

## Summary

This thesis describes the research work performed in devising a method for use as an everyday design tool for analyzing subcritical flows over supersonic wings . In doing so , a higher order panel method model is adopted . This approach has been necessary in order to overcome the sensitivity problems of supersonic flows to numerical solutions .

However , the model suggested in this thesis is intended to analyze arbitrary bodies . This is made clear enough in chapter two by suggesting both of source and doublet analysis . However , the method has been verified by analyzing an arbitrary thin supersonic wing model . This has required doublet analysis only .

The method is intended to be numerically stable and economic in terms of computational time . The first requirement is satisfied , mainly , by the choice of higher order panel method while computational time savings are achieved in many ways throughout the analysis . For example , the use of vector algebra analysis , the special way the influence tests are designed , the success in computing the aerodynamic influence coefficients in local coordinates system ...etc .

A new approach for the application of the Kutta condition has been developed for the first time . This is achieved by describing a continuous doublet distribution over the entire surface that is forced to have zero loading at the trailing edge, then the Kutta condition is automatically satisfied by assuming zero wake loading as a reasonable approximation .

A computer program has been successfully developed ( in Fortran 77 ) in order to execute all the required numerical calculations for the aerodynamic characteristics of a thin supersonic wing . The results are presented in graphical forms , and in fact , they compare very well with other published data obtained from other sources .

## الخلاصة

تضمنت هذه الرسالة تطوير طريقة عددية خاصة لحساب الخصائص الايرودينامية لجناح في جريان للهواء فوق الصوتي. أعدت هذه الطريقة بشكل بحيث يمكن استخدامها كأداة هندسية سهلة في سد الحاجة اليومية لأعمال الدراسات في هذا الموضوع. تدعى هذه الطريقة بالـ (Higher order panel method) أن الغرض من هذا الاختيار هو معالجة عدم استقرارية التحليل العددي وكذلك حساسية هذا النوع من التحليل لحلول الجريان فوق الصوتي.

في الحقيقة، أن الموديل الرياضي المقترح في هذه الرسالة أعد بشكل خاص بحيث يمكن استخدامها في تحليل الجريان فوق الصوتي لأجسام ذات شكل خارجي عام (arbitrary). يتضح هذا الأمر من خلال احتواء الموديل على نوعين من الانفرادية هما (Source and doublet). هذا، ومن أجل التأكد من امكانيات وصلاحيات هذا الموديل، لقد تم اعتماده في تحليل الجريان لجناح فوق الصوتي ذو شكل عام.

لقد تم اعداد وتطوير هذا الموديل بشكل خاص بحيث أن التحليل العددي كان مستقرا دائما وفي نفس الوقت يعتبر اقتصاديا بحسابات استهلاك وقت الحاسوب (Computer time). تم تحقيق المتطلب الأول من خلال اختيار الـ (Higher order approach) بينما تم التوصل الى تحقيق نجاح معتبر في تحقيق المتطلب الثاني وذلك من خلال المعالجة الرياضية المثلى للمشكلة. مثال ذلك، اعتماد التحليل الاتجاهي في الجبر وذلك لتجنب الدوال المثلثية. مثال آخر هو الطريقة الاقتصادية التي اعتمدت في تصميم اختبار المنطقة الواقعة ضمن الحيز الصوتي المؤثر (Supersonic influence test). لعل النجاح الأكبر في هذا المنحار هو التمكن من حساب المعاملات الايرودينامية المؤثرة (AIC) باستخدام محاور إحداثيات موضعية.

تم اعداد وتطوير برنامج بلغه فورتران ٧٧ وذلك لغرض تنفيذ العمليات الحسابية الخاصة بحساب الخصائص الايرودينامية لجناح فوق الصوتي باستخدام جهاز الحاسوب. تم تقديم النتائج على شكل مخططات بيانية وعند مقارنتها مع نتائج أخرى (تم الحصول عليها من مصادر مختلفة) وجد أن النتائج المحسوبة بالطريقة الحالية متفقة بشكل جيد مع تلك الاخيرة.