نشریه علمی-تخصصی تبدیل انرژی (JEED)

J. Energy Conversion

Volume: 12, Issue:2, 2025: 87-107

دوره ۱۲، شماره ۲، تابستان ۱۴۰۴، ص: ۱۰۷-۸۷

بررسی و شبیه‌سازی عددی برهم‌کنش شوک-لایه مرزی در جریان مافوق صوت و تأثیر مکش لایه مرزی بر جدایش جریان

مجتبی زاهدزاده [۱]، مهدی حمزه‌ای [۲]

۱-گروه مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، واحد اهواز، دانشگاه آزاد اسلامی، اهواز، ایران، M.zahed5@chmail.ir

۲- گروه مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، واحد اهواز، دانشگاه آزاد اسلامی، اهواز، ایران

دریافت: ۱۴۰۴/۳/۱۳، بازنگری: ۱۴۰۴/۶/۲، پذیرش: ۱۴۰۴/۶/۸

چکیده

برهم‌کنش‌های موج شوک-لایه مرزی هنوز به مسائل اساسی آیروترمودینامیک مدرن و دینامیک سیالات با سرعت بالا تعلق دارند که تا حد زیادی این امر باعث ایجاد مشکلات زیادی به‌خصوص در فناوری پرواز و پروازهای ماهواره‌ای می‌شود. ویژگی‌های جریان برهم‌کنش شوک-لایه مرزی در بسیاری از دستگاه‌های مهندسی با سرعت بالا مانند پره‌های توربین گاز، بال‌های هواپیما، سطوح کنترل، سیستم‌های ورودی برای موتورهای جت، موتورهای رمجت، اسکرمجت و غیره دیده می‌شود. در گذشته، کارهای زیادی برای بررسی ویژگی‌های اندرکنش شوک-لایه مرزی و ویژگی‌های مختلف انجام شده است. نتایج جالبی مانند ضخیم شدن لایه مرزی، جدایش و اتصال مجدد لایه مرزی، ناپایداری موج ضربه‌ای و غیره به‌دست آمده است. در کار حاضر نتایج شبیه‌سازی عددی برهم‌کنش بین یک موج ضربه‌ای مایل و یک لایه مرزی آشفته تشکیل‌شده در جریان مافوق صوت (عدد ماخ M=5) از یک صفحه مسطح ارائه شده است. نتایج شبیه‌سازی‌های عددی با داده‌های تجربی مقایسه و صحّه‌گذاری شده‌اند. سپس تأثیر مکش لایه مرزی بر حوزه جدایش جریان ناشی از تداخل شوک-لایه مرزی بررسی شده است.

* **عهده‌دار مکاتبات:** M.zahed5@chmail.ir

کلمات کلیدی: برهم‌کنش شوک-لایه مرزی، جدایش جریان، مکش لایه مرزی، شبیه‌سازی عددی.

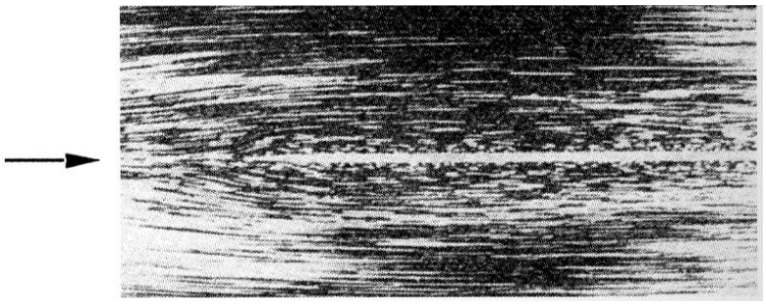
نحوه استناد به این مقاله مجتبی زاهدزاده, مهدی حمزه‌ای. بررسی و شبیه‌سازی عددی برهم‌کنش شوک-لایه مرزی در جریان مافوق صوت و تأثیر مکش لایه مرزی بر جدایش جریان. **مهندسی مکانیک تبدیل انرژی**. ۱۴۰۴; ۱۲ (۲) : ۱۰۷-۸۷.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

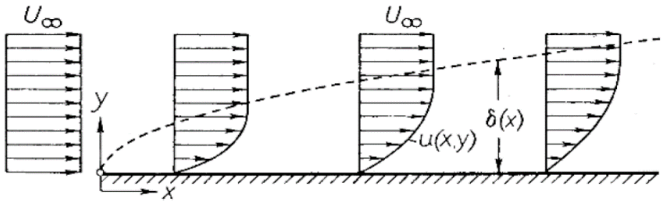
[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

۱- مقدمه

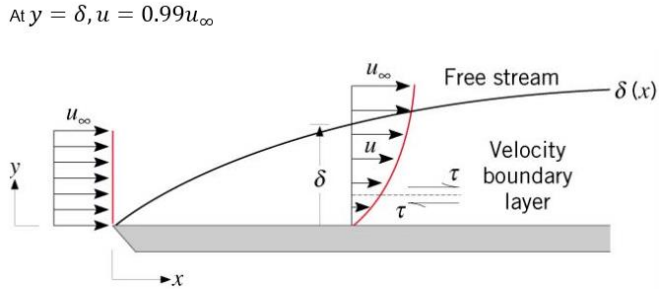
لایه مرزی، ناحیه‌ای نازک در مجاورت سطح است که اثرات لزجت در آن غالب بوده و نقش کلیدی در پدیده‌های آیرودینامیکی ایفا می‌کند. این مفهوم جریان با عدد رینولدز بالا را به دو ناحیه تقسیم می‌کند: جریان غیرلزج خارجی که بخش عمده میدان را تشکیل می‌دهد، و لایه مرزی نازک در دیواره که در آن لزجت حائز اهمیت است. جریان درون لایه مرزی می‌تواند به دو حالت آرام یا آشفته رخ دهد. لایه مرزی آرام، یک جریان بسیار صاف است، در حالی‌که لایه مرزی متلاطم, حاوی چرخش‌ها یا "گردابه‌ها" است. شکل ۱)، توسعه لایه مرزی بر روی یک صفحه مسطح نازک را نشان می‌دهد که در آن افزایش تدریجی ضخامت لایه مرزی در جهت جریان به وضوح قابل مشاهده است. شکل ۲) پروفیل سرعت در لایه مرزی روی یک صفحه تخت را به‌صورت شماتیک نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود ضخامت لایه مرزی $\delta(x)$ با افزایش فاصله از لبه حمله x، به‌طور یکنواخت افزایش می‌یابد. در شکل ۳) نمایی از تشکیل یک لایه مرزی سرعت و در شکل ۴) نمایی از تشکیل یک لایه مرزی حرارتی مشاهده می‌شود. در یک مسأله ممکن است به‌طور هم‌زمان چند نوع لایه مرزی مختلف تشکیل شود [۵-۱].



شکل ۱: جریان در امتداد یک صفحه مسطح نازک



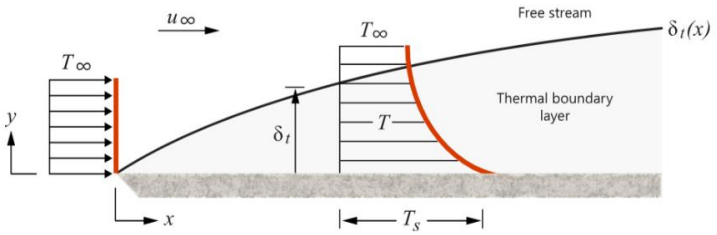
شکل ۲: لایه مرزی بر روی یک صفحه تخت در زاویه برخورد صفر درجه



شکل ۳: لایه مرزی سرعت

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

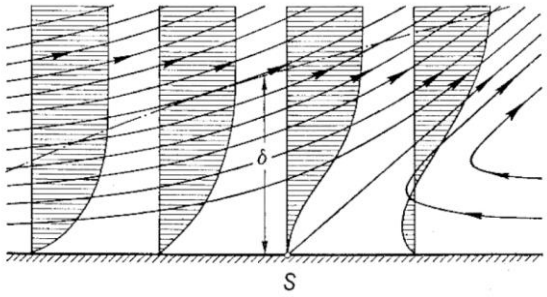
[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]



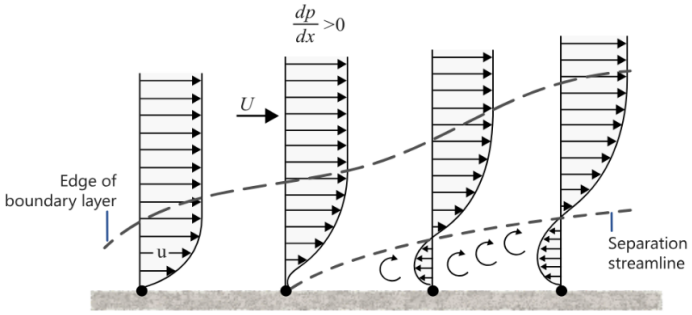
شکل ۴: لایه مرزی حرارتی

جدایش لایه مرزی، پدیده‌ای است که در طی آن، لایه مرزی از سطح جدا شده و از آن دور می‌شود. جدایش جریان به تغییرات در شکل و اندازه لایه مرزی سرعت سیال در اطراف جسم متحرک وابسته است. تصویر جریان لایه مرزی نزدیک به جدایش از نوعی است که در شکل ۵) نشان داده شده است. در نقطه جدا شدن، خطوط جریان با زاویه خاصی از دیواره خارج می‌شوند. موقعیت جدایش با این شرط داده می‌شود که گرادیان سرعت عمود بر دیواره در دیواره ناپدید شود (صفر شود)، یعنی تنش برشی دیوار τ_w ناپدید شود:

$$\tau_w = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)_w = 0 \qquad (۱)$$



الف



ب

شکل ۵: جریان لایه مرزی در نقطه نزدیک به جدایش. (*S* نقطه جدایش است).

گرادیان فشار مثبت (نامطلوب) با کاهش سرعت جریان در نزدیکی دیواره و افزایش ضخامت لایه مرزی، می‌تواند منجر به صفر شدن تنش برشی و در نهایت جدایش جریان از سطح شود. نقطه‌ای که در آن تنش برشی دیواره صفر می‌شود، نقطه جدایش نامیده می‌شود [۷-۵].

کنترل جدایش جریان یکی از چالش‌های اصلی در طراحی سیستم‌های آیرودینامیکی و پیشرانشی است. جدایش جریان نه‌تنها باعث افزایش پسا و کاهش کارایی سیستم می‌شود، بلکه می‌تواند منجر به ناپایداری‌های جریان، افزایش بارهای حرارتی و مکانیکی بر روی سطح،

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

و حتی آسیب به سازه شود. به‌همین دلیل، روش‌های مختلفی برای کنترل جدایش جریان توسعه یافته‌اند که هر یک مزایا و معایب خاص خود را دارند.

مکش لایه مرزی یکی از مؤثرترین روش‌ها برای کنترل جدایش جریان است. در این روش، بخشی از جریان کم‌انرژی در ناحیه جدایش از طریق روزنه‌ها یا سوراخ‌های کوچک روی سطح مکش می‌شود. این کار باعث کاهش ضخامت لایه مرزی و افزایش سرعت جریان در نزدیکی سطح می‌شود. با کاهش ضخامت لایه مرزی، گرادیان فشار معکوس نیز کاهش یافته و از جدایش جریان جلوگیری می‌شود. مکش لایه مرزی به‌ویژه در جریان‌های مافوق صوت و هایپرسونیک کاربرد دارد، جایی که برهم‌کنش شوک-لایه مرزی می‌تواند منجر به جدایش شدید جریان شود. این روش در موتورهای جت، ورودی‌های هوای مافوق صوت، و توربین‌های گاز استفاده می‌شود. با این‌حال، طراحی سیستم‌های مکش لایه مرزی نیاز به دقت بالایی دارد، زیرا مکش بیش از حد می‌تواند باعث کاهش فشار در ناحیه مکش و ایجاد مشکلات جدیدی در جریان شود [۸, ۹].

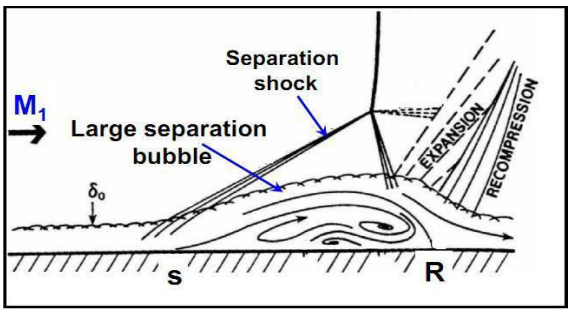
روش دیگر، تزریق جریان است که با تزریق سیال پرانرژی به ناحیه جدایش، باعث افزایش سرعت جریان و کاهش اثرات گرادیان فشار معکوس می‌شود. این روش معمولاً در موتورهای جت و ورودی‌های هوای مافوق صوت استفاده می‌شود [۱۰, ۱۱]. تغییر شکل سطح نیز یکی از روش‌های مؤثر برای کنترل جدایش جریان است. با تغییر شکل سطح، می‌توان توزیع فشار را به گونه‌ای تنظیم کرد که گرادیان فشار معکوس کاهش یابد و جدایش جریان به حداقل برسد. این روش معمولاً در طراحی بال‌های هواپیما و توربین‌های گاز استفاده می‌شود [۱۲, ۱۳]. استفاده از مواد متخلخل نیز یکی از روش‌های نوین برای کنترل جدایش جریان است. این مواد با جذب بخشی از جریان کم‌انرژی در ناحیه جدایش، باعث کاهش ضخامت لایه مرزی و بهبود پایداری جریان می‌شوند. این روش معمولاً در سیستم‌های پیشرانش و ورودی‌های هوای مافوق صوت استفاده می‌شود [۱۴, ۱۵]. روش دیگر کنترل فعال جریان است که در آن از سنسورها و عملگرها برای تشخیص و کنترل جدایش جریان استفاده می‌شود. سنسورها وضعیت جریان را در لحظه تشخیص داده و عملگرها (مانند جت‌های پالسی) برای کنترل جریان فعال می‌شوند. این روش می‌تواند به‌طور پویا و در زمان واقعی جدایش جریان را کنترل کند [۱۶, ۱۷]. هم‌چنین با استفاده از گردابه‌ها نیز می‌توان جدایش جریان را کنترل نمود. گردابه‌سازها، با نصب روی سطح و ایجاد گردابه‌های کوچک، انرژی جنبشی جریان را افزایش داده و جدایش را کنترل می‌کنند. این روش کاربرد گسترده‌ای دارد، اما می‌تواند باعث افزایش پسا شود و نیازمند طراحی بهینه است [۱۸, ۱۹].

۲- پیشینه پژوهش

اندرکنش شوک-لایه مرزی یکی از مشکلات کلاسیک درگیر در دینامیک موج شوک است که در گذشته به‌خوبی مطالعه و مستند شده است [۲۲-۲۰]. برهم‌کنش موج شوک بر روی لایه مرزی باعث ایجاد بسیاری از ویژگی‌های برجسته در میدان جریان محلی و هم‌چنین کل حوزه جریان می‌شود، مانند جدایش جریان و اتصال مجدد، ضخیم شدن لایه مرزی، ناپایداری موج ضربه‌ای و غیره. یک نمودار شماتیک همان‌طور که در شکل ۶) نشان داده شده است به وضوح تغییرات محلی میدان جریان در نزدیکی منطقه برهم‌کنش موج ضربه‌ای را توضیح می‌دهد.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]



شکل ۶: نمودار شماتیک برهم‌کنش لایه مرزی شوک

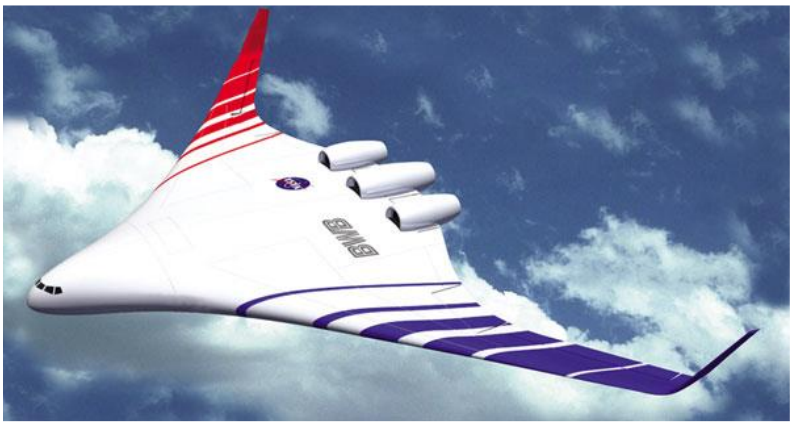
این برهم‌کنش به‌طور گسترده‌ای به پارامترهای جریان بالادست بستگی دارد. برهم‌کنش‌های شوک/لایه مرزی آشفته (STBLIs) در انواع جریان‌های پرسرعت، از جمله ورودی، نیروی محرکه داخلی و کاربردهای سطح کنترل خارجی رخ می‌دهد. افزایش فشار در سراسر فعل و انفعالات قوی باعث جدایی جریان می‌شود، که مکانیسم‌های جدیدی از ناپایداری را به جریان معرفی می‌کند [۲۲]. تحقیقی توسط تیلای و همکاران [۲۳] درباره‌ی تجزیه و تحلیل میدان جریان در محفظه احتراق رمجت دو حالته با مکش لایه مرزی در ایزولاتور انجام شده است. شبیه‌سازی با استفاده از یک مدل آشفتگی k-ω SST انجام شده است. مکش لایه مرزی منجر به بهبود فشار سکون در حالت رمجت با افزایش جزئی در راندمان احتراق می‌شود. مویرو و همکاران [۲۴] پیشرفت‌ها و چشم اندازهای مفاهیم پیشرانش همراه با مکش لایه مرزی را بررسی کرده‌اند. هواپیماهایی که امروزه در حال کار هستند، معمولاً با در نظر گرفتن بدنه هواپیما تا حدودی جدا از سیستم رانش طراحی شده‌اند. در انجام این کار، معماری‌های موتورهای هوایی معمولی از نظر کارایی پیشرانش به محدودیت‌های خود نزدیک می‌شوند یک معماری جایگزین امیدوارکننده برای بهبود عملکرد کلی نسل بعدی هواپیماهای تجاری به جذب لایه مرزی متکی است. این فناوری به‌صورت آیرودینامیکی بدنه هواپیما را با یک سیستم پیشرانشی موقعیت استراتژیک جفت می‌کند. مطالعه کوی [۲۵] نشان می‌دهد که با افزایش عدد ماخ بالادست، حباب جدایش ناشی از برهم‌کنش شوک-لایه مرزی رشد می‌کند. ویژگی‌های لایه مرزی ورودی نیز پارامتری تعیین‌کننده است. در جریان مافوق صوت، ناحیه مادون صوت نزدیک دیواره، افزایش فشار موج ضربه‌ای را به بالادست منتقل کرده و موجب ضخیم‌شدن لایه مرزی می‌شود. از آن‌جا که این ناحیه در لایه مرزی آرام بزرگ‌تر از نوع آشفته است، جدایش در حالت آرام شدیدتر رخ می‌دهد.

امواج شوک معمولاً در بسیاری از کاربردهای آیرودینامیکی گذر صوتی و مافوق صوت مانند سیستم‌های توربو-ماشین‌ها، بال هواپیما، موتورهای رمجت و اسکرمجت و غیره دیده می‌شوند. حتی اگر جریان گذرصوتی باشد، امواج ضربه‌ای در اکثر این کاربردها عمدتاً زمانی تولید می‌شوند که جریان از اشکال آیرودینامیکی مانند برآمدگی یا فرورفتگی ایرفویل مورد استفاده در چنین وسایلی عبور کند. جدایش لایه مرزی گذرصوتی تولید شده بر روی یک مدل برآمدگی متقارن محوری توسط باچلو و همکاران [۲۶] مورد مطالعه قرار گرفت. داده‌های تجربی آن‌ها اطلاعات کافی در مورد تغییرات تنش برشی از ناحیه برهم‌کنش تا موقعیت اتصال مجدد ارائه می‌دهد. یک مطالعه تجربی بر روی برهم‌کنش شوک-لایه مرزی در یک ایرفویل به شکل برآمدگی دایره‌ای توسط لیو و همکاران [۲۷] انجام شد. آزمایش آن‌ها بینش بیش‌تری در مورد ویژگی‌های جدایش جریان نسبت به جریان‌های برآمدگی گذرصوتی ارائه کرد. آن‌ها اشاره کردند که با افزایش قدرت موج ضربه‌ای، جدایش جریان و اثرات اتصال مجدد نیز افزایش می‌یابد. زیو و همکاران [۲۸] به بررسی شبیه‌سازی عددی مستقیم برهم‌کنش موج شوک مخروطی/لایه مرزی آشفته پرداخته است فعل و انفعالات لایه مرزی موج شوک/لایه مرزی آشفته (SBLI) زمانی اتفاق می‌افتد که یک شوک در لایه مرزی در حال توسعه بر روی سطح دیوار رخ می‌دهد. برهم‌کنش‌های موج ضربه‌ای/لایه مرزی (SBLIها) در چندین موقعیت با اهمیت عملی یافت می‌شوند.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

باروز و همکاران، کاهش لایه مرزی در شرایط هایپرسونیک با بهینه‌سازی ورودی Hyshot II را با استفاده از روش‌های عددی بررسی نموده‌اند. این پژوهش به بررسی کاهش لایه مرزی در شرایط هایپرسونیک با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی پرداخته است. نتایج نشان می‌دهد که توزیع فشار ایزنتروپیک روی سطح رمپ می‌تواند ضخامت لایه مرزی را تا ۵۰٪ کاهش دهد. این کاهش به‌ویژه در اعداد رینولدز بالا مشهود است و می‌تواند نیاز به سیستم‌های مکش لایه مرزی را در موتورهای اسکرمجت کاهش دهد [۲۹]. موسکا و سودی، بهینه‌سازی چندرشته‌ای طراحی بال‌های گذرصوتی با مکش لایه مرزی را بررسی نموده‌اند. این پژوهش به توسعه‌ی یک ابزار شبه سه‌بعدی برای تحلیل آیرودینامیکی بال‌ها در شرایط گذرصوتی پرداخته و اثر مکش لایه مرزی (BLS) را در کنترل جریان آرام ترکیبی بررسی می‌کند. هدف اصلی کاهش وزن سوخت و بهبود عملکرد آیرودینامیکی با استفاده از فناوری‌های نوین است [۳۰]. پروژه فناوری حمل و نقل هوایی پیشرفته ناسا (AATT) در حال بررسی پیشرانش‌های جذب کننده لایه مرزی (BLI) برای مفاهیم پیشرفته هواپیماهای تجاری مادون صوت است تا امکان کاهش سوختن سوخت را فراهم کند. چشم انداز پروژه فناوری حمل و نقل هوایی پیشرفته ناسا (AATT) این است که هواپیماهایی را با بهره‌وری انرژی، سازگاری با محیط زیست و تأثیر اقتصادی به‌طور چشم‌گیری بهبود بخشد. در شکل (۷) به‌عنوان بدنه بال ترکیبی نشان داده شده است. نتایج یک مطالعه اول یه سیستم پیکربندی HWB نشان می‌دهد که پیشرانش با برهم‌کنش لایه مرزی BLI این پتانسیل را دارد که مصرف سوخت هواپیما را به میزان ۳ تا ۵ درصد نسبت به جریان ورودی تمیز کاهش دهد [۳۱].



شکل ۷: لایه مرزی تعبیه شده سیستم پیشرانه برای هواپیماهای هیبریدی بدنه بال [۳۱]

آدلر و همکاران [۳۲] موضوع دینامیک برهم‌کنش‌های قوی شوک/لایه مرزی آشفته را مورد بررسی قرارداده‌اند. برهم‌کنش‌های شوک/لایه مرزی آشفته (STBLIs) در انواع جریان‌های پرسرعت، از جمله ورودی‌ها، پیشرانش داخلی، و کاربردهای سطح کنترل خارجی رخ می‌دهد. افزایش فشار در سراسر برهم‌کنش‌های قوی شوک/ لایه مرزی آشفته، باعث جدایش جریان می‌شود، که مکانیسم‌های جدیدی از ناپایداری را به جریان معرفی می‌کند، با نوسانات برجسته در فرکانس‌های کم‌تر از آن‌هایی که مرتبط با لایه مرزی آشفته دست نخورده است. این ناپایداری‌ها در بسیاری از کاربردهای هوافضا نامطلوب است، زیرا می‌تواند منجر به بارگذاری شدید حرارتی-مکانیکی سطوح، کاهش راندمان پیشرانشی، کا هش قدرت کنترل شود. آفررو [۳۳] کنترل ورودی مافوق‌صوت در شرایط خارج از طرح را با عملگرهای پلاسما و مکش بررسی کرد. ورودی‌ها به‌دلیل تأثیر شدید بر عملکرد موتور، اجزای حیاتی هستند. پدیده‌های غیرخطی مانند شوک و تلاطم، میدان جریان درون ورودی را کنترل می‌کنند. برهم‌کنش شوک-لایه‌مرزی می‌تواند به جدایش منجر شود که مسئول تلفات فشار کل و بارهای دینامیکی خطرناک است. شبیه‌سازی یک ورودی تراکمی با رمپ گوه‌دوبل، ظهور جدایش‌های بزرگ در اعداد ماخ بالاتر را در هر دو دیواره نشان داد. در کاری توسط آدلر و گایتوند [۳۴] دینامیک سه بعدی برهم‌کنش موج ضربه‌ای با لایه مرزی مورد بررسی قرار گرفته است. برهم‌کنش‌های موج شوک/لایه مرزی (SBLI) یکی از عوامل تعیین کننده عملکرد وسایل پرنده پرسرعت است. به‌طور معمول برهم‌کنش‌های موج شوک/لایه

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

مرزی زمانی ایجاد می‌شود که موج ضربه‌ای ناشی از یک سطح، یا بخشی از آن، با لایه مرزی در حال توسعه روی سطح دیگر تعامل داشته باشد.

آرورا و همکاران [۳۵] ویژگی‌های ناپایدار یک لایه جاروب شده شوک/لایه مرزی در تعامل با ماخ ۲ را مورد بررسی قرار داده‌اند. در تحقیقی توسط معادی و همکارش [۳۶] مکش لایه مرزی برای ورودی هوا با سرعت بالا بررسی شده است. این مقاله تحولات اخیر در مکش لایه مرزی برای ورودی‌های هوا با سرعت بالا را خلاصه می‌کند. مکش به‌طور مؤثر در ورودی‌های مافوق صوت و ماورای صوت به سه دلیل اصلی استفاده می‌شود: بهبود عملکرد مصرف، برای کاهش عدد ماخ شروع به کار، و به تعویق انداختن شروع نوسانات.

ساختار و دینامیک برهم‌کنش شوک/لایه‌مرزی آشفته با کنترل مکش لایه مرزی توسط شوارتز و همکاران [۳۷]، بررسی شده است. این پژوهش به بررسی اثر مکش لایه‌مرزی بر کاهش جدایش و نوسانات فشار در برهم‌کنش شوک/لایه‌مرزی آشفته (STBLI) با استفاده از شبیه‌سازی‌های دقت‌بالا (LES) پرداخته است. نتایج نشان می‌دهد که مکش لایه مرزی، جدایش را کاهش داده و نوسانات کم‌فرکانس را به نوسانات با فرکانس‌های بالاتر منتقل می‌کند. ساختار جریان در ناحیه برهم‌کنش به طور قابل توجهی به رژیم جریان در لایه مرزی و شدت موج ضربه‌ای و زاویه برخورد بستگی دارد [۳۸]. لیو و همکاران [۳۹]، میدان‌های اصطکاک پوستی با وضوح بالا از داده‌های رنگ حساس به فشار را در مسأله برهم‌کنش موج شوک/لایه مرزی استخراج نموده‌اند. روش استخراج اصطکاک پوسته از فشار سطحی شامل رابطه اساسی بین اصطکاک پوسته و فشار سطح، روش تغییرات، تحلیل خطا و روش تکراری تقریبی است.

ژائوبو و همکاران [۴۰] کنترل برهم‌کنش شوک-لایه‌مرزی آشفته را با تزریق جت بازچرخشی ثانویه مطالعه کردند. با بهینه‌سازی متغیرهای طراحی، این سیستم توانست مساحت حباب جدایش و شار حرارتی متوسط دیواره را به‌طور مؤثری کاهش دهد. نتایج بهینه‌سازی تطابق خوبی با شبیه‌سازی عددی داشت و نشان داد این روش می‌تواند اثر کنترل متعادلی ایجاد کند. نوسدوفر [۴۱] نشان داده است که یک زاویه خاص از موج ضربه‌ای که منجر به جدایش جریان می‌شود، با هر مقدار از عدد ماخ مطابقت دارد. این موضوع با مطالعه برهم‌کنش موج شوک-لایه مرزی در دیفیوزرهای مافوق صوت تایید می‌شود.

پارامترهای ناحیه جدایش روی دیواره صاف نازل با مقطع مستطیلی برای $M = 2.9$ و $Re_\delta = 9.73 \times 10^5$ تحت شرایط دیواره آدیاباتیک به‌طور تجربی توسط ردا و مورفی [۴۲] مورد مطالعه قرار گرفته است. داده‌های مربوط به توزیع فشار استاتیک روی سطح صفحه برای جریان‌های متصل و جریان‌های با جدایش ارائه شده‌اند. نتایج اندازه‌گیری با داده‌های تجربی سایر نویسندگان نیز مطابقت دارد. یکی از موضوعات مهم برهم‌کنش موج شوک-لایه مرزی، انتقال حرارت است که توسط بوروی [۴۳] بررسی شده است. در مورد برخورد موج شوک بر روی سطح و آغاز جدایش، توزیع شار حرارتی روی سطح می‌تواند به‌طور قابل چشم‌گیری غیریکنواخت شود.

از این مطالعات گذشته پیشرفت‌های زیادی برای مسائل شوک-لایه مرزی در معرض دیواره صاف به‌دست آمده است. اما برای یک دیواره ناهموار، مشکلات برهم‌کنش شوک-لایه مرزی پیچیده‌تر می‌شود. زبری سطح دیواره به‌طور قابل توجهی بر پروفیل‌های لایه مرزی تأثیر می‌گذارد. قانون کلی دیواره لگاریتمی، که برای مدل‌سازی لایه سیال دیواره نزدیک استفاده می‌شود، اختلافات را با افزودن اثرات سطح دیواره نشان می‌دهد. اثر زبری سطح بر ویژگی‌های جریان در لایه مرزی آشفته به‌طور مفصل توسط آکین‌لید و همکاران [۴۴] مورد مطالعه قرار گرفت. آن‌ها یک قانون دیواره اصلاح شده را برای گنجاندن اثرات زبری فرموله کردند. آن‌ها هم‌چنین خاطر نشان کردند که زبری سطح انرژی جنبشی آشفتگی را افزایش می‌دهد. اثر ویژگی‌های جریان مافوق صوت بر روی یک صفحه مسطح خشن توسط بابینسکی و همکاران [۴۵] مورد مطالعه قرار گرفت. آن‌ها مشاهده کردند که سطح دیواره تأثیر طولانی مدت بر جریان پایین دست نیز دارد. اینگر و همکاران [۴۶] یک

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

تجزیه و تحلیل تجربی بر روی یک برآمدگی دایره‌ای گذرصوتی با مقادیر زبری مختلف برای مطالعه اثر پارامتر زبری بر میدان جریان برهم‌کنش شوک-لایه مرزی انجام دادند. آن‌ها مشاهده کردند که افزایش زبری سطح دیوار باعث کاهش قدرت موج ضربه‌ای می‌شود.

کوندراتف [۴۷] انتقال حرارت بر روی صفحه مسطح در برهم‌کنش دو و سه بعدی یک موج ضربه‌ای مایل و یک لایه مرزی در عدد ماخ ۳ و ۵ را بررسی نموده است. در این کار بیان شد که پیک شار حرارتی با افزایش شدت موج شوک افزایش می‌یابد. بر اساس مقدار حداکثر فشار، می‌توان حداکثر شار حرارتی را در ناحیه برهم‌کنش با استفاده از تحلیل همبستگی ارزیابی کرد. نیلند [۴۸] برهم‌کنش یک موج ضربه‌ای نوسانی جریان با یک لایه مرزی آرام و آشفته روی یک صفحه تخت را بررسی نموده است. کار تجربی کویموف و همکاران [۴۹] شامل مطالعه ویژگی‌های معمولی جریان در ناحیه برهم‌کنش یک موج ضربه‌ای نوسانی با یک لایه مرزی روی سطح بدنه بود. در این کار پارامترهای متفاوت در آزمایش‌ها عبارت بودند از فرکانس و دامنه نوسانات و شدت موج ضربه‌ای. ویژگی‌های کلی جریان در ناحیه برهم‌کنش آشکار شد و وابستگی‌های بین مقادیر حداکثر فشار و شار حرارتی در منطقه برهم‌کنش پیدا شد.

گیلر و همکاران، به بررسی تجربی و عددی کنترل لایه مرزی با سیستم‌های مکش متخلخل در جریان‌های مافوق‌صوت و مادون‌صوت پرداختند. نتایج نشان داد عملکرد این سیستم‌ها در این دو شرایط متفاوت است. در جریان مافوق‌صوت، هم‌خوانی خوبی بین داده‌های تجربی و عددی مشاهده و اثرات سه‌بعدی سوراخ‌ها تأیید شد. در مادون‌صوت، مکش موجب افزایش مومنتوم نزدیک دیواره اما کاهش آن در ناحیه خارجی گردید. کنترل برهم‌کنش شوک-لایه‌مرزی موفقیت‌آمیز بود و توانایی مدل‌های RANS در شبیه‌سازی این پدیده تأیید گردید [۵۰]. گیلر و همکاران در مطالعه دیگری، تأثیر پارامترهای مختلف بر عملکرد سیستم‌های مکش متخلخل در جریان‌های مافوق را بررسی نموده‌اند. پارامترهای مورد مطالعه شامل طول صفحه، قطر سوراخ‌ها، سطح تخلخل، نسبت ضخامت به قطر سوراخ‌ها و زاویه چیدمان سوراخ‌ها هستند. هدف اصلی، بررسی تأثیر این پارامترها بر کارایی (توانایی حذف جریان هوا با کم‌ترین اختلاف فشار) و اثربخشی (توانایی نازک‌کردن لایه مرزی) سیستم‌های مکش متخلخل است. این مطالعه نشان می‌دهد که طراحی سیستم‌های مکش متخلخل باید با توجه به پارامترهای مختلف به‌دقت انجام شود. سوراخ‌های کوچک‌تر و سطوح تخلخل متوسط، بهترین عملکرد را از نظر کارایی و اثربخشی ارائه می‌دهند. هم‌چنین، زاویه چیدمان سوراخ‌ها و نسبت ضخامت به قطر سوراخ‌ها نیز باید به‌گونه‌ای انتخاب شوند که تعادل مناسبی بین کارایی و اثربخشی برقرار شود. این یافته‌ها می‌توانند به بهبود مدل‌های عددی و طراحی سیستم‌های مکش متخلخل در کاربردهای مختلف کمک کنند [۵۱].

کنترل جدایش جریان در بسیاری از کاربردهای مهندسی از اهمیت بالایی برخوردار است. در موتورهای جت، کنترل جدایش جریان می‌تواند باعث افزایش راندمان و کاهش مصرف سوخت شود. در ورودی‌های هوای مافوق صوت، کنترل جدایش جریان می‌تواند باعث بهبود عملکرد و کاهش بارهای حرارتی و مکانیکی بر روی سطح شود. در توربین‌های گاز، کنترل جدایش جریان می‌تواند باعث افزایش راندمان و افزایش عمر مفید قطعات و کاهش هزینه‌های تعمیر و نگهداری شود.

در نهایت، درک دقیق مکانیسم‌های برهم‌کنش شوک-لایه مرزی و توسعه روش‌های مؤثر برای کنترل آن از اهمیت بالایی برخوردار است. این پژوهش با بررسی تأثیر مکش لایه مرزی بر کاهش جدایش جریان، گامی مهم در جهت بهبود عملکرد سیستم‌های آیرودینامیکی و پیشرانشی برداشته است.

۳- بررسی روش تجربی آزمایشگاهی

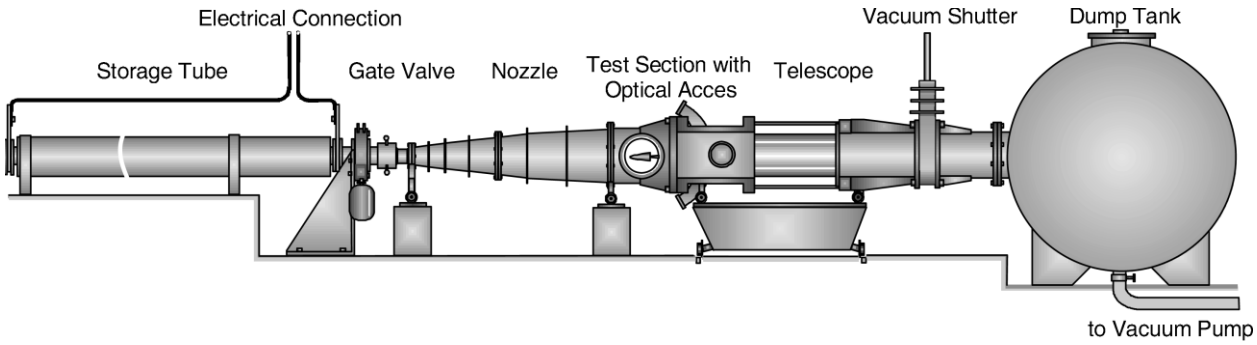
داده‌های آزمایشگاهی از کار انجام شده توسط مؤسسه هوافضای آلمان گرفته شده‌اند [۵۲, ۵۳]. این تحقیقات در تأسیسات DLR Gottingen Ludwieg Tube (RWG) انجام شده است، که محدوده عددی ماخ $3 \leq M_{\infty} \leq 7$ و محدوده عددی رینولدز واحد $\times 5$

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

$10^5 \geq Re_{1\infty} \geq 60 \times 10^6 \ m^{-1}$ را پوشش می‌دهد. در شکل (۸) آرایش کلی این تونل باد مشاهده می‌شود. ویژگی‌های اصلی و شرایط جریان برای دو لوله آزمایش A و B در جدول (۱)خلاصه شده است. یکی از ویژگی‌های منحصر به‌فرد تونل باد RWG استفاده از یک لوله بلند به‌عنوان یک مخزن فشار است. لوله در یک انتها بسته است و دارای یک دریچه دروازه است که به انتهای دیگر متصل است. در پایین دست این نازل مافوق صوت، بخش آزمایش و مخزن تخلیه قرار دارد. پس از باز کردن شیر دروازه، جریان توسط یک موج انبساط آغاز می‌شود که به انتهای بسته لوله می‌رسد. موج انبساط در انتهای بسته منعکس شده و به سمت پایین حرکت می‌کند. تا زمانی‌که موج انبساط به گلوگاه نازل بازنگردد، گاز آزمایشی در شرایط راکد ثابت از طریق نازل و بخش آزمایش به داخل مخزن تخلیه جریان می‌یابد. طول لوله ۸۰ متری منجر به زمان عملکرد در حدود ۰/۳ ثانیه می‌شود. مقطع آزمایشی برای اعداد ماخ $M_\infty = 3 - 4$ (لوله A) دارای سطح مقطع ۰/۵×۰/۵ متر مربع است، در حالی‌که برای اعداد ماخ بالا (لوله B) مقطع دایره‌ای دارای قطر ۰/۵ متر است.

شرایط جریان آزاد نامی در بخش آزمایش برای بررسی‌های حاضر، عدد ماخ $M_\infty = 5$، دمای کل در حدود $T_0 = 410\ K$، و فشار کل $P_0 = 2.12\ MPa$ (که مربوط به عدد رینولدز واحد در حدود $Re_{1\infty} = 37 \times 10^6/m$ است).



شکل ۸: تونل باد مافوق صوت و ماورای صوت RWG آلمان

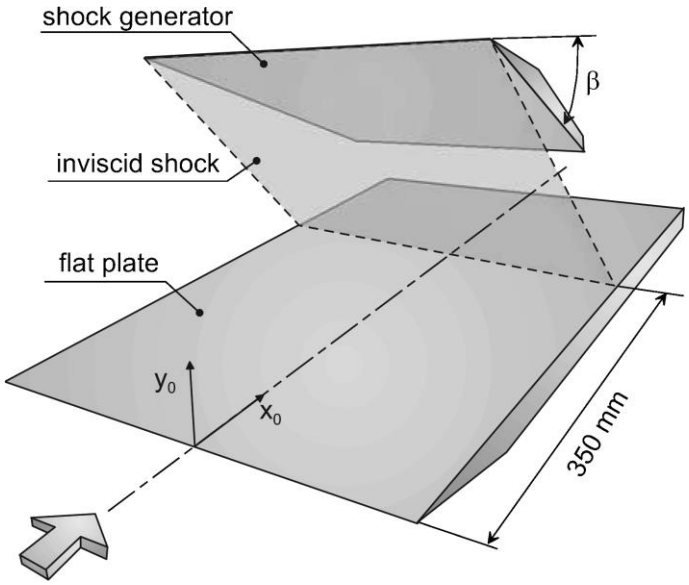
جدول ۱: شرایط جریان و مشخصات اصلی تونل باد RWG

عملکرد	لوله A	لوله B
فشار سکون ماکزیمم، (بار)	۱۵	۴۰
دمای سکون ماکزیمم، (درجه سانتیگراد)	۲۰	۴۰۰
عدد ماخ	2.79-4.65	5.0-6.9
عدد رینولدز واحد، $10^6\ m^{-1}$	5-60	5-50
زمان اجرا، (ثانیه)	0.4	0.3
سطح مقطع تست	$0.5 \times 0.5\ m^2$	$\phi\ 0.5\ m$

مدل آزمایشی مورد استفاده برای بررسی برهم‌کنش موج ضربه‌ای برخوردی با لایه مرزی آشفته صفحه تخت در شکل (۹) نشان داده شده است. صفحه تختی، که لایه مرزی آشفته بر روی آن توسعه می‌یابد، دارای یک لبه حمله تیز (ضخامت تقریبی ۰/۱ میلی‌متر) بوده و ۵۰۰ میلی‌متر طول و ۴۰۰ میلی‌متر عرض دارد. صفحه مولد شوک (طول ۳۰۰ میلی‌متر و عرض ۴۰۰ میلی‌متر) که می‌تواند با زوایای انحراف

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]
[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

β برابر با ۶، ۱۰ و ۱۴ درجه نصب شود، در بالای صفحه اصلی قرار می‌گیرد به‌طوری که موقعیت برخورد شوک غیرلزج در فاصله ۳۵۰ میلی‌متری لبه حمله جلوی صفحه پایین قرار می‌گیرد.



شکل ۹: مدل تست برهم‌کنش شوک-لایه مرزی

۴- روش حل عددی

در اینجا از یک حلگر چگالی-مبنا برای حل عددی معادلات ناویر-استوکس و مدل آشفتگی دو-معادله‌ای $k-\omega\ sst$ به‌همراه معادله حالت گاز کامل به روش حجم محدود استفاده می‌شود. در این شبیه‌سازی، از مدل آشفتگی دو معادله‌ای $k-\omega\ sst$ استفاده شده است. انتخاب این مدل به‌دلیل توانایی بالای آن در پیش‌بینی دقیق جریان‌های دارای گرادیان فشار معکوس و نواحی جدایش است که پدیده محوری مورد مطالعه در این مقاله می‌باشد. مدل $k-\omega\ sst$ با ترکیب مزایای مدل استاندارد $k-\omega$ در حل ناحیه زیرلایه لزج (نزدیک به دیواره) و برتری مدل $k-\varepsilon$ در ناحیه خارجی لایه مرزی، برای مدل‌سازی رفتار جریان‌های آشفته در شرایط پیچیده‌ای مانند برهم‌کنش شوک-لایه مرزی بسیار مناسب تشخیص داده شده است. این مدل به‌طور گسترده در مطالعات معتبر مشابه برای شبیه‌سازی این پدیده به کار رفته و نتایج قابل اطمینانی ارائه کرده است.

معادلات ناویر-استوکس در فضای دو بعدی به فرم زیر می‌باشند:

$$\frac{\partial W}{\partial t}+\frac{\partial(F-F_v)}{\partial x}+\frac{\partial(G-G_v)}{\partial y}=S \quad (۲)$$

$$W=\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho E\\ \rho k\\ \rho\varepsilon\end{bmatrix} \quad (۳)$$

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

$$F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ (\rho E + P)u \\ \rho uk \\ \rho u\epsilon \end{bmatrix} \quad (۴)$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + P \\ (\rho E + P)v \\ \rho vk \\ \rho v\epsilon \end{bmatrix} \quad (۵)$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ Q_x \\ \mu_k \frac{\partial u}{\partial x} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (۶)$$

$$G_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ Q_y \\ \mu_k \frac{\partial v}{\partial y} \\ \mu_\epsilon \frac{\partial \epsilon}{\partial y} \end{bmatrix} \quad (۷)$$

$$S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ H_k \\ H_\varepsilon \end{bmatrix} \quad (۸)$$

که

$$\tau_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} + \lambda \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \quad (۹)$$

$$\tau_{yy} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} + \lambda \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \quad (۱۰)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (۱۱)$$

$$\lambda = -\frac{2}{3}\mu \quad (۱۲)$$

$$Q_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x} \quad (۱۳)$$

$$Q_y = u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + k_{eff} \frac{\partial T}{\partial y} \quad (۱۴)$$

پیوستگی:

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho v)}{\partial y}=0 \quad (۱۵)$$

مومنتوم در جهت X:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho u^2+P)-\tau_{xx}}{\partial x}+\frac{\partial(\rho vu)-\tau_{xy}}{\partial y}=S_{Mx} \quad (۱۶)$$

مومنتوم در جهت Y:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho uv)-\tau_{xy}}{\partial x}+\frac{\partial(\rho v^2+P)-\tau_{yy}}{\partial y}=S_{My} \quad (۱۷)$$

انرژی:

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho e+P)u-Q_x}{\partial x}+\frac{\partial(\rho e+P)v-Q_y}{\partial y}=S_e \quad (۱۸)$$

و از معادله حالت گاز کامل داریم که:

$$P=\rho RT \quad (۱۹)$$

معادلات آشفتگی نیز به صورت زیر هستند:

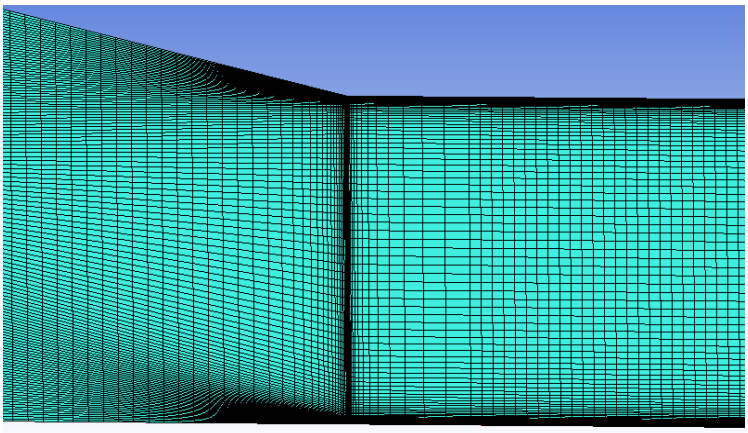
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j}\right)+\widetilde{G_k}-Y_k+S_k \quad (۲۰)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right)+\widetilde{G_\omega}-Y_\omega+D_\omega+S_\omega \quad (۲۱)$$

که در این معادلات $\tilde{G}_k$ بیانگر تولید انرژی آشفتگی به‌دلیل گرادیان‌های سرعت متوسط است. G_ω نیز بیان‌گر تولید ω است. Γ_k و Γ_ω به‌ترتیب بیان‌گر پخش‌شوندگی مؤثر (اضمحلال‌شوندگی مؤثر) k و ω هستند. Y_k و Y_ω نیز به‌ترتیب بیان‌گر پخش (اضمحلال) k و ω به‌دلیل آشفتگی هستند. D_ω جمله پخش (اضمحلال) ترکیبی است. S_k و S_ω نیز جملات چشمه تعریف شده توسط کاربر هستند [۵۴, ۵۵].

۵- نتایج و بحث

شبکه‌بندی مناسب پایه و اساس هر شبیه‌سازی عددی است. در این کار از یک شبکه سازمان یافته با سلول‌های مستطیلی استفاده شده است. شبکه در مجاورت دیواره‌ها ریز شده است. در شکل(۱۰) نمایی از شبکه ایجاد شده مشاهده می‌شود.

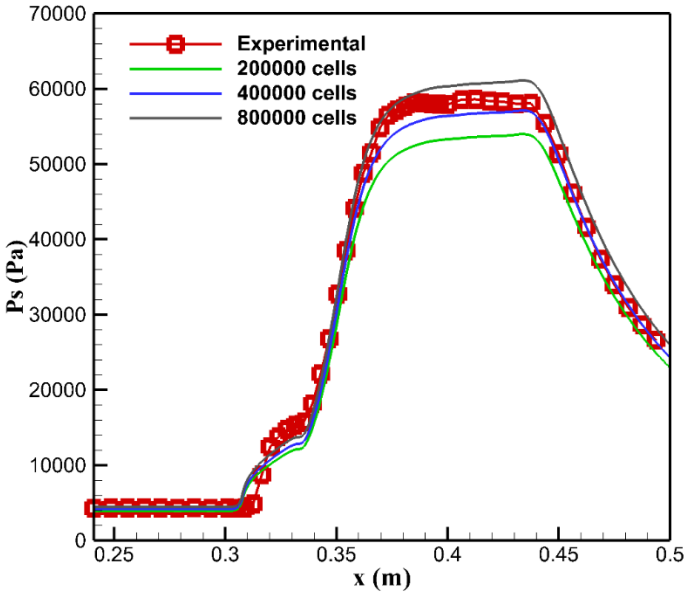


شکل ۱۰: نمایی از شبکه ایجاد شده برای بخشی از حوزه حل

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

در شکل (۱۱) استقلال از شبکه برای سه شبکه مختلف با تعداد سلول‌های در حدود ۲۰۰۰۰۰ ، ۴۰۰۰۰۰ و ۸۰۰۰۰۰ بررسی شده است. بر این اساس، شبکه با تراکم ۴۰۰۰۰۰ سلول به‌عنوان شبکه نهایی برای تمامی شبیه‌سازی‌های حاضر انتخاب گردید تا هم دقت کافی تضمین شود و هم هزینه محاسباتی در حد معقول باقی بماند.



شکل ۱۱: بررسی استقلال از شبکه

شکل (۱۲) مقایسه توزیع فشار استاتیک (p_s) روی دیواره صفحه تخت را نشان می‌دهد که بیان‌گر نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی عددی در این مقاله و داده‌های آزمایش تجربی مرجع [۵۲, ۵۳] است. در این شکل، توزیع فشار استاتیک در طول صفحه تخت برای دو حالت زاویه انحراف $\beta = 10°$ و $\beta = 14°$ ارائه شده است.

در حالت $\beta = 10°$، توزیع فشار استاتیک در ناحیه برخورد موج شوک با لایه مرزی به وضوح نشان‌دهنده افزایش ناگهانی فشار است. این افزایش فشار ناشی از برخورد موج شوک با لایه مرزی است که باعث ایجاد یک گرادیان فشار معکوس و در نهایت جدایش جریان می‌شود. در حالت $\beta = 14°$، افزایش فشار در ناحیه برخورد موج شوک شدیدتر است، که نشان‌دهنده تأثیر زاویه انحراف بر شدت برهم‌کنش شوک-لایه مرزی است. در هر دو حالت، نتایج شبیه‌سازی عددی به خوبی توانسته‌اند تغییرات فشار استاتیک را در طول صفحه تخت پیش‌بینی کنند.

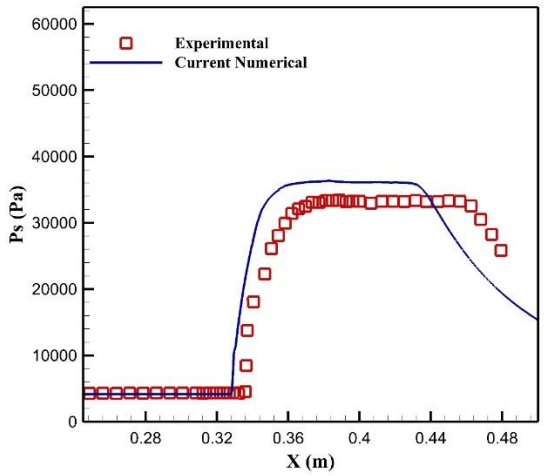
علاوه بر این، نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهند که با افزایش زاویه انحراف β، شدت برهم‌کنش شوک-لایه مرزی افزایش یافته و ناحیه جدایش جریان بزرگ‌تر می‌شود. این یافته با نتایج تجربی مرجع [۵۲, ۵۳] نیز هم‌خوانی دارد. این تطابق نه تنها صحت روش شبیه‌سازی عددی را تأیید می‌کند، بلکه نشان‌دهنده توانایی آن در پیش‌بینی تأثیر پارامترهای مختلف (مانند زاویه انحراف) بر رفتار جریان است.

شکل (۱۳) بیش‌تر مقایسه تصاویر شلیرن تجربی و نتایج شبیه‌سازی عددی را نشان می‌دهد. تصاویر شلیرن تجربی به‌دلیل توانایی در نمایش تغییرات چگالی جریان، ابزار قدرتمندی برای بررسی ساختار امواج ضربه‌ای و ناحیه‌های جدایش جریان هستند. در این شکل، ساختار امواج ضربه‌ای شبیه‌سازی و تصاویر شلیرن تجربی به‌خوبی با هم سازگار هستند. به‌ویژه، ناحیه جدایش جریان ناشی از تداخل موج شوک-لایه مرزی

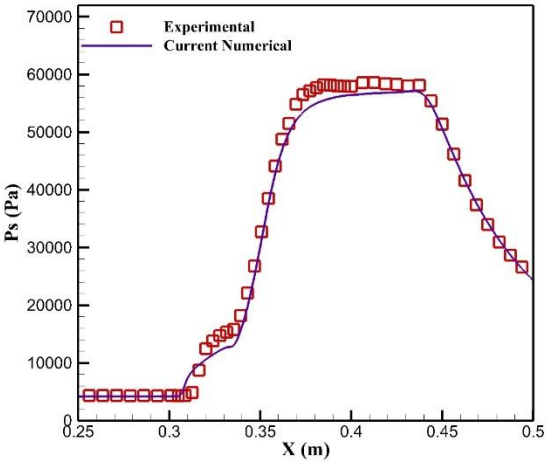
[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

در هر دو روش به وضوح مشاهده می‌شود و شبیه‌سازی جدایش جریان ناشی از تداخل موج شوک-لایه مرزی را به‌طور دقیق نشان می‌دهد. در تصاویر شلیرن تجربی، ناحیه جدایش جریان به‌صورت یک ناحیه تاریک و نامنظم در نزدیکی سطح دیواره دیده می‌شود. این ناحیه نشان‌دهنده جریان برگشتی و تشکیل گردابه‌های کوچک است که در اثر جدایش جریان ایجاد می‌شوند. در نتایج شبیه‌سازی عددی، این ناحیه به صورت یک ناحیه با سرعت جریان پایین و فشار بالا مدل‌سازی شده است. تطابق بین تصاویر شلیرن تجربی و نتایج شبیه‌سازی عددی نشان‌دهنده توانایی روش شبیه‌سازی عددی در پیش‌بینی دقیق پدیده‌های پیچیده جریان مانند جدایش جریان و تشکیل امواج ضربه‌ای است. مشاهده می‌شود که نتایج شبیه‌سازی عددی مورد استفاده در این مقاله از لحاظ کمّی و کیفی از دقت بالایی برخوردار است و با نتایج تجربی مطابقت خوبی دارند. این تطابق نشان‌دهنده دقت بالای روش شبیه‌سازی عددی مورد استفاده در این پژوهش است. از نظر کیفی، ساختار امواج ضربه‌ای و ناحیه‌های جدایش جریان به خوبی در نتایج شبیه‌سازی عددی نمایش داده شده‌اند. این دقت بالا نشان‌دهنده توانایی روش شبیه‌سازی عددی در مدل‌سازی پدیده‌های پیچیده جریان در شرایط مافوق صوت است.



الف

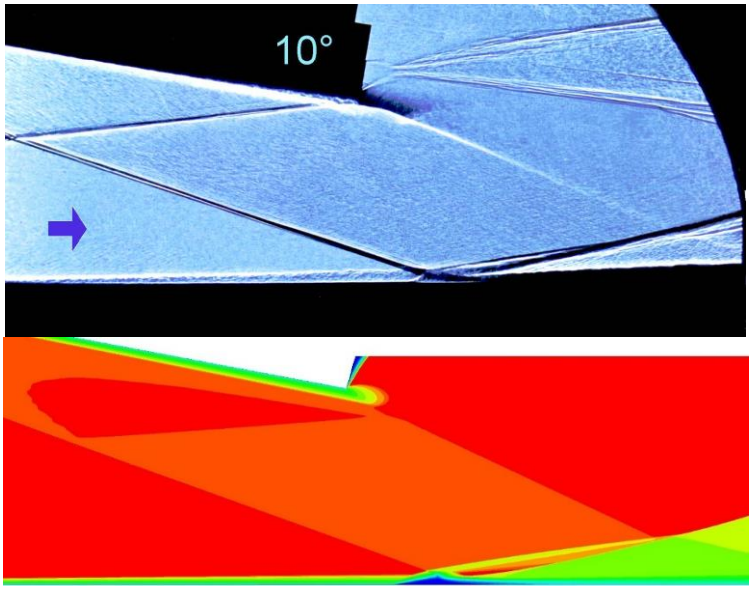


ب

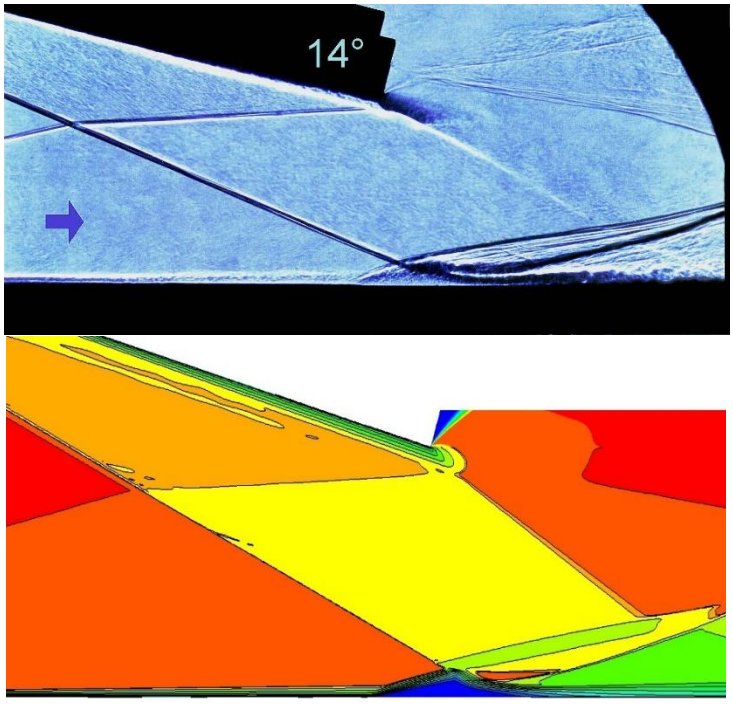
شکل ۱۲: مقایسه توزیع فشار استاتیک بر روی صفحه تخت بین شبیه‌سازی عددی و داده‌های آزمایش تجربی (الف- برای حالت $\beta = 10°$ و ب- برای حالت $\beta = 14°$)

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]



الف)



ب)

شکل ۱۳: مقایسه تصاویر شلیرن آزمایشگاهی با نتایج شبیه‌سازی عددی. (الف- برای حالت $\beta = 10°$ و ب- برای حالت $\beta = 14°$)

همان‌گونه که در تصاویر تجربی و شبیه‌سازی عددی مشاهده می‌شود، در محل برخورد شوک با لایه مرزی یک ناحیه بازچرخشی ناشی از جدایش جریان تشکیل شده است. این ناحیه بازچرخشی به‌دلیل کاهش سرعت جریان در نزدیکی سطح و ایجاد گرادیان فشار معکوس

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

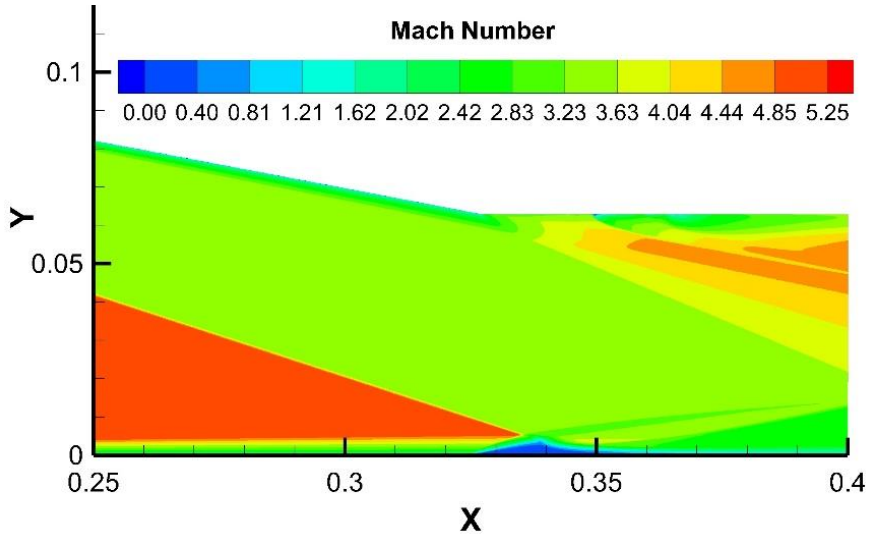
[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

ایجاد می‌شود. در این ناحیه، جریان سیال به سمت عقب برمی‌گردد و از سطح جدا می‌شود، که این پدیده نه‌تنها باعث افزایش پسا و کاهش کارایی آیرودینامیکی می‌شود، بلکه می‌تواند منجر به ناپایداری‌های جریان و افزایش بارهای حرارتی و مکانیکی بر روی سطح شود.

برای کنترل این ناحیه جدایش جریان، از روش مکش لایه مرزی استفاده شده است تا بتوان این ناحیه جدا شده را حذف نمود. بدین منظور تعداد ۵ روزنه که هر کدام دارای طول ۵ میلی‌متر است را به فاصله ۱۰ میلی‌متری از یکدیگر در ناحیه جدایش جریان در این ناحیه قرار داده شده‌اند. این روزنه‌ها به‌منظور مکش جریان کم‌انرژی در ناحیه جدایش طراحی شده‌اند. مکش جریان کم‌انرژی باعث کاهش ضخامت لایه مرزی و افزایش سرعت جریان در نزدیکی سطح می‌شود، که این امر به نوبه خود گرادیان فشار معکوس را کاهش داده و از جدایش جریان جلوگیری می‌کند و همان‌گونه که از نتایج شبیه‌سازی عددی مشاهده می‌شود، با انجام این روش ناحیه جدا شده کاملاً محو شده است.

در شکل (۱۴) کانتور تغییرات عدد ماخ برای حالت بدون مکش لایه مرزی مشاهده می‌شود که ناحیه بازچرخشی ناشی از جدایش جریان در این شکل کاملاً مشهود است. این ناحیه به‌صورت یک منطقه با سرعت جریان پایین و فشار بالا مشخص شده است که نشان‌دهنده جدایش جریان و تشکیل گردابه‌های کوچک در نزدیکی سطح است. وجود این ناحیه بازچرخشی تأثیر منفی بر عملکرد سیستم دارد و باعث افزایش پسا و کاهش کارایی آیرودینامیکی می‌شود.

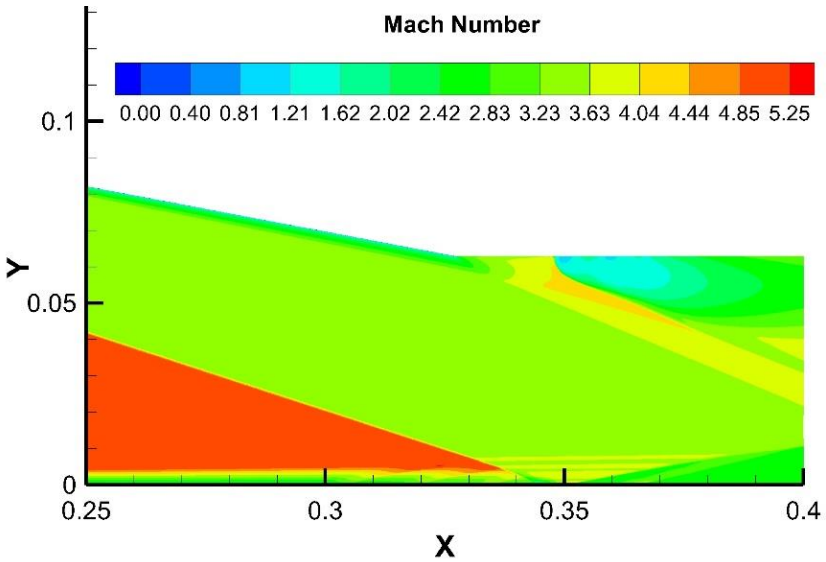
در شکل (۱۵) کانتور تغییرات عدد ماخ برای حالت همراه با مکش لایه مرزی مشاهده می‌شود که نشان‌دهنده حذف شدن ناحیه بازچرخشی ناشی از جدایش جریان توسط مکش لایه مرزی در این ناحیه می‌باشد. این نتیجه نشان‌دهنده اثربخشی روش مکش لایه مرزی در کنترل جدایش جریان است. با حذف ناحیه بازچرخشی، جریان در نزدیکی سطح پایدار شده و عملکرد سیستم بهبود می‌یابد. مکش لایه مرزی نه‌تنها باعث حذف ناحیه بازچرخشی می‌شود، بلکه باعث کاهش ضخامت لایه مرزی و افزایش سرعت جریان در نزدیکی سطح نیز می‌شود. این امر باعث کاهش گرادیان فشار معکوس و بهبود توزیع فشار در طول سطح می‌شود. در نتیجه، عملکرد سیستم از نظر آیرودینامیکی و انتقال حرارت بهبود می‌یابد.



شکل ۱۴: کانتور تغییرات عدد ماخ برای حالت بدون مکش لایه مرزی

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]



شکل ۱۵: کانتور تغییرات عدد ماخ برای حالت همراه با مکش لایه مرزی

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، شبیه‌سازی عددی برهم‌کنش بین موج ضربه‌ای مایل و لایه مرزی آشفته در جریان مافوق صوت با عدد ماخ ۵، با موفقیت انجام شد. نتایج شبیه‌سازی نه‌تنها دقت بالای روش عددی را در پیش‌بینی ساختار جریان و رفتار موج ضربه‌ای نشان می‌دهند، بلکه مقایسه آن‌ها با داده‌های تجربی نیز تطابق قابل قبولی از منظر کمّی و کیفی ارائه می‌کند. این انطباق اهمیت استفاده از مدل‌های عددی پیشرفته را در تحلیل پیچیدگی‌های جریان‌های مافوق صوت و تأثیرات متقابل موج ضربه‌ای و لایه مرزی تأیید می‌کند.

افزون بر این، اثر مکش لایه مرزی در بهبود شرایط جریان و حذف ناحیه جدایش، به روشنی در نتایج شبیه‌سازی عددی مشاهده شد. استفاده از پنج مجرای مکش کوچک و هر کدام به طول پنج میلی‌متر، در ناحیه جدایش، منجر به کاهش کامل ناحیه بازچرخشی و اتصال مجدد جریان به سطح دیوار گردید. همان‌گونه که مشاهده شد، با انجام این روش ناحیه جدا شده به‌طور کامل از بین رفته است. این یافته‌ها نشان می‌دهند که مکش لایه مرزی به‌عنوان یک راه‌کار عملی، در مهار جدایش جریان ناشی از برهم‌کنش شوک-لایه مرزی بسیار مؤثر بوده و می‌تواند به بهبود پایداری و کارایی سیستم‌های مهندسی مافوق صوت کمک کند.

این پژوهش، گامی مهم در جهت درک عمیق‌تر از مکانیزم‌های برهم‌کنش شوک-لایه مرزی ارائه می‌دهد و نقش فناوری‌های مدرن نظیر مکش لایه مرزی در کاهش اثرات منفی مانند جدایش و ناپایداری را برجسته می‌کند. از منظر کاربردی، نتایج می‌توانند برای طراحی بهینه سیستم‌های پیشرفته مهندسی در حوزه‌هایی نظیر ورودی‌های موتور جت، نازل‌های مافوق صوت، کمپرسورهای مافوق صوت و سایر تجهیزات با جریان‌های پرسرعت، مورد استفاده قرار گیرند. هم‌چنین، این تحقیق زمینه‌ای برای مطالعات آینده فراهم می‌آورد که می‌تواند شامل بررسی اثرات پارامترهایی نظیر عدد رینولدز، زبری سطح، و زوایای مختلف برخورد موج ضربه‌ای باشد تا درک جامع‌تری از رفتار جریان حاصل شود.

نتایج این پژوهش به وضوح مؤثربودن روش مکش لایه مرزی را در کنترل پدیده جدایش ناشی از برهم‌کنش شوک-لایه مرزی تأیید می‌کند. ولی علی‌رغم اثربخشی قابل توجه روش مکش در حذف ناحیه جدایش و بهبود پایداری جریان، باید به این نکته مهم توجه داشت که این روش ذاتاً با یک هزینه همراه است. سیال مکیده شده نیاز به یک سیستم پمپاژ دارد که خود مصرف انرژی می‌طلبد. بنابراین، بهره‌برداری از این فناوری مستلزم یک مصالحه بین مزایای آیرودینامیکی به‌دست آمده (مانند کاهش پسا و افزایش پایداری) و هزینه انرژی موردنیاز برای

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]
[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

ایجاد مکش است. مطالعات آتی می‌تواند بر روی بهینه‌سازی پارامترهای مکش برای دست‌یابی به حداکثر بازدهی با حداقل هزینه انرژی متمرکز شود.

مراجع

[1] J. A. Schetz, R. D. Bowersox, Boundary layer analysis, American Institute of Aeronautics and Astronautics (2011).

[2] https://www.wikipedia.org./

[3] F. P. Incropera, D. P. DeWitt, Introduction To Heat Transfer, Wiley (2002).

[4] A. D. Young, Boundary layers, NASA STI/Recon Technical Report A, 91 (1989) 39725.

[5] H. Schlichting, K. G., Boundary-Layer Theory, Ninth Edition, Springer (2016).

[6] V. R. Prasad, Boundary Layer Flows: Theory, Applications and Numerical Methods, IntechOpen (2020).

[7] P. K. Chang, Separation of flow, Elsevier (2014).

[8] S. Abdolahipour, Review on flow separation, Recent Developments in Aerodynamics (2025).

[9] S. Krishnaa, D. Sneha, S. Sivarajan, Numerical investigation of flow separation control on airfoils using MATLAB simulations, In AIP Conference Proceedings, AIP Publishing (2024).

[10] M. A. Aziz, et al., Experimental investigation of small wind turbine airfoil under pulsate suction jet, Wind Engineering (2024) 0309524X241267271.

[11] J. Anish, G. Joselin Herbert, K. Balaji, Improvement in aerodynamic efficiency of trainer aircraft wing using co flow jet method, Aerospace Systems, 7(3) (2024) 559-564.

[12] D. G. Karkoulias, P.-V. N. Bourdousi, D. P. Margaris, Passive Control of Boundary Layer on Wing: Numerical and Experimental Study of Two Configurations of Wing Surface Modification in Cruise and Landing Speed, Computation, 11(3) (2023) 67.

[13] G. Darooka, et al., Experimental investigation of aerodynamics behaviour of NACA0012 airfoils using cylindrical dimples, In AIP Conference Proceedings, AIP Publishing (2025).

[14] J. Lim, et al., Turbulent transition control using porous surfaces in hypersonic boundary layer, International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 24(4) (2023) 972-984.

[15] J. Svorcan, J. M. Wang, K. P. Griffin, Current state and future trends in boundary layer control on lifting surfaces, Advances in Mechanical Engineering, 14(7) (2022) 16878132221112161.

[16] G. Tian, Active Flow Control and Its Applications in Supersonic Boundary Layer, In Boundary Layer Flows-Advances in Experimentation, Modelling and Simulation, IntechOpen (2023).

[17] S. Chen, et al., Active flow control in compressor cascades with steady and pulsed jets, Journal of Propulsion and Power, 39(4) (2023) 501-510.

[18] D. P. Ramaswamy, A.-M. Schreyer, Control of shock-induced separation of a turbulent boundary layer using air-jet vortex generators, AIAA Journal, 59(3) (2021) 927-939.

[19] C. Chan, R. Chin, Investigation of the influence of miniature vortex generators on the large-scale motions of a turbulent boundary layer, Journal of Fluid Mechanics, 932 (2022) A29.

[20] H. Babinsky, J. K. Harvey, Shock wave-boundary-layer interactions, Vol. 32, Cambridge University Press (2021).

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

[21] Y. Andreopoulos, J. H. Agui, G. Briassulis, Shock wave—turbulence interactions, Annual review of fluid mechanics, 32(1) (2000) 309-345.

[22] D. S. Dolling, Fifty years of shock-wave/boundary-layer interaction research: what next?, AIAA journal, 39(8) (2001) 1517-1531.

[23] N. Thillai, et al., Analysis of flow-field in a dual mode ramjet combustor with boundary layer bleed in isolator, Propulsion and Power Research, 10(1) (2021) 37-47.

[24] N. G. Moirou, D. S. Sanders, P. Laskaridis, Advancements and prospects of boundary layer ingestion propulsion concepts, Progress in Aerospace Sciences, 138 (2023) 100897.

[25] J. Kooi, Influence of free-stream Mach number on transonic shock-wave boundary-layer interaction, In Von Karman Inst. for Fluid Dyn. Shock Boundary Layer Interaction Turbomachines, 1 (1980).

[26] W. D. Bachalo, D. A. Johnson, Transonic, turbulent boundary-layer separation generated on an axisymmetric flow model, AIAA Journal, 24(3) (1986) 437-443.

[27] X. Liu, L. Squire, An investigation of shock/boundary-layer interactions on curved surfaces at transonic speeds, Journal of Fluid Mechanics, 187 (1988) 467-486.

[28] F.-Y. Zuo, et al., Direct numerical simulation of conical shock wave–turbulent boundary layer interaction, Journal of Fluid Mechanics, 877 (2019) 167-195.

[29] S. Burrows, Z. A. Rana, S. Prince, Hypersonic boundary layer reduction with optimisation of the Hyshot II intake using numerical methods, In AIAA SCITECH 2024 Forum (2024).

[30] V. Mosca, et al., Multidisciplinary Design Optimization of Transonic Wings with Boundary-Layer Suction, Journal of Aircraft, 61(2) (2024) 523-542.

[31] M. L. Celestina, M. J. Long-Davis, Large-scale boundary layer ingesting propulsor research, In International Society for Air Breathing Engines (ISABE) Conference (2019).

[32] M. C. Adler, D. V. Gaitonde, Dynamics of strong swept-shock/turbulent-boundary-layer interactions, Journal of Fluid Mechanics, 896 (2020) A29.

[33] A. Ferrero, Control of a supersonic inlet in off-design conditions with plasma actuators and bleed, Aerospace, 7(3) (2020) 32.

[34] D. V. Gaitonde, M. C. Adler, Dynamics of three-dimensional shock-wave/boundary-layer interactions, Annual Review of Fluid Mechanics, 55(1) (2023) 291-321.

[35] N. Arora, L. Mears, F. S. Alvi, Unsteady characteristics of a swept-shock/boundary-layer interaction at Mach 2, AIAA Journal, 57(10) (2019) 4548-4559.

[36] J. Sepahi-Younsi, et al., Boundary layer suction for high-speed air intakes: A review, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 233(9) (2019) 3459-3481.

[37] M. J. Schwartz, J. W. Slater, D. V. Gaitonde, Structure and Dynamics of Bleed-Controlled Impinging Shock/Turbulent-Boundary-Layer Interactions, AIAA Journal (2024) 1-17.

[38] L. V. Gogish, G. Y. Stepanov, Turbulent Separated Flows [in Russian], Nauka, Moscow (1979).

[39] T. Liu, et al., Skin friction extracted from surface pressure in incident shock-wave/boundary-layer interaction, AIAA Journal, 59(10) (2021) 3910-3922.

[40] Z.-b. Du, et al., Design exploration on the shock wave/turbulence boundary layer control induced by the secondary recirculation jet, Acta Astronautica, 181 (2021) 468-481.

[41] Th. J. Nussdorfer, Some observations of shock-induced turbulent separation on supersonic diffusers, NACA Res. Memorandum No. E51L26 (1954).

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

[42] D. C. Reda, J. D. Murphy, Shock wave/turbulent boundary-layer interactions in rectangular channels, AIAA Journal, 11(2) (1973) 139-140.

[43] V. Y. Borovoi, Gas Flow and Heat Transfer in Shock Wave-Boundary Layer Interaction Regions [in Russian], Mashinostroenie, Moscow (1983).

[44] O. G. Akinlade, Effects of surface roughness on the flow characteristics in a turbulent boundary layer, University of Saskatchewan (2005).

[45] H. Babinsky, G. Inger, A. McConnell, A basic experimental theoretical study of rough wall turbulent shock/boundary layer interaction, In 22nd International Symposium in Shock Waves, paper (1999).

[46] G. Inger, C. Gendt, An experimental study of transonic shock/boundary layer interaction on a roughened surface, AIAA 1997-0065, In 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (1997).

[47] I. A. Kondrat'ev, Experimental study of heat transfer on a flat plate with oblique shock wave-laminar boundary layer interaction, Uch. Zap. TsAGI, 2 (1971).

[48] V. Ya. Neiland, O. I. N., V. S. Khlebnikov, P. G. Tsyganov, Investigation of interaction of a streamwise oscillating shock wave with a laminar boundary layer, Tr. TsAGI (1989).

[49] S. V. Kuimov, V. S. Khlebnikov, Investigation of interaction of an unsteady shock wave with a boundary layer on a flat plate in the transitional regime, Izv. Ross. Akad. Nauk, Mekh. Zhidk. Gaza, 6 (1992).

[50] J. Giehler, et al., Experimental and numerical investigation of porous bleed control for supersonic/subsonic flows, and shock-wave/boundary-layer interactions, Aerospace Science and Technology, 147 (2024) 109062.

[51] J. Giehler, P. Grenson, R. Bur, Parameter influence on porous bleed performance for supersonic turbulent flows, Journal of Propulsion and Power, 40(1) (2024) 74-93.

[52] E. Schülein, P. K., E. Stanewsky, Documentation of two-dimensional impinging shock/turbulent boundary layer interaction flow, Doc. DLR, No. IB 223-96, Rev. A 49, Göttingen (1996).

[53] E. Schülein, Skin friction and heat flux measurements in shock/boundary layer interaction flows, AIAA journal, 44(8) (2006) 1732-1741.

[54] A. Fluent, Ansys fluent theory guide, Ansys Inc., USA, 15317 (2011).

[55] J. E. Matsson, An Introduction to Ansys Fluent 2023, Sdc Publications (2023).

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]

Investigation and numerical simulation of shock-boundary layer interaction in supersonic flow and the effect of boundary layer suction on flow separation

Mojtaba Zahedzadeh[1]*, Mehdi Hamzai[1,2]

[1]Department of Mechanical Engineering, Ahvaz Branch, Islamic Azad University, Ahvaz, Iran

[2] Department of Mechanical Engineering, Ahvaz Branch, Islamic Azad University, Ahvaz, Iran

Received: spring 2025 Accepted: summer 2025

Abstract

Shock/boundary layer interactions still belong to the fundamental problems of modern aerothermodynamics and high-speed fluid dynamics, which to a large extent causes many problems, especially in flight technology and satellite flights. The flow characteristics of shock-boundary layer interactions are observed in many high-speed engineering devices such as gas turbine blades, aircraft wings, control surfaces, inlet systems for jet engines, ramjet engines, scramjets, etc. In the past, much work has been done to investigate the characteristics of shock-boundary layer interactions and various properties. Interesting results such as boundary layer thickening, boundary layer separation and reattachment, shock wave instability, etc. have been obtained. In the present work, the results of numerical simulation of the interaction between an oblique shock wave and a turbulent boundary layer formed in a supersonic flow (Mach number M = 5) of a flat plate are presented. The results of numerical simulations have been compared and validated with experimental data. Then, the effect of boundary layer suction on the flow separation region due to shock-boundary layer interaction has been investigated.

Keywords: Shock-boundary layer interaction, flow separation, boundary layer suction, numerical simulation.

*corresponding author: M.zahed5@chmail.ir

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-08]

[DOI: 10.82377/jeed.2025.2.549]