

بررسی تجربی نقش عدد رینولدز و اثرات انسداد جریان بر خصوصیات آیرودینامیکی یک مدل استاندارد در رژیم گذر صوت

مهدی صنیعی نژاد^۱ عبدالعلی حقیری^۲ محمود مانی^۳ سجاد درستی^۴
 سازمان صنایع هوافضا دانشگاه جامع امام حسین (ع) دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه جامع امام حسین (ع)
 (تاریخ دریافت: ۸۹/۸/۱۷؛ تاریخ پذیرش: ۹۰/۳/۲۸)

چکیده

در رژیم گذر صوت رشد لایه مرزی و به تبع آن افزایش ضخامت جابه‌جایی لایه مرزی عوامل اصلی و تعیین کننده موقعیت شوک تشکیل شده روی سطوح آیرودینامیکی در این رژیم محسوب می‌شوند. با توجه به اینکه رشد لایه مرزی تابعی از عدد رینولدز جریان آزاد و نیز موقعیت گذار لایه مرزی از حالت آرام به آشفته است، عدد رینولدز جریان آزاد و دیگر پارامترهای دخیل در رشد و موقعیت گذار لایه مرزی تعیین کننده موقعیت تشکیل شوک و مقدار نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی وارده بر جسم و سطوح آیرودینامیکی در رژیم گذر صوت هستند. در این مقاله به بررسی کیفی نقش عدد رینولدز در اندازه نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی وارده بر مدل آگار د بی (AGARD-B) پرداخته شده است. همچنین، بر اساس تست‌های تونل باد انجام شده در رژیم گذر صوت، علاوه بر عدد رینولدز، میزان انسداد جریان نیز یکی دیگر از پارامترهای تأثیرگذار در دقت نتیجه‌های به دست آمده می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: تونل باد گذر صوت، عدد رینولدز، مدل آگار د بی، ضرایب آیرودینامیکی

Experimental Investigation of Reynolds Number and Blockage Effects on Aerodynamical Characteristics of a Standard Model at Transonic Regime

M. Saniei-Nejad

A.A. Haghiri

M. Mani

S. Dorosty

Aerospace Ind. Org.

Imam Hossein Univ.

Aerospace Eng. Dep't.
Amir Kabir Univ. of Tech.

Imam Hossein Univ.

(Received: 8 Nov., 2010; Accepted: 18 June, 2011)

ABSTRACT

Boundary layer growth and hence displacement thickness are the key factors in shock position over aerodynamical surfaces at transonic regimes. Since boundary layer growth is a function of free stream Reynolds number and also of the transition location, the free stream Reynolds number and also the other parameters involved in the boundary layer growth and its transition location are determinant in positioning the shock formation and also in aerodynamical forces and moments on a body at transonic regimes. In this paper, the quantitative role of Reynolds number on aerodynamical forces and moments of an AGARD-B model has been investigated. Also, from the results of wind tunnel testing, the blockage of the flow is another effective parameter in the accuracy of the results.

Keywords: Transonic Wind Tunnel, Reynolds Number, AGARD-B Model, Aerodynamic Coefficients

۱- کارشناس ارشد

۲- دانشجوی دکتری: Ahaghiri@ihu.ac.ir

۳- استاد (نویسنده پاسخگو): Mani@aut.ac.ir

۴- دانشجوی کارشناسی ارشد

۱- مقدمه

استفاده از تست‌های تجربی تونل باد، یکی از روش‌های رایج و البته بسیار دقیق در اندازه‌گیری نیروها و ممان‌های وارده بر مدل‌های آیرودینامیکی محسوب می‌شود، ولی با حرکت از سمت رژیم‌های جریان زیرصوت به سمت رژیم گذرصوت (در حوالی ماخ ۱)، وضعیت جریان پیچیده‌تر از قبل می‌شود؛ اثرات دیواره و انسداد جریان مشهودتر می‌شوند، ضخامت لایه مرزی به طرز قابل توجهی افزایش می‌یابد و نواحی جریان جدایش یافته و امواج شوک و انعکاس آنها از روی سطوح جامد به وفور در نقاط مختلف تونل باد مشاهده می‌شود. با توجه به چوک‌شدگی جریان و اثرات مخرب انسداد دیواره، به‌ویژه تشکیل لایه مرزی بر روی دیواره‌ها و نیز تشکیل شوک در نقاط مختلف تونل، انجام تست‌های مربوط به رژیم گذرصوت در تونل‌های باد مجهز به دیواره‌های کاملاً بسته امکان پذیر نبود. از همین رو اولین نسل از دیواره‌های استفاده شده در تونل‌های باد گذرصوت دارای تخلخل^۱ یا شیردار^۲ و البته هر دو با هندسه‌ای ثابت بودند. تا بدین ترتیب با حذف اثرات چوک-شدگی جریان و نیز حذف شوک‌های احتمالی انعکاسی، انجام تست در رژیم گذرصوت امکان پذیر شود.

آنچه که در تست‌های انجام شده در رژیم گذرصوت مشکل را چند برابر می‌کند، مواجه شدن با برخی پدیده‌های آیرودینامیکی پیچیده است که گاهی با انتظارات قبلی مهندسين تفاوت‌های اساسی دارد. این امر همیشه مختص به تست‌های تونل باد نبوده و در تست‌های پروازی انجام شده در رژیم گذرصوت نیز شاهد بروز چنین مشکلاتی هستیم. مسئله وقتی جدی‌تر می‌شود که علاوه بر این مشکلات، با مشکلات دیگری هم‌چون اثرات انسداد جریان و اثرات عدم تشابه عدد رینولدز در تست‌های تونل باد مواجه می‌شویم. از همین رو بررسی کلیه پارامترهای تأثیرگذار در تست تونل باد رژیم گذرصوت در رسیدن به مقادیر دقیقی از نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی، فهم فیزیک جریان در این رژیم و نیز تفسیر برخی پدیده‌های مشاهده شده از اهمیت بالایی برخوردار است.

دقت نتیجه‌های به‌دست آمده از تونل‌های باد گذرصوت عمدتاً متأثر از ۵ پارامتر اصلی است:

(۱) تداخلات مرزهای تونل،

(۲) اثرات عدد رینولدز،

(۳) کیفیت جریان،

(۴) تداخل بالانس نگهدارنده مدل و

(۵) تجهیزات نصب شده در تونل.

شاید مهم‌ترین عامل بروز خطا میان نتیجه‌های پروازی و تست تونل باد، بروز تداخل میان جریان عبوری از روی مدل با دیواره‌های جامد موجود در محفظه آزمون تونل است. با افزایش اندازه نسبی مدل نسبت به سطح مقطع تونل، اثرات تداخلی مرزهای جانبی محفظه آزمون تونل بر روی میدان جریان تشکیل شده در اطراف مدل افزایش می‌یابد. به واسطه نیاز دائمی به استفاده از مدل‌های تجربی بزرگ‌تر (ساخت مدل‌های دقیق‌تر و شبیه‌تر به پرنده واقعی)، همواره اثرات تداخلی مرزهای تونل به عنوان یک مانع بزرگ در مسیر انجام تست‌های تونل باد با دقتی بالاتر ظاهر می‌شوند. همین امر منجر به تشویق محققان به سرمایه‌گذاری بر روی ساخت تونل‌های گذرصوت هر چه بزرگ‌تر شده است. از طرف دیگر برهم‌کنش میان شوک و لایه مرزی و تأثیر وضعیت لایه مرزی بر موقعیت شوک تشکیل شده، بر توجه هر چه بیشتر به عدد رینولدز در این رژیم می‌افزاید.

با توجه به ضرورت راه‌اندازی یک تونل باد گذرصوت توانمند و دقیق در داخل کشور، محققین مرکز آیرودینامیک قدر دانشگاه جامع امام حسین(ع) بر آن شدند تا با انجام برخی اصلاحات بر روی این تونل باد، قابلیت انجام تست در رژیم گذرصوت را به دو توانمندی قبلی این تونل (یعنی انجام تست در دو رژیم زیرصوت و مافوق صوت) بی‌افزایند. در این میان با توجه به نقش مهم و اساسی رشد لایه مرزی و به ویژه موقعیت وقوع گذار از حالت آرام به آشفته این لایه مرزی بر روی موقعیت و قدرت شوک تشکیل شده در این رژیم، بر آن شدیم تا نسبت به مطالعه و انجام تست‌های تجربی متعدد در زمینه مطالعه و بررسی برهم‌کنش میان شوک و لایه مرزی و به ویژه نقش عدد رینولدز در این رژیم اقدامات مقتضی به عمل آید. برخی از مهم‌ترین اصلاحات انجام شده (و یا در حال انجام) بر روی این تونل به منظور آماده‌سازی برای انجام تست‌های گذرصوت عبارتند از:

- استفاده از دیواره‌های متخلخل با سوراخ‌های زاویه‌دار محاسبه شده به منظور بلعیدن شوک‌های تشکیل شده در

1- Porous

2- Slotted

(یا مملو از ناپایداری‌ها و هسته‌های کاملاً بالغ و رشد یافته) می‌شود" فاصله مشخصی وجود دارد. فاصله میان نقطه شروع رشد ناپایداری‌ها (با عدد رینولدز بحرانی) تا نقطه گذار (با عدد رینولدز گذار^۲) وابستگی شدیدی به عواملی هم‌چون میزان اغتشاشات موجود در جریان، زبری سطوح، اعوجاج سطوح، میزان تراکم‌پذیری جریان، دمای جریان و دیواره و هر گونه عوامل دیگر تقویت کننده یا میرا کننده اغتشاشات دارد. بنابراین صرف استفاده از عدد رینولدز برای بیان وضعیت آرام یا آشفته یک جریان، معیار صحیح و کاملی نیست، و علاوه بر عدد رینولدز پارامترهای بسیار متنوع دیگری نیز وجود دارند که می‌توانند منجر به تسریع و یا تأخیر در رسیدن به حالت آشفته جریان و به دنبال آن باعث کاهش یا افزایش عدد رینولدز بحرانی شوند.

دوم اینکه برای اجسام پیچیده هندسی، ذکر یک عدد رینولدز بحرانی به عنوان یک رینولدز یکتا برای کل هندسه امری کاملاً اشتباه و به دور از واقعیت فیزیکی مسئله است. به عنوان مثال در یک بدنه هواپیما، چنانچه سرعت و ارتفاع پروازی این هواپیما ثابت نگه داشته شود، می‌توان به راحتی نشان داد که تک تک اجزای تشکیل دهنده بخش خارجی بدنه این هواپیما (اعم از دماغه، بال‌ها، بالک‌ها، مخازن اضافی سوخت، بمب‌ها و محموله‌های بسته شده به زیر هواپیما و ...) عدد رینولدز بحرانی کاملاً متمایز از یکدیگر دارند. بنابراین صرف بیان یک عدد رینولدز بحرانی ثابت برای یک جسم امر منطقی و صحیحی نیست و بایستی از این امر تا جای ممکن اجتناب کرد.

سوم اینکه به کرات مشاهده شده است برخی از محققین به صرف اینکه عدد رینولدز از عدد رینولدز بحرانی (یا رینولدز گذاری) منتشر شده برای یک کاربرد خاص فراتر رفته است، حتی به فرض اینکه وارد فاز جریان تماماً آشفته شده باشد، باز از روابط جریان آشفته برای "تمام قسمت‌های" نواحی مورد نظر استفاده می‌کنند. این محققین در واقع فرض را بر این نهاده‌اند که جریان بر روی تمامی سطوح در فاز تماماً آشفته قرار دارد و از این اصل بسیار مهم غافل شده‌اند که نواحی ابتدائی صفحه قطع یقین در فاز آرام (با خصوصیات کاملاً متفاوت از فاز آشفته) قرار دارند و در ادامه و پیش از رسیدن به حالت تماماً آشفته، جریان وارد فاز گذر میانی از حالت آرام به آشفته خواهد شد. همین امر منجر به بروز خطا در مقادیر

این رژیم و کاهش اثرات تداخلی دیواره‌های فوقانی و تحتانی محفظه آزمون،

- اندازه‌گیری و کنترل سطح اغتشاش جریان در داخل محفظه آزمون به منظور پیش‌بینی موقعیت احتمالی وقوع گذار،

- کنترل و کاهش سطح سروصدای محیطی به منظور حذف یکی از اثرات تأثیرگذار بر روی فرآیند گذار و

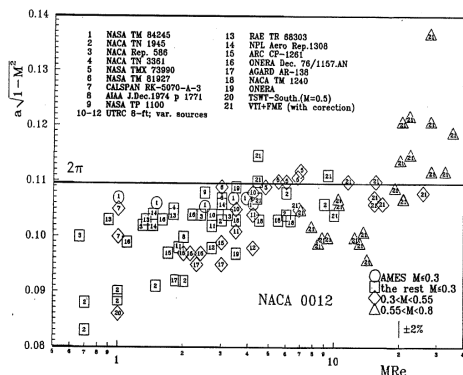
- استفاده از تجهیزات اندازه‌گیری مناسب به منظور تعیین موقعیت وقوع گذار از حالت آرام به آشفته.

۲- اهمیت نقش رینولدز در تست‌های گذر صوت

معمولاً برای تشخیص آرام یا آشفته بودن جریان‌های مهندسی از اعداد بدون بعد استفاده می‌شود. معمولاً در جریان‌های جابه‌جایی اجباری تک فاز، عدد رینولدز مهم‌ترین معیار تشخیص یک جریان آرام از یک جریان آشفته است. از کتاب‌های مکانیک سیالات کلاسیک به خاطر داریم که هر جریانی بسته به (۱) نوع سیال به کار رفته در آن، (۲) اندازه سرعت جریان عبوری و هم‌چنین (۳) طول مقیاس هندسی مسئله، در یک عدد رینولدز خاص که آن را اصطلاحاً رینولدز بحرانی^۱ می‌نامند، وارد فاز گذار به حالت آشفته می‌شود. به عنوان نمونه، در مراجع معتبر، مقدار رینولدز بحرانی برای جریان عبوری تراکم‌ناپذیر از روی یک صفحه تخت، در حدود پانصد هزار و مقدار رینولدز بحرانی برای جریان عبوری از داخل یک لوله چیزی بین دو هزار تا چهار هزار ذکر شده است. اما یادآوری چند نکته بسیار مهم در مورد عدد رینولدز بحرانی بسیار ضروری است [۱]:

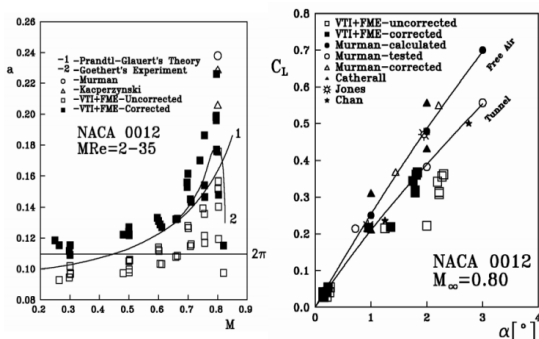
اول اینکه این مطلب که جریان درست به محض رسیدن به یک عدد رینولدز خاص به حالت آشفته می‌رسد و پیش از آن با جریانی کاملاً آرام و بلافاصله پس از آن با یک جریان تماماً آشفته سروکار داریم، تنها یک فرض ساده مهندسی است و رسیدن جریان از حالت آرام به آشفته حتماً در طول مشخصی از صفحه (یا لوله) و مستقل از بزرگ یا کوچک بودن طول این ناحیه رخ می‌دهد. به عبارت بهتر همواره میان نقطه "آغاز رشد ناپایداری‌ها و هسته‌های ایجاد کننده آشفتگی" و "نقطه‌ای که در آن جریان کاملاً مملو از ساختارهای تشکیل دهنده آشفتگی

اندازه برآ و کمیت‌های مرتبط با آن) تا حد ۲۵ درصد و یا بیشتر، کوچک‌تر از مقدار واقعی آن خواهد بود.



شکل (۱): نتیجه‌های به دست آمده از اندازه‌گیری شیب منحنی برآ بر حسب عدد رینولدز [۲].

همان‌طور که گفته شد با حرکت از سمت رژیم زیرصوت به سمت رژیم گذرصوت، وضعیت جریان پیچیده‌تر از قبل خواهد شد؛ اثرات دیواره و انسداد جریان مشهودتر می‌شوند، ضخامت لایه مرزی به طرز قابل توجهی افزایش خواهد یافت و نواحی جریان جدایش یافته و امواج شوک به وفور در نقاط مختلف تونل مشاهده می‌شود. به همین سبب چنانچه نتیجه‌های به دست آمده از تست‌های تونل باد در رژیم گذرصوت به نحوی اصلاح نشوند، ارزش کاربردی این نتیجه‌ها کاسته خواهد شد. اهمیت اصلاح نتیجه‌های به دست آمده از تونل باد و توجه جدی به نقش عدد رینولدز به خوبی در شکل ۲ از مرجع [۲] نشان داده شده است؛ در همین شکل مشاهده می‌شود که نتیجه‌های اصلاح نشده به دست آمده در رژیم گذرصوت ارزش کاربرد چندانی ندارند.



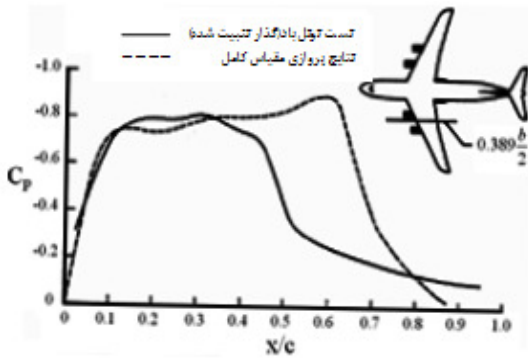
شکل (۲): تغییرات ضریب برآ در زوایای حمله مختلف و نیز وابستگی شیب منحنی برآ به عدد ماخ [۲].

کمیت‌های فیزیکی (مثلاً توزیع دمای موضعی، توزیع سرعت موضعی، پسای موضعی، انتقال جرم موضعی و غیره) در نواحی ابتدائی صفحه خواهد شد.

با توجه به اینکه موقعیت وقوع گذار از حالت آرام به آشفته تأثیر به‌سزایی بر روی نرخ و نحوه رشد لایه مرزی بر روی سطوح دارد و یکی از مشخصه‌های اصلی رژیم گذرصوت، وقوع برهم‌کنش‌های شدید میان شوک و لایه مرزی تشکیل شده بر روی سطوح است، بنابراین به نظر می‌رسد که یکی از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر روی نحوه و موقعیت برهم‌کنشی میان شوک و لایه مرزی و به تبع آن یکی از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار بر روی توزیع فشار سطوح آیرودینامیکی در رژیم گذرصوت، همان عدد رینولدز است؛ به بیان دیگر، در رژیم گذرصوت، کمیت‌هایی هم‌چون توزیع فشار، پس‌آ و برآی آیرودینامیکی و نیز موقعیت مرکز فشار آیرودینامیکی کاملاً متأثر از عدد رینولدز است.

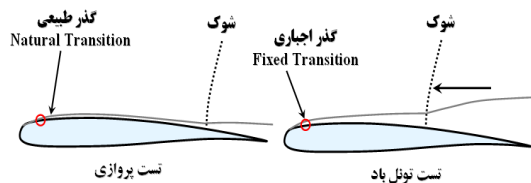
در سال ۲۰۰۰، راسو نتیجه‌های تجربی گزارش شده در تست‌های تجربی انجام شده بر روی ایرفویل کلاسیک ناکا ۰۰۱۲ (انجام شده در تونل‌های باد معتبر دنیا) را مورد بررسی دقیق قرار داد [۲]. همان‌طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، برای ایرفویل مذکور در تونل‌های باد مراکز معتبر تحقیقاتی دنیا، طیف وسیعی از شیب اصلاح شده منحنی برآ، $\alpha\sqrt{1-M^2}$ ، گزارش شده است که در آن $a = dC_L/d\alpha$ بیانگر شیب منحنی برآی ایرفویل است. پراکندگی شدید مشاهده شده در نتیجه‌ها عمدتاً به واسطه تأثیرات شدید عدد رینولدز بر روی مدل و بر روی تونل باد و نیز شرایط نامناسب برای تأمین جریان کاملاً دو بعدی در محفظه آزمون و در نهایت به واسطه اثرات تداخلی دیواره‌ها در انسداد جریان است. سپس وی به دسته‌بندی داده‌های موجود از شیب منحنی برآی گزارش شده برای این مقطع ایرفویلی برای اعداد رینولدز مختلف اقدام کرد. همان‌طور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، در اعداد ماخ پایین، $a = dC_L/d\alpha$ تابعیت بسیار ضعیفی از عدد رینولدز دارد، ولی با افزایش عدد ماخ، این تابعیت افزایش خواهد یافت؛ به طوری که با کاهش عدد رینولدز در تست‌های تونل باد (به واسطه استفاده از مدلی با مقیاس کوچک‌تر از مدل پروازی) شیب منحنی برآی اندازه‌گیری شده (و به تبع آن

فشار بر روی بال و به ویژه کاهش برآ در مقایسه با همین کمیت‌ها در تست‌های پروازی شده است.



شکل (۳): توزیع فشار روی مقطع بال هواپیمای C-141 در تست تونل باد و تست پروازی در ماخ ۰/۸۵ و زاویه حمله صفر درجه [۳].

بررسی‌های بعدی حاکی از این حقیقت بود که به واسطه اختلاف قابل توجه میان ضخامت نسبی لایه مرزی δ/c در تست‌های تونل باد در مقایسه با تست‌های پروازی و افزایش این کمیت در تست‌های تونل باد در مقایسه با تست‌های پروازی (همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده است)، در شرایط تست تونل باد، موقعیت شوک تشکیل شده بر روی سطح ایرفویل به سمت لبه حمله مقطع ایرفویلی مورد نظر جابه‌جا می‌شود.



شکل (۴): کاهش عدد رینولدز در تست تونل باد و به تبع آن افزایش ضخامت نسبی لایه مرزی، منجر به حرکت شوک تشکیل شده بر روی سطح مقطع بال به سمت لبه حمله بال می‌شود [۳].

از طرفی همان‌طور که در شکل ۵ نیز نشان داده شده است، اختلاف موجود در توزیع فشار منجر به بروز اختلاف قابل توجه در ممان پیچینگ اندازه‌گیری شده در تست تونل باد در مقایسه با تست پروازی شده است. در این شکل نکته قابل توجه این است که نتیجه‌های تونل باد به دست آمده در شرایط گذار آزاد در مقایسه با نتیجه‌های مدل

تأثیرات اصلی عدد رینولدز در رژیم گذر صوت را می‌توان به دو دسته "مقیاس‌بندی آیرودینامیک" و "تغییر موقعیت گذار جریان" دسته‌بندی کرد. بدیهی است که آزمایش‌های تجربی انجام شده در تونل‌های باد عمدتاً در عدد رینولدزی به مراتب کوچک‌تر از عدد رینولدز پروازی انجام می‌شوند و از همین رو بایستی نوعی برون‌یابی از نتیجه‌های به دست آمده در تونل باد به نتیجه‌های پروازی به انجام برسند.

این برون‌یابی عمدتاً با استفاده از گذار اجباری^۲ لایه مرزی جریان بر روی سطح مدل و با هدف رساندن وضعیت لایه مرزی تشکیل شده بر روی سطح مدل به وضعیت آشفته (درست در همان موقعیت گذار گزارش شده در تست پروازی) و ممانعت از جدایش جریان در شرایط تست تونل باد و در نهایت با هدف برون‌یابی اصطکاک پوسته‌ای به اعداد رینولدز پروازی صورت می‌پذیرد. این عمل تنها زمانی مؤثر واقع خواهد شد که اولاً میان عدد رینولدز تونل باد و عدد رینولدز پروازی تنها یک مرتبه بزرگی اختلاف وجود داشته و ثانیاً برهم‌کنش میان جریان لزوج و جریان غیرلزوج چندان قابل توجه نباشد.

در رژیم گذر صوت برهم‌کنش میان شوک و جریان لایه مرزی تشکیل شده بر روی سطح مدل نصب شده در داخل تونل بسیار قابل توجه بوده است و همین تفاوت در اندازه اعداد رینولدز، منجر به آن خواهد شد که حجم و الگوی ناحیه جدایش یافته پس از شوک (در تست تونل باد) کاملاً متفاوت از آن چیزی باشد که در شرایط پروازی احساس می‌شود. در یکی از کلاسیک‌ترین تست‌های انجام شده در این رژیم جریانی، مدل کوچکی از یک هواپیمای ترابری C-141 در داخل تونل باد گذر صوت مورد تست قرار گرفت؛ موقعیت عنصر گذار اجباری نصب شده بر روی سطح بال این هواپیما درست در همان موقعیت گزارش شده در پرواز هواپیما در مقیاس واقعی بود. ولی متأسفانه همان‌طور که در شکل ۳ از مرجع [۳] مشاهده می‌شود، استفاده از گذار اجباری لایه مرزی به همان روش رایجی که در تست‌های تونل باد مورد استفاده قرار می‌گیرد، منجر به حرکت شوک به سمت لبه حمله مقطع ایرفویلی بال شده و همین امر منجر به ایجاد اختلاف قابل توجهی در توزیع

1- Aerodynamic Scaling

2- Fixed Transition

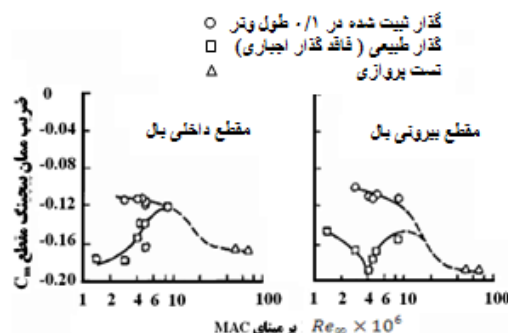
بدیهی است که موقعیت صحیح نصب عنصر گذار اجباری (به نحوی که بتواند توزیع فشار در شرایط پروازی را بازسازی کند) کاملاً وابسته به شرایط تست و شکل مدل بوده و نیازمند در اختیار داشتن نتیجه‌های مربوط به تست‌های پروازی است، موضوعی که برای مدل‌هایی که هنوز هیچ تست پروازی در مقیاس کامل را تجربه نکرده‌اند، مسئله پیچیده‌ای محسوب می‌شود. از همین رو در تونل بادی مثل تونل باد مرکز قدر که عمدتاً با تست مدل‌هایی بدون تجربه قبلی تست‌های پروازی مواجه است، تعیین موقعیت صحیح نصب عنصر ایجاد گذار اجباری نیازمند حجم وسیعی از داده‌ها و تجربیات قبلی است که این امر تنها به مرور زمان و با انجام آزمایش‌های متعدد و با گذشت زمان حاصل می‌شود. توجه داشته باشید که استفاده از روش بلک ول تنها زمانی می‌تواند مفید واقع شود که محل گذر طبیعی جریان در شرایط تونل در پایین دست موقعیت پیش‌بینی شده برای نصب عنصر گذار اجباری واقع شود. ولی متأسفانه در برخی موارد توزیع فشار بر روی ایرفویل به نحوی است که محل گذر طبیعی در شرایط تونل در بالادست موقعیت پیش‌بینی شده برای نصب عنصر گذار اجباری واقع می‌شود و استفاده از این روش دیگر سودی نخواهد داشت. تجربه نشان داده است که استفاده از روش بلک ول نقطه شروع مناسبی برای اغلب تست‌های تجربی است.

با توجه به نتیجه‌های ارائه شده به نظر می‌رسد که پیش از انجام هر گونه تست تجربی تونل باد در رژیم گذر صوت، توجه جدی به نقش عدد رینولدز و به ویژه ضخامت نسبی لایه مرزی و موقعیت وقوع گذار لایه مرزی از وضعیت آرام به آشفته ضروری است.

۳- مشخصات تونل باد و مدل آگارد بی

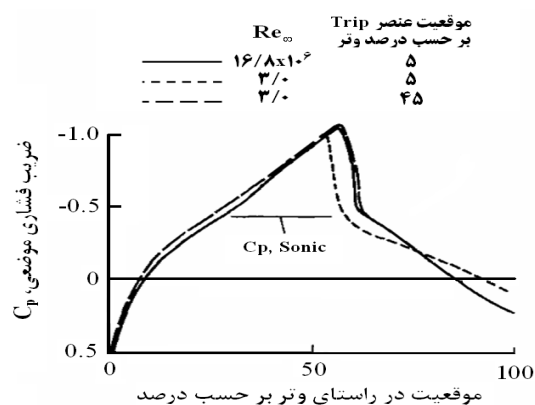
تونل باد مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دانشگاه جامع امام حسین (ع) نیز یک تونل باد مدار باز سه منظوره است که با توجه به برنامه‌ریزی‌های صورت گرفته و پس از اتمام فرآیندهای تحقیقاتی و محاسباتی و انجام برخی اصلاحات ساختاری بر روی مدار آن، قرار است در آینده نزدیک به یک تونل باد سه رژیمه با دقتی قابل رقابت با تونل‌های باد معتبر دنیا تبدیل شود. محفظه آزمون این تونل دارای ابعاد ۶۰ سانتی‌متر در ۶۰ سانتی‌متر (به عنوان ابعاد مقطع عمود بر راستای جریان) و طولی به اندازه ۱۲۰ سانتی‌متر است.

مجهز به گذار اجباری به مراتب به مقادیر تست‌های پروازی نزدیک‌تر است، هر چند که کماکان میان نتیجه‌های تونل باد با نتیجه‌های پروازی اختلاف وجود دارد. بنابراین به نظر می‌رسد که با استفاده از نتیجه‌های به دست آمده از تونل باد (چه در حالت گذار تثبیت شده و چه در حالت گذار آزاد) نمی‌توان به نتیجه‌های دقیق مربوط به ممان پیچینگ در حالت پروازی دست یافت.



شکل (۵): تفاوت موجود میان ممان پیچینگ هواپیما C-141 در عدد ماخ ۰/۸۲۵ و $C_N=0.4$ برای مقاطع داخلی و خارجی بال این هواپیما [۳].

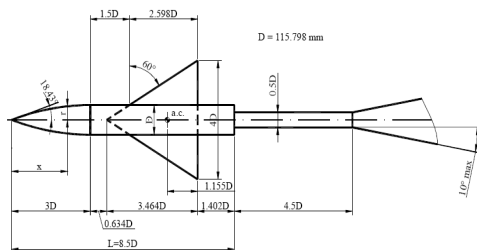
در سال ۱۹۶۸ بلک ول^۱ توانست با جابه‌جا کردن موقعیت نصب گذار اجباری در راستای وتر ایرفویل و بازسازی ضخامت نسبی لایه مرزی در لبه فرار ایرفویل، به نوعی این مشکل را برطرف کند. موفقیت روش وی در بازسازی توزیع فشار مربوط به شرایط پروازی در تست‌های تونل باد در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل (۶): تأثیر عدد رینولدز و موقعیت نصب عنصر گذار اجباری بر روی توزیع فشار ایرفویل در عدد ماخ ۰/۸ و زاویه حمله صفر درجه [۳].

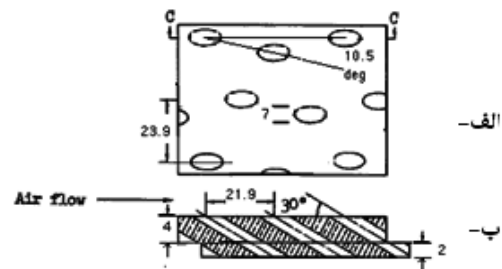
اختلاف قابل توجه در ضریب پسای فشاری دو جسم شده و تست تونل باد چیزی در حدود ۲۷ درصد پسای فشاری را بزرگتر نشان داده است.

به منظور بررسی میزان موفقیت اصلاحات اساسی انجام شده بر روی تونل باد مرکز قدر، بدیهی است که بایستی با استفاده از مدل‌های کلاسیک مندرج در منابع معتبر، ضرایب آیرودینامیکی به دست آمده از این تونل باد در رژیم گذر صوت را با نتیجه‌های مندرج در همان منابع مقایسه کنیم. پس از انجام آزمون بر روی مدل یک مقطع دو بعدی ایرفویل کلاسیک ناکا ۱۲۰۰ در رژیم گذر صوت و کسب اطمینان از دقت نتیجه‌ها برای یک مدل دو بعدی، قرار شد تا از مدل استاندارد آگارد بی (که یک مدل رایج برای بررسی کارایی و دقت تونل‌های باد گذر صوت است و ترکیبی از یک بال دلتای متقارن با یک بدنه استوانه‌ای شکل مجهز به دماغه اجایو^۲ می‌باشد) استفاده شود. این مدل در تونل بادهای مختلفی همچون تی ۳۸ (T-38)، تونل باد مرکز تحقیقات آیرودینامیکی لنگلی^۳، تونل باد دانشگاه پیترز ایتالیا، NAL، AEDC، CSTR افریقای جنوبی، ASTRC و NCKU به عنوان مدل مرجع مورد آزمایش قرار گرفته است و انبوهی از اطلاعات تجربی مربوط به این مدل در مقالات و کتب معتبر موجود است. شماتیکی از ابعاد کلی این مدل در شکل ۸ و شماتیکی از نمای کلی دو مدل مورد استفاده در مرکز قدر (با ابعاد مقیاس شده) در شکل ۹ نشان داده شده است. برای مدل کوچک مورد استفاده (با قطر بدنه ۳۳/۲ میلی‌متر)، درصد انسداد مدل در زاویه حمله صفر درجه برابر ۰/۲۹ درصد و برای مدل بزرگ مورد استفاده (با قطر بدنه ۷۰ میلی‌متر)، درصد انسداد مدل در زاویه حمله صفر درجه برابر ۱/۰۶ درصد است.



شکل (۸): شماتیکی از ابعاد و اندازه‌های مدل AGARD-B که در مراجع معتبر بیان شده است.

با هدف کاهش اثرات تداخلی دیواره‌های فوقانی و تحتانی محفظه آزمون بر روی میدان جریان اطراف مدل، از یک سری صفحات سوراخ‌دار با قابلیت تنظیم میزان تخلخل (از ۰ تا ۶ درصد) به جای دیواره‌های فوقانی و تحتانی محفظه آزمون این تونل استفاده شده است. شماتیکی از صفحات سوراخ‌دار مورد استفاده در شکل ۷ و مشخصات آن نیز در جدول ۱ بیان شده است.



شکل (۷): نمای فوقانی صفحات متخلخل مورد استفاده در دیواره‌های فوقانی و تحتانی محفظه آزمون تونل (شکل الف) و برشی از صفحات دو لایه مورد استفاده جهت تنظیم میزان تخلخل دیواره‌های متخلخل (شکل ب).

جدول (۱): مشخصات دیواره‌های متخلخل مورد استفاده در محفظه آزمون تونل باد قدر دانشگاه جامع امام حسین (ع).

زاویه سوراخ	۶۰ درجه
تخلخل	۰ - ۶ درصد
قطر سوراخ	۷ میلی‌متر
تعداد بخش‌ها	۱۳

با توجه به فقدان تجربه کافی در زمینه تعیین موقعیت صحیح نصب عنصرگذار اجباری و نیز با توجه به برخی نتیجه‌های نسبتاً امیدوار کننده موجود در شکل ۵ برای یکی از تونل‌های باد معتبر دنیا، در کلیه تست‌های انجام شده در رژیم گذر صوت از عنصرگذار اجباری لایه مرزی استفاده نشده است. دیگر تجربیات موجود بر روی مقطع ایرفویل مذکور حاکی از آن است که موقعیت شوک در تست پروازی و تست تونل باد با استفاده از گذر طبیعی^۱ از انطباق مناسبی برخوردار است. اگرچه اختلاف میان توزیع فشار درست در بالادست و پایین‌دست موقعیت شوک اندک به نظر می‌رسد، ولی همان‌طور که سینکلر در مرجع [۴] نشان داده است، همین اختلاف به ظاهر اندک منجر به بروز

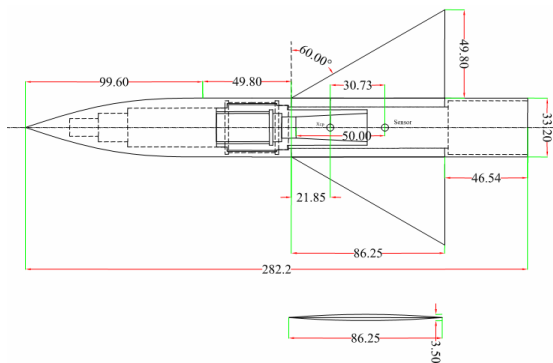
2- Ogive
3- Langley

1- Natural Transition

نتایج به دست آمده در مورد ضریب برآ و ضریب ممان در اعداد ماخ مختلف و زوایای حمله مختلف در قالب نمودارهای مختلف در شکل‌های ۲۲-۱۱ نشان داده شده‌اند. بسته به شرایط تست و عدد ماخ مورد نظر، نتیجه‌های به دست آمده با نتایج تونل‌های باد معتبری همچون L، VTI, PWT, NAL و لمباردی^۱ بدست آمده از مراجع [۶-۵ و ۷] مقایسه شده است. بایستی خاطر نشان شود که عدد رینولدز در مبنای طول وتر متوسط مدل در عدد ماخ ۱ در کلیه نتایج تونل‌های باد مذکور عدد رینولدز در حدود ۶ میلیون و بیشتر از آن است، در حالی که این عدد در تونل باد قدر یک دهم این مقدار و در حدود ۰/۶ میلیون است. از همین رو انتظار بر این است که نقش عدد رینولدز در بروز اختلاف میان نتیجه‌های مرکز قدر با نتیجه‌های دیگر مراجع به خوبی روشن شود.

در شکل ۱۰ نتیجه‌های به دست آمده در تونل باد مرکز آیرودینامیک قدر برای شیب منحنی برآ بر حسب زاویه حمله در اعداد ماخ ۰/۷۹ و ۰/۸۱ نشان داده شده است؛ همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود تقریباً در تمام زوایای حمله، شیب منحنی برآی به دست آمده در تونل باد قدر، در محدوده شیب منحنی برآی گزارش شده در تونل‌های باد معتبر است. اگرچه انتظار بر این است که به واسطه کاهش قابل توجه عدد رینولدز در تست‌های مرکز قدر در مقایسه با تست‌های دیگر مراجع، شیب منحنی برآ کمتر از نتیجه‌های مشابه در دیگر مراجع به دست بیاید، ولی اولاً به واسطه آنکه ایرفویل مدل مورد استفاده در مدل آگارد بی یک ایرفویل نازک محسوب می‌شود و ثانیاً در اعداد ماخ ۰/۷۹ و ۰/۸۱ هنوز اثرات گذر صوت چندان قابل توجه نیست، بنابراین اثرات عدد رینولدز و جابه‌جایی شوک به سمت لبه حمله در کاهش شیب منحنی برآی به دست آمده چندان محسوس نیست. نظیر چنین رفتاری در شکل‌های ۱۳، ۱۶ و ۱۹ که به ترتیب مربوط به اعداد ماخ ۰/۹، ۰/۹۵ و ۱ است، مشاهده می‌شود.

نکته جالب توجه در این میان آن است که با توجه به تقارن موجود در بدنه مدل تست شده، انتظار بر این است که در زاویه حمله صفر درجه، اندازه ضریب برآ برای مدل استاندارد برابر صفر به دست بیاید که البته این امر برای مدل استاندارد مرکز قدر با دقت خوبی حاصل شده است،



شکل (۹): شماتیکی از مدل آگارد بی مورد استفاده در تست‌های مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر.

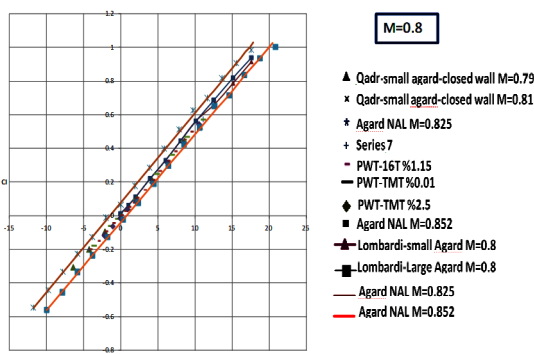
۴- نتایج بدست آمده از مدل آگارد بی در تونل باد مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر و مقایسه با نتایج معتبر

پس از نصب مدل آگارد بی در داخل محفظه آزمون تونل باد مرکز آیرودینامیک قدر و انجام کلیه تست‌های آماده‌سازی و کالیبراسیون تجهیزات داده برداری مربوطه، جریان هوا در داخل مدار تونل برقرار می‌شود. آزمایش‌های انجام شده بر روی این مدل در طیف وسیعی از اعداد ماخ و شرایط دیواره‌های تونل (مشمط بر با مکش و بدون مکش و مقادیر متفاوتی از تخلخل دیواره) صورت گرفته است. اعداد ماخ و شرایط تست تونل باد این مدل در جدول ۲ بیان شده است. همان‌طور که در مقادیر جدول ۲ نیز مشاهده می‌شود، برخی از اعداد ماخ تحلیل شده بسیار به یکدیگر نزدیک هستند که این امر به واسطه اختلاف اندک فشار و به ویژه اختلاف در دمای استاتیکی ساعت‌ها و البته روزهای مختلفی است که در آنها تست انجام شده است.

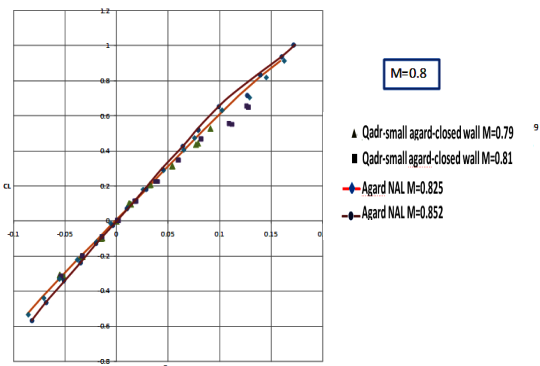
جدول (۲): اعداد ماخ و شرایط تست انجام شده بر روی مدل آگارد بی.

شرایط جریان	عدد ماخ
بدون مکش	۰/۸
با مکش	۰/۸۱
با مکش	۰/۹۱
با مکش	۰/۹۵
با مکش	۱
با ۲/۵ درصد تخلخل	۱

علت افزایش مقادیر ضریب پسای پیشانی به دست آمده در تست های تونل باد قدر در هر زاویه حمله (یا در هر ضریب برآ) در مقایسه با مقادیر همین کمیت که در دیگر مراجع گزارش شده است را می توان به عدد رینولدز کاهش یافته در تست تونل باد قدر مرتبط دانست. تکرار پذیری مقادیر مربوط به ضریب برآی C_L بر حسب ضریب پسای پیشانی به ویژه در اعداد ماخ ۰/۹۵ و ۱ (در شکل های ۱۹ و ۲۲) و انطباق آنها بر نتیجه های تجربی دیگر تونل های باد نشان دهنده دقت نتیجه های به دست آمده در مرکز قدر برای این دو ضریب است.



شکل (۱۰): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۷۹ و ۰/۸۱ برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز) و مقایسه نتیجه ها با نتیجه های به دست آمده در تونل های باد مرجع.

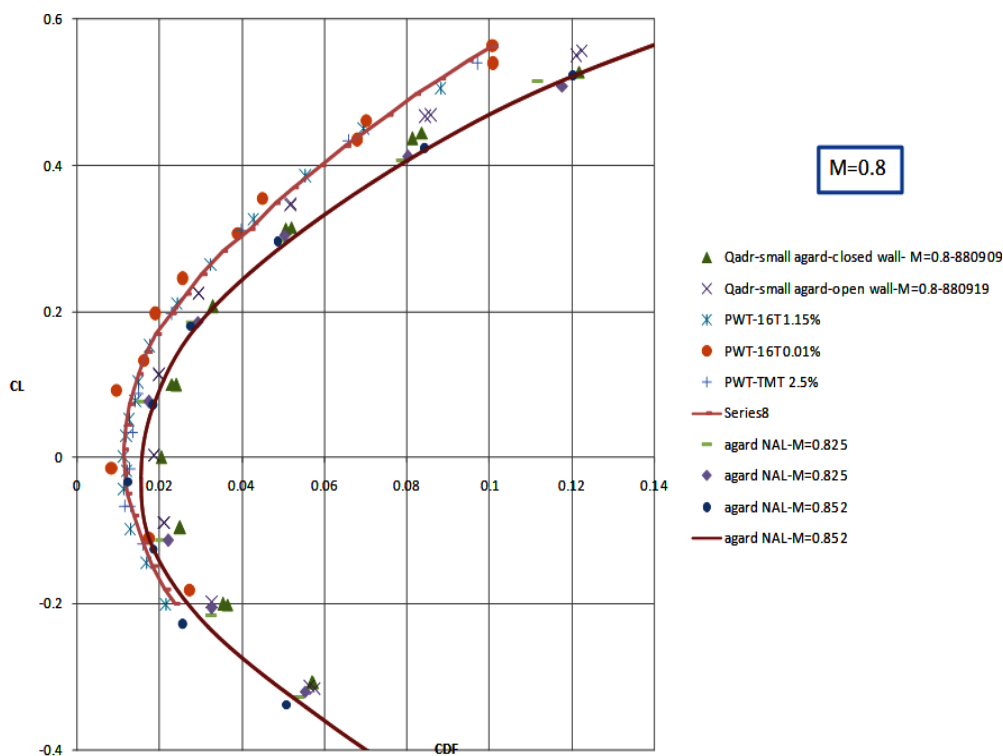


شکل (۱۱): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب ضریب ممان C_m در عدد ماخ ۰/۷۹ و ۰/۸۱ برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز) و مقایسه نتیجه ها با نتیجه های به دست آمده در تونل های باد مرجع.

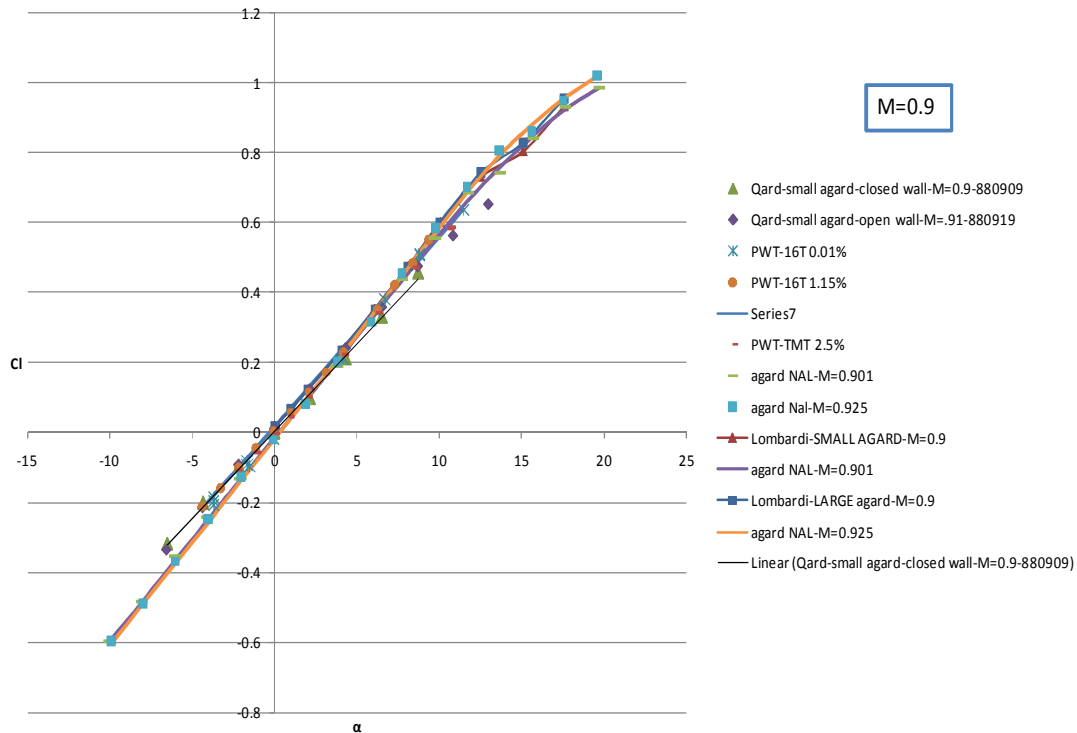
اما برای نتیجه های مدل NAL مقدار این ضریب مقداری در حدود ۰/۱ برای عدد ماخ ۰/۸۲۵ و مقداری در حدود ۰/۰۳- در عدد ماخ ۰/۸۵۲ است.

در شکل ۱۱ نتیجه های مربوط به ضریب برآ بر حسب ضریب ممان در اعداد ماخ ۰/۷۹ و ۰/۸۱ نشان داده شده است؛ همان طور که در این شکل مشاهده می شود در زوایای حمله بالا، که قاعدتاً احتمال تشکیل شوک قوی تری انتظار می رود، به واسطه عدد رینولدز کاهش یافته، مدل حرکت شوک به سمت لبه حمله مقطع ایرفویلی بال و دور شدن از موقعیت سنسور اندازه گیری نیروها رخ داده است؛ همین امر منجر به آن شده است که مقدار گشتاور ممان پیچ بزرگ تری در مقایسه با نتیجه های مندرج در مراجع - که در اعداد رینولدز بزرگ تری به انجام رسیده اند - اندازه گیری شود. این نوع رفتار در انطباق کامل با نتیجه های گزارش شده برای مقطع بال C-141 است که پیش از این بدان اشاره شد، نظیر همین رفتار در شکل های ۱۴ و ۱۷ که به ترتیب مربوط به اعداد ماخ ۰/۹ و ۰/۹۵ است، به دست آمده است. اما همان طور که در شکل ۲۰ مشاهده می شود، در عدد ماخ ۱، رفتار نمودار ضریب برآ بر حسب ضریب ممان دیگر از رفتار قبل تبعیت نمی کند که با توجه به توضیحات مفصلی که در بخش بعد ارائه شده است، این امر مربوط به اثرات تداخلی دیواره و نیز استفاده از دیواره های با تخلخل یکنواخت در مقطع آزمون است.

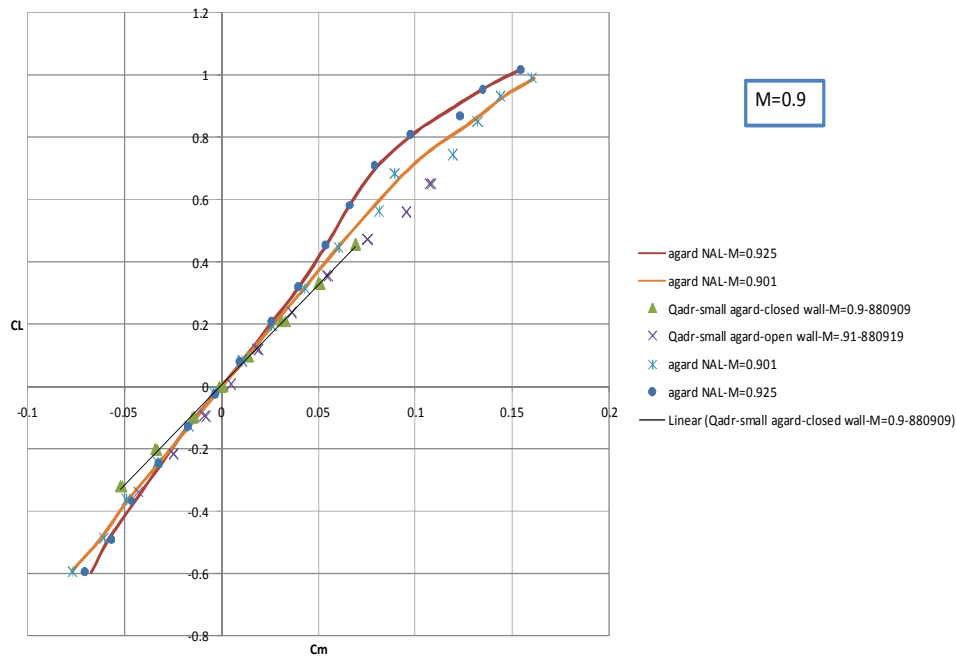
در شکل ۱۲ نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب ضریب پسای پیش رو^۱ در عدد ماخ ۰/۸ نشان داده شده است؛ ضریب پسای پیشانی در واقع از کسر ضریب پسای مبنا، $C_{D,Base}$ ، از ضریب پسای کل، $C_{D,Total}$ ، حاصل می شود. همان طور که می دانید ضریب پسای اصطکاکی $C_{D,f}$ تابعی از عکس توانی از عدد رینولدز است، بدیهی است که در تست تونل باد مرکز قدر، به واسطه عدد رینولدز کاهش یافته در مقایسه با دیگر مراجع مورد استفاده، مقدار ضریب پسای اصطکاکی $C_{D,f}$ بزرگ تر از مقادیر همین ضریب در دیگر مراجع مورد استناد است. با توجه به اینکه ضریب پسای پیشانی حاصله در واقع مجموع ضریب فشاری $C_{D,p}$ و ضریب پسای اصطکاکی $C_{D,f}$ است و با توجه به اینکه بر خلاف ضریب برآی فشاری، ضریب پسای فشاری وابستگی اندکی به عدد رینولدز دارد،



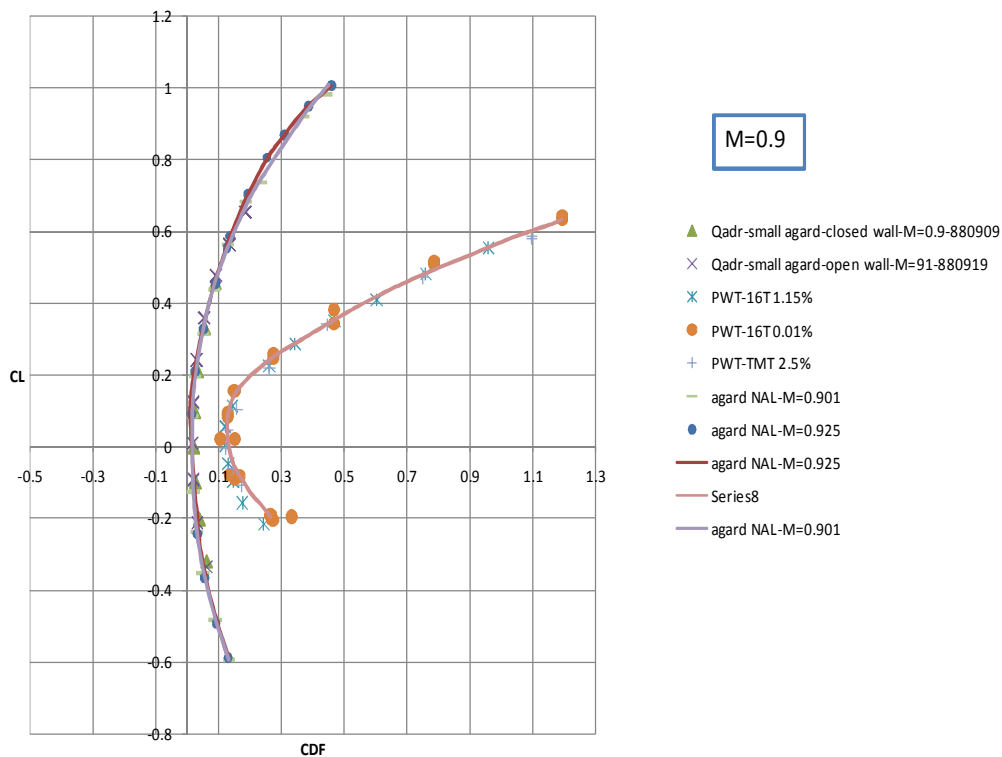
شکل (۱۲): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب ضریب پسای پیش رو در عدد ماخ 0.8 برای مدل آگار دی بی کوچک (اندازه گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل‌های باد PWT و NAL.



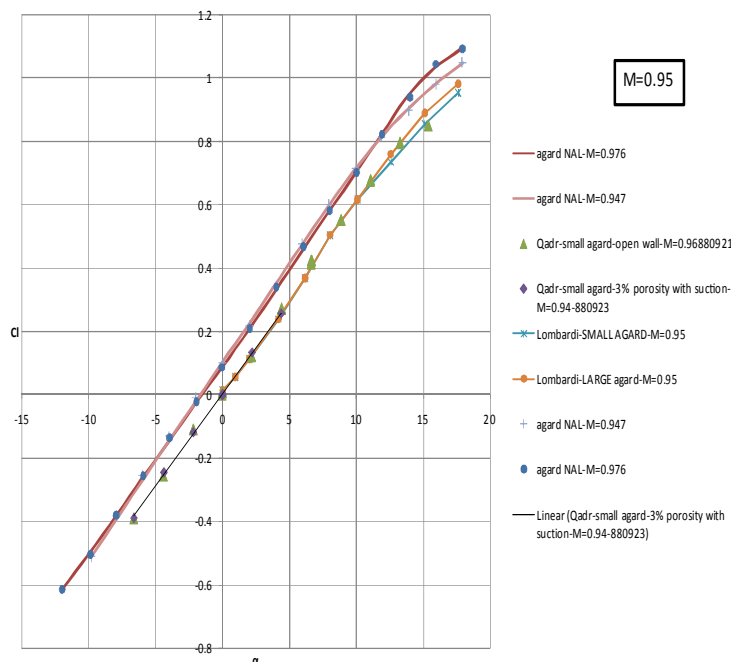
شکل (۱۳): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ 0.9 و 0.91 برای مدل آگار دی بی کوچک (اندازه گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل‌های باد PWT و NAL و لمباردی.



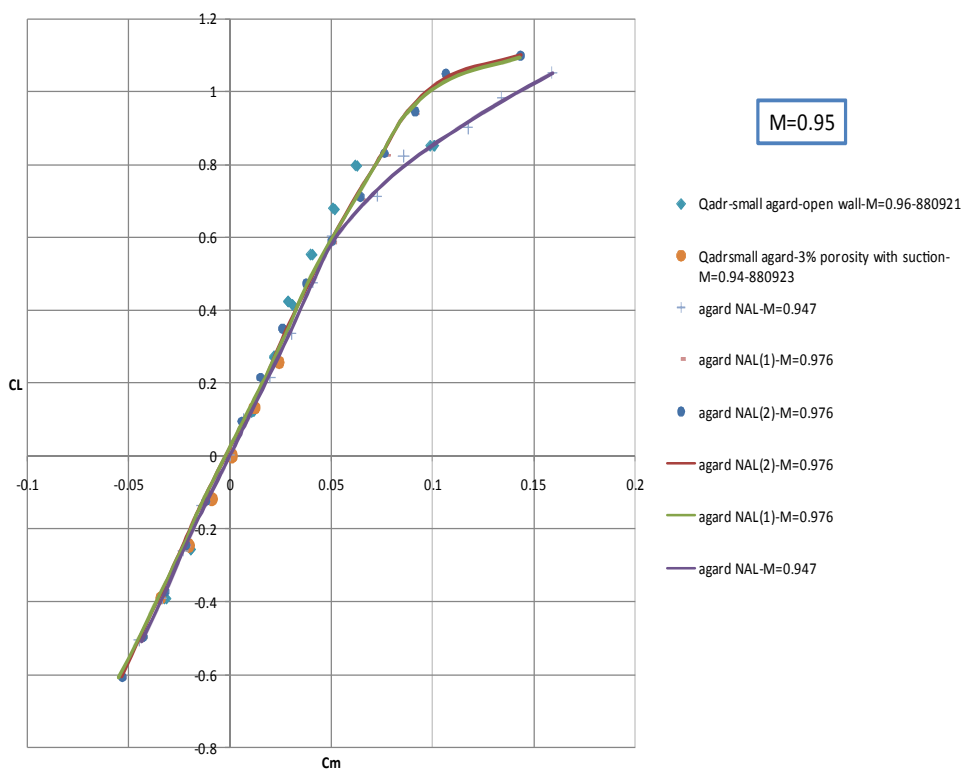
شکل (۱۴): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب ضریب ممان C_m در عدد ماخ 0.901 و 0.925 برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه‌گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل باد NAL.



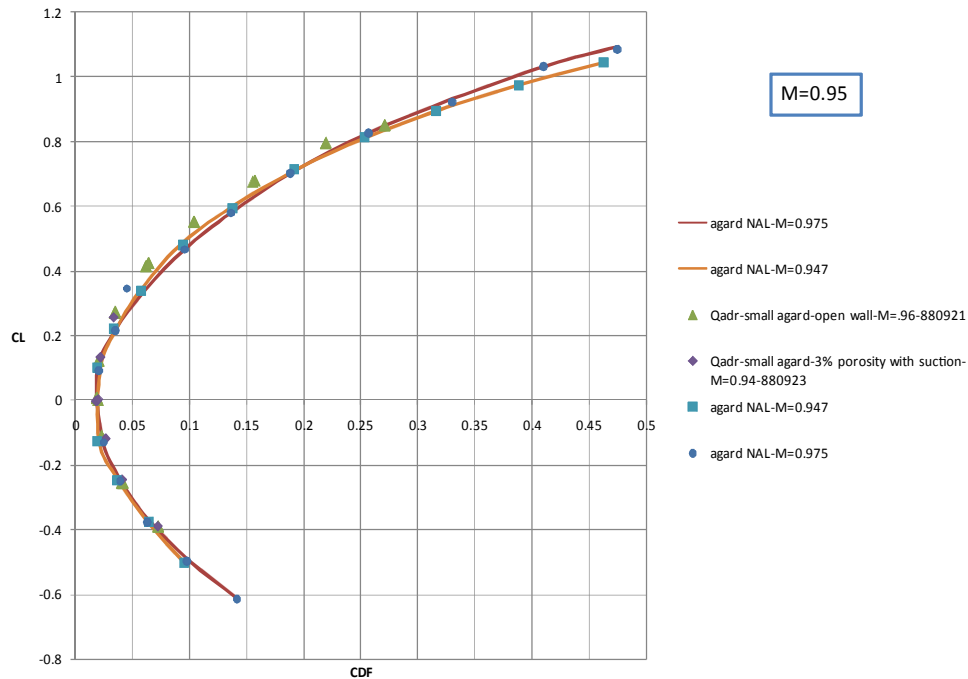
شکل (۱۵): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب ضریب پسای پیش رو در عدد ماخ 0.9 و 0.91 برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه‌گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل‌های باد NAL و PWT.



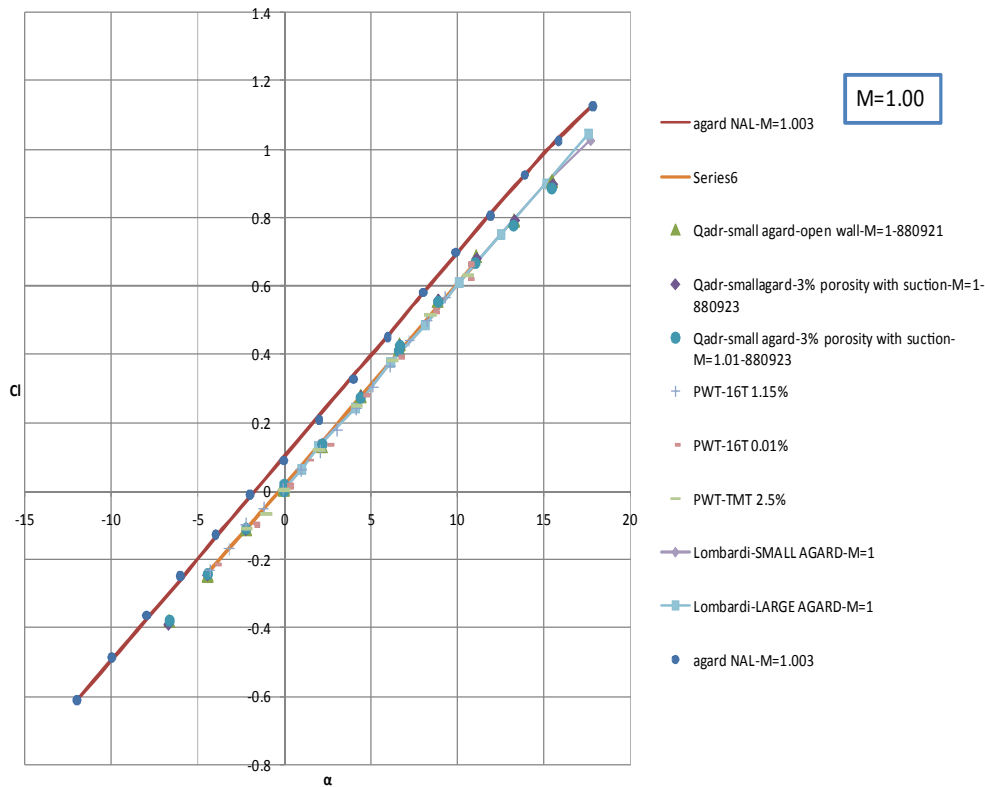
شکل (۱۶): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۹۴ و ۰/۹۶ برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه‌گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز با ۳ درصد تخلخل و مکش) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل‌های باد NAL و لمباردی.



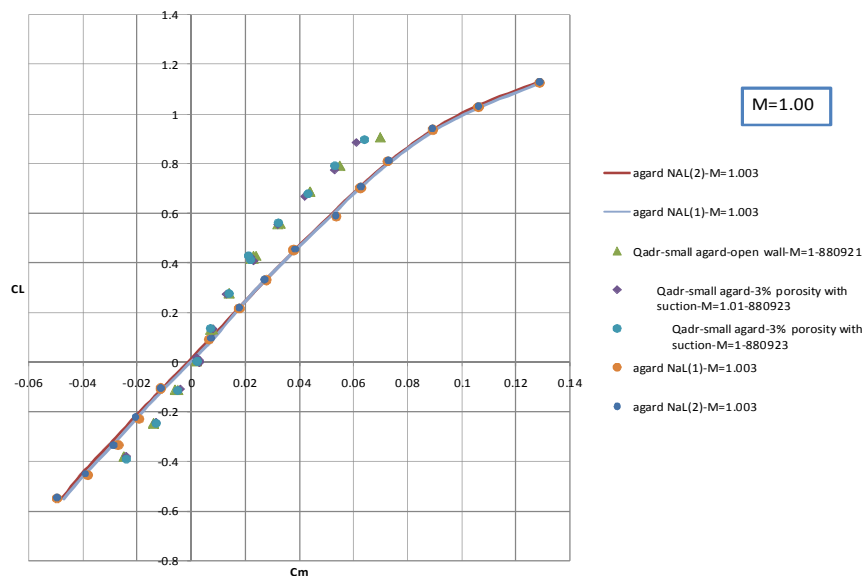
شکل (۱۷): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب ضریب ممان C_m در عدد ماخ ۰/۹۴ و ۰/۹۶ برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه‌گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز با ۳ درصد تخلخل و مکش) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل باد NAL.



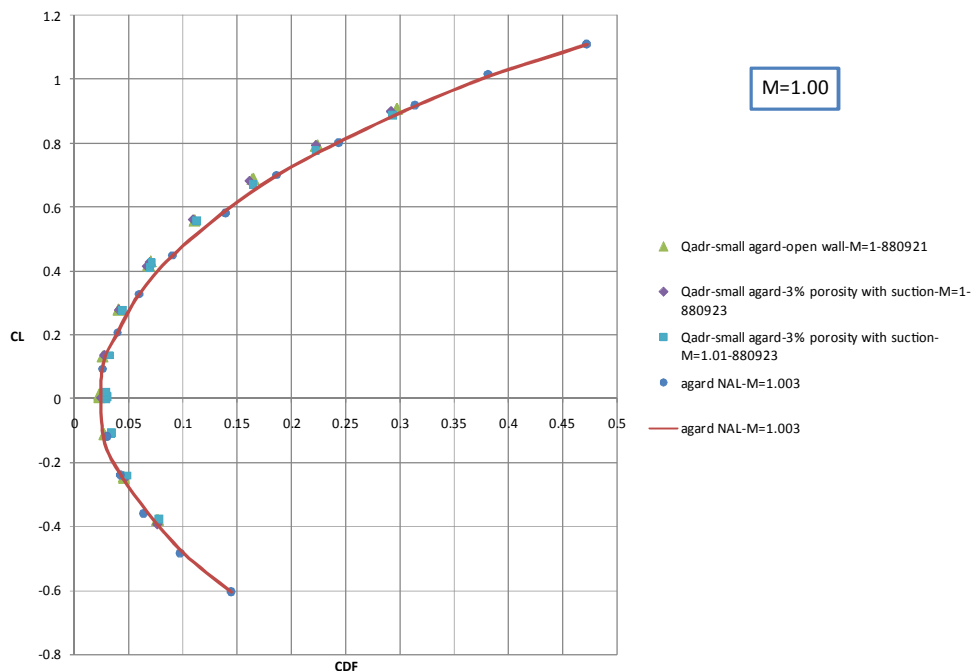
شکل (۱۸): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب ضریب پسای پیش رو در عدد ماخ ۰/۹۴ و ۰/۹۶ برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه‌گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز با ۳ درصد تخلخل و مکش) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل باد NAL.



شکل (۱۹): نمودار تغییرات ضریب برآی C_L بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۱ برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه‌گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز با ۳ درصد تخلخل و مکش) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل‌های باد NAL و PWT و لمباردی.

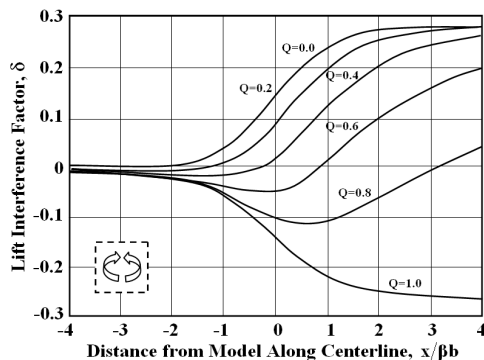


شکل (۲۰): نمودار تغییرات ضریب برای C_L بر حسب ضریب ممان C_m در عدد ماخ ۱ برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه-گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز با ۳ درصد تخلخل و مکش) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل باد NAL.

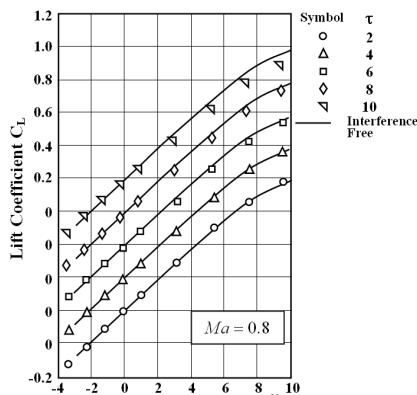


شکل (۲۱): نمودار تغییرات ضریب برای C_L بر حسب ضریب پسای پیش رو در عدد ماخ ۱ برای مدل آگارد بی کوچک (اندازه‌گیری شده در تونل باد مرکز قدر با دیوارهای بسته و باز با ۳ درصد تخلخل و مکش) و مقایسه نتیجه‌ها با نتیجه‌های به دست آمده در تونل باد NAL.

این حقیقت را می‌توان از روی انطباق کامل نتیجه‌های مربوط به ضریب برآ در تخلخل ۴ درصدی بر نتیجه‌های مربوط به پرواز آزاد که در شکل ۲۳ برگرفته شده از مرجع [۳] نشان داده شده است، مشاهده کرد. اما اندازه‌گیری انجام شده بر روی ممان پیچینگ همین پرنده نشان داد که تخلخل ۴ درصدی قادر به بازسازی دقیق ضریب ممان پیچینگ نبوده و کماکان اثرات تداخلی دیواره‌ها باقی مانده‌اند. این مطلب به خوبی در شکل ۲۴ برگرفته شده از مرجع [۳] نشان داده شده است.



شکل (۲۲): توزیع تداخل برای δ بر حسب پارامتر تخلخل Q در طول خط مرکزی یک تونل باد با مقطع مربعی مجهز به دیواره‌های تماماً متخلخل (با تخلخل یکنواخت) [۳].



شکل (۲۳): تأثیرات تخلخل دیواره بر روی ضریب برآی یک مدل ۰/۴۷ از یک هواپیما در رژیم گذر صوت [۳].

این حقیقت ما را به این نتیجه خواهد رساند که دوباره‌سازی برآ و ممان پیچینگ در رژیم گذر صوت با استفاده از دیواره‌هایی با تخلخل یکنواخت حتی در معتبرترین تونل‌های باد دنیا نیز با مشکلات و خطاهای قابل توجهی مواجه بوده و از همین رو نیازمند استفاده از

۵- تأثیر انسداد جریان و دیواره‌های با تخلخل

یکنواخت در دقت نتیجه‌های ضریب ممان آگار دبی

تصحیح‌های اصلی اعمال شده در رژیم زیرصوت عبارتند از: ضریب تداخلی فراوزش^۱ القائی، δ ، و ضریب تصحیح انسداد مدل، E . از این ضرایب تصحیح برای تصحیح زاویه حمله واقعی جریان برخوردار می‌شود و نیز سرعت جریان آزاد عبوری از روی مدل (که تحت تأثیر حضور مدل و دیواره‌های اطراف آن ممکن است نسبت به سرعت جریان ثبت شده در بالادست مدل تغییر یافته باشد) استفاده می‌شود. به عبارت بهتر اندازه صفر برای هر دو ضریب بیانگر تأمین شرایط ایده آل جریان آزاد (و نه جریان محصور در داخل تونل و متأثر از حضور مدل و دیواره‌ها) است. هر گونه تغییر در مقادیر و در راستای جریان منجر به بروز انحناء در خطوط جریان و نیز ایجاد گرادیان سرعت در راستای جریان خواهد شد. همین دو عامل، به ترتیب منجر به تغییر در ممان پیچینگ و نیز تغییر در پسای بویانسی خواهد شد. برای به صفر رساندن دو ضریب مزبور، محاسبات تئوریک گسترده‌ای بر روی ضرایب تصحیح دیواره‌های متخلخل و شیاردار صورت گرفته که نمونه‌ای از این محاسبات در شکل ۲۲ مرجع [۳] نشان داده شده است. در این شکل تغییرات تداخل برای δ بر حسب پارامتر تخلخل Q در طول خط مرکزی یک تونل با مقطع مربعی مجهز به دیواره‌های تماماً متخلخل (با تخلخل یکنواخت) نشان داده شده است؛ همان‌طور که در این شکل به خوبی مشاهده می‌شود، تداخل برای صفر برای موقعیت نصب مدل بر روی خط مرکزی جریان تنها در شرایط $Q=0.45$ مشاهده می‌شود. اما نکته جالب در این جاست که برای همین میزان تخلخل، توزیع تداخل برای δ در دیگر نقاط بالادستی و پایین‌دستی محل نصب مدل دارای مقداری کاملاً مخالف صفر است و این امر به معنای آن است که ممان پیچینگ و محل مرکز فشار کاملاً متفاوت از آن چیزی است که در واقعیت امر با آن مواجه خواهیم شد. صحت این ادعا در آزمایش‌های تجربی متعدد به اثبات رسیده است؛ در یکی از این آزمایش‌ها که بر روی مدلی با مقیاس ۰/۴۷ از یک هواپیما صورت گرفته است، بازسازی نتیجه‌های تجربی مربوط به ضریب برآ در تخلخل ۴ درصدی دیواره‌های احاطه کننده تونل مشاهده شده است.

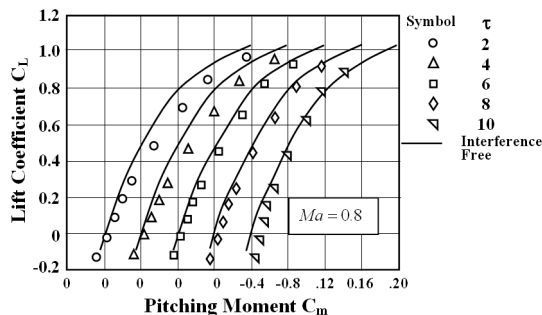
ضخامت نسبی لایه مرزی، δ/d ، است که این پارامتر کاملاً تابعی از عدد رینولدز جریان عبوری از روی مدل است. سطح آشفتگی در تعیین موقعیت گذار از حالت آرام به آشفتگی و به تبع آن در ضخامت لایه مرزی در پایین دست موقعیت گذار جریان تأثیرگذار می باشد.

سطح اغتشاش تونل مرکز قدر بیش از ۰/۴ درصد است که این امر عملاً به معنای وقوع گذار میانبر روی مدل است که این امر طول ناحیه آرام لایه مرزی را بسیار کوتاه خواهد کرد. در نتیجه جواب‌های به دست آمده با جواب‌های مرجع دیگر تونل‌ها که دارای عدد رینولدز بالاتری هستند و قاعدتاً گذار سریع‌تر رخ خواهد داد، نبایستی تفاوت چندانی داشته باشد. از همین رو به نظر می‌رسد که نقش اصلی در تفاوت میان جواب‌های مدل مرکز قدر و دیگر مدل‌های استاندارد، عمدتاً معطوف به اختلاف در عدد رینولدز (و نه در شدت آشفتگی جریان آزاد) باشد.

مراجع

- Saniei-Nejad, M., "Fundamentals of Turbulent Flows and Turbulence Modeling", Danesh Negar Pub., 2009 (In Persian).
- Rasou, B., "An Experimental and Theoretical Study of Transonic Flow about the NACA0012 Airfoil", AIAA 2006-01-3877, The 24th Applied Aerody. Conf., Melbourne, Australia, 5-6 June, 2006.
- Ring, L.E. and Milillo, J.R., "Transonic Testing -A Review", ARO, Inc. Arnold Air Force Station, Tennessee, 37389.
- Sinclair, D.W. "Calculated Viscous Effects on Airfoils at Transonic Speeds, Calspan Corporation/Aedc Division", Arnold Eng. Development Center, Arnold Air Force Base, Tennessee, 37389.
- Lombardi, G. and Morelli, M., "Analysis of Some Interference Effects in a Transonic Wind Tunnel", J. Aircraft, Vol. 32, No. 3, May-June 1995.
- Damljanović, D., Vitić, A., and Vuković, D., "Testing of AGARD-B Calibration Model in the T-38 Trisonic Wind Tunnel", Scientific-Tech. Review, Vol. VI, No. 2, 2006.
- Seetharam, H.C. and Rangflajan, R., "Force Calibration of Agard-B Model in Transonic Flow Mach Numbers", Technical Memorandum, No. TM-PR. 200/69-70, July 1970.

دیواره‌های با تخلخل متغیر در راستای جریان خواهیم بود که محاسبات مربوط به طراحی مفهومی و مقدماتی مربوط به این نوع دیواره‌ها در مرکز آیرودینامیک قدر در آینده نزدیک شروع خواهد شد.



شکل (۲۴): تأثیرات تخلخل دیواره بر روی ضریب ممان یک مدل ۰/۴۷ از یک هواپیما در رژیم گذر صوت [۳].

۶- نتیجه گیری

در رژیم گذر صوت، عدد رینولدز جریان آزاد به واسطه تأثیرگذاری بر روی نرخ رشد لایه مرزی و به تبع آن بر روی ضخامت نسبی لایه مرزی، تأثیر به سزایی بر روی موقعیت شوک، موقعیت مرکز فشار، توزیع برآ و اندازه ممان پیچشی وارده بر روی اجسام برآزا خواهد داشت. که این تأثیرگذاری برای ایرفویل‌های ضخیم‌تر به مراتب بیشتر از ایرفویل‌های نازک‌تر است. از همین رو شدت وابستگی نتیجه‌های مربوط به مقطع ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به عدد رینولدز جریان به مراتب بیشتر از مقطع ایرفویلی به کار رفته در مدل آگارد بی است. همچنین عدم استفاده از دیواره‌های با تخلخل متغیر و متناسب در راستای جریان منجر به بروز تفاوت قابل توجه در موقعیت مرکز فشار و ضریب ممان پیچینگ می گردد.

از طرفی عدد رینولدز در تونل باد مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر ۰/۶ میلیون بوده در حالی که در دیگر تونل‌های مورد استناد برای همین مدل با عدد رینولدز ۶ میلیون است. از همین رو به خوبی می توان نسبت به بررسی اثرات عدد رینولدز در اندازه نیروی برآ، اندازه ممان پیچشی و اندازه پس‌آی مبنا اقدامات و استنتاجات مهندسی مناسب اقدام کرد.

در پایان بایستی خاطر نشان کرد اگرچه نمی توان نقش سطح اغتشاش در یک جریان آشفتگی را منکر شد، اما عامل اصلی در تعیین موقعیت تشکیل شوک در رژیم گذر صوت،