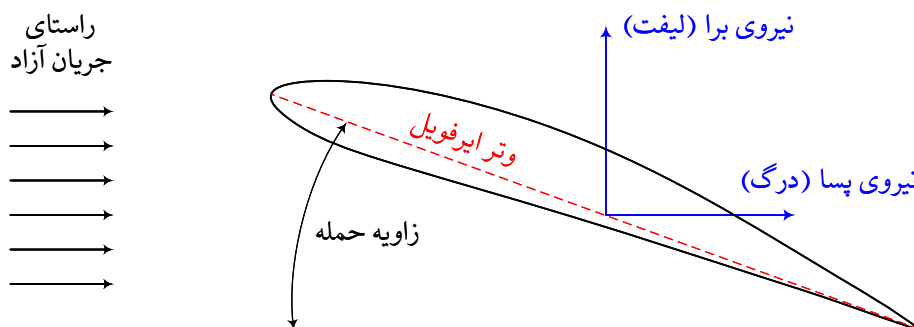




مشخصات ایرودینامیکی مقاطع بال

۱- تشریح مسئله

مشخصات ایرودینامیکی مقطع بال که اصطلاحاً هواپُر یا ایرفویل^۱ نامیده می‌شود، به صورت عامل اصلی در تعیین عملکرد سطوح برازایی^۲ چون بال هواپیما و پره‌ی توربین به‌شمار می‌رود. ضرایب بی‌بعد لیفت و درگ دو مورد از مهم‌ترین مشخصات ایرودینامیکی برای هر ایرفویلی هستند. پارامترهای مختلفی از جمله رژیم آشفتگی، تراکم‌پذیری و زاویه حمله در تعیین مقدار این کمیت‌ها دخالت دارند. همان‌گونه که **شکل ۱** نشان می‌دهد، زاویه بین راستای جریان آزاد و وتر (خط واصل لبه حمله^۳ و لبه‌ی فرار^۴) زاویه حمله نامیده می‌شود. بر مبنای تئوری ایرفویل نازک^۵ برای جریان غیرلزج و تراکم‌ناپذیر، ضریب لیفت تنها تابعی خطی از زاویه حمله است به گونه‌ای که شیب منحنی لیفت بر حسب زاویه حمله به ازای هر نوعی از انحنای ایرفویل برابر $\frac{2\pi}{180}$ است. هم‌چنین، این تئوری پیش‌بینی می‌کند که تاثیر عدم تقارن در پروفیل ایرفویل صرفاً بر زاویه حمله لیفت صفر^۶ منعکس شود که با فیزیک حاکم بر جریان مطابقت دارد. برای ایرفویل‌هایی با ضخامت کم، تئوری ایرفویل نازک دقت قابل قبولی در محاسبه ضریب لیفت متناظر با زوایای حمله‌ی پایین ارائه می‌دهد؛ اگرچه با افزایش زاویه‌ی حمله اعتبار



شکل ۱: نمایش شماتیک نیروهای وارده بر ایرفویل.

نتایج حاصل کاهش می‌یابد. از طرف دیگر، مبنای تئوری مذکور بر اصول جریان غیرلزج استوار است و لذا پیش‌بینی درگ با استفاده از آن امکان‌پذیر نیست. در واقع، برای جریان تراکم‌ناپذیر پیرامون یک ایرفویل مشخص، ضرایب لیفت و درگ

¹ Airfoil

² Lifting Surface

³ Leading edge

⁴ Trailing edge

⁵ Thin airfoil theory

⁶ Zero lift angle of attack

تابع عدد رینولدز و زاویه حمله خواهند بود. بنابراین، پیش‌بینی الگوی وابستگی آنها به زاویه حمله، الزاما نیازمند بکارگیری تکنیک‌های خاص مبتنی بر جریان لزج یا شبیه‌سازی‌های دینامیک سیالات محاسباتی است.

۲- رویه اجرا

در این پروژه، شما به شبیه‌سازی جریان تراکم‌ناپذیر پیرامون یک ایرفویل مشخص^۷ و استخراج مشخصات ایرودینامیکی آن خواهید پرداخت. در این راستا:

۱. مختصات پروفیل ایرفویل مورد مطالعه را بدست آوردید. بدین منظور می‌توانید از روابط ریاضی فرم بسته، مراجع مربوط مانند **ابوت و ون دون‌هوف (۱۹۵۹)** یا سایتی چون airfoiltools.com استفاده نمایید.

۲. با استفاده از ماژول‌های تولید هندسه در انسیس ورک‌بنچ^۸، ناحیه‌ی مطالعه جریان را ایجاد و در ادامه، با استفاده از ماژول‌های تولید شبکه ANSYS Meshing یا ICEM CFD، شبکه‌ی محاسباتی مناسبی را برای آن تولید نمایید. توجه داشته باشید که انتخاب نوع ناحیه محاسباتی به عنوان جریان آزاد (C-type، O-type، ...) بر عهده شما بوده و باید بر اساس بررسی و مطالعات مشابه صورت گیرد. شبکه‌ی ایجاد شده باید ساختاریافته^۹ تولید گردد.

۳. با استفاده از یک حلگر حجم محدود، فرایند حل معادلات حاکم بر مسئله را برای شبیه‌سازی پایای جریان تراکم‌ناپذیر و طبق شرایط مرزی مناسب پیاده‌سازی نمایید. توجه داشته باشید که انتخاب تنظیمات حل، مدل آشفتگی و ... باید بر مبنای استدلال و ارجاع به مطالعات مشابه در این زمینه صورت گرفته و پیرامون آن در گزارش بحث شود.

۴. بر مبنای داده‌های تجربی ارائه شده توسط **ابوت و ون دون‌هوف (۱۹۵۹)** برای ایرفویل مورد مطالعه، در زاویه حمله صفر و به ازای عدد رینولدز $10^6 \times 3$ که داده‌های تجربی متناظر آن گزارش شده، فرایند مطالعه شبکه را به صورت کیفی و کمی حداقل با ایجاد چهار سطح شبکه‌بندی مختلف اجرا نمایید. توجه داشته باشید که مطالعه‌ی کمی باید مشابه‌ی پروژه‌ی اول و مطابق با رویه‌ی ارائه شده در مطالعات **روچ (۱۹۹۴)**؛ **چلیک و همکاران (۲۰۰۸)** باشد. مطالعه‌ی کمی را بر مبنای ضریب لیفت، درگ و مقدار سرعت جریان در یک نقطه‌ی ثابت ناحیه‌ی محاسباتی^{۱۰}، اجرا، مقادیر مرتبه دقت ظاهری روش عددی را محاسبه و در مورد نتایج بحث نمایید.

۵. به ازای عدد رینولدز انتخاب شده در مرحله‌ی استقلال شبکه، شبیه‌سازی جریان را بر حسب مقادیر مختلف زاویه حمله (شامل زوایای حمله منفی) اجرا کنید به‌طوری‌که بازه‌ی نتایج تجربی متناظر به خوبی پوشش داده شود (حداقل ۱۵ الی ۲۰ شبیه‌سازی). بدین منظور باید با استفاده از قابلیت ضبط ژورنال در نرم‌افزار انسیس^{۱۱}، رویه‌ای برای اجرای کلیه‌ی فرایندهای اعمال شرایط مرزی، تنظیم حل‌گر، حل تا وقوع شرط همگرایی و گزارش نتایج پیاده‌سازی نمایید. توجه داشته باشید که در این حالت لازم است تا با استفاده از یک اسکریپت خارجی که مثلا به زبان متلب^{۱۲} نوشته

^۷ایرفویل مدنظر بر حسب شماره دانشجویی در پیوست تعیین شده است.

^۸ANSYS Workbench

^۹Structured

^{۱۰}موقعیت این نقطه را در ناحیه‌ی تاثیر ایرفویل بر جریان انتخاب کنید.

^{۱۱}در مسئله فعلی ژورنال‌نویسی در ماژول‌های حل‌گر مثل Fluent نیز برای پیشبرد پروژه کفایت خواهد کرد.

^{۱۲}MATLAB

شده است، فرایند را کنترل نمایید. به بیان دیگر، اسکریپت اصلی باید اطلاعات موجود در فایل ژورنال را تغییر داده و سپس برای اجرا به حل گر ارسال کند. این تغییرات شامل مواردی مانند شرایط مرزی، نحوه‌ی گزارش نتایج و ... است که طی مطالعه‌ی موردی تغییر می‌کند. همچنین اسکریپت خارجی با بررسی تغییرات ضریب لیفت در حل‌های متوالی، باید زاویه‌ی حمله در شبیه‌سازی بعدی را به نحوی مناسب انتخاب کند تا ناحیه تغییرات غیرخطی در حوالی زاویه واماندگی^{۱۳} نیز در نتایج منعکس شود.

۶. روند کاهش مانده‌ی معادلات را به ازای تعدادی از زوایای حمله گزارش کنید.

۷. منحنی لیفت و درگ بر حسب زاویه حمله و منحنی قطبی درگ (ضریب درگ بر حسب ضریب لیفت) را استخراج کرده و نتایج شبیه‌سازی را از طریق مقایسه با داده‌های تجربی به صورت ترسیمی (نمایش نتایج شبیه‌سازی و داده‌های تجربی هر کمیت در نموداری واحد) و عددی (گزارش اختلاف) اعتبارسنجی نمایید. پیرامون اختلافات حاصل و علت آن‌ها بحث کنید.

۸. زاویه حمله لیفت صفر، شیب منحنی لیفت در ناحیه خطی، ضریب لیفت بیشینه و زاویه‌ی استال پیش‌بینی شده طبق شبیه‌سازی را با مقادیر متناظر تجربی و تئوری ایرفویل نازک مقایسه و پیرامون اختلافات و علت آن‌ها بحث کنید.

۹. نمودار منفی ضریب فشار حول ایرفویل را در تعدادی از زوایای حمله بر روی یک نمودار واحد رسم کنید (بدین ترتیب فشار مربوط به نیمه بالایی ایرفویل، سمت مکش، در بالا و فشار مربوط به نیمه پایینی ایرفویل، سمت فشار، در پایین رسم می‌شود). در مورد الگوی حاصل از دیدگاه فیزیکی بحث نمایید.

۱۰. کانتورهای فشار، اندازه سرعت و خطوط جریان (به ویژه در نزدیکی ایرفویل و لایه مرزی) را در تعدادی از زوایای حمله (شامل مقادیر منفی و هم چنین مقادیر نزدیک به استال) نمایش دهید.

۳- الزامات پروژه

۱. پروژه به صورت انفرادی تعریف شده است.
۲. همان‌گونه که اشاره گردید، استخراج مشخصات ایرودینامیکی و سایر داده‌های مدنظر که حاصل شبیه‌سازی هستند، باید با ایجاد ساختار تعاملی میان نرم‌افزار حل گر و یک اسکریپت خارجی و کاملاً خودکار انجام شود.
۳. تمامی فرایند پس پردازش نتایج (شامل مواردی همچون رسم نمودارها و کانتورها) باید در نرم‌افزار متلب انجام شود.
۴. اشکال خروجی باید واضح و دارای کیفیت مناسب باشند. از ارائه اسکرین‌شات در گزارش خودداری نموده و تا حد امکان از فرمت‌های برداری در ارائه نتایج گرافیکی استفاده نمایید. چنان‌چه آماده‌سازی گزارش با استفاده از ورد انجام می‌شود، فرمت svg. و در صورت کار با سیستم حروف‌چین لاتک^{۱۴}، فرمت‌های eps. و pdf. برای ذخیره‌سازی نتایج در عمده‌ی موارد مناسب خواهند بود.

¹³Stall

¹⁴LaTeX

۵. گزارش پروژه باید در فرمت استاندارد شامل مواردی همچون چکیده، مقدمه، تشریح مسئله و ... باشد. در این گزارش، بایستی به تشریح کامل جزئیات فرایند شبیه‌سازی، خودکارسازی حل در مطالعه پارامتریک، و بحث پیرامون نتایج حاصل پرداخته شود.

۴- پیوست

جدول ۱: ایرفویل مورد نظر برای شبیه‌سازی.

ردیف	شماره دانشجویی	ایرفویل مورد مطالعه
۱	۹۷۱۰۶۵۷۳	NACA ۴۴۱۸
۲	۹۹۲۰۱۴۴۳	NACA ۲۴۲۴
۳	۴۰۰۲۰۲۶۷۷	NACA ۲۳۰۱۵
۴	۴۰۰۲۰۲۹۹۹	NACA ۲۴۱۸
۵	۴۰۰۲۰۷۶۴۲	NACA ۱۴۰۸
۶	۴۰۰۲۰۹۶۳۲	NACA ۲۳۰۲۴
۷	۴۰۰۲۰۹۷۳۸	NACA ۱۴۱۲
۸	۴۰۰۲۰۹۷۶۲	NACA ۴۴۱۵
۹	۴۰۰۲۰۹۸۱۳	NACA ۲۴۰۸
۱۰	۴۰۰۲۰۹۸۳۵	NACA ۴۴۲۴
۱۱	۴۰۰۲۰۹۸۴۶	NACA ۲۳۰۱۸
۱۲	۴۰۰۲۰۹۸۶۸	NACA ۲۳۰۱۲
۱۳	۴۰۱۲۰۲۷۷۲	NACA ۲۴۱۲
۱۴	۴۰۱۲۰۳۹۲۵	NACA ۱۴۱۰
۱۵	۴۰۱۲۰۴۳۱۹	NACA ۴۴۱۲
۱۶	۴۰۱۲۰۶۴۳۹	NACA ۲۳۰۲۱
۱۷	۴۰۱۳۰۰۵۳۶	NACA ۴۴۲۱

مراجع

- Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A. E. (1959), *Theory of wing sections, including a summary of airfoil data*, Courier Corporation.
- Celik, I. B., Ghia, U., Roache, P. J., and Freitas, C. J. (2008), "Procedure for Estimation and Reporting of Uncertainty Due to Discretization in CFD Applications," *Journal of Fluids Engineering*, 130.
- Roache, P. J. (1994), "Perspective: A Method for Uniform Reporting of Grid Refinement Studies," *Journal of Fluids Engineering*, 116, 405–413.