



## مطالعه پارامتری کنترل غیرفعال تداخل شوک و لایه مرزی بر ایرفویل با محفظه و سطح متخلخل در جریان گذر صوتی

مهدی یادگاری<sup>۱</sup> و سیدآرش سیدشمس طالقانی<sup>۲\*</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران

<sup>۲</sup> استادیار، پژوهشگاه هوافضا، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۳/۲۴؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۴/۰۹/۳۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۳/۱۶

### چکیده

در این مقاله، به مدل‌سازی عددی کنترل جریان روی یک ایرفویل NACA0012 به کمک سطح متخلخل در شرایط گذر صوتی پرداخته می‌شود. حل جریان به صورت آشفته و در شرایط جریان پایا است. بر اساس نتایج، استفاده از سطح متخلخل سبب می‌شود که اثر شوک نرمال قوی تشکیل شده روی سطح ایرفویل تضعیف شده، ضریب پسا حدود ۲۱ درصد کاهش یابد. این روش، همچنین باعث تعویق جدایش جریان می‌شود. البته تاوان این از بین رفتن اثرات تداخل شوک و لایه مرزی، کاهش ضریب برآ است. در این مقاله، به بررسی تاثیر این روش کنترلی بر ضریب برآ و پسا به طریقه مدل‌سازی هندسی سطح متخلخل پرداخته می‌شود. کارایی این روش کنترلی به عوامل مختلفی از جمله، پارامترهای هندسی بستگی دارد. بدین منظور در این مطالعه، پارامتری به صورت دو بعدی به بررسی عمق محفظه، محل قرارگیری محفظه، طول محفظه، تعداد حفره سطح متخلخل و شکل هندسی محفظه پرداخته می‌شود. در نهایت، نتایج مطالعه پارامتری پدیده نشان دهنده بهینه‌ترین عمق با  $0.7$  ضخامت ایرفویل، بهینه‌ترین حالت در قرارگیری محفظه در حالت سه چهارم محفظه در بالادست شوک، طول بهینه محفظه به اندازه  $0.2$  طول وتر ایرفویل است. بررسی شکل هندسی محفظه‌های مختلف نشان می‌دهد که بهینه‌ترین شکل هندسی محفظه، به شکل رمپ است.

**کلمات کلیدی:** کنترل جریان؛ کنترل شوک؛ تداخل شوک و لایه مرزی؛ مطالعه پارامتری.

## Numerical Study of Shock-Boundary Layer Interaction on an Airfoil with Cavity and Porous Surface: Passive Control and Parametric Investigation in a Transonic Flow

M. Yadegari<sup>1</sup>, A. Shams Taleghani<sup>2,\*</sup>

<sup>1</sup> MSc. Student, Aerospace Eng., Aerospace Research Institute, Tehran, Iran.

<sup>2</sup> Assist. Prof., Aerospace Research Institute, Tehran, Iran.

### Abstract

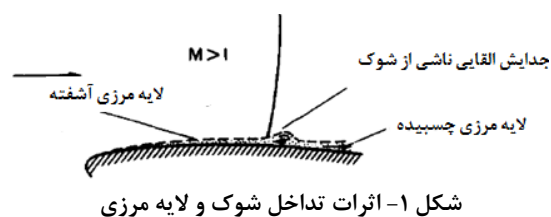
This paper studies numerically the problem of flow control on NACA0012 airfoil with porous surface in transonic flow. The flow is assumed turbulent and stationary. Results show that the normal shock intensity on airfoil surface is weak and consequently, the drag coefficient decrease 21 percent. This passive method also postpones the separation point. The penalty of this inappropriate effects reduction is lift reduction. The effects of this flow control method on lift and drag coefficients are investigated in this paper via geometric modeling of the porous surface. The efficiency of this method depends on various factors like as geometric parameters. For this purpose, we investigate the effects of cavity depth, cavity location, cavity length, number of porous surface holes and cavity shape in this parametric study. Finally the results of the parametric study show the optimum of cavity depth is 0.7 of the airfoil thickness, the optimum location of cavity is then 75% of the cavity length is located in upper side of shock wave, and the optimum length of cavity is 0.2 of chord. Study of geometric shapes of different cavities shows that optimum shape of cavity is ramp.

**Keywords:** Flow Control; Shock Control; Shock-Boundary Layer Interaction; Parametric Study.

## ۱- مقدمه

کنترل شوک و تقلیل اثرات نامطلوب ناشی از تداخل آن با لایه مرزی، یکی از زیر شاخه‌های مهم علم کنترل جریان است. به طور کلی، کنترل جریان کوششی است، در جهت تغییر مشخصه یک سیال یا تغییر وضعیت میدان جریان به هر صورت دلخواهی که مد نظر ما باشد [۱]. 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 تئوری در این زمینه انجام شده است. این مطالعات بیشتر در محدوده جریان‌های گذر صوتی بوده است [۲].

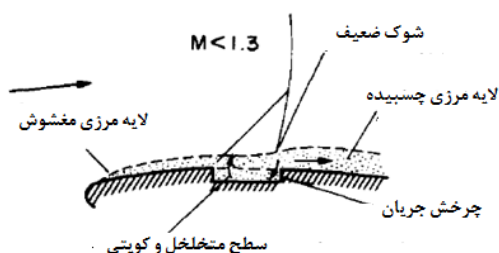
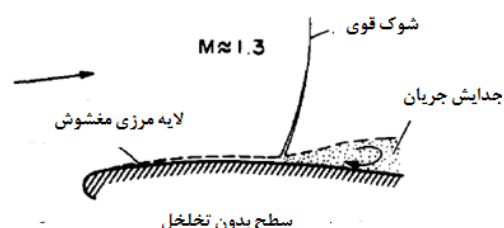
شکل‌گیری شوک، سبب ایجاد یک پسای فشاری اضافی به نام پسای موجی روی سطح ایرفویل می‌شود. همچنین شوک، یک گرادیان فشار معکوس روی لایه مرزی تحمیل می‌کند. این پدیده منجر به جدایش جریان می‌شود. جدایش لایه مرزی مطابق شکل ۱، می‌تواند به شکل یک حباب باشد که با افزایش قدرت شوک گسترش می‌یابد. ناپایداری مربوط به جدایش جریان نیز، یکی دیگر از مشکلات ناشی از تداخل شوک و لایه مرزی است که می‌تواند سطح بالایی از نوسانات نامنظم و جابجایی شوک را ایجاد کند که بسیار مخرب است [۳].



شکل ۱- اثرات تداخل شوک و لایه مرزی

پایین دست شوک، سبب کاهش اندازه حباب جدایش می‌شود [۲].

ایده اولیه برای کنترل غیرفعال تداخل شوک و لایه مرزی توسط باشنل و وایتکامب<sup>۱</sup> در سال ۱۹۷۹ پیشنهاد شد. این ایده شامل، یک سطح متخلخل و یک محفظه در زیر محل تداخل شوک و لایه مرزی بود (شکل ۲). این روش نشان می‌دهد که تفاوت فشار استاتیکی در دو طرف شوک، جریان داخل محفظه از پایین دست شوک به بالادست آن را نتیجه خواهد داد. در واقع این روش، در حکم یک ترکیب از مکش در پایین دست و دمش در بالادست شوک است. محفظه در واقع ارتباط بین دو طرف شوک را افزایش خواهد داد. این اثرات، منجر به ضخیم شدن سریع لایه مرزی در نزدیک شوک خواهد شد که شوک‌های ضعیف‌تر تولید می‌کند که نتیجه آن پسای موجی کاهش می‌یابد. مکش در پایین دست شوک، همچنین می‌تواند جدایش و ناپایداری مربوط به آن را کاهش دهد [۳].

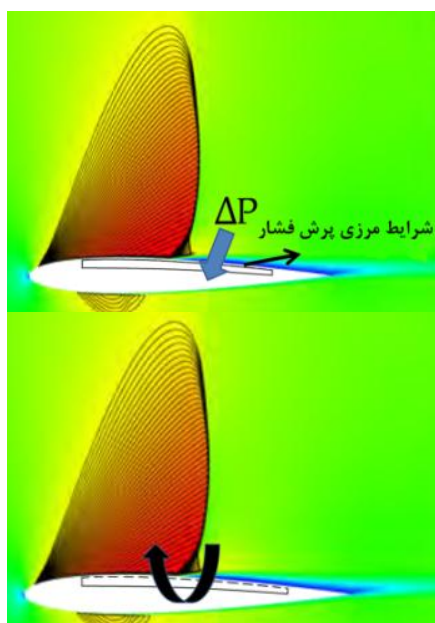


شکل ۲- اثر کنترل غیرفعال محفظه و سطح متخلخل

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

<sup>۱</sup> Bashnell and Whitecomb

جریان در ورودی حفره‌های تشکیل دهنده سطح متخلخل، به طور مشابه به شبیه سازی سطح متخلخل پرداخته است. روش دوم برای شبیه‌سازی سطح متخلخل، مدل‌سازی هندسی سطح متخلخل است. این روش شبیه‌سازی عددی با وجود داشتن مشکلات عدیده در همگرایی و شبکه‌سازی عددی، با توجه به اینکه شباهت زیادی به نمونه‌ها و مدل‌سازی‌های تجربی دارد، می‌تواند در مدل‌سازی دقیق مسئله، دادن دید فیزیکی نسبت به مسئله، بهینه‌سازی عددی و مطالعه پارامتری مسئله (به عنوان مثال، بررسی اثر قطر و محل حفره‌ها روی پدیده) موثرتر باشد.



شکل ۳- مقایسه دو روش مدل‌سازی سطح متخلخل

شالوده مطالعات انجام شده گذشته در این حوزه، نشان‌دهنده کمبود یک مطالعه پارامتری جامع با بررسی دقیق پدیده و توزیع فشار و تنش برشی بر یک هندسه واحد و به طور کلی، کمبود کارهای عددی در این حوزه است. از طرف دیگر، کارهای عددی انجام گرفته (به عنوان مثال کارهای عددی دافر [۱۹-۲۰]) با مدل‌سازی پرش فشار انجام گرفته است که نسبت به مدل‌سازی هندسی، دید فیزیکی کمتری نسبت به مسئله می‌دهد. علاوه بر این کارهای تجربی انجام گرفته در این حوزه با تمرکز بر کاهش پسا، از نگاهی دقیق‌تر به راهکارهایی برای کاهش اثر سوء کاهش برآ در این

بررسی تاثیر کنترل غیرفعال روی پارامترهای آیرودینامیکی [۴-۶]، بررسی کنترل غیرفعال روی ایرفویل، در حوالی زاویه واماندگی و کاهش اثرات واماندگی [۷-۹]، اثر کنترل غیرفعال بر نوسانات نامنظم و کاهش شدت دامنه نوسانات [۱۰-۱۲]، بررسی استفاده از حفره و شکاف گسترده برای ساخت سطح متخلخل با شدت تخلخل ثابت و تاثیر نوع حفره بر کنترل [۱۳ و ۱۷]، بررسی اثر حفره‌های زاویه‌دار و بهبود عملکرد این روش با حفره‌های رو به جلو با زاویه ۶۰ درجه [۱۴]، بررسی کنترل غیرفعال با حل تئوری اغتشاشات کوچک و جریان پتانسیل کامل و ایده استفاده از ایرفویل هم ارز برای کنترل شوک [۱۵-۱۶]، بررسی کنترل غیرفعال با حل معادلات ناویر-استوکس لایه نازک [۱۷-۱۸]، تحلیل عددی کنترل غیرفعال روی مدل ایرفویل NACA0012 و بهبود عملکرد ملخ هلیکوپتر با این روش کنترلی [۱۹-۲۰]، بررسی تغییرات در ماهیت و محل شوک ضعیف شده در کنترل غیرفعال و ثابت ماندن محل شوک و شکل‌گیری شوک به شکل لاندبا با این روش کنترلی [۲۱]، بررسی تاثیرات دم‌ش بر مکش و نشان دادن غالب شدن دم‌ش بر مکش در کنترل غیرفعال [۲۲]، بررسی تلفات در تداخل شوک و لایه مرزی و کاهش تلفات با این روش کنترلی [۲۳].

در حل عددی برای شبیه‌سازی سطح متخلخل مطابق شکل ۳ دو روش وجود دارد: روش اول، استفاده از شرایط مرزی پرش فشاری<sup>۱</sup> است. در این روش، با بهره‌گیری از رابطه‌ای که شامل ضرایبی از مقاومت اینرسی و ویسکوز جریان در عبور از سطح متخلخل است، تغییرات فشار و در واقع جهش فشار در عبور از سطح متخلخل را محاسبه کرده، به شبیه‌سازی عبور جریان از سطح متخلخل پرداخته می‌شود. از جمله معادلاتی که در این زمینه وجود دارد، می‌توان به معادله دارسی<sup>۲</sup> اشاره کرد. استفاده از معادله دارسی در این روش کنترلی، با توجه به آشفته و ناپایا بودن جریان ورودی به سطح متخلخل، خیلی دقیق نمی‌باشد. دافر<sup>۳</sup> [۱۹-۲۰] در مجموعه مطالعات عددی خود در زمینه کنترل غیرفعال با سطح متخلخل، با ارائه معادله‌ای برای محاسبه عدد ماخ

<sup>۱</sup> Pressure Jump

<sup>۲</sup> Darcy

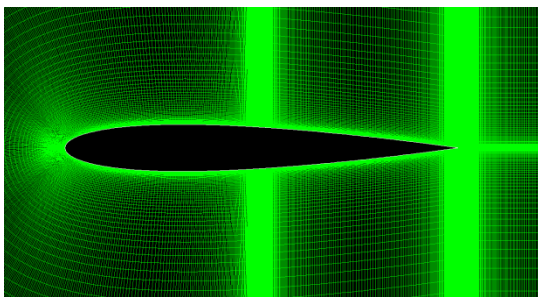
<sup>۳</sup> Doerfer

### ۳- نتایج اعتباربخشی عددی

ایرفویل NACA0012، یکی از پر کاربردترین مدل‌های ایرفویل در آزمایشات تجربی است و تست‌های متعددی با اعداد ماخ و شرایط جریان متفاوت روی آن انجام شده است و اطلاعات آن موجود است. از جمله این آزمایشات تجربی می‌توان به نتایج هریس<sup>۳</sup> [۲۴] در محدوده جریان گذر صوتی اشاره کرد که در این قسمت، به اعتبارسنجی نتایج حاضر با آزمایشات تجربی انجام شده توسط هریس با عدد ماخ ۰/۸ و زاویه حمله ۲/۲۶ می‌پردازیم. این عدد ماخ و زاویه حمله، سبب تشکیل شوک نرمال قوی روی سطح بالای ایرفویل می‌شود [۲۴].

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. این عدد رینولدز بر مبنای طول وتر ایرفویل تعریف شده است. شبکه استفاده شده برای این حل عددی شبکه سازمان یافته (از نوع C شکل) با ریز شدن شبکه در محل شوک و ریز شدن شبکه در نزدیکی دیواره و تعداد سلول ۲۰۰۰۰۰ مطابق شکل ۴ است. شرایط مرزی ورودی جریان، میدان فشار دوردست<sup>۴</sup> و شرایط مرزی سطح ایرفویل دیواره<sup>۵</sup> است.

استقلال از شبکه برای این حل عددی، مطابق شکل ۵ است و در شکل ۶، تغییرات  $Y^+$  به عنوان پارامتر معیار مدل‌سازی درست آشفتگی نشان داده شده است.  $Y^+$  در نزدیکی شوک و جدایش جریان، در محدوده مناسب برای مدل آشفتگی اسپالارت آلماراس قرار دارد.



شکل ۴- شبکه استفاده شده حول ایرفویل

روش کنترلی خودداری کرده‌اند. از این رو در این مقاله با استفاده از روش دوم مدل‌سازی سطح متخلخل (مدل‌سازی هندسی)، به شبیه‌سازی عددی این روش کنترل غیرفعال پرداخته، نتایج با روش اول (شبیه‌سازی لایه مرزی پرش فشار) مقایسه می‌شود. مدل هندسی مورد نظر برای این حل عددی، مدل دوبعدی ایرفویل NACA0012، در محدوده جریان گذر صوتی به صورت پایا است. همچنین در این مقاله، مطالعه پارامتری جامع روی مسئله صورت می‌گیرد.

### ۲- روش و روند حل عددی

در این مسئله، از نرم افزار فلوئنت که از روش حجم محدود استفاده می‌کند، در حل عددی معادلات جریان بهره برده می‌شود. معادلات حاکم بر جریان، معادلات ناویر-استوکس است. حل معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی به صورت ترکیبی<sup>۱</sup>، گسسته‌سازی همه معادلات از مرتبه دو، رژیم جریان آشفتگی و از مدل اسپالارت آلماراس<sup>۲</sup> به عنوان مدل آشفتگی استفاده می‌شود. این مدل، به منظور حل جریان‌های تراکم‌پذیر توسعه داده شده است. با علم به وجود مدل‌های دقیق‌تر، با توجه به اینکه مدل اسپالارت آلماراس یک مدل تک معادله‌ای است، به منظور کاهش هزینه محاسباتی و همگرایی بهتر استفاده شده است.

در این مقاله، ابتدا به اعتباردهی روش حل عددی برای مدل آزمایشی ایرفویل بدون کنترل غیرفعال و مدل آزمایشی ورق متخلخل قرار گرفته در مسیر جریان تونل باد با بررسی استقلال از شبکه و مقایسه با نمونه‌های تجربی موجود پرداخته می‌شود. پس از اطمینان از نتایج به دست آمده، به بررسی عددی کنترل غیرفعال تداخل شوک و لایه مرزی با محفظه و سطح متخلخل شبیه‌سازی شده با روش مدل‌سازی هندسی سطح متخلخل پرداخته، نتایج با نتایج به دست آمده روی هندسه و شرایط مشابه با شبیه‌سازی سطح متخلخل با روش پرش فشار مقایسه می‌شود. پس از اطمینان از مدل‌سازی مناسب مسئله، به مطالعه پارامتری این روش کنترلی پرداخته می‌شود.

<sup>3</sup> Harris

<sup>4</sup> Pressure Farfield

<sup>5</sup> Wall

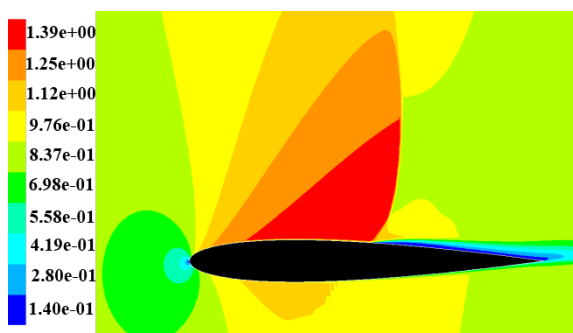
<sup>1</sup> Couple

<sup>2</sup> Spallart Allmaras

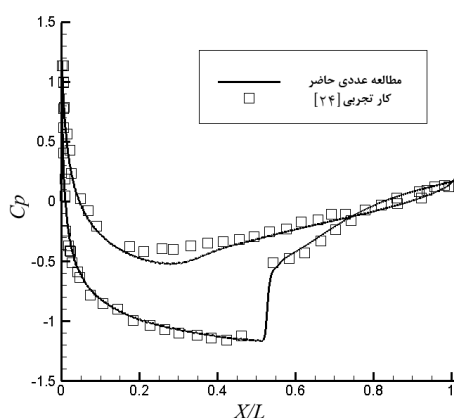
جدول ۱- مقایسه ضرایب آیرودینامیکی

(ماخ ۰/۸، زاویه حمله ۲/۲۶)

	Cd	Cn	Cm
نتایج تجربی هریس [۲۴]	۰/۰۳۳۱	۰/۳۹	-۰/۰۱۶
نتایج حل عددی مشابه دافر [۱۹]	۰/۰۳۴۵	۰/۳۲۶	-۰/۰۱۱
درصد خطای حل عددی مشابه دافر	%۴	%۱۶	%۳۰
گزارش حل عددی حاضر	۰/۰۳۷	۰/۳۴۷	-۰/۰۱۵۲
درصد خطای حل عددی حاضر	%۱۰	%۱۲	%۵

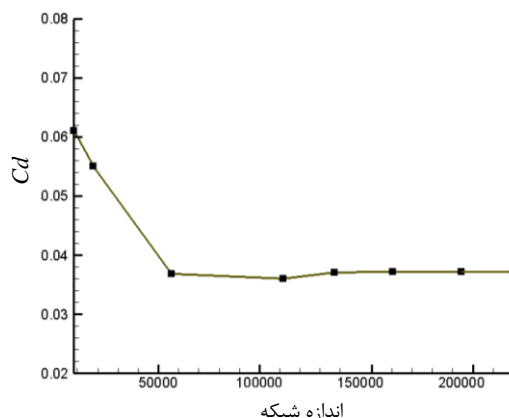


شکل ۷- کانتور عدد ماخ (ماخ ۰/۸، زاویه حمله ۲/۲۶)

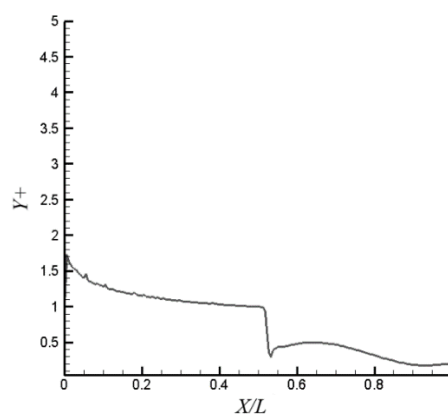


شکل ۸- مقایسه ضریب فشار با نتایج تجربی (ماخ ۰/۸، زاویه حمله ۲/۲۶)

در این بخش، به بررسی عددی تغییر و پرش فشار در عبور از سطح متخلخل با شدت تخلخل ۵۰ درصد قرار گرفته در مسیر تونل باد و مقایسه آن با نتایج آزمایشات تجربی گوای گان<sup>۱</sup> پرداخته می‌شود [۲۵].



شکل ۵- بررسی استقلال از شبکه با بررسی ضریب پسا

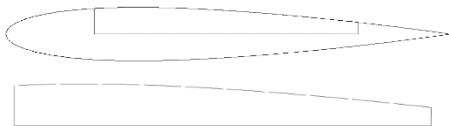


شکل ۶- بررسی تغییرات Y+ روی سطح بالایی ایرفویل

به منظور اعتبار بخشی به نتایج حل عددی، نتایج ضریب پسا (Cd)، نیروی عمودی ایرفویل (Cn) و ضریب ممان (Cm) با نتایج تجربی هریس [۲۴] مقایسه شده است. درصد خطای حل در این حل عددی، تا حدود زیادی قابل قبول است. نتایج به دست آمده از مدل‌سازی عددی این ایرفویل در حالت بدون کنترل، در جدول ۱ ارائه شده است که نتایج حاضر با حل تجربی و حل عددی مشابه مقایسه شده است. کانتور عدد ماخ برای این حل عددی، مطابق شکل ۷ و مقایسه ضریب فشار با نمونه تجربی مطابق شکل ۸ است. شکل ۷، تشکیل شوک نرمال قوی روی مرکز ایرفویل را به خوبی نشان می‌دهد. همچنین انطباق مناسبی از توزیع ضریب فشار بین نتایج کار حاضر با نتایج تجربی در شکل ۸ دیده می‌شود.

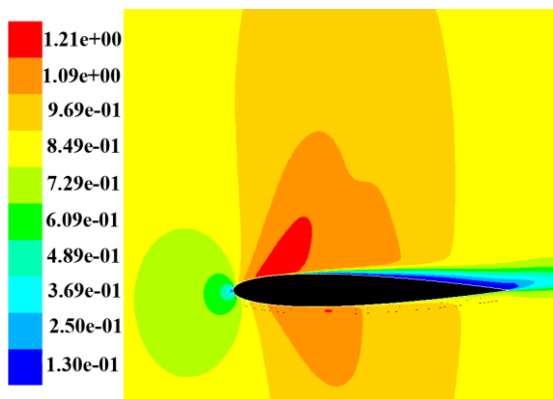
<sup>1</sup> Guohui Gan

محل قرارگیری محفظه و سطح متخلخل به صورت دو بعدی مطابق شکل ۱۰ حد فاصل بین ۰/۲ تا ۰/۸ طول وتر ایرفویل، عمق محفظه به اندازه نصف ضخامت ایرفویل و میزان تخلخل به منظور مقایسه با حل عددی شبیه سازی سطح متخلخل به روش پرش فشار، ۵/۲، ۵ و ۱۰ درصد لحاظ شده است.



شکل ۱۰- هندسه و محل قرارگیری محفظه و سطح متخلخل

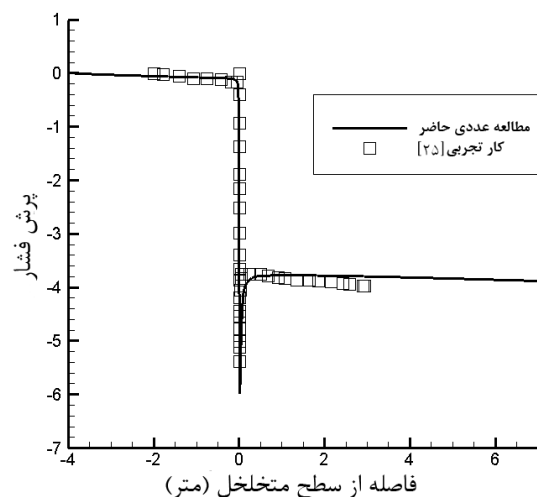
کانتور عدد ماخ به دست آمده همراه با کنترل غیرفعال برای حالت شدت تخلخل ۵ درصد، مطابق شکل ۱۱ نشان‌دهنده برهم خوردن و از بین رفتن اثرات شوک اولیه (شکل ۷) و کاهش قدرت آن است.



شکل ۱۱- کانتور عدد ماخ بعد از کنترل غیرفعال (میزان تخلخل ۵ درصد)

مقایسه ضرایب آیرودینامیکی در حالت ایرفویل با کنترل غیرفعال (با میزان تخلخل‌های متفاوت ۵/۲، ۵ و ۱۰ درصد مطابق جداول ۲، ۳، ۴) و بدون کنترل غیرفعال (مطابق جدول ۱)، نشان‌دهنده کاهش ضریب پسا در حدود ۱۹٪ در شدت تخلخل ۵٪ است. این کاهش ضریب پسا کل به دلیل کاهش اثرات شوک، برهم خوردن توزیع فشار و میدان جریان اولیه در حوالی ایرفویل و در نتیجه کاهش پساى موجی حادث می‌شود. در مطالعات تجربی گذشته در بررسی

شبیه‌سازی سطح متخلخل، به روش مدل‌سازی هندسی صورت گرفته و پارامترهای جریان به منظور انطباق با آزمایش تجربی، به صورتی تنظیم می‌شود که مقدار رینولدز جریان ۳۲۰۰۰۰ به دست آید. در شکل ۹، پرش فشار به طور عددی با نتیجه تجربی گوی‌گان [۲۵] مقایسه شده است. نتایج به دست آمده در این بخش، انطباق خوبی بین نتایج تجربی و حل عددی را نشان می‌دهد و اختلاف کم بین نتایج به دلیل مدل‌سازی دو بعدی در شبیه‌سازی عددی است. به طور کلی، در مدل‌سازی دو بعدی پدیده‌های سه بعدی، اثر رهایی جریان وجود دارد که برخلاف جریان دوبعدی، به جریان سه بعدی اجازه حرکت در راستای سوم را نیز می‌دهد؛ بنابراین این مقدار اختلاف در مدل‌سازی دوبعدی جریان سه بعدی قابل انتظار است.

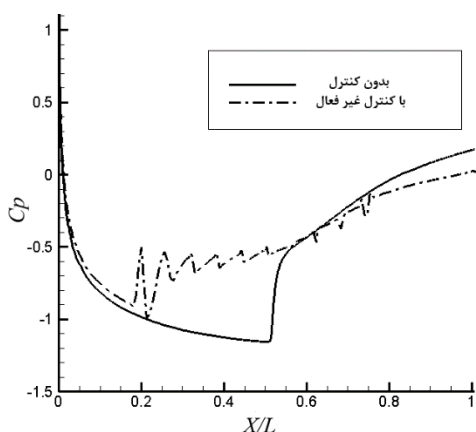


شکل ۹- مقایسه نتایج عددی و تجربی سطح متخلخل در مسیر جریان

با اطمینان از روش حل عددی که تا این قسمت به دست آمد، به بررسی عددی کنترل غیرفعال تداخل شوک و لایه مرزی با استفاده از سطح متخلخل و محفظه و با روش مدل‌سازی هندسی سطح متخلخل پرداخته می‌شود. نمونه هندسی، ایرفویل NACA0012 همراه با محفظه و سطح متخلخل در زیر شوک است. در این روش مدل‌سازی، سطح متخلخل به صورت فضاهای پر و خالی در نرم افزار تولید هندسه مدل‌سازی می‌شود، شرایط مرزی در نواحی متخلخل و داخل محفظه شرایط مرزی دیواره است.

است. با توجه به اینکه افزایش ضریب فشار بالادست وابسته به دمش و کاهش فشار پایین دست، وابسته به مکش است، در این روش کنترلی، اثرات دمش بر مکش غالب است. این نتیجه مطابق نتایج راگوناتان و مابی<sup>۲</sup> است [۲۲]. با توجه به بیشتر بودن میزان افزایش فشار در بالادست شوک، نسبت به میزان کاهش فشار در پایین دست شوک که سبب کاهش ناحیه کم فشار روی سطح می‌شود، کاهش ضریب برآ، قابل توجه است. از طرف دیگر، با از بین رفتن و کاهش اثرات شوک اولیه و یکنواخت شدن توزیع فشار روی سطح، کاهش ضریب پسای فشاری قابل توجه است. شکل ۱۳ نیز، نشان‌دهنده کاهش ضریب اصطکاک در بالادست شوک به دلیل دمش جریان و افزایش ضریب اصطکاک در پایین دست شوک به دلیل مکش است. این افزایش ضریب اصطکاک در پایین دست شوک، سبب کاهش جدایش و تعویق آن می‌شود. از طرف دیگر، با توجه به بیشتر بودن ناحیه کاهش اصطکاک نسبت به ناحیه افزایش اصطکاک، ضریب پسای اصطکاک تا حدود زیادی کاهش می‌یابد.

نتایج به دست آمده در این مقاله، همچنین نشان‌دهنده اختلاف کم نتایج به دست آمده بین روش شبیه‌سازی سطح متخلخل با شرایط مرزی پرش فشار دافر [۱۹] (که با نتایج تجربی اعتباربخشی شده است) و روش مدل سازی هندسی سطح متخلخل مطابق جداول ۲، ۳ و ۴ است. همان‌طور که گفته شد، این روش شبیه‌سازی عددی در مقابل روش شرایط



شکل ۱۲- تغییرات ضریب فشار با کنترل غیرفعال (تخلخل ۱۰٪)

این روش کنترلی نشان داده شده است که با از بین رفتن و کاهش حباب جدایش و ناپایداری ناشی از آن، جابجایی شوک که اثرات مخربی دارد، نیز کاهش می‌یابد [۲۱]. البته تاوان این از بین رفتن اثرات شوک و کاهش پسای، کاهش ضریب برآ است [۱۹]. با مطالعه پارامتری می‌توان این کاهش برآ را به حداقل رساند و حتی با استفاده از آن روی هندسه‌های دیگر، مطابق نتایج راگمن<sup>۱</sup> [۷]، باعث افزایش ضریب برآ با این روش کنترلی شد.

جدول ۲- نتایج حل عددی با کنترل غیرفعال (میزان تخلخل ۲/۵ درصد)

	Cd	Cn
حل دافر به روش پرش فشار سطح متخلخل [۱۹]	۰/۰۲۹۸۶	۰/۱۵۸۰۲
حل به روش مدل سازی سطح متخلخل اختلاف نتایج	۰/۰۳۰۱۹	۰/۱۶۱۲۹
	٪۲	٪۲

جدول ۳- نتایج حل عددی با کنترل غیرفعال (میزان تخلخل ۵ درصد)

	Cd	Cn
حل دافر [۱۹]	۰/۰۳۰۹	۰/۱۲۷۹۶
حل به روش مدل سازی سطح متخلخل اختلاف نتایج به درصد	۰/۰۳۱	۰/۱۳۳۲
	٪۰/۱۶	٪۴/۱

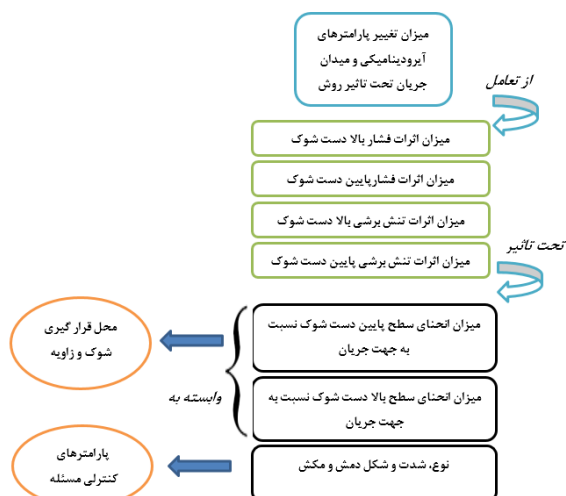
جدول ۴- نتایج حل عددی با کنترل غیرفعال (میزان تخلخل ۱۰ درصد)

	Cd	Cn
حل دافر [۱۹]	۰/۰۳۲۶۳	۰/۱۰۲۷۹
حل به روش مدل سازی سطح متخلخل اختلاف نتایج به درصد	۰/۰۳۱۷	۰/۱۰۴
	٪۳	٪۱/۶

در اینجا، به منظور درک بهتر اثرات این روش کنترلی، به بررسی تغییرات ضریب فشار و ضریب اصطکاک در حالت سطح متخلخل با شدت تخلخل ۱۰ درصد پرداخته می‌شود. با اعمال روش کنترل غیرفعال روی سطح مکش ایرفویل، مطابق شکل ۱۲ ضریب فشار در بالادست شوک افزایش و در پایین دست شوک کاهش می‌یابد. افزایش ضریب فشار در بالادست، بسیار بیشتر از کاهش آن در پایین دست شوک

<sup>2</sup> Raghunathan and Mabey

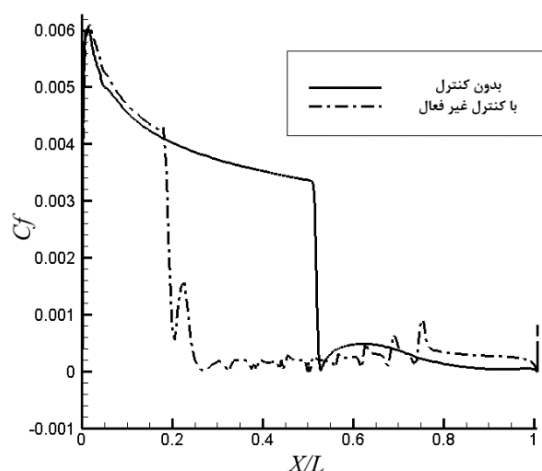
<sup>1</sup> Krogmann



شکل ۱۴- ارتباط پارامترهای کنترلی و محل قرارگیری شوک با تغییرات ضرایب آیرودینامیکی و میدان جریان

در این مطالعه پارامتری، با تنظیم شرایط جریان به نحوی که محل قرارگیری شوک دقیقاً در وسط ایرفویل قرار گیرد و با توجه به زاویه حمله کم جریان (۲/۲۶ درجه)، یکی از پارامترهای تاثیرگذار، یعنی محل قرارگیری شوک و اثرات انحنای مقید می‌شود. از میان پارامترهای تاثیرگذار دیگر مورد بررسی، با ثابت کردن تمام پارامترها و فقط تغییر یک پارامتر در بازه مشخص، اثر پارامتر مورد نظر بررسی می‌شود. با توجه به هندسه ایرفویل NACA0012 و با توجه به محل قرارگیری شوک (در وسط ایرفویل)، مطابق شکل ۱۵ زاویه راستای جریان با شیب متوسط سطح در بالادست شوک نسبت به زاویه راستای جریان با شیب متوسط سطح در پایین دست شوک کوچکتر است؛ بنابراین به عنوان مثال در این هندسه، اثر تغییرات فشار پایین دست روی ضریب برآ، کمتر از اثر تغییرات فشار بالادست است و همچنین اثر تغییرات فشار بالادست روی ضریب پسا در مقابل اثر فشار پایین دست ناچیز است.

این واقعیت که اعمال روش کنترلی بر سطح بالایی ایرفویل با پس فرستادن و خبرسانی جریان بالادست و با تغییرات شرایط و میدان کلی جریان حول ایرفویل، سبب تغییرات در سطح فشار ایرفویل می‌شود، قابل کتمان نیست. نتیجه کلی که در این مقاله از تاثیرات کنترلی غیر فعال موجود در سطح مکش ایرفویل بر سطح فشار ایرفویل گرفته شده است، این است که هر میزان شدت تغییرات در طول



شکل ۱۳- تغییرات ضریب اصطکاک با کنترل غیرفعال (تخلخل ۱۰٪)

مرزی پش فشار با توجه به اینکه شباهت زیادی به نمونه‌های تجربی دارد، می‌تواند در مدل‌سازی دقیق مسئله، دادن دید فیزیکی نسبت به مسئله، بهینه‌سازی عددی و مطالعه پارامتری موثرتر باشد.

#### ۴- مطالعه پارامتری حل با بررسی محفظه

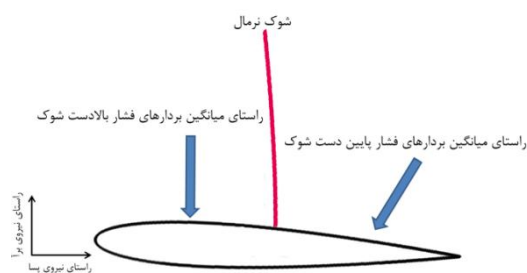
در ادامه این مقاله، به مطالعه پارامتری پدیده با بررسی پارامترهای مربوط به محفظه پرداخته می‌شود. شکل ۱۴، نحوه ارتباط و تاثیر پارامترهای کنترلی و محل قرارگیری شوک را با میزان تغییر ضرایب آیرودینامیکی و میدان جریان نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۱۴ به طور مثال، اگر بخواهیم اثر تغییر شدت تخلخل را بر ضریب پسا بررسی کنیم، این تغییر سبب تغییر شدت دمش و مکش و در نتیجه تغییر توزیع فشار و تنش برشی می‌شود. تغییر توزیع فشار و تنش برشی با توجه به هندسه سطح و زاویه حمله روی ضرایب آیرودینامیکی تاثیرگذار خواهد بود.

به طور کلی با توجه به اینکه ضرایب آیرودینامیکی و تغییرات میدان جریان تحت تاثیر تغییرات پارامترهای کنترلی، از تعامل توزیع فشار و تنش برشی (مطابق شکل ۱۴) به دست می‌آید، این تعامل می‌تواند تغییرات چشمگیری در ضرایب آیرودینامیکی ایجاد کند. قصد ما در اینجا، بررسی اثر پارامترهای کنترلی روی توزیع فشار و توزیع تنش برشی روی یک هندسه نمونه است.



با توجه به کمتر بودن زاویه راستای جریان با شیب متوسط سطح در بالادست شوک نسبت به زاویه راستای جریان با شیب متوسط سطح در پایین دست شوک (مطابق شکل ۱۵)، تغییرات بالادست شوک نقش اساسی‌تری در تعیین ضریب برآ و تغییرات پایین‌دست شوک نقش اساسی‌تری در تعیین ضریب پسا دارد. بنابراین با افزایش عمق، کاهش شدت فشار در بالادست، سبب افزایش ضریب برآ و کاهش شدت فشار پایین دست، سبب افزایش ضریب پسا نسبت به عمق‌های کمتر می‌شود. علاوه بر این مکش بیشتر و افزایش اصطکاک بیشتر در پایین دست شوک در عمق‌های بیشتر، باعث افزایش پسای اصطکاک و همچنین تعویق و کاهش جدایش می‌شود. در نهایت از تعامل مجموع این عوامل مطابق شکل ۱۷ در محدوده عمق‌های کم، با افزایش عمق ضریب پسا افزایش می‌یابد؛ اما شکل ۱۷ نشان‌دهنده ثابت ماندن تغییرات ضریب پسا در برابر عمق محفظه، در محدوده عمق ۰/۳ تا ۰/۸ است. این پدیده در نتایج باهی<sup>۱</sup> [۱۳] نیز مشاهده شده است؛ در واقع در این محدوده، میزان افزایش پسای اصطکاک ناشی از مکش بیشتر، با میزان کاهش پسای موجی ناشی از دمش بیشتر برابر می‌شود؛ در نتیجه در این محدوده، تغییری در ضریب پسای کل حادث نمی‌شود. نتایج شکل ۱۷ همچنین مطابق مطالب گفته شده، نشان‌دهنده افزایش ضریب برآ با افزایش

ناحیه تحت تاثیر شوک بیشتر شود و هرچقدر نظم و طبیعت شوک بیشتر به هم بخورد، سبب تشکیل شوکی نرمال‌تر و قویتر در سطح فشار ایرفویل می‌شود که این شوک، میانگین نیروی فشاری را در سطح زیرین کاهش می‌دهد؛ بنابراین یکی از دلایل کاهش ضریب برآ در استفاده از این روش کنترلی، اثرات کاهش نیروی فشاری سطح فشاری ایرفویل است. در این مطالعه پارامتری، با محدود کردن طول محفظه در محدوده کمتر از ۰/۳-۰/۷ طول وتر ایرفویل، سعی شده است این اثرات حداقل شده، بدین ترتیب محدوده اثرات روش کنترلی به منظور بررسی دقیقتر پدیده به سطح مکش ایرفویل محدود شود؛ بنابراین در این مطالعه پارامتری، با علم به کوچک بودن اثرات سطح فشار ایرفویل، از گزارش آن خودداری شده است و اثر تغییرات پارامترها روی توزیع فشار و تنش را فقط روی سطح مکش ایرفویل بررسی می‌شود.



شکل ۱۵- اثرات هندسه بالادست و پایین‌دست شوک

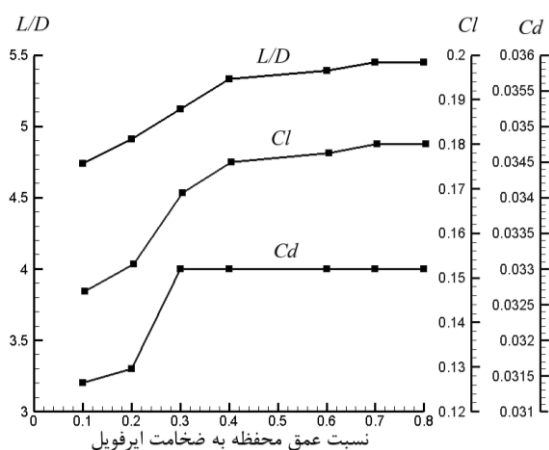
با توجه به مطالب گفته شده، به مطالعه پارامتری چند عامل پرداخته می‌شود.

#### ۴-۱- مطالعه پارامتری عمق محفظه

در ابتدا به بررسی تاثیرات عمق محفظه بر پارامترهای آیرودینامیکی پرداخته می‌شود. برای این منظور طول و محل محفظه را به صورت دو بعدی در محدوده ۰/۳-۰/۷ وتر ایرفویل، میزان تخلخل سطح مکش را ۳۰ درصد قرار داده و عمق محفظه در محدوده ۰/۱ تا ۰/۸ ضخامت ایرفویل مطابق شکل ۱۶ تغییر داده می‌شود.



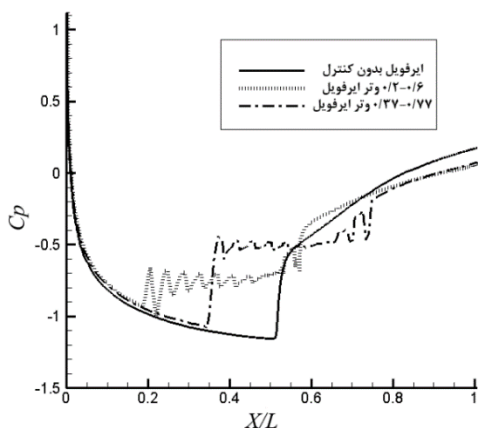
شکل ۱۶- محفظه‌های مختلف استفاده شده در بهینه سازی عمق



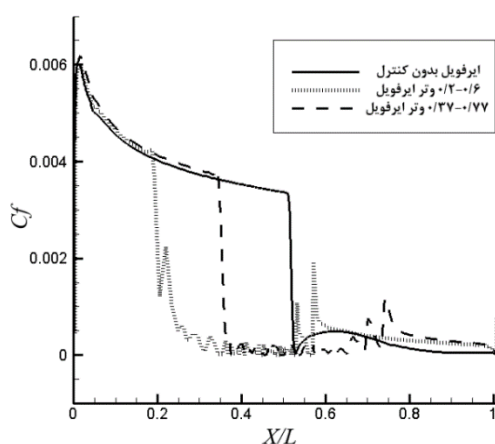
شکل ۱۷- تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تغییرات عمق محفظه

<sup>۱</sup> Bahi

محفظه در بالادست شوک با افزایش نیروی فشاری در بالادست شوک، نیروی برآ مطابق شکل ۲۱ با تغییرات چشمگیری کاهش می‌یابد. از طرف دیگر، با قرارگیری طول بیشتری از محفظه در بالادست شوک، فشار پایین دست شوک افزایش و پسای فشاری کاهش می‌یابد. علاوه بر پسای فشاری، پسای اصطکاکی نیز با جابجایی محفظه به بالادست شوک بیشتر کاهش پیدا می‌کند؛ بنابراین از مجموع این دو عامل، با افزایش طول محفظه در بالادست شوک، مطابق شکل ۲۱ ضریب پسای کل کاهش می‌یابد. در نهایت، با بررسی نسبت نیروی برآ به پسا، مطابق شکل ۲۱ بیشترین نسبت برآ به پسا در حالت  $0.14-0.18$  طول وتر ایرفویل (یک چهارم محفظه در بالادست شوک)، با مقدار  $6/37$  بدست می‌آید.



شکل ۱۹- مقایسه تغییرات ضریب فشار در طول ایرفویل

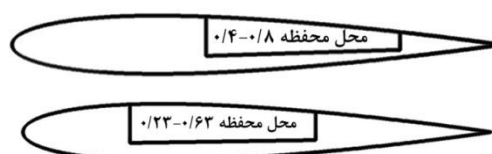


شکل ۲۰- مقایسه تغییرات ضریب اصطکاک در طول ایرفویل

عمق است. در نهایت با بررسی نمودار نسبت برآ به پسا، نمودار در محدوده نسبت عمق به ضخامت ایرفویل  $0.7$ ، در عدد  $5/45$  ثابت باقی می‌ماند و این نقطه، بهینه‌ترین نقطه در این مطالعه پارامتری است.

#### ۴-۲- مطالعه پارامتری محل قرارگیری محفظه

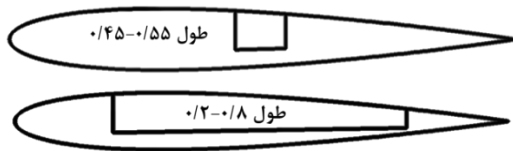
به منظور بررسی پارامتری محل قرارگیری محفظه، عمق محفظه در محدوده  $0.7$  ضخامت ایرفویل، طول محفظه به اندازه  $0.4$  طول وتر ایرفویل و میزان تخلخل سطح رویی  $30\%$  در نظر داده شده، به بررسی ضرایب آیرودینامیکی در ۵ محل مختلف محفظه به صورت دو بعدی پرداخته می‌شود. محل‌های انتخاب شده با توجه به محل قرارگیری شوک (که در وسط وتر ایرفویل قرار دارد) انتخاب شده‌اند و شامل، حالت‌های یک چهارم محفظه در بالادست شوک ( $0.18-0.14$  طول وتر ایرفویل)، یک سوم محفظه در بالادست شوک ( $0.37-0.18$  طول وتر ایرفویل)، دو سوم محفظه در بالادست شوک ( $0.3-0.17$  طول وتر ایرفویل)، و سه چهارم محفظه در بالادست شوک ( $0.23-0.163$  طول وتر ایرفویل) می‌باشند. دو نمونه از هندسه‌های مربوط به این مطالعه پارامتری، مطابق شکل ۱۸ می‌باشند.



شکل ۱۸- دو نمونه هندسه مربوط به مطالعه پارامتری محل محفظه

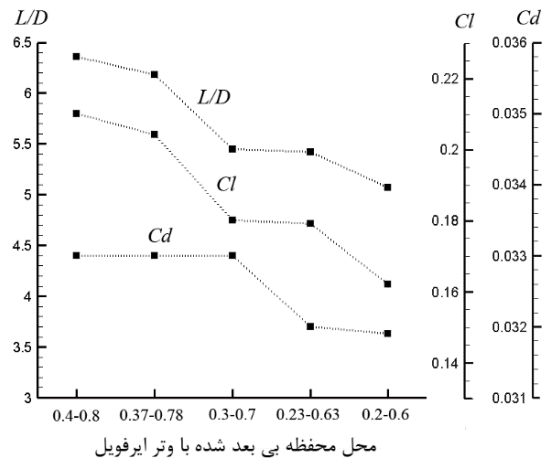
با جابجایی محل قرارگیری محفظه به سمت بالادست شوک، به عبارت دیگر با قرارگیری طول بیشتری از محفظه در بالادست شوک، مطابق شکل ۱۹، نسبت ناحیه افزایش فشار بالادست به ناحیه کاهش فشار پایین دست افزایش می‌یابد. از طرف دیگر مطابق شکل ۲۰، این جابجایی به سمت بالادست شوک، سبب افزایش نسبت ناحیه کاهش ضریب اصطکاک بالادست، به ناحیه افزایش ضریب اصطکاک پایین دست می‌شود؛ در نتیجه با قرارگیری طول بیشتری از

بخش و در واقع محدوده ابتدایی و انتهایی بازه تغییرات، مطابق شکل ۲۲ است.



شکل ۲۲- دو نمونه هندسه مربوط به مطالعه پارامتری طول محفظه

در این بخش با مساوی بودن نسبت‌های فشار و تنش برشی بین بالادست و پایین دست شوک، هندسه بالادست و پایین دست شوک، نقش اساسی‌تری در تعیین ضرایب ایفا می‌کند. همان‌طور که گفته شد، تغییرات فشار بالادست، نقش اساسی‌تری در تعیین ضریب برآ و تغییرات فشار پایین‌دست، نقش اساسی‌تری در تعیین ضریب پسا دارد؛ بنابراین به طور کلی با افزایش طول که موجب افزایش فشار در بالادست شوک در سطح بالایی ایرفویل می‌شود، ضریب برآ کاهش می‌یابد. البته کاهش فشار در پایین‌دست با وجود تاثیر کمتر، باعث افزایش ضریب برآ می‌شود. اهمیت ناحیه پایین دست در محدوده طول‌های کوچکتر (۰/۴-۰/۶) و (۰/۴۵-۰/۵۵) مشخص می‌شود که در این تعامل، تعیین‌کننده بهینه‌ترین حالت برآ مطابق شکل ۲۳ است. در مورد ضریب پسا، به طور کلی با افزایش طول که موجب کاهش فشار در پایین دست شوک نسبت به طول‌های کمتر می‌شود، ضریب پسای فشاری کاهش می‌یابد. در مورد ضریب پسای اصطکاکی، با توجه به غالب بودن ناحیه کاهش ضریب اصطکاک بالادست بر ناحیه افزایش اصطکاک پایین دست، با افزایش طول، ضریب پسای اصطکاکی کاهش می‌یابد. در نهایت در تعامل بین پسای اصطکاکی و پسای فشاری مطابق شکل ۲۳، پسای کلی با افزایش طول محفظه افزایش می‌یابد. این روش کنترلی در محدوده‌های طولی بزرگتر، اثر خود را بر میدان جریان به نحوی دیگر نیز نشان می‌دهد و سبب کاهش اندک پسای فشاری و کاهش برآ می‌شود. با از بین رفتن گسترده طولی اثرات شوک و در واقع گسترش طولی ناحیه تحت تاثیر این روش کنترلی، هنگامی که محفظه در محدوده ۰/۲-۰/۸ وتر ایرفویل قرار دارد، میدان جریان در حوالی ایرفویل برهم خورده، جریان بالادست ایرفویل از این

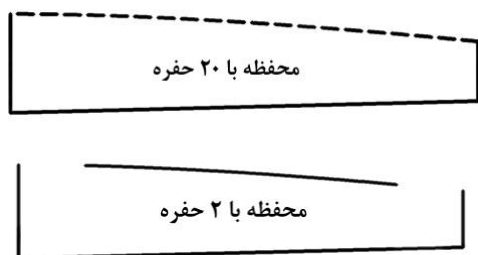


شکل ۲۱- تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تغییرات محل محفظه

به طور کلی نتیجه‌ای که می‌توان از این بخش گرفت، این است که با افزایش ناحیه بالادست محفظه (بخشی از محفظه که در بالادست شوک قرار دارد)، دمش افزایش و اثرات شوک بیشتر کاهش می‌یابد و با افزایش ناحیه پایین دست محفظه، مکش افزایش یافته و با افزایش اصطکاک پوسته، اثرات جدایش کاهش می‌یابد و در نهایت، تعامل این دو با تاثیر بالقوه هندسه سطح، تعیین‌کننده ضرایب آیرودینامیکی است. نکته قابل توجه این است که هندسه در این بررسی پارامتری، در تصمیم‌گیری حالت بهینه بسیار موثر است؛ بنابراین انتخاب حالت بهینه در این بخش، بسیار به نوع هندسه‌ای وابسته است که این روش کنترلی روی آن پیاده می‌شود. با این وجود می‌توان گفت حالتی که به طور نسبی در بهبود کلی اثرات تداخل شوک و لایه مرزی موثر است، حالت قرارگیری نیمی از محفظه در بالادست شوک و نیمی از محفظه در پایین دست شوک است.

#### ۴-۳- مطالعه پارامتری طول محفظه

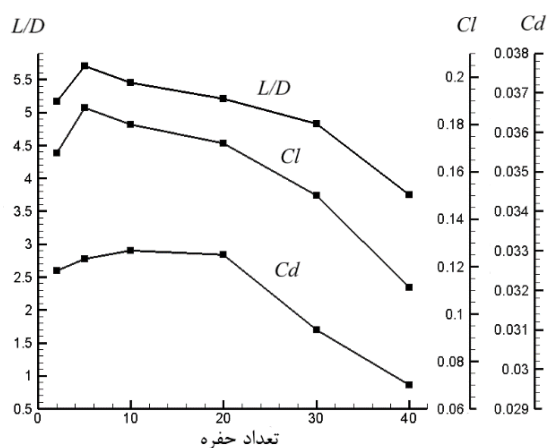
به منظور بررسی پارامتری طول محفظه، عمق محفظه در مقدار ۰/۷ ضخامت ایرفویل، محل محفظه در حالت نیمی از محفظه در بالادست شوک و میزان تخلخل سطح رویی ۳۰ درصد ثابت قرار داده شده، طول محفظه از مقدار ۰/۱ (محدوده ۰/۴۵-۰/۵۵) وتر ایرفویل تا ۰/۶ طول وتر ایرفویل (محدوده ۰/۲-۰/۸) وتر ایرفویل، به صورت دو بعدی تغییر می‌یابد. دو نمونه هندسه مربوط به مطالعه پارامتری این



شکل ۲۴- دونمونه هندسه مربوط به مطالعه پارامتری تعداد حفره محفظه

با کاهش تعداد حفره با میزان تخلخل ثابت، شدت شوک و شدت گرادیان شوک کاهش پیدا می‌کند و مطابق شکل ۲۵، ضریب برآ افزایش می‌یابد. از طرف دیگر، از تعامل افزایش پسای فشاری با کاهش پسای اصطکاکی ناشی از کاهش تعداد حفره‌ها، نمودار تغییرات پسا در برابر تعداد حفره مطابق شکل ۲۵ می‌شود.

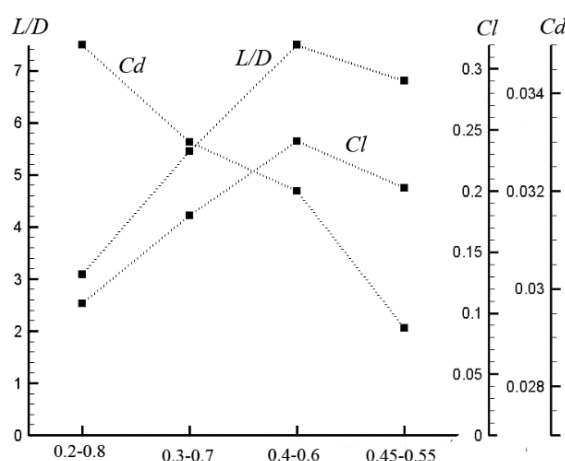
در حالت سطح متخلخل با دو حفره، با توجه به افزایش سطح مقطع حفره و مقاومت مومنتوم جریان اصلی در برابر انتقال مومنتوم دمشی از داخل محفظه، نتایج تغییرات ضریب برآ و پسا، نشان‌دهنده افت در این نقطه است. در نهایت بهینه ترین حالت در این بخش با توجه به نمودار تغییرات ضریب برآ نسبت به پسا، مربوط به حالت ۵ نقطه و با مقدار ۵/۷ است.



شکل ۲۵- تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تعداد حفره سطح متخلخل

تغییرات باخبر می‌شود. این تغییرات بالادست ایرفویل، سبب برهم خوردن توزیع فشار و تنش در سطح زیرین ایرفویل (که تا به اینجا ناچیز بود و نادیده گرفته شده بود) می‌شود که نتیجه کلی آن، کاهش ۱۰ درصدی شدت نیروی فشاری در این سطح نسبت به حالت ایرفویل بدون کنترل است که منجر به کاهش اندک پسای فشاری و کاهش برآی کلی می‌شود؛ بنابراین افت شدید ضریب برآ در این محدوده قابل توجه می‌شود.

در نهایت بهینه‌ترین حالت در این بخش با بررسی بیشترین مقدار نسبت نیروی برآ به پسا، در حالت طول محفظه به میزان ۰/۲ طول وتر ایرفویل (محدوده ۰/۴-۰/۶ وتر ایرفویل) با مقدار ۷/۵ است.

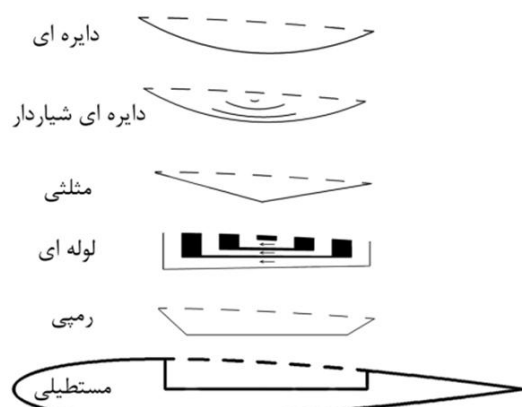


طول محفظه بی بعد شده با وتر ایرفویل

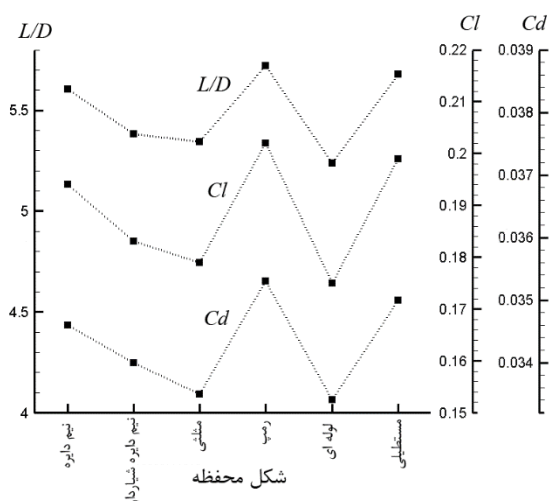
شکل ۲۳- تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تغییرات محل محفظه

#### ۴-۴- مطالعه پارامتری تعداد حفره سطح رویی محفظه

به منظور بررسی پارامتری تعداد حفره سطح رویی محفظه، عمق محفظه در مقدار ۰/۷ ضخامت ایرفویل، محل محفظه در حالت نیمی از محفظه در بالادست شوک، طول محفظه در مقدار ۰/۴ وتر ایرفویل (محدوده محفظه ۰/۳-۰/۷ وتر ایرفویل) و میزان تخلخل سطح رویی ۳۰ درصد ثابت قرار داده شده، تعداد حفره سطح رویی به صورت دو بعدی بین ۲ الی ۴۰ حفره تغییر می‌یابد. دو نمونه هندسه مربوط به مطالعه پارامتری این بخش، مطابق شکل ۲۴ است.



شکل ۲۶- نمونه هندسه های محفظه مورد بررسی



شکل ۲۷- تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در برابر تغییرات هندسه محفظه

## ۶- فهرست علائم

CL	ضریب برآ
CD	ضریب پسا
Cf	ضریب اصطکاک سطح
Cp	ضریب فشار
L/D	نسبت نیروی برآ به پسا
X/L	طول بی بعد شده نسبت به وتر ایرفویل

## ۷- مراجع

- [1] Gad M (1996) modern Developments In Flow Control. Applied Mechanics Reviews 49: 365-379.

## ۴-۵- مطالعه پارامتری هندسه کلی محفظه

به منظور بررسی پارامتری هندسه کلی محفظه، عمق محفظه در مقدار نصف ضخامت ایرفویل، محل محفظه در حالت نیمی از محفظه در بالادست شوک، طول محفظه در مقدار ۰/۴ طول وتر (محدوده محفظه ۰/۳-۰/۷ وتر ایرفویل)، میزان تخلخل سطح رویی ۳۰ درصد با تعداد ۶ حفره ثابت قرار داده شده، هندسه محفظه مطابق نمونه‌های شکل ۲۶، به صورت دو بعدی تغییر می‌یابد.

با بررسی هندسه‌های مختلف مطابق شکل ۲۷، بهترین حالت با بررسی ضریب برآ و نسبت ضریب برآ به پسا در حالت محفظه به شکل رمپ و بهترین حالت با بررسی ضریب پسا و در واقع بررسی بیشترین کاهش اثرات شوک در حالت محفظه، به شکل لوله به دست آمد.

## ۵- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این مقاله، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که کنترل غیرفعال سطح متخلخل و محفظه قرار گرفته در زیر شوک می‌تواند در کاهش اثرات و شدت شوک بسیار موثر باشد. نتایج نشان دهنده کاهش ضریب پسا تا حدود ۲۱ درصد است. همچنین با از بین رفتن و کاهش حباب جدایش و ناپایایی ناشی از آن، جابجایی شوک که اثرات مخربی دارد نیز، کاهش می‌یابد. مقایسه روش مدل سازی هندسی سطح متخلخل در مقابل روش شرایط مرزی پرش فشار، در شبیه‌سازی عبور جریان از سطح متخلخل، نشان دهنده نزدیکی جواب‌ها در این دو حالت است. با این تفاوت که روش مدل‌سازی هندسی انجام شده در این مقاله، دید فیزیک بهتری از مسئله به ما می‌دهد. در نهایت، نتایج مطالعه پارامتری پدیده نشان دهنده بهینه‌ترین عمق با ۰/۷ ضخامت ایرفویل، بهینه‌ترین حالت در قرارگیری محفظه در حالت سه چهارم محفظه در بالادست شوک، طول بهینه محفظه به اندازه ۰/۲ طول وتر ایرفویل و تعداد ۵ حفره و بهینه‌ترین شکل هندسی محفظه به شکل رمپ است. البته با قاطعیت نمی‌توان گفت از کنار هم گذاشتن این پارامترها، بهینه‌ترین حالت به دست می‌آید و اصل جمع آثار الزاما اینجا برقرار نیست و نیاز به بهینه‌سازی چند منظوره دارد که در کارهای آتی به آن خواهیم پرداخت.

- [14] Raghunathan S, Gray JL, Cooper RK (1987) Effect of inclination of holes on passive shock wave boundary layer control. AIAA-87-0437.
- [15] Savu G, Trifu O, Dumitrescu Z (1983) Suppression of shock on transonic aerofoils. 14th Int. Symp. on Shock Tubes and Waves, Sydney, Australia.
- [16] Savu G, Trifu O (1984) Porous aerofoils in transonic flow. AIAA J 22(7): 989-991.
- [17] Chen CL, Chow YC, Holst TL, Van Dalsem WR (1985) Numerical study of porous aerofoils in transonic flow. NASA TM 86713.
- [18] Chen CL, Chow YC, Van Dalsem WR, Holst TL (1987) Computation of viscous transonic flow over porous aerofoils. AIAA-87-0359.
- [19] Doerfeer P, Szulc O (2006) Shock Wave Smearing By Wall Perforation. Arch Mech 58(6): 543-573.
- [20] Doerfeer P, Szulc O (2010) Passive Control Of Shock Wave Applied To Helicopter Rotor High-Speed Impulsive Noise Reduction. Institute of fluid-flow machinery Polish Academy Of Sciences 14(3): 297-305.
- [21] Nagamatsu HT, Dyer R, Troy N, Ficarra RV (1985) Supercritical aerofoil drag reduction by passive shock wave/boundary layer control in the Mach number range 0.754. AIAA 85-0207.
- [22] Raghunathan S, Mabey OG (1986) Passive shock wave boundary layer control experiments on a circular arc model. AIAA-86-0285.
- [23] Raghunathan S, Mabey DG (1987) Passive shock wave/boundary layer control on a wall mounted model. AIAA J 25(2): 275 -278.
- [24] Harris CD (1981) Two-dimensional aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil. in the Langley 8-foot transonic pressure tunnel. NASA Technical Memorandum 81927.
- [25] Gan G, Saffa B (1997) Pressure loss characteristics of orifice and perforated plates. Exp Therm Fluid Sci 14(2): 160-165.
- [2] Inger GR, Zee S (1978) Transonic shock wave/turbulent boundary layer interaction with suction or blowing. J Aircr 15(11): 750-754.
- [3] Bahi L (1982) Passive shock wave/boundary layer control for transonic supercritical aerofoil drag reduction. Ph.D. dissertation, Rensselaer Polytechnic Institute, Troy, New York.
- [4] Mabey DG (1971) Flow unsteadiness and model vibration in wind tunnels at subsonic and transonic speeds. ARC CP 1155.
- [5] Maay DG, Welsh BL, CRIPPS BE (1981) Periodic flows over a rigid 14% thick biconvex wing at transonic speeds. RAE TR-81059.
- [6] Sugmiller NL, Marvin JG, Levy LL (1978) Steady and unsteady transonic flow. AIAA J 16(12): 1262-1270.
- [7] Krogmann P, Stanewsky Theide E (1985) Effect of suction on shock/boundary layer interaction and shock induced separation. J Aircr 22: 37-42.
- [8] Theide P, Krogmann P, Stanewsky E (1984) Active and passive shock/boundary layer interaction control on supercritical aerofoils. AGARD-CP-365, 24-1 to 24-13.
- [9] Lock RC, Williams BR (1987) Viscous-inviscid interactions in external aerodynamics. Prog Aerosp Sci 24: 51-171.
- [10] Raghunathan S (1987) Pressure fluctuation measurements with passive shock/boundary layer control. AIAA J 25(4): 626-628.
- [11] Raghunathan S, Mabey DG (1986) Buffet breathers for aerofoils. UK patent application No. 8600175.
- [12] Raghunathan S (1986) Mean and Fluctuating Measurements in a passive Controlled Shock Boundary layer interaction. ICAS1.2.3.
- [13] Bahi L, Ross JM, Nagamatsu T (1983) Passive shock wave/boundary layer control for transonic aerofoil drag reduction. AIAA-83-0137.