





تأثیرات مکش و دمش در لایه های مرزی آرام و

درهم

سمینار درس تئوری لایه های مرزی

دانشجو

عادل مه پور

استاد

جناب آقای دکتر مقیمی

زمستان ۱۳۹۵

عنوان	صفحه
چکیده	۹
مقدمه	۱۱
بخش 1- کنترل لایه مرزی در جریان آرام	۱۳
الف- روشهای کنترل لایه مرزی	۱۳
۱- حرکت جداره جامد	۱۴
۲- شتاب لایه مرزی (دمش)	۱۵
۳- مکش	۱۷
۴- تزریق یک گاز متفاوت (لایه های مرزی دوگانه)	۱۸
۵- جلوگیری از رسیدن به حالت جریان درهم، بوسیله تهیه اشکال مناسب (ایرفویلهای لایه ای)	۱۸
6- خنک سازی جداره	۱۹
ب- مکش لایه مرزی	۱۹
۱- نتایج نظری	۱۹
۱,۱- معادلات اساسی	۱۹
1.2- راه حلهای دقیق	۲۱
عنوان	صفحه
1.3- راه حلهای تقریبی	۳۲
۲- نتایج تجربی در مورد مکش	۳۶
2.1- افزایش در لیفت	۳۷

۲,۲- کاهش در دراگ ۳۹

۴۲

ج- تزریق یک گاز متفاوت (لایه های مرزی دوگانه)

۱- نتایج نظری ۴۲

۴۲

1.1- معادلات اساسی

۴۵

1.2- راه حل‌های دقیق

۴۶

1.3- راه حل‌های تقریبی

۲- نتایج تجربی ۴۶

۴۸

بخش 2- اثر مکش بر حالت گذرا در یک لایه مرزی

۵۵

بخش 3- لایه های مرزی درهم با مکش و تزریق

۵۸

نتیجه گیری

۶۰

فهرست منابع و مآخذ

فهرست اشکال

صفحه

شکل عنوان

۱ جریان عبوری از روی یک استوانه مدور با مکش در یک سمت ۱۳

۲	جریان عبوری از روی یک استوانه دوار ۱۴
۳	آرایشهای مختلف برای کنترل لایه مرزی ۱۶
۴	صفحه مسطح با مکش همگن در برخورد صفر ۳۰
۵	جریان اطراف بال هواپیمای آزمایشی گوتینگن ۳۵
۶	بال مسطح با تزریق از طریق شکافی در نوک بالچه به قصد افزایش بالابری حداکثر. ۵۶

صفحه

۱	دیاگرام قطبی یک بال با تخته باریک جلو و بالچه ۱۷
۲	توزیع سرعت در لایه مرزی بر روی یک صفحه مسطح در تلاقی صفر ۲۲
۳	صفحه مسطح با مکش یکنواخت، الگوی خطوط جریان ۲۳
۴	صفحه مسطح با مکش یکنواخت، پروفیلهای سرعت بر طول اولیه ۲۴
۵	ضرایب دراگ برای صفحه مسطح در نقطه طلاقی صفر با مکش یکنواخت ۲۵
۶	لایه مرزی آرام بر روی یک صفحه مسطح در نقطه تلاقی صفر با مکش یکنواخت. ضخامت جابجائی دلتا 1 و ضخامت اندازه حرکت دلتا 2 بوسیله Kay اندازه گیری ۲۷ شده است.
۷	توزیع سرعت در لایه مرزی آرام بر روی یک ایرفویل با مکش افزوده شده از طریق سطح متخلخل آن. اندازه گیریها توسط Head انجام شده است، در مقایسه با ۲۸ تئوری برگرفته از Iglisch
۸	توزیع سرعت در لایه مرزی بر روی یک صفحه مسطح در تلاقی صفر با مکش و ۲۹ تخلیه
۹	رابطه بین تنش برشی در جداره و سرعت مکش برای لایه های مرزی آرام با مکش ۳۱
۱۰	لایه مرزی آرام بر روی یک آئروفویل متقارن Zhukovskii دارای مکش یکنواخت ۳۵

- ۱۱ افزایش در حداکثر بالابری یک بال با جاروب-عقب دارای مکش. ۳۷
- ۱۲ اثر بر روی افزایش در ضریب بالابری تغییر مکان سطح مکشی متخلخل برای یک ۳۸
 آئروفویل با ضخامت ۸٪ در یک زاویه برخورد $\alpha=15$
- ۱۳ حداقل مکش حجمی مورد نیاز برای جلوگیری از جدائی بصورت یک تابع بر حسب ۳۹ عدد
 رینولدز برای یک زاویه برخورد معادل $\alpha=14$ به یادبود Gregory و walker

فهرست نمودارها

نمودار عنوان

- ۱۴ کاهش در دراگ یک آئروفویل در حالتی که حالت گذار، بوسیله مکش از طریق تعداد ۴۱ زیادی از شکافها، مورد تاخیر واقع شده است.
- ۱۵ توزیع نظری و تجربی سرعت بر روی یک آئروفویل متقارن دارای مکش ۴۲
- ۱۶ لایه مرزی دوگانه روی یک مخروط در جریان آرام لایه ای با سرعت مافوق صوت ۴۳
- $M(\infty)=12.9$ در حضور تزریق هلیوم درون هوا،
- ۱۷ منحنیهای پایداری خنثی برای پروفیلهای سرعت روی یک صفحه مسطح در برخورد ۵۰ صفر با مکش یکنواخت
- ۱۸ محاسبه مقدار بحرانی ضریب حجمی برای حفاظت از جریان آرام از طریق مکش ۵۲ برای لایه مرزی موجود روی صفحه مسطح
- ۱۹ ضریب اصطکاک پوسته ای یک صفحه مسطح در برخورد صفر. ۵۳
- ۲۰ ذخیره سازی نسبی در دراگ روی صفحه مسطح در برخورد صفر دارای مکش در ۵۴ حال نگهداری جریان آرام در "مکش بهینه" نمودار 13
- ۲۱ عدد بحرانی رینولدز برای پروفیلهای سرعت آرام دارای مکش، و برای یک گرادیان ۵۷ فشار رسم شده بصورت یک تابع از ضریب شکلی

فهرست جداول

صفحه	جدول عنوان
۲۶	۱ ضخامت لایه مرزی بدون بعد دلتا 1 و ضریب فاکتور دلتا 2 / دلتا 1 برای پروفیل‌های سرعت در طول اولیه بر یک صفحه مسطح در نقطه تلاقی صفر با مکش یکنواخت
۵۰	۲ ارتباط عدد بحرانی رینولدز مربوط به پروفیل‌های سرعت، با مکش در ضریب حجمی مکش بدون بعد

چکیده

مقاله حاضر، همانگونه که از عنوان آن پیداست، تحقیقی در حوزه تاثیرات پدیده های مکش و دمش در لایه های مرزی دارای حالات آرام و درهم است. تئوریهای موجود در حیطه لایه مرزی، دارای محدوده ای بس وسیع است و به جرات، میتوان گفت که بیشتر نتایج موجود، از کارهای پراندتل و همکاران وی در دو دهه نخست قرن بیستم، در حیطه دانش دینامیک سیالات بدست آمده است. آنچه در پی می آید، نگاهی است به موضوع فوق، و تلاشی است در جهت درک بهتر آنچه در دهه های اخیر در جریان آزمایشها و تجربیات متعدد در لایه های مرزی (بوجود آمده در سیالات جریان یافته حول اجسام جامد) به عنوان نتایج قابل قبول ثبت گردیده اند. از اینرو، میتوان این دانش را بشدت وابسته به تحقیقات تجربی دانست که بسیاری از تقریبهای بکار رفته، در مسیر درک قوانین حاکم بر سیالات دارای حالات دینامیکی متعدد، کار را برای بررسی وقایع موجود در دنیای واقع، کاربردی تر نموده است.

بحث خود را در طی چهار بخش دنبال خواهیم کرد:

در بخش نخست، در مسیر جریانهای آرام، روند کنترل لایه مرزی مورد بررسی قرار گرفته است. در اینجا، در ابتدا روشهای کنترل لایه مرزی را مورد بررسی قرار خواهیم داد که شامل حرکت جداره جامد، شتاب لایه مرزی (پدیده دمش)، پدیده مکش، لایه های مرزی دوگانه که توسط تزریق یک گاز متفاوت بدست می آید، کاربرد روش تهیه شکلهای مناسب یا ایرفویلهای لایه ای برای جلوگیری از رسیدن به حالت جریان درهم، و نیز کاربرد روش خنک سازی دیواره در کنترل لایه مرزی است. سپس، پدیده مکش را در لایه مرزی، از دیدگاه نظری بررسی خواهیم نمود که خود شامل بررسی معادلات اساسی بکار رفته در مورد این پدیده و همچنین بررسی راه حلهای کامل و تقریبی برای حل مسائلی از این دست میباشد. آنگاه نگاهی خواهیم انداخت به نتایج تجربی در مورد پدیده مکش، شامل افزایش در لیفت و کاهش در دراگ. پس از بررسی مراحل فوق، حالت لایه مرزی دوگانه شامل تزریق یک گاز متفاوت را مطالعه خواهیم نمود. در این قسمت نیز در ابتدا به نتایج نظری بدست آمده شامل معادلات اساسی و راه حلهای کامل و تقریبی موجود و سپس به نتایج تجربی بدست آمده نظر خواهیم انداخت.

در بخش دوم، اثر مکش را بر حالت جریان گذرا در یک لایه مرزی مورد بررسی، تشریح خواهیم کرد. در اینجا تلاشهای بکار رفته برای جلوگیری از تبدیل جریان سیال به حالت درهم بررسی خواهد شد. بخش سوم، لایه های مرزی بوجود آمده در حالت درهم را تحت اثرات مکش و تزریق بررسی خواهد کرد. در اینجا، آرایش بهینه برای ناحیه مکش، و نیز کاربرد تزریق یک گاز سبک با سرعت بالا برای افزایش حداکثر بالابری بررسی شده است.

در تمامی موارد بررسی شده، هیچگونه بررسی تئوریهای آماری در حالات جریان درهم انجام نگرفته است، زیرا آنگونه که از مراجع اصلی بر می آید، اینگونه تئوریهها در عمل کمک چندانی به روند حل مسائل اصلی برای جامعه مهندسين نکرده اند.

مقدمه

تئوری لایه مرزی، کاربرد خود را بیشتر در محاسبه دراگ پوسته ای به نمایش میگذارد که بر روی یک جسم متحرک درون یک مایع اثر می گذارد. به عنوان چند مثال، میتوان به پدیده دراگ آزمایش شده توسط یک صفحه مسطح در زاویه برخورد صفر، پدیده دراگ درون یک کشتی، یا بال یک هواپیما، و یا درون تیغه های یک توربین اشاره نمود. جریان لایه مرزی، دارای رفتارهای ویژه ای است که تحت شرایط خاص، جریان در همسایگی بسیار نزدیک به جسم جامد در جهت مخالف ادامه می یابد، که باعث جدائی لایه مرزی از بدنه جسم میشود. این پدیده، معمولاً همراه با شکل دهی به جریانهای گردابی کوچک در همسایگی بدنه جسم جامد است. بنابراین، توزیع فشار تغییر می یابد و بطور قابل توجهی با توزیع فشار در حالتی که اصطکاک وجود ندارد، متفاوت است. این انحراف از حالت ایده آل در توزیع فشار، باعث ایجاد حالت دراگ میشود، و محاسبه آن توسط تئوری لایه مرزی قابل انجام است.

تئوری لایه مرزی پاسخهای مناسبی برای سوال زیر بدست آورده است: جسم جامد باید دارای چه شکلی باشد تا حالت جدائی رخ ندهد؟ پدیده جدائی میتواند همچنین در یک جریان داخلی موجود در یک کانال رخ دهد و تنها محدود به جریانهای خارجی سیال عبوری از روی یک جسم جامد نمی شود. همچنین مسائل مربوط به انتقال گرما بین یک جسم جامد و سیالی که در اطراف آن در جریان است، در حیطه تئوری لایه مرزی، و قوانین حاکم بر پدیده های مکش و دمش و دراگ، قابل بررسی است.

در ابتدا، تئوری لایه مرزی برای بررسی حالت جریان آرام در یک سیال تراکم ناپذیر توسعه یافت. در این حالت، فرضیه پدیده شناسی برای تنش برشی، از قبل به شکل قانون استوکس وجود دارد. این قانون آنچنان مورد آزمایش، بررسی و توسعه قرار گرفت که اکنون میتوان مسائل وابسته به جریانهای آرام را بطور کامل از طریق این قانون و توسعه های آن بررسی و حل نمود. بعدها این قانون آنچنان توسعه یافت که بتواند حالات جریانهای درهم با لایه های مرزی تراکم ناپذیر را نیز در بر گیرد، که اینگونه مسائل، از دیدگاه کاربردی دارای اهمیت بیشتری هستند. تئوری طول اختلاط پراندتل در سال 1925 به همراه آزمایشات متعددی که انجام گرفت، پیشرفت بزرگی در حل مسائل وابسته به جریانهای درهم در تئوری لایه مرزی بوجود آورد. در زمانهای بعد، تمرکز آزمایشها و تحقیقات در لایه مرزی، بیشتر بر روی جریانهای تراکم پذیر بوده است، که بخش بزرگی از انگیزه موجود در پشت این تحقیقات، نیاز برای دست یابی به سرعتهای بسیار بالا در

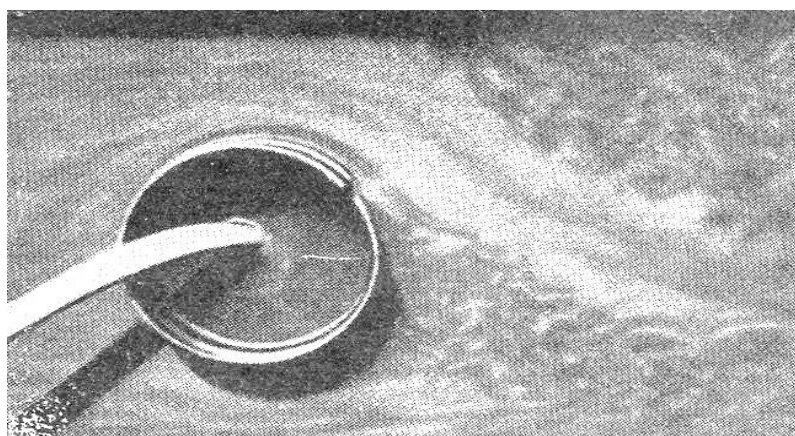
هواپیماهای مافوق صوت، و در سیستمهای موشکی، و ماهواره ها بوده است. بعلاوه، در لایه های مرزی سرعتی فوق، مسئله ایجاد لایه مرزی گرمائی و اثرات شدید آن بر انتقال گرمای بین جسم جامد و سیال در حال جریان اطراف آن، مطرح است. در سرعتهای بالای اعداد ماخ، سطح بدنه جسم جامد دارای دمای فوق العاده بالایی می گردد که بعلت وجود اثر گرمای اصطکاکی (حصار گرمائی) میباشد.

پدیده گذار از حالت جریان آرام به جریان درهم، که پایه اساسی دانش دینامیک سیالات می باشد، ابتدا توسط رینولدز در قرن نوزده بررسی شد، و پراندتل در قرن بیستم در طی تجربیات معروف خود بر روی سطوح کره ای، نشان داد که جریان در یک لایه مرزی میتواند آرام یا درهم باشد، و مسئله جدائی و محاسبه دراگ، تحت کنترل این حالت گذار است. تئوری پایداری، که در ابتدا توسط تولمین بنا نهاده شد، و بعدها مورد آزمایش و تایید قرار گرفت، قادر به بیان قوانین حاکم بر اثر تعدادی از پارامترها بر روی حالت گذار میباشد. این پارامترها شامل گرادیان فشار، پدیده مکش، عدد ماخ، و انتقال گرما است. این تئوری دارای کاربردهای بسیاری در طراحی ایرفویلهای دارای دراگ کم (ایرفویلهای لایه ای آرام) است.

بخش 1- کنترل لایه مرزی در جریان آرام

الف- روشهای کنترل لایه مرزی

روشهای متعددی برای کنترل مصنوعی رفتار لایه مرزی، وجود دارند. هدف این روشها، اثر گذاری بر تمامی جریان در جهت خواسته شده، بوسیله تاثیر در ساختار لایه مرزی است. ال پراندتل، در اولین مقاله خود در سال 1904، چندین آزمایش برای کنترل لایه مرزی ارائه داد. او قصد داشت که اعتبار اندیشه های اصولی خود را به کمک آزمایشهای طراحی شده مناسب به اثبات برساند و در این راه به نتایج بسیار شایان توجهی دست یافت. شکل (1)، عبور جریان از یک استوانه مدور را با بکارگیری مکش در یک طرف آن از طریق یک شکاف کوچک نشان میدهد. در سمت مکش، جریان در بخش بسیار بزرگتری به سطح استوانه می چسبد و از جدائی جلوگیری می شود، و درآگ به طرز محسوسی کاهش می یابد و همزمان یک نیروی گذرای قوی بعلت عدم تقارن در الگوی جریان، بوجود می آید.



شکل (1) - جریان عبوری از روی یک استوانه مدور با مکش در یک سمت (مرجع {۱})

در لایه مرزی آرام، بدون رخ دادن جدائی تنها میتوان به افتهای (گرادیانهای) فشار مخالف بسیار کوچكدست یافت. در وضعیت جریان درهم، خطر جدائی، در مقایسه با جریان آرام قویا کاهش پیدا می کند، زیرا در حرکت آشفته و درهم، یک جریان پیوسته اندازه حرکت از جریان خارجی به سوی دیواره وجود دارد. بالاین وجود، حتی در جریان درهم، اغلب مطلوب است که با اعمال کنترل مناسب لایه مرزی، از جدائی جلوگیری شود. مسئله کنترل لایه مرزی، در یک برهه بخصوص در مهندسی علوم هوانوردی، به یکموضوع بسیار مهم تبدیل گردید. در کاربردهای حقیقی، اغلب نیاز است که از جدائی جلوگیری شود تا دراگکاهش یافته و بالاروی زیادی بدست آید (به سقف پرواز بالائی نائل گردیم). چندین روش کنترل لایه مرزی، بصورت تجربی و همچنین بر پایه ملاحظات نظری ارائه شده است. این روشها را میتوان بصورت زیر ردهبندی نمود:

۱. حرکت جداره جامد

۲. شتاب لایه مرزی (دمش)

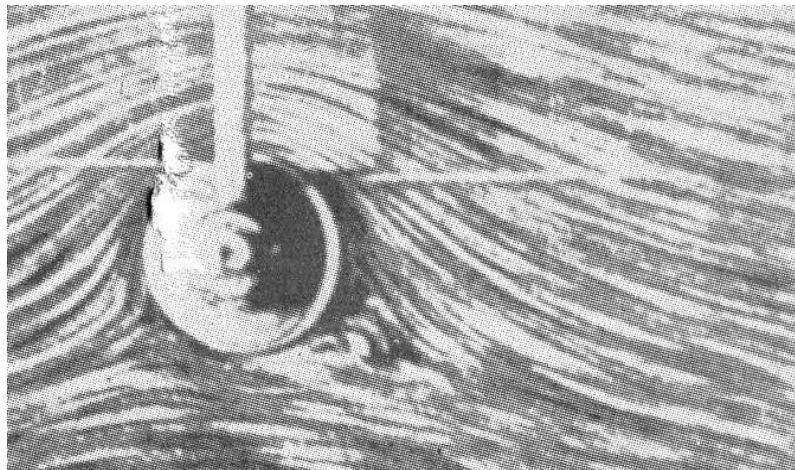
۳. مکش

۴. تزریق یک گاز متفاوت (لایه های مرزی دوگانه)

۵. جلوگیری از رسیدن به حالت جریان درهم، بوسیله تهیه اشکال مناسب (ایرفویلهای لایه ای)

۶. خنک سازی جداره

مقاله ارائه شده با عنوان “لایه مرزی و کنترل جریان” توسط Lachmann، و Chang مطابق با تحقیقات آن زمان، مشتمل بر خلاصه موضوع کنترل لایه مرزی است. تا پایان جنگ جهانی دوم، مطالعات، تقریباً بطور انحصار در آلمان انجام می شد. موفقیت‌های متناظر بوسیله Betz گزارش گردید. پیشرفت این موضوع که در کشورهای دیگر به انجام رسید، در گزارشات او موجود است.



شکل 2- جریان عبوری از روی یک استوانه دوار (مرجع {۱})

1- حرکت جداره جامد

بدیهی ترین روش جلوگیری از جدائی، تلاش برای جلوگیری از تشکیل لایه مرزی است. نظر به اینکه یک لایه مرزی، وجودش را به تفاوت سرعت سیال و سرعت جداره جامد مدیون است، حذف تشکیل لایه مرزی، بوسیله تلاش برای حذف این تفاوت سرعت امکان پذیر است، بعنوان مثال حرکت دادن جداره جامد هم جهت با جریان سیال، ساده ترین راه برای نیل به چنین نتیجه ای است.

شکل (2)، الگوی جریان موجود در اطراف یک استوانه در حال چرخش که در یک جریان سیال قرار داده شده است، نشان میدهد. در سمت بالا که جریان و استوانه در یک جهت می باشند، جدائی بطور کامل حذف می شود. بعلاوه، در سمت پائین که جهت حرکت سیال، مخالف با جهت حرکت جداره جامد (استوانه) می باشد، جدائی تنها بطور ناقص پیشرفت می کند. در کل، الگوی جریانی که در اینجا موجود است، به الگوی بدون اصطکاک جریان عبوری از روی استوانه مدور در حال گردش بسیار نزدیک

است. جریان، یک نیروی قابل توجهی در سمت گوشه های راست تا میانه جهت جریان به استوانه اعمال می کند، و این حالت گاهی اثر Magnus نامیده میشود. بعنوان مثال وقتیکه یک توپ تنیس در بازی پاره میشود. چنین حالتی پیش می آید. سعی شده رویداد بالابری در استوانه های دوار، برای نیروی محرکه کشتی ها مورد استفاده قرار گیرد. به استثناء استوانه های دوار، ایده حرکت دادن دیواره جامد با جریان، هنگامی که اشکال غیر استوانه ای موردنظر هستند، میتوان تنها به پیچیدگی بسیار موضوع منجر شود، به همین علت این روش بصورت یک روش با کاربرد زیاد مورد توجه قرار نگرفته است. با این وجود، Favre یک تحقیق تجربی کامل از تاثیر یک مرز متحرک بر یک ورقه نازک انجام داد. یک بخش از سطح فوقانی ورقه نازک بصورت یک تسمه بی پایان شکل داده شد که بر روی دو غلطک کشیده می شود تا حرکت بازگشتی در درون مدل اتفاق افتد. ترتیب مورد بحث، بطور بسیار موثر برای جلوگیری از جدائی محقق شد و ضریب بالابری حداکثر بسیار بالا ($C_{lmax} = 3/5$) در گوشه های بالای برخورد حاصل شد ($\alpha = 55^\circ$). لایه مرزی آرام برای یک صفحه مسطح که در بخش پشتی خود با جریان در حال حرکت است، توسط Truckenbordt محاسبه شد.

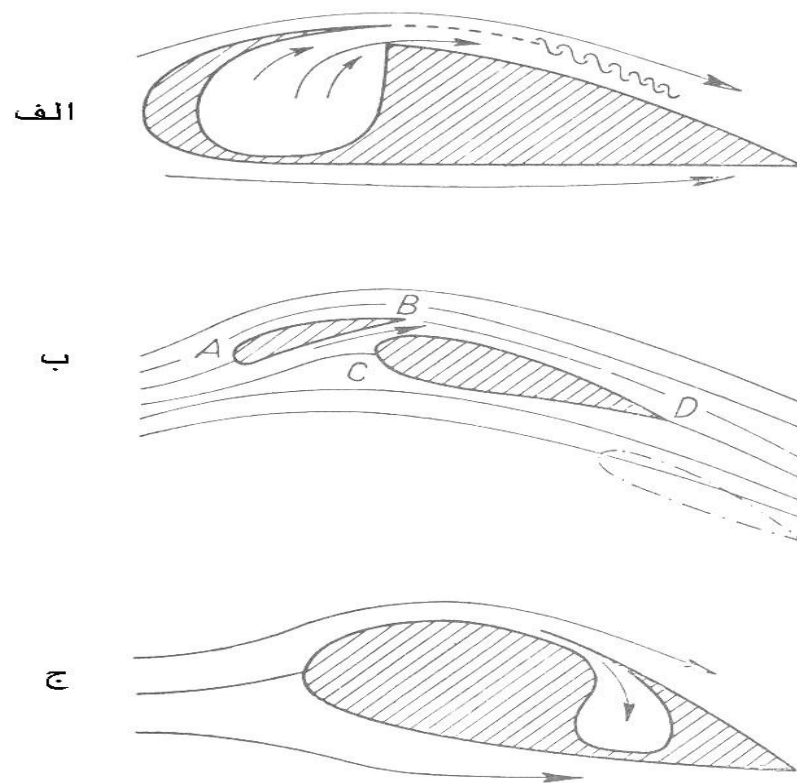
2- شتاب لایه مرزی (دمش)

یک روش جایگزین برای جلوگیری از جدائی استفاده از انرژی اضافی برای ذراتی از سیال که در حال عقب ماندن در لایه مرزی هستند، میباشد. این دست آورد بوسیله تخلیه سیال از درون بدنه به کمک یک دمنده مخصوص یا بوسیله مشتق شدن انرژی مورد نیاز بطور مستقیم از جریان اصلی، قابل دست یابی است (شکل 3-الف). که میتواند بوسیله اتصال ناحیه عقب مانده، به یک ناحیه فشار بالاتر بوسیله یک شکاف در بال تولید شود (شکل 3-ب، بال شکاف خورده). در هریک از این دو حالت، انرژی اضافی به ذرات سیال درون لایه مرزی نزدیک دیواره رسانیده میشود. همانطوری که در شکل (3-الف) نشان داده شده، هنگامیکه سیال تخلیه میشود از سقوط هواپیمای جت در گردابه های با فاصله کم که پشت بخش خروجی است، جلوگیری می شود. تجربیات بعدی در فرانسه، که دمش را به انتهای تیغه یک ورقه نازک اضافه می کنند تا بالابری آن به حداکثر مقدار افزایش یابد، موضوع را جذاب کرده است. تلاشها جهت افزایش حداکثر بالابری بالچه از طریق دمش در شکاف مورد نظر به طرز شایان توجهی با موفقیت روبرو شد.

در حالت بال شکاف داده شده، نشان داده شده در شکل (3-ب)، این اثر به این صورت تولید میشود:

لایه مرزی شکل گرفته شده بر روی تخته باریک جلوئی یعنی A-B، پیش از آنکه جدائی اتفاق بیافتد، به درون جریان اصلی حمل میشود و از نقطه C به بعد یک لایه مرزی جدید شکل می گیرد. تحت شرایط مطلوب، این لایه مرزی جدید بدون آنکه جدائی اتفاق افتد، به انتهای تیغه در نقطه D میرسد. به این ترتیب، جدائی، به زوایای برخوردی که به طرز قابل ملاحظه ای بزرگتر است، موکول می شود، و نیروی بالابری بسیار بزرگتری حاصل میشود.

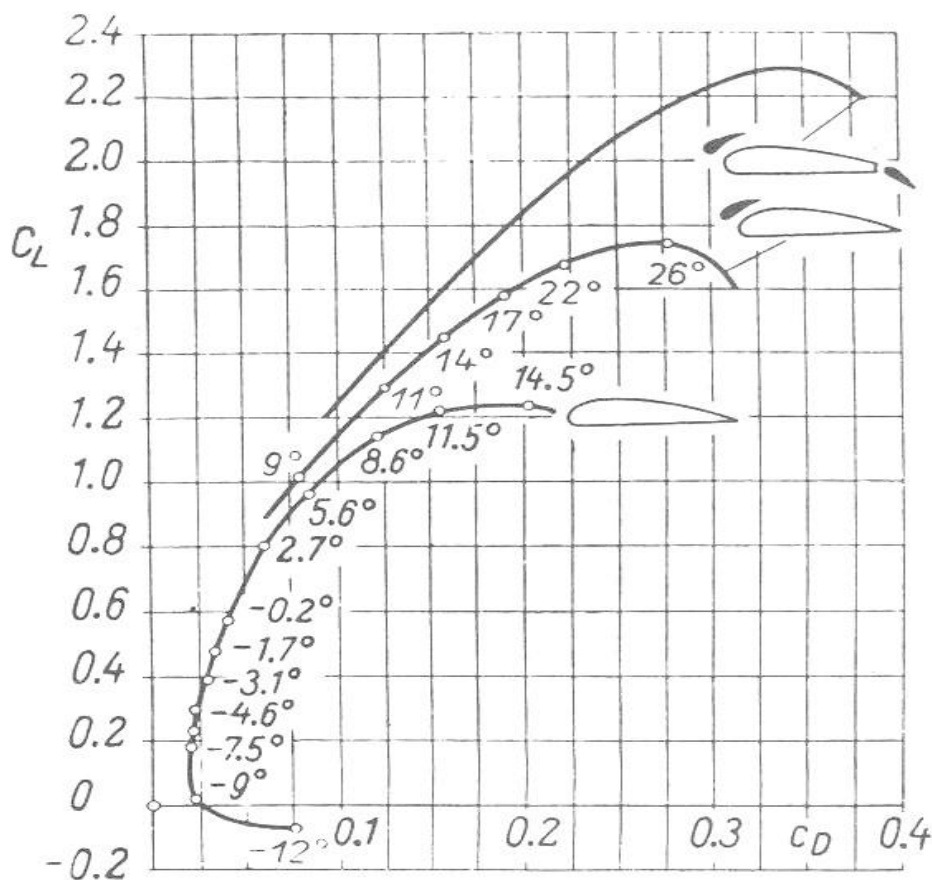
نمودار (1)، یک دیاگرام قطبی برای بخشی از بال با/ بدون تخته جلوئی و بالچه نشان میدهد (در این نمودار ضریب بالابری در مقابل ضریب دراگ رسم گردیده است). این پدیده ها، در شکاف شکل یافته شده بوسیله بالچه نزدیک به انتهای تیغه، همانند آنهایی است که در تخته باریک جلوئی است. همانگونه که مشاهده میشود، افزایش در بالابری بسیار قابل ملاحظه است. مروری بر کارهای اخیر در مورد کنترل از طریق دمش در منبع [7] موجود است.



شکل 3- آرایشهای مختلف برای کنترل لایه مرزی. الف) تخلیه سیال، ب) بال شکافته شده، ج) مکش (مرجع {۱})

3- مکش

همانطوری که در شکل (3-ج) مشاهده می شود، اثر مکش، حذف ذرات سیال آهسته شده از لایه مرزی پیش از آنکه به آنها شانسی برای جدائی داده شود، می باشد. یک لایه مرزی جدید که مجددا توانائی چیره شدن بر افت فشار مخالف را دارا است، اجازه داده میشود تا در ناحیه پشت شکاف تشکیل شود. با یک ترتیب مناسب از شکافها و تحت شرایط مطلوب، میتوان کلا از جدائی جلوگیری شود. همزمان، مقدار دراگ فشاری بعلت عدم وجود جدائی بطور چشمگیری کاهش می یابد.



نمودار 1- دیاگرام قطبی یک بال با تخته باریک جلو و بالچه (مرجع {۱})

کاربرد مکش، که برای اولین بار توسط پرانتل مورد آزمایش قرار گرفت (شکل 1)، بعدها به طور وسیعی در طراحی بالهای هواپیما مورد استفاده قرار گرفت. با بکارگیری مکش، بطور قابل ملاحظه ای افزایش فشار بزرگتر بر روی ناحیه فوقانی سطح آئروفویل (بعنوان مثال فشار مطلق پائین تر) در گوشه های پهن و حجیم برخورد بدست می آید، و بالطبع، مقدار حداکثر بالابری بسیار بزرگتر حاصل می شود. Schrenk تعداد زیادی از آرایشهای مختلف شکافهای مکش و اثر آنها بر حداکثر بالابری را مورد تحقیق قرار داده است. اخیراً، مکش، همچنین برای کاهش دراگ بکار گرفته می شود. با استفاده از آرایشهای مناسب از شکافهای مکش، امکان آن وجود دارد که نقطه گذار در لایه مرزی به سمت جریان پائین دست تر تغییر مکان یابد، این امر سبب میشود ضریب دراگ کاهش یابد، زیرا دراگ آرام ذاتاً کوچکتر از دراگ درهم است،

جدول (1). اثر تاخیر در گذار ناشی از مکش، برای کاهش ضخامت لایه مرزی است که بعداً کمتر متمایل به گذار به حالت درهم میشود. بعلاوه، نمودار سرعت یک لایه مرزی شامل مکش، (نمودار 2) دارای شکلهایی است که در مقایسه با آن دسته از حالاتی که لایه های مرزی آرام، بدون مکش و با ساختار ضخامتی یکسان هستند، احتمالاً کمتر برای تبدیل به حالت درهم تحریک میشوند.

4- تزریق یک گاز متفاوت (لایه های مرزی دوگانه)

تزریق یک گاز سبک، از طریق جداره متخلخل (دارای خلل و فرج) به درون لایه مرزی، که با گاز جریان بیرونی متفاوت است، نرخ تبادل گرما بین دیواره و جریان سیال را کاهش میدهد. و این امر، مهمترین اثر تولید شده در این روش است، و به این دلیل، اغلب آرایشی از این نوع، بکار میرود تا حفاظت حرارتی را در سرعتهای مافوق صوت میسر سازد. تزریق، یک مخلوط گازی در لایه مرزی بوجود می آورد، و به فرآیندهای اندازه حرکتی و تبادل گرما، فرآیندهای تبادل جرم بوسیله انتشار نیز اضافه میشود. هنگامیکه یک سطح مایع روی دیواره تبخیر میشود یا هنگامیکه خود ماده دیواره ذوب یا متصاعد میشود، فرآیندهای مشابهی رخ میدهند.

5- جلوگیری از رسیدن به حالت جریان درهم، بوسیله تهیه اشکال مناسب

(ایرفویل‌های لایه ای)

با استفاده از بدنه های با شکلهای مناسب میتوان گذار از حالت جریان لایه ای به حالت جریان درهم را به تاخیر انداخت. آنگونه که در حالت مکش مطرح شد، نحوه کار، کاهش دراگ اصطکاکی (مالشی) بوسیله انتقال دادن نقطه گذار به جریان پائین دست است. اینکه مکان نقطه گذار در لایه مرزی قویاً تحت تاثیر افت (گرادیان) فشار در جریان بیرونی میباشد، ثابت شده است. با کاهش در فشار، گذار در اعداد رینولدز بسیار بالاتری اتفاق می افتد، تا با افزایش در فشار. کاهش فشار دارای اثر بسیار پایداری بر لایه مرزی است، و عکس آن نیز، در مورد افزایش فشار در امتداد جریان، صادق است. این پدیده در آئروفویل‌های پیشرفته دراگ کم مورد استفاده قرار میگیرد. نتیجه مطلوب، با تغییر مکان بخش دارای حداکثر ضخامت، به سمت ناحیه عقبی بدست می آید. در این روش، بخش بزرگی از آئروفویل، تحت تاثیر یک فشار باقی میماند که جریان پائین دست را کاهش میدهد و لایه مرزی آرام ابقاء میگردد.

6- خنک سازی جداره

در یک محدوده مطمئن از اعداد ماخ برای سرعتهای مافوق صوت، این امکان وجود دارد که لایه مرزی با بکارگیری روش خنک سازی جداره، تثبیت گردد. خنک سازی همچنین میتواند برای کاهش ضخامت لایه مرزی بکار گرفته شود، مثلاً هنگامیکه گازهای با چگالی بسیار کم ساخته از طریق نازلهایی در تونل باد جریان می یابند، که در صورت عدم وجود آنها لایه های مرزی بسیار ضخیم بطرز غیر قابل قبولی میتوانند بخش مفید ناحیه آزمایش و تست را کاهش دهند.

روش کنترل لایه مرزی با استفاده از مکش، به همراه جلوگیری از گذار در آئروفویل‌های لایه ای، دارای بیشترین اهمیت کاربردی در میان تمامی روشهای تشریح شده قبلی است. به این دلیل روشهای ریاضی مختلفی برای محاسبه تاثیر مکش بر روی جریان لایه مرزی ارائه شده که بطور خلاصه آنها را مرور خواهیم کرد.

ب- مکش لایه مرزی

۱- نتایج نظری

1-1 - معادلات اساسی - مطالعه ریاضی لایه مرزی آرام را با مکش پیوسته شروع می کنیم که

ممکن است به کمک دیواره متخلخل درک و تصور شود. سیستم معمولی مختصات مورد استفاده قرار خواهد گرفت، محور X در امتداد دیواره و محور y در گوشه های راست آن است (شکل 4). مکش برای تعیین یک جزء سرعت نرمال غیر صفر در جداره محاسبه خواهد شد ($V_0(x)$). در حالت مکش، باید $V_0 < 0$ و برای تخلیه $V_0 > 0$ باشد. فرض میشود که مقدار سیال حذف شده از جریان آنقدر کم است که تنها ذرات سیال در همسایگی کامل با جداره مکیده میشوند. و این بدان معنا است که نرخ سرعت مکش $V_0(x)$ به

سرعت جریان آزاد ————— U بسیار کم و در حدود $v_0/U_\infty = 0.0001$ to 0.01 است.

شرط عدم لغزش در جداره با حضور مکش حفظ میشود، و همچنین عبارت زیر برای تنش برشی در جداره:

$$\tau_0 = \mu (\partial u / \partial y)_0$$

صادق است. مقدار سیال حذف شده، Q ، بوسیله یک ضریب حجمی ابعادی

مشخص میشود:

$$Q = c_Q A U_\infty \quad (1)$$

که در آن A مساحت سطح خیس شده میباشد. برای یک صفحه مسطح داریم:

$$Q = b \int_0^l [-v_0(x)] dx \text{ and } A = b l \quad (2)$$

بنابراین:

$$c_Q = \frac{1}{l U_\infty} \int_0^l [-v_0(x)] dx$$

—

شکل 4- صفحه مسطح با مکش همگن در برخورد صفر (مرجع {۱})

و برای حالت مکش یکنواخت، $V_0 = \text{const}$

$$c_Q = \frac{v_0}{U_\infty} \quad (2 \text{ الف})$$

با فرض جریان دوبعدی تراکم ناپذیر، معادلات دیفرانسیل زیر را داریم:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0, \quad (3)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} + \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}$$

$$y = 0 : u = 0, \quad v = v_0(x);$$

$$y = \infty : u = U(x).$$

با شرایط مرزی:

(4)

انتگرالگیری دستگاه معادلات بالا، برای حالت عمومی شکل بدنه دلخواه، با تابع سرعت دلخواه $U(x)$ ، پیچیدگیهای کمتری را نسبت به حالت بدون مکش ارائه نخواهد داد.

با این وجود، اثر کیفی مکش بر روی جدایی، میتواند به کمک معادلات بالا حتی بدون انتگرالگیری

برآورد گردد. در امتداد خط

$$\nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)_{y=0} = \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} + v_0 \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (y=0)$$

جریان در دیواره معادلات 3 و 4

معادله زیر

را نتیجه میدهند:

(5)

دیده میشود که در ناحیه گرادیان فشار مخالف ($dp/dx > 0$)، اجتماع مکش در ناحیه ($V_0 < 0$) انحنای نمودار سرعت در دیواره را کاهش میدهد. این موضوع دلالت دارد بر اینکه نقطه جدایی به سمت عقب تغییرمکان می دهد. این موضوع، اثر اضافی بر پایداری لایه مرزی آرام دارد. این دو پدیده حاصل از مکش، بنام “اجتناب از جدایی و انتقال نقطه گذار آرام-درهم به اعداد رینولدز بالاتر”، بوسیله نتایج تجربی مورد تأیید قرار گرفته است. خلاصه ای از روشهای بکار رفته برای محاسبه لایه های مرزی با مکش، توسط Wuest منتشر شده است. [8]

۲-۱- راه حل‌های دقیق

روش بکارگیری یک بسط سری توانی جهت طول کمان برای سرعت پتانسیل (سریهای بلازیوس)، میتواند بطور اصولی در این حالت بکار رود. گرچه، در حالت بدون مکش، محاسبات بدست آمده بسیار طاقت فرسا

میشوند. راه حل‌های معقول ساده میتوانند تنها هنگامی بدست آیند که حالت صفحه مسطح در محل تلاقی صفر حاکم باشد.

صفحه مسطح یک راه حل ساده در حالت یک صفحه مسطح در محل برخورد صفر با مکش یکنواخت بدست آید، (شکل 4). در این حالت دستگاه معادلات دیفرانسیل تا حد زیر ساده می شوند:

(5-الف)

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 ;$$

(5-ب)

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}$$

با شرایط مرزی : $v_0 = \text{const}$ و $v = 0$ برای $y = 0$ و $u = U_\infty$ برای $y = \infty$ در یک

نگاه دیده میشود که این دستگاه یک راه حل ویژه برای جایی که سرعت مستقل از طول X است، دارا میباشد. با قراردادن $\frac{\partial u}{\partial x} = 0$ از معادله پیوستگی میبینیم که $v(x, Y) = V_0 = \text{const}$ از اینرو معادله حرکت، به معادله زیر تبدیل میشود :

$$v_0 \frac{\partial u}{\partial y} = \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} \equiv 0$$

باراه حل زیر:

$$u(y) = U_\infty [1 - \exp(-v_0 y / \nu)] ; \quad v(x, y) = v_0 < 0 \quad (6)$$

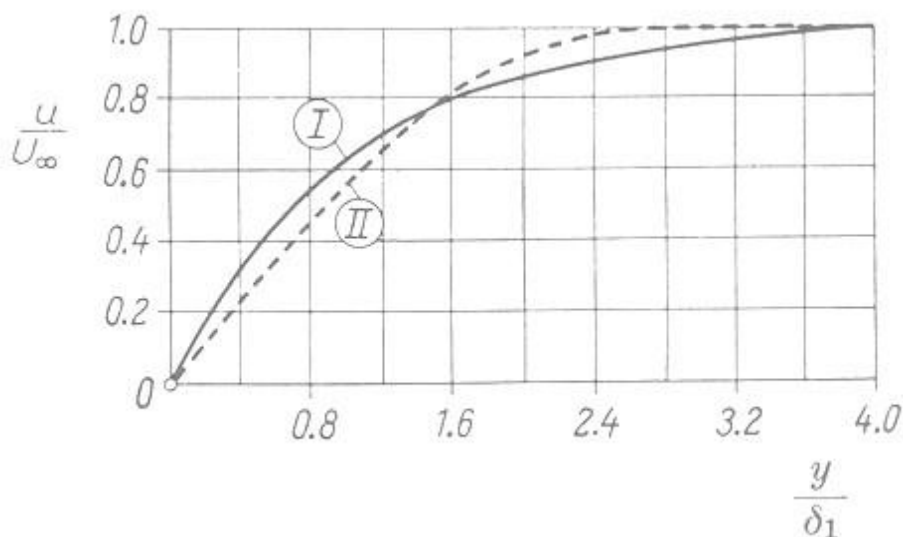
توجه به این نکته حائز اهمیت است که این راه حل ساده حتی یک راه حل دقیق برای معادلات کامل ناویر-استوکس است. ضخامت جابجائی و ضخامت اندازه حرکت عبارتند از:

$$\delta_1 = \frac{\nu}{v_0} ; \quad \delta_2 = \frac{1}{2} \frac{\nu}{v_0} ; \quad (7) \text{ و } (8)$$

و تنش برشی در دیواره $\tau_0 = \mu(\partial u / \partial y)_0$ براحتی به

$$\tau_0 = \rho(-v_0) U_\infty \quad (9)$$

تبدیل میشود و مستقل از چسبندگی است. توزیع سرعت در نمودار (2) رسم شده است، (منحنی I).
 منحنی II، که به جهت مقایسه رسم گردیده است، توزیع سرعت بلازیوس بدون مکش را ارائه میدهد.
 ملاحظه میشود که نمودار مکش کاملتر است. راه حلی که بدین طریق بدست می آید، را میتوان به یک
 صفحه مسطح در محل تلاقی صفر با مکش یکنواخت، تنها در فاصله ای از لبه حمله ایرفویل اعمال نمود.
 لایه مرزی، از ضخامت صفر در لبه حمله شروع به رشد مینماید و به جریان پائین دست بطور متمایل به
 مماس به مقدار داده شده در معادله (7) ادامه می یابد. پروفیل سرعت بصورت مماسی به فرم ساده داده
 شده در معادله (6) میرسد. و از آن میتوان بعنوان "پروفیل مکش مماسی" یاد کرد.



نمودار 2- توزیع سرعت در لایه مرزی بر روی یک صفحه مسطح در تلاقی صفر I- مکش یکنواخت،

"پروفیل مکش مماسی" II- بدون مکش، "پروفیل بلازیوس" (مرجع {1})

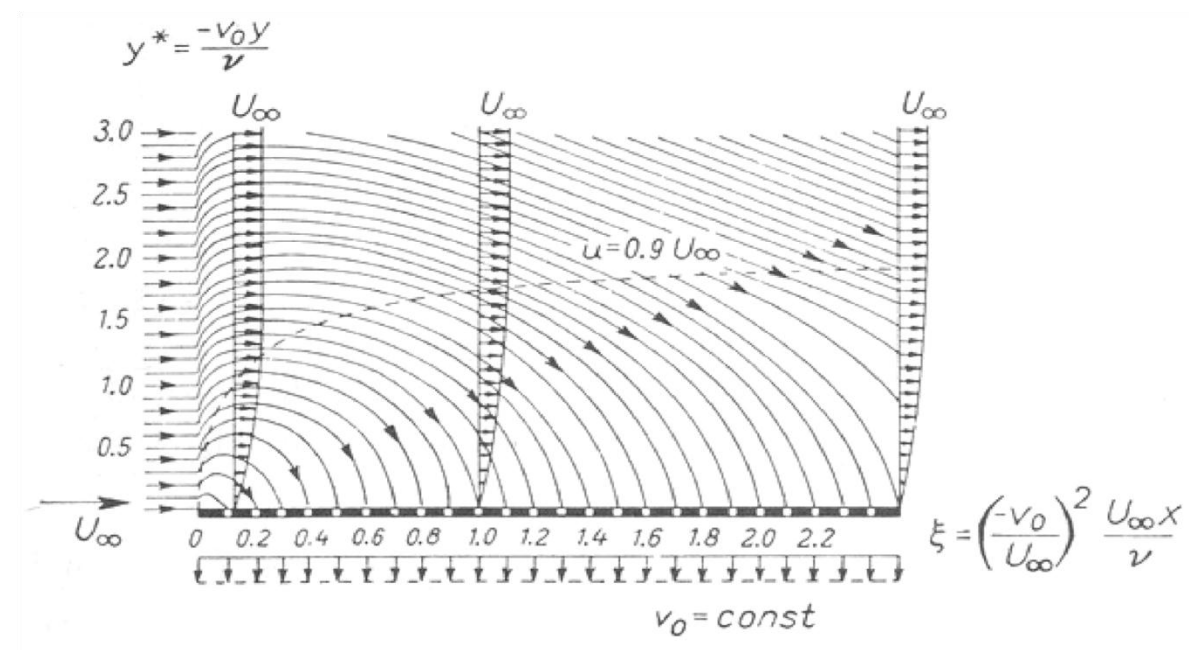
یک تحقیق مفصل تر در مورد جریان در طول اولیه، بطور مثال قبل از اینکه حالت مماسی رخ دهد،

توسط Iglisch، کسی که نشان داده است که حالت مماسی پس از طولی در حدود

$$\left(\frac{-v_0}{U_\infty}\right)^2 \frac{U_\infty x}{\nu} = 4 \quad \text{or} \quad c_Q \sqrt{R_x} = 2$$

رخ میدهد، انجام شده است. [9]

پروفیل‌های سرعت در طول اولیه با یکدیگر مشابه نبوده و همانند پروفیل‌های سرعت حالت بدون مکش در فواصل کوتاه از لبه حمله هستند (پروفیل‌های بلازیوس). الگوی خطوط جریان در طول اولیه در نمودار (3)، و پروفیل‌های سرعت در نمودار (4) رسم شده اند. روشی که در آن ضخامت لایه مرزی از صفر در لبه حمله تا مقدار مماسی داده شده در معادله (7) با مقادیر درون جدول (1) را تشریح نموده، از کتاب Iglisch برداشته شده است.



نمودار 3- صفحه مسطح با مکش یکنواخت، الگوی خطوط جریان (مرجع {۱})

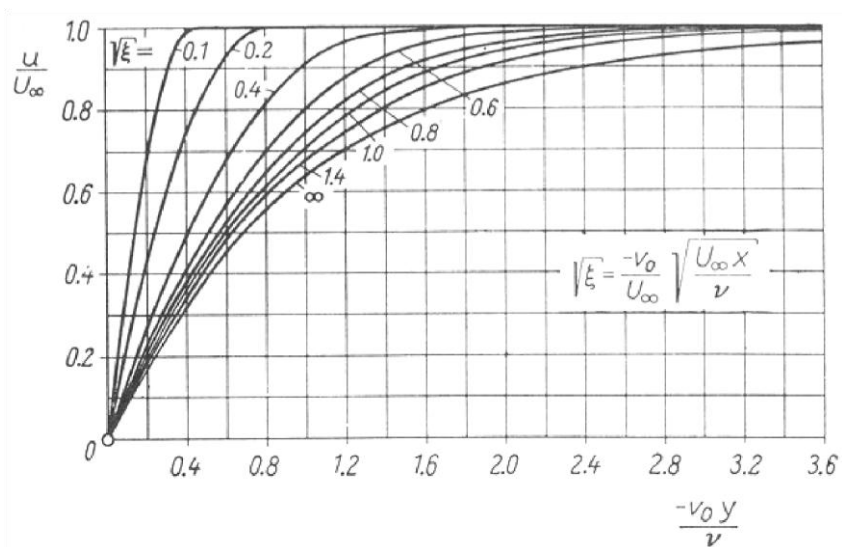
با لایه ای نگه داشتن جریان توسط مکش، شاهد کاهش در دراگ، و اصطکاک خواهیم بود. این مورد را میتوان در نمودار (5) مشاهده نمود. در حالت اعداد بسیار بزرگ رینولدز وقتی که بخش عمده ای از صفحه در ناحیه مکش مماسی قرار می گیرد، دراگ را میتوان به وسیله معادله ساده (9) بدست آورد، که از آنجا میتوانیم ضریب دراگ محلی را بدست آوریم:

$$c'_{f\infty} = \frac{\tau_0}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2} = 2 \frac{-v_0}{U_{\infty}} = 2 c_Q \quad (10)$$

رابطه 10، کاملاً مستقل از ویسکوزیته است و باتوجه به فرمول $bl \tau = D = -vbl Q$ و با استفاده از

معادله 9 داریم $p \cdot QU_\infty$: که به دراک **sinking** معروف است که میزان دراک حجمی در

جریان بدون اصطکاک با سرعت U_∞ و مقدار جریان سیال را نشان میدهد.

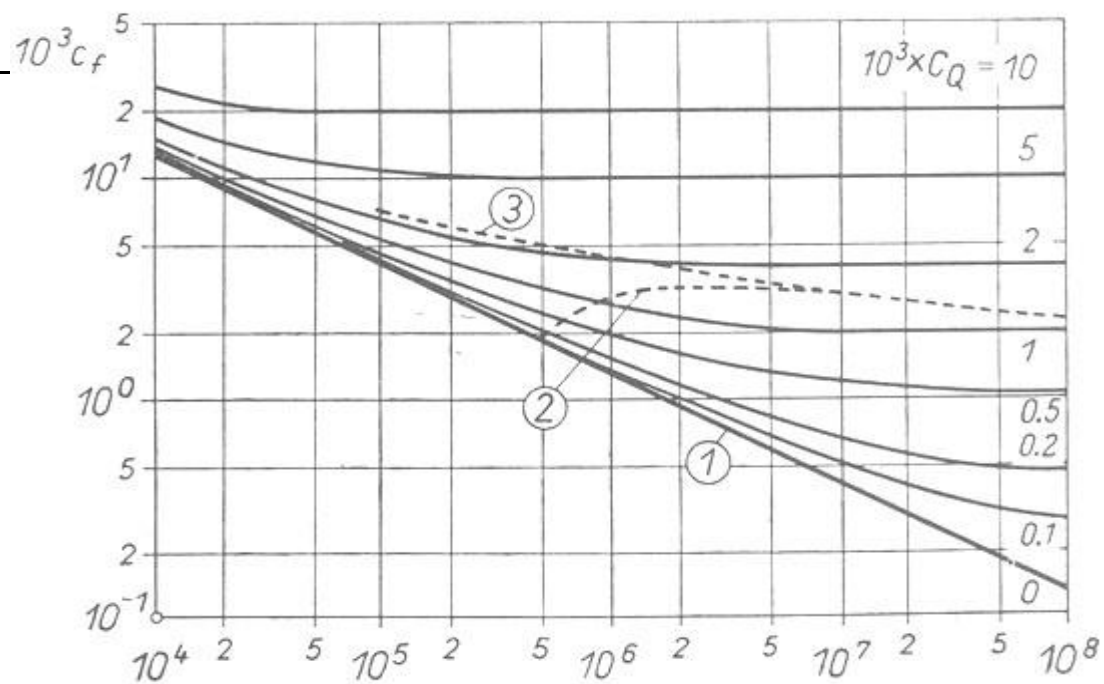


نمودار 4- صفحه مسطح با مکش یکنواخت، پروفیل‌های سرعت بر طول اولیه

منحنی $\xi = \infty$ در ارتباط با “پروفیل مکش مماسی” در معادله (6)

است. (مرجع {۱})

ضریب دراگ در اعداد رینولدز پائین، چون تنش برشی در روی بخش جلوئی صفحه بزرگتر است، ضریب دراگ بیشتر است. (بعنوان نمونه آن بخش که به درون ناحیه اولیه می افتد و جایی که لایه مرزی نازکتر از جریان پائین دست جلوئی است). دراگ در روی یک صفحه با یک لایه مرزی درهم بدون مکش در نمودار (5) جهت مقایسه رسم شده است و کاهش در دراگ را میتوان از این نمودار استنباط نمود، با معلوم بودن کوچکترین مقدار ضریب حجمی مکش، که قادر به تضمین شرایط لایه ای آرام در لایه مرزی با اعداد بزرگ رینولدز است، میتوان میزان کاهش دراگ را از منحنی بدست آورد. کاهش در دراگ ناشی از مکش بسیار قابل توجه است و شدت مکش بسیار کوچک است، بطوریکه این نسبت برابر: $c_Q = 10^{-4}$ می باشد.



$c_Q = (-v_0)/U_\infty = \text{volume coefficient of suction}$

$$\frac{U_\infty l}{\nu} = R$$

Curves (1), (2) and (3) refer to no suction

(1) laminar

(2) transition from laminar to turbulent

(3) fully turbulent

نمودار 5- ضرایب دراگ برای صفحه مسطح در نقطه طلاق صفر با مکش یکنواخت (مرجع {۱})

$$\xi = \left(\frac{-v_0}{U_\infty} \right)^2 \frac{U_\infty x}{\nu} ; \quad \begin{array}{l} \delta_1 \text{ — displacement thickness;} \\ \delta_2 \text{ — momentum thickness} \end{array}$$

ξ	$\frac{-v_0 \delta_1}{\nu}$	$\frac{\delta_1}{\delta_2}$
0	0	2.59
0.005	0.114	2.53
0.02	0.211	2.47
0.045	0.303	2.43
0.08	0.381	2.39
0.125	0.450	2.35
0.18	0.511	2.31
0.245	0.566	2.28
0.32	0.614	2.25
0.405	0.658	2.23
0.5	0.695	2.21
0.72	0.761	2.17
0.98	0.812	2.14
1.28	0.853	2.11
2.0	0.911	2.07
2.88	0.948	2.05
5.12	0.983	2.01
8.0	0.996	2.00
∞	1	2

جدول^۱ - ضخامت لایه مرزی بدون بعد δ_1 و ضریب فاکتور δ_1/δ_2 برای پروفیل‌های سرعت در طول اولیه بر

یک صفحه مسطح در نقطه تلاقی صفر با مکش یکنواخت (مرجع {۱})

یک راه حل برای صفحه مسطح با مکش یکنواخت در یک جریان تراکم پذیر، بوسیله Lew و

Fanucci، و برای بدنه های استوانه ای با بخش عرضی دلخواه، توسط Wuest ارائه شده است. Kay

نتایج تئوریک را برای صفحه مسطح در نقطه تلاقی صفر به کمک آزمایشات مورد تحقیق قرار داد. این فرض

که مکش یکنواخت از لبه حمله ایرفویل شروع میشود، که به بنیان محاسبات نظری Iglisch شکل داد،

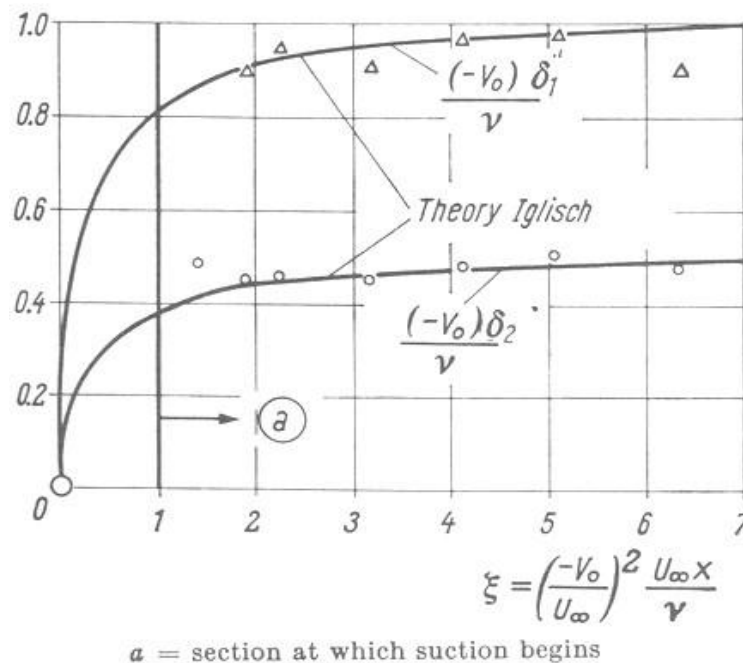
عملاً در آزمایش صفحه حاصل نشد و ناحیه ای نزدیک به لبه حمله بدون مکش وجود داشت. نمودار (6)

مقایسه بین ضخامت جابجائی و ضخامت اندازه حرکت اندازه گیری شده و محاسبه شده را نشان میدهد.

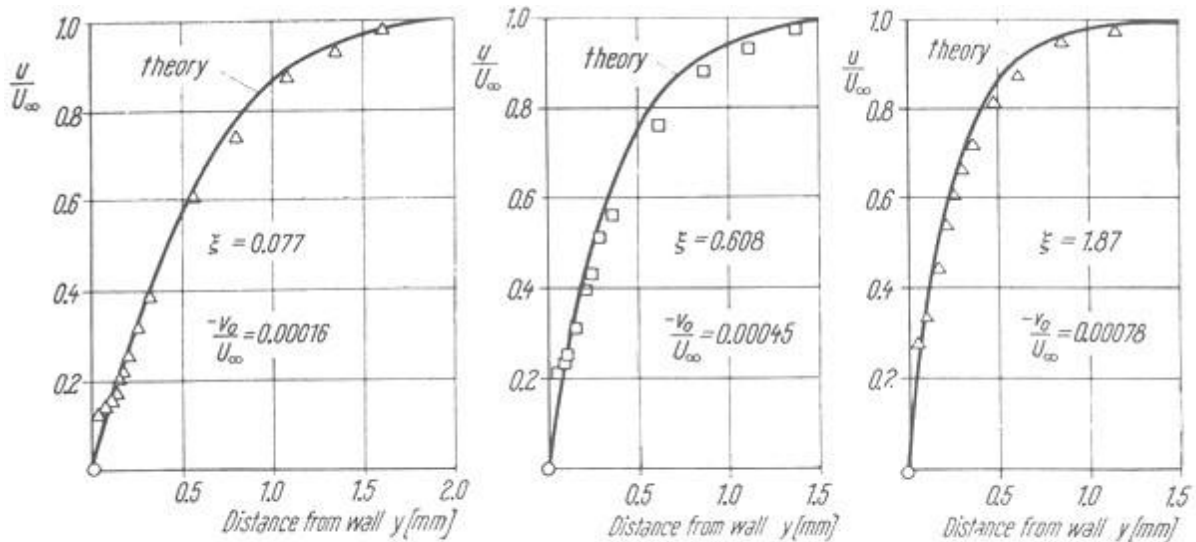
دیده میشود که مقادیر مماسی از معادلات (7) و (8) بوسیله اندازه گیریها مورد تأیید قرار گرفته است.

نمودار (7) مقایسه ای بین مقادیر مختلف ξ حاصل از تئوری و آزمایش را نشان میدهد، اندازه گیریها به وسیله Head انجام شده است.

ملاحظه میشود تطبیق این مقایر بسیار رضایت بخش است. اندازه گیریهای انجام شده توسط Libby و Kaufmann و Harington اثر پایدار سازی حاصل از مکش (که در اعداد رینولدز بحرانی افزایش می یابد) را تأیید میکند [10]. کاهش بزرگ در اصطکاک پوسته، که از آرام نگهداشتن جریان بوسیله مکش نتیجه میشود، و در نمودار (5) نشان داده شده است، بوسیله اندازه گیریهای انجام شده توسط Jones و Raspet و Head تأیید شده است. [11], [12].



نمودار 6- لایه مرزی آرام بر روی یک صفحه مسطح در نقطه تلاقی صفر با مکش یکنواخت. ضخامت جابجائی 1 δ و ضخامت اندازه حرکت 2 δ بوسیله Kay اندازه گیری شده است. (مرجع {۱})



نمودار 7- توزیع سرعت در لایه مرزی آرام بر روی یک ایرفویل با مکش افزوده شده از طریق سطح متخلخل آن. اندازه گیریها توسط Head انجام شده است، در مقایسه با تئوری برگرفته از Iglisch (مرجع

{۱} لایه مرزی با گرادیان فشار

راه حل‌های دقیق معادلات لایه مرزی (3) و (4) تنها برای الگوهای جریانی که بتوانند با پروفیل‌های سرعت مشابه مربوط شوند، شناخته می‌شوند. دسته ای از راه حل‌های مشابه را میتوان آنچنان توسعه داد

که شامل لایه های مرزی با مکش و دمش باشند. هنگامیکه سرعت در جریان بیرونی بتواند $U(x) = u_1 x^m$ تشریح گردد و هنگامیکه سرعت مکش $V_0(x)$ متناسب است با $x^{(1/2)(m-1)}$ ، ما از معادلات

لایه مرزی، معادله دیفرانسیل معمولی برای تابع جریان $f(\eta)$ را بدست می آوریم:

$$f''' + ff'' + \beta(1-f^2) = 0 \quad (11)$$

$$\eta = \frac{y \sqrt{m+1} U_1}{\sqrt{x}} \quad (12)$$

$$2 \nu x \quad 2 \nu$$

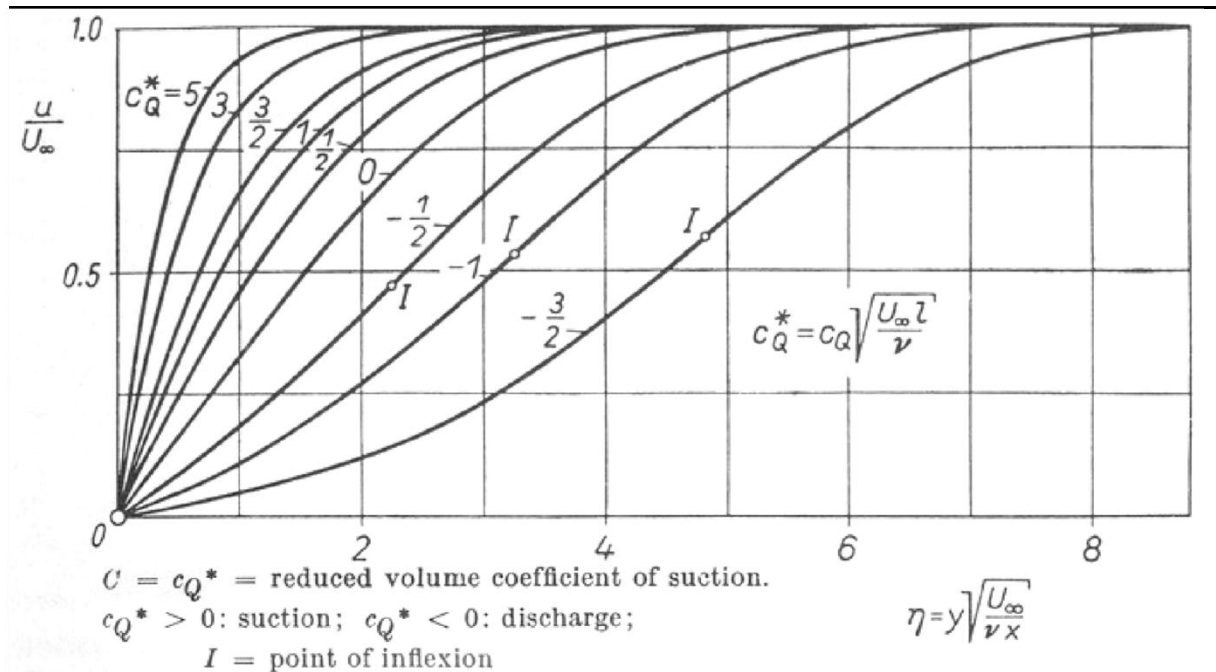
در این حالت، تابع جریان $f(\eta)$ دارای مقداری است که در دیواره، هنگامی که $\eta = 0$ ، مخالف صفر است.

این مقدار در حالت مکش مثبت بوده و در حالت دمش منفی است. حالت ویژه برای $m = 0$ که متناظر با یک بخش مسطح مکشی است.

$$v_0(x) = -\frac{1}{2} C \sqrt{\frac{\nu U_\infty}{x}} ; \quad \begin{array}{l} C > 0 : \text{suction} \\ C < 0 : \text{blowing} \end{array}$$

(۱۳)

بوسیله Schlichting و Bussmann مورد تحقیق قرار گرفته است [13] و [14]. پروفیل‌های سرعت حاصل، برای مقادیر مختلفی از ضریب حجمی در نمودار (8) رسم شده است. توجه به این نکته، که تمامی پروفیل‌های سرعت، برای حالت تخلیه دارای نقاط عطف هستند، ارزشمند می‌باشد. این حقیقت برای مطالعه گذار دارای اهمیت است. همچنین پروفیل‌های سرعت مشابه در حالت جریان سکون دوبعدی بدست می‌آیند که با یک تابع سرعت دارای مکش $U(x) = u_1 x$ همراه هستند مشروط بر آنکه $V_0 = \text{cte}$. جداول وسیعی برای لایه های مرزی بر روی یک صفحه با مکش ($m=0$) شامل پهنه وسیعی از مقادیر پارامتر C توسط Emmons و Leigh و Steinheuer محاسبه شدند [15]. برای حالاتی که $m < 0$ ، روشهای عددی وجود دارند که در پهنه وسیعی از مقادیر پارامترها عمل می کنند.



نمودار 8- توزیع سرعت در لایه مرزی بر روی یک صفحه مسطح در تلاقی صفر با مکش و تخلیه موافق با

$$v_0(x) \sim 1/\sqrt{x} \quad \text{از معادله 13. (مرجع \{1\})} \quad \text{قانون}$$

نمودار (9) رابطه بین تنش پیچشی در دیواره که متناسب با $f''(0)$ ، و سرعت مکش که متناسب با $f(0)$ است، و پارامتر بتای جریان بیرونی را نشان می دهد. مکان نقطه جدائی، $\tau_0 = 0$ درجائیکه محاسبه و دارای شرط $f''(0) = 0$ است. از نمودار (9) ملاحظه میشود که حتی در حدانتهای به شدت آهسته شده، جدائی، بوسیله مکش قابل حذف است (بعنوان مثال زمانیکه هر یک از مقادیر زیر را داریم: $m = -\frac{1}{3}$ ، $\beta = -1$ یا هنگامیکه جریان جرم در دمش افزایش می یابد، مشاهده میشود که محاسبات عددی متناظر پیچیده میشود، زیرا پروفیل سرعت یک گره میخورد. این نکته ابتدا توسط Pretsch کشف شد، کسیکه آنرا از یک راه مماسی بدست آورد. رفتار مماسی راه حلهای مشابه برای سرعتهای زیاد مکش توسط Watson مورد تحقیق قرار گرفت.

راه حلهای جریان بیرونی متناظر با $U(x) = u_1 x^m$ به صورت ریشه ای برای یک سری از تحقیقات بعدی، برای کشف راه حلهای کامل اضافی برای لایه های مرزی آرام با مکش و دمش بکار رفتند:

الف - Sinhar حالت یک استوانه منحرف شده با طول نامتناهی را بررسی کرد . فرض شد که توزیع سرعت در طول جریان متناسب با x^m باشد. این تحقیق دارای برخی ارتباطها با کنترل لایه مرزی در بالهای پیچدار است.

ب - هنگامیکه دمای سیال دمیده شده، متفاوت با دمی جریان بیرونی است، در لایه مرزی یک پروفیل دما بوجود می آید. لایه مرزی حرارتی منتهی، در منابع شماره [16] ، [17] در آخر این مقاله ارائه شدند. دانش توزیع دما در لایه مرزی، بویژه برای مسئله سرمایش اهمیت دارد. سرمایش به شیوه دمش سردکننده از طریق دیواره متخلخل، که سرمایش ترشخی نامیده میشود، بسیار موثرتر از سرمایش دیواره از درون آن است.

ج - مسئله سرمایش در سرعتهای بالای جریان بسیار مهم میشود. Low راه حلهایی برای حالت جریان تراکم پذیر بر روی یک صفحه مسطح همدمادست آورد . در نمودار (9) ، مکان نقطه جدائی با شرط $\tau_o = 0$ محاسبه میشود.

بعنوان نمونه $f''(0) = 0$. قابل توجه است که

$$\tau_o/\rho U^2 = \sqrt{\frac{m+1}{2}} \sqrt{\frac{\nu}{Ux}} f''(0) ,$$

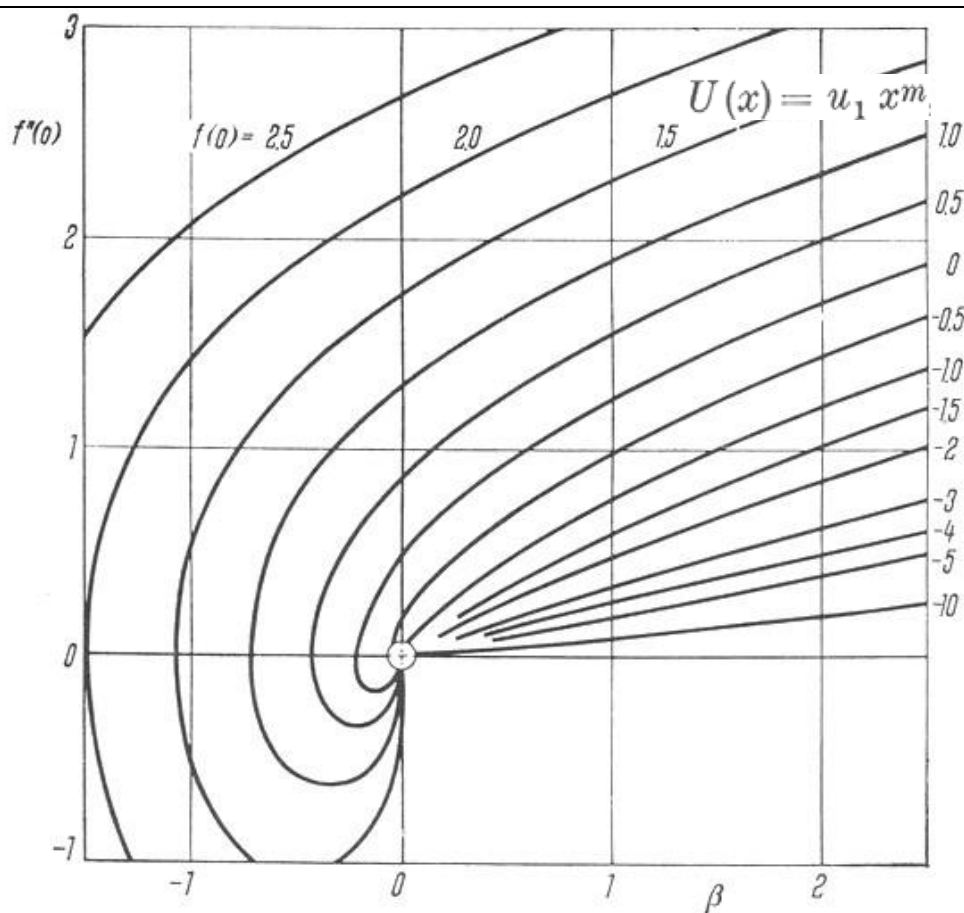
$$\nu_o/U = - \sqrt{\frac{m+1}{2}} \sqrt{\frac{\nu}{Ux}} f(0) .$$

$$f(0) > 0 \quad \text{suction,}$$

$$f(0) < 0 \quad \text{blowing,}$$

$$\beta = \frac{2m}{m+1} , \text{ see eqn. (9.7)}$$

همچنین داریم:



نمودار 9- رابطه بین تنش برشی در جداره و سرعت مکش برای لایه های مرزی آرام با مکش هنگامیکه سرعت بیرونی. (مرجع {۱})

لایه های مرزی تراکم پذیر با مکش Young و Lew نشان دادند [18] که یک راه حل مماسی برای حالت جریان تراکم پذیر در امتداد یک صفحه مسطح در تلاقی صفر در حضور مکش همگن وجود دارد. این روش به صورت زیر قابل انجام است:

$$\frac{d(\rho v)}{dy} = 0 \quad (14)$$

معادلات پیوستگی و اندازه حرکت میتوانند به صورت زیر نوشته شوند:

$$\rho v \frac{du}{dy} = \frac{d}{dy} \left(\mu \frac{du}{dy} \right) \quad (15)$$

$$\rho v = \rho_0 v_0 = \text{const}$$

با پیروی از معادله (14) داریم:

و، در پی آن، از معادله (15)

بدست می آوریم:

$$\frac{du}{u - U_{\infty}} = \frac{v_0 \varrho_0}{\mu} dy$$

(16)

$$\mu/\mu_{\infty} = CT/T_{\infty}$$

چسبندگی

$$\varrho \mu = \varrho_0 \mu_0$$

با فرض معتبر بودن قانون

، میبینیم که

بنابراین، معادله (16)

انتگرالگیری چنین میشود:

$$u(y) = U_{\infty} \left\{ 1 - \exp \left(\frac{v_0 \varrho_{\infty} y_1}{\mu_0} \right) \right\}$$

(17) که در آن:

$$y_1 = \int_0^y \frac{\varrho}{\varrho_{\infty}} dy$$

(18)

روابط فوق، برای یک مقدار دلخواه عدد پراندتل معتبر است. حال، تنش برشی در دیواره برابر است با:

$$\tau_0 = \varrho_0 (-v_0) U_{\infty} \quad (19)$$

$$\frac{v_0 \varrho_{\infty} y}{\mu_0} = \left(\frac{T_a}{T_{\infty}} - 1 \right) \left\{ \frac{1}{2} \left(\frac{u}{U_{\infty}} \right)^2 + \frac{u}{U_{\infty}} \right\} - \ln \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}} \right)$$

هنگامیکه جریان تراکم ناپذیر است، داریم: $T_a = T_{\infty}$ و معادله (20) به معادله (6) کاهش

با قبول معادله (9). وقتی که $P = 1$ و دیواره آدیاباتیک است، می توان معادلات (17) و (18) را بصورت زیر

نوشت:

(20)

می یابد.

۳-۱- راه حل‌های تقریبی

در حالت عمومی یک شکل بدنه دلخواه و یک قانون مکش دلخواه، ما باید به روشهای تقریبی بر پایه معادله اندازه حرکت متوسل شویم. معادله اندازه حرکت برای حالت با مکش دقیقا به همان صورت قبل بدست می آید، به استثنای آنکه حالا لازم است بر روی این حقیقت حساب کنیم که مولفه قائم سرعت در دیواره مخالف با صفر است. مولفه قائم سرعت در یک فاصله $y=h$ از دیواره، برابر است با:

$$v_h = v_0 - \int_0^h \frac{\partial u}{\partial x} dy$$

با انجام محاسبات مربوطه،
 نهایتا معادله اندازه حرکت زیر
 برای لایه مرزی دارای مکش
 بدست می آید:

$$\frac{d}{dx} (U^3 \delta_3) - v_0 U^2 = 2 \int_0^\infty \frac{\tau}{\rho} \frac{\partial u}{\partial y} dy \quad (21)$$

و معادله انتگرال- انرژی به فرم زیر خواهد بود:

$$(22)$$

معادله (21) بوسیله پراندتل بکار گرفته شد تا یک تخمین ساده برای سرعت مکش زده شود، که برای جلوگیری از جدائی کافی است. با فرض آنکه پروفیل‌های سرعت در امتداد تمام طول منطبق اند با آنها در نقطه

$$\tau_0 = \mu (\partial u / \partial y)_0 = 0$$

جدائی، بعنوان نمونه برای آنکه
 ، و برای آنکه $A = -12$ ، میتوانیم با توجه به سایر معلومات بگوییم که سرعت بوسیله معادله زیر داده میشود:

$$u = U \left\{ 6 \left(\frac{y}{\delta} \right)^2 - 8 \left(\frac{y}{\delta} \right)^3 + 3 \left(\frac{y}{\delta} \right)^4 \right\}$$

اندازه حرکت بوسیله

می آیند:

$$\delta_1 = \frac{2}{5} \delta ; \quad \delta_2 = \frac{4}{35} \delta$$

$$\delta_1 + 2 \delta_2 = \frac{22}{35} \delta$$

که:

$$d\delta_2/dx = 0,$$

، بعلت فرض ضخامت ثابت

با جایگزین کردن این مقدار در معادله (21) و با احتساب

لایه مرزی، داریم:

$$v_0 = \frac{22}{35} \delta \frac{dU}{dx}$$

(22 الف)

(5) در y

$$v_0 \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_0 = U \frac{dU}{dx} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)_0$$

بعلاوه، با معادله

= 0 داریم:

$$(\partial u / \partial y)_0 = 0 \text{ and } (\partial^2 u / \partial y^2)_0 = 12 U / \delta^2$$

(23)

در حالتی که:

بنابر این، از معادله (23) بدست می آوریم:

(24)

$$\delta = \sqrt{\frac{12 \nu}{(-dU/dx)}}$$

و از معادله (22 الف) و (24) داریم:

$$v_0 = -2.18 \sqrt{\nu \left(-\frac{dU}{dx} \right)}. \quad (25)$$

دیده میشود که این سرعت مکش برای جلوگیری از جدائی در طول تمام دیواره کافی است. بطورمثال، در

حالت جریان عبوری از روی یک استوانه مدور به شعاع R با $dU/dx = -2 U_\infty / R$

نقطه سکون جریان پائین دست ، و با بکارگیری معادله (25) چنین بدست می آوریم که ضریب حجمی که باید برای جلوگیری از جدائی بکار رود، با فرمول زیر داده میشود:

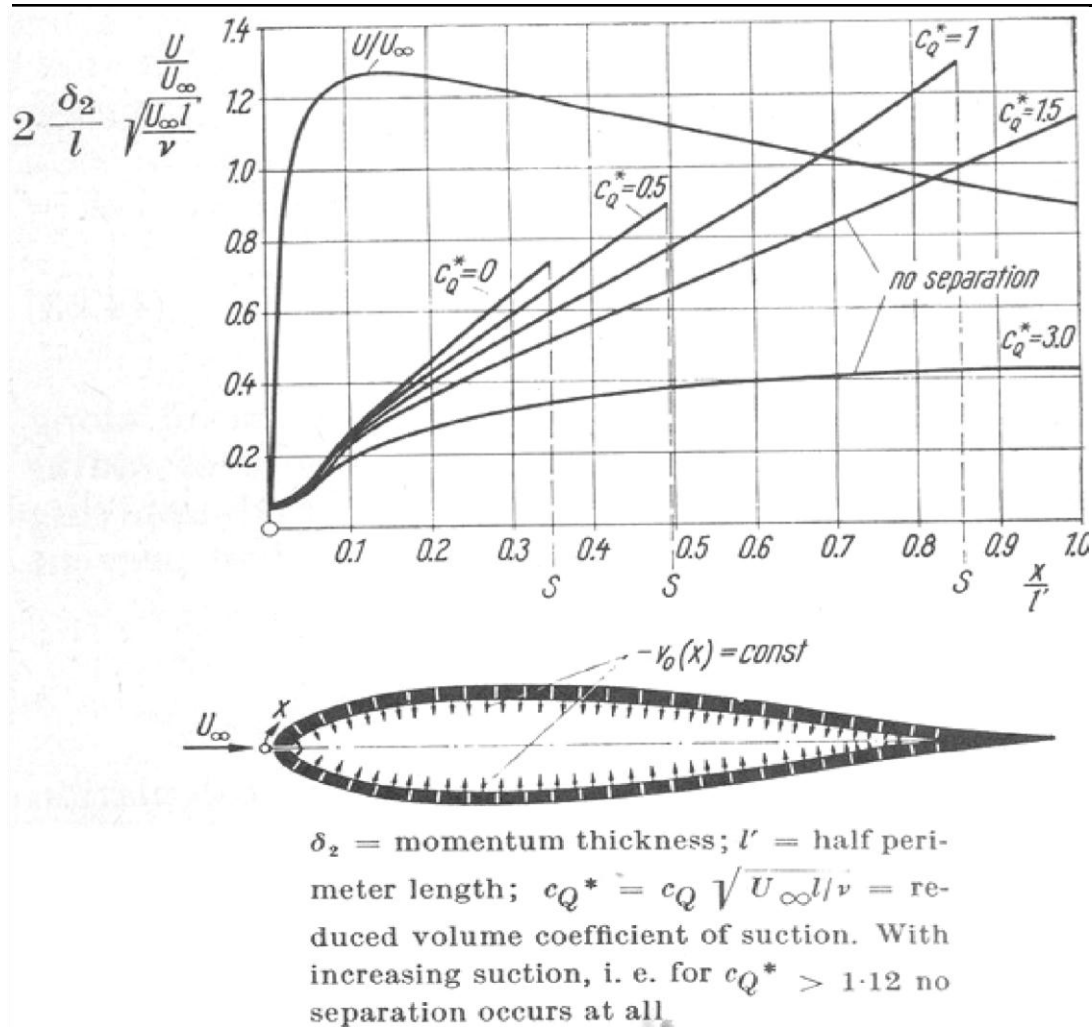
Schlichting یک روش تقریبی برای محاسبه لایه مرزی بر روی یک بدنه با شکل دلخواه، با مکش دلخواه بکاررفته $V_0(x)$ ارائه نمود. این روش بر اساس بکارگیری معادله اندازه حرکت است. Torda پیشرفتهائی در این روش ایجاد نمود. مقالات Thwaites, Trilling و Ringleb مشتمل هستند بر شرح روشهای مناسب توزیعهای دلخواه فشار و توزیعهای دلخواه سرعت مکش.

$$c_Q \sqrt{\frac{U_\infty R}{\nu}} = 2.18 \sqrt{2} = 3.08$$

Weighardt آنها را تا حالت بدنه های بطور محوری متقارن توسعه داد و Stuart حالت یک دیسک در حال چرخش را حل کرد. و Truckenbrodt یک روش تقریبی را ارائه نمود که برای حالت دوبعدی و برای حالت بطور محوری متقارن مناسب است و نسبت به سایر روشها در سادگی برجسته اش برتری دارد. تمام مسئله تا اینجا به حل یک معادله دیفرانسیل معمولی مرتبه اول ، تنزل داده شده است و با حالت داده شده توسط Walz در حالت محدود شده به مکش صفر، بعنوان مثال هنگامی که دیواره نشت ناپذیر است، مطابقت دارد. نتایج محاسبات برای یک آئروفویل Zhukovskii ، انجام شده به کمک این روش، بصورت گرافیکی در نمودار (10) ارائه شده است. دیده میشود که به همان اندازه که شدت مکش افزایش می یابد، نقطه جدائی بسوی لبه انتهائی حرکت میکند و از یک شدت معین مکش به بعد، به هیچ وجه جدائی اتفاق نمی افتد.

Eppler بر روی یک روش تقریبی برای محاسبه لایه های مرزی آرام و درهم دارای مکش کار کرد که برای برنامه نویسی بر روی یک کامپیوتر دیجیتال مناسب است . روشهای تقریبی متناظر برای لایه های مرزی تراکم پذیر دارای مکش و دمش، با توجه ویژه به مسئله انتقال حرارت که برای خنک سازی بسیار مهم است، در منابع شماره [19] , [16] ارائه شده اند.

روشهای تقریبی، که حداقل برای صفحات مسطح، همچنین برای محاسبه لایه های مرزی درهم دارای دمش و مکش موجود هستند، از فرضیه طول اختلاط پراندتل استفاده میکنند. Pechau یک روش تقریبی برای محاسبه لایه های مرزی آرام تراکم پذیر دارای جریان بیرونی دلخواه و توزیع مکش دلخواه، برای حالت خاص وقتی که دیواره آدیاباتیک است و وقتی که عدد پراندتل دارای مقدار $P = 1$ است، ارائه کرده است.



نمودار 10- لایه مرزی آرام بر روی یک آئروفویل متقارن Zhukovskii دارای مکش یکنواخت

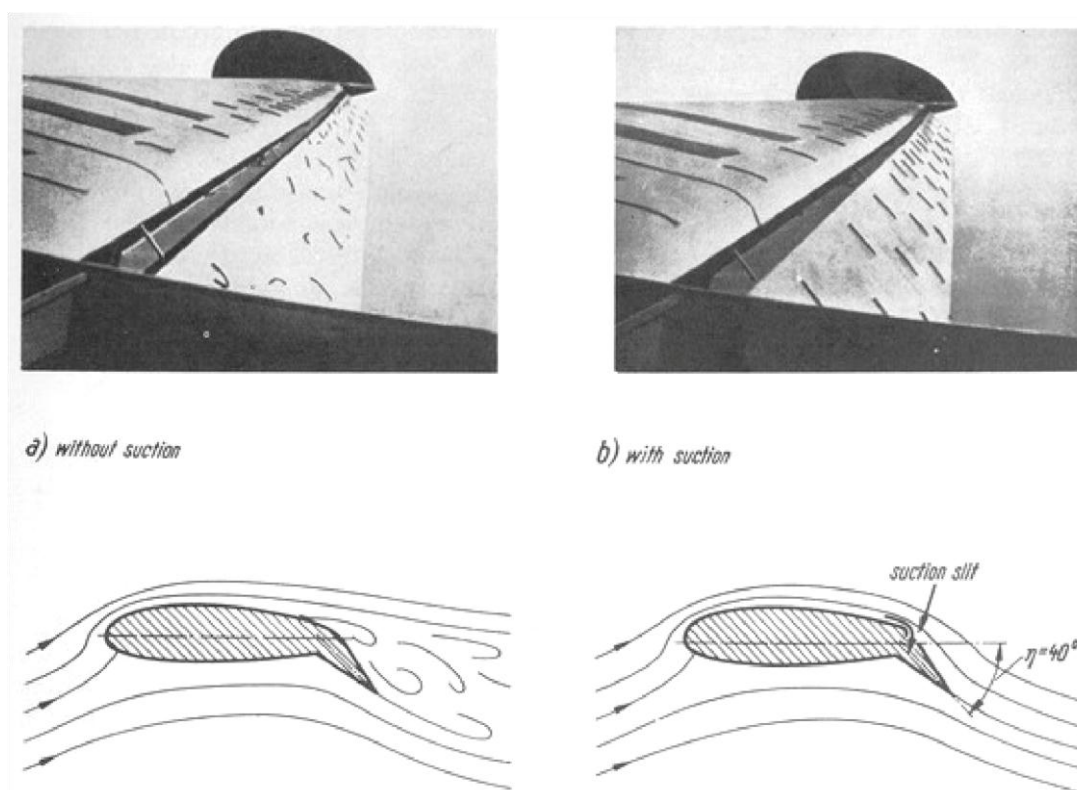
$$v_0(x) = \text{const} \text{ و زاویه تلاقی } \alpha = 0 \text{ (مرجع ۱)}$$

2- نتایج تجربی در مورد مکش

از همان سال 1904 پراندتل عکسهائی از الگوهای جریان منتشر کرد که نشان میداد که مکش سبب میشود تا جریان به دیواره بچسبد، حتی در حالت اجسام کند به شکل غیرموثر، مانند استوانه های مدور، که دارای آرایش چرخشی قوی است. نمودار (10) و شکل (5) اثر مکش را بر روی جریان در کانال واگرا نشان میدهند. تحت شرایط معمولی، نمودار (9)، جریان در یک کانال بسرعت واگرا، به شدت از دیواره جدا میشود، در حالیکه مکش بکاررفته از طریق دو شکاف بر روی هر طرف سبب میشود که جریان کاملاً به دیواره بچسبد، (شکل 5).

هنگامیکه مکش به یک بال اعمال میشود، لازم است تا دو مسئله را که ممکن است رخ دهند، از یکدیگر تشخیص دهیم:

۱. ممکن است مطلوب باشد که بالابری حداکثر را بوسیله تاخیر در جدائی، افزایش دهیم،
۲. ممکن است مطلوب باشد که جریان آرام حفظ شود و از رخ دادن حالت گذار احتراز شود برای اینکه اصطکاک پوسته (سطحی) کاهش یابد.

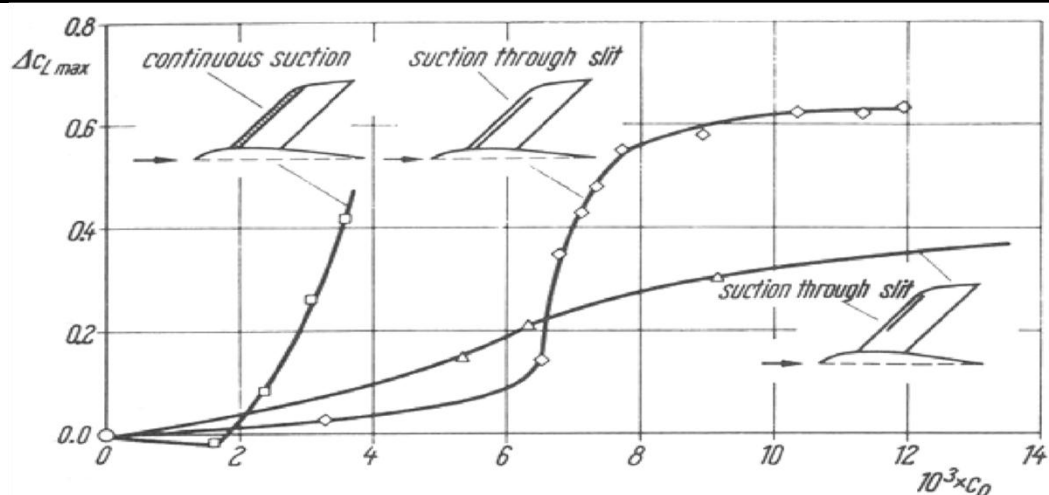


شکل 5- جریان اطراف بال هواپیمای آزمایشی گوتینگن، بالچه در موقعیت پائین قرار دارد، دو شکل فوق

جریان را با و بدون مکش ارائه میدهند: (a) بدون مکش، جریان از بالچه جدا میشود، (b) با مکش، جریان به بالچه می چسبد. (مرجع {۱})

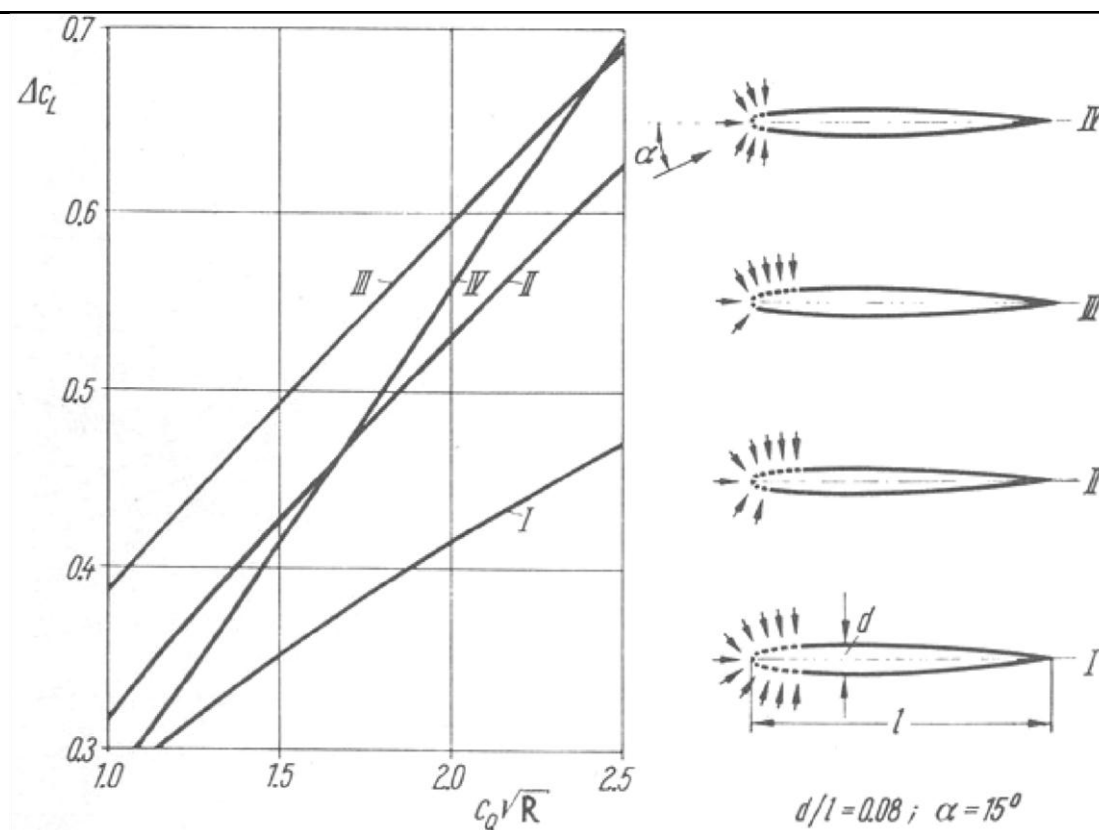
1-2- افزایش در لیفت

در یک آئروفویل، وقتی که لایه مرزی در حالت آرام یا درهم باشد، به کمک دمش و مکش افزایش در لیفت حداکثر میتواند بدست آید. ما در اینجا مطالعات خود را به اشاره کردن به برخی از نتایج تجربی قدیمی محدود میکنیم. مشاهدات تجربی وسیع در باب افزایش در ضریب بالابری ناشی از مکش، در اواخر دهه بیستم و اوایل دهه سی ام، در طی برنامه یک انستیتو تحقیقاتی در Aerodynamische Versuchsanstalt در گوتینگن تحت هدایت Shrenck، گردآوری شد. اثر مکش عبارت است از حفظ الگوی جریان پتانسیل در زوایای بالاتر برخورد. Shrenck یک مطالعه مفصل در این مورد در مرجع [21] انجام داده است. قلمرو این تجربیات به درجه ای از پیشرفت رشید که در انتهای دهه سی، انستیتو مورد نظر در گوتینگن، در موقعیتی قرار گرفت که دو هواپیمای آزمایشی تولید نمود که در آنها، مکش به جهت بهبود کارایی بکارگرفته شد. شرح مفصل این هواپیماهای آزمایشی توسط Stueper در مرجع [22] داده شد. عکسهای میدان جریان بر روی بالهای یکی از این هواپیماهای آزمایشی در شکل (5) نشان داده شده است. اثر مکش، که در شکاف بین بال و بالچه بکار رفت، میتواند بوضوح از رفتار پرزهائی که در شکل نمایان هستند، استنباط گردد. بدون مکش، در شکل (5a)، جریان بطور کامل از بالچه جدا میشود، و در شکل (5b)، هنگامیکه مکش فعال میشود، جریان برگردانده میشود. Gerber، بطور اصولی جنبه های مطمئن مکش، همچون بهترین شکل شکافها، توزیع سرعت در نزدیکی شکاف، توزیع فشار در اطراف آن، و غیره، را مورد تحقیق قرار داده است.



نمودار 11- افزایش در حداکثر بالابری یک بال با جاروب-عقب دارای مکش. مقایسه بین مکش پیوسته و مکش بکار گرفته شده از طریق شکافها، آنگونه که توسط Poppleton اندازه گیری شده است. در اینجا عدد رینولدز برابر $R = 1/3 \times 10^4$ و پهنای نسبی شکافها برابر $s/l = 0.004$ است. (مرجع {۱})

اخیراً، در بریتانیای کبیر، و در آمریکا، تحقیقات تجربی وسیعی در مورد اثر مکش بر روی آئروفویلها نیاز انجام گرفته است. نظر به اینکه در زوایای حمله بالاتر، در آئروفویلهای نازک، فشار منفی تند در انتهای نزدیک نوک طرف بالا ایجاد میشود، نیاز است که مکش در آنجا بکار رود. در این ارتباط مهم است بدانیم که آیا مکش را از طریق یک دیواره متخلخل بکار بگیریم (مکش یکنواخت) و یا از طریق یک رشته از شکافها. نمودار (11) یک مقایسه بین نتایج حاصل از مکش پیوسته و مکش بکاررفته از طریق شکافهای روی یک بال با جاروب-عقب را نشان میدهد به آنصورت که Poppleton اندازه گیری نمود [23]. روشن است هنگامیکه مکش پیوسته بکار میرود، افزایش یکسان، در ضریب بالابری میتواند با یک جریان جرمی بسیار کاهش یافته بدست آید.



نمودار 12- اثر بر روی افزایش در ضریب بالابری تغییر مکان سطح مکشی متخلخل برای یک آئروفویل با ضخامت 8٪ در یک زاویه برخورد $\alpha = 51^\circ$ (مرجع {۱})

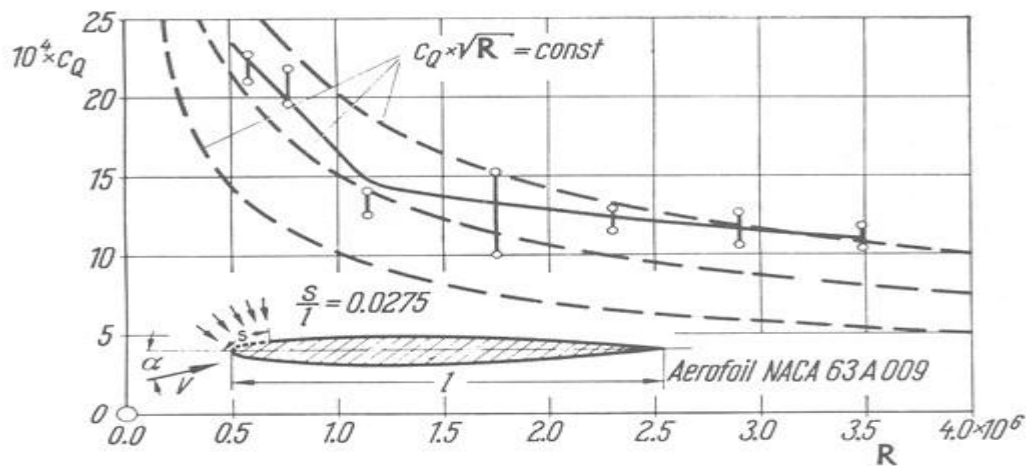
نمودار (12)، نشان میدهد که مطلوبترین ناحیه مکش در قسمت نوک است. بنظر میرسد که اندازهگیریهای انجام شده بر روی آئروفویل متفان با ضخامت 8٪ نشان میدهد هنگامیکه مکش پیوسته به سمت

بالائی بال محدود شود موثرتر است. همچنین، هنگامیکه مکش تقریباً تا ناحیه $L/0.15$ توسعه می یابد. حداقل جریان جرم مورد نیاز برای جلوگیری از جدائی، به موقعیت، و به امتداد سطح متخلخل، و حتی

مهمتر از همه، به عدد رینولدز، بستگی دارد. وقتی که نتایج آزمایشات مدل، در آرایشهای با مقیاس کامل بکار گرفته میشوند، این اهمیت ویژه می یابد.

بعضی اطلاعات در مورد وابستگی جریان جرم به عدد رینولدز در نمودار (13) نشان داده شده است. بر اساس اندازه گیریهای انجام شده توسط Gregory و Walker بر روی یک آئروفویل متقارن نازک در نمودار (13) نشان داده شده است. این گراف، حداقل جریان حجمی مکش مورد نیاز برای جلوگیری از

جدائی را برای یک زاویه حمله $\alpha = 41^\circ$ ، درجه را در شرایط عدد رینولدز نشان میدهد. چندین منحنی $c_D \sqrt{R} = \text{const}$ که از تئوری جریان آرام خالص بدست آمده اند، نیز برای مقایسه رسم شده اند.



نمودار 13- حداقل مکش حجمی مورد نیاز برای جلوگیری از جدائی به صورت یک تابع بر حسب عدد رینولدز برای یک زاویه برخورد معادل (مرجع {۱})

۲-۲- کاهش در دراگ

اثبات تجربی این حقیقت که به کمک مکش این امکان وجود دارد که شرایط آرامی در لایه مرزی را میتوان حفظ کرد، اولین بار توسط Holstein، و کمی بعد توسط Ackeret و Pfenninger و Ras انجام شد. Pfenninger تجربیات مفصلی در مورد مسئله کاهش دراگ با بکارگیری مکش در جایی که جریان آرام حفظ میشود، را بعمل آورد. نمودار (14) برخی از نتایج کارهای او را بنمایش می گذارد، که از یک آئروفویل نازک تهیه شده توسط تعداد زیادی از شکافهای مکش، بدست آمده است. نمودار (14a) مقادیر بهینه ضریب اصطکاک پوسته ای را بر حسب عدد رینولدز نمایش میدهد. دیده میشود که حتی اگر

مصرفتوان پمپ مکش در جهت مخالفت آن باشد، صرفه جوئی زیادی در دراگ وجود دارد. گراف، همچنین نشانمیدهد که در مقادیر میانی ضریب بالابری حتی در اعداد بزرگ رینولدز، مقادیر ضریب اصطکاک پیوسته ای، از مقادیر یک صفحه مسطح در برخورد صفر خیلی بیشتر نیست. علاوه بر این، نمودار (14b) نشان میدهد که این مقادیر پائین، در محدوده ای از مقادیر ضریب بالابری Cl حاکم است. تجربیات نشان دادند که کاهش در دراگ ناشی از حفظ یک لایه مرزی آرام به کمک مکش، قویا به یک شکل دهی دقیق به شکافها بستگی دارد و اگر این دقت انجام نگیرد، ممکن است جریان بواسطه تاثیر شدید جریان ناشی از وجود این شکافها، گذار به حالت جریان درهم سریعاً رخ دهد [33]. در یک مقاله آمریکائی [10] امکان بکارگیری مکش پیوسته از طریق یک دیواره متخلخل برای حفظ جریان آرام تا اعداد بزرگتر رینولدز در مرتبه $R=20 \times 10^6$ بدقت تحقیق شده است. در این حالت نیز، با قبول یک کارکرد مکانیکی مورد نیاز برای نگهداری،

کاهش اساسی در دراگ بدست آمد. در نمودار (14)، داریم:

(a) مقادیر بهینه ضریب دراگ بر حسب عدد رینولدز R .

منحنیهای 1 و 2 و 3 بدون مکش هستند.

1- صفحه مسطح، در حالت آرام،

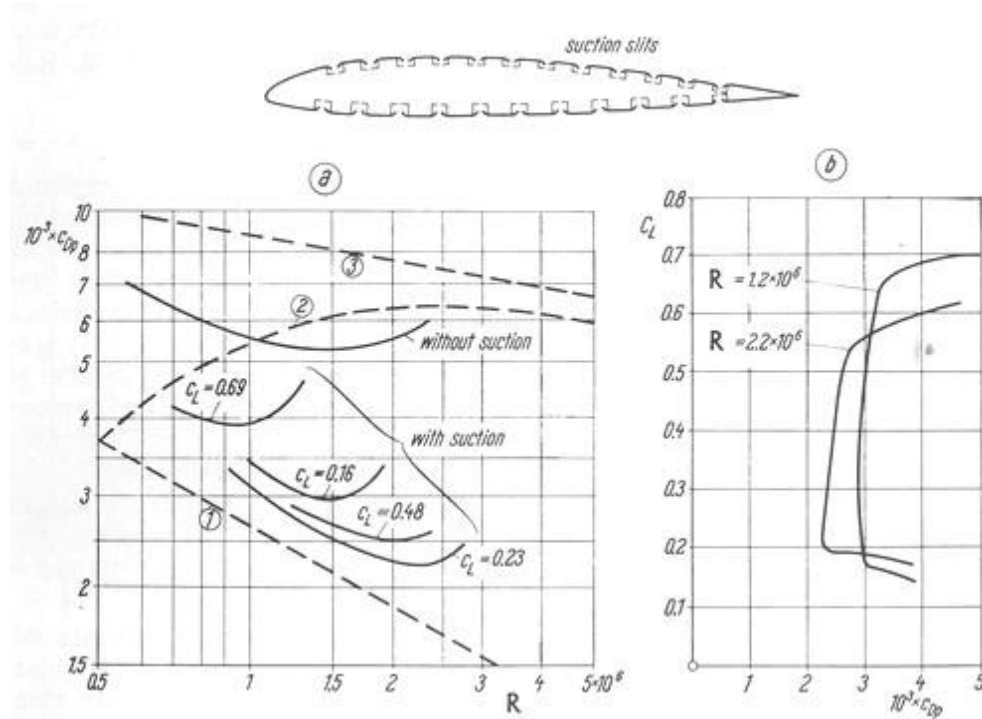
2- صفحه مسطح، در حالت گذار،

3- صفحه مسطح، بصورت کامل در حالت درهم.

(b) نمودارهای قطبی دو عدد مختلف رینولدز. ضرایب دراگ بشدت پائین، برای برای محدوده ای از مقادیر ضریب بالابری Cl وجود دارند.

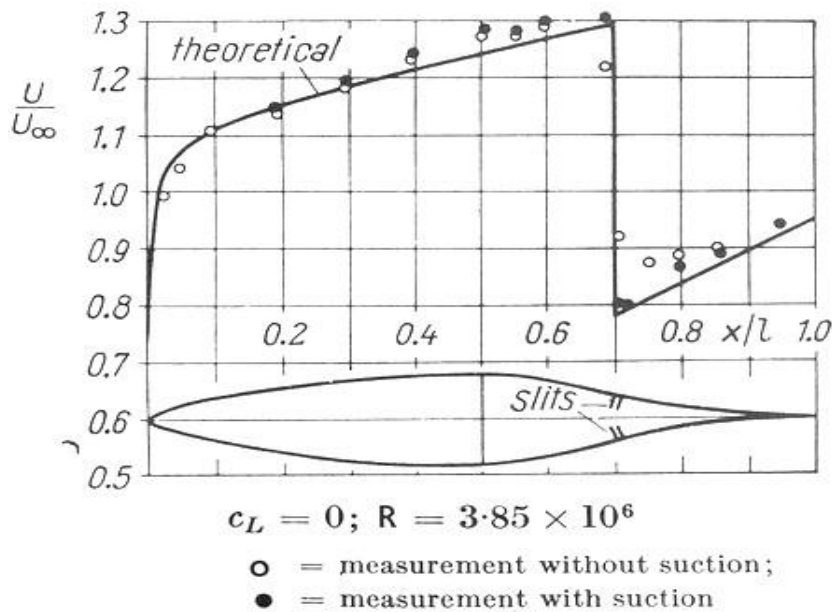
هنگامیکه کوششی برای حفظ یک لایه مرزی آرام انجام میشود، چه با استفاده از مکش، و چه انحصاراً با استفاده از شکل دهی به بدنه، آگاهی کافی از توزیع سرعت پتانسیل بسیار مهم است. در هر یک از این دو حالت، لازم است که ترتیبی اتخاذ نمود که فشار بر روی تکه ای تا حد امکان بزرگ از یک قسمت کار، کاهش یابد. تجربیات بسیار مفصلی، روی این موضوع توسط Goldstein و همکارانش انجام گردید. محاسبات، آنها را به سوی تعیین شکل بخش آئروفویل که یک توزیع سرعت پتانسیل تعیین شده را تولید میکرد، هدایت نمود. برای بدست آوردن آئروفویلهایی که لایه مرزی آرام را تا لبه فرار نگهداری میکنند،

پیشنهاد شد که از شکلهائی استفاده شود که کاهش فشار را در تمامی طول (یک افزایش در سرعت) ، و افزایش تند فشار را تنها در یک مکان نشان میدهند، (نمودار 15).



نمودار 14- کاهش در دراگ یک آئروفویل در حالتی که حالت گذار، بوسیله مکش از طریق تعداد زیادی از شکافها، مورد تاخیر واقع شده است. مصرف انرژی پمپ در ضریب دراگ به حساب آورده شده است. (مرجع {۱}) اگر شکافها در نقطه پرش فشار آرایش یابند، این امکان وجود دارد که یک لایه مرزی آرام را بر روی آئروفویلی ضخیم تا شکاف حفاظت نمود و از جدائی در پشت آن جلوگیری نمود. Thwaites و Regenscheit پیشنهاد کردند که بالابری را بر روی آئروفویل‌های بسیار ضخیم، بوسیله تغییر شدت مکش، و بنابراین برای بدست آوردن یک بالابری که مستقل از زاویه برخورد است، تنظیم کنند. اخیراً، پیشنهاد‌های بسیاری برای استفاده از هوای مکیده شده از لایه مرزی به منظور افزایش نیروی جلوبرندگی هواپیمای جت داده شده است.

مقالات Wortmann و Pfenninger بر نتایج جدیدتری گزارش میدهند که به طراحی آئروفویل‌های لایه ای (آرام) و تاخیر حالت گذار در بال‌های با جاروب-عقب تاکید دارند. یک مرور جامع در مورد مسائل مرتبط با ساخت هواپیما و کنترل لایه مرزی توسط Lachmann انجام گرفته است و همچنین کار دیگری در این زمینه توسط Pankhurst انجام شده است.



نمودار 15- توزیع نظری و تجربی سرعت بر روی یک آئروفویل متقارن دارای مکش (مرجع {۱})

ج- تزریق یک گاز متفاوت (لایه های مرزی دوگانه) 1- نتایج نظری

1-1- معادلات اساسی

هنگامیکه یک فضاییما، به لایه های چگال تر اتمسفر بر میگردد، اثر سکون که در نوک یا در لایه های مرزی در امتداد دیواره تشکیل میگردد، به دماهای بسیار بالا میرسد. برای کاهش مقدار گرمای منتقل شده به فضاییما تا نسبتهای پائین، این امکان وجود دارد که یک گاز سبک یا سیال از طریق یک دیواره متخلخل تزریق گردد. این گاز سبک یا سیال در حال تبخیر، یک لایه نازک در امتداد دیواره ایجاد میکند. همچنین اگر به ماده دیواره (بعنوان مثال، گرافیت، یا شیشه، یا یک ماده ترکیبی) اجازه داده شود تا تصعید گردد نتیجه مشابهی حاصل میشود (سائیدگی). در تمامی این حالات، لایه های مرزی تشکیل میگردند که دو یا چند گاز به روش انتشار با یکدیگر مخلوط میشوند.

در یک مخلوط گازی در حال جریان، هر عنصر i با سرعت متوسط w_i حرکت میکند که از یک گونه به گونه دیگری تفاوت میکند. جهت تشریح میدان سرعت، معرفی یک سرعت متوسط یا مرکز جرم

$$w = \frac{\sum \rho_i w_i}{\sum \rho_i}$$

معرفی گردد، که در آن، $\sum q_i = q$ دلالت بر چگالی کل دارد، مناسب است. انحراف

سرعت w_i از سرعت مرکز جرم w بعنوان سرعت انتشار W_i یک گونه نامیده میشود که عبارت است از:

$$w_i = W_i + w$$

بعلت تعریف w ، باید داشته باشیم: $\sum q_i W_i = 0$ ، و برای هر عنصر i میتوان قانون بقای جرم را به

$$\text{div}(q_i w_i) = \text{div}\{q_i (w + W_i)\} = 0 \quad \text{شکل زیر نوشت (۲۶)}$$

بر روی مجموع همه عناصر، معادله پیوستگی را بصورت زیر داریم:

$$\text{div}(q w) = 0 \quad (27)$$

در غیاب میدانهای خارجی، جریان منتشر شونده، با گرادیانهای غلظت و نیز با انتشار گرمائی، (که یک

جریان از جرمها در حضور یک گرادیان گرمائی تولید میکند) به حرکت در می آید. در حالت یک مخلوط

دوگانه، میتوان قانون انتشار را به شکل زیر نوشت که در آن D_{12} دلالت دارد بر ضریب انتشار دوگانه، و

KT نرخ انتشار گرمائی است، و غلظت جرمی گاز اول $c_1 = q_1/q$ است، که فرض میشود

که آن گازی است که از دیواره بیرون می آید:

$$c_1 W_1 = -D_{12} (\text{grad } c_1 + k_T \text{ grad } \ln T) \quad (28)$$

ضریب انتشار دوگانه تنها کمی به غلظت بستگی دارد، و بوسیله دما به همان شیوه چسبندگی جنبشی تحت

تأثیر قرار میگیرد. نرخ انتشار گرمائی، KT، بر اساس ایده Onsager, Furry و Jones لزوماً به

غلظت وابسته است و مکرراً با رابطه خام زیر تخمین زده میشود:

$$k_T = \alpha c_1 (1 - c_1) \quad (29)$$

اینجا، ضریب انتشار گرمائی، آلفا، بصورت یک عدد ثابت برای هر ترکیب ویژه ای از گازها فرض میشود.

با درج معادله (28) در قانون بقای جرم، معادله (26)، نوشته شده برای اولین عنصر، و درج در

معادله (27)، بدست می آوریم:

$$\rho \left(u \frac{\partial c_1}{\partial x} + v \frac{\partial c_1}{\partial y} \right) = \text{div} \{ \rho D_{12} (\text{grad } c_1 + k_T \text{grad } \ln T) \} .$$

حال میتوانیم خلاصه سازیهای لایه مرزی نرمال را، در قسمت سمت راست این معادله با معرفی کنیم، بدین معنی که از عبارات چشم پوشی نموده و به عبارات $\frac{\partial}{\partial y}$ توجه می کنیم. به این طریق ما معادله غلظت را بدست می آوریم:

$$\rho \left(u \frac{\partial c_1}{\partial x} + v \frac{\partial c_1}{\partial y} \right) = \frac{\partial}{\partial y} \left\{ \rho D_{12} \left(\frac{\partial c_1}{\partial y} + k_T \frac{\partial \ln T}{\partial y} \right) \right\} \quad (30)$$

یک معادله متناظر برای عنصر دوم معتبر است، هرچند، این معادله دوم هنگامیکه شکل تغییر یافته معادله (30) بکار میرود بی اهمیت میشود، زیرا $C_1 + C_2 = 1$. به این دلیل، معادله دوم با معادله پیوستگی (27) جایگزین میشود.

معادلات اندازه حرکت برای یک مخلوط گازی عینا همچون آنهایی هستند که برای یک گاز منفرد نوشته میشوند:

$$\rho \left(u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) = - \frac{dp}{dx} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) , \quad \frac{\partial p}{\partial y} = 0 , \quad (31)$$

(33)

که حالا مقادیر ρ, μ علاوه بر وابستگی آنها به دما، بستگی به غلظت نیز دارد.

معادله انرژی برای یک مخلوط گازی باید بگونه ای فرمول بندی شود که به هدایت گرمایی نرمال، و انتقال گرما به روش انتشار، و انتشار گرمایی توجه شود. با محدود کردن توجه خود به گازهای کامل، آنتالپی مخلوط را چنین معرفی میکنیم:

$$h = c_1 h_1 + c_2 h_2 \quad (33)$$

از آنجا که مشتق گیری طولانی است، در اینجا تنها نتیجه را بیان می داریم که تقریبهای لایه مرزی قبلا معرفی شد:

$$\begin{aligned} \rho c_p \left(u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} \right) = & \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + u \frac{dp}{dx} + \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 \\ & + \frac{RT k_T}{c_1 c_2} \left\{ \frac{\partial}{\partial y} \left[\rho D_{12} \left(\frac{\partial c_1}{\partial y} + k_T \frac{\partial \ln T}{\partial y} \right) \right] \right\} \\ & + \rho D_{12} \left\{ \frac{\partial c_1}{\partial y} + k_T \frac{\partial \ln T}{\partial y} \right\} \frac{\partial}{\partial y} \left\{ (h_1 - h_2) + \frac{RT k_T}{c_1 c_2} \right\} \end{aligned} \quad (34)$$

که در آن R ثابت جهانی گاز است. اگر از انتشار گرمائی چشم پوشی شود، قسمتهائی که زیر آنها خط کشی شده است، حذف میشوند. در مشتق گیری با استفاده از این معادله، اصل Onsager ساخته شد، مطابق با این نکته که ضریب گرادیان غلظت در بردار شار-گرما یکسان است با ضریب گرادیان دما در بردار شار-جرم. شرایط مرزی برای سرعت و حرارت، در این حالت با مقادیر در لایه های مرزی گازهای منفرد، یکسان است، ولی باید با دو شرط مرزی جدید برای غلظت تکمیل گردند. در یک فاصله زیاد از دیواره، تنها، گاز خارجی موجود است و بدین معنی است که غلظت C_1 گونه ناشی از دیواره، درناپدید میشود. شرط مرزی دوم باید در دیواره تعیین شود. در بیشتر حالات میتوان فرض کرد که گاز خارجی نمیتواند از دیواره عبور کند، که هست: سرعت انتشار گاز خارجی مساوی و مخالف علامت سرعت تزریق در دیواره است. نظر به

اینکه و با نگاه به معادله (28)، شرط زیر را بدست می آوریم:

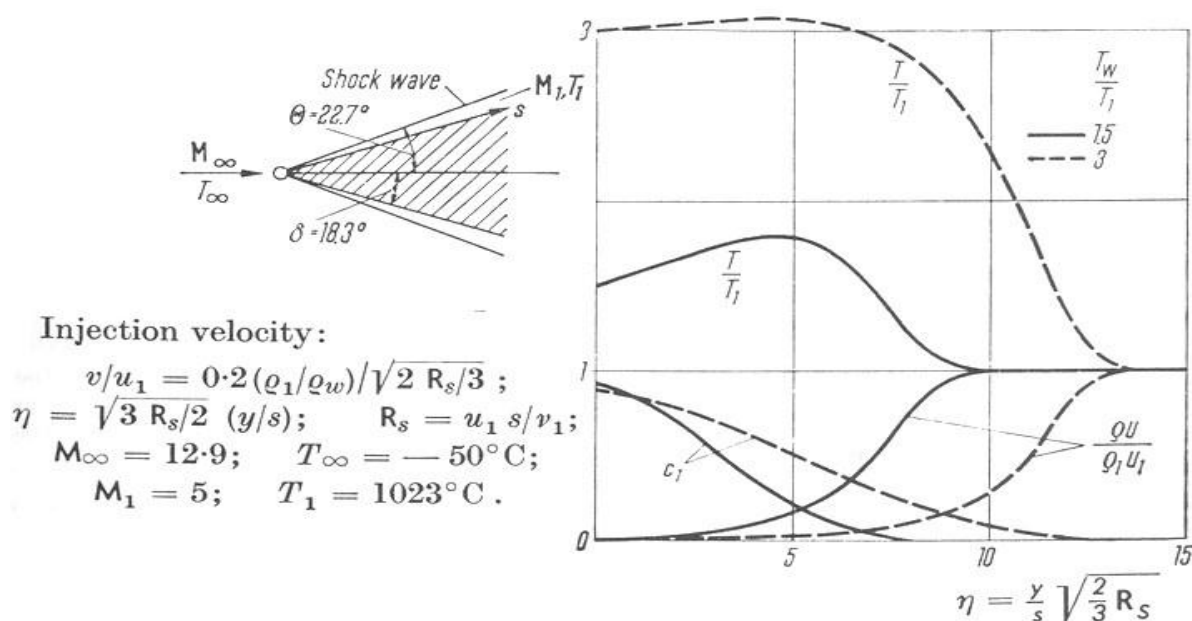
(35)

معادلات (27)، (30)، (31) و (34) یک دستگاه چهار معادله چهار مجهولی برای چهار کمیت بنا میکنند: u, v, T, c_1 .

۱-۲- راه حل‌های دقیق

برای حل معادلات دیفرانسیل جزئی کوپله شده از نوع سهموی، در حال حاضر روش‌های عددی متنوع و کامپیوترهای الکترونیکی سریعی در دست داریم [97]، [42]. به کمک اینها، بدست آوردن تقریب‌های دلخواه بسیار نزدیک به راه حل‌های صحیح، با هزینه زمانی معقول وجود دارد.

خصوصیات سیال، میتواند بصورت مقادیری تصور شود که با مکان، و شرایط مرزی دلخواه تغییر کرده و میتوانند تعیین شوند. اگر سرعت خارجی، سرعت دمش، و دمای روی دیواره، در یک روش معین، تعیین شوند، امکان بدست آوردن حل‌های مشابه وجود دارد. در این حالات، دستگاه معادلات دیفرانسیل جزئی به یک دستگاه معادلات دیفرانسیل معمولی، کاهش می‌یابد، و دستگاه اخیر میتواند بصورت عددی، انتگرال گیری شود. اینگونه نتایج عددی برای جریانهای شیب‌دار تراکم ناپذیر (شامل جریان ایستا)، جریان تراکم پذیر روی یک صفحه مسطح در برخورد صفر، و لایه های مرزی مافوق صوت روی گوه ها و مخروطها، وجود دارند. نمودار (16)، بوسیله مثال، سرعت لایه ای (آرام)، دما، لایه مرزی غلظت روی یک مخروط را با تزریق هلیوم نشان میدهد.



نمودار 16- لایه مرزی دوگانه روی یک مخروط در جریان آرام لایه ای با سرعت مافوق صوت

$M(\infty)=12.9$ در حضور تزریق هلیوم درون هوا. توزیع سرعت u ، توزیع دما T ، توزیع غلظت C_1 ، برای

نرخهای مختلف دمای دیواره T_w ، تا دمای بیرونی T_1 . (مرجع {۱})

یک روش طراحی شده برای محاسبه لایه های مرزی مخلوط دوگانه مافوق صوت آرام، توسط Steinheuer، ارائه شد، کسیکه آنرا برای نمونه سرمایه‌ش به کمک سائیدگی و بکمک شیوه تغییرشیمیائی تفلن به وسیله گرما بکار گرفت. تمامی محاسبات عددی ذکر شده، از عبارات ناشی از انتشارگرمانی چشم پوشی میکنند، همان عباراتی که در معادله (34) دارای خط زیر هستند. یک چنین ساده‌سازی هائی، تا وقتی که محاسبه اصطکاک پوسته ای و نرخ انتقال گرما مورد نظر است، اعمال می شود.

تجربیات نشان میدهند که تعادل دمائی روی یک دیواره آدیاباتیک، در حضور انتشار گرمائی، کاهش نمی‌یابد، اما محاسبات بر پایه این رویه طرح شده همیشه یک چنین کاهشی را پیش بینی میکند.

محاسبات کامل بر روی لایه های مرزی دو ماده ای، که در جریانهای با تبخیر یا تصعید اتفاق می افتند، پیچیدگیهای قابل توجهی به ما ارائه میدهند. توزیع سرعت ماده در حال تبخیر (بعنوان مثالی از سرعت دمش) و توزیع دما در مرز فاز در جهت جریان، دیگر نمیتوانند بصورت دلخواه معین شوند. هر دو توزیع بطور خودبخود بصورت یک نتیجه از انتقال گرما و جرم کوپله شده رخ مینمایند و هیچکدام مقدم بر دیگری شناخته نمیشود. در این قلمرو، Splettstoesser تعداد زیادی از راه حلها را محاسبه کرد که در آنها نرخ تبخیر و همچنین تراز انرژی موضعی مورد ارزیابی قرار گرفت.

Eisfeld راه حلهایی برای جریانهای مخلوطهای دوگانه که در حضور تبخیر آدیاباتیک یک لایه از دی اکسید کربن رخ می دهند، منتشر ساخت که به شکل ریاضی مخصوصی برای قانون تبخیر فرض شده است.

در تمامی این حالات، نرخ محلی تبخیر باید از یک قانون از نوع $1/\sqrt{x}$ تبعیت کند. این، همان توزیع سرعت نرمال در مکش یا دمش بر روی یک صفحه مسطح در برخورد صفر است که به راه حلهای مشابه خود در نمودار (8) اشاره دارد. دما و غلظت در سطح لایه تبدیل به یک حالت یکنواخت میشود.

۱-۳- راه حلهای تقریبی

اگر فرض شود که P عدد پراندتل و $Sc=v/D_{12}$ عدد Schmidt برابر 1 هستند و چسبندگی، یک تابع خطی از دما است، میتوان مسئله را ساده نمود. با این فرضیات، وقتی که یک گاز سبک تزریق میشود،

Faulder تنش برشی را در دیواره محاسبه کرد. او به حالاتی توجه نمود که دارای نرخ جرم مولکولی متفاوتی هستند، با توجه نمودن به گاز پایه. حالات عمومی تر توزیعهای سرعت- خارجی و سرعت- تزریق میتوانند با استفاده از معادلات انتگرالی مور تحلیل قرار گیرند.

2- نتایج تجربی

بیشترین تحقیقات تجربی در مورد مسئله تزریق یک گاز خارجی به درون یک لایه مرزی مافوق سرعت آرام، انحصاراً بر روی اندازه گیری دمای تعادل بر روی یک دیواره آدیاباتیک متمرکز هستند. هنگامی که لایه مرزی شامل چندین عنصر است، محاسبه کامل، کسل کننده میشود، زیرا شار هر عنصر بستگی به شار تمامی عناصر دیگر دارد. یک ساده سازی قابل ملاحظه هنگامی اتفاق می افتد که یک مدل، با خواص ثابت که با ضرایب انتشار چند-عنصری ترکیب شده، و به حالت خاصی مراجعه میکند، مورد پذیرش قرار گیرد. چنین مدلی، سازگاری بسیار خوبی با راه حلهای کامل از خود نشان میدهد، حتی در حالتیکه خواص آن به شدت متغیرند.

تجربیات بدست آمده در حالت لایه های مرزی درهم شایان توجه است. شرحهای فرآیند فرسایش (ساییدگی) به طرور ناقصی درک میشوند و به همین دلیل، یک محاسبه فرسایش انتقال گرما باید هنوز بر اساس معادلات نیمه تجربی خام انجام گیرند.

بخش 2- اثر مکش بر حالت گذرا در یک لایه مرزی

کاربرد مکش در یک لایه مرزی آرام، بصورت یک منبع موثر در کاهش دراگ است. مکش لایه مرزی را به شیوه ای مناسب تثبیت می کند، و کاهش دراگ، با جلوگیری از رخ دادن حالت گذار از جریان آرام به جریان درهم، بدست می آید. یک تحلیل عمیقتر نشان میدهد که تاثیر مکش، ناشی از دو اثر است:

۱. مکش، ضخامت لایه مرزی را کاهش میدهد و یک لایه مرزی نازکتر، تمایل کمتری به حالت جریان درهم دارد.

۲. مکش، یک پروفیل سرعت آرام ایجاد میکند، که نسبت به پروفیل سرعت بدون مکش که محدوده وسیع تری از پایداری (عدد رینولدز بحرانی) را، شامل میشود.

تنها مکش پیوسته میتواند بصورت ریاضی مورد عمل قرار گیرد و چندین راه حل برای اینگونه حالات بوجود آمده است. در خصوص آرام نگهداشتن جریان، تخمین مقدار سیال مورد نیاز برای برداشتن، اهمیت دارد. مضبوط بر اینکه سیال کافی مکیده شود. این امکان وجود دارد که هر کاهش دلخواهی در ضخامت لایه مرزی و حفظ عدد رینولدز در زیر محدوده پایداری بدست آید. به هر حال، یک حجم بزرگ مکش، مقرون به صرفه نیست زیرا قسمت زیادی از ذخیره سازی در توان، ناشی از کاهش دراگ صرف به حرکت درآوردن پمپ مکش می شود. بنابراین، محاسبه حداقل حجم مکش مورد نیاز برای نگهداری جریان آرام، حایز اهمیت است و هنگامیکه حجم مکش حداقل باشد، صرفه جویی کاهش دراگ بیشتر خواهد بود، زیرا مقدار بیشتر حجم مکش، جریان را به لایه مرزی نازکتر، و افزایش تنش برشی در دیواره، هدایت میکند.

حل معادلات لایه مرزی دارای مکش، بویژه برای حالت یک صفحه مسطح در برخورد صفر با مکش یکنواخت، ساده است. پروفیل سرعت، و ضخامت لایه مرزی، از یک فاصله مطمئن از لبه انتهائی به بعد، از مختصات جاری، مستقل میشوند. همانگونه که در معادله (7) نشان داده شده است، جابجائی ضخامت این

پروفیل مکش مماسی بوسیله معادله زیر داده میشود:

$$\delta_1 = \frac{\nu}{-v_0} \quad (36)$$

با توجه به معادله (6) پروفیل سرعت بوسیله معادله زیر تشریح میشود:

$$u(y) = U_{\infty} [1 - \exp(v_0 y / \nu)]$$

برای اینکه عدد رینولدز بحرانی دارای مقدار بسیار بزرگ زیر است:

$$\left(\frac{U_{\infty} \delta_1}{\nu}\right)_{crit} = 70,000 \quad (37)$$

بنابراین، دیده میشود که عدد رینولدز بحرانی پروفیل مکش مماسی در حدود 130 بار از مقدار آن در روی صفحه مسطح در برخورد صفر، و در غیاب یک گرادیان فشار یا مکش، بزرگ تر است. این مقدار، اثر پایداری بسیار زیاد مکش را نشان میدهد. از این گذشته، عبارت اخیر نشان میدهد که جریان آرام، نه تنها بعثت کاهش در ضخامت لایه مرزی، بلکه همچنین، و بویژه، بعثت یک افزایش بزرگ در محدوده پایداری پروفیل سرعت، حفظ میشود. منحنی پایداری خنثی برای پروفیل مکش مماسی در نمودار (17) کشیده شده است. باید توجه داشت که حد پایداری در مقایسه با حالتی که مکش وجود ندارد، افزایش می یابد و بعلاوه محدوده طول موج آشفتگی ناپایدار (مشخص شده بوسیله منحنی پایداری خنثی)، بطور چشمگیری کاهش می یابد.

نتایج اخیر، اکنون به ما اجازه میدهد تا پاسخی برای این سوال مهم بیابیم که چه مقدار از سیال باید برداشته شود تا جریان آرام، حفظ گردد. با ساده سازی موضوع، با فرض اینکه پروفیل مماسی از قبل، از لبه انتهائی صفحه مسطح تا آن قسمت که مکش یکنواخت بکار گرفته شده است، وجود دارد، نتیجه میگیریم که یک لایه مرزی آرام، که در امتداد تمامی صفحه، پایدار است، وجود دارد اگر مقدار عدد رینولدز ضخامت جابجائی، کوچکتر از حد پایداری $\frac{U_{\infty} \delta_1}{\nu} < \left(\frac{U_{\infty} \delta_1}{\nu}\right)_{crit} = 70,000$ داده شده در معادله (37) باشد. از اینرو،

شرط پایداری:

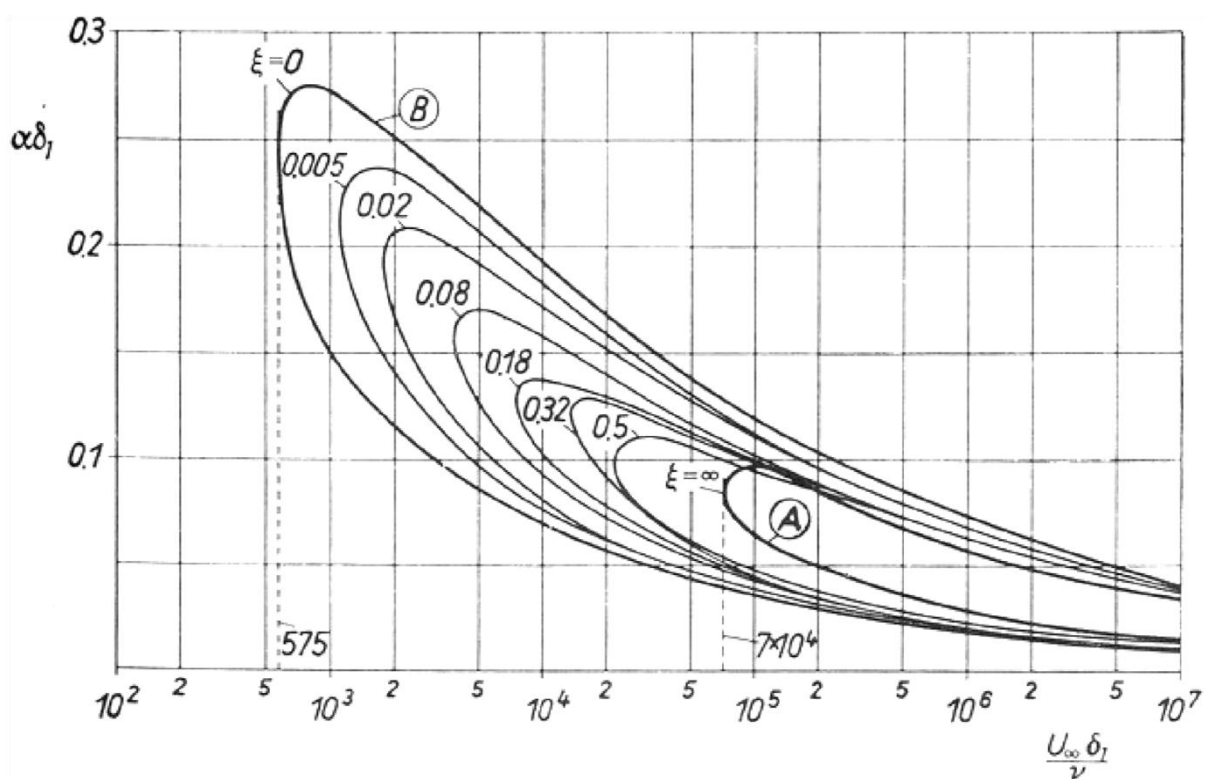
با استفاده از مقدار $\Delta 1$ برای پروفیل مماسی از معادله (36) داریم:

(38) شرط پایداری:

$$\frac{(-v_0)}{U_\infty} = c_Q > \frac{1}{70,000} \quad \text{تأثیرات مک}$$

$$1/70,000 = 1.4 \times 10^{-5}$$

مطابق با این نتیجه: لایه مرزی، پایدار است اگر ضریب حجمی مکش دارای مقدار
بشدت کم باشد.



نمودار 17- منحنیهای پایداری خنثی برای پروفیل‌های سرعت روی یک صفحه مسطح در برخورد صفر با
مکش یکنواخت (مرجع {۱})

$$\xi = \left(\frac{-v_0}{U_\infty} \right)^2 \frac{U_\infty x}{\nu} = c_Q^2 R_x$$

در نمودار (17)، مقدار بر طول ورودی بدون بعد دلالت دارد. در این

نمودار داریم: (a) پروفیل مکش مماسی و (b) پروفیل بدون مکش.

میتوان گفت که یک محاسبه دقیقتر میتواند محتملاً مقدار ضریب حجمی بالاتری را بدست دهد. این از آنجا ناشی میشود که پروفیل سرعت مماسی، در آن نقطه که معادلات بالا محاسبه شدند، تنها در یک فاصله مطمئن از لبه انتهائی، بسط می یابد. پروفیلهای سرعت بین آن نقطه و لبه انتهائی دارای اشکال مختلفی هستند، که بتدریج از شکل Blsius بدون وجود مکش در فاصله کمی از پشت لبه انتهائی، به شکل مماسی تغییر می کنند. شکلهای پروفیل در این طول شروع اولیه، برای لایه مرزی آرام دارای مکش در نمودار (4) رسم شد. تمام این پروفیلهای سرعت دارای حدود پایداری کمتری نسبت به حالت مماسی هستند، و بدنبال آن، اگر بخواهیم جریان آرام حفظ شود، مقدار سیال لازم برای برداشتن از روی طول اولیه، باید بزرگتر از مقدار داده شده در معادله (38) باشد.

برای آنکه این موضوع را عمیقتر بررسی کنیم، لازم است که محاسبات مربوط به پایداری را بر روی سریهای پروفیلهای سرعت در طول اولیه مربوط به مکش را تکرار کنیم. این پروفیلها، خانواده ای از منحنیهای یک پارامتری را تشکیل میدهند که در نمودار (4) دیده میشود، این پارامتر بصورت زیر داده شده است:

$$\xi = c_Q^2 \times \frac{U_\infty x}{\nu}$$

و با تغییر از $\xi = 0$ در انتهای لبه به $\xi = \infty$ برای پروفیل مماسی. در عمل، هرچند، میتوان فرض نمود که طول شروع در $\xi = 4$ پایان می یابد. این عدد بحرانی رینولدز بدست آمده در جدول (2) دیده میشود که توسط Ulrich محاسبه شده است. منحنی های متناظر پایداری خنثی در نمودار (18) کشیده شده اند.

جدول 2- ارتباط عدد بحرانی رینولدز مربوط به پروفیلهای سرعت، با مکش در ضریب حجمی مکش بدون بعد (مرجع {1})

$\xi = c_Q^2 \frac{U_\infty x}{\nu}$	0	0.005	0.02	0.08	0.18	0.32	0.5	∞
$\left(\frac{U_\infty \delta_1}{\nu}\right)_{crit}$	575	1120	1820	3940	7590	13500	21900	70000

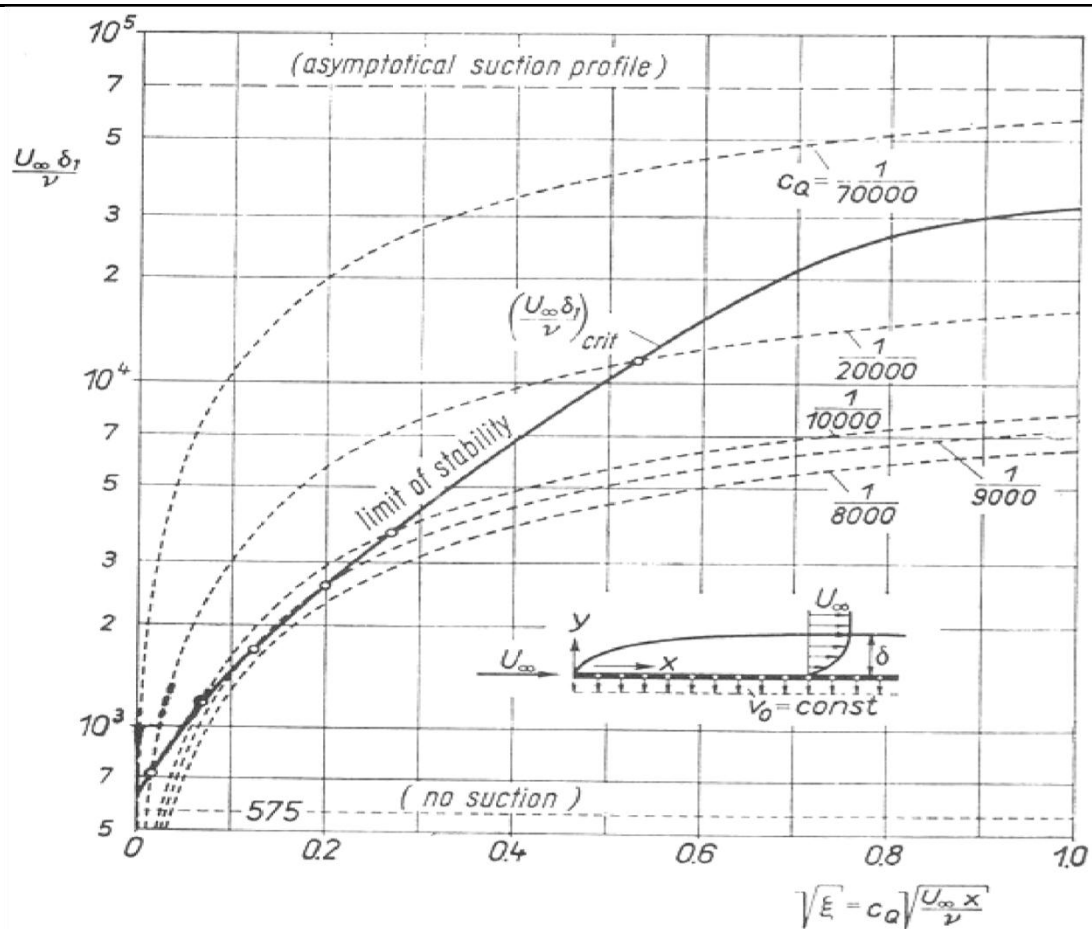
تقویت آشفتگی های ناپایدار برای پروفیل سرعت توسط Pretsch محاسبه گردید. بالاترین درجه تقویت بدست آمده در این محاسبه، در حدود 10 مرتبه کوچکتر از مقدار آن برای صفحه مسطح در جریان Blasius بود. با این نتایج حاصله، اکنون محاسبه ضریب حجمی مکش، که برای اطمینان از وجود پایداری در طول شروع کافی است، آسان می باشد. از نمودار (18) میتوان بدست آورد که حد پایداری در جدول (2) و تغییر در ضخامت جابجایی بدون بعد

$$\frac{U_{\infty} \delta_1}{\nu} = \frac{-v_0 \delta_1}{\nu} \frac{1}{c_Q}$$

برای مقدار تعیین شده $c_Q = (-v_0)/U_{\infty}$ نسبت به مختصات طول بدون بعد، رسم شده است. در اینجا مقدار $\xi = (-v_0) \delta_1 / \nu$ عبارت از محاسبه لایه مرزی شناخته میشود. در نمودار (19)، اگر ضریب حجمی در محدوده مقادیری بزرگتر از مقدار $1/8,500$ نگه داشته شود دیده میشود که حد پایداری در تمام طول در هیچ نقطه ای قطع نمیشود. مقدار بحرانی ضریب حجمی، عبارت است از:

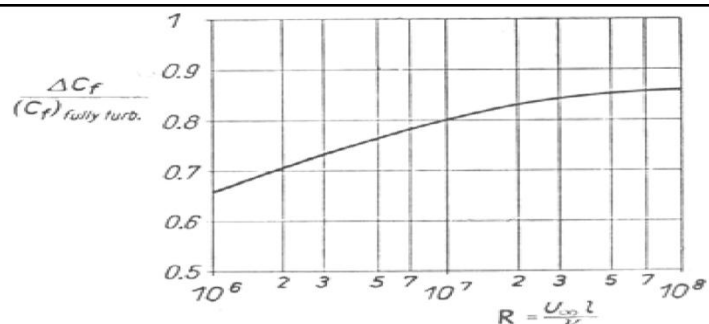
$$c_{Q \text{ crit}} = 1.2 \times 10^{-4} \quad (39)$$

همانگونه که در نمودار (19) دیده میشود، این امکان وجود دارد که تغییر ضریب اصطکاک پوسته ای برای صفحه مسطح تحت شرایط مکش بهینه، کم گردد.



نمودار 18- محاسبه مقدار بحرانی ضریب حجمی برای حفاظت از جریان آرام از طریق مکش برای لایه مرزی موجود روی صفحه مسطح (مرجع {۱})

همچنین، فاصله بین منحنی "مکش بهینه" و منحنی "درهم"، متناظر با ذخیره سازی در دراک تأثیر یافته از کاربرد مکش است.



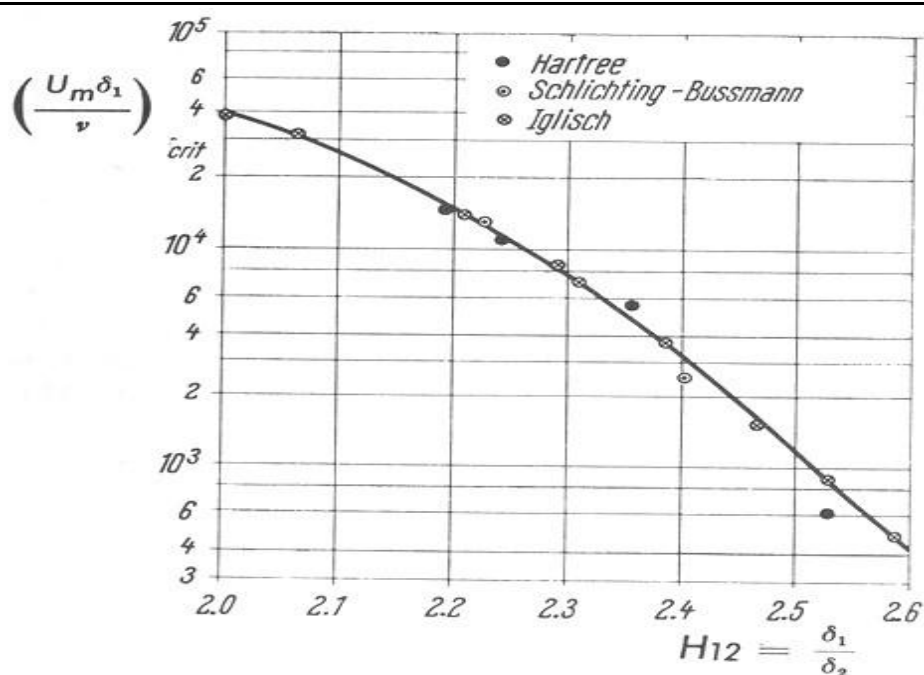
نمودار ۱۹- ذخیره سازی نسبی در دراگ روی صفحه مسطح در برخورد صفر دارای مکش در حال نگهداری جریان آرام در “مکش بهینه” نمودار 19 (مرجع {۱})

$$\Delta c_f = c_{f \text{ turb}} - c_{f \text{ laminar with suction}}$$

ذخیره سازی نسبی در دراگ، محاسبه شده با ملاحظه دراگ جریان درهم، با افزایش اعداد رینولدز افزایش می یابد (نمودار ۱۹). این افزایش، در محدوده 65 تا 85 درصد، در محدوده اعداد رینولدز $R = 10^6$ to 10^8 است.

اثر مکش بر روی حد پایداری و نیز بر روی گرادیان فشار میتواند بصورت گرافی رسم شود که بوسیله رسم عدد بحرانی رینولدز بر حسب ضریب شکلی H12 پروفیل لایه مرزی میسر است. (نمودار ۲۰)

$$H_{12} = \delta_1 / \delta_2$$



نمودار ۲۰- عدد بحرانی رینولدز برای پروفیل‌های سرعت آرام دارای مکش، و برای یک گرادیان فشار رسم

شده بصورت یک تابع از ضریب شکلی (مرجع {۱})

اعداد بحرانی رینولدز برای یک صفحه مسطح با گرادیان فشار صفر و مکش یکنواخت (نمودار ۴) ،

آنهايي که برای یک صفحه مسطح دارای مکش، بوسیله فرمول $v_0(x) \sim 1/\sqrt{x}$

شرح داده شد(نمودار ۸)، و آنهايي که برای حالت بدون مکش اما با یک گرادیان فشار(پروفیل‌های

Hartree) هستند، بر روی یک منحنی قرار میگیرند. برای پروفیل مکش مماسی داریم: $H_{12} = 2$ و

برای صفحه بدون مکش داریم: $H_{12} = 2/59$ Wuest. بصورت تحلیلی ثابت نمود که اثر پایدار سازی

چندین شکاف منفرد قرار گرفته بصورت یکی پس از دیگری ، مشخصا کوچکتر است از این اثر هنگامیکه

بوسیله مکش یکنواخت تولید میشود.

بخش 3- لایه های مرزی درهم با مکش و تزریق

امکان نفوذ جریان در یک لایه مرزی بوسیله دمش یا مکش از درجه اهمیت کاربردی برخوردار است، به خصوص، با نگاهی به افزایش حداکثر بالابری در آئروفویلها. یک رویه برای محاسبه لایه مرزی درهم با مکش و دمش همگن بر روی صفحه مسطح در برخورد صفر، در ابتدا به وسیله Schlichting انجام شد. رویه های بعدی بگونه ای توسعه یافتند که شامل حالت یک توزیع سرعت دلخواه $Vo(x)$ ، سرعت مکش، باشند. این رویه ها، اثر بزرگی و مکان ناحیه مکش را بر روی حداقل جریان مکشی مورد نیاز برای حذف جدائی روی آئروفویلها، به نمایش میگذارند. آنچه حاصل میشود: آرایش بهینه آنست که ناحیه مکش، در یک ناحیه باریک بر روی سمت مکشی آئروفویل متمرکز گردد و در فاصله کمی پشت نوک قرار گیرد. این موضوع قابل درک است، زیرا بزرگترین گرادیانهای فشار مخالف محلی در آن ناحیه اتفاق می افتند، زمانیکه زوایای برخورد بزرگ هستند. حداقل نرخهای مکش مورد نیاز که به ضریب مکش $C_{Q, min}$ نشان داده میشوند، در مرتبه 0.002 تا 0.004 هستند.

روش موثر دیگر برای افزایش حداکثر بالابری، بخصوص در بالهای دارای بالچه با زاویه شکست بزرگ، مشتمل است بر تزریق یک جریان هوای نازک با سرعت بالا، نزدیک به نوک بالچه: شکل (6). این دستگاه مقدار قابل توجهی از انرژی را به لایه مرزی درهم می رساند و سبب چسبیدن آن به بال میشود. بهبود در بالابری بدست آمده توسط این فشار بالچه به ترتیب با جدائی و جت میتواند با مراجعه به ضریب گیرد:

$$c_{\mu} = \frac{\rho_j v_j^2 s}{\frac{1}{2} \rho U_{\infty}^2 l}$$

بدون جدائی تخمین زده شود. کارائی اندازه حرکت بدون بعد، مورد قضاوت قرار

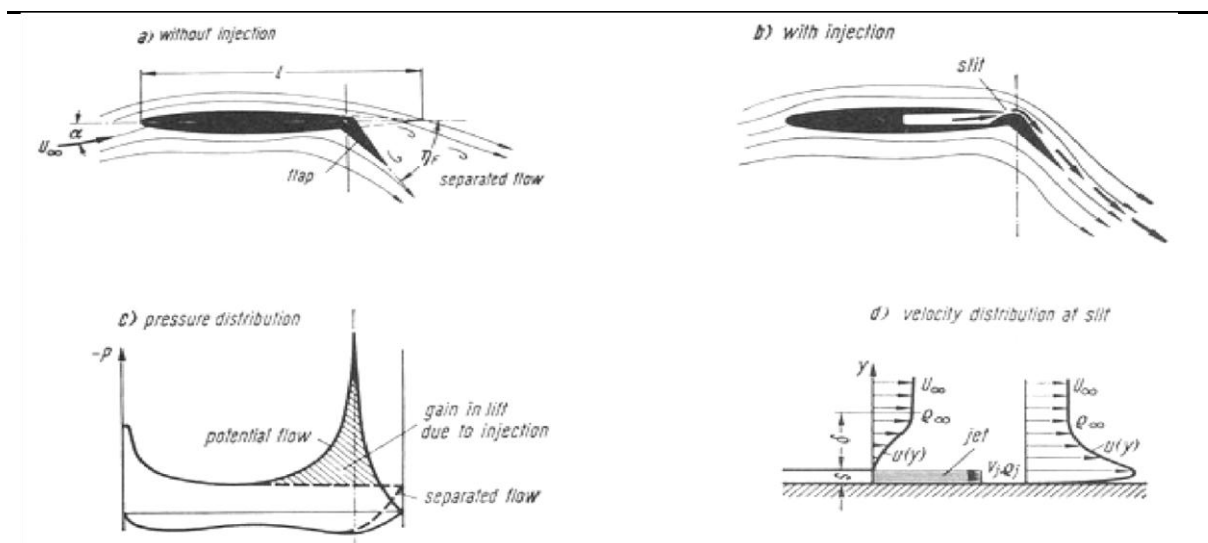
(40)

که در آن v_j سرعت جت و S پهنای آن است. Tomas اندازه گیریهای وسیعی بر کارائی تزریق برای افزایش در بالابری بالچه ها انجام داد. او همچنین توانست یک روش را فرموله کند که به ما اجازه میدهد تا مقدار ضریب اندازه حرکت مورد نیاز برای جلوگیری از جدائی بوسیله تزریق از طریق یک شکاف درون لایه مرزی درهم، را اندازه گیری نمائیم. بعلاوه او اندازه گیریهای مشروحی در مورد لایه مرزی درهم در پشت یک شکاف تزریق انجام داد.

اگر یک گاز متفاوت در یک لایه مرزی درهم تزریق گردد، مجدداً با یک لایه دوگانه روبرو میشویم که غلظت در میدان جریان، متغیر است. Turcotte فرض میکند که فرآیند اختلاط در زیر لایه آرام لزوماً کامل است و از این دیدگاه، یک فرمول تقریبی برای تنش برشی در دیواره برای حالت یک سیال تراکم ناپذیر بدست می آید. این فرمول بگونه ای بسط یافت که بتواند شامل لایه های مرزی تراکم پذیر باشد:

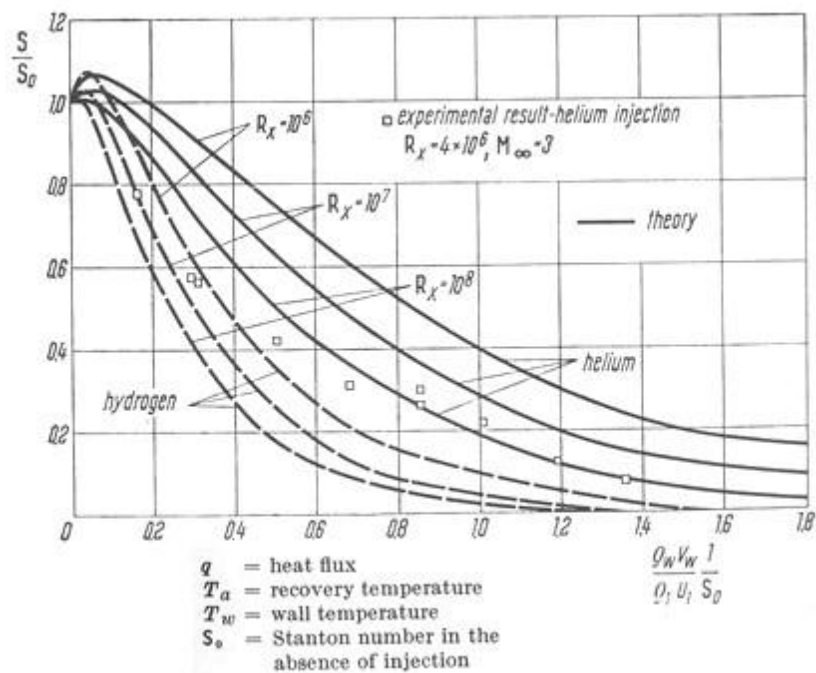
$$\frac{\tau_w}{\tau_{w0}} = \exp \left\{ -6.94 \left(\frac{e_w}{e_1} \frac{v_w}{u_1} \sqrt{\frac{2 e_w}{e_1 c_{f0}}} \right) \left(1 + \sqrt{\frac{\tau_{w0}}{\tau_w}} \right) \right\}$$

در این معادله، زیرنویس w به دیواره اشاره میکند، زیرنویس 0 ، به حالت بدون تزریق مربوط است، و زیرنویس 1 جریان آزاد را توضیح میدهد. اعتبار این معادله بوسیله اندازه گیریهای انجام شده بوسیله چندین محقق بر روی صفحات و مخروطها در اعداد ماخ مابین 0 تا $4/3$ مورد تایید قرار گرفته است. اندازه گیریهای وسیعی در مورد اثر تزریق یک گاز متفاوت بر روی تنش برشی در دیواره در لایه های مرزی شکل گرفته بر روی مخروطهای درون جریان تراکم پذیر توسط Pappas و Okuno گزارش شده اند.



شکل 6- بال مسطح با تزریق از طریق شکافی در نوک بالچه به قصد افزایش بالابری حداکثر. (a) جریان جدا شده بدون تزریق، (b) چسبیدن جریان با تزریق، (c) توزیع فشار، (d) توزیع سرعت در لایه مرزی (مرجع {۱}) Pappas و Rubesin یک تئوری ترکیبی برای محاسبه اثرات تزریق یک گاز خارجی به درون یک لایه مرزی درهم، پیشنهاد کردند. این تئوری در محاسبه نرخ گرمای انتقال یافته از دیواره، بکار گرفته شد، و نتایج متناظری برای تزریق گازهای هلیوم و هیدروژن در نمودار (22) نشان داده شده اند. آنها بر اساس نتایج تجربی برای مقایسه رسم گردیده اند. با سنجش آنها با یکدیگر، بنظر میرسد که ضریب بازیافت به مقدار کمی تحت تاثیر تزریق یک گاز سبکتر است، در حالت لایه مرزی درهم، و به همان صورت در حالت لایه مرزی آرام.

آزمایشها در موردی که یک گاز سنگین (فرئون) به درون یک لایه مرزی درهم هوا دمیده شد، تقریباً همانند پروفیل‌های سرعت در آنجائی که هوا تخلیه شد، نتیجه داد، حتی با آنکه نرخ چگالی گازهای بین دیواره و لبه بیرونی لایه مرزی، به بزرگی مرتبه 4 بود. به استثنای حالت یک گرادیان فشار مخالف، یا یک دمش نیرومند، این پدیده ها را میتوان کاملاً به کمک تئوری طول ترکیبی پراندتل توضیح داد.



نمودار ۲۱- نرخهای انتقال گرما برای یک لایه مرزی دوگانه بر روی یک صفحه مسطح در برخورد صفر با تزریق گازهای هیدروژن یا هلیوم به درون هوا در یک لایه مرزی درهم به یادبود Pappas و Rudesin. مقایسه بین تئوری و اندازه گیری برای عدد Stanton: (مرجع {۱})

$$S = q / \rho_1 u_1 c_{p1} (T_a - T_w)$$

نتیجه گیری

از آنچه گفته شد، میتوان نتایج زیر را برداشت نمود:

۱- با توجه به اینکه اغلب مطلوب است که از پدیده جدائی جلوگیری گردد، لذا بایستی به نوعی لایه مرزی را تحت کنترل خود در آوریم. از این رو روشهای زیر جهت کنترل جریان در لایه مرزی مورد استفاده قرار می گیرند:

حرکت جداره جامد،

شتاب لایه مرزی(دمش)

مکش

تزریق یک گاز متفاوت(لایه های مرزی دوگانه)

جلوگیری از رسیدن به حالت جریان درهم، بوسیله تهیه اشکال مناسب (ایرفویلهای لایه ای)

خنک سازی جداره

۲- هدف از دمش در ناحیه مرزی، استفاده از انرژی اضافی برای ذراتی از سیال که از حرکت باز مانده اند می باشد.

۳- هدف از مکش، حذف ذرات سیال آهسته شده از لایه مرزی است که می تواند باعث جدائی شود.

۴- هر چه عبارت $\partial^2 u / \partial y^2$ منفی تر شود، لایه مرزی پایدارتر بوده و بهتر میتواند در برابر

جدائی مقاومت کند.

-
- ۵- مکش در لایه مرزی باعث افزایش در نیروی لیفت کاهش نیروی دراگ کاهش ضریب اصطکاک پوسته ای افزایش ضریب انتقال حرارت جابجائی می شود.
- ۶- شدت مکش، آرایش، و گستردگی شکافها، و شکل شکافها، و میزان دبی مکش شده، مستقیماً در لایه مرزی تاثیر دارد.
- ۷- مکش باعث کاهش ضخامت لایه مرزی می شود، از طرفی لایه مرزی نازک تمایل کمتری به جریان درهم دارد.
- ۸- مکش یک پروفیل سرعت آرام ایجاد می کند مه محدوده وسیع تری از پایداری را شامل می شود.
- ۹- در حالت وجود مکش، تنش برشی در جداره مستقل از ویسکوزیته می باشد.
- 01- مکش بهینه، مکشی است که در آن می توان با کمترین مکش سیال، بتوان جریان سیال را لایه ای نگه داشت.

فهرست منابع و مآخذ

ردیف	منبع
1	Boundary Layer Theory by Dr. H. Schlichting 1979
2	Flow Control by Gad-el-hak 2000
3	Viscous Fluid Flow by White 1991
4	Boundary Layer and Flow Control by Lachmann 1961
5	Control of Flow Separation by Chang 1976
6	The estimation of laminar skin friction including effects of distributed suction by Curle 1960
7	Theory of flow reattachment by a tangential jet discharging against a strong adverse pressure gradient by Carriere 1961
8	Survey of calculation methods of laminar boundary layers with suction in incompressible flow by Wuest 1961
9	Exakte berechnung der laminaren reibungsschicht by Iglisch 1949
10	An experimental investigation of the isothermal laminar boundary layer by Libby 1954
11	The reduction of drag by distributed suction by Jones 1951
12	Boundary layer studies on sailplane by Raspet 1952
13	Exakte Lösungen für die laminare reibungsschicht mit Absaugung by Schlichting 1943

Die Beeinflussung der grenzschicht durch absaugung und ausblasen by Schlichting 1944	14
Tabulation of Blasius function with blowing-suction by Emmons 1954	15
On heat transfer in laminar compressible flow by Morduchow 1952	16
Heat transfer in laminar compressible boundary layer by Yuan 1949	17
منبع	ردیف
On the compressible boundary layer over a flat plate by Lew 1949	18
A method for analysing the heat insulating properties by Libby 1954	19
Recent advances in Ablation by MacAdams 1959	20
Versuche mit Abssaugflugeln by Schrenk 1935	21
Flight experiments and tests on two airplanes wit suction slots by Stuper 1943	22
Boundary layer control for high lift by suction by Poppleton 1955	23

Abstract

The influence of local blowing on a laminar boundary layer is analyzed numerically. Steady local uniform blowing is imposed in a cross flow through a thin slot. A regime diagram is constructed by varying the local blowing amplitude for three Reynolds numbers. As the local blowing amplitude is increased, the boundary layer flow begins to separate at a critical blowing rate, and on further increase of the blowing amplitude, spanwise vortex shedding occurs behind the slot. The simulation results show that in the regime where the flow is separated, the time-mean separation bubble length increases approximately linearly with the local blowing amplitude. In the vortex shedding regime, however, the time-mean separation bubble length decreases with increasing blowing amplitude. Other flow characteristics such as shedding frequency, the reattachment length, pressure coefficient, and near-wall mean velocity profiles are also examined.