بسم الله الرحمن الرحيم

٣٧١٥٤

سازمان اطلاعات و مدارک علمی ایران
مرکز مدارک

دانشگاه علم و صنعت ایران
دانشکده مهندسی مکانیک

۱۳۸۰ /۸/ ۳۰

حل جریان حول هواپیمای فجر با نرم افزار CMARC به منظور محاسبه ضرائب آئرودینامیکی

تهیه کننده : نادعلی بهمنی

پایان نامه برای دریافت کارشناسی ارشد

استاد راهنما : دکتر سید مصطفی حسینعلی پور

013782

۳۷/۱۵۴

دی ماه ۱۳۷۹

تقدیم به:

پدر،

مادر

و

همسرم

چکیده

روشهای پانلی [Panel method] از بین سایر روشهای محاسبه خصوصیات جریان سیال حول یک جسم، روشهای سریع، کار آمد و مناسبی هستند بر مبنای این روشها، نرم افزارهای متعددی نوشته شده اند که از میان آنها می توان به Quadpan ,Cmarc ، Vsaero ، usaero و ....اشاره کرد. آنچه که در این تحقیق می آید محاسبه ضرایب آیرودینامیکی هواپیمای چهار نفره و تمام کامپوزیت فجر -۳ به کمک نرم افزار Cmarc می باشد. پاسخهای به دست آمده با نتایج تجربی مقایسه شده و ازدقت خوبی برخوردارند.

Flow جریان

Aerodynamics آیرودینامیک

computer software نرم افزار کامپیوتر

Aircraft هواپیما

Coefficient ضریب

قدردانی

با سپاس از استاد محترم آقای دکتر حسینعلی پور که از راهنمائیهای ایشان در این تحقیق بهره های فراوان بردم و با سپاس از مدیریت محترم مجتمع تحقیقاتی فجر که نرم افزار و سخت افزار لازم را برای انجام این تحقیق در اختیار قرار دادند و با تشکر از گروه آئرودینامیک و گروه اتوکد مجتمع فجرکه از راهنمائیها و همکاریهایشان استفاده ای وافر بردم.

مرکز اطلاعات و مدارک علمی ایران

فهرست

عنوان	صفحه
فهرست علائم	ث
چکیده	ج
مقدمه	۱
فصل اول : تئوری Panel method	
۱-۱) بیان مسئله جریان پتانسیل	۶
۱-۲) معادلات حاکم بر مسئله جریان پتانسیل	۷
۱-۳) روش حل	۱۳
۱-٤) گسسته سازی سطوح	۱۴
۱-۵) توزیع نقاط منفرد روی مرزها	۱۵
۱-٦) ملاحظات فیزیکی برای یکتایی پاسخ	۱۸
۱-۷) قدرت دنباله	۱۹
۱-۸) شکل دنباله	۲۱
۱-۹) گسسته سازی معادلات حاکم	۲۳
۱-۱۰) محاسبه بارهای آیرودینامیکی	۲۷
۱-۱۱) لحاظ کردن اثرات تراکم پذیری	۲۹
۱-۱۲) لحاظ کردن اثرات لایه مرزی	۳۰
۱-۱۳) دنباله (Wake)	۳۱
۱-۱٤) مدل کردن rollup دنباله (Wake rollup)	۳۱
۱-۱۵) روش relaxation دنباله (Wake relaxation)	۳۲
۱-۱٦) روش Time – stepping	۳۳
۱-۱۷) روش Thwaites – walz در تحلیل لایه مرزی	۳۵
فصل دوم : معرفی نرم افزار PSW	
۲-۱) معرفی اجمالی PSW	۳۷
۲-۲) معرفی LOFSMAN	۳۷
۲-۲-۱) ترسیم اجسام B-Type	۳۹
۲-۲-۲) ترسیم اجسام A-Type	۴۰

۳-۲) معرفی Cmare و روش حل آن ۴۱
۴-۲-معرفی postmarc ۴۴
فصل سوم : تحلیل های انجام شده به منظور بررسی صحت عملکرد و توانایی برنامهPSW
۱-۳) تحلیل مقاطع ۴۵
۲-۳) تحلیل بال سه بعدی ۴۸
فصل چهارم : تحلیل هواپیمای تمام کامپوزیت فجر۳ (F-3)
۱-۴) معرفی هواپیمای F-3 ۵۱
۲-۴) تحلیل جریان حول هواپیمای F-3 ۵۳
۱-۲-۴) پانل بندی F-3 ۵۴
۲-۲-۴) حل F-3 با Cmarc ۵۶
۲-۲-۴) نتایج حاصل از تحلیل ۵۶
۳-۴) تحلیل F-3 در حالت مانور ۶۵
نتیجه گیری ۶۷
مراجع ۶۸

فهرست علائم

ϕ : پتانسیل جریان

σ : قدرت چشمه

μ : قدرت دابلت

Γ : گردش کلی روی جسم

$\gamma_{T.E.}$: گردش در لبه فرار

ρ : جرم حجمی

$\mathbf{V}$: حجم کنترل

$\mathbf{Q}_{\infty}$: سرعت جریان آزاد

$\mathbf{Q}_{K}$: سرعت جریان روی پانل K

ϕ_i : پتانسیل داخلی

$\mathbf{C}_p$: ضریب فشار

$\mathbf{C}_L$: ضریب لیفت

$\mathbf{C}_M$: ضریب ممان پیچشی

α : زاویه حمله

β : عدد تراکم پذیری

$\mathbf{F}$: نیروی قائم کلی

$\mathbf{S}$: سطح مرجع

α_C : زاویه حمله در حالت شیرجه

$\mathbf{C}_{L_c}$: ضریب لیفت در حالت **cruise**

$\mathbf{C}_{L_D}$: ضریب لیفت در حالت **dive**

مقدمه

جهت محاسبه خصوصیات جریان سیال روی سطح جسم و یا خارج آن روشهای مختلفی وجـود دارد از جمله :

۱- تست تونل باد برای Small Scale , Full Scale که هزینه بر و گرانند

۲- روشهای دینامیک سیالات محاسباتی که برای به حداقل رسـاندن تسـت هـای تونـل بـاد، بهینـه سازی و محاسبه خصوصیات جریان سیال با دقتی قابل قبول کار آمدند و خود دو دسته اند:

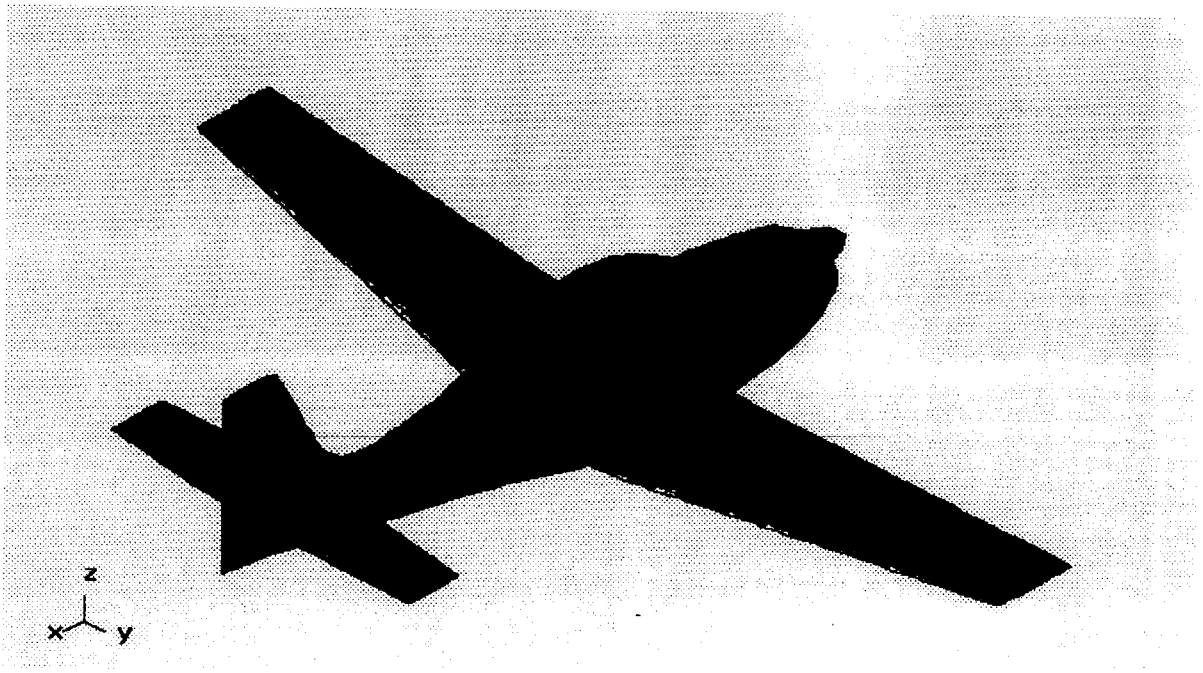
الف)- روشهایی که مبنای آنها حل معادلات ناویر-استوکس می باشد و در گسسته سـازی معـادلات حاکم بر مسئله از روشهای تفاضل محدود ، حجم محدود و حجم محدود بر مبنای المان محـدود و یا حجم محدود برمبنای تفاضل محدود استفاده می کنند

این روشها در مقایسه با روشهایی که ذیلاً معرفـی مـی گردنـد از دقـت بیشـتری برخـوردار بـوده ولی از لحاظ محاسباتی گران ترند.

ب)- Panel method, Vortex lattice method و ...

این روشها که مبنای آنها حل جریان غیرلزج (Inviscid) می باشد نسبت بـه روشـهای (الـف) از دقت کمتر ولی سرعت خیلی بالاتری برخوردار است فلـذا بـرای تعییـن توزیـع فشـار روی جسـم و محاسبه لیفت، این روشها کارایی بهتری نسبت به روشهای (الف) دارند هم چنین با تلفیق حـل لایـه مرزی به فرم انتگرالی آن،با حل جریان غیرلزج می تـوان درگ اصطکـاکی را بـه کمـک ایـن روشـها بادقت خوبی محاسبه کرد. دقت بالای محاسبه درگ اصطکالی به کمک این روشها در جائی است کـه درگ غالب اصطکاکی باشد، یعنی سهم درگ فشاری ناچیز و قابل اغماض باشد. به دلایلـی کـه ذکـر شد روشهای (ب) برای طراحی اولیه مناسبتر و کارآمدترند.

هدف از انجام این پروژه محاسبه ضرایب آیرودینامیکی هواپیمای سبک، تمام کـامپوزیت و چـهار نفره موسوم به F-3 ، که در صنعت هوائی و مواد ترکیبی فجر ساخته شده اسـت [شـکل (۱)] ، بـه کمک یک نرم افزار مناسب بوده است.بررسی های بعمل آمده به منظور انتخاب یک نرم افزار مناسـب منجر به شناسائی نرم افزارهای متعددی گردیدکه مشخصات برخی از آنها در جدول شماره (۱) ارائـه شده اند.



شکل۱)-هواپیمای فجر-۳

سال	نرم افزار	هندسه پانل	توزیع نقاط منفرد	شرط مرزی	ملاحظات
1962	Douglas-Numann	تخت [Flat]	چشمه با قدرت ثابت	نیومن	
1966	Wood ward I	تخت	چشمه با قدرت خطی گردابه با قدرت ثابت	نیومن	M>1
1973	USAERO	تخت	چشمه با توزیع قدرت خطی گردابه با توزیع قدرت خطی	نیومن	M>1
1972	Hess I	تخت	چشمه با توزیع قدرت ثابت دابلت با توزیع قدرت ثابت	نیومن	
1980	MCAIR	تخت	چشمه با توزیع قدرت ثابت دابلت با توزیع قدرت درجه۲	دیریکله	کوپل با B.L.
1980	SOUSSA	سهموی	چشمه با توزیع قدرت ثابت دابلت با توزیع قدرت درجه ۲	دیریکله	ناپایداری خطی شده
1981	PANAIR	تخت (Subpanels)	چشمه با توزیع قدرت خطی و دابلت با توزیع قدرت درجه۲	هر دو	M>1
1982	VSAERO	تخت	چشمه با توزیع قدرت ثابت دابلت با توزیع قدرت ثابت	هر دو	کوپل با B.L. Wake rollup
1983	QUADPAN	تخت	چشمه با توزیع قدرت ثابت دابلت با توزیع قدرت ثابت	دیریکله	
1987	PMARC	تخت	چشمه با توزیع قدرت ثابت دابلت با توزیع قدرت ثابت	هر دو	ناپایداری Wake rollup

جدول (۱)- خلاصه خصوصیات برخی نرم افزارهای حل جریان بر مبنای روشهای پانلی

نرم افزارهای بر مبنای روش پانلی (Panel method) به دودسته تقسیم می شوند:

۱- روش پانلی مرتبه پائین [Low order panel method] که توزیع قدرت نقاط منفرد روی هر پانل ثابت می باشد و گسسته سازی سطوح به کمک المانهای مسطح و تخت انجام می شود

۲- روش پانلی مرتبه بالا (high order panel method) که در آن توزیع قدرت نقاط منفرد به صورت خطی یا درجه دو تغییر می کند.در جدول شماره (۲) مقایسه مختصری بین این دو دسته روش پانلی ارائه شده است.

روش های مرتبه بالا	روش های مرتبه پائین	خصوصیت
پچیدگی بیشتر	اشتقاق ساده	اشتقاق ضرایب موثر
برنامه نویسی بیشتر	برنامه نویسی ساده	برنامه نویسی کامپیوتر
بلندتر و طویلتر	کوتاه[مناسب مینی کامپیوترها]	اندازه برنامه
بالا	کم	هزینه اجرا
دقت بالاتر برای تعداد پانلهای یکسان	کمتر- برای تعداد پانل یکسان [لکن دقیقتر برای زمان اجرای یکسان]	دقت
مجاز نیست	خیلی حساس نیست	حساسیت به شکافها در پانل بندی
ساده [برای هندسه دلخواه]	امکان پذیر است	تعمیم تا M>1

جدول (۲)-مقایسه مختصر بین روشهای پانلی مرتبه پائین و مرتبه بالا

برای انتخاب نرم افزار مناسب از زمره نرم افزاهای بر مبنای روش (ب) معیارهای مد نظر قرار گرفته شده عبارتند از :

۱- توانائی مدل کردن کامل هواپیما

۲- لحاظ کردن حل لایه مرزی

۳- قابلیت آنالیز جریانهای غیردائمی

٤- قابلیت اجرا روی کامپیوتر شخصی

۵- استفاده از پیش پردازنده و پس پردازنده خوب

و.....

بر اساس بررسی به عمل آمده نرم افزار CMARC به عنوان نرم افزار مناسب انتخاب وبرای تحلیل جریان حول F-3 مورد استفاده قرار گرفت.آنچه در این پروژه آورده می شود حاصل محاسبه ضرایب آیرودینامیکی F-3 به کمک نرم افزار CMARC می باشد. در این بررسی :

نخست به بیان تئوریک روش پانلی (Panel method) پرداخته می شود و سپس ویژگیها، توانائیها و نحوه کار با نرم افزارهای LOFTSMAN (پیش پردازنده CMARC) و خود CMARC [DWT که نسخه تحت Windows آن می باشد] و POSTMARC (پس پردازنده CMARC) مختصراً آورده می شود. سپس موارد تحلیل شده به کمک نرم افزار CMARC جهت تائید عملکرد نرم افزار ارائه شده اند و در نهایت هواپیمای F-3 معرفی شده ونتایج تحلیل جریان اطراف آن توسط نرم افزار

مزبور ارائه شده است. حاصل کار مبین دقت خیلی خوب محاسبه توزیع فشار، ضریب لیفت و درگ اصطکاکی به وسیله CMARC می باشد. این نتایج در طراحی سازه هواپیما و بهینه سازی وزن آن قابل استفاده می باشند.

فصل اول : تئوری panel method

اساس روشهای پانلی حل معادله جریان پتانسیل می باشد.اگر یک حجم کنترل از سیال را در نظر بگیرید و قانون بقای جرم وقانون دوم نیوتن را برای آن بنویسید، معادلات پیوستگی وممنتوم در جهت x (ومتناظراً برای جهات z,y) به شکل ذیل به دست می آیند:

معادله پیوستگی

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.(\rho.\vec{v}) = 0$$

معادله ممنتوم در جهت x

$$\rho.(\frac{\partial u}{\partial t} + u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial u}{\partial y} + w\frac{\partial u}{\partial z}) = \rho f_x + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z}$$

باضرب معادلات ممنتوم جهات z,y،x به ترتیب در مولفه های سرعت u، w,v واستفاده از فرضیات جریان حالت پایدار،غیر چرخشی واغتشاش کوچک و استفاده از معادله پیوستگی ، نهایتاً معادله ممنتوم به شکل ذیل ساده می شود:

$$\nabla^2 \phi = 0$$

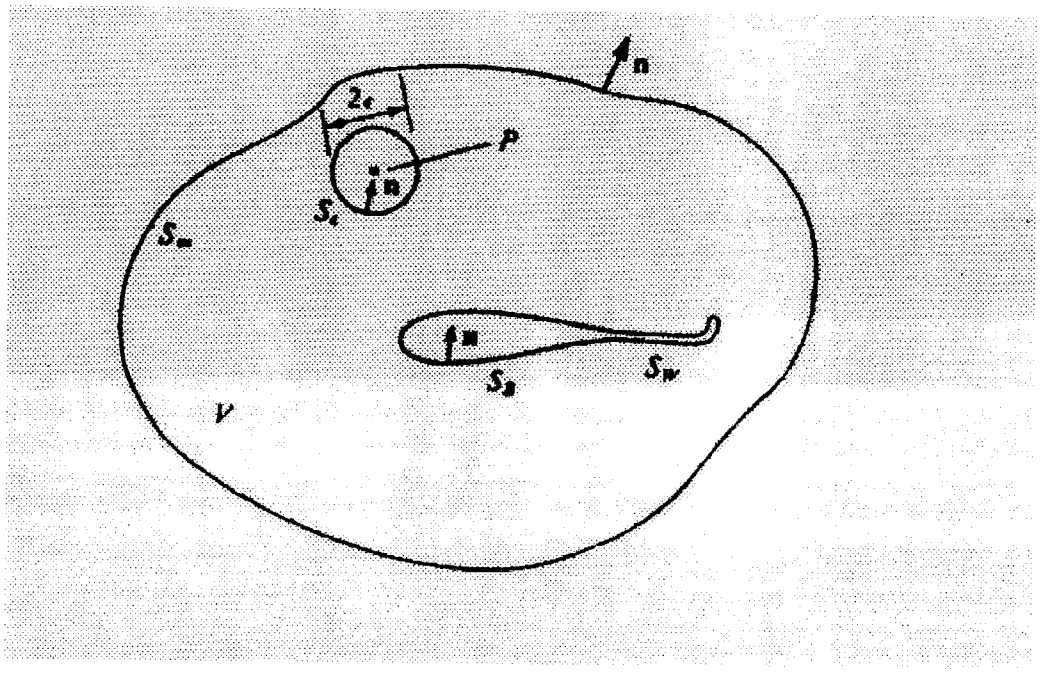
معادله اخیر به معادله جریان پتانسیل (یا معادله لاپلاس) معروف است.

۱-۱-بیان مسئله جریان پتانسیل

در اکثر مسائل مهندسی لازم است که یک میدان جریان V که معمولاً شامل یک بدنه جامد می باشد حل شود [شکل ۲]. چنانچه ذکر شد اگر جریان سیال غیر قابل تراکم و غیرچرخشی در نظر گرفته شود، معادلات حاکم بر جریان سیال(معادلات ممنتوم و پیوستگی) به شکل ذیل کاهش می یابند:

$$\nabla^2 \phi = 0 \qquad (۱)$$

که در این رابطه ϕ تابع پتانسیل جریان در داخل میدان V می باشد.



شکل ۲) جسم جامد در یک میدان جریان پتانسیل V

برای یک جسم غوطه ور در سیال، مولفه قائم سرعت بر سطح جسم و دیگر مرزهای جامد باید صفر باشد. در یک مختصات متصل به بدنه

$$\nabla\phi.\mathbf{n} = 0 \qquad (۲)$$

که n بردار قائم بر سطح است و $\nabla\phi$ در یک سیستم مختصات متصل به بدنه اندازه گیری می شود هم چنین اغتشاش ایجاد شده ناشی از حرکت باید در نواحی دور از جسم از بین برود. یعنی:

$$\mathbf{Lim}(\nabla\phi - \mathbf{q}) = 0 \quad \text{when} \quad \mathbf{r} \to \infty \qquad (۳)$$

که $r = (x,y,z)$ و q سرعت نسبی بین جسم و جریان آزاد می باشد.

۲-۱-بیان معادلات حاکم بر مسئله جریان پتانسیل

معادله لاپلاس [معادله (۱)] در نظر است که برای جسم دلخواه با مرز S_B که در حجم V با مرز S_∞ محصور است حل شود [شکل ۲]. شرایط مرزی در معادلات (۲) و (۳) ، برای مرزهای S_B, S_∞ به کار گرفته می شود و بردار قائم بر سطح، بردار n ، نیز در جهت بیرونی