

# تست جریان آیرودینامیک ماورای صوت و دستاوردهای نوین مهندسی هوافضا

بسیاری از مأموریت‌های فضایی از گذشته تا سال‌های آینده در محدوده رژیم ماورای صوت قرار می‌گیرند. به علت پیچیدگی‌های ذاتی در آیرودینامیک جریان حول پرنده‌هایی که در سرعت‌های بیش از ماخ ۴ پرواز می‌کنند، سوال‌های بدون جواب و زمینه‌های ناشناخته زیادی وجود دارد. در چنین جریان‌هایی مشخصه‌های خاصی مانند گرداب‌های شدید آنتروپی، لایه‌های شوک ضخیم، جریان‌های دما بالای گسسته، اندرکنش‌های لزج و لایه‌های مرزی با واکنش شیمیایی رخ می‌دهد. با در دست داشتن اطلاعات جریان ماورای صوت حول فضاپیما، می‌توان طراحی را تا حد زیادی بهبود بخشید. با توجه به فیزیک مسئله، دقت موردنظر و محدودیت روش‌های دیگر مانند روش‌های عددی، بسیاری از مطالعات در این حوزه با استفاده از تست‌های تجربی صورت می‌پذیرد. با توجه به اهمیت این حوزه در دنیای هوافضای امروز، در این مقاله ضمن بررسی این حوزه، به معرفی آخرین دستاوردها و رویکردهای مراکز علمی و صنعتی دنیا پرداخته شده است.

واژه‌های کلیدی: جریان ماورای صوت، تست، تونل شوک

## Experimental Hypersonic Aerodynamics and Advances in Aerospace Engineering

*Most space missions fall in the hypersonic reentry regime. There are several open questions and unknown phenomena in aerothermodynamics around vehicles at flow regimes exceeding Mach 4 due to its inherent complexities. Strong entropy gradients, thick shock layers, dissociated high temperature flows, chemically reacting boundary layers, and viscous interactions are some of the unique flow features dominating the hypersonic flight regimes. It is possible to carry out a detailed analysis on spacecraft aerodynamics leading to an optimized design. Considering the complexity of the problem, desired accuracy of the analysis, and restrictions of numerical methods such as CFD, the experimental approach is preferred in most real-world projects. Due to the increasing importance of Hypersonic Aerodynamics in modern aerospace studies, this paper reviews the recent advances, technical achievements as well as industrial and scientific trends subsequent to presenting a brief introduction to the field.*

**Keywords:** Hypersonic Flow, Experimental Study, Shock Tunnel

شاهد ملکی پور<sup>۱\*</sup>، دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری  
محمد ابراهیمی<sup>۲</sup>، استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری  
\*نویسنده مخاطب، آدرس تهران، کد پستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

Shahedm@chmail.ir

Sh. Malekipour<sup>1\*</sup>, PhD Student, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology  
M. Ebrahimi<sup>2</sup>, Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology

\*Corresponding Author, Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN

Shahedm@chmail.ir

## مقدمه

تا حدود اتمسفر، چگالی هوا افزایش و به تبع آن سرعت پرند کاهش می‌یابد. اما از آنجا که افزایش چگالی بسیار بیشتر از میزان کاهش سرعت است، عدد رینولدز افزایش چشمگیری می‌یابد. با افزایش عدد رینولدز، لایه مرزی که در ارتفاع‌های بالا آرام بود، در ارتفاع‌های پایین‌تر آشفته می‌گردد. معمولاً این گذار در حدود ۵۰ کیلومتری و ماخ ۱۰ بسته به منحنی مسیر وسیله بازگشت مجدد صورت می‌پذیرد [۱].

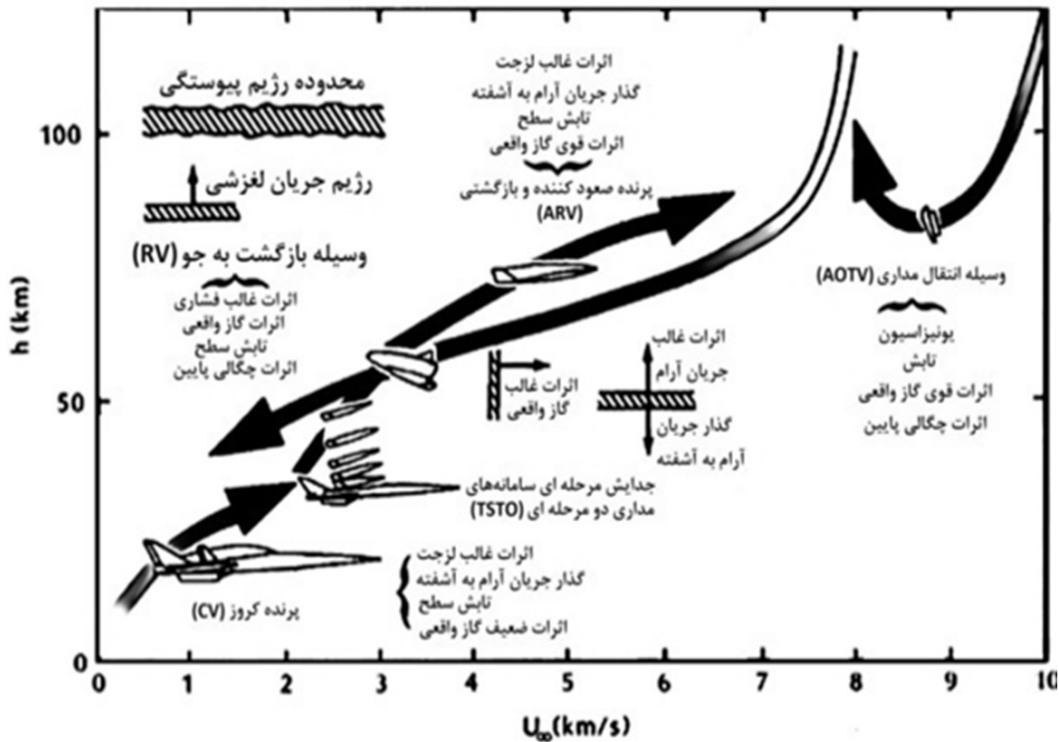
## تست آیرودینامیک ماورای صوت

به‌طور کلی تحقیقات در حوزه آیرودینامیک ماورای صوت به سه صورت انجام می‌پذیرد. روش اول، استفاده از مطالعات تجربی با تجهیزات تست بر روی زمین است. اما شبیه‌سازی دقیق شرایط جریان ماورای صوت و لایه مرزی در این تست تقریباً غیرممکن است. بنابراین، پارامترهای تشابه خاص میدان جریان مورد نظر برگرفته از شرایط پرواز واقعی بازسازی می‌شوند. دو پارامتر تشابه مهم، عدد رینولدز  $Re$  و عدد ماخ  $M$  هستند. به‌علاوه، پارامترهای دیگری نیز وجود دارند که به خواص فیزیکی مانند نسبت گرماهای ویژه  $\gamma$  و عدد پراتل  $Pr$  سیال بستگی دارند. در موارد خاص که چگالی جریان کم است، نمی‌توان سیال را به‌صورت پیوسته در نظر گرفت. بنابراین، باید یک پارامتر تشابه دیگر نیز معرفی گردد. مقدار رقیق‌سازی توسط عدد نادسن بیان می‌شود که مقیاس طولی مربوطه  $l$  را با مسیر آزاد متوسط بین مولکول‌های هوا  $\lambda$  مرتبط می‌سازد،  $Kn = \frac{\lambda}{l}$ . در دماهای بالا به‌علت واکنش‌های شیمیایی (مانند تجزیه و یونیزاسیون) که جریان را تحت تأثیر قرار می‌دهند، سیال را نمی‌توان به‌عنوان گاز کامل در نظر گرفت. در چنین شرایطی آنتالپی سکون  $H_0$  معرفی می‌شود. برای هوا وقتی که آنتالپی سکون از حدود  $H_0 > 1 \text{ MJ/kg}$  فراتر می‌رود، این پارامتر، بسیار اهمیت می‌یابد. در نهایت مقدار نسبت دمای دیواره به دمای جریان آزاد (یا لایه مرزی) اهمیت می‌یابد، چرا که مقدار چگالی را در لایه مرزی تحت تأثیر قرار می‌دهد و به تبع آن مشخصه‌های لایه مرزی تغییر می‌کنند.

روش دوم، شبیه‌سازی میدان جریان با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی است که با وجود افزایش توانایی شبیه‌سازی جریان ماورای صوت، هنوز دقت این روش محدود به شرایط جریان و هندسه‌های به نسبت ساده است. این امر نه‌تنها به‌خاطر توانایی محدود کامپیوترها (توان محاسباتی/حافظه)، بلکه به‌علت عدم درک کامل بر روی مدل‌سازی جریان است (به خصوص در مواردی که گذار جریان از آرام به آشفته و اثرات شیمیایی نقش مهمی را ایفا می‌کنند. لازم به توضیح است که در سال‌های اخیر تلاش‌های بسیاری برای شبیه‌سازی این جریان‌ها صورت پذیرفته است).

ارائه تعریفی دقیق از جریان ماورای صوت بسیار مشکل است و به‌طور کلی این عنوان به جریان‌های با ماخ بالای ۴ و ۵ اطلاق می‌شود. در چنین جریانی پدیده‌های فیزیکی خاصی با افزایش عدد ماخ اهمیت فزاینده‌ای می‌یابند. در این اعداد ماخ، زاویه امواج ضربه‌ای کاهش می‌یابد و موج ضربه‌ای به سطح جسم نزدیک‌تر می‌شود. همچنین، ضخامت نسبی لایه مرزی به‌خاطر کاهش چگالی افزایش می‌یابد. ترکیب این اثرات باعث ایجاد اندرکنش‌های لزج می‌شود که در آن امواج ضربه‌ای با لایه مرزی تلفیق می‌شود. به‌علاوه، به‌خاطر اعداد ماخ بسیار بالا، قسمت مادون صوت لایه مرزی کوچک‌تر می‌شود که اثر قابل‌توجهی بر روی مشخصه‌های لایه مرزی دارد. در چنین شرایطی اثرات تراکم‌پذیری منجر به ایجاد یک لایه مرزی آنتالپی یا دمایی می‌گردد که دیگر نمی‌توان از انتقال حرارت در این لایه مرزی صرف‌نظر کرد.

گذار از جریان مافوق صوت به ماورای صوت نه‌تنها به‌وسیله عدد ماخ بلکه با اثرات دما بالا و رقیق‌سازی جریان مشخص می‌شود. از مهمترین اثرات می‌توان به تغییرات خواص ترمودینامیک (نسبت گرماهای ویژه،  $\gamma$ )، اثرات گاز غیر ایده‌آل (تجزیه، یونیزاسیون) و اثر مواد سازنده سطح دیواره (به‌عنوان کاتالیست) اشاره کرد. در این رژیم جریان، آیرودینامیک، ترمودینامیک و شیمی با هم تلفیق می‌شوند و به‌علت همین اثرات، انحراف زیادی از دینامیک گاز کلاسیک می‌یابند. به‌عنوان مثال، در ناحیه پشت یک موج ضربه‌ای کمانی که دما بسیار بالاست،  $\gamma$  مؤثر به‌دلیل تجزیه و یونیزاسیون کاهش می‌یابد. به‌همین علت فاصله موج ضربه‌ای کاهش می‌یابد و این مسئله اثر قابل‌توجهی بر روی ضرایب آیرودینامیکی دارد. اثر دیگر تجزیه است که از جریان انرژی جذب کرده و در پی آن دمای محلی به شدت کاهش می‌یابد. البته این انرژی در پایین‌دست دیواره آزاد می‌شود که باعث افزایش دمای محلی می‌شود. ماده بر روی سطح دیواره می‌تواند به‌عنوان کاتالیست عمل کند و باعث ترکیب مجدد عناصر و افزایش انتقال حرارت سطح شود. در شکل ۱ نموداری از ارتفاع بر حسب سرعت برای گونه‌های مختلف پرندهای ماورای صوت ارائه شده است. در ارتفاع‌های بالای ۱۰۰ کیلومتر نمی‌توان میدان جریان را به‌صورت پیوسته در نظر گرفت [۱]. در این ناحیه طول مسیر آزاد متوسط بین مولکول‌ها در حدود ابعاد مشخصه وسیله پرند است. برای وسیله‌ای که با سرعتی بیش از ۴ کیلومتر بر ثانیه حرکت می‌کند، دمای کل در پایین‌دست موج ضربه‌ای کمانی آنقدر بالا می‌رود که اثرات گاز واقعی رخ می‌دهند. با کاهش ارتفاع پرند



شکل ۱- مهم‌ترین پدیده‌های آیرودینامیک و رژیم‌های معمول پروازی [۱]

سمتی شود و یا اثرگذاری سطوح کنترلی را تغییر دهد. در طراحی وسایل ماورای‌صوت، پیش‌بینی گذار براساس روابط تجربی صورت می‌پذیرد که با اندازه‌گیری‌های تونل باد تنظیم شده‌اند. در این مورد روش‌های CFD هنوز قادر به پیش‌بینی دقیق گذار نیستند. به همین خاطر باید روش‌های اندازه‌گیری بهتری را توسعه داد. همچنین باید قابلیت‌های روابط تجربی موجود را بهتر شناخت و روابط جدیدی را توسعه داد که در محدوده کاربردی وسیع‌تری قابل استفاده باشند.

یکی از پدیده‌هایی که در وسایل پرنده بالدار و ورودی‌های مافوق‌صوت رخ می‌دهد، اندرکنش موج ضربه‌ای با لایه مرزی است که می‌تواند به بارگذاری فشاری ناپایا و گرمایش شدید محلی منجر شود. پدیده‌ها و پیامدهای مرتبط به‌طور گسترده‌ای مورد مطالعه قرار گرفته و گزارش شده است [۳]. اگرچه این پدیده‌ها هنوز به‌طور کامل شناخته نشده‌اند و شبیه‌سازی عددی آن‌ها مخصوصاً در مورد خواص وابسته به زمان بارگذاری فشاری و گرمایش، هنوز محدود است [۴]. روش‌های کلاسیک مطالعه این اندرکنش‌ها، روش‌های اندازه‌گیری سطحی (جریان روغن، سوراخ‌های فشار و حسگرهای شار حرارتی) است که درکی عمومی از میدان جریان را به‌دست می‌دهد. اما، برای ارتقای سطح مطالعات باید از اندازه‌گیری‌های کمی میدان جریان که پدیده‌های غیر سطحی را به شار حرارتی و بارگذاری

در نهایت روش سوم نیز، استفاده از وسایل پرنده در تست‌های پروازی است که قادر به شبیه‌سازی تقریباً تمام پارامترهای مهم جریان است. اما این روش بسیار گران و انعطاف آن محدود، پدیده‌های مهم در (محدودیت سنسورینگ، مطالعه پارامتریک، مطالعه شرایط خارج طرح و غیره) است.

## آیرودینامیک ماورای صوت

مهم‌ترین پارامترهای طراحی در توسعه یک وسیله ماورای‌صوت، نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک و نرخ‌های گرمایش محلی هستند. باید تخمینی از ضریب درگ وسیله در اختیار باشد تا بتوان مسیر پرواز را بر حسب نرخ‌های گرمایش، نیروهای  $G$  و کمترین ضریب لیفت که برای برد مورد نظر لازم است، بهینه کرد. همراه با نرخ گرمایش محلی، دمای سطحی نیز به دلایل سازه‌ای بسیار مهم است.

حالت لایه مرزی شکل گرفته بر روی سطح وسیله پرنده، مقدار انتقال حرارت را تعیین می‌کند و بنابراین بسیار مهم است. برای مثال انتقال حرارت در یک لایه مرزی آشفته حدوداً سه برابر یک لایه مرزی آرام است [۲]. به‌علاوه، گذار لایه مرزی می‌تواند بر روی وضعیت وسیله و پایداری آن تأثیر بگذارد. به‌عنوان مثال، گذار نامتقارن می‌تواند منجر به یک گشتاور

فشار مرتبط می‌کند، استفاده کرد.

علاوه بر موارد بالا، واکنش‌های شیمیایی و پدیده‌های مرتبط مانند اثرات کاتالیزاسیون و تابش لایه موج ضربه‌ای اثرات به‌سزایی بر روی مشخصه‌های میدان جریان دارند و عوامل تعیین‌کننده‌ای در طراحی وسایل ماورای صوت هستند.

## بازورود به جو در رژیم ماورای صوت

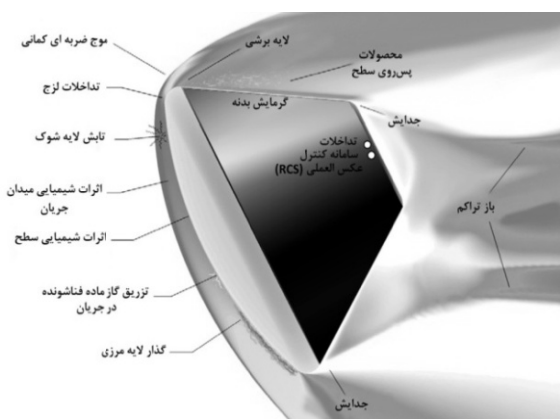
پس از حوادثی مانند حادثه شاتل فضایی کلمبیا در سال ۲۰۰۳، این نتیجه حاصل شد که برنامه‌های فضایی باید خیلی سریع‌تر به‌سمت استفاده از سامانه‌ها و فناوری‌های جایگزین حرکت کند. فناوری سامانه‌های فضایی با موتورهای هوازی<sup>۱</sup> همچنان در مرحله تحقیق و توسعه قرار دارد. بنابراین پس از بازنشستگی شاتل فضایی، بهترین گزینه استفاده از کپسول‌های فضایی است. انتخاب کپسول‌های فضایی براساس سابقه پروازهای ایمن آمریکا، روسیه و چین و نیز هزینه پایین تولید و نگهداری آن‌ها صورت گرفته است. همچنین، فناوری استفاده از این کپسول‌ها نیز به‌خوبی در دسترس است. در شکل ۲ به‌طور شماتیک، پدیده‌هایی که در جریان ماورای صوت حول یک کپسول بازگشت به زمین رخ می‌دهند، نشان داده شده است. در چنین جریانی، مسئله گرمایش و انتقال حرارت از مهمترین مسائل می‌باشد. باید توجه نمود که این مسئله می‌تواند به‌طور تنگاتنگی با بسیاری از پدیده‌های فیزیکی دیگر به‌صورت مستقیم و غیرمستقیم ارتباط داشته باشد. به‌عنوان مثال، در این زمینه می‌توان به اندرکنش موج و لایه مرزی و یا گذار لایه مرزی اشاره نمود. همچنین، غیر از گذار لایه مرزی، پدیده‌های گذرای دیگری مانند ایجاد دنباله جریان، حباب جدایش و تداخل موج و لایه مرزی در وسایل بازگشت به زمین رخ می‌دهد. از این‌رو، مطالعات عمیق کمی در این زمینه صورت پذیرفته است (به‌عنوان مثال شکل ۳). یکی از اهداف عمده در طراحی وسایل بازورود به جو، کاهش گرمایش آیرودینامیک به‌منظور کاهش نیاز به سبب حرارتی است. بنابراین، باید پدیده‌هایی که باعث افزایش شار حرارتی می‌شود را تا حد امکان شناخت و بروز آن‌ها را تا ارتفاع کمتری به تعویق انداخت.

## تست زمینی

با توجه به محدودیت تست‌های زمینی از این لحاظ که محیط و شرایط بازگشت به زمین تنها به‌صورت نسبی قابل شبیه‌سازی است، از مزایای برتر این روش می‌توان به تکرارپذیر و تحت کنترل بودن شرایط تست اشاره کرد. امروزه، تجهیزات تست

زمینی در سه زمینه کلی مورد استفاده قرار می‌گیرند. زمینه اول، برای توسعه درک فیزیکی و مدل‌سازی جریان‌های ماورای صوت به‌کار می‌رود. زمینه دوم، برای به‌دست آوردن اطلاعات عملکرد وسیله مانند لیفت، درگ و گرمایش سازه‌ای است. زمینه سوم برای فراهم نمودن اطلاعاتی به منظور اعتبارسنجی محاسبات CFD مورد استفاده قرار می‌گیرد. اما، از آنجاکه شبیه‌سازی کامل میدان جریان ممکن نیست، پدیده مورد مطالعه در جریان تعیین‌کننده نوع تجهیزات زمینی است. برای مثال، وقتی که مدارگرد فضایی شاتل در زوایای حمله بالا مورد مطالعه قرار می‌گیرد، پدیده غالب لایه آنتروپی دماغه پهن است که در آن عدد ماخ پارامتر مهمی به‌حساب نمی‌آید. اما، در زوایای حمله کوچک‌تر که اثرات لایه آنتروپی کم است، عدد ماخ پارامتر مهم‌تری به‌حساب می‌آید [۷]. بنابراین، با توجه به اهمیت پارامترهای تشابه در مقیاس کردن شرایط واقعی، فقط یک یا چند پارامتر مدنظر قرار می‌گیرد. نحوه استخراج پارامترهای تشابه در مرجع [۲] شرح داده شده است. به‌طور کلی پارامترهای تشابه در جریان ماورای صوت عبارتند از:

- $\gamma$  که نسبت گرماهای ویژه است.
- عدد ماخ  $M$  که نسبت انرژی جنبشی جریان به انرژی داخلی آن است.
- عدد رینولدز  $Re$  که نسبت نیروهای اینرسی به نیروهای لزج است.
- عدد پراتل  $Pr$  که نسبت اضمحلال اصطکاکی<sup>۲</sup> به هدایت حرارتی<sup>۳</sup> است.
- $\bar{e}_w$  که نسبت انرژی داخلی جریان بر روی دیواره به انرژی داخلی جریان آزاد است.



شکل ۲- پدیده‌های فیزیکی عمده در جریان ماورای صوت حول وسیله بازگشت به زمین [۵]

2. Frictional Dissipation  
3. Thermal Conduction

1. Air-Breathing

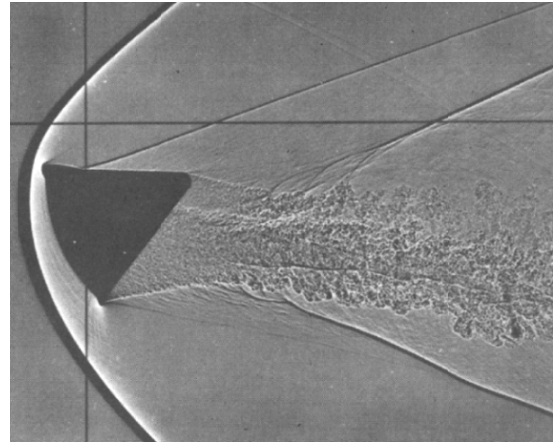
یک پیستون آزاد یا دیافراگم برای ایجاد موج ضربه‌ای در یک گاز ساکن استفاده می‌شود. در اثر عبور این موج ضربه‌ای، گاز ساکن سوپرهیت می‌شود و مانند شرایط مخزن برای نازل و مقطع تست عمل می‌کند. عموماً زمان تست در لوله‌های شوک<sup>۷</sup> بسیار کوتاه و در حدود چند میلی ثانیه است. مرجع [۸] مطالعه کامل تری از تجهیزات تست زمینی را ارائه نمود.

همان‌طور که قبلاً اشاره شد، پدیده‌ی مورد مطالعه گزینه تجهیزات مورد استفاده را دیکته می‌کند. وقتی عدد رینولدز اثر زیادی بر روی جریان دارد، معمولاً از تجهیزات ماورای صوت سرد استفاده می‌شود. در مواردی که اندازه‌گیری نیروها و گشتاورها مورد نیاز است معمولاً باید عدد ماخ به درستی شبیه‌سازی شود. با افزایش دمای میدان جریان (که معمولاً با افزایش عدد ماخ هم همراه است) باید بیش از عدد ماخ، دماهای صحیح (اثر تغییر  $\gamma$ ) به درستی شبیه‌سازی شود. به علاوه اصل استقلال از عدد ماخ می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد. اصلی که بیان می‌کند در اعداد ماخ بسیار بالا، کمیت‌های آیرودینامیک خاص مانند ضرایب فشار، لیفت و درگ، شکل موج ضربه‌ای و الگوی امواج ماخ مستقل از عدد ماخ هستند [۲]، بنابراین در این حالت شبیه‌سازی دقیق عدد ماخ الزامی ندارد.

### تکنیک‌های اندازه‌گیری

با توجه به توانایی شبیه‌سازی پارامترهای جریان مورد نظر در تجهیزات تست زمینی، بررسی موفق جریان به شدت به قابلیت‌های روش‌های اندازه‌گیری بستگی دارد. روش‌های اندازه‌گیری بسیاری وجود دارد که به‌طور کلی می‌توان این روش‌ها را به روش‌های کیفی و روش‌های کمی، روش‌های تداخلی و غیرتداخلی<sup>۸</sup> و روش‌های نقطه‌ای یا میدانی تقسیم کرد.

یک روش غیرتداخلی که اطلاعات کمی به‌دست می‌دهد، روش اینترفرومتری<sup>۹</sup> است. در این روش از اطلاعات فازی در یک پرتو نوری برای اندازه‌گیری چگالی جریان استفاده می‌شود. در جریان‌هایی که نسبتاً چگالی کم است، از روش فلورسنس القایی لیزر<sup>۱۰</sup> (LIF) برای به‌دست آوردن اطلاعات دما، غلظت گونه‌های شیمیایی یا سرعت جریان استفاده می‌شود [۹]. در گازهای کم‌چگال، روش فلورسنس پرتو الکترونی<sup>۱۱</sup> (EBF) برای اندازه‌گیری چگالی و اندازه‌گیری ارتعاشی و چرخشی دما به‌کار می‌رود [۱۰]. همچنین، اطلاعات سرعت را



شکل ۳- الگوی جریان حول کپسول شبیه آپولو در ماخ ۲.۲ و زاویه حمله ۲۵ درجه با رینولدز ۱.۵ میلیون [۶]

### تجهیزات زمینی

در مطالعات جریان‌های سرعت بالا با توجه به عدد ماخ، عدد رینولدز و آنتالپی کل، انواع مختلفی از تونل‌های باد مورد استفاده قرار می‌گیرد. در مورد جریان‌های مافوق صوت ( $4 < M < 12$ ) بیشتر از تونل‌بادهای دمشی<sup>۴</sup>، مکشی<sup>۵</sup> یا پیوسته استفاده می‌شود که در این محدوده اثرات دما بر روی خواص سیال (اثرات گاز واقعی) محدود است و آنتالپی کل بالایی مورد نیاز نیست. در مطالعه جریان‌های ماورای صوت ( $M > 4$ ) اثرات دما مهم می‌شود و باید مدل‌سازی مناسبی از آنتالپی سکون صورت پذیرد. بنابراین در این جریان‌ها از تجهیزات آنتالپی بالا استفاده می‌شود. این امر با انرژی دادن به جریان از طریق افزایش دمای کل به طرق مختلفی انجام می‌شود. در تونل‌های باد دمشی از یک سیستم گرمایش (الکتریک) برای افزایش دمای مخزن تا حدود ۱۰۰۰ K استفاده می‌شود. از آنجا که اثرات گاز غیر کامل از دماهای بالای ۱۰۰۰ K آغاز می‌شود، این تونل‌بادهای تجهیزات ماورای صوت سرد می‌نامند. کاربرد این افزایش دمای کل تنها برای جلوگیری از اثرات نامطلوب در مقطع تست مانند چگالش جریان است. برای افزایش بیشتر دمای کل، انواع دیگری از تونل‌های باد توسعه داده شده‌اند. یکی از تجهیزات ایجاد جریان با آنتالپی بالا، تونل بادهای جریان داغ لحظه‌ای<sup>۶</sup> هستند که در آن‌ها از یک تخلیه الکتریکی (آرک) در محفظه آرامش برای ایجاد شرایط مخزن با دمای کل بالا استفاده می‌شود. در این تجهیزات با وجود دمای بالای جریان آزاد، سطح فشار جریان آزاد نسبتاً پایین است.

پرکاربردترین تونل‌ها، تونل‌های شوک هستند. در این تونل‌ها از

7. Shock Tube  
8. Intrusive and Non-Intrusive Techniques  
9. Interferometry  
10. Laser Induced Fluorescence  
11. Electron Beam Fluorescence

4. Blowdown  
5. Indraft  
6. Hotshot Wind Tunnels

است که می‌تواند برای مشاهده پدیده اختلاط مورد استفاده قرار گیرد. یک مثال از این روش استفاده از تزریق آب در جریان آزاد است که در نواحی با دمای پایین دچار چگالش می‌شود (البته باید مراقب بود که این سیال ثانویه بر روی رفتار جریان اصلی اثر نگذارد). یکی از روش‌های جدیدی که در جریان مافوق صوت و ماورای صوت به خوبی جواب داده روش شیلرین براساس پس‌زمینه<sup>۲۰</sup> (BOS) است. اصول این روش هم‌مانند روش شیلرین است، با این تفاوت که از یک تصویر مرجع به‌عنوان پس‌زمینه استفاده می‌شود. در واقع این روش بین دو تصویر پس‌زمینه قبل از برقراری جریا

ن و پس از آن ارتباط برقرار می‌کند. بدین وسیله بردار جابه‌جایی میدان به‌دست می‌آید و با استفاده از رابطه گلدستون- دیل<sup>۲۱</sup> پارامترهایی مانند دما و فشار نیز حاصل می‌شود [۱۲]. در برخی از کاربردها، این روش با روش سرعت‌سنجی تصویر ذره تلفیق شده تا داده‌های دقیق‌تری از میدان سرعت و میدان چگالی به‌دست آید. بدین منظور از دو دوربین استفاده می‌شود، یک دوربین بر روی صفحه نور لیزر و یک دوربین هم بر روی تصویر پس‌زمینه متمرکز می‌شود.

یک دسته دیگر از روش‌های اندازه‌گیری براساس استفاده از پراب<sup>۲۲</sup> در میدان جریان است و به همین علت روشی تداخلی محسوب می‌شود. مهمترین آن‌ها پراب‌های پنج سوراخ در اندازه‌گیری سرعت، لوله‌های پیتوت در اندازه‌گیری عدد ماخ و روش‌های سیم داغ و فیلم داغ برای اندازه‌گیری سرعت و دما هستند.

با استفاده از روش‌های مذکور، اطلاعات میدان جریان را به‌دست می‌آورند. اما، در طراحی وسایل آیرودینامیک، اطلاعات خواص سطحی نیز به همان اندازه اهمیت دارد. به‌عنوان مثال، می‌توان با استفاده از جریان روغن بر روی سطح، یک سری اطلاعات کیفی از خطوط جدایش، نقاط بازگشت لایه مرزی و محل‌های گذار به‌دست آورد. روش‌های کمی اندازه‌گیری سطحی مانند اندازه‌گیری فشار، دما و شار حرارتی به‌عنوان روش‌های کلاسیک و نقطه‌ای شناخته شده‌اند. در سال‌های اخیر برای اندازه‌گیری فشار به‌صورت پیوسته بر روی سطح از رنگ‌های حساس به فشار<sup>۲۳</sup> (PSP) استفاده می‌شود. برای اندازه‌گیری دما بر روی سطح هم از رنگ‌های حساس به دما، کریستال‌های مایع و دمانگاری مادون‌قرمز<sup>۲۴</sup> به‌کار گرفته می‌شود. در بین این روش‌های دماسنجی، با توجه به حساسیت و عدم لزوم استفاده

می‌توان با استفاده از روش سرعت‌سنجی لیزر داپلر<sup>۱۲</sup> (LDV) به‌دست آورد. یکی از معایب این روش این است که در تجهیزاتی دارای زمان اجرای پایین با مشکل مواجه می‌شود. این مشکل را می‌توان با روش‌های اندازه‌گیری صفحه‌ای مانند سرعت‌سنجی تصویر ذره<sup>۱۳</sup> (PIV)، سرعت‌سنجی سراسری داپلر<sup>۱۴</sup> (DGV) یا سرعت‌سنجی تصویر داپلر<sup>۱۵</sup> (DPV) برطرف کرد [۱۱].

روش سرعت‌سنجی براساس ردیابی ذره<sup>۱۶</sup> (PTV) نیز مانند روش سرعت‌سنجی تصویر ذره، داده‌های مربوط به سرعت را در صفحه یا یک ناحیه حجمی اندازه می‌گیرد. تفاوت این روش در آن است که ذرات را به‌صورت تک به تک در زمان و مکان ردیابی می‌کند. این روش از سال ۲۰۰۴ در میدان جریان مافوق صوت به‌کار گرفته شد. این روش مانند روش سرعت‌سنجی تصویر ذره در جریان ماورای صوت محدودیت‌هایی دارد اما در این زمینه هم فعالیت‌هایی صورت گرفته است [۱۲].

سرعت‌سنجی لیزر- دو- فوکوس<sup>۱۷</sup> (L2F) یک روش نقطه‌ای است که می‌تواند داده‌های دوبعدی سرعت را در یک نقطه از جریان به‌دست آورد. خروجی این روش هم مانند سرعت‌سنجی لیزر داپلر و با همان دقت است. بیشترین کاربرد این روش در کاربردهای توربوماشینری، گذر صوتی، احتراق و مافوق صوت است. تا به‌حال کاربردی از این روش در جریان ماورای صوت گزارش نشده است.

از روش‌های اندازه‌گیری غیرتداخلی در تست جریان تراکم‌پذیر می‌توان به روش‌های مشاهده جریان شیلرین<sup>۱۸</sup> و سایه‌نگاری اشاره کرد. این روش‌ها بر پایه انتشار نور در یک ماده انکساری<sup>۱۹</sup> (میدان چگالی در جریان تراکم‌پذیر) بنا نهاده شده‌اند. تفاوت این دو روش در این است که در روش شیلرین در مسیر پرتوهای منعکس شده از آینه دوم یک تیغه قرار می‌گیرد که باعث بهبود کیفیت تصویر می‌شود. با توجه به اینکه در این روش‌ها میدان چگالی در جهت دید (در یک جهت) قابل مشاهده است، این روش‌ها برای هندسه‌های سه‌بعدی و پیچیده مناسب نیستند. به‌علاوه، این روش‌ها تنها یک سری اطلاعات کیفی مانند محل موج ضربه‌ای، امواج انبساطی یا لایه برشی به‌دست می‌دهند. استفاده از یک سیال دیگر، یک روش کیفی دیگر براساس مشاهده جریان

20. Background Oriented Schlieren  
21. Gladstone-Dale  
22. Probe  
23. Pressure Sensitive Paints  
24. Infrared Thermography

12. Laser Doppler Velocimetry  
13. Particle Image Velocimetry  
14. Doppler Global Velocimetry  
15. Doppler Picture Velocimetry  
16. Particle Tracking Velocimetry  
17. Laser-Two-Focus Anemometry  
18. Schlieren  
19. Refractive Media

تونل شوک آنتالپی بالا در سازمان اکتشافات هوافضایی ژاپن، آزمایشی را بر روی وسیله بازگشت به جو «هایفلکس»<sup>۲۶</sup> صورت داد. در این آزمایش از ۱۶ شتابسنج پیزوالکتریک، ۸ حسگر فشار و ۳ ذخیره‌کننده داده استفاده شد. به این ترتیب می‌توان داده‌های حساس را ذخیره و اثرات دما بالای گازهای واقعی را بر روی گشتاور پیچشی و بازدهی فلپ مطالعه کرد.

خط آزمایش سرعت بالای هولمن<sup>۲۷</sup> در نیومکزیکو، طولانی‌ترین و دقیق‌ترین خط آزمایش در دنیاست. این خط آزمایش که در سال ۱۹۶۴ طراحی شده تا به حال در شبیه‌سازی پرواز ماورای صوت و آیروترمال ۲۴۰ مأموریت ماورای صوت به کار رفته است. در آزمایشی که در ماه مارس ۲۰۱۶ انجام شد، رکورد سرعت ۵۱۳ مایل بر ساعت به ۶۳۳ مایل بر ساعت ارتقا یافت. تلاش‌هایی برای رسیدن به ماخ ۱۰ در جریان است.

با تازه شدن رویکردهای تحقیقاتی در حوزه پرواز ماورای صوت، تجهیزات آزمایشگاهی غیرفعال در سرتاسر دنیا و مخصوصاً آمریکا دوباره فعال شده و برخی هم ارتقا یافته‌اند. از این میان می‌توان به تونل‌های باد، لوله‌های شوک یا لادویگ<sup>۲۸</sup> و تونل‌های شوک اشاره کرد. این تجهیزات در ناسا و آزمایشگاه‌های ملی و نظامی در دهه‌ها دانشگاه مستقر هستند. در این میان، دانشگاه تگزاس اولین دانشگاهی است که در آمریکا به تجهیزات آرک-هیئت<sup>۲۹</sup> ماورای صوت برای آزمایش سامانه‌های حفاظت از گرمایش مجهز می‌شود. مؤسسه تحقیقاتی PM&AM نیز برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی‌های عددی، آزمایش‌های میدانی و تونل باد بسیاری را ترتیب داد.

### پیش‌رانش هواتنفسی سرعت بالا

فناوری پیش‌رانش سرعت بالا به سرعت در حال رشد و رسیدن به مرحله بلوغ است. سال ۲۰۱۶ شاهد پیشرفت‌های مهمی در مراحل مختلف توسعه بود: ارزیابی مفهومی، تحلیل، ساخت سخت‌افزار، آزمایش‌های زمینی و آمادگی برای آزمون‌های پروازی.

آزمایشگاه تحقیقات نیروی هوایی آمریکا با توجه به زیرساخت‌های خوبی که در برنامه «ایکس-۵۱-ای ویو رایدنر»<sup>۳۰</sup> حاصل شد، به بهره‌برداری از فناوری پیش‌رانش رمجت و اسکرمجت در برنامه تسلیحاتی خود ادامه داد. مرکز تحقیقات گلن<sup>۳۱</sup> ناسا و آزمایشگاه تحقیقات نیروی هوایی، آزمایش مرحله

از پوشش خاص بر روی جسم، روش دمانگاری مادون قرمز مناسب‌ترین روش است. البته در این روش باید دسترسی اپتیکی به رژیم طول موج مادون قرمز فراهم شود [۱۱]. برای آشنایی بیشتر با انواع روش‌های اندازه‌گیری می‌توان به مرجع [۱۳] مراجعه کرد.

### دستاوردها و رویکردهای جهانی در سال ۲۰۱۶

در این بخش به مهم‌ترین پیشرفت‌های دنیا در حوزه جریان ماورای صوت اشاره شده است. این موضوعات زیر نظر گروه‌های برنامه‌ریزی و فنی AIAA مورد بررسی قرار گرفته‌اند. این مؤسسه به تازگی فعالیتی را آغاز کرده است که طی آن به شناسایی روندهای علمی، فنی و اجتماعی که صنعت هوافضا را تحت تأثیر قرار می‌دهند، می‌پردازد. شایان ذکر است که AIAA در سال ۲۰۱۷ توجه بیشتری را بر روی پنج حوزه معطوف کرده است که عبارتند از: سامانه‌های هوایی بدون سرنشین، تجاری‌سازی فضا، امنیت فضای مجازی، روش‌های ساخت و تولید پیشرفته و پیش‌رانش الکتریکی [۱۵].

### آزمایش‌های زمینی

بین مجتمع توسعه مهندسی آرنولد<sup>۲۵</sup> و آزمایشگاه تحقیقات نیروی هوایی، در زمینه جریان ماورای صوت در سال‌های اخیر همکاری خوبی شکل گرفته است. این همکاری تحت پروژه آزمایش پرواز ماورای صوت بین‌المللی برای به‌کارگیری فناوری‌های بالغ در موشک‌های کروز ماورای صوت نسل بعد شکل گرفته است (شکل ۴). همکاری‌های بعدی بر سر جریان اسکرمجت متقارن محوری در تونل باد ماورای صوت ۹ در مرلند پیگیری خواهند شد.



شکل ۴- آزمایش آیرودینامیک و آیروترمال یک وسیله کروز ماورای صوت در قالب برنامه «آزمایش پرواز ماورای صوت بین‌المللی»

25. Arnold Engineering Development Complex

26. HYFLEX, or Hypersonic Flight Experiment model  
27. Holloman High Speed Test Track  
28. Ludwig  
29. Arc-Heated  
30. X-51A Wave Rider  
31. Glenn Research Center

### فناوری‌های اندازه‌گیری در آیرودینامیک

گروه تونل باد در آزمایشگاه‌های ملی سانديا<sup>۳۷</sup> در زمينه سرعت‌سنجی به کمک تصوير ذره (PIV)<sup>۳۸</sup> با استفاده از یک ليزر پالسی پرداختند. این وسیله با آخرین تغییرات می‌تواند اندازه‌گیری را با فرکانس بسیار بالای ۴۰۰ کیلوهرتز انجام دهد (البته با محدوده دید کم) و به‌صورت پی‌درپی می‌توان ۴۰۰۰ میدان برداری برداشت کند. این نرخ تصویربرداری بی‌سابقه برای اندازه‌گیری میدان‌های جریان آشفته با سرعت بسیار زیاد و بهبود مدل‌های فیزیکی براساس شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی مناسب است. گروه تحقیقاتی جدید «هورایزون»<sup>۳۹</sup> در مؤسسه فضایی دانشگاه تنسی از یک سامانه تصویربرداری سرعت بالای شیلرین استفاده کردند (شکل ۶). این روش را برای بررسی موج ضربه‌ای ناپایای در حال عبور و تداخل آن با لایه مرزی، می‌توان با روش‌های اندازه‌گیری فشار دینامیکی سطح جایگزین کرد.

### فناوری هوافضاپیماها

ملل مختلف در سرتاسر دنیا به‌طور روزافزون در حال توسعه و نمایش توانمندی‌هایی در جهت کاهش زمان سفر هستند و به همین دلیل می‌توان گفت دنیا وارد عصر رنسانس ماورای صوت شده است. چشمگیرترین نمایش‌های فناوری مربوط به چین و روسیه بوده است. چین در قالب هفتمین آزمون پروازی، مانورهای خیره‌کننده پرنده DF-ZF را در ماخ ۵ تا ۱۰ به‌نمایش گذاشت. چین صدها تونل باد ماورای صوت را در اختیار دارد که زیرساخت خوبی برای توسعه فناوری ماورای صوت این کشور فراهم کرده‌اند. روسیه هم بر روی حامل‌های فضایی و موشک‌هایی متمرکز شده است که قابلیت ایجاد بازار اقتصادی دارند. این کشور با برنامه تولید موشک بالستیک قاره‌پیمای RS-28 سارمات<sup>۴۰</sup> (با قابلیت حمل محموله ۱۰ تنی) و موشک کروز ماورای صوت زیرکان<sup>۴۱</sup> (ماخ ۶) برای سال ۲۰۱۸ نشان داد که عزم راسخی در سرمایه‌گذاری بر روی این فناوری‌ها دارد. همچنین روسیه در ماه آوریل، دومین آزمون پروازی پرنده ماورای صوت U-71، با ماخ ۱۰ را تکمیل کرد. این وسیله گلایدکننده توسط یک موشک بالستیک رها شد و در مدت حدود یک ساعت، مسیری طولانی (شعاع ۱۰ هزار کیلومتر) را تا برخورد به هدف طی کرد.

B3 «مود گذار ورودی موتور سیکل ترکیبی»<sup>۳۲</sup> را در ماه فوریه ۲۰۱۶ انجام دادند. نتایج این آزمایش برای بررسی ویژگی‌های مودهای گذار در سرعت‌های گذار کمتر از ماخ ۳/۵ مورد استفاده قرار گرفت (شکل ۵). آزمایش‌های مرحله C3 هم با هدف کاهش ریسک‌های آزمایش‌های مرحله ۴ برای سال ۲۰۱۸ در حال انجام است.

محققان مرکز تحقیقاتی لانگلی<sup>۳۳</sup> ناسا هم برای پروژه فناوری‌های ماورای صوت جدید در حال توسعه روش‌های عددی، آزمایش‌های زمینی و تحلیل سیستم‌های مرتبط با پیشرانس هوانفسی ماورای صوت هستند. توسعه نرم‌افزار «ولکان-سی‌اف‌دی»<sup>۳۴</sup> هم با افزودن قابلیت‌های تولید شبکه منظم و غیرمنظم در حال پیگیری است. در پروژه «تزیق و اختلاط بهبودیافته» نیز آزمایش‌هایی در مرکز آزمایش لانگی در حال انجام است. این آزمایش‌ها برای درک بهتر فیزیک تزیق و توسعه راهبردهای بهبود اختلاط صورت می‌پذیرند.

برنامه تحقیقاتی پرواز ماورای صوت یا «هایفایر»<sup>۳۵</sup> هم با پیشرفت‌هایی دنبال شد. در ماه ژوئن، گزارشی از وضعیت فعلی برنامه و مروری بر فعالیت‌های سال ۲۰۱۷ این برنامه ارائه شد. مرحله بازبینی طراحی وسیله پرنده به پایان رسیده است و این برنامه وارد مرحله ارزیابی راهبردهای کنترلی در فاز بازورود به جو، طراحی ویورایدر<sup>۳۶</sup> برای کروز، استخراج مشخصه‌های قوانین کنترلی تطبیقی و بررسی عملکرد موتور هیدروژنی اسکرم‌جت شده است.



شکل ۵- آزمایش «مود گذار ورودی موتور سیکل ترکیبی» در تونل باد مرکز تحقیقات گلن ناسا

37. Sandia National Laboratories  
38. Postage-Stamp PIV  
39. Horizon  
40. RS-28 Sarmat  
41. Zircon

32. Combined Cycle Engine Large-Scale Inlet Mode Transition Experiment  
33. Langley Research Center  
34. VULCAN-CFD, or Viscous Upwind Algorithm for Complex Flow Analysis-Computational Fluid Dynamics  
35. Hypersonic Flight Research Program, or HIFiRE  
36. Waverider

برای نمایش و اثبات فناوری تسلیحات راه‌کنشی هوائنفسی و ماورای صوت و نیز برای کاهش ریسک این پروژه منعقد شده است. طراحی‌های اولیه هر دو برنامه به اتمام رسیده است.

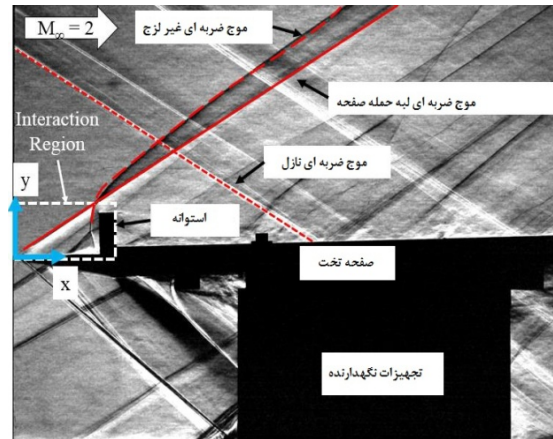
دارپا برای به‌کارگیری فناوری‌ها، سامانه‌ها و فرایندهای عملیاتی جدید در بخش نظامی و تجاری، به دنبال توسعه یک هوافضایمای آزمایشی است. هدف از برنامه «XS-1»، توسعه هوابیما با قابلیت پرواز تا مرز فضا است. طراحی اولیه این وسیله به اتمام رسیده است و در شرف ورود به مراحل ساخت و آزمون‌های پروازی قرار دارد.

### جمع‌بندی

با تازه شدن رویکردهای تحقیقاتی در حوزه پرواز ماورای صوت، توسعه تجهیزات آزمایشگاهی ماورای صوت با سرعت بیشتری رو به جلو حرکت می‌کند. همچنین، تجهیزات غیرفعال در سرتاسر دنیا دوباره فعال شده و برخی هم ارتقا یافته‌اند. از این میان می‌توان به تونل‌های باد، لوله‌های شوک و تونل‌های شوک اشاره کرد. این تجهیزات در سازمان‌های فضایی، پژوهشگاه‌های هوافضا و آزمایشگاه‌های ملی و نظامی در ده‌ها پژوهشگاه و دانشگاه مستقر هستند. در آسیا هم کشورهایی مانند روسیه، ژاپن، چین، مالزی و استرالیا به‌طور فعال در زمینه آیرودینامیک تجربی ماورای صوت مخصوصاً با استفاده از تونل‌های شوک فعالیت می‌کنند.

### مراجع

- [1] Hirschel, E. H., *Basics of Aerothermodynamic*, Germany: Springer and American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 2005.
- [2] Anderson, J. D., *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*: McGraw-Hill, 1989 .
- [3] Dolling, D. S., "Fifty Years of Shock-Wave/Boundary Layer Interaction Research: What Next?," *AIAA*, Vol. 39, No. 8, 2001, pp. 1517-1531.
- [4] Scalabrin, L. C., *Numerical Simulation of Weakly Ionized Hypersonic Flow over Reentry Capsules*, Thesis, The University of Michigan, 2007.
- [5] Berry, S.A., Horvath, T. J., Lillard, R. P., Kirk, B. S., and Cassady, A. M., "Aerothermal Testing for Project Orion Crew Exploration Vehicle," *AIAA Paper*, Vol. 3842, 2009, pp. 22-25.
- [6] Schneider, S. P., "Laminar-turbulent Transition on Reentry Capsules and Planetaryprobes," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 6, 2006, pp. 1153-1173.
- [7] Bertin, J. J., *Hypersonic Aerothermodynamics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1994 .



شکل ۶- تصویربرداری سرعت بالای شیلرین برای بررسی تداخل موج ضربه‌ای با لایه مرزی در حضور صفحه تخت و استوانه [۱۴]

روسیه در برنامه نمایش فناوری پرنده ماورای صوت هند<sup>۴۲</sup> نیز نقش مؤثری دارد. هند به دنبال پرواز خودکار با موتور اسکرمت و توسعه حامل‌های فضایی با قابلیت استفاده مجدد است. خانواده موشک‌های ماورای صوت براهموس<sup>۴۳</sup> نیز در قالب همکاری مشترک هند و روسیه توسعه یافته‌اند. امکان آزمایش‌های تونل باد برای برنامه پرنده ماورای صوت هند، توسط دانشگاه کرنفیلد انگلستان و رژیم صهیونیستی فراهم شده است. فرانسه هم برای توسعه یک موشک با ماخ ۴ تا ۸ با شرکت‌های روسی «رادوجا»<sup>۴۴</sup> و «رزبورنواکسپرت»<sup>۴۵</sup> کار می‌کند.

آژانس فضایی برزیل برای شرکت در یک کنسرسیوم اروپایی- روسی- استرالیایی به نام «هگزافلای»<sup>۴۶</sup> دعوت شد. گروه علوم و فناوری دفاعی استرالیا در ماه مه، در قالب برنامه تحقیقاتی بین‌المللی آزمایش پرواز ماورای صوت، آزمون پروازی «B5» را در ماخ ۷.۵ به‌انجام رساند. در این پروژه، محققان دانشگاه کوئینزلند، آزمایشگاه تحقیقاتی نیروی هوایی آمریکا و بوئینگ برای داده‌برداری از گذار لایه مرزی شرکت داشتند. آزمایشگاه نیروی هوایی با همکاری «دارپا»<sup>۴۷</sup> برای برنامه پرنده آزمایشی ماورای صوت «های‌رکس»<sup>۴۸</sup> که قابلیت استفاده مجدد دارد با شرکت‌های لاکهیدمارتین<sup>۴۹</sup> و ریتیون<sup>۵۰</sup> وارد قرارداد شده است. این قرارداد

42. Hypersonic Technology Demonstrator Vehicle (HSTDV)  
43. BrahMos  
44. Raduga  
45. Rosoboronoexport  
46. Hexafly  
47. DARPA  
48. HyRAX  
49. Lockheed Martin  
50. Raytheon

- Journal of Aerospace Engineering, ASCE*, 2009, Vol. 22, No. 4, pp. 383-95.
- [13] Tropea, C., Yarin, A.L. and Foss, J.F., *Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics*, Springer, 2007.
- [14] Available, [on line]: *Archive. Aerospace America.org*, December Aerospace America "Year In Review," AIAA, 2016.
- [15] Lash, E.L., Combs, C.S., Kreth, P.A., Beckman, E. A. and Schmisser, J.D., "Developing an Image-Based Analysis of the Dynamics of Transitional Shock Wave-Boundary Layer Interactions," *32<sup>nd</sup> AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, Washington, D. C., June 2016.
- [8] Cox, R., Experimental Facilities for Hypersonic Research, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 3, 1962, pp. 137-178.
- [9] Simmons, J., Measurement Techniques in High-Enthalpy Hypersonic Facilities, *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 10, No. 4, 1995, pp. 454-469.
- [10] Chanetz, B., T. Pot and Y. Le Sant, M. Leplat, Experimental and Numerical Study of the Mars Sample Return Orbiter in Cold Laminar Hypersonic Flow, *Aerospace science and technology*, Vol. 6, No. 2, 2002, pp. 115-121.
- [11] Schrijer, F., *Experimental Investigation of Re-entry Aerodynamic Phenomena*, (PhD Thesis), Delft, 2010.
- [12] Estruch, D., Lawson, N.J. and Garry, K.P., "Application of Optical Measurement Techniques to Supersonic and Hypersonic Aerospace Flows,"