

مطالعه پارامتریک کنترل غیرفعال تداخل شوک و لایه مرزی یک ایرفویل با محیط متخلخل در جریان گذر صوتی

مهدی یادگاری^۱ و سید آرش سید شمس طالقانی^۲

پژوهشگاه هوافضا

وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

(تاریخ دریافت: ۹۴/۹/۲؛ تاریخ پذیرش: ۹۴/۱۰/۱۸)

چکیده

تشکیل شوک ناشی از تراکم‌پذیری جریان روی سطح اجسام پرنده و تداخل این شوک با لایه مرزی باعث اثرات نامطلوبی مانند افزایش پسا و جدایش جریان می‌شود. در گذشته روش‌های مختلفی برای کاهش این اثرات، از جمله مولدهای گردابه، مکش و دمش استفاده شده است. در این مقاله، به بررسی عددی استفاده از محیط متخلخل در کنترل و کاهش اثرات شوک پرداخته می‌شود. محیط متخلخل با مکانیزم افزایش سطح عبور جریان و با ترکیب مکش و دمش باعث کاهش اثرات شوک می‌شود. روش عددی در این مقاله حجم محدود، معادلات ناویر-استوکس و مدل هندسی ایرفویل NACA 0012 می‌باشد. حل جریان به صورت آشفته و ایستگاهی در محدوده جریان گذر صوتی انجام گرفته است. در این کار عددی به بررسی اثرات عمق، طول، شدت تخلخل و قطر ریزدانه محیط متخلخل و همچنین اثر زاویه حمله بر این روش کنترلی پرداخته شده است. نتایج به دست آمده در این مقاله نشان می‌دهد که با کاهش اثرات شوک و کاهش پسای موجی ضریب پسای کل با استفاده از محیط متخلخل حدود ۲۰ درصد کاهش می‌یابد. شوک تضعیف شده به نواحی بالادست ایرفویل و ابتدای محیط متخلخل منتقل شده و عدد ماخ پشت شوک حدود ۱۰ درصد کاهش می‌یابد. با کاهش اثرات تداخل شوک و لایه مرزی حباب جدایش نیز از ۵۸ درصد وتر ایرفویل به ۷۲ درصد منتقل می‌شود. کارایی این روش کنترلی به عوامل مختلفی از جمله پارامترهای هندسی بستگی دارد.

واژه‌های کلیدی: کنترل جریان- کنترل شوک- تداخل شوک و لایه مرزی

A Parametric Study for Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction of an Airfoil with Porous Media in a Transonic Flow

M. Yadegari and S.A. Seyed Shams Taleghani

Aerospace Research Institute

Ministry of Science, Research, and Technology

(Received: 23/November/2015; Accepted: 8/January/2016)

ABSTRACT

Shock formation due to flow compressibility and its interaction with boundary layer has inappropriate effects, such as drag increase and flow separation. Many methods have been proposed for reduction of these effects, such as vortex generator, suction, and blowing. This paper numerically studies the problem of flow control for NACA0012 airfoil with porous media at transonic flow. Porous media, which combines blowing and suction, reduces these inappropriate effects. The effects of porous media depth, length, porosity, cell diameter, and angle of attack are investigated in this study. The numerical method is finite volume and the equations are Navier-Stokes. The flow is assumed to be turbulent and stationary. The Results show that the normal shock intensity is weak and consequently the drag coefficient decreases 20 percent. The weakened shock is moved upstream and top of the porous surface region and the shock Mach number is decreased 10 percent. This passive method also postpones the separation point from 58 to 72 percent of the airfoil chord. The efficiency of this method depends on various factors, like geometric parameters.

Keywords: Flow Control, Shock Control, Shock-Boundary Layer Interaction

۱- کارشناسی ارشد: mi.yadegari@gmail.com

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): taleghani@ari.ac.ir

۱- مقدمه

ماده متخلخل، به ماده‌ای گفته می‌شود که شامل یک شبکه به هم پیوسته از خلل و فرج باشد که توسط هوا یا سیال دیگر پر شده باشد. بسیاری از مواد طبیعی مثل خاک یا بافت‌های بدن مثل غضروف، استخوان و ماهیچه مثال‌هایی از مواد متخلخل می‌باشند. خلل و فرج‌ها می‌توانند در اندازه بسیار بزرگ یا بسیار کوچک (اندازه مولکولی یا اتمی که میکروپور یا اولتراپورها نامیده می‌شوند) باشند. به‌طور کلی خلل و فرج‌ها در محیط متخلخل اشکال غیرمتمعارفی در اندازه و توزیع در سراسر شبکه متخلخل دارند. جریان سیال در درون محیط متخلخل یک مسئله بسیار چالش‌برانگیز است که به شکل هندسی پیچیده محیط بستگی دارد [۱].

کاربرد وسیع و روزافزون محیط متخلخل در زمینه‌های مختلف از جمله، تضعیف امواج آکوستیک در مواد متخلخل [۱]، اثرات محیط متخلخل در افزایش سرعت احتراق [۲]، کاهش آلاینده‌های سوختی در محیط متخلخل [۳]، استفاده از سازه‌های توده سنگی محیط متخلخل برای استحکام مصالح ساختمانی [۴]، استفاده گسترده از خاصیت محیط متخلخل در انتقال حرارت [۵] و کاربردهای گسترده در عایق‌سازی حرارتی، راکتورهای کاتالیزوری شیمیایی، فیلترهای صنعتی، واحدهای ذخیره انرژی مبدل‌های حرارتی، مخازن نفتی و غیره قابل‌کتمان نیست. در این مقاله به بررسی استفاده از ساختار متخلخل در کاهش اثرات و شدت شوک ناشی از تراکم‌پذیری جریان سیال پرداخته می‌شود.

به‌طور کلی کنترل شوک و تقلیل اثرات نامطلوب ناشی از تداخل آن با لایه مرزی، یکی از زیر شاخه‌های مهم علم کنترل جریان می‌باشد. کنترل جریان کوششی است در جهت تغییر مشخصه یک سیال یا تغییر وضعیت میدان جریان به هر صورت دلخواهی که مد نظر ما باشد [۶]. یافتن راه‌کارهایی برای کنترل غیرفعال تداخل شوک و لایه مرزی را می‌توان به اوایل سال ۱۹۷۳ مربوط کرد. از این سال تاکنون تحقیقات و مطالعات گسترده با انواع روش‌های تجربی، تحلیلی و عددی در این زمینه انجام شده است. این مطالعات بیش‌تر در محدوده جریان‌های گذر صوتی بوده است [۷].

شکل‌گیری شوک سبب ایجاد یک پسای فشاری اضافی به نام پسای موجی روی سطح ایرفویل می‌شود. همچنین، شوک یک گرادیان فشار معکوس روی لایه مرزی تحمیل می‌کند. این پدیده منجر به جدایش جریان می‌شود. جدایش لایه مرزی

می‌تواند به شکل یک حباب باشد که با افزایش قدرت شوک گسترش می‌یابد. ناپایایی^۱ مربوط به جدایش شدید جریان نیز یکی دیگر از مشکلات ناشی از تداخل شوک و لایه مرزی می‌باشد که می‌تواند سطح بالایی از نوسانات نامنظم و جابه‌جایی شوک را ایجاد کند که بسیار مخرب می‌باشد [۲].

مطالعات تجربی نشان داده است که دمش جریان از سطح، در زیر شوک، سبب افزایش در ضخامت لایه مرزی و کاهش در اصطکاک پوسته می‌شود. از طرف دیگر مکش تاثیری عکس دارد. اگر فقط دمش در بالادست شوک انجام شود این کار نرخ رشد لایه مرزی نزدیک شوک را افزایش می‌دهد به نحوی که هندسه تغییر کند و تعدادی شوک ضعیف‌تر به جای شوک اصلی تولید کند؛ این پدیده منجر به کاهش پسا خواهد شد. از طرفی مکش لایه مرزی در پایین‌دست شوک سبب کاهش اندازه حباب جدایش می‌شود [۷].

اولین ایده برای کنترل غیرفعال تداخل شوک و لایه مرزی با استفاده از ساختارهای متخلخل توسط باشنل و وایتکامب^۲ در سال ۱۹۷۹ پیشنهاد شد [۸]؛ این ایده شامل یک سطح متخلخل و یک محفظه در زیر محل تداخل شوک و لایه مرزی بود (شکل ۱). این روش نشان می‌دهد که تفاوت فشار استاتیکی در دو طرف شوک، منجر به ایجاد جریان در داخل محفظه از پایین‌دست شوک به بالادست آن می‌شود. در واقع این روش در حکم یک ترکیب از مکش در پایین‌دست و دمش در بالادست شوک است. محفظه در واقع ارتباط بین دو طرف شوک را افزایش خواهد داد. دمش جریان به داخل لایه مرزی منجر به ضخیم‌شدن سریع لایه مرزی در نزدیک شوک خواهد شد، این تغییر الگوی جریان ایجاد شده در زیر شوک، با تغییر مجازی هندسه، شوک‌های ضعیف‌تر تولید می‌کند که در نتیجه آن، پسای موجی کاهش می‌یابد. مکش در پایین‌دست شوک همچنین می‌تواند جدایش و ناپایایی مربوط به آن را کاهش دهد [۸].

پس از ارائه اولین ایده توسط باشنل و وایتکامب، تحقیقات گسترده در زمینه استفاده از کنترل غیرفعال سطح متخلخل و بررسی آن در حالت‌ها و مدل‌های آزمایشی متعدد صورت گرفت که از جمله آن می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

بررسی تغییرات ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل با استفاده از سطح متخلخل [۱۰]، بررسی اثر استفاده از سطح متخلخل در

1- Unsteadiness

2- Bushnell And Whitcomb

متخلخل بر پایه همین قانون استوار است. اساس قانون دارسی-فورچایمر، یک آزمایش ساده بود که در قرن نوزدهم توسط یک مهندس فرانسوی به نام دارسی بر مبنای مشاهدات تجربی از حرکت آب در ماسه انجام گرفت. نتایج آزمایش دارسی به صورت یک مقاله در سال ۱۸۵۶ منتشر و بعدها به قانون دارسی معروف شد [۱۶]. هانسبو^۲ در سال ۱۹۶۰ [۱۷] و در ادامه میشل^۳ [۱۸] در سال ۱۹۷۶ نیز به انجام مطالعات تجربی بروی انواع محیط متخلخل پرداختند که میشل با جزییات کامل و با در نظر گرفتن تمام جوانب، اعتبار قانون دارسی را مورد تایید قرار داد. قانون و در واقع رابطه دارسی-فورچایمر مطابق رابطه (۱) شامل ضرایبی از مقاومت اینرسی و ویسکوز جریان در عبور از سطح متخلخل (K1 و K2) می باشد. در این رابطه تغییرات فشار و در واقع جهش فشار در عبور از سطح متخلخل با استفاده از جملات ویسکوز و اینرسی محاسبه و به شبیه سازی عبور جریان از سطح متخلخل پرداخته می شود. در استفاده از این روش برای شبیه سازی محیط متخلخل، معادلات حاکم بر مسئله (پیوستگی، مومنوم و انرژی) از روش متوسط گیری حجمی به دست می آیند [۱۹].

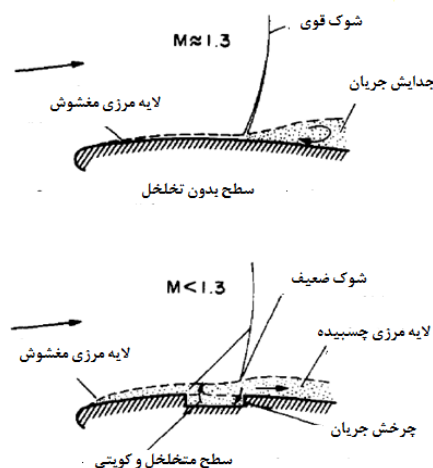
$$\frac{dp}{dz} = \frac{\mu u}{k_1} + \frac{\rho u^2}{k_2} \quad (1)$$

باتوجه به این که قانون دارسی-فورچایمر در محدوده جریان های مغشوش دقت کمتری دارد [۲۰] و باتوجه به این که این روش شبیه سازی عددی در مقابل مدل سازی هندسی ساختار متخلخل پدیده های فیزیکی مسئله را به خوبی نشان نمی دهد، در مقاله حاضر از مدل سازی هندسی ساختار متخلخل برای عبور جریان از محیط متخلخل به منظور کنترل پدیده شوک و تداخل آن با لایه مرزی استفاده می شود. در روش مدل سازی هندسی، سطح متخلخل در نرم افزار تولید هندسه، عیناً به صورت فضاهای پر و خالی مدل می شود.

۲- روش و روند حل عددی

در این مسئله از نرم افزار فلوئنت که از روش حجم محدود استفاده می کند؛ در حل عددی معادلات جریان بهره برده می شود. در این رویکرد، حوزه حل به تعداد محدودی از حجم های کنترل هم مرز تقسیم می شود و معادلات بقا به صورت انتگرالی به حجم کنترل اعمال می شود. معادلات حاکم بر

کاهش اثرات واماندگی ایرفویل [۱۱]، اثر سطح متخلخل در کاهش نوسانات نامنظم ایرفویل [۱۲]، بررسی تغییرات ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل با استفاده از سطح متخلخل به روش حل عددی [۱۳]، بررسی استفاده از این روش کنترلی بروی بالگرد به منظور کاهش صدای ملخ [۱۴] و بررسی تغییرات در ماهیت و محل شوک ضعیف شده با استفاده از این روش کنترلی [۱۵].



شکل (۱): اثر کنترل غیرفعال محافظه و سطح متخلخل [۹].

تاکنون مطالعات گسترده ای در زمینه استفاده از سطح متخلخل به منظور کاهش اثرات شوک انجام شده است؛ در این بین استفاده از محیط متخلخل به جای سطح متخلخل می تواند ایده جدیدی در استفاده از ساختارهای متخلخل در کنترل جریان باشد. محیط متخلخل، برخلاف سطح متخلخل و کوبتی، با حفظ ساختار سازه به کاهش اثرات شوک کمک می کند.

به طور کلی جریان سیالات در محیط متخلخل یک پدیده بسیار پیچیده است و نمی توان آن را دقیقاً مشابه جریان های داخلی سیال در لوله ها یا کانال ها تعریف نمود. جریان سیالات در لوله ها یا کانال ها، به دلیل مشخص بودن مسیر جریان و طول آنها می تواند به سادگی به صورت تابعی از فشار بیان شود. در حالی که در محیط متخلخل غالباً به دلیل مبهم بودن مسیر جریان، اندازه گیری خواص جریان از پیچیدگی خاصی برخوردار است. علاوه بر این، مشکلات عدیده در هم گرایی و شبکه سازی محیط متخلخل، سبب کمبود کارهای عددی در این حوزه شده است.

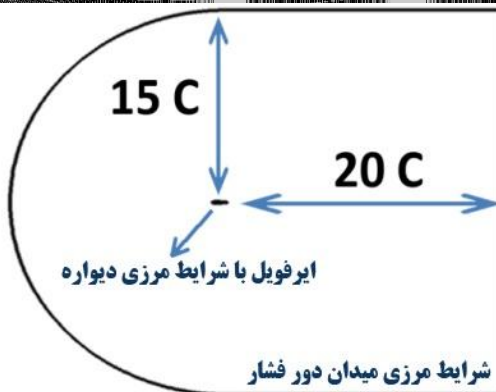
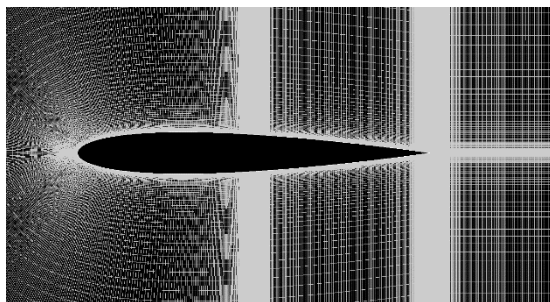
بسیاری از قوانین اصلی بر پایه مشاهدات تجربی پایه گذاری شده اند. در محیط های متخلخل قانون دارسی-فورچایمر^۱ از معادلات اساسی است و اصول حرکت سیال در محیط های

2- Hansbo
3- Mitchell

1- Darcy-Forchheimer

شرایط جریان متفاوت بر روی آن انجام شده است و اطلاعات آن موجود است. از جمله این آزمایشات تجربی می‌توان به نتایج هریس [۲۲] در محدوده جریان گذر صوتی اشاره کرد. در این قسمت از مقاله، به منظور اعتباربخشی به روش حل عددی به مقایسه نتایج با آزمایشات تجربی انجام شده توسط هریس با عدد ماخ ۰/۸ و زاویه حمله ۲/۲۶ پرداخته می‌شود. علت انتخاب این عدد ماخ و زاویه حمله، به دست آمدن شوک عمود روی سطح مکش ایرفویل می‌باشد.

در این حل عددی با توجه به آزمایش تجربی هریس، پارامترهای جریان به نحوی تنظیم می‌شود که، عدد رینولدزی معادل ۹ میلیون به دست آید. شبکه استفاده شده برای این حل عددی شبکه با سازمان با ریزشدهن شبکه در محل شوک و ریزشدهن شبکه در نزدیکی دیواره و تعداد سلول ۲۰۰,۰۰۰ مطابق شکل ۲ می‌باشد.



شکل (۲): شبکه استفاده شده حول ایرفویل، فضای محاسباتی و شرایط مرزی.

پس از بررسی استقلال حل عددی از شبکه (مطابق شکل ۳) به بررسی تغییرات $Y+$ به عنوان پارامتر معیار مدل‌سازی درست آشفتگی جریان مطابق شکل ۴ پرداخته می‌شود. همان‌طور که مشخص است، $Y+$ مخصوصاً در نزدیکی

جریان، معادلات ناویراستوکس می‌باشد. حل معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی به صورت ترکیبی^۱، گسسته‌سازی همه معادلات از مرتبه دو، رژیم جریان آشفته و از مدل اسپالارت آلماراس^۲ به عنوان مدل آشفتگی استفاده می‌شود. این مدل یک مدل تک‌معادله‌ای است که به منظور حل جریان‌های تراکم‌پذیر و مسائل هوافضایی توسعه داده شده است. مدل اسپالارت برای حل لایه مرزی شامل گرادیان فشار معکوس، جریان‌های گذر صوتی آشفته در مسائل پیچیده و همچنین، جریان‌های جدا شده از سطح جواب‌های خوب و قابل قبولی ارائه می‌دهد [۲۱]. با توجه به هندسه ایرفویل و زاویه حمله کم آن، پدیده‌های پیچیده آشفتگی مانند ریزش گردابه^۳ در آن مشاهده نمی‌شود. بنابراین با در نظر گرفتن هزینه زمانی و محاسباتی کم‌تر این مدل به عنوان مدل آشفتگی انتخاب می‌شود. در کنار روش گسسته‌سازی حجم محدود، به طور کلی در نرم‌افزار فلونت دو الگوریتم حل‌کننده فشار مبنا و حل‌کننده چگالی مبنا برای حل معادلات وجود دارد. به طور کلی شیوه چگالی مبنا مزایای بیش‌تری نسبت به شیوه فشار مبنا در جریان‌های قابل تراکم سرعت بالا دارد. این شیوه در مدل‌سازی ناپیوستگی‌ها و گرادیان‌های شدید جریان موثر است و می‌تواند موج ضربه‌ای را بهتر شبیه‌سازی کند. بنابراین، در این حل عددی از روش چگالی مبنا استفاده می‌شود. در این الگوریتم، معادلات مومنتوم، پیوستگی و انرژی به صورت کوپل و هم‌زمان حل می‌شوند.

در این مقاله ابتدا به اعتبارسنجی روش حل عددی برای مدل آزمایشی ایرفویل بدون کنترل پرداخته می‌شود؛ پس از آن به اعتبارسنجی روش حل عددی برای مدل محیط متخلخل قرار گرفته در مسیر جریان با مقایسه با نمونه‌های تجربی موجود پرداخته می‌شود. پس از اطمینان از روش حل عددی، کنترل تداخل شوک و لایه مرزی با محیط متخلخل مورد بررسی قرار می‌گیرد. در انتها مطالعه پارامتریک پدیده با بررسی طول و عمق محیط متخلخل، شدت تخلخل، قطر ریزدانه محیط متخلخل و اثر زاویه حمله، مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۳- نتایج اعتباربخشی عددی

ایرفویل NACA0012 یکی از پرکاربردترین مدل‌های ایرفویل در آزمایشات تجربی است و تست‌های متعددی با اعداد ماخ و

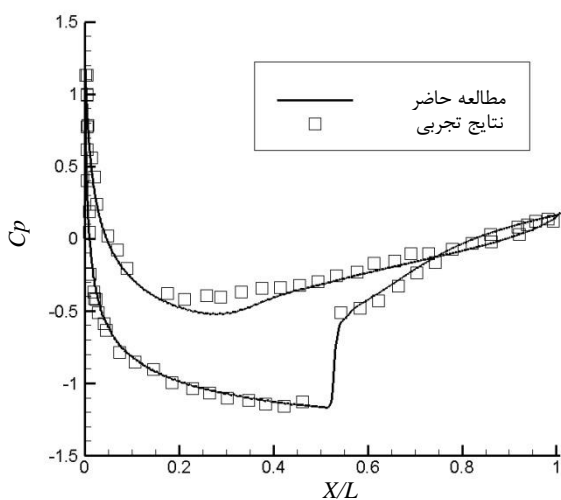
1- Couple
2- Spallart Allmaras
3- Vortex Shedding

کرد. علاوه بر این موارد در کار تجربی و ابزارآلات تجربی نیز خطاهایی مانند خطای سیستماتیک، اثر دیواره و... وجود دارد که مجموع این عوامل باعث اختلاف بین نتایج عددی و تجربی می شود.

جدول (۱): مقایسه ضرایب آیرودینامیکی (ماخ ۰/۸، زاویه حمله ۲/۲۶).

Cd	Cn	Cm	
۰/۰۳۳۱	۰/۳۹	-۰/۰۱۶	نتایج تجربی هریس [۲۲]
۰/۰۳۴۵	۰/۳۲۶	-۰/۰۱۱	نتایج حل عددی مشابه دافر [۱۳]
%۴	%۱۶	%۳۰	درصد خطای حل عددی مشابه دافر
۰/۰۳۷	۰/۳۴۷	-۰/۰۱۵۲	گزارش حل عددی حاضر
%۱۰	%۱۲	%۵	درصد خطای حل عددی حاضر

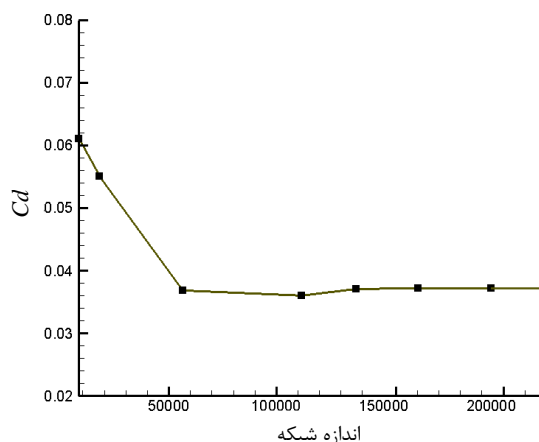
مقایسه ضریب فشار با نمونه تجربی مطابق شکل ۵ می باشد. گرادیان شدید ضریب فشار در این نمودار، تشکیل شوک نرمال قوی، روی مرکز ایرفویل را به خوبی نشان می دهد.



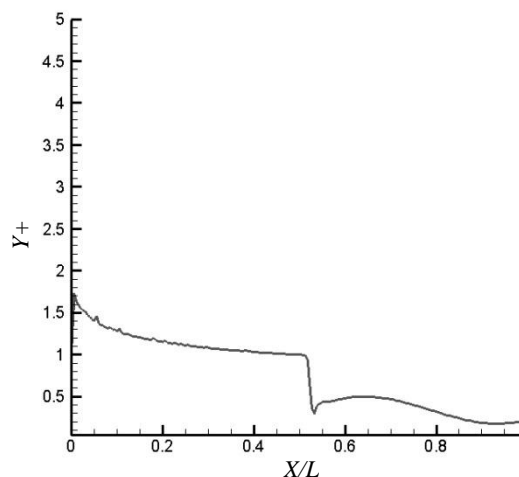
شکل (۴): مقایسه ضریب فشار با نتایج تجربی (ماخ ۰/۸، زاویه حمله ۲/۲۶).

در ادامه ضریب پسا در بازه تغییرات زاویه حمله بین ۰ تا ۵ درجه با نتایج هریس مقایسه و در شکل (۵) ارائه شده است. ضریب پسا کار عددی حاضر نیز اختلاف قابل قبولی با کار تجربی دارد و این اعتبارسنجی مدل سازی عددی را تایید می کند.

شوک و جدایش جریان، در محدوده مناسب (مقدار یک و کم تر از یک [۲۱]) برای مدل آشفتگی اسپالارت آماراس قرار دارد.



شکل (۳): بررسی استقلال از شبکه با بررسی ضریب پسا.



شکل (۳): بررسی تغییرات Y+ روی سطح بالایی ایرفویل.

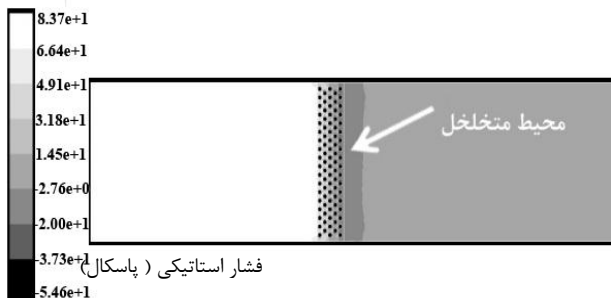
مقایسه نتایج حل عددی با حل تجربی مطابق جدول ۱ می باشد. یکی از علل اختلاف بین نتایج این مقاله و نتایج تجربی خطای حل عددی می باشد. از جمله خطاهای عددی می توان به مواردی چون استفاده از مدل سازی آشفتگی، تاحدودی افزایش کجی^۱ و ضریب منظر^۲ شبکه در نواحی بالادست ایرفویل، خطای دیفیوژن عددی (که در هر حل عددی موجود است [۲۳])، خطای گرد کردن کامپیوتر و خطای پراکندگی^۳ (که مختص گسسته سازی مرتبه ۲ است) اشاره

1- Skewness
2- Aspect Ratio
3- Dissipation

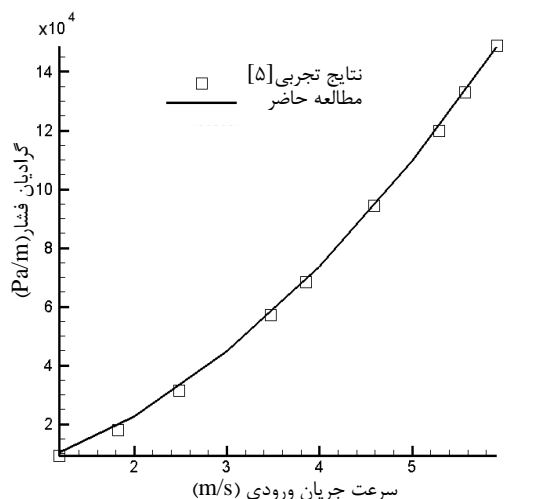
باتوجه به نتایج تجربی، مقادیر k_1 و k_2 مطابق رابطه (۱) برای محیط متخلخل مورد بررسی، به ترتیب $5/52 \times 10^{-5}$ و $4/23 \times 10^{-4}$ می باشد [۲۴].

مدل سازی دوبعدی محیط متخلخل با استفاده از آرایش ریزدانه‌ها با قطر $1/55$ میلی‌متر و با شدت تخلخل $0/7$ مطابق آزمایش تجربی صورت گرفته است. شبکه مورد بررسی به صورت بلوک بندی شده با شبکه بی‌سازمان بسیار ریز در اطراف ریزدانه‌های متخلخل و شبکه باسازمان در مابقی دامنه حل با مجموع تعداد $34,648$ سلول می باشد.

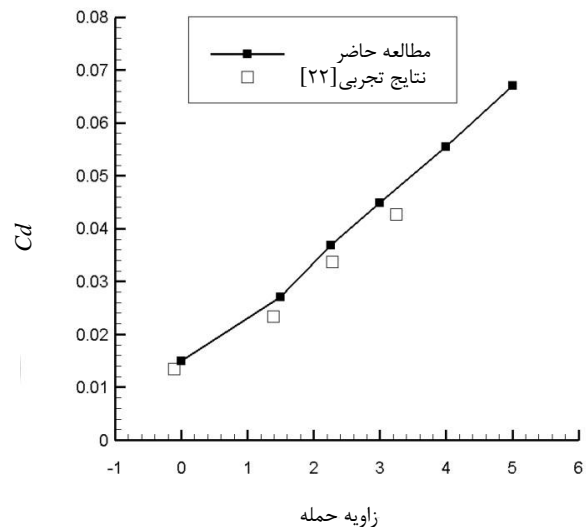
کانتور فشار برای این حل عددی در حالت سرعت ورودی 4 متر بر ثانیه مطابق شکل ۷ و مقایسه نتایج تجربی و عددی با بررسی نمودار تغییرات گرادیان فشار در برابر سرعت ورودی مطابق شکل ۸ می باشد.



شکل (۶): کانتور فشار حل عددی محیط متخلخل در مسیر جریان.



شکل (۷): مقایسه نتایج عددی و تجربی محیط متخلخل در مسیر جریان و مقایسه با کار تجربی [۵].



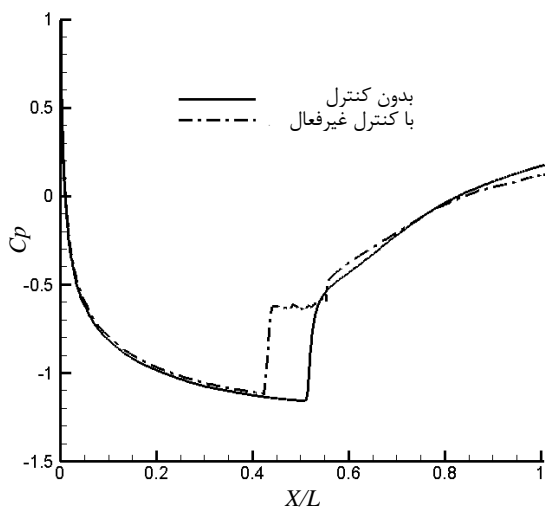
شکل (۸): بررسی تغییرات ضریب پسا در برابر زاویه حمله بر روی ایرفویل بدون کنترل و مقایسه با کار تجربی [۲۲].

به منظور اعتباربخشی به مدل سازی عددی عبور جریان از محیط متخلخل، از آزمایشات تجربی ژیونگ^۱ و همکارانش [۵] استفاده می شود. ژیونگ و همکارانش در این کار عددی به محاسبه ضرایب مقاومت اینرسی و ویسکوز و بررسی انتقال حرارت و افت فشار در عبور جریان از فوم سرامیکی به عنوان محیط متخلخل پرداختند.

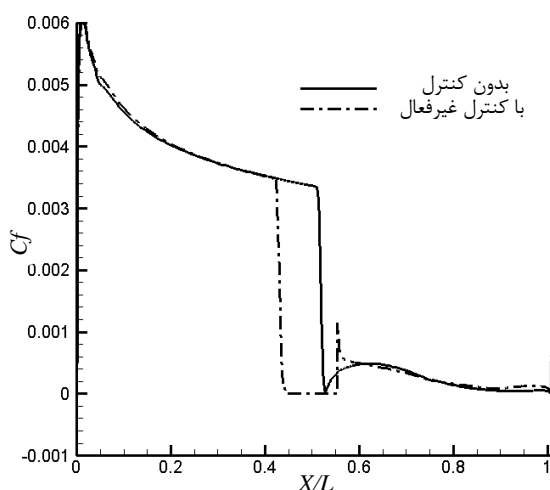
مشکلی که در این بخش در مدل سازی برای حل عددی محیط متخلخل وجود دارد، معادل سازی دوبعدی محیط متخلخل سه بعدی است. بهترین راه برای این معادل سازی استفاده از ریزدانه‌هایی دوبعدی با قطری معادل با سلول‌های تشکیل دهنده محیط متخلخل سه بعدی می باشد. ناکامایا^۲ [۲۴] در مقاله‌ای به بررسی قطر معادل ساختارهای مختلف محیط متخلخل به منظور استفاده در محاسبه عدد رینولدز در محیط متخلخل پرداخته و رابطه‌ای برای آن به صورت زیر ارائه کرده است:

$$d_{eq} = \sqrt{\frac{32k_1}{\varepsilon}} \quad (2)$$

در این رابطه، k_1 ضریب ویسکوز در عبور سیال از محیط متخلخل و ε ضریبی معادل برای ساختار محیط متخلخل است، که ناکامایا [۲۴] از آن استفاده کرده است. قطر به دست آمده از این رابطه برای محیط متخلخل مورد نظر، به عنوان قطر معادل برای ریزدانه‌های دوبعدی لحاظ می شود.



شکل (۱۰): تغییرات ضریب فشار با استفاده از کنترل غیرفعال محیط متخلخل.



شکل (۱۱): تغییرات ضریب اصطکاک بر سطح بالایی ایرفویل با استفاده از کنترل غیرفعال محیط متخلخل.

خطوط جریان در داخل محیط متخلخل نیز مطابق شکل ۱۴، چرخش جریان و حرکت نامنظم جریان در داخل محیط متخلخل را به خوبی نشان می‌دهد.

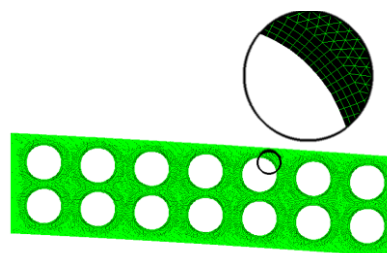
مقایسه ضرایب آیرودینامیکی در حالت ایرفویل با کنترل غیرفعال محیط متخلخل و بدون کنترل غیرفعال مطابق جدول ۲، نشان‌دهنده کاهش ضریب پسا در حدود ۱۶٪ می‌باشد. کاهش ضریب پسا به دلیل کاهش اثرات و شدت شوک و در

نتایج به دست آمده در این بخش انطباق بسیار خوب و با خطای کم نتایج تجربی و حل عددی را نشان می‌دهد. با اطمینان از روش حل عددی که تا این قسمت به دست آمد، به بررسی عددی کنترل تداخل شوک و لایه مرزی با استفاده از محیط متخلخل پرداخته می‌شود.

۴- کنترل شوک با استفاده از محیط متخلخل

در این بخش نمونه هندسی ایرفویل NACA0012 قرار گرفته در جریان با عدد ماخ ۰/۸ و رینولدز ۹ میلیون و با زاویه حمله ۲/۲۶ می‌باشد. محل قرارگیری محیط متخلخل در محدوده بی‌بعدشده بین ۰/۴۵ تا ۰/۵۵ طول وتر ایرفویل، عمق محیط متخلخل ۰/۲۵ ضخامت محلی ایرفویل، میزان تخلخل ۶۸ درصد با ریزدانه‌های به قطر ۰/۰۱ بی‌بعدشده با وتر ایرفویل لحاظ شده است. شبکه در داخل ساختار متخلخل مطابق شکل ۹ می‌باشد.

کانتور عدد ماخ به دست آمده در این بخش (مطابق شکل ۱۰) و نمودارهای ضریب فشار و ضریب اصطکاک (مطابق شکل‌های ۱۱-۱۲) نشان‌دهنده برهم خوردن و از بین رفتن اثرات شوک اولیه و کاهش قدرت آن با استفاده از این روش کنترلی می‌باشد. شوک تضعیف شده به نواحی بالادست و ابتدای سطح متخلخل منتقل شده و عدد ماخ پشت شوک از مقدار ۱/۳۹ به ۱/۳۷ کاهش پیدا کرده است.

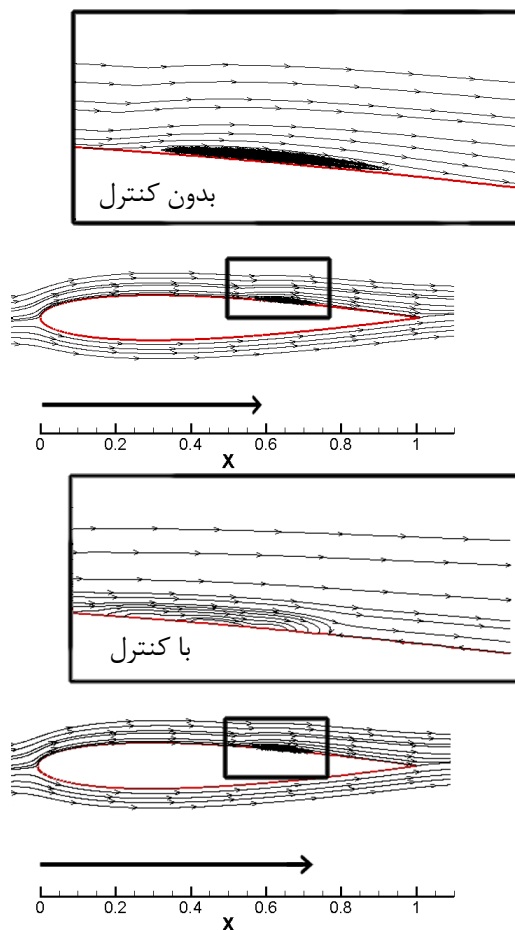


شکل (۸): مش در اطراف محیط متخلخل.



شکل (۹): کانتور عدد ماخ بعد از کنترل غیرفعال.

افزایش ضریب پسا، تحمیل ناپایایی به جریان، ایجاد نوسانات نامنظم و اثرات نامطلوب سازه‌ای ایجاد کند. این حباب تقریباً از ناحیه $0/58$ طول بی‌بعد وتر ایرفویل شروع می‌شود. حرکت این حباب به نواحی بالادست، اثرات نامطلوب آن را بیش‌تر می‌کند. در حالت ایرفویل همراه با کنترل، مکش جریان در پایین‌دست شوک، بازگشت جریان و ناحیه حباب را از بین برده و باعث تعویق آن به نواحی پایین‌دست (تقریباً $0/74$ طول واحد وتر ایرفویل) مطابق شکل ۱۵ می‌شود. همچنین، شکل ۱۵ ضخیم‌شدن لایه مرزی ناشی از مکش و دمش را که منجر به تغییر هندسه می‌شود؛ نشان می‌دهد. همان‌طور که گفته شد این تغییر هندسه در ناحیه شوک، باعث تشکیل تعدادی شوک ضعیف‌تر به جای شوک قوی اولیه در این ناحیه می‌شود.

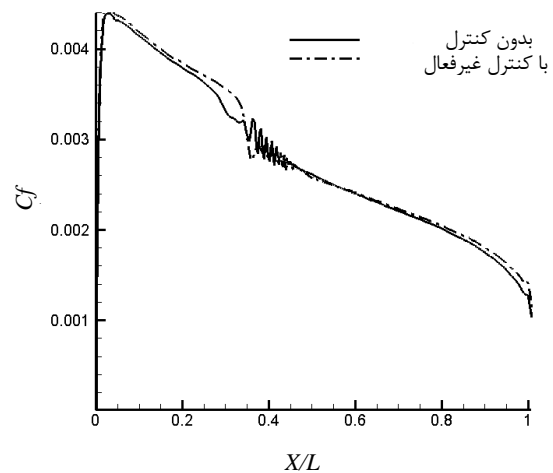


شکل (۱۴): اثر روش کنترلی بر جدایش.

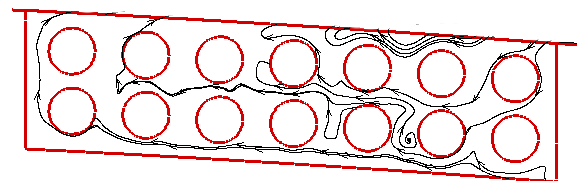
۵- مطالعه پارامتریک

در ادامه این مقاله به مطالعه پارامتریک پدیده با بررسی پارامترهای مربوط به محیط متخلخل پرداخته می‌شود. در این بخش به‌طور مثال اگر اثر تغییر شدت تخلخل را بر ضریب پسا

نتیجه آن کاهش پسای موجی حادث می‌شود. تاوان این از بین رفتن اثرات شوک کاهش ضریب برآ می‌باشد.



شکل (۱۲): تغییرات ضریب اصطکاک بر سطح پایینی ایرفویل با استفاده از کنترل غیرفعال محیط متخلخل.



شکل (۱۳): بردارهای سرعت اطراف ریزدانه‌ها.

جدول (۲): نتایج حل عددی با کنترل غیرفعال محیط متخلخل.

C d			C n	ضرایب با کنترل غیرفعال محیط متخلخل
ویسکوز	فشاری	کل	۰/۲۵۳	
۰/۰۰۴۵	۰/۰۲۷۶	۰/۰۳۲		
ضرایب بدون کنترل غیرفعال			۰/۳۴۷	
۰/۰۰۴۷	۰/۰۳۲۲	۰/۰۳۷		

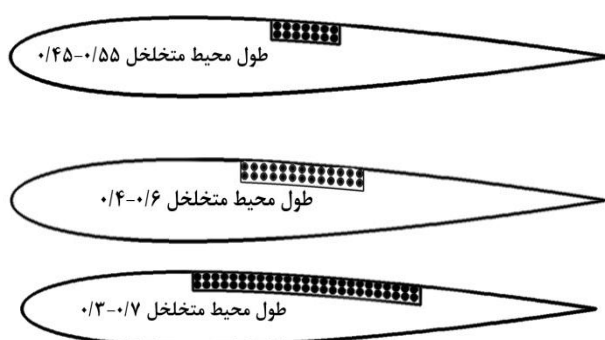
به‌منظور بررسی اثر این روش کنترلی بر حباب ناشی از تداخل شوک و لایه مرزی در پایین‌دست شوک، خطوط جریان در نواحی اطراف ایرفویل و نواحی جدایش رسم می‌شود. تشکیل حباب در پایین‌دست شوک (مطابق شکل ۱۵) نشان‌دهنده چرخش جریان در این ناحیه می‌باشد؛ ترکیب این حباب با گرادیان فشار نامطلوب سطح می‌تواند منجر به جدایش شدید جریان شده و اثرات نامطلوب کاهش شدید ضریب برآ،

سطح زیرین ایرفویل (اصطلاحاً سطح فشار ایرفویل) را نیز تحت تاثیر قرار می‌دهد. به‌طور کلی هرچه قدر تغییرات جریان روی سطح بالایی بیش‌تر باشد، اثر سطح زیرین نمایان‌تر و تاثیر آن بر ضرایب آیرودینامیکی نیز بیش‌تر و قابل توجه می‌شود. در این مطالعه پارامتریک، با محدود کردن طول محیط متخلخل در محدوده کم‌تر از $0.3-0.7$ طول وتر ایرفویل، اثرات سطح زیرین (سطح فشار) قابل صرف نظر می‌باشد.

برخی از پارامترهای تاثیرگذار در این روش کنترلی شامل طول محیط متخلخل، عمق محیط متخلخل، شدت تخلخل، قطر ریزدانه، زاویه حمله، شکل ساختار متخلخل، ساختارهای دوگانه و غیره می‌باشد. باتوجه به مطالب گفته‌شده به مطالعه پارامتریک چند عامل پرداخته می‌شود.

۶- مطالعه پارامتریک طول محیط متخلخل

به‌منظور بررسی پارامتریک طول محیط متخلخل، عمق آن در مقدار 0.3 (بی‌بعدشده با وتر ایرفویل)، محل محیط متخلخل در حالت نیمی از آن در بالادست شوک، قطر ریزدانه در مقدار 0.1 (بی‌بعدشده با وتر ایرفویل) و میزان تخلخل محیط متخلخل 68 درصد ثابت قرار داده می‌شود. پارامتر متغیر در این بخش طول محیط متخلخل می‌باشد که، از مقدار 0.1 (محدوده $0.45-0.55$ بی‌بعدشده با وتر ایرفویل) تا 0.4 (محدوده $0.3-0.7$ بی‌بعدشده با وتر ایرفویل) تغییر می‌یابد. هندسه‌های مربوط به مطالعه پارامتریک این بخش مطابق شکل ۱۷ می‌باشد.



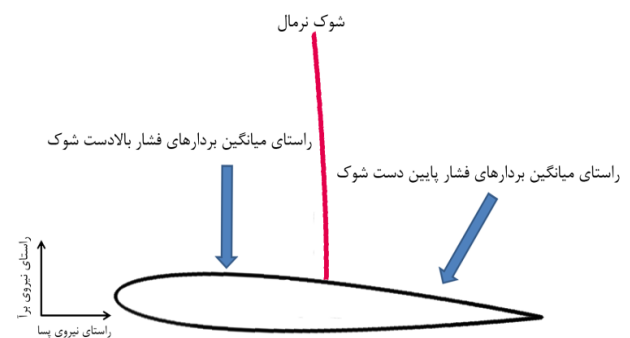
شکل (۱۶): هندسه‌های مربوط به مطالعه پارامتریک طول محیط متخلخل.

با افزایش طول محیط متخلخل، مطابق شکل ۱۷ فشار روی سطح مکش ایرفویل با شدت زیادی افزایش می‌یابد، این

مورد بررسی قرار دهیم، این تغییر باعث تغییر شدت دمش و مکش و در نتیجه تغییر توزیع فشار و تنش برشی می‌شود. تغییر توزیع فشار و تنش برشی باتوجه به هندسه سطح و زاویه حمله، روی ضرایب آیرودینامیکی تاثیرگذار خواهد بود.

به‌طور کلی باتوجه به این‌که ضرایب آیرودینامیکی و تغییرات میدان جریان تحت تاثیر تغییرات پارامترهای کنترلی، از تعامل توزیع فشار و تنش برشی به‌ست می‌آید، این تعامل می‌تواند تغییرات چشم‌گیری در ضرایب آیرودینامیکی ایجاد کند. هدف در اینجا بررسی اثر پارامترهای کنترلی روی توزیع فشار روی یک هندسه نمونه است.

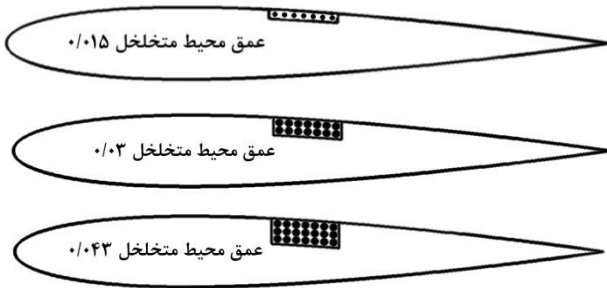
در این مطالعه پارامتریک، شرایط جریان، زاویه حمله و عدد ماخ به‌نحوی تنظیم می‌شود که محل قرارگیری شوک دقیقاً در وسط ایرفویل قرار گیرد. همچنین، در این مطالعه پارامتریک اثر عدد ماخ بررسی نمی‌شود. از میان دیگر پارامترهای تاثیرگذار مورد بررسی، با ثابت کردن تمام پارامترها و فقط تغییر یک پارامتر در بازه مشخص، اثر پارامتر مورد نظر بررسی می‌شود. باتوجه به هندسه ایرفویل NACA0012 و باتوجه به محل قرارگیری شوک، مطابق شکل ۱۶ راستای میانگین بردارهای فشار در پایین‌دست (نسبت به خط عمود)، کمی زاویه‌دارتر از بالادست می‌باشد. بنابراین باتوجه به راستاهای نیروی برآ و پسا و بردارهای فشار در بالادست و پایین‌دست، به‌عنوان مثال در این هندسه، اثر تغییرات فشار پایین‌دست روی ضریب برآ کم‌تر از اثر تغییرات فشار بالادست است و همچنین، اثر تغییرات فشار بالادست روی ضریب پسا در مقابل اثر فشار پایین‌دست ناچیز است.



شکل (۱۵): اثرات هندسه بالادست و پایین‌دست شوک.

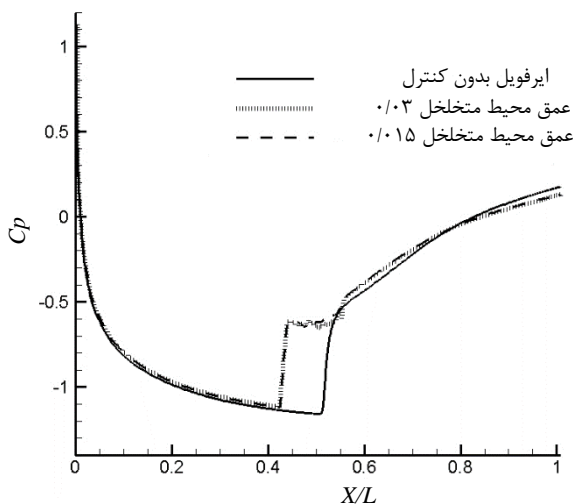
همان‌طور که مشخص است این روش کنترلی بر سطح بالایی ایرفویل (اصطلاحاً سطح مکش ایرفویل) اعمال می‌شود. اما، اعمال این روش کنترلی با تغییر میدان جریان حول ایرفویل،

با وتر ایرفویل) تغییر می‌یابد. هندسه‌های مربوط به مطالعه پارامتریک این بخش مطابق شکل ۱۹ می‌باشد.



شکل (۱۸): هندسه‌های مربوط به مطالعه پارامتریک عمق محیط متخلخل.

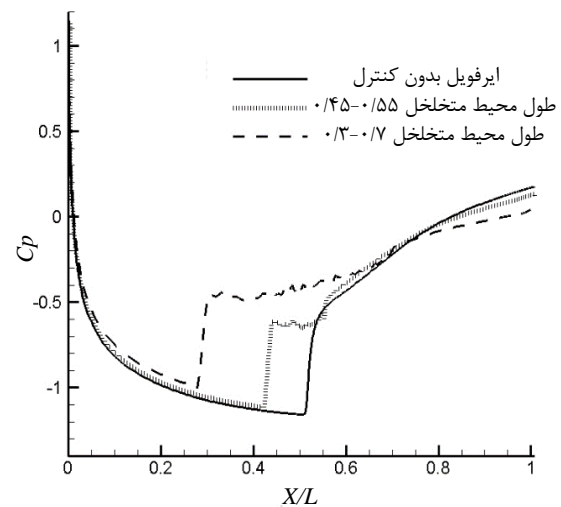
با افزایش عمق محیط متخلخل، مطابق شکل ۲۰، گردایان فشار تغییر چندانی پیدا نمی‌کند. در واقع سطوح پایین ساختار متخلخل (در محدوده مورد بررسی در این مطالعه) تاثیر چندانی بر نواحی بالادست ساختار متخلخل نمی‌گذارد و گردابه‌ها و حرکت جریان در نواحی پایین ساختار متخلخل با عمق‌های متفاوت، نهایتاً منجر به فشار مشخص در بالاترین سطح ساختار متخلخل می‌شود. لازم به ذکر است فشار در بالاترین سطح ساختار متخلخل است که منجر به تغییرات در ماهیت جریان و فشار بر سطح ایرفویل می‌شود.



شکل (۱۹): مقایسه تغییرات ضریب فشار در طول ایرفویل.

باتوجه به میدان جریان به دست آمده در قسمت‌های قبل تغییرات ضرایب آیرودینامیکی مطابق جدول ۴ قابل پیش‌بینی

افزایش فشار باعث کاهش شدید ضریب برآ مطابق جدول ۳ می‌شود. باتوجه به این که افزایش فشار ایجاد شده بسیار بیش‌تر از جهش فشار ناشی از شوک می‌باشد، اثرات افزایش فشار در این ناحیه و تاثیر نواحی میانی و بالادست ایرفویل بر ضریب پسا، بسیار بیش‌تر از کاهش فشار نواحی پایین دست می‌باشد و ضریب پسا افزایش پیدا می‌کند. بنابراین مطابق جدول ۳ با افزایش طول محیط متخلخل، ضریب پسا افزایش و ضریب برآ کاهش می‌یابد.



شکل (۱۷): مقایسه تغییرات ضریب فشار در طول ایرفویل.

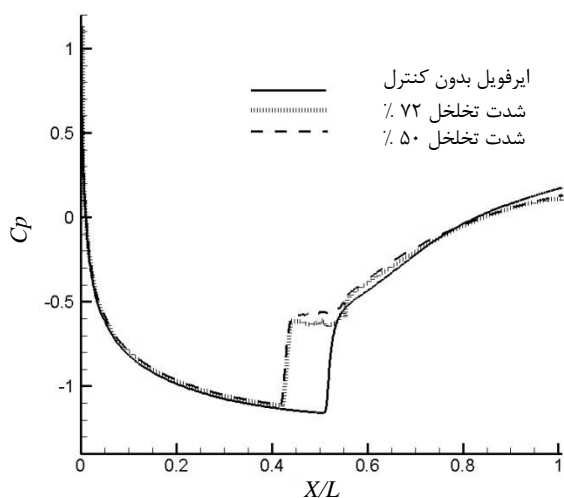
جدول (۳): تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تغییرات طول محیط متخلخل.

Cd	Cl	L/D	طول محیط متخلخل
۰/۰۳۰۲	۰/۲۴۹۱	۸/۲۴	۰/۴۵-۰/۵۵
۰/۰۳۱۸	۰/۲۰۶۳	۶/۴۸	۰/۴-۰/۶
۰/۰۳۳	۰/۰۷۴۲	۲/۲۴	۰/۳-۰/۷

۷- مطالعه پارامتریک عمق محیط متخلخل

به منظور بررسی پارامتریک عمق محیط متخلخل، طول آن در مقدار ۰/۱ (محدوده ۰/۴۵ - ۰/۵۵ بی‌بعد شده با وتر ایرفویل)، محل محیط متخلخل در حالت نیمی از آن در بالادست شوک، قطر ریزدانه در مقدار ۰/۰۱ (بی‌بعد شده با وتر ایرفویل) و میزان تخلخل محیط متخلخل ۶۸ درصد ثابت قرار داده می‌شود. پارامتر متغیر در این بخش عمق محیط متخلخل می‌باشد که از مقدار ۰/۰۱۵ (بی‌بعد شده با وتر ایرفویل) تا ۰/۰۴۳ (بی‌بعد شده

مادون صوت قرار دارد، بنابراین در این ناحیه با افزایش شدت تخلخل و کاهش سطح عبور جریان، فشار کاهش می‌یابد.



شکل (۲۱): مقایسه تغییرات ضریب فشار در طول ایرفویل.

باتوجه به اثرات سطح، کاهش فشار در نواحی بالادست شوک، ضریب برآ را نسبت به شدت تخلخل کم‌تر افزایش داده و کاهش فشار در نواحی پایین‌دست شوک ضریب پسا را نسبت به شدت تخلخل کم‌تر افزایش می‌دهد. بنابراین مطابق جدول ۵ بیش‌ترین ضریب برآ و پسا در شدت تخلخل ۵۰ درصد به‌دست می‌آید.

جدول (۵): تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تغییرات شدت تخلخل محیط متخلخل.

Cd	Cl	L/D	شدت تخلخل محیط متخلخل
۰/۰۳۰۸	۰/۲۳۷۵	۷/۷۰	۵۰
۰/۰۳۱۸	۰/۲۴۹۱	۷/۸۳	۶۸
۰/۰۳۲۲	۰/۲۵۴۹	۷/۹۱	۷۲

۹- مطالعه پارامتریک قطر ریزدانه محیط متخلخل

به‌منظور بررسی پارامتریک قطر ریزدانه محیط متخلخل، طول آن در مقدار ۰/۲ (محدوده ۰/۴-۰/۶ بی‌بعدشده با وتر ایرفویل)، محل محیط متخلخل در حالت نیمی از آن در بالادست شوک، عمق محیط متخلخل در مقدار ۰/۰۳ (بی‌بعدشده با وتر ایرفویل) و میزان تخلخل محیط متخلخل ۶۸ درصد ثابت قرار

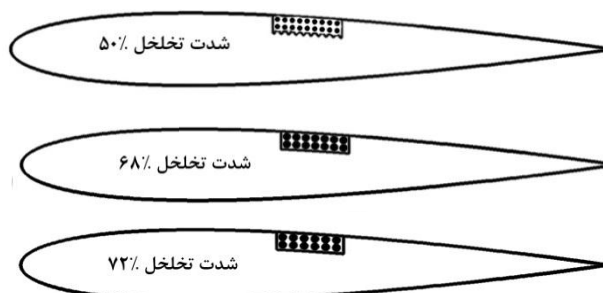
بوده و همان‌طور که مشاهده می‌شود، تغییرات چشم‌گیری در این ضرایب ایجاد نشده و تغییرات بسیار اندک می‌باشد.

جدول (۴): تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تغییرات عمق محیط متخلخل.

Cd	Cl	L/D	عمق محیط متخلخل
۰/۰۳۱۸	۰/۲۴۹۱	۷/۸۳	۰/۰۱۵
۰/۰۳۱۳	۰/۲۴۹	۷/۹۵	۰/۰۳
۰/۰۳۱۹	۰/۲۴۹۱	۷/۸۰	۰/۰۴۳

۸- مطالعه پارامتریک شدت تخلخل محیط متخلخل

به‌منظور بررسی پارامتریک شدت تخلخل محیط متخلخل، طول آن در مقدار ۰/۲ (محدوده ۰/۴-۰/۶ بی‌بعدشده با وتر ایرفویل)، محل محیط متخلخل در حالت نیمی از آن در بالادست شوک، قطر ریزدانه در مقدار ۰/۰۱ (بی‌بعدشده با وتر ایرفویل)، عمق محیط متخلخل در مقدار ۰/۰۳ (بی‌بعدشده با وتر ایرفویل) ثابت قرار داده می‌شود. پارامتر متغیر در این بخش شدت تخلخل محیط متخلخل می‌باشد که از مقدار ۵۰ درصد تا ۷۲ درصد تغییر می‌یابد. هندسه‌های مربوط به مطالعه پارامتریک این بخش مطابق شکل ۲۱ می‌باشد.



شکل (۲۰): هندسه‌های مربوط به مطالعه پارامتریک شدت تخلخل محیط متخلخل.

مطابق شکل ۲۱ افزایش شدت تخلخل محیط متخلخل باعث کاهش فشار در نواحی بالادست شوک و تا حدودی کاهش فشار در نواحی پایین‌دست شوک نیز می‌شود. در نواحی مادون‌صوت، افزایش سطح عبور، باعث کاهش سرعت و افزایش فشار می‌شود. نواحی داخل محفظه، در محدوده جریان

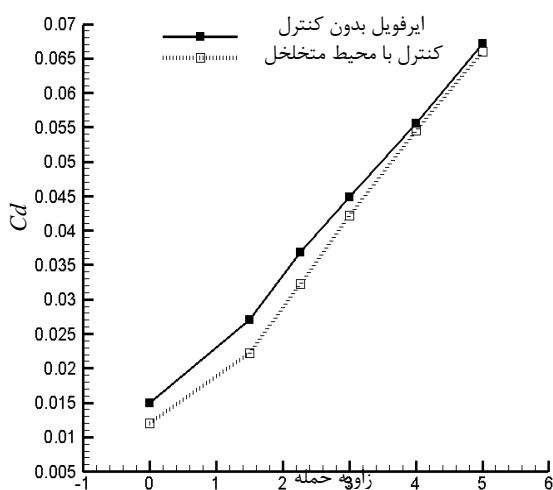
جدول (۶): تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تغییرات قطر ریزدانه محیط متخلخل.

Cd	Cl	L/D	قطر ریزدانه محیط متخلخل
۰/۰۲۹۲	۰/۱۸۷۱	۶/۴۰	۰/۰۰۵
۰/۰۳۰۵	۰/۲۰۶۳	۶/۷۶	۰/۰۱
۰/۰۳۰۸	۰/۲۲۵۷	۷/۳۲	۰/۰۲

۱۰- بررسی اثر زاویه حمله

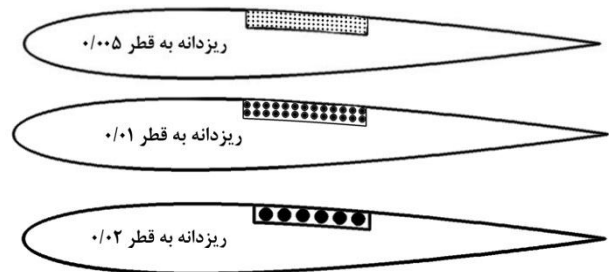
در نهایت اثر زاویه حمله بر این روش کنترلی، مورد بررسی قرار می‌گیرد. عمق محفظه در ۰/۰۳ (بی‌بعدشده با وتر ایرفویل)، محل محیط متخلخل در حالت نیمی از محفظه در بالادست شوک، طول محیط متخلخل در مقدار ۰/۱ (محدوده محفظه ۰/۴۵-۰/۵۵ بی‌بعدشده با وتر ایرفویل)، میزان تخلخل محیط متخلخل ۷۲ درصد، با قطر ریزدانه ۰/۰۱ (بی‌بعدشده با وتر ایرفویل) ثابت شده و زاویه حمله از مقدار ۱/۵ تا ۵ درجه تغییر می‌یابد.

به‌طور کلی اعمال روش کنترلی مطابق شکل ۲۴ باعث کاهش ضریب پسا در تمام بازه زوایای حمله می‌شود. با افزایش زاویه حمله، محل شوک به سمت خارج از محیط متخلخل منتقل می‌شود. بنابراین با افزایش زاویه حمله کاهش ضریب پسا نسبت به زوایای حمله کم‌تر کاهش می‌یابد و در واقع اثر این روش کنترلی کم‌تر می‌شود.



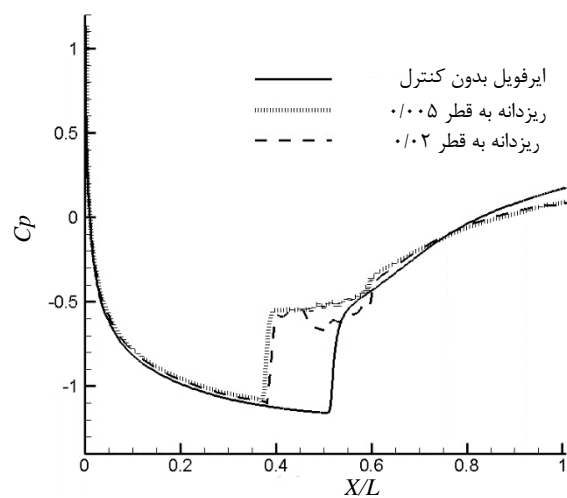
شکل (۲۴): تغییرات ضریب پسا در برابر زاویه حمله با کنترل غیرفعال.

داده می‌شود. پارامتر متغیر در این بخش قطر ریزدانه محیط متخلخل می‌باشد که از مقدار ۰/۰۰۵ تا ۰/۰۲ (بی‌بعدشده با وتر ایرفویل)، تغییر می‌یابد. هندسه‌های مربوط به مطالعه پارامتریک این بخش مطابق شکل ۲۲ می‌باشد.



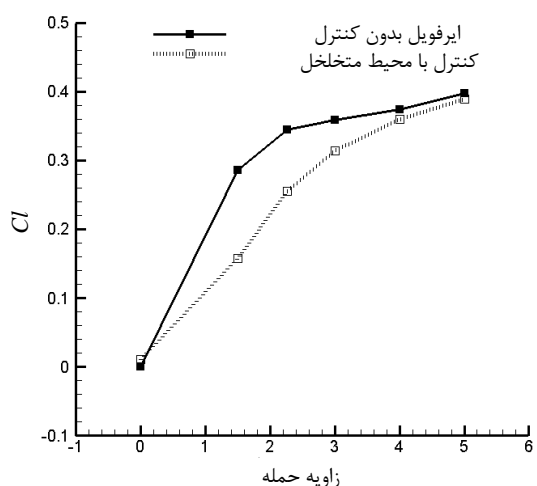
شکل (۲۲): هندسه‌های مربوط به مطالعه پارامتریک قطر ریزدانه محیط متخلخل.

افزایش قطر ریزدانه باعث کاهش فشار در نواحی بالادست شوک و تا حدودی کاهش فشار در نواحی پایین‌دست شوک مطابق شکل ۲۳ می‌شود.



شکل (۲۳): مقایسه تغییرات ضریب فشار در طول ایرفویل.

باتوجه به اثرات سطح، کاهش فشار در نواحی بالادست شوک، ضریب برآ را نسبت به قطر ریزدانه کم‌تر، افزایش داده و کاهش فشار در نواحی پایین‌دست شوک ضریب پسا را نسبت به قطر ریزدانه کم‌تر، افزایش می‌دهد. بنابراین مطابق جدول ۶ بیش‌ترین ضریب برآ و پسا در قطر ریزدانه ۰/۰۲ به‌دست می‌آید.

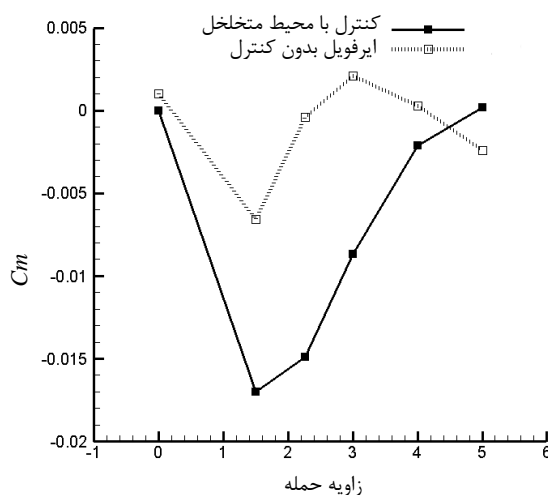


شکل (۲۶): تغییرات ضریب برآ در برابر زاویه حمله با کنترل غیرفعال.

۱۱- نتیجه گیری

در این مقاله به مدل‌سازی عددی استفاده از ساختارهای متخلخل در کاهش اثرات شوک و اثرات تداخل شوک و لایه مرزی پرداخته شد. نتایج به دست آمده در این مقاله نشان داد ساختارهای متخلخل با مکانیزم افزایش سطح عبور و با ترکیب مکش و دمش که منجر به تغییر الگوی جریان نزدیک سطح می‌شود، اثرات شوک و جهش مشخصه‌های جریان ناشی از آن را کاهش می‌دهد. نتایج نشان داد با کاهش اثرات شوک، یکنواخت شدن توزیع فشار بر روی سطح و کاهش پسای موجی ضریب پسای کل با استفاده از محیط متخلخل در حدود ۲۰ درصد کاهش می‌یابد. همچنین، شوک تضعیف شده به نواحی بالادست ایرفویل و ابتدای محیط متخلخل منتقل شده و عدد ماخ پشت شوک در حدود ۱۰ درصد کاهش پیدا می‌کند. با کاهش اثرات تداخل شوک و لایه مرزی حباب جدایش از ۰/۵۸ وتر ایرفویل به ۰/۷۳ تعویق پیدا می‌کند. کارایی این روش کنترلی به عوامل مختلفی از جمله پارامترهای هندسی بستگی دارد. بدین منظور در این کار عددی به بررسی اثر عمق، طول، شدت تخلخل و قطر ریزدانه محیط متخلخل و همچنین، اثر زاویه حمله بر این روش کنترلی پرداخته شد. در این مقاله همچنین، به اعتباربخشی روش مدل‌سازی هندسی ساختار متخلخل پرداخته شد. اعتباربخشی مدل‌سازی هندسی ساختارهای متخلخل در مقابل استفاده از شرایط مرزی پرش فشار، در دادن دید فیزیکی بهتر از جریان در ساختار متخلخل در این روش کنترلی بسیار کمک می‌کند. در این مقاله

اعمال این روش کنترلی مطابق شکل ۲۵، ضریب ممان پیشی را از مقادیر منفی به سمت مقادیر مثبت سوق می‌دهد. اگر افزایش زاویه حمله به عنوان یک اغتشاش در نظر گرفته شود، ایرفویل، به عنوان یک جسم پرنده در صورتی پایدار است که در برابر اغتشاش اعمال شده ممان پیشی در خلاف جهت وارد نماید. تشکیل شوک بر روی ایرفویل و تشکیل ناحیه کم-فشار در نواحی بالادست سطح مکش ایرفویل و ناحیه پرفشار در نواحی پایین دست سطح مکش ایرفویل ممانی در خلاف جهت پایداری بر ایرفویل وارد می‌کند. اعمال روش کنترلی باعث اعمال ممان پایداری (با مقدار منفی کم‌تر) بر روی ایرفویل می‌شود. از طرف دیگر هرچقدر بازه تغییرات ممان پیشی در برابر تغییرات زاویه حمله ایرفویل کم‌تر باشد، نوسانات و اغتشاشات وارد بر ایرفویل کم‌تر است. مطابق شکل ۲۵ اعمال این روش کنترلی باعث کاهش این بازه می‌شود.



شکل (۲۵): تغییرات ضریب ممان پیشی در برابر زاویه حمله با کنترل غیرفعال.

همان‌طور که در بخش‌های قبلی توضیح داده شد این روش کنترلی باعث کاهش ضریب برآ می‌شود. که این تغییرات مطابق شکل ۲۶، با تغییرات زاویه حمله همچنان برقرار است. با افزایش زاویه حمله و حرکت نقطه جدایش به نواحی بالادست ایرفویل، این روش کنترلی با کاهش اثرات جدایش، عملکرد موثر خود را به خوبی نشان می‌دهد.

14. Doerfer, P. and Szulc, O. "Passive Control of Shock Wave Applied To Helicopter Rotor High-Speed Impulsive Noise Reduction", Institute of Fluid-Flow Machinery Polish Academy Of Sciences, Vol. No. 3, pp. 297-305, 2010.
15. Nagamatsu, H.T., Dyer, R., Troy, N. and Ficarra, R.V. "Supercritical Airfoil Drag Reduction by Passive Shock Wave/Boundary Layer Control in the Mach Number Range 0.754", AIAA, Vol's. 85-0207, 1985.
16. Riazi, M. and Vazirnia, S. "Introduction to Oil and Gas Reservoir Engineering", Sharif University, First Edition, 2009 (In Persian).
17. Hansbo, S. "Consolidation of Clay with Special Reference to Influence of Vertical Sand Drains", Proceedings, Swedish Geotechnical Institute, 18, 1960.
18. Mitchell, J.K. "Fundamentals of Soil Behavior", Wiley, New York, 1976.
19. Heirani Nobari, M. and Ghaedi, B. "Numerical Simulation of Flow in Porous Media Confined between Two Parallel Plates with Constant and Variable Porosities", The 13th Int. Mech. Eng. Isfahan University, 2005 (In Persian).
20. Bell, F.G. "Some Petrographic Factors Relating to Porosity and Permeability in the Fell Sandstone of Northumberland", Quarterly J. Eng. Geology, Vol. 11, pp. 113-126, 1978.
21. Shojaii Fard, M. and Tahani, M. "Introduction to Turbulent Flow and Its Modeling", Iran University of Science and Technology, First Ed., 2011 (In Persian).
22. Harris, C.D. "Two-dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil. in the Langley 8-Foot Transonic Pressure Tunnel", NASA Technical Memorandum, 81927, 1981.
23. Carey, C., Scanlon T.J., and Fraser. S.M. "SUCCA- An Alternative Scheme to Reduce the Effects of Multidimensional False Diffusion", Appl. Math Modelling, Vol. 17, 263-270, 1993.
24. Nakayama, A., Kuwahara, F., and Sano, Y. "Concept of Equivalent Diameter for Heat and Fluid Flow in Porous Media", AIChE J., Vol. 53, No. 3, pp. 732-736, 2007.
- همچنین، نشان داده شد که توان این کاهش اثرات شوک، کاهش ضریب برآ می‌باشد.
- ### ۱۲- مراجع
1. Biot, M.A. "Theory of Propagation of Elastic Waves in a Fluid-Saturated Porous Solid, a: Low-Frequency Range & High-Frequency Range", J. Acoust. Soc. Am., Vol. 28, No. 2, pp. 168-191, 1956.
 2. Yoshizawa, Y., Sasaki, K., and Echigo, R. "Analytical Study the Structure of Radiation Controlled Flame", Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 31, No. 2, pp. 311-319, 1988.
 3. Zhou, X.Y. and Pereira, J.C.F "Numerical Study of Combustion and Pollutions Formation in Inert Non-homogenous Porous Media", Combustion Science & Technology, Vol. 130, No's. 1-6, pp. 335-364, 1997.
 4. Tsinker, G.P. "Port Engineering; Planning Construction", Maintenance and Security, John Wiley & Sons, N. J., 2004.
 5. Zhiyong, W., Cyril, B.C., Fengwu, B., Flamant, G., Wang A.Z., Zhang, C.J., and Tian, C.C. "Experimental and Numerical Studies of the Pressure Drop in Ceramic Foams for Volumetric Solar Receiver Applications", Laboratory of Solar Thermal Energy and Photovoltaic System, Institute of Electrical Engineering, CAS, Beijing, China, 2009.
 6. Gad, M. "Modern Developments In Flow Control", Department of Aerospace & Mechanical Engineering, Applied Mechanics Reviews, Vol. 49, No. 7, pp. 365-379, 1996.
 7. Inger, G.R. and ZEE, S. "Transonic Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction with Suction or Blowing", J. Aircr., Vol. 15, No. 11, pp. 750-754, 1978.
 8. Bahi, L. "Passive Shock Wave/Boundary Layer Control for Transonic Supercritical Airfoil Drag Reduction", PhD. Thesis, Mechanical & Aerospace Department Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York, 1982.
 9. Raghunathan, S. "Passive Control of Shock-Boundary Layer Control", Aerospace Sci., Vol. 25, No. 3, pp. 271-296, 1988.
 10. Mabey, D.G. "Flow Unsteadiness and Model Vibration in Wind Tunnels at Subsonic and Transonic Speeds", ARC CP 1155, 1971.
 11. Krogmann, P., Stanewsky, E., and Theide, P. "Effect of Suction on Shock/Boundary Layer Interaction and Shock Induced Separation", J. Aircr. Vol. 22, No. 1, pp. 37-42, 1985.
 12. Raghunathan, S. "Pressure Fluctuation Measurements with Passive Shock/Boundary Layer Control", AIAA J., Vol. 25, No. 4, pp. 626-628, 1987.
 13. Doerfer, P. and Szulc, O. "Shock Wave Smearing By Wall Perforation", Arch. Mech, Vol. 58, No. 6, pp. 543-573, 2006.