

پیش‌بینی تأثیرات دیواره‌ی تونل باد بر جریان حول ایرفویل نوسانی به کمک حل عددی

علیرضا ثنائی‌کیا (کارشناس ارشد)

علیرضا جهانگیریان* (دانشیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۲)
دوری ۲ - ۲۹، شماره ۲، ص. ۵۶-۴۷

هدف این تحقیق ارائه‌ی روشی برای اصلاح نتایج تونل باد از طریق تخمین عددی خطای ناشی از حضور دیواره در آزمون‌های ایرفویل نوسانی است. برای حل جریان از یک شبکه‌ی بی‌سازمان با سلول‌های منظم در لایه‌ی مرزی استفاده شده است. شبکه متناسب با حرکت جسم حرکت می‌کند. معادلات حاکم بر جریان دوبعدی لزج مغشوش با استفاده از یک روش حجم کنترل با الگوریتم ضمني دوزمانه حل شده است. برای گسسته‌سازی مکانی معادلات از روش مبتنی بر اختلاف مرکزی استفاده شده که برای جلوگیری از نوسانات ناخواسته ناشی از روش فوق از ترم‌های استهلاک مصنوعی بهره‌برداری شده است. ترم‌های اغتشاشی نیز با روش دومعادله‌ی $(k - \epsilon)$ مدل‌سازی می‌شود. نتایج حاصله با داده‌های تجربی مقایسه شده است. همچنین تأثیرات ناشی از وجود دیواره بر مقادیر ضریب نیرو و توزیع فشار روی سطح ایرفویل در حالت‌های جریان‌های پایا و ناپایا بررسی شده است.

واژگان کلیدی: تأثیرات دیواره تونل باد، حل عددی، جریان تراکم‌پذیر مغشوش، ایرفویل نوسانی.

مقدمه

با توجه به کاربردهای متنوع جریان غیر دائم حول اجسام متحرک، در صنعت هوافضا تمایل شدیدی به شبیه‌سازی این جریان‌ها وجود دارد. از جمله این کاربردها می‌توان به تحلیل آئروالاستیسیته‌ی اجسام پرنده، تحلیل آئرودینامیکی ایرفویل‌های نوسانی (پره‌ی بالگردها)، شبیه‌سازی جدایش بمب یا مخزن از زیر هواپیما و جدایش موشک‌های بالستیک یا چندمرحله‌یی اشاره کرد.

به دلیل پیچیدگی‌های خاص هندسی و فیزیکی این نوع جریان‌ها (خصوصاً جریان حول ایرفویل نوسانی) معمولاً روش‌های تجربی (استفاده از تونل باد) کاربرد گسترده‌یی دارند. یکی از مهم‌ترین ملاحظات در انجام آزمایشات تونل باد حول ایرفویل نوسانی، انتخاب اندازه مدل با توجه به ابعاد مقطع آزمایش و دامنه حرکت (نوسانی) جسم مورد نظر است. در مرحله‌ی بعد لازم است به این سؤال که «اصولاً وجود دیواره‌های تونل باد چه تأثیری بر جریان حول مدل و نیروهای وارد بر آن دارد؟» نیز پاسخ منطقی داده شود. از این رو محدودیت‌های تونل باد همواره محققین را مجبور به مصالحه بین امکانات موجود و دقت نتایج کرده است.

استفاده از روابط تحلیلی همچون معادلات لاپلاس یا بهره‌گیری از نظریه‌های ساده‌کننده‌ی جریان -- مانند نظریه‌ی ایرفویل نازک یا نظریه‌ی تئودرسن -- کمک بسیار زیادی به شبیه‌سازی جریان غیردائم می‌کند. در سال ۱۹۲۲ با استفاده از

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۰/۷/۳، اصلاحیه ۱۳۹۱/۳/۳۰، پذیرش ۱۳۹۱/۸/۱۶.

sanaeikia.alireza@gmail.com
ajahan@aut.ac.ir

معادلات لاپلاس و بدون در نظر گرفتن اثرات لزجت، جریان تراکم‌ناپذیر حول ایرفویل نوسانی حل شد.^[۱] او مسئله را با فرض کوچک بودن اغتشاشات و دامنه‌ی نوسانی کم حل کرد.

در گزارشی مربوط به مؤسسه‌ی ملی هوانوردی آمریکا، تئودرسون^[۲] با بیان آئرودینامیک ناپایدار به تحقیق و بررسی درمورد پدیده‌ی فلاتر پرداخت. او موفق شد جریان غیرلزج غیردائم را برای فرکانس‌های کاهش‌یافته‌ی مختلف روی یک ایرفویل نوسانی شبیه‌سازی کند. نظریه‌ی تئودرسون تعمیم نظریه‌ی ایرفویل نازک دوبعدی در حالت دائم به حالت غیردائم است. نظریه‌ی تئودرسون دید بسیار خوبی در زمینه‌ی رفتار جریان غیردائم و فیزیک جریان می‌دهد.

مکدروسکی در تحقیقی به بررسی جریان روی ایرفویل با حرکت نوسانی پیچشی و انتقالی پرداخت.^[۳] او توانست با استفاده از نظریه‌ی ایرفویل نازک و با در نظر گرفتن اثرات تراکم‌پذیری وقوع پدیده‌ی واماوندگی دینامیکی را مرحله به مرحله توضیح دهد.

با توجه به هزینه‌ی کم، سرعت بالا و دسترسی آسان، دینامیک سیالات عددی با شتاب زیادی در همه‌ی زمینه‌ها -- از جمله شبیه‌سازی جریان غیردائم -- پیشرفت کرده است. محققین با استفاده از شبکه‌ی باسازمان جریان غیردائم حول ایرفویل و بال نوسانی را با حل معادلات اویلر غیردائم شبیه‌سازی کرده‌اند.^[۴-۶] آن‌ها برای گسسته‌سازی مکانی معادلات از روش حجم محدود اختلاف مرکزی استفاده کرده و انتگرال‌گیری زمانی را با روش صریح رانگ - کوآی چهارمرحله‌یی انجام دادند.

همچنین برای حرکت شبکه از روش تولید مجدد استفاده شده است. محققین از روش ضمنی دوزمانه برای شبیه‌سازی جریان لزج و غیرلزج غیردائم دوبعدی در شبکه‌ی باسازمان استفاده کرده‌اند.^[۷] آنان همچنین کارایی روش فوق را برای اجسام متحرک سه‌بعدی با استفاده از شبکه‌ی بی‌سازمان و یک توسعه دادند.^[۸]

با وجود پیشرفت بسیار سریع علم دینامیک سیالات عددی هنوز هم پدیده‌های ناشناخته‌ی وجود دارند که روابط تحلیلی و مدل‌های ریاضی موجود توانایی شناسایی آن‌ها را ندارند. از این رو آزمون‌های تجربی کماکان به عنوان ابزاری مناسب برای شناسایی و بررسی رفتار این پدیده‌ها مد نظر است.

اثرات دامنه‌ی نوسان و زاویه‌ی حمله‌ی متوسط بر توزیع فشار ایرفویل نوسانی به صورت تجربی مورد مطالعه قرار گرفت.^[۹] نتیجه‌ی حاصل از این مطالعات نشان‌گر بیشینه‌بودن تأثیرات دامنه‌ی نوسان و زاویه‌ی حمله‌ی متوسط در مکان‌های زیر ۴۰ درصد وتر است.

در بررسی اثر فرکانس کاهش‌یافته در نزدیکی زاویه‌ی واماندگی استاتیکی بر ایرفویل در حال نوسان عمودی^[۱۰] مشخص شد که بین فرکانس کاهش‌یافته و اندازه حلقه‌های پسماند نسبت مستقیمی وجود دارد.

در داخل تونل باد تغییرات کوچک مشخصات جریان باعث اثرات بزرگ در توزیع تنش‌های سطحی و تغییرات در برآیند نیروهای وارد بر جسم می‌شود. حضور گرادیان فشار در داخل تونل باد علاوه بر ایجاد نیروی شناوری افقی باعث تغییر سرعت و غیریکتواختی جریان می‌شود. همچنین خطوط جریان به علت حضور دیواره‌های تونل نسبت به جریان آزاد فشرده‌تر است و در نتیجه در بعضی نواحی تغییرات پارامترهای جریان بیشتر خواهد شد. همچنین اثرات دیواره باعث تغییرات در نیروی برآ و نیروی پسا می‌شود. در نتیجه بحث در مورد اثرات دیواره‌ی تونل باد به علت تغییراتی که در مقادیر مشخصه‌های جریان ایجاد می‌کنند از اهمیت خاصی برخوردار است. اثرات ناشی از دیواره را می‌توان در حرکت وسایل پرنده در نزدیک زمین نیز یافت.

تحقیقات در زمینه‌ی کاهش اثرات ناشی از دیواره‌ی تونل باد منجر به ارائه‌ی راهکارهایی از جمله شیاردار کردن یا سوراخ کردن دیواره‌های تونل باد^[۱۱] یا استفاده از دیواره‌های انعطاف‌پذیر نسبت به جریان شده است. این راه حل‌ها کمک شایانی به معادل کردن هرچه بیشتر شرایط داخل تونل با نتایج جریان آزاد کرده است. از طرفی استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) به عنوان ابزاری توانمند و کم‌هزینه برای شبیه‌سازی جریان داخل تونل باد و به دست آوردن تأثیرات ناشی از دیواره و ارائه‌ی راهکارهایی برای تصحیح نتایج آن، می‌تواند به تحلیل‌های تجربی کمک کند. در سال ۱۹۵۳، در تحقیقی که در مؤسسه‌ی ملی هوانوردی آمریکا انجام شد^[۱۲] اثرات دیواره‌های تونل باد بر نیروهای وارد بر ایرفویل در حال نوسان در رژیم مادون صوت تراکم‌پذیر بررسی شد؛ در این تحقیق آزمایشات را دوبعدی در نظر گرفته بودند. آن‌ها تأثیرات ناشی از دیواره‌ها را با استفاده از روش تصویرآینه‌ی در بالا و پایین بال شبیه‌سازی کردند. آن‌ها در این تحقیق دریافتند که در شرایط خاصی از فاصله‌ی دیواره، فرکانس نوسان و عدد ماخ، یک سیستم رزونانسی بین ایرفویل و دیواره‌ها به وجود می‌آید که نتایج را از مقادیر واقعی جریان آزاد آن دور می‌کند. در سال ۱۹۸۵ تداخلات ناشی از دیواره تونل باد با استفاده از روش پنل حل شد.^[۱۳] طی این فرایند، محققین با حل جریان دوبعدی تراکم‌ناپذیر دریافتند که اثرات دیواره بر گردش جریان حول جسم تأثیر می‌گذارد.

در یک مرکز تحقیقاتی در روسیه، پژوهش‌گران جریان نزدیک دیواره‌ی شیاردار را در محدوده‌ی سرعتی ترانس‌اونیک به صورت عددی و تجربی شبیه‌سازی کردند.^[۱۴] آن‌ها همچنین پروفیل سرعت و خطوط جریان در نزدیکی دیواره‌ها را در سه جهت به

دست آوردند و با انجام شبیه‌سازی جریان مغشوش لزج بر روی یک شیار دریافتند که جریان در نزدیک شیارها به صورت شبه‌متناوب با انرژی کم، و توأم با حرکاتی غیرقابل پیش‌بینی است. لومباردی و همکارانش نیز یک روش اصلاح اثرات دیواره در آزمایشات استاتیکی را براساس اندازه‌گیری فشار بر روی دیواره‌های تونل باد بررسی کردند.^[۱۵] در این روش داده‌های حاصل از آزمایش با استفاده از داده‌های عددی و فشار اندازه‌گیری شده بر روی دیواره‌ها اصلاح می‌شوند. محققین با بررسی عددی اثرات دیواره‌ی تونل باد روی ایرفویل در حال نوسان دریافتند که تا جایی که پدیده‌های غیرخطی همچون واماندگی دینامیکی وجود نداشته باشد، تطابق بسیار خوبی بین نتایج حاصل از نظریه‌ی خطی، حل کامل معادلات جریان، و آزمایشات تجربی وجود دارد.^[۱۶] همچنین آن‌ها دریافتند که وقتی فاصله‌ی دیواره‌ی تونل باد از ایرفویل کم‌تر از سه برابر وتر ایرفویل باشد، اثرات تداخلی دیواره قابل توجه است.

از آنجا که مطالعه و بررسی اثر دیواره‌ی تونل باد و فاصله‌ی آن تا مدل در نتایج آزمایش مستلزم استفاده از تجهیزات پیچیده برای تغییر سطح مقطع تونل یا استفاده از مدل‌های متنوع است -- که بسیار هزینه‌بر و نیز زمان‌بر است -- در این تحقیق هدف بررسی عددی اثرات دیواره تونل باد روی مشخصات جریان غیردائم است. در نهایت نیز با ارائه‌ی تصحیحات، شرایطی مشابه شرایط جریان آزاد شبیه‌سازی می‌شود.

انواع تأثیرات ناشی از دیواره

تأثیرات ناشی از دیواره را می‌توان خلاصه‌وار شامل: ۱. گرفتگی ناشی از مدل؛ ۲. تأثیرات لایه‌ی مرزی؛ ۳. تأثیرات ثانویه؛ ۴. انحنای خطوط جریان دانست. در ادامه این اثرات معرفی شده است.

حضور مدل در تونل باد جریان مقطع آزمایش را محدود می‌کند. سطح مقطع عبوری جریان را نسبت به جریان آزاد کاهش می‌دهد و با این کار طبق رابطه‌ی برنولی و پیوستگی، سرعت هوای عبوری در اطراف مدل افزایش می‌یابد. این افزایش سرعت بر روی مدل را که معمولاً برای مدل‌های با اندازه‌ی معمولی ثابت در نظر گرفته می‌شود، «گرفتگی ناشی از مدل» می‌نامند که تابعی از ضخامت مدل و اندازه‌ی مقطع تونل، و مستقل از خمیدگی آن است.^[۱۷]

تأثیر دیگر دیواره، اثرات لایه‌ی مرزی است. حضور دیواره‌ها در اطراف ایرفویل باعث ایجاد لایه‌ی مرزی در طول آن‌ها می‌شود. رشد لایه‌های مرزی در طول دیواره‌های مقطع آزمایش باعث شتاب‌گیری جریان خواهد شد. گرادیان فشار منفی حاصله در جهت حرکت جریان باعث ایجاد اختلاف فشار می‌شود و این اختلاف فشار باعث ایجاد یک نیروی پسا می‌شود. این امر مشابه آن است که نیروهای هیدروستاتیکی به جسمی که در سیال ساکن با میدان گرانش یکنواخت قرار دارد، وارد شود. این کار باعث می‌شود فشار در ناحیه‌ی خروجی مقطع آزمایش از فشار در ورودی مقطع آزمایش کم‌تر شود. این افت فشار باعث کشیده شدن جسم به سمت پایین دست جریان می‌شود و در واقع نیروی شناوری افقی بر جسم وارد خواهد شد.^[۱۸]

بعضی از تداخلات ایجادشده ناشی از تنظیمات دستگاه است. اگر مدل به درستی در جای خود قرار نگرفته باشد و در مرکز نباشد، یا مثلاً در نیم‌مدل‌ها که مدل به یکی از دیواره‌ها چسبیده است بحث تداخل‌های بین مدل و لایه‌ی مرزی دیواره‌ها به شدت مطرح است. گرادیان‌های ایجادشده در این منطقه، کل میدان جریان را تحت تأثیر قرار می‌دهد. این تأثیرات تحت عنوان اثرات ثانویه مطرح می‌شوند.

که در آن Q بردار متغیرهای بقایی و بردارهای F و G شامل شارهای جابه‌جایی و شارهای لزج در جهت‌های متفاوت‌اند:

$$F = F^i - F^v, \quad G = G^i - G^v \quad (2)$$

که در آن‌ها:

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{pmatrix}, F^i = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho E + p)u \end{pmatrix}, G^i = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (\rho E + p)v \end{pmatrix} \quad (3)$$

و بردارهای لزج چنین تعریف می‌شوند:

$$F^v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x \end{pmatrix}, G^v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + q_y \end{pmatrix} \quad (4)$$

برای بسته شدن معادلات از معادله‌ی گاز کامل بی‌بعد شده (رابطه‌ی ۵) استفاده می‌شود.

$$p = (\gamma - 1) \rho \left[E - \frac{1}{2}(u^2 + v^2) \right] \quad (5)$$

u و v مؤلفه‌های سرعت در جهت x و y ، p فشار استاتیکی، ρ چگالی و E انرژی داخلی است. مؤلفه‌های تانسور تنش و بردار شار حرارتی نیز چنین تعریف می‌شوند:

$$\tau_{xx} = -\mu S_{xx} + \frac{2}{3}\rho k$$

$$\tau_{yy} = -\mu S_{yy} + \frac{2}{3}\rho k$$

$$\tau_{xy} = -\mu S_{xy}$$

$$S_{xx} = \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)$$

$$S_{yy} = \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)$$

$$S_{xy} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}$$

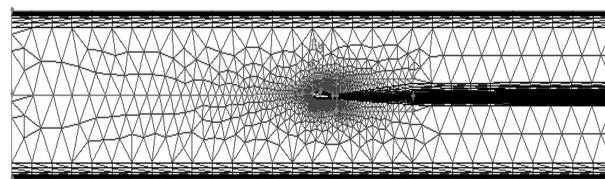
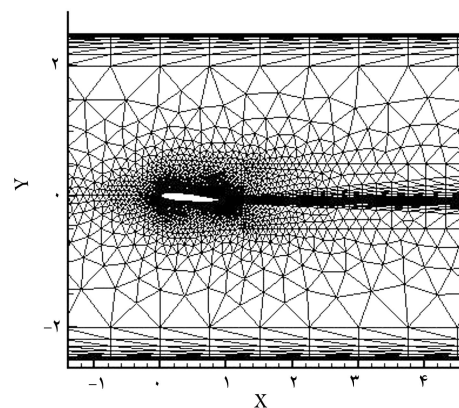
$$q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x}$$

$$q_y = -k \frac{\partial T}{\partial y}$$

$$k = -c_p \mu / \text{Pr} \quad (6)$$

Pr عدد پراوتل است و مقدار آن برای جریان آشفته برابر 0.9 در نظر گرفته می‌شود. برای مدل‌سازی ترم‌های اغتشاش از مدل دو معادله‌ی $(k - \varepsilon)$ استفاده شده است. که شکل کلی معادلات آن بصورت بقایی به فرم زیر است:

$$\frac{\partial Q_t}{\partial t} + \frac{\partial F_t}{\partial x} + \frac{\partial G_t}{\partial y} = S_t \quad (7)$$



شکل ۱. شبکه‌بندی بی‌سازمان برای مدل‌سازی جریان داخل تونل باد.

یکی دیگر از تأثیرات دیواره بر ایرفویل انحناى خطوط جریان است. حضور دیواره‌های بالا و پایین تونل باد از انحناى عمودی جریان جلوگیری می‌کند. این پدیده مثل آن است که میزان خمیدگی بیشتری برای ایرفویل نسبت به آنچه در واقعیت وجود دارد به نظر برسد.^[۱۹]

شبکه‌بندی میدان جریان

برای شبیه‌سازی عددی جریان، باید قبلاً میدان جریان شبکه‌بندی شود. نوع شبکه‌بندی و اندازه‌ی آن می‌تواند تأثیر زیادی بر سرعت همگرایی و پایداری روش عددی بگذارد و گاهی استفاده از شبکه‌ی نامناسب نیز می‌تواند باعث نامطلوب شدن پاسخ‌ها در میدان حل شود.

در این تحقیق از شبکه بی‌سازمان مثلثی استفاده شده که در نزدیک ایرفویل و مرز دیواره‌های تونل باد از نوع شبکه منظم لایه مرزی است. نمونه‌ی از شبکه تهیه شده بدین منظور در شکل ۱ آورده شده است. این شبکه دارای 7584 نقطه و 14849 المان است. 74 نقطه در مرز ورودی و خروجی وجود دارد.

ساختار اطلاعاتی شبکه مبتنی بر ضلع است که برای الگوریتم‌های حجم محدودی که اطلاعات جریان را در وسط هر المان ذخیره می‌کند، بسیار مناسب است. نحوه انتخاب مشخصات شبکه و آنالیز حساسیت نتایج نسبت به ریزی شبکه در بخش بررسی نتایج آورده شده است.

معادلات حاکم بر جریان

معادلات دوبعدی، غیردائم و تراکم‌پذیر ناویر-استوکس در شکل بقایی که قادر به شبیه‌سازی کلیه پدیده‌های جریان — از قبیل شوک، لایه مرزی، جدایش جریان، جریان دنباله و نقطه‌ی سکون — هستند، در فرمول ۱ به شکل برداری آورده شده است.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = 0 \quad (8)$$

که در آن Q_t بردار متغیرهای بقایی برای مدل آشفستگی است:

$$Q_t = \begin{Bmatrix} \rho k \\ \rho \varepsilon \end{Bmatrix} \quad (8)$$

و بردارهای شار مجموع شارهای جابه‌جایی (C) و بخشی (D) است و چنین تعریف می‌شود:

$$F_t = F_t^C - F_t^D, \quad G_t = G_t^C - G_t^D \quad (9)$$

که داریم:

$$\begin{aligned} F_t^C &= \begin{pmatrix} \rho u k \\ \rho u \varepsilon \end{pmatrix}, & F_t^D &= \begin{pmatrix} \beta_{kx} \\ \beta_{\varepsilon x} \end{pmatrix} \\ G_t^C &= \begin{pmatrix} \rho v k \\ \rho v \varepsilon \end{pmatrix}, & G_t^D &= \begin{pmatrix} \beta_{ky} \\ \beta_{\varepsilon y} \end{pmatrix} \\ \beta_{kx} &= -(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}) \frac{\partial k}{\partial x}, & \beta_{ky} &= -(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}) \frac{\partial k}{\partial y} \\ \beta_{\varepsilon x} &= -(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x}, & \beta_{\varepsilon y} &= -(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}) \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \end{aligned} \quad (10)$$

μ_t ضریب لزجت آشفستگی است. در تحقیق حاضر با توجه به مدل ارائه‌شده توسط لاندرو اسپالدینگ این ضریب چنین محاسبه می‌شود.

$$\mu_t = \frac{C_\mu \rho K^\tau}{\varepsilon} \quad (11)$$

که در آن ε نرخ استهلاك آشفستگی است. همچنین ترم چشمه آشفستگی (S_t) چنین مدل می‌شود:

$$S_t = \left[\frac{P_k - \rho \varepsilon}{\frac{C_{\varepsilon 1} P_k \varepsilon}{k} - \frac{C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon^2}{k}} \right] \quad (12)$$

که در آن ترم P_k برابر خواهد بود با:

$$P_k = \mu_t [S_{xx} \frac{\partial u}{\partial x} + S_{xy}^2 + S_{yy} \frac{\partial v}{\partial y}] - \frac{2}{3} \rho k (\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}) \quad (13)$$

مقادیر تجربی ضرایب به‌کار رفته در معادلات بالا عبارت‌اند از:

$$\begin{aligned} C_\mu &= 0.09 \\ C_{\varepsilon 1} &= 1.4, \quad C_{\varepsilon 2} = 1.92, \quad \sigma_k = 1, \quad \sigma_\varepsilon = 1.3 \end{aligned} \quad (14)$$

برای گسسته‌سازی معادلات از الگوریتم حجم محدود بهره گرفته شده است. در روش حجم کنترل مورد استفاده، نقطه‌ی کنترلی در وسط هر سلول در نظر گرفته شده است. این روش انعطاف‌پذیری بالایی دارد و در شبکه‌ی بی‌سازمان نیز قابل استفاده است.

برای از بین بردن نوسانات و اغتشاشات ناخواسته در نتایج -- که گاه می‌تواند باعث واگرایی در جریان حل شود -- از ترم‌های استهلاك مصنوعی استفاده شده است. ترم‌های استهلاكی به‌صورت تابعی از متغیرهای بقایی‌اند. شکل کلی معادله‌ی استهلاك عبارت است از:

$$D_i(Q) = \sum_{k=1}^r d_{ik} \quad (15)$$

که در آن d_{ik} مقدار استهلاك مصنوعی بین دو حجم کنترل i و k است. ترم‌های استهلاكی از دو ترم تشکیل شده است. یک ترم مربوط به حذف خطاهای فرکانس بالا در میدان است به این ترم‌ها ترم‌های بای هارمونیک^۱ گفته می‌شود، و دیگری مربوط به خطاهای موجود در گرادین فشار بالا، نظیر اطراف شوک است. به این ترم‌ها اصطلاحاً ترم‌های هارمونیک گفته می‌شود.

برای گسسته‌سازی ترم‌های زمانی از روش ضمنی دوزمانه استفاده شده است. روش‌های ضمنی با وجود حجم محاسبات بالا از محدودیت پایداری برخوردار نیستند و آنچه که گام زمانی را تعریف می‌کند محدودیت فیزیکی و دقت مورد نیاز حل جریان غیردائم است.

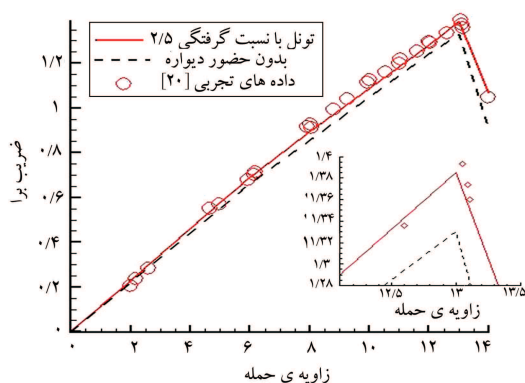
شرایط مرزی

برای ارضای شرایط دیواره مؤلفه عمود و مماسی سرعت بر روی سطح هم در امتداد دیوارها و هم بر روی ایرفویل صفر قرار داده می‌شود. در مرزهای ورودی و خروجی میدان نیز با فرض فاصله قابل ملاحظه آن‌ها از مدل از شرط مرزی مشخصات مبتنی بر متغیرهای ریمان استفاده شده است. برای مدل‌سازی بهتر جریان در نزدیک دیواره از روش تابع دیواره استفاده شده است.

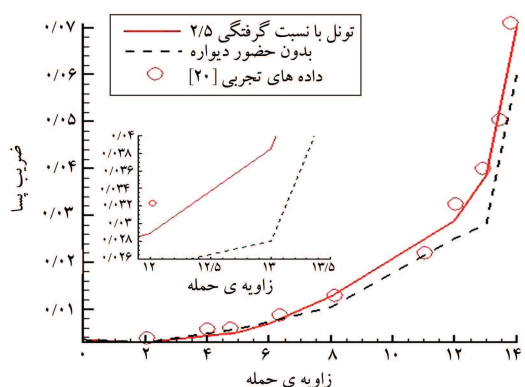
بررسی نتایج

در این بخش ابتدا معیارهای انتخاب شبکه بهینه ارائه شده سپس اثرات ناشی از وجود دیواره تونل باد در حالت‌های مختلف بر روی ایرفویل NACA^{۰۰۱۲} بررسی می‌شود. اثرات دیواره در جریان‌های پایدار در دو رژیم صوتی مادون صوت و حدود صوت و در حالت ناپایا (ایرفویل نوسانی) در رژیم صوتی مادون صوت مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج عددی به دست آمده با داده‌های تجربی مورد استفاده مقایسه شده است.^[۱۶] در نهایت نیز تصحیحاتی برای اصلاح نتایج تونل باد ارائه می‌شود. شکل ۲ منحنی توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل NACA^{۰۰۱۲} برحسب طول بی‌بعد شده ایرفویل داخل تونل بادی با فاصله دیواره‌های ۲/۵ برابر و تراز مدل در معرض جریان با سرعت ماک ۰/۳ و زاویه حمله ۴/۹۴ درجه را برای سه شبکه درشت، متوسط و ریز نشان می‌دهد. شبکه‌های درشت، متوسط و ریز به ترتیب متشکل از ۱۲۱۲۱، ۱۴۸۴۹ و ۱۶۳۴۳ سلول هستند. همان‌طور که ملاحظه می‌شود نتایج به دست آمده از شبکه درشت کم‌ترین مطابقت را با داده‌های تجربی داشته در حالی که دو شبکه متوسط و ریز تقریباً نتایج مشابهی را نسبت به داده‌های تجربی دارا هستند. در نتیجه شبکه متوسط به‌عنوان شبکه بهینه انتخاب می‌شود. در شکل ۳ خطوط هم‌تراز فشار در داخل تونل باد با نسبت گرفتگی ۲/۵ آورده شده است.

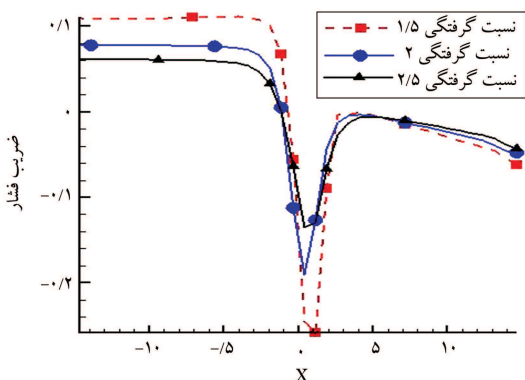
میزان ضریب برآ برحسب زاویه حمله در جریان دائم برای دو حالت بدون دیواره و با دیواره (با نسبت گرفتگی ۲/۵ و عدد رینولدز $10^6 \times 3.93$) در شکل ۴ ارائه شده است. به دلیل تقارن ایرفویل NACA^{۰۰۱۲} در هر دو منحنی میزان ضریب برآ در زاویه حمله صفر درجه برابر صفر خواهد بود. ولی با افزایش زاویه حمله میزان ضریب برآ ایرفویل در حضور دیواره تونل قدری بیشتر از مقدار آن در جریان آزاد است. این وضعیت درمورد ضریب پسا نیز صادق بوده و در شکل ۵ نشان داده شده است. هنگامیکه ایرفویل در زاویه حمله ۱۳ درجه قرار می‌گیرد، گردابه‌هایی در



شکل ۴. منحنی ضریب برآ برحسب زاویه‌ی حمله در عدد ماخ ۰٫۳ در دو حالت با نسبت گرفتگی ۲٫۵ و حالت بدون دیواره.

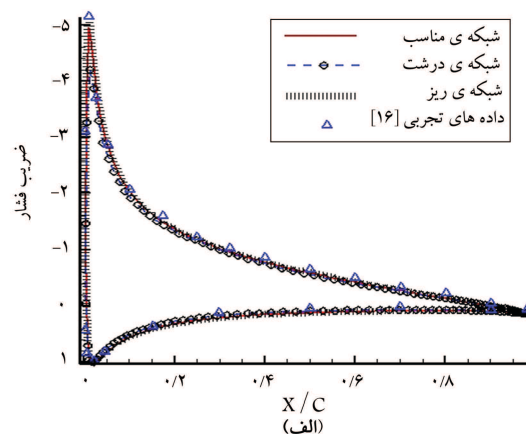


شکل ۵. منحنی ضریب پسا برحسب زاویه‌ی حمله در عدد ماخ ۰٫۳ در دو حالت با نسبت گرفتگی ۲٫۵ و حالت بدون دیواره.

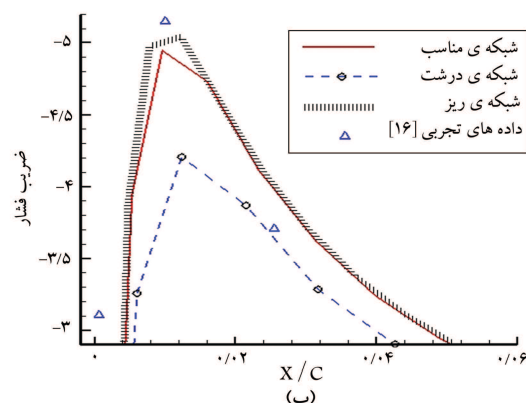


شکل ۶. ضریب فشار روی دیواره‌ی بالایی ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در زاویه‌ی حمله‌ی ۴٫۹۴ درجه، عدد ماخ ۰٫۷۵۵ و نسبت‌های گرفتگی ۲٫۵ و ۱٫۵.

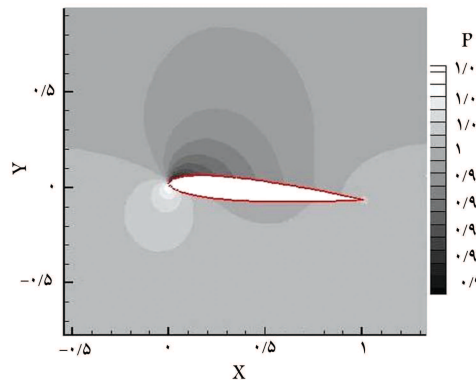
و ۲٫۵ به ترتیب ۰٫۱۲، ۰٫۰۹ و ۰٫۰۶ است. میزان فشار دیواره در این منطقه با افزایش فاصله از ایرفویل کم‌تر می‌شود. سپس مقدار ضریب فشار دیواره بالایی در وسط تونل به علت حضور ایرفویل با افت شدیدی روبه‌رو می‌شود. این افت فشار با افزایش نسبت گرفتگی بیشتر می‌شود. علت این موضوع را می‌توان این‌طور توجیه کرد که هنگام عبور جریان از سطح ایرفویل سرعت موضعی در این منطقه افزایش یافته و با توجه به سطح مقطع عبوری، خطوط جریان در تونل با نسبت گرفتگی ۱٫۵ نسبت به دو حالت دیگر فشرده‌تر شده و با افت شدیدتری مواجه می‌شود. با حرکت بسمت مرز خروجی میزان فشار شروع به افزایش کرده و در حدود ۵ برابر وتر



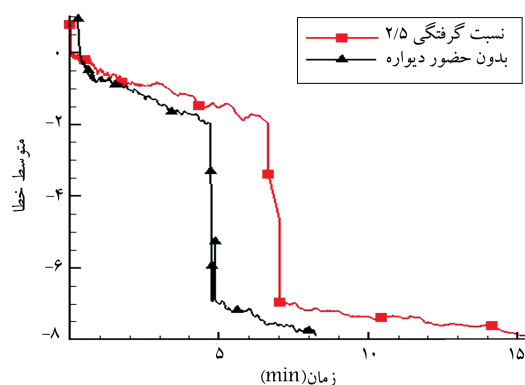
شکل ۷. توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل NACA ۰۰۱۲ داخل تونل باد با نسبت گرفتگی ۲٫۵ و عدد ماخ ۰٫۳ $M = 0.3$.



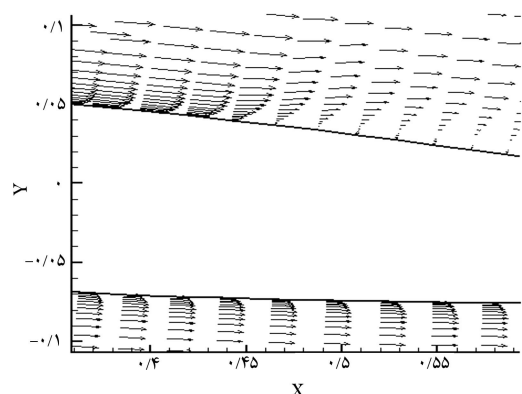
شکل ۸. خطوط هم‌تراز فشار اطراف ایرفویل در ماخ ۰٫۳ و زاویه‌ی حمله‌ی ۴٫۹۴ درجه و فاصله‌ی دیواره ۲٫۵.



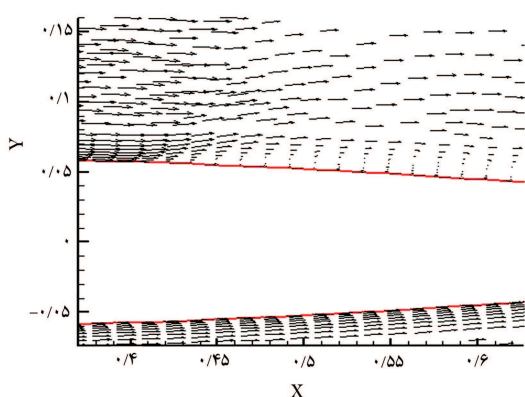
لبه فرار ایرفویل تشکیل می‌شود که باعث واماندگی می‌شود. نتایج عددی با داده‌های تجربی مقایسه شده‌اند و تطابق خوبی مشاهده می‌شود. [۲۰] آزمون بعدی یک جریان حدود صوت با عدد ماخ ۰٫۷۵۵، عدد رینولدز 5×10^6 و زاویه حمله ۴٫۹۴ درجه است که بمنظور مطالعه اثر فاصله دیواره‌ها بر روی فشار روی دیواره انتخاب شده است. در شکل ۶ میزان ضریب فشار بر روی سطح دیواره بالایی تونل باد برای سه نسبت گرفتگی ۱٫۵، ۲ و ۲٫۵ آورده شده است. با حرکت بر روی دیواره از ابتدای تونل باد تا حدود ۵ برابر وتر قبل از لبه حمله ایرفویل، فشار دیواره تقریباً ثابت بوده و برای نسبت‌های گرفتگی ۲٫۵، ۲ و ۱٫۵



شکل ۸. نمودار همگرایی در عدد ماخ ۰/۷۵۵ و زاویه‌ی حمله‌ی ۴ درجه.



شکل ۹. بردارهای سرعت بر روی سطح ایرفویل در جریان داخل تونل با نسبت گرفتگی ۲/۵ در عدد ماخ ۰/۷۵۵.

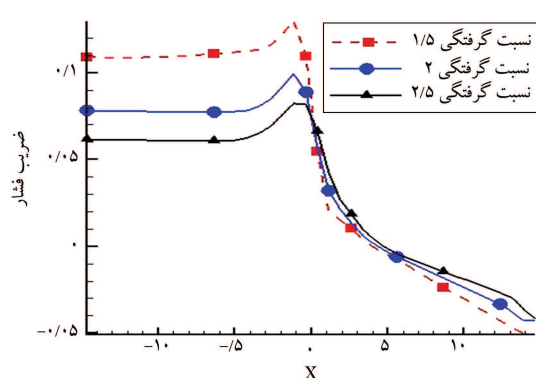


شکل ۱۰. بردارهای سرعت بر روی سطح بالایی ایرفویل در جریان آزاد در عدد ماخ ۰/۷۵۵.

جریان است. با توجه به اهمیت پدیده‌ی جدایش در طبیعت و تأثیرات آن بر خواص جریان، و نیز تأثیرات دیواره‌ی تونل باد بر وقوع جدایش جریان، این پدیده در دو حالت بدون دیواره و با دیواره بررسی خواهد شد.

شرایط جریان مشابه حالت قبل و نسبت گرفتگی تونل باد ۲/۵ است. در شکل‌های ۹ و ۱۰ بردارهای سرعت روی سطح ایرفویل آورده شده است. این شکل‌ها بیان‌گر نقطه‌ی جدایش جریان روی سطح ایرفویل هستند.

با مقایسه‌ی محل شروع جدایش در دو حالت با دیواره و بدون آن، می‌توان به این نتیجه رسید که با شرایط ورودی یکسان، جدایش جریان در حالت با دیواره دیرتر از

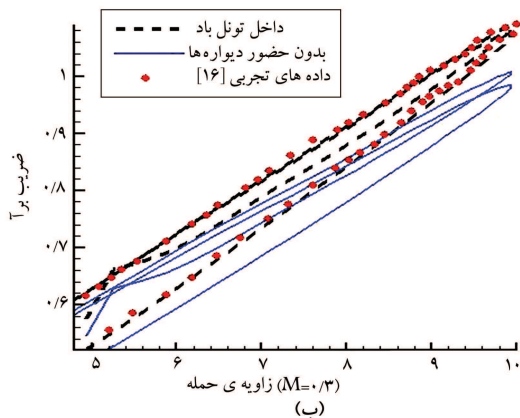
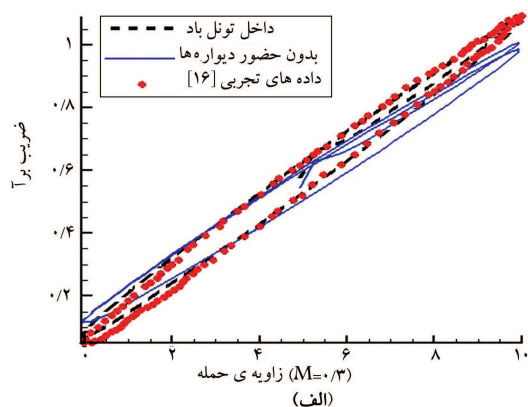


شکل ۷. ضریب فشار روی دیواره‌ی پایینی در زاویه‌ی حمله‌ی ۴/۴۹ درجه، عدد ماخ ۰/۷۵۵ و نسبت‌های گرفتگی ۲، ۲/۵ و ۱/۵.

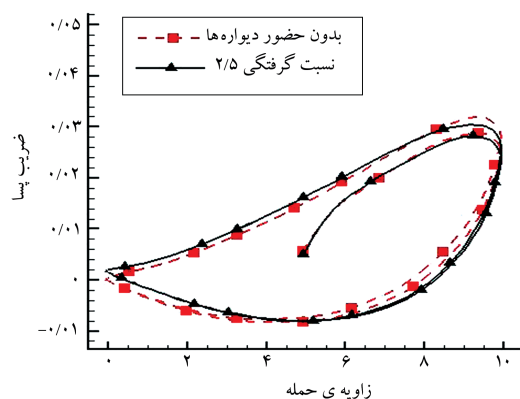
پس از لبه حمله، ضریب فشار به بیشترین مقدار خود می‌رسد. با نزدیک شدن به مرز خروجی ضریب فشار با افت روبرو می‌شود. در این حالت فشار در دیواره با فاصله‌ی بیشتر از سطح ایرفویل مقدار بالاتری را نشان می‌دهد. با توجه به این نکته که در جریان آزاد دیواره وجود ندارد، ضریب فشار برابر صفر خواهد شد. در نتیجه از مقایسه‌ی شکل ۶ با جریان آزاد می‌توان متوجه شد که از ورودی تونل باد تا فاصله‌ی ۱- برابر طول وتر ایرفویل میزان فشار بر دیواره در هر سه نسبت گرفتگی از مقدار فشار جریان آزاد بیشتر است. اما در ادامه‌ی مسیر تا خروجی تونل باد، فشار دیواره نسبت به جریان آزاد با افت روبرو خواهد شد. به عبارتی از حدود فاصله‌ی ۱- برابر طول وتر ایرفویل تا خروجی تونل باد ضریب فشار روی دیواره بالایی تونل باد نسبت به جریان آزاد مکش خواهد داشت.

در شکل ۷ ضریب فشار بر روی سطح دیواره پایینی تونل در سه نسبت گرفتگی ۱/۵، ۲ و ۲/۵ آورده شده است. از مرز ورودی تا فاصله‌ی ۵- برابر طول وتر ایرفویل میزان فشار تقریباً ثابت و برای نسبت‌های گرفتگی ۱/۵، ۲ و ۲/۵ به ترتیب ۰/۱۲، ۰/۰۸ و ۰/۰۶ است. با افزایش فاصله‌ی دیواره‌ی پایینی از ایرفویل مقدار فشار روی سطح دیواره به فشار بی‌نهایت نزدیک می‌شود. از حدود ۵- برابر طول وتر ایرفویل تا لبه حمله ضریب فشار به بیشترین مقدار خود می‌رسد. با رسیدن به محدوده‌ی استقرار ایرفویل، به خاطر حضور ایرفویل، دیواره‌ی تونل با کاهش فشار روبرو می‌شود. این میزان کاهش فشار با نزدیک شدن دیواره به ایرفویل بیشتر می‌شود. با حرکت به سمت مرز خروجی میزان فشار کاهش می‌یابد و در مرز خروجی به کم‌ترین میزان خود، یعنی ۰/۰۵- خواهد رسید. در این محدوده نتایج با فواصل بیشتر از سطح ایرفویل دارای افت فشار کم‌تر خواهد بود. با توجه به این نکته که در جریان آزاد دیواره وجود ندارد، ضریب فشار برابر صفر خواهد بود. از مقایسه‌ی نمودار ۷ با جریان آزاد می‌توان متوجه شد که از ورودی تونل باد تا فاصله‌ی ۵ برابر طول وتر ایرفویل، میزان فشار بر دیواره در هر سه نسبت گرفتگی از مقدار فشار جریان آزاد بیشتر است. اما در ادامه‌ی مسیر تا خروجی تونل باد، فشار دیواره نسبت به جریان آزاد با افت مواجه خواهد شد. نمودار همگرایی نتایج برحسب زمان برای دو حالت با دیواره (با نسبت گرفتگی ۲/۵) و بدون دیواره در شکل ۸ آورده شده است. زاویه‌ی حمله‌ی مورد بررسی ۴ درجه است. در حالت بدون دیواره حل زودتر هم‌گرا شده است. مدت زمان حل جریان تا رسیدن به سطح همگرایی در حالت بدون دیواره حدود ۸ دقیقه و در حالت با دیواره حدود ۱۵ دقیقه است.

هنگام برخورد جریان با سرعت بالا و تحت زاویه‌ی حمله‌ی خاص به ایرفویل، ایجاد پدیده‌هایی تازه در جریان ممکن خواهد بود. یکی از این پدیده‌ها جدایش



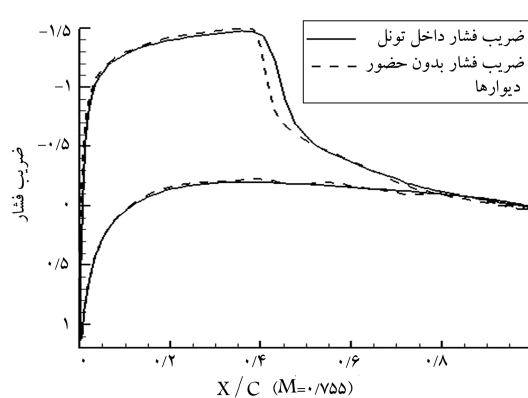
شکل ۱۲. نمودار پسماند نیروی برآ برحسب زاویه‌ی حمله در عدد ماخ ۰٫۳ حول ایرفویل نوسانی NACA۰۰۱۲.



شکل ۱۳. ضریب پسا فشاری برای دو حالت با دیواره و بدون آن در $M = 0.3$ و زاویه‌ی حمله‌ی ۴٫۹۴ درجه.

تصحیحات نتایج تونل باد با استفاده از شبیه‌سازی عددی

با توجه به دسترسی آسان و هزینه‌ی کم شبیه‌سازی‌های عددی، استفاده از دینامیک سیالات عددی (CFD) به عنوان ابزاری قدرتمند کمک شایانی برای شبیه‌سازی جریان داخل تونل باد می‌کند. در نتیجه برای محاسبه‌ی اثرات ناشی از دیواره‌ی تونل باد می‌توان از آزمون‌های عددی کمک گرفت. محاسبه‌ی مقادیر خطا و ارائه‌ی تصحیحات عددی می‌تواند راهکاری مناسب برای کاهش آزمون‌های تجربی و کاهش هزینه باشد. از این رو در ادامه‌ی موضوع تصحیح نتایج تونل باد برای

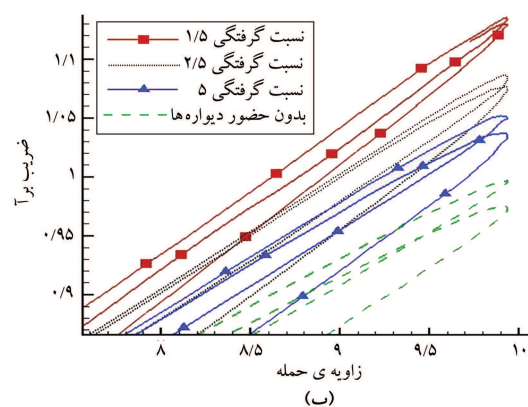
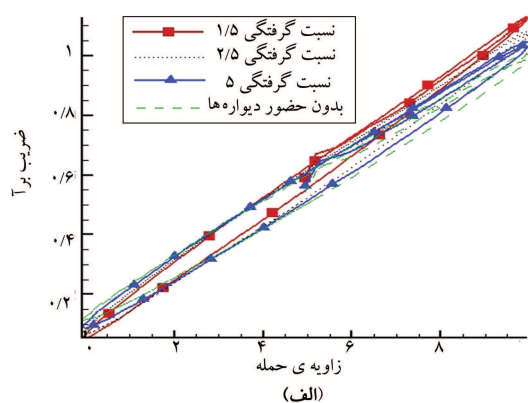


شکل ۱۱. توزیع ضریب فشار اطراف ایرفویل در ماخ ۰٫۷۵۵ و زاویه‌ی حمله‌ی ۴٫۹۴ درجه.

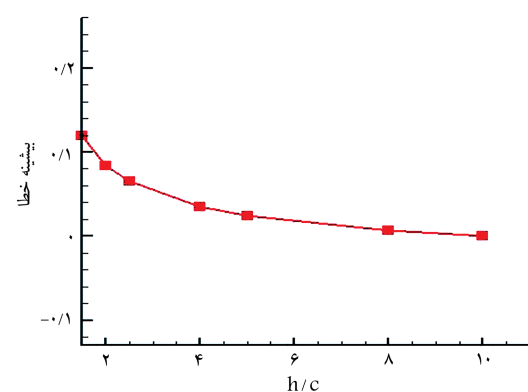
حالت بدون آن اتفاق می‌افتد. در علت این مطلب می‌توان گفت که در جریان داخل تونل به علت نزدیک بودن بیشتر خطوط جریان به هم، سرعت القایی روی جریان سطح ایرفویل بیشتر خواهد بود و در نتیجه با توجه به مقاوم‌تر بودن جریان‌های آشسته نسبت به سرعت‌های بالاتر، جدایش در داخل تونل دیرتر رخ می‌دهد. در شکل ۱۱ منحنی ضریب فشار روی سطح ایرفویل برحسب طول بی‌بعد شده، با توجه به شرایط ورودی ذکر شده در بالا برای دو حالت با دیواره با نسبت گرفتگی ۲٫۵ و بدون دیواره آورده شده است. چنان که دیده می‌شود افت فشار در منحنی بدون دیواره زودتر اتفاق می‌افتد و جدایش در طول کم‌تری از وتر ایرفویل ایجاد می‌شود. با توجه به اهمیت جریان غیر دائم و کاربرد فراوان آن در طبیعت، در ادامه تأثیرات ناشی از دیواره‌ی تونل باد بر جریان حول ایرفویل نوسانی با نوسان پیچینگ بررسی می‌شود.

در این حالت جریان با عدد ماخ ۰٫۳، عدد رینولدز $10^6 \times 3.93$ و زاویه‌ی حمله‌ی اولیه ۴٫۹۴ و همچنین دامنه‌ی نوسانی ۵ درجه در داخل تونل با نسبت گرفتگی ۲٫۵ آزموده شده است. منحنی پسماند نیروی برآ برحسب زاویه‌ی حمله برای دو حالت با حضور دیواره و بدون حضور دیواره با نتایج اصلاح‌نشده‌ی تجربی در شکل ۱۲ نشان داده شده است. چنان که ملاحظه می‌شود تطابق خوبی بین داده‌های تجربی و نتایج عددی با دیواره وجود دارد. همچنین پیشینه اختلاف در زوایای حمله‌ی پیشینه اتفاق افتاده است. باید توجه داشت که در ربع سیکل اولیه‌ی حرکت، از آنجا که جریان هنوز شکل واقعی خود را نگرفته، مقداری اختلاف در منحنی پسماند وجود دارد.

یکی دیگر از مشخصه‌های جریان که حضور دیوار بر مقدار آن تأثیر می‌گذارد «ضریب پسا» است. چنان که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود منحنی ضریب پسای فشاری برحسب زاویه‌ی حمله برای دو حالت با دیواره و بدون آن ترسیم شده است. با مقایسه‌ی دو منحنی می‌توان پی برد که ضریب پسا در حالت با دیواره نسبت به حالت بدون دیواره در دامنه‌های مثبت کم‌تر و در دامنه‌های منفی بیشتر است. در حالت با دیواره با افزایش زاویه‌ی حمله میزان پسا افزایش می‌یابد و بیشترین میزان آن در بیشترین زاویه‌ی حمله اتفاق افتاده است که مقدار آن برابر 0.28 است. با کاهش زاویه‌ی حمله از میزان پسا کاسته شده و هنگامی که ایرفویل از وضعیت ابتدایی خود عبور می‌کند میزان پسا کم‌ترین مقدار خود را یعنی -0.084 خواهد داشت. منحنی ضریب پسا برای حالت بدون دیواره روندی مشابه حالت با دیواره دارد. بیشترین مقدار ضریب پسا در این حالت برابر 0.3 و کم‌ترین مقدار آن مساوی -0.09 است.



شکل ۱۶. منحنی ضریب برآ برحسب زاویه ی حمله در نسبت های گرفتگی مختلف در عدد ماخ ۰٫۳ و زاویه ی حمله ی اولیه ۴٫۹۴.

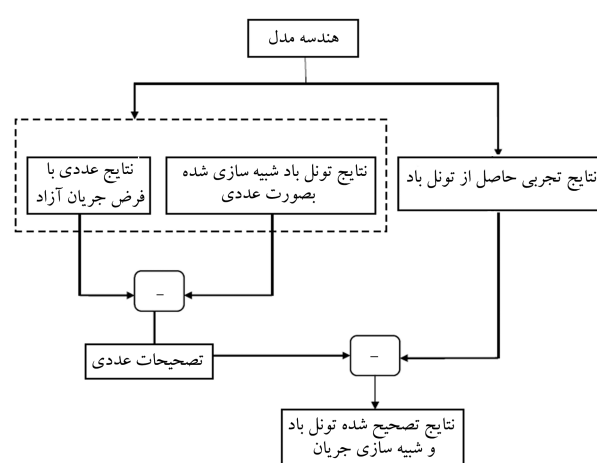


شکل ۱۷. منحنی پیشینه ی خطا (مربوط به بیشترین زاویه ی حمله) برحسب نسبت گرفتگی تونل باد.

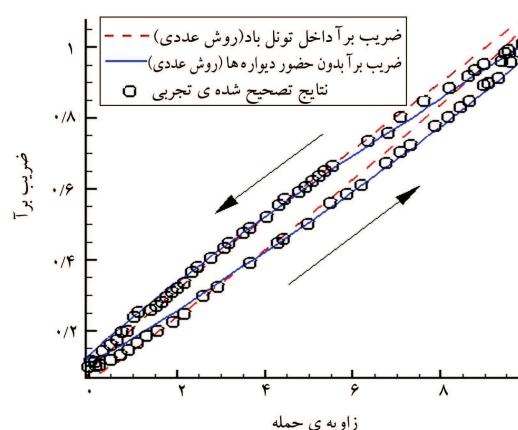
اختلاف به حدود ۲ درصد خواهد رسید. بعد از آن با افزایش فاصله ی دیوارها اثرات نوسانی بودن جریان کم تر شده و میزان پیشینه اختلاف به سمت صفر میل می کند.

نتیجه گیری

اندازه ی مدل در مقایسه با ابعاد مقطع آزمایش در تونل های باد همواره خطاهایی را به وجود می آورد که منشأ آن حضور دیوارهای تونل باد است. گرچه روش هایی برای تخمین این خطاها درمورد جریان های پایا ارائه شده، در محدوده ی ایرفویل نوسانی روش شناخته شده ی بدین منظور وجود ندارد. در این تحقیق علاوه بر بررسی اثرات



شکل ۱۴. الگوریتم تصحیح نتایج تجربی حاصل از تونل باد.



شکل ۱۵. ضریب برآ تجربی تصحیح شده برحسب زاویه ی حمله در $M = 0.3$.

تأمین شرایط جریان آزاد مورد بررسی قرار می گیرد. در شکل ۱۴ الگوریتمی برای محاسبه ی نتایج جریان آزاد با به کارگیری نتایج تجربی و تصحیحات عددی ارائه شده است. چنان که مشخص است تصحیحات عددی با محاسبه ی اختلاف بین نتایج عددی جریان داخل تونل باد و جریان آزاد به دست آمده است. این میزان تصحیحات به نتایج تجربی حاصل از تونل باد اضافه شده و مقادیر تصحیح شده به عنوان نتایج شبیه سازی شده جریان آزاد مطرح می شود. شرایط جریان انتخاب شده مشابه آزمون قبلی -- یعنی عدد ماخ ۰٫۳ و زاویه ی حمله ی اولیه ۴٫۹۴ درجه و دامنه ی نوسان ۵ درجه -- است. فاصله ی دیوارها ۲٫۵ برابر وتر در نظر گرفته می شود. این مقادیر با توجه به شرایط ورودی موجود [۱۶] انتخاب شده، و البته میزان تصحیحات در دو حالت با/بدون دیواره در ضخامت نسبی، دامنه ی نوسانی، زاویه ی حمله ی اولیه و فرکانس کاهش یافته یکسان مورد بررسی قرار گرفته است؛ اختلاف در مشخصات جریان تنها ناشی از فاصله ی دیوارهاست.

در شکل ۱۵ مقدار ضریب برآ تصحیح شده برحسب زاویه ی حمله آورده شده است. نتایج تجربی تصحیح شده به خوبی با نتایج بدون دیواره مطابقت دارد. در شکل ۱۶ نیز میزان ضریب برآ برحسب زاویه ی حمله برای چند نسبت گرفتگی مختلف و جریان آزاد آورده شده است. با افزایش میزان نسبت گرفتگی مقادیر ضریب برآ به مقادیر جریان آزاد نزدیک تر می شود. همانطور که در شکل ۱۷ مشاهده می شود با افزایش نسبت گرفتگی مقدار اختلاف کم تر شده و برای نسبت گرفتگی ۴ میزان

Q : بردار متغیر بقایی
 q : انتقال حرارت هدایتی
 T : دما
 u, v : مؤلفه‌های سرعت جریان
 α : زاویه‌ی حمله‌ی لحظه‌یی
 X : محور افقی تونل باد
 μ : ضریب لزجت
 γ : نسبت ضریب گرمایی ویژه
 ρ : چگالی
 T_{xx}, T_{xy}, T_{yy} : مؤلفه‌های تنش برشی
 i : نشان‌دهنده‌ی شماره‌ی المان
 F, G : بردارهای شار
 S_i : ترم چشمه‌ی آشفتگی
 $C_\mu, C_{\varepsilon 1}, C_{\varepsilon 2}, P_k, \sigma_k$: ضرایب تجربی
 h/c : نسبت گرفتگی

بالا نویس‌ها

I : نشان‌دهنده‌ی خواص جابه‌جایی
 V : نشان‌دهنده‌ی خواص لزجت
 c : شارهای جابه‌جایی در ترم‌های آشفته
 D : شارهای پخشی در ترم‌های آشفته

پایین نویس

t : نشان‌دهنده‌ی خواص جریان آشفته

دیواره‌ی تونل باد بر نتایج جریان دائم و غیردائم، روشی برای اصلاح نتایج تونل باد از طریق تخمین عددی خطای ناشی از حضور دیواره در آزمون‌های ایرفویل نوسانی ارائه شده است. به‌منظور دست‌یابی به این هدف، از ابزار قدرت‌مند دینامیک سیالات عددی (CFD) برای شبیه‌سازی جریان داخل تونل باد استفاده شده و معادلات ناویر-استوکس در حالت دوبعدی، غیردائم و تراکم‌پذیر حل شده است. از الگوریتمی برای شبیه‌سازی نتایج جریان آزاد با بهره‌گیری از داده‌های تجربی حاصل از تونل باد و تصحیحات عددی استفاده شده است. نتایج تصحیح‌شده با نتایج جریان آزاد مطابقت زیادی دارد. همچنین میزان حساسیت ضرایب آنرویدینامیکی به دست آمده ناشی از شبیه‌سازی تونل باد نسبت به فاصله‌ی دیوارهای تونل باد مورد بررسی قرار گرفته است.

فهرست علائم

C : وتر ایرفویل
 C_d : ضریب پسا
 C_l : ضریب برآ
 C_p : ضریب فشار
 d_{ik} : ترم استهلاك مصنوعی روی هروجه المان
 D_i : ترم استهلاك مصنوعی هر المان
 M : عدد ماخ جریان
 K : ضریب انتقال حرارت هدایتی
 P : فشار
 Pr : عدد پراتل

پانویس

1. Bi Harmonic

منابع (References)

1. Visbal, M.R., *Effect of Compressibility on Dynamic Stall of Pitching Airfoil*, AIAA paper (1988).
2. Theodorsen, T. "General theory of aerodynamics instability and mechanism of flutter", National Advisory Committee for Aeronautics, Report 496 (1935).
3. McCroskey, W.J. and Fisher, R.K. "Detailed aerodynamic measurement on a model rotor in the blade stall regime", *Journal of the American Helicopter Society*, **14**(2), pp.38-45 (1969).
4. Lin, C.Q. and Pahlke, K. "Numerical solution of euler equation for aerofoils in arbitrary unsteady motion", *Aeronautical Journal*, pp.207-214(june-july 1994).
5. Gaitonde, A.L. and Fiddes, S.P. "A Three- dimensional moving mesh method for the calculation of unsteady transonic flows", *Aeronautical Journal*, **99**, No.984, pp.150-160(April 1995).
6. Gaitonde A.L. and Fiddes S.P. "A dual-time for the solution of the unsteady euler equation," *Aeronautical Journal*, pp.283-291(October 1994).
7. Jameson, A. "Time dependant calculations using multi-grid, with application to unsteady flows past airfoils and wings", *AIAA 10th Computational Fluid Dynamics Conference*, AIAA Paper 91-1596, Honolulu (June 1991).
8. Jahangirian, A. and Hadidoolabi, M. "Unstructured moving grids for implicit calculation of unsteady compressible viscous flows", *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, **47**, pp. 1107-1113 (2005).
9. Soltani, M.R., Bakhshalipour, A. and Seddighi, M. "Effect of amplitude and mean angle of attack on the unsteady surface pressure of a pitching airfoil", *JAST*, **2**(4), pp. 9-26 (2005).
10. Ajalli, F., Mani, M., Saeedi, M. and Soltani, M.R. "Experimental investigation of the reduced frequency effects

- on a plunging airfoil near static stall region", *7th International Conference on Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics*, Antalya, Turkey (19-21 July 2010).
11. Meyer, O. and Nitsche, W. "Update on progress in adaptive wind tunnel wall technology", *Aerospace Sciences*, **40**, pp. 119-141 (2004).
12. Runyan, H.L. and Watkins, C.E. "Consideration on the effect on wind-tunnel walls on oscillating air forces for two-dimensional subsonic compressible flow", National Advisory Committee for Aeronautics, Report 1150 (1953).
13. Ojha, S.K. and Shevare, G.R. "Exact solution for wind tunnel interference using the panel method", *Computers & Fluids*, **13**(1), pp. 1-14 (1985).
14. Glazkov, S.A., Gorbushin, A.R., Ivanov, A.I., Semenov, A.V. and Vlasenko, V.V. "Numerical and experimental investigations of slot flow with respect to wind tunnel wall interference assessment", *2nd Control Conference & Exhibition, Flow Control*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (2004).
15. Lombardi, G., Salvetti, M.V. and Morelli, M. "Correction of the wall interference effects in wind tunnel experiments", 10th Computational Method and experimental measurement conference, Southampton, **3**, pp.75-84 (2005).
16. Duraisamy, K., McCroskey, W.J. and Baeder, J.D. "Analysis of wind tunnel wall interference effects on unsteady subsonic airfoil flows", *24th Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, California (5-8 June 2006).
17. Goethert, B.H., *Transonic Wind Tunnel Testing*, AGARD Ograph 49, Pergamon Press (1961).
18. Allen, H.J. and Vincenti, W.G. "Wall interference in a two-dimensional-flow wind tunnel with consideration of the effect of compressibility", National Advistor Committee for Aeronautics, NACA TR, Report NO. 782, pp. 155-184 (1944).
19. Maskell, E.c. "A theory of the blockage effects on bluff bodies and stalled wings in a closed wind tunnels", Aeronautical Research Council London (UNITED KINGDOM), SAE Paper 960671, pp. 1-26 (1996).
20. McAlister, K.W., Pucci, S.L., McCroskey, W.J. and Carr, L.W. "An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections volume 2. pressure and force data", NASA Technical Memorandum 84245 (September 1982).

NUMERICAL ESTIMATION OF WALL EFFECTS ON FLOW CHARACTERISTICS OF PITCHING AIRFOILS

A.R. Sanaeikia

sanaeikia.alireza@gmail.com

A.R. Jahangirian(corresponding author)

ajahan@aut.ac.ir

**Dept. of Aerospace Engineering
Amirkabir University of Technology**

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 29, Issue 2, Page 47-56, Original Article

© Sharif University of Technology

- Received 25 September 2011; received in revised form 19 June 2012; accepted 6 November 2012.

Abstract

Implementing wind tunnel tests is still required for better understanding of the flow characteristics of aerodynamic shapes. The finite scales of wind tunnels usually lead to models smaller than their prototypes. Thus, in order to match the Reynolds Number, wind tunnel velocity should be increased. However, engineers prefer large models because increasing speed is not always possible. Enlarging models, compared to test section scales, may introduce higher experimental error. Different approaches for estimating these errors are given. But, in the range of oscillatory airfoils, there is not any well known method. The purpose of this study is to provide a numerical method for estimation of wind tunnel wall errors in the case of oscillating airfoil tests.

In this study, wall effects on the aerodynamic characteristics of a pitching airfoil have been numerically investigated. The unstructured mesh is used to discretize the flow field. In the vicinity of the airfoil surface, and up/down walls, boundary layer grids are used. By maintaining the quality of the grid, the grid moves with the movement of the airfoil. An edge-base data structure is used, in which fluxes are also calculated in an edge-by-edge manner. The governing equations are two-dimensional compressible Navier-Stokes equations.

Finite-volume spatial discretization based on central differences is used. To avoid unwanted spurious oscillations, artificial dissipation terms are applied. A dual-time implicit method is applied for time discretization of equations. In order to model the turbulent terms, a two-equation turbulence model ($k-\epsilon$) is used. The wall function approach is applied to investigate near wall treatment. To optimize and gain the best grid, a grid sensitivity test is applied. Several test cases are applied and the results are compared with experimental data.

Results show that the presence of wind tunnel walls not only increases the lift and drag coefficients of the airfoil, but also affects flow separation on the surface of the airfoil. Flow inside the wind tunnel, in both steady and unsteady regimes, has been numerically simulated. Also, the sensitivity of the numerical results to the distance of wind tunnel walls, for a spatial case, is obtained. Wall effects on lift, drag and pressure coefficients are investigated separately. Finally, the corrections are presented and the results are compared with free-stream results.

Key Words: wind tunnel wall effects, numerical solution, turbulent compressible flow, oscillating airfoils.