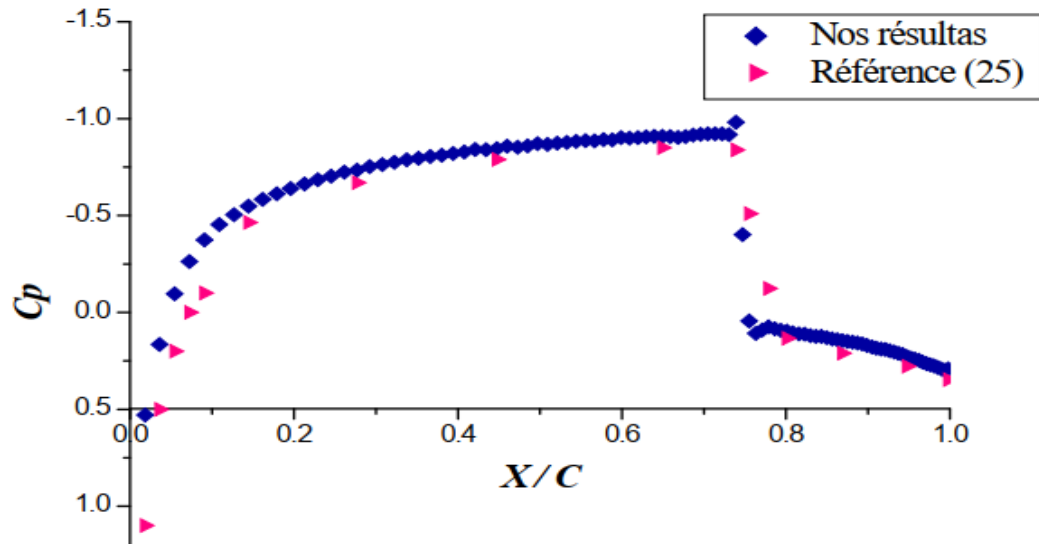


الشكل رقم 18: يوضح توزيع معامل الضغط الساكن على طول الجناح NACA 0012 بعدد ماك متغير وزاوية هجوم تساوي 0

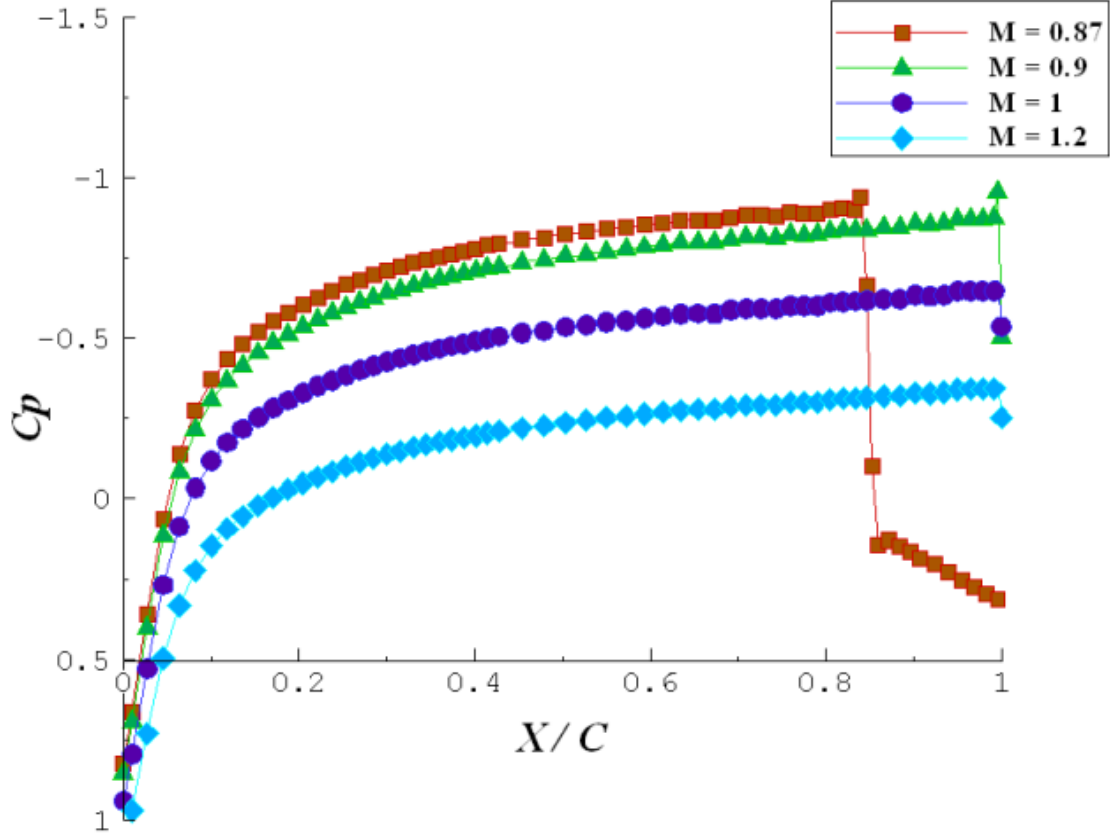
يوضح الشكل استقلالية الشبكة على النتائج. تم إجراء المقارنة لشبكتين مختلفتين، شبكة محسنة تتكون من 11521 عقدة والأخرى 9000 عقدة، لعدد لا نهائي من Mach 0.8 وزاوية هجوم  $\alpha = 0^\circ$ . لجناح NACA0012، نلاحظ أن المنحنيات تمثل توزيع معامل الضغط متطابق، مع انحراف بسيط عن شدة موجة الصدمة.



الشكل رقم 19: تأثير الشبكة على موضع موجة الصدمة

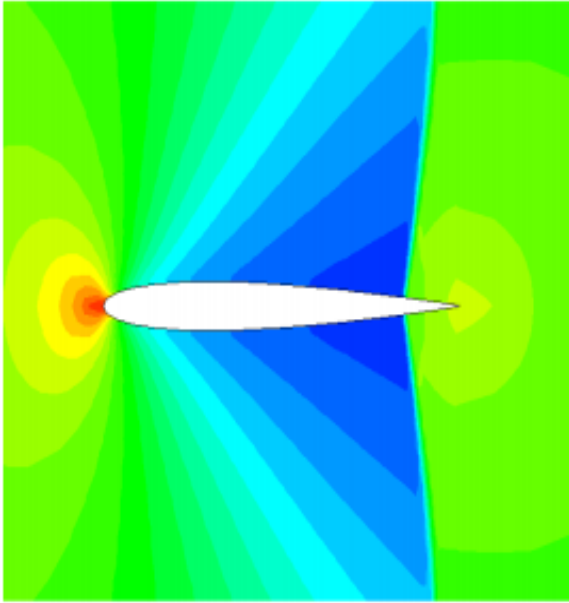


الشكل رقم 20: مقارنة بين النتائج المحصل عليها ونتائج المرجع المذكور

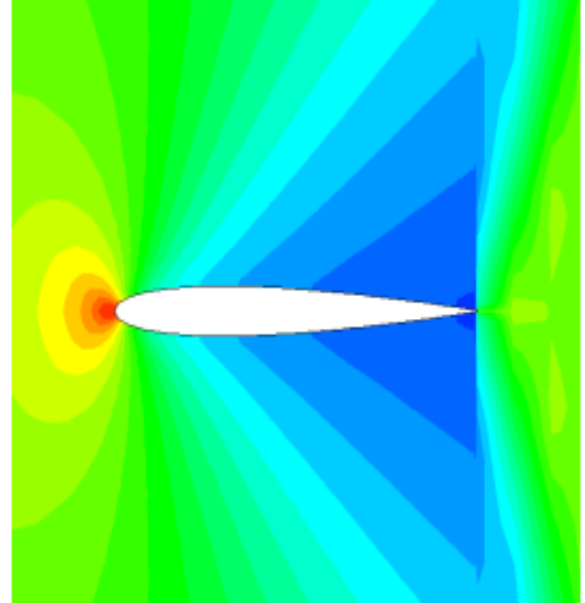


الشكل رقم 21: يوضح التغير في معامل الضغط على سطح الجناح وعدد ماك متغير

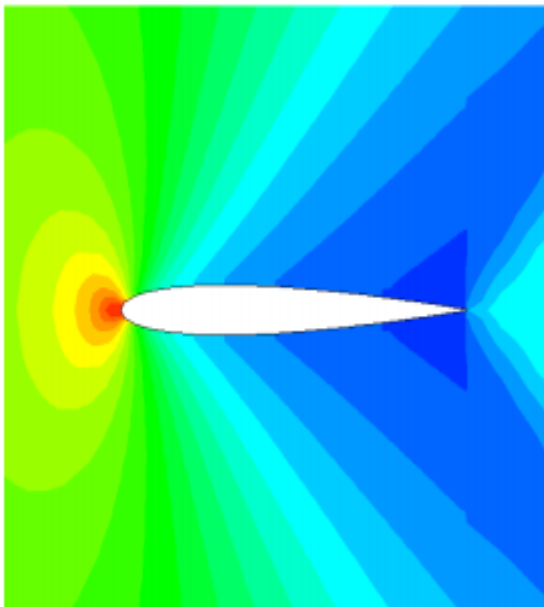
نلاحظ أن المنحنيات تمثل توزيع معامل الضغط غير متطابق.



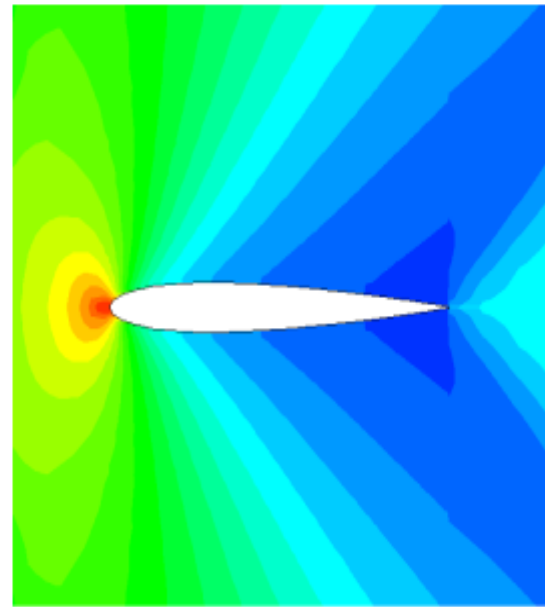
(a)-  $M=0.87$



(b)-  $M=0.9$

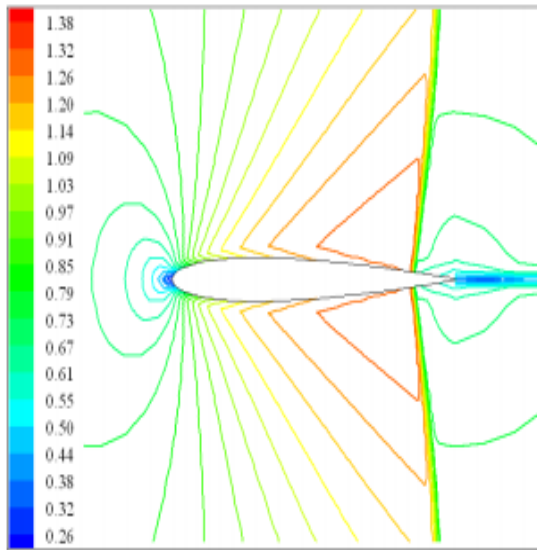


(c)-  $M=1$

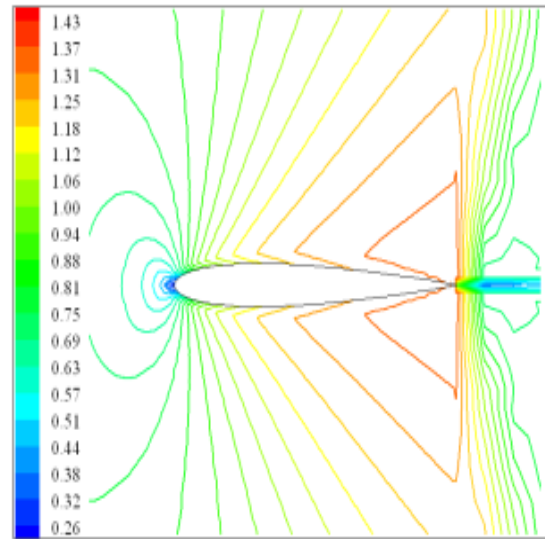


(d)-  $M=1.2$

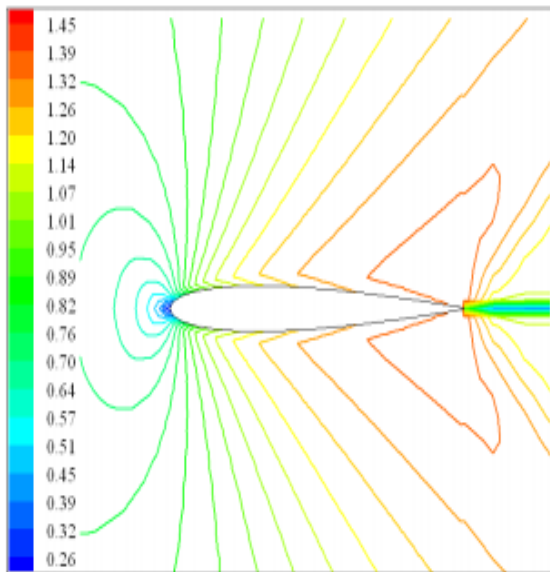
الشكل رقم 22: يوضح التغير في الضغط الساكن من اجل عدد ماك متغير وزاوية هجوم تساوي الصفر لجناح NACA0012



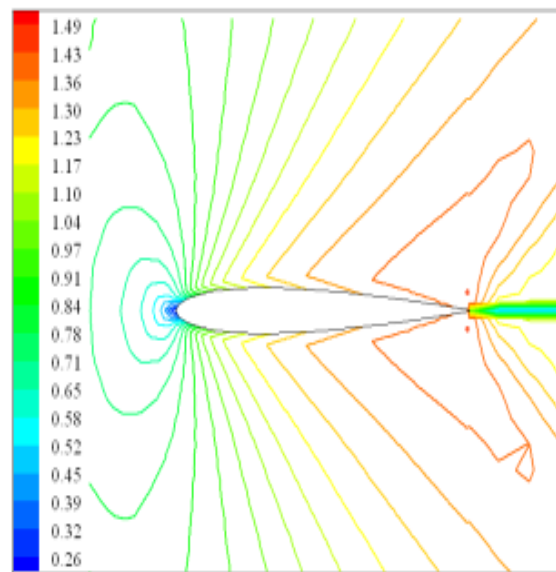
**M=0.87**



**M=0.9**



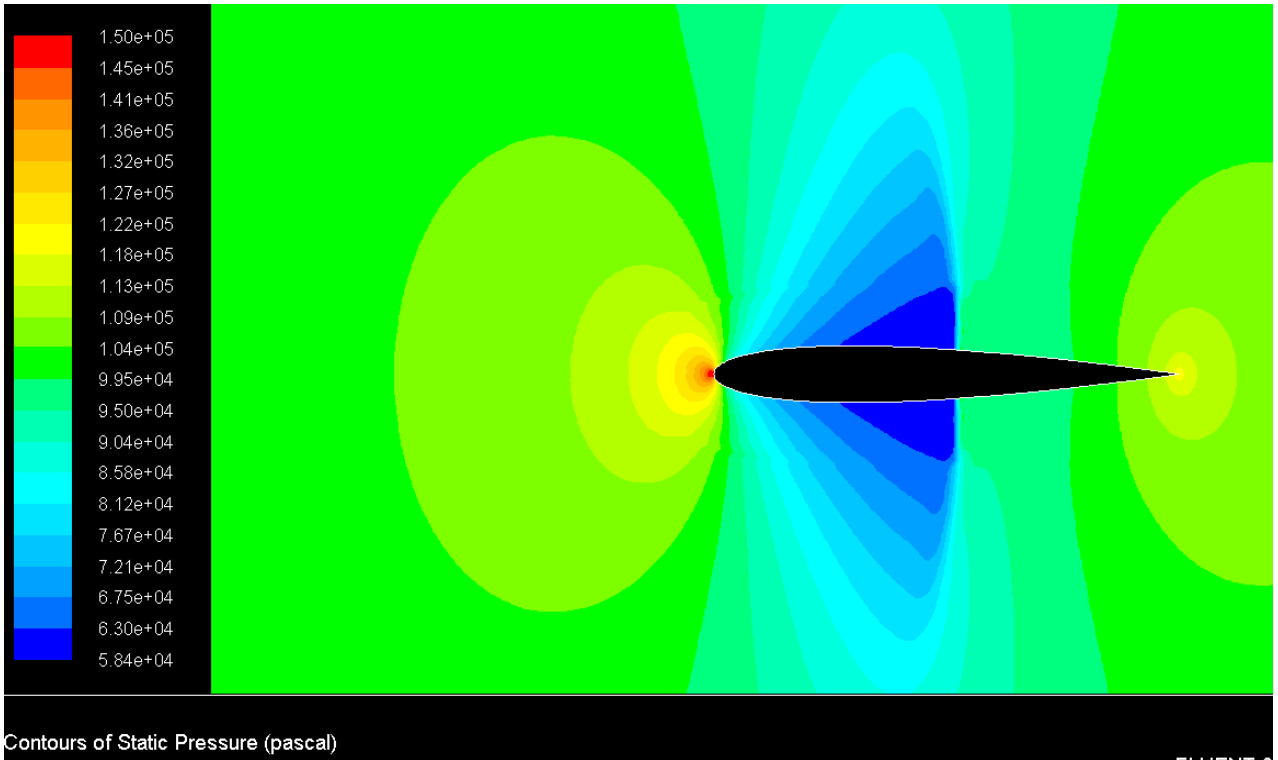
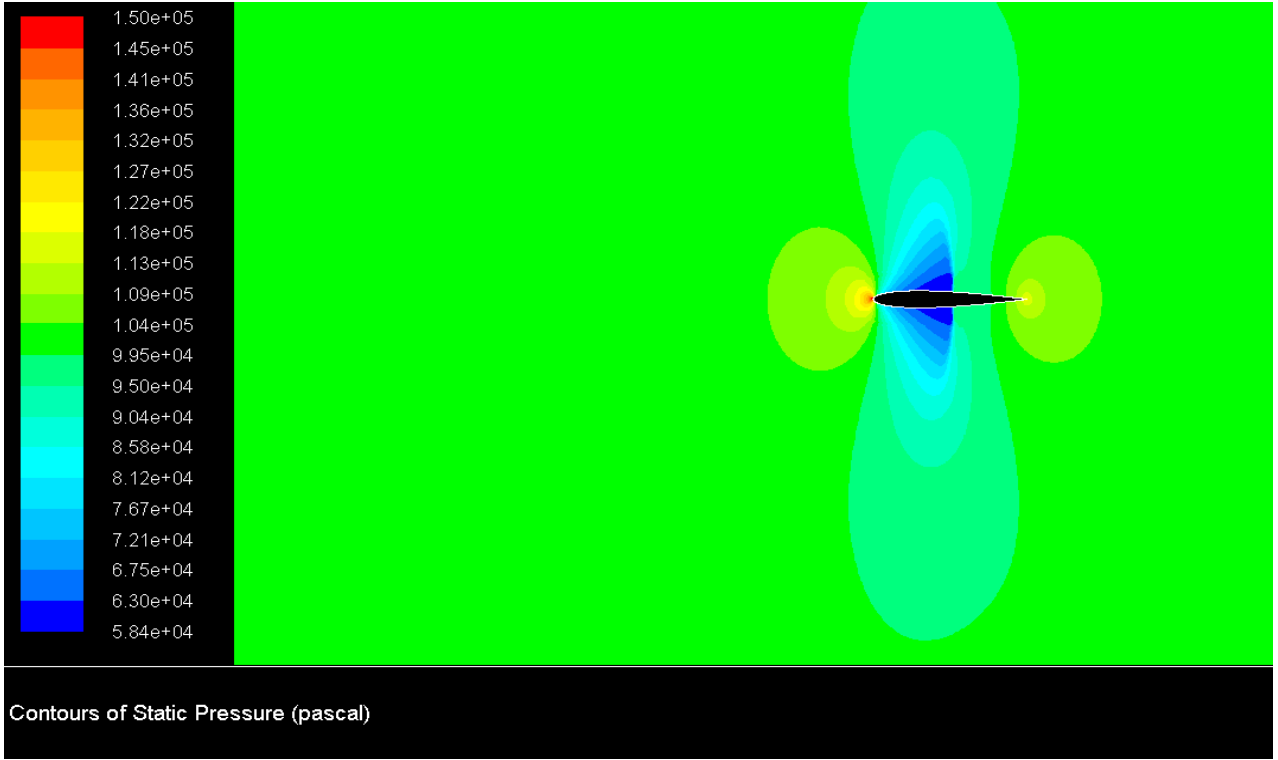
**M=0.1**



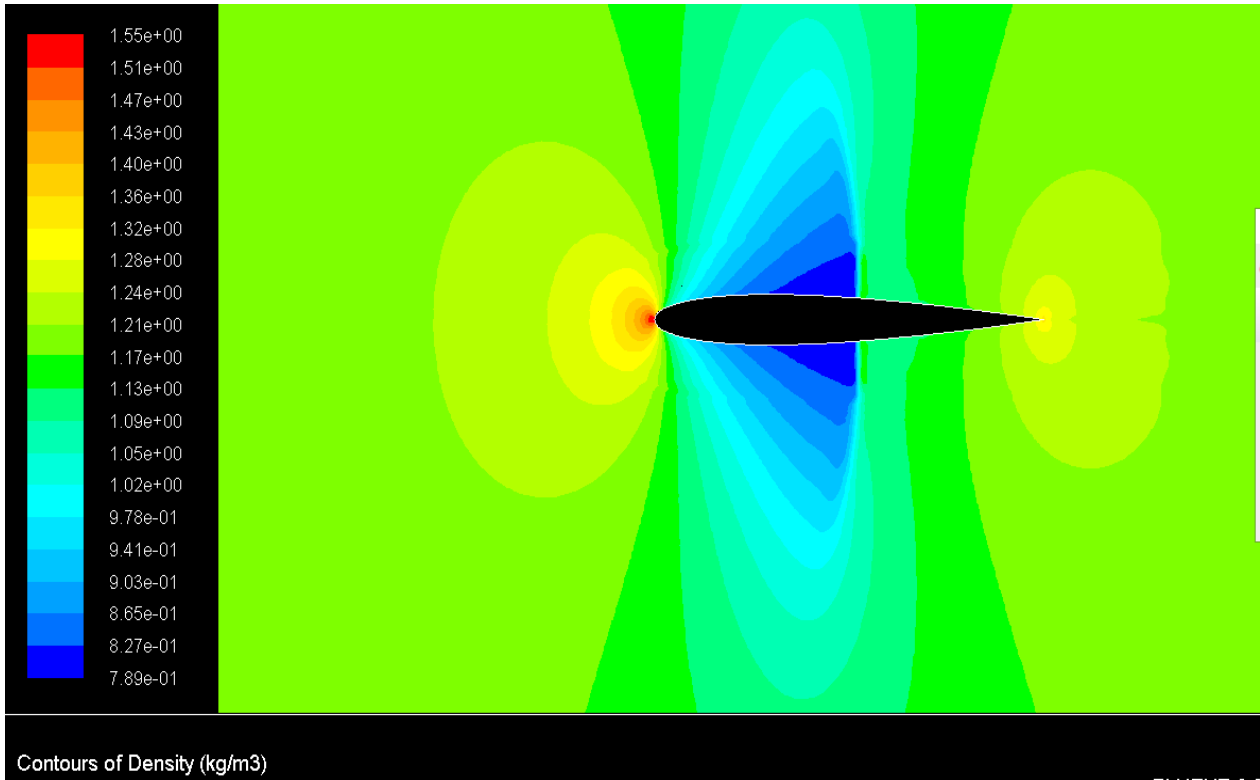
**M=1.2**

الشكل رقم 23 : Lignes Iso-Mach sur la surface du profil NACA0012

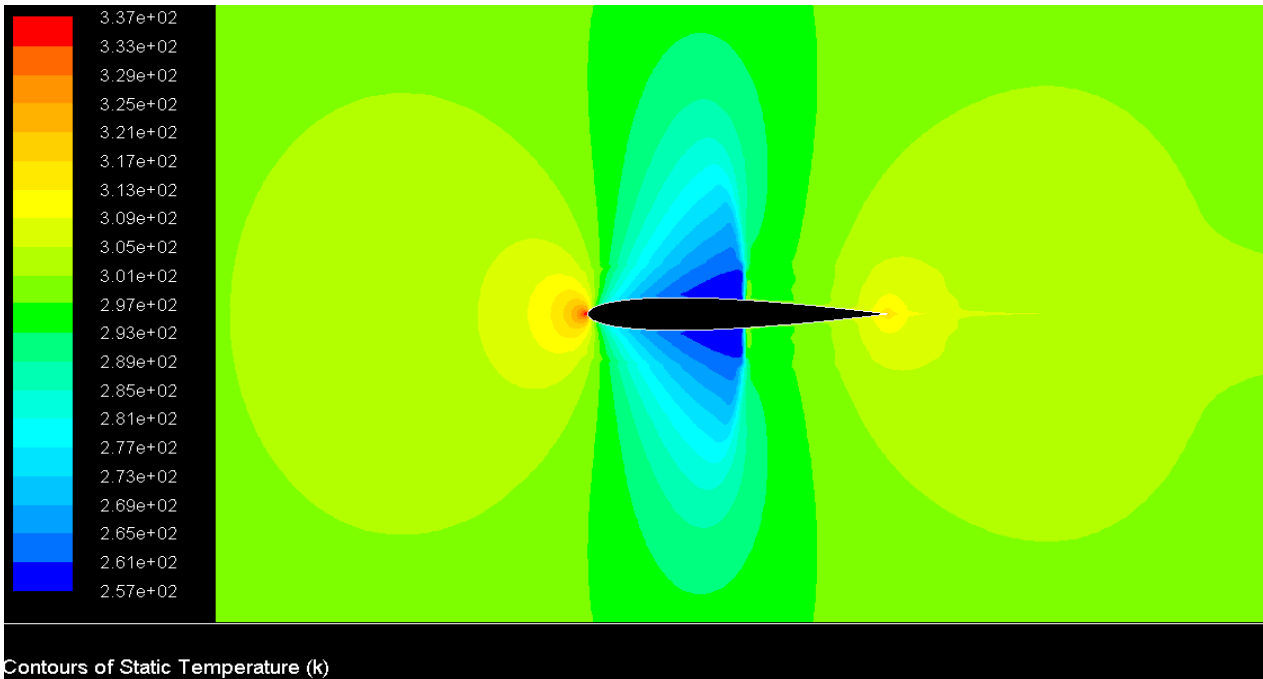




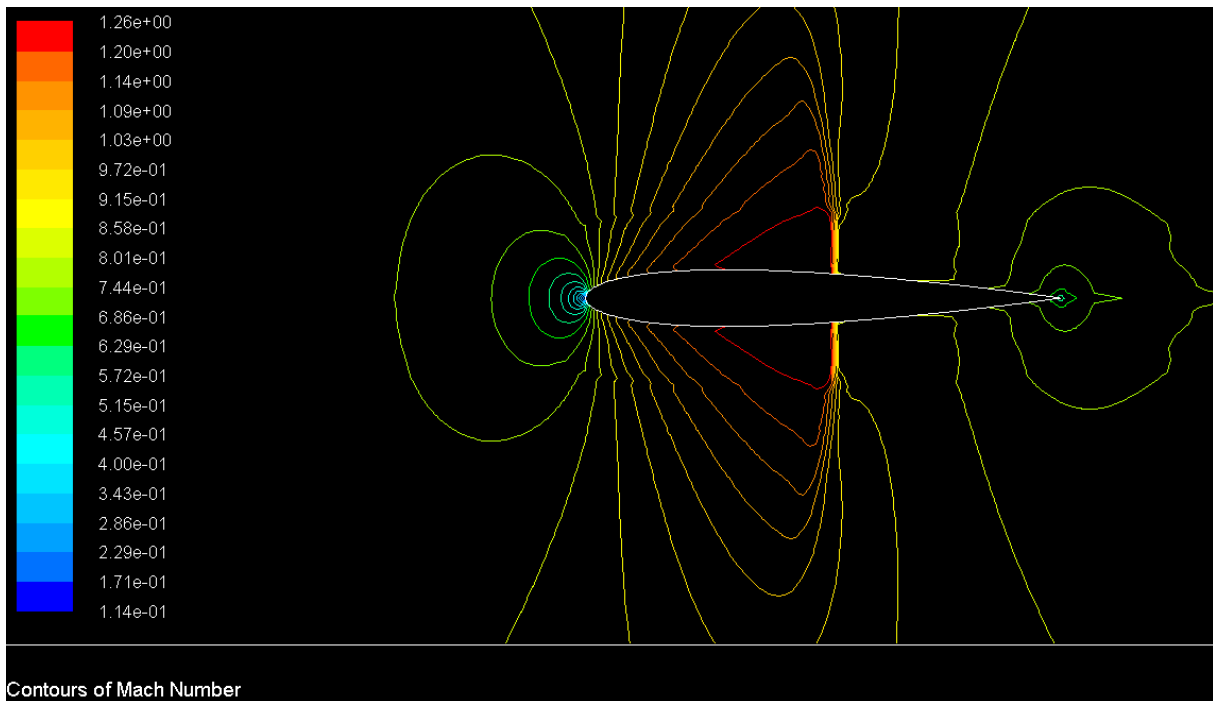
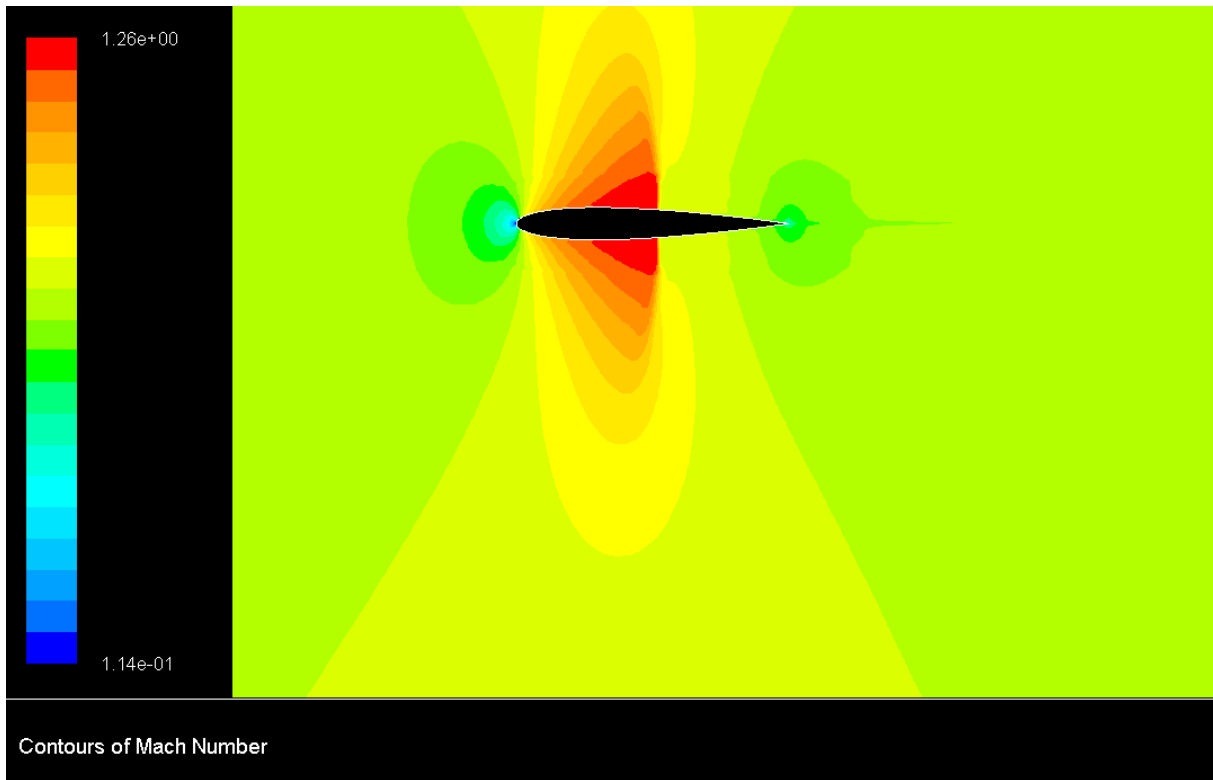
الشكل رقم 24: يوضح التغير في الضغط الساكن من اجل عدد ماك يساوي 0.8 وزاوية هجوم تساوي الصفر لجناح



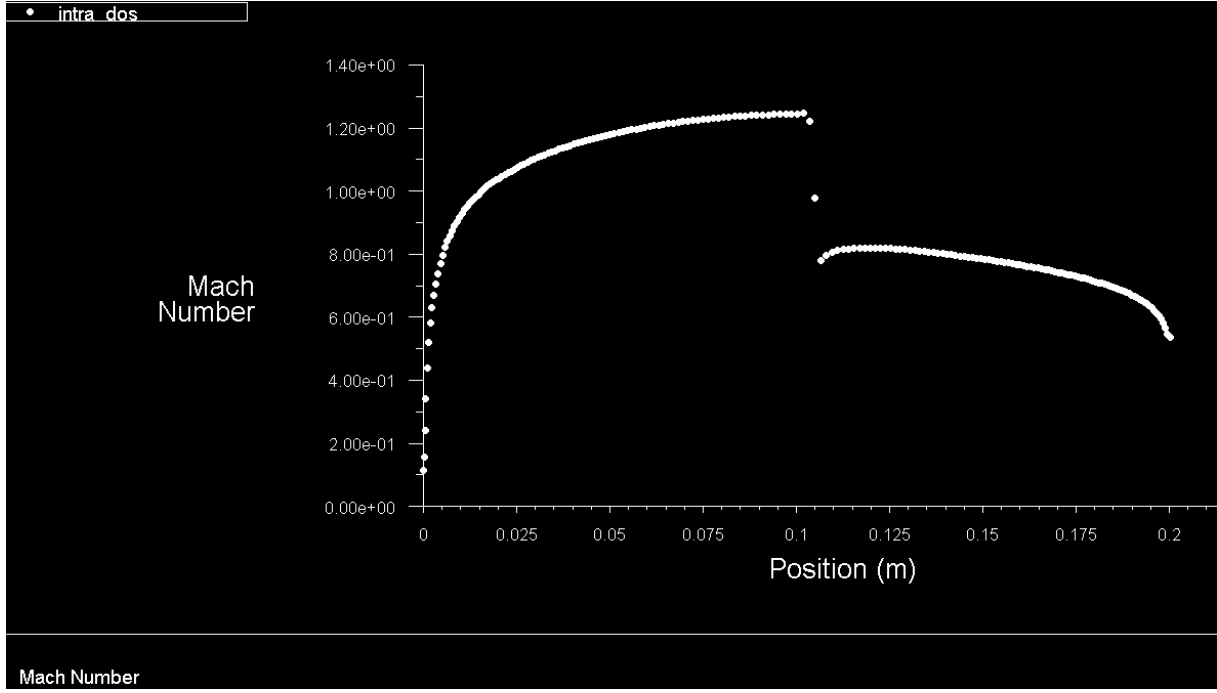
الشكل رقم 25 : يوضح التغير في الكثافة من اجل عدد ماك يساوي 0.8 وزاوية هجوم تساوي الصفر لجناح NACA0012



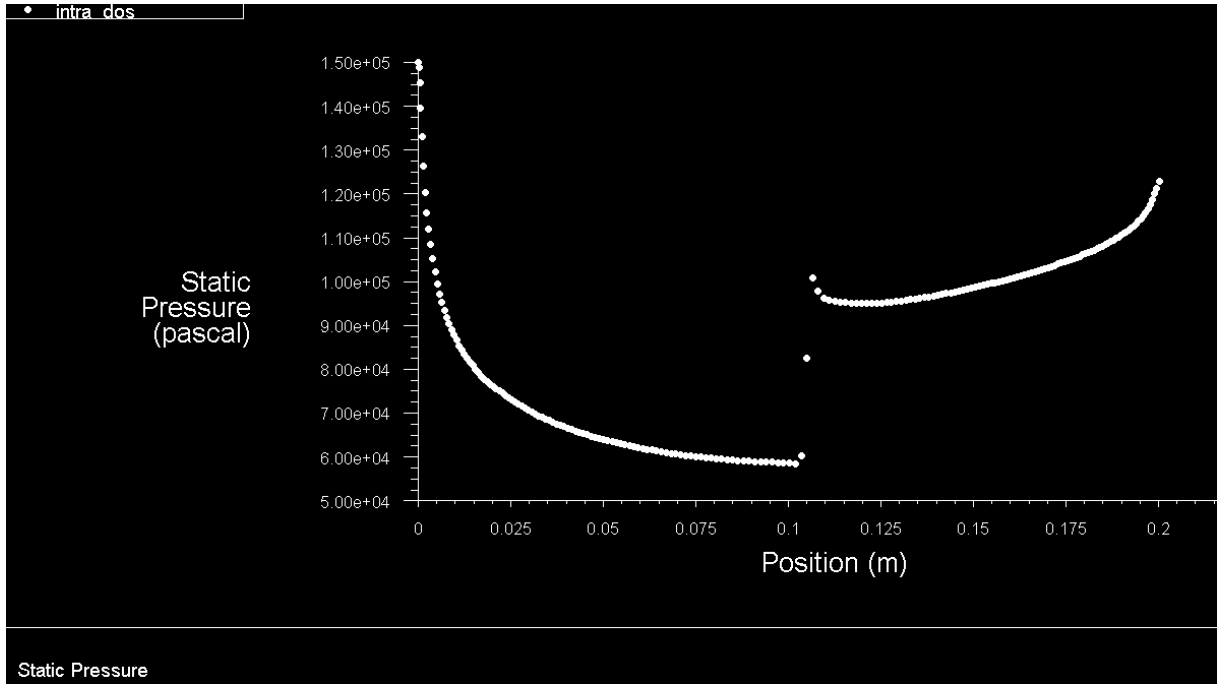
الشكل رقم 26: يوضح التغير في درجة الحرارة من اجل عدد ماك يساوي 0.8



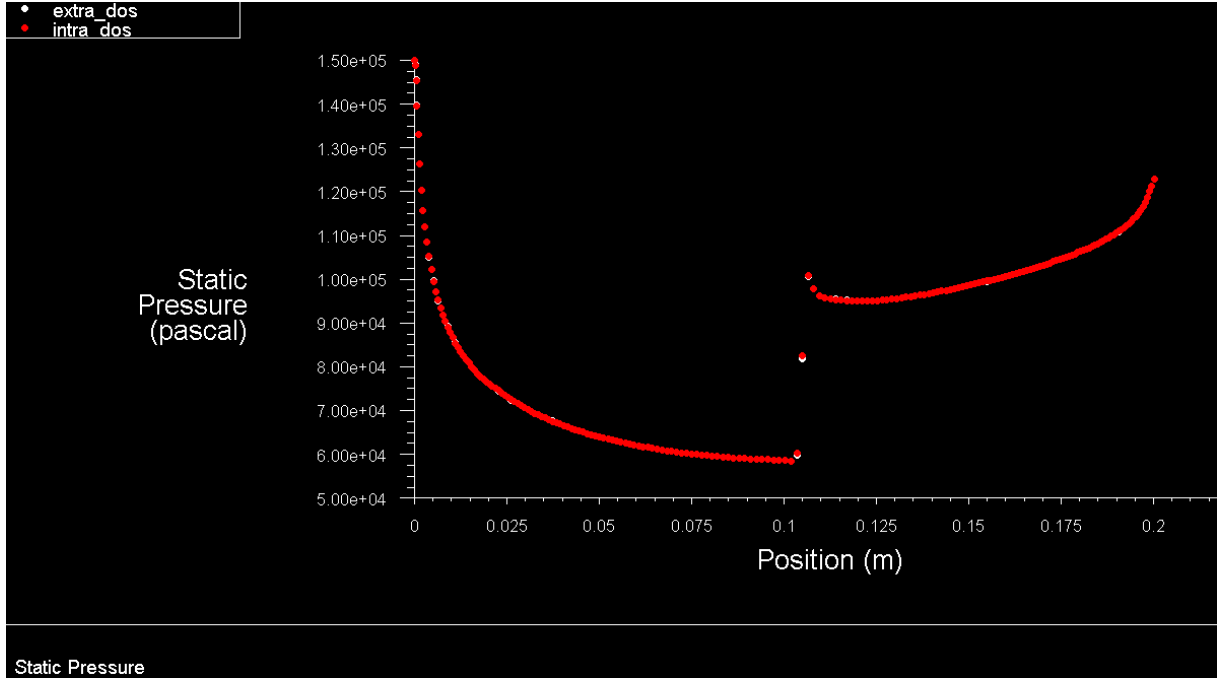
الشكل رقم 27: يوضح التغير في عدد ماك NACA0012 Profil



الشكل رقم 28: يوضح تغير عدد ماك بالنسبة لوضعية ظهر الجناح

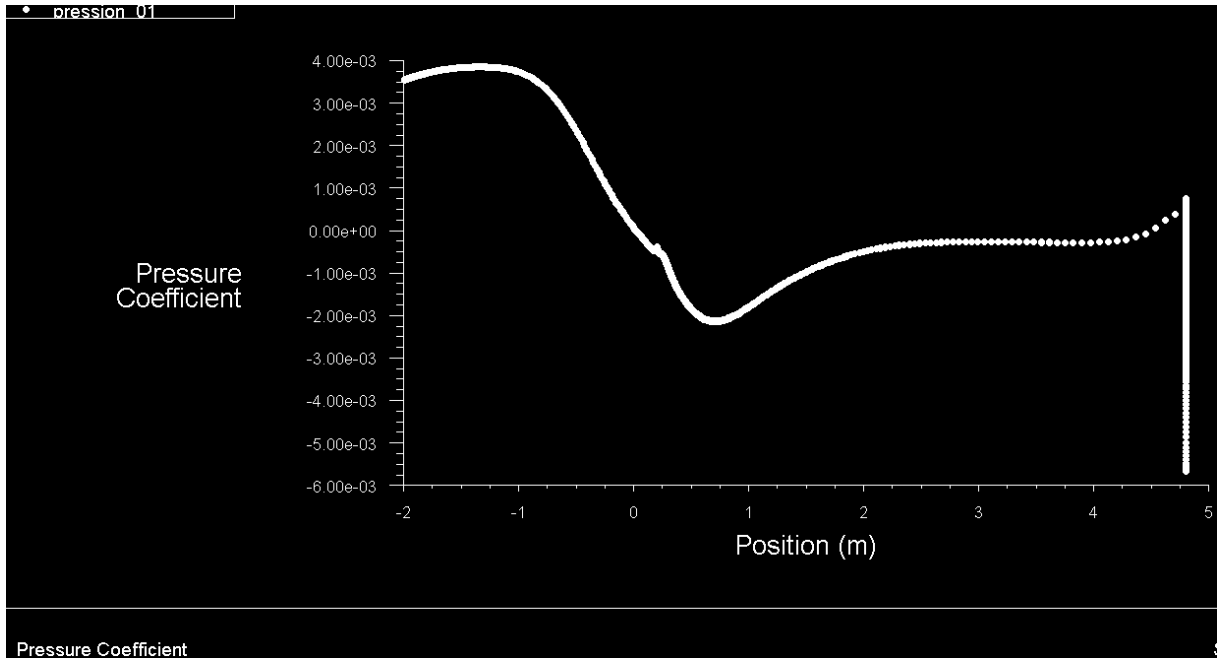


الشكل رقم 29: يوضح تغير الضغط الساكن بالنسبة لوضعية ظهر الجناح

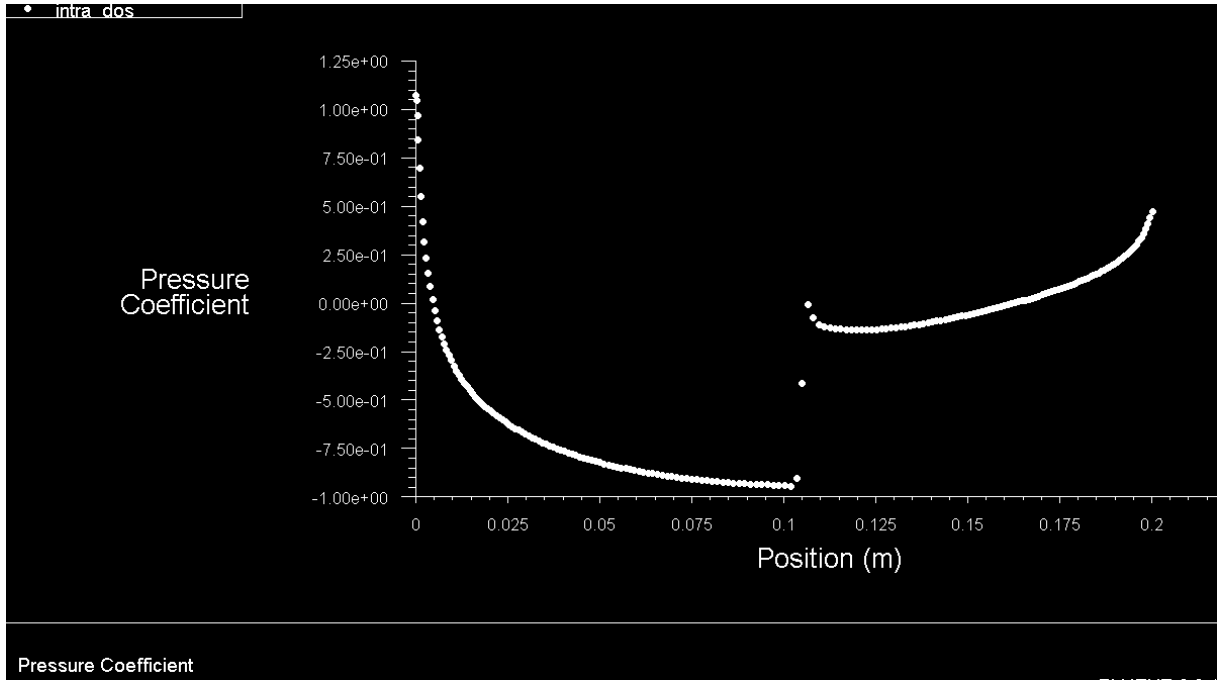


الشكل رقم 30: يوضح تغير الضغط الساكن بالنسبة لوضعية الجناح

نلاحظ ان التغير الذي يطرا على بطن الجناح هو نفسه الذي يطرا على بطن الجناح. حيث ان الضغط الذي يزيد بنسبة أسفل الجناح فانه ينقص بنفس القيمة اعلى الجناح.



الشكل رقم 31: يوضح تغير معامل الضغط الساكن



الشكل رقم 32: يوضح تغير معامل الضغط الساكن بالنسبة لوضعية بطن الجنيح

### خاتمة

في هذا الفصل قمنا بدراسة عددية لجريان ثنائي البعد عابر الصوت غير لزج حول جناح ايروديناميكي NACA0012. والهدف من هذه الدراسة يستند في المقام الأول على توزيعات الضغط والسرعة وعدد ماك. ومدى تأثير هذه العوامل على انسيابية الجناح في السرعات العالية وتفادي الموجات الصادمة التي تشكل عائقا كبيرا في الديناميكا الهوائية.

ولقد قمنا بدراسة عددية للجريان عابر الصوت وقمنا برسم بعض النتائج التي تبين تغير الضغط الساكن في اعداد ماك مختلفة وكذلك بالنسبة لوضعية الجنيح.

# الحاتمة العامة

## الخاتمة

قمنا بدراسة عددية لجريان كموني عابر للصوت حول جناح إيروديناميكي وتطرقنا الى اهم العوامل المؤثرة على الجنيح في المجال العابر للصوت والتأثير الذي تحدثه الموجة الصادمة على انسيابية الهواء المار حول الجنيح المدروس، وكذلك التغيرات في الضغط والسرعة على طول الجنيح، واستنتجنا ان التغير في الضغط يؤدي الى تغيير في الكتلة الحجمية.

ولقد استخلصنا انه كلما كان عدد ماك للجريان الحر صغير كلما كان امتداد الجريان فائق الصوت من بعد حافة الاقترام يشكل 35 بالمائة من طول وتر الجنيح.

لا حضنا ان معامل الضغط الساكن ينخفض الى قيمة دنيا وهي قيمة معامل الضغط الحرج بعد موجة الصدمة. وكذلك عند زيادة عدد ماك فان منطقة الجريان الفائق للصوت تتسع بشكل كبير فوق الجنيح وبالتالي سحب موجة الصدمة الى حافة الانفلات.

والخاصية الفيزيائية المتمثلة في تأثير سمك الجنيح على الجريان، حيث ان هذه الأخيرة تسبب اضطرابات كبيرة للجريان، وبالتالي فان التأثيرات العابرة للصوت تكون قوية على الجنيحات السمكية اذ يصبح عدد ماك داخل المناطق فوق الصوتية كبير مما يجعل موجة الصدمة كبيرة، كما ان مناطق انفصال الجريان الناتجة عن اصطدام الأمواج الصوتية بالطبقة الحدية تصبح أكثر اتساعا.



فہرس الی مصادر

والی مراجع

**Les Références**

فهرس المصادر والمراجع

- 1 John D. Anderson, Jr. **Modern compressible flow**. New York St Louis San Francisco: s.n., 1990.
- 2 Anderson, John D, Jr, **Fundamentals of Aerodynamics**, McGraw-Hill, New York, 1984
- 3 Caughey, David A, "The Computation of Transonic Potential Flows," in Milton van Dyke, J V Wehausen, and John L Langley (eds), **Annual Review of Fluid Mechanics**, Annual Reviews, Inc, Palo Alto, vol 14, 1982, pp 261-283
- 4 Keyfitz, Barbara L, Robert E Melmk, and Bernard Grossman, "Leading-Edge Singularity in Transonic Small-Disturbance Theory Numerical Resolution," **AIAA J** vol 17, no 3, 1979, pp 296-298
- 5 Magnus, R and H Yoshihara, "Inviscid Transonic Flow over Airfoils," **A FA A J** vol 8, no 12, 1970, pp 2157-2162.
- 06 Ballhaus, W F and F R Bailey, "Numerical Calculation of Transonic Flow about Swept Wings," **AIAA Paper No 72-677**, 1972
- 07 Jameson, A and D a Caughey, "Numerical Calculation of the Transonic Flow Past a Swept Wing," **ERDA Report COO-3077-140**, New York University, 1977

08 Hinson, B L and K P Burdges, "An Evaluation of Three-Dimensional Transonic Codes Using New Correlation—Tailored Test Data," AIAA Paper No 80-0003, 1980

09 Stivers, L, "Effects of Subsonic Mach Number on the Forces and Pressure Distribution of Four NACA 64A-Series Airfoil Sections," NASA TN 3162, 1954

10 Jameson, Antony, "Steady-State Solution of the Euler Equations for Transonic Flow," in Richard E Meyer (ed), Transonic, Shock, and Multidimensional Flows, Academic, New York, 1982, pp 37-70

11 Murman, Earll M and Julian D Cole, "Calculation of Plane Steady Transonic Flows," AIAA J vol 9, no 1, 1971, pp 114-121

12 Anderson, Dale A, John C Tannehill, and R H Pletcher, Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer, Hemisphere, New York, 1984

13 Knechtel, Earl D, "Experimental Investigation at Transonic Speeds of Pressure Distributions over Wedge and Circular-Arc Airfoil Sections and Evaluation of Perforated-Wall Interference," NASA TN D-15, 1959

14 Anderson, John D, Jr, Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill, New York, 1984

15 Caughey, David A, "The Computation of Transonic Potential Flows," in Milton van Dyke, J V Wehausen, and John

L Langley (eds), Annual Review of Fluid Mechanics, Annual Reviews, Inc, Palo Alto, vol 14, 1982, pp 261283

16 Steger, J. L. and Caradonna, F. X., "A Conservative implicit Finite Difference Algorithm for the Unsteady Transonic Full Potential Equation, "AIAA Paper 80-1368, 13th Fluid G Plasma Dynamics Conference, Snowmass, Col., July 14-16, 1980.

17 Charles D. Harris « NASA Supercritical Airfoils -A Matrix of Family Related Airfoils» NASA Technical Paper 2969 Langley Research Center Hampton, Virginia1990.

18 O. Chakired « Etude D'un Ecoulement Transonic Auteur de Profile» Memoire de Magister University Mentouri-Constantine Department de Physique, 2003.

19 Terry L. Hoist and Scott D. Thomas « Numerical Solution of Transonic Wing Flow fields » VO 21 NO 6, JUNE 1983 AIAA Journal, PP 863-870.

20 Gambit 2.1 User's Guide, May 2003, Fluent.inc.

21 Fluent 6.1 User's Guide, February 2003, Fluent.inc.

22 Mohamed Amara « Analyze de Méthode D'élément Fini Pour des Ecoulement Transsonique » Thèse de Doctorat d'état Es Sciences Mathématiques, Université Pierre et Marie Curie, Paris VI, Mars 1983.