



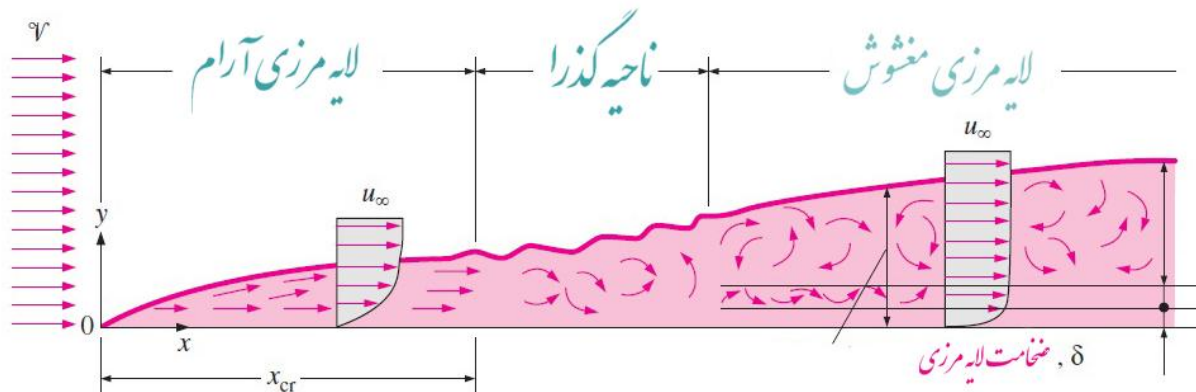
## کنترل لایه مرزی و شوک

مجتبی حیدری

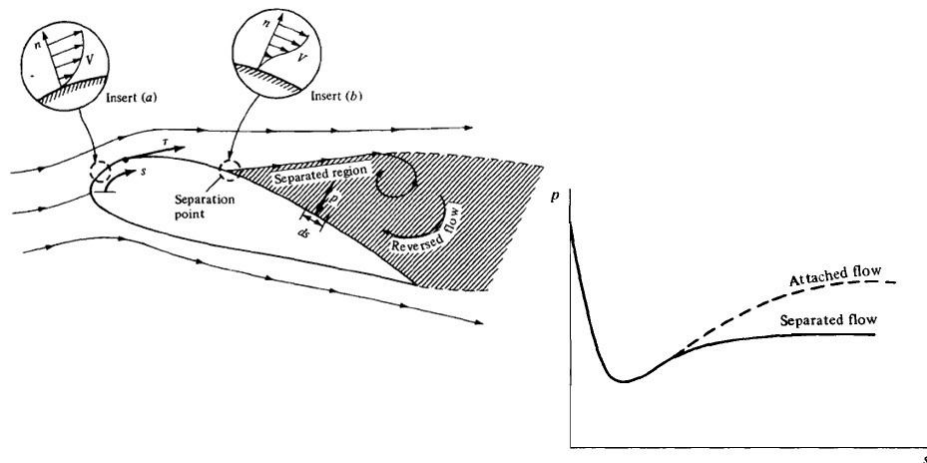
کنترل لایه مرزی :

لایه مرزی به ناحیه ی بسیار باریک بین جریان و جسم گفته می شود. در این ناحیه با توجه به کنش های بین جسم و جریان و وجود اصطکاک بر روی جسم جریان حالت آرام خود را به مرور از دست می دهد .

در واقع نیروی حاصل از اصطکاک باعث می شود که بردارهای سرعت جریان پس از مدتی در نزدیکی جسم جهت مخالف به خود بگیرند. در این حالت چرخشی در لایه های پایین جریان رخ می دهد این چرخش به مرور بزرگتر شده و رشد می کند.



بر روی بال یا ایرفویل هواپیما نیز اتفاق فوق رخ می دهد. اثرات حاصل از جدایش جریان را می توان با بررسی نمودار زیر مشاهده کرد :



همانطور که در نمودار فوق نشان داده شده است جریان در حرکت بر روی ایرفویل پس از مدتی دچار گرادیان فشار معکوس می شود و این گرادیان فشار به کمک اصطکاک سطح موجبات جدایش را فراهم می کند. یک ناحیه ی بسیار وسیع در انتهای ایرفویل دچار جدایش جریان می شود و در نتیجه آن فشار در

انتهای جسم به شدت افت می کند و نمی تواند خود را بازیابی کند که در نتیجه آن یک درگ بسیار بزرگ از این تفاوت فشار حاصل می شود.

در هواپیما با توجه به بزرگ بودن سطح بال و اهمیت بال در تولید لیفت جدایش نقش منفی بسار بزرگی دارد که در بعضی مواقع خطر سقوط هواپیما را نیز به دنبال دارد. در نتیجه از ابتدای تاریخ هوانوردی موضوع بررسی جریان بر روی بال و همچنین جلوگیری از جدایش جریان مورد توجه بوده است. در این گزارش به روش های مختلف برای جلوگیری از جدایش اشاره شده است.

به طور کلی این روش ها به دو صورت فعال و غیر فعال بررسی می شود که به صورت زیر تقسیم می شوند :

Passive Methods :

- **Vortex Generators**
- **Flaps/Slats**
- **Absorbant Surfaces**
- **Riblets**

Active Methods :

- **Suction**
- **Blowing**
- **Binary Boundary-Layers**
- **Jet-induced Turbulence**
- **Advanced methods**
  - **Magnetodynamics**
  - **Electrodynamics**

در این گزارش موارد فوق بیان خواهد شد و اثرات هر یک از روش های فوق بر جدایش جریان بررسی می شود.

## (۱) Vortex Generators (ایجاد کننده گردابه)

در این روش با استفاده از صفحات کوچک مستطیلی شکل می توانیم گردابه هایی کوچک در سطح جسم به وجود می آوریم که نتیجه ی آن افزایش انرژی جریان است که باعث می شود جدایش جریان به تاخیر بیافتد و در نتیجه شاهد افزایش لیفت و کاهش درگ روی بال باشیم.

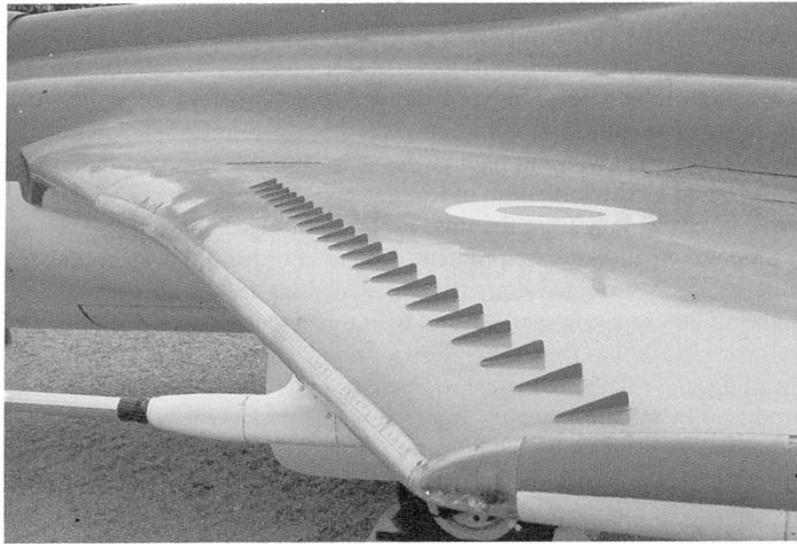


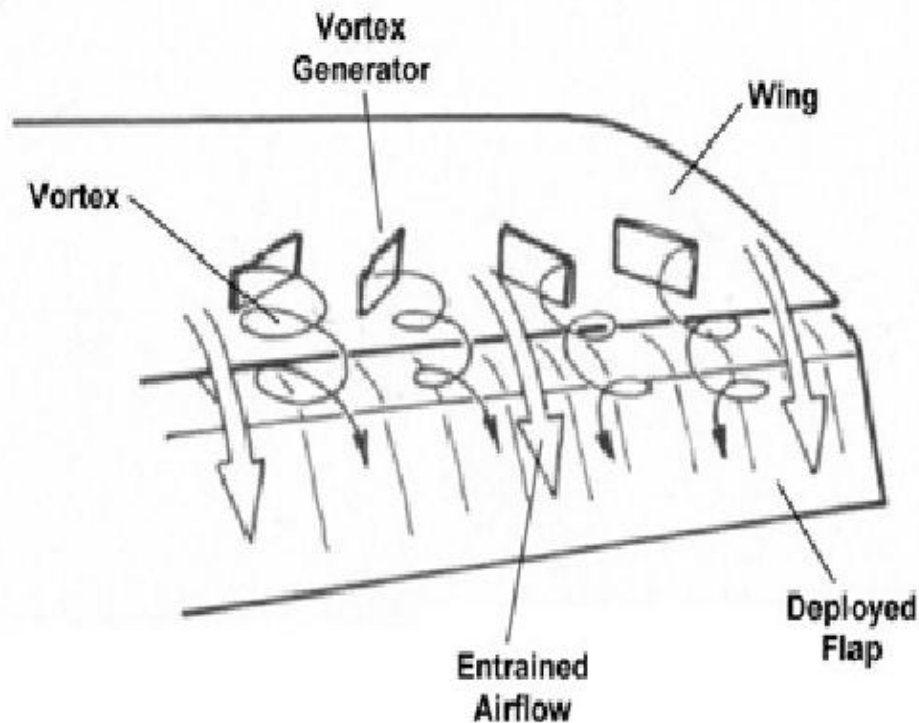
Fig. 3.7 Vortex generators on a wing  
The high level of local turbulence generated helps to maintain attached flow

در تصویر فوق می توان کاربرد این روش بر روی بال هواپیما دیده می شود. همانطور که دیده می شود تعدادی مستطیل با زوایایی مشخص در یک خط بر روی بال قرار گرفته اند، که باعث چرخش جریان بر روی بال می شود در واقع جهت جریان به وسیله این روش تغییر می کند و حاصل برهمکنش همه ی این صفحات یک چرخش را در سطح بال ایجاد می کند.



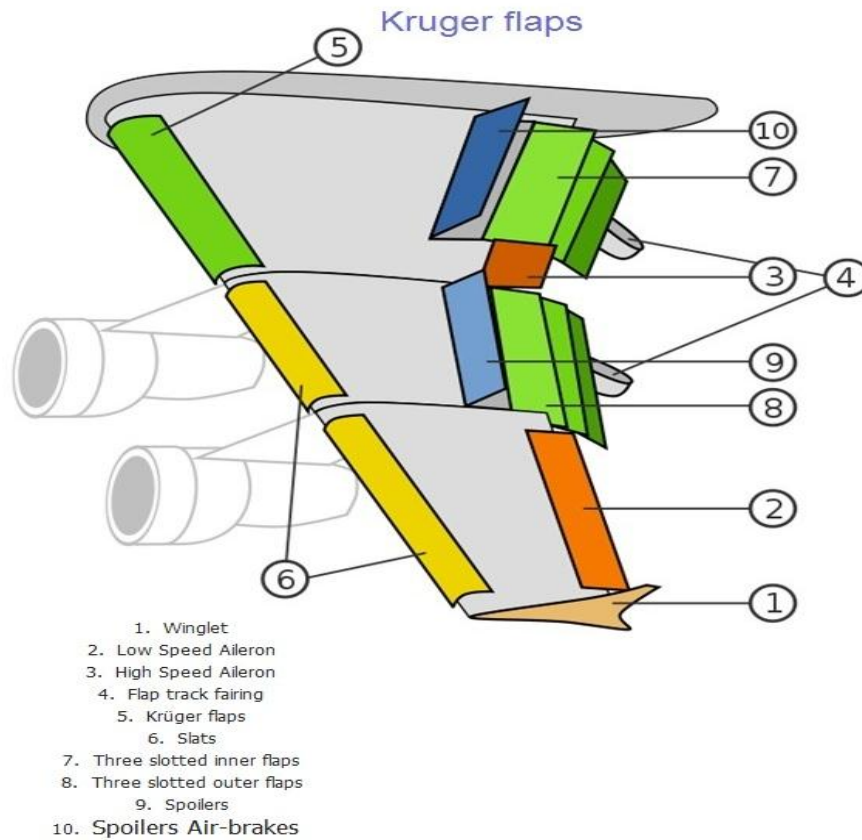
در تصویر فوق می بینیم که برای ایجاد عملکرد بهتر این صفحات در دو خط قرار گرفته اند که نتیجه آن کاهش ناحیه شامل جدایش به کمترین مقدار خود است.

اهمیت این صفحات در انتهای بال بیشتر می شود چرا که سطوح کنترل انتهای بال بسیار در هدایت هواپیما حساس هستند و کوچکترین نقصی در آنها موجب آسیب به عملکرد هواپیما می شود. در نتیجه همانطور که در تصویر زیر نشان داده شده مکان قرار گیری در انتها بال است برای بهبود عملکرد سطوح کنترل :



## (۲) Leading Edge Devices (وسایل لبه حمله)

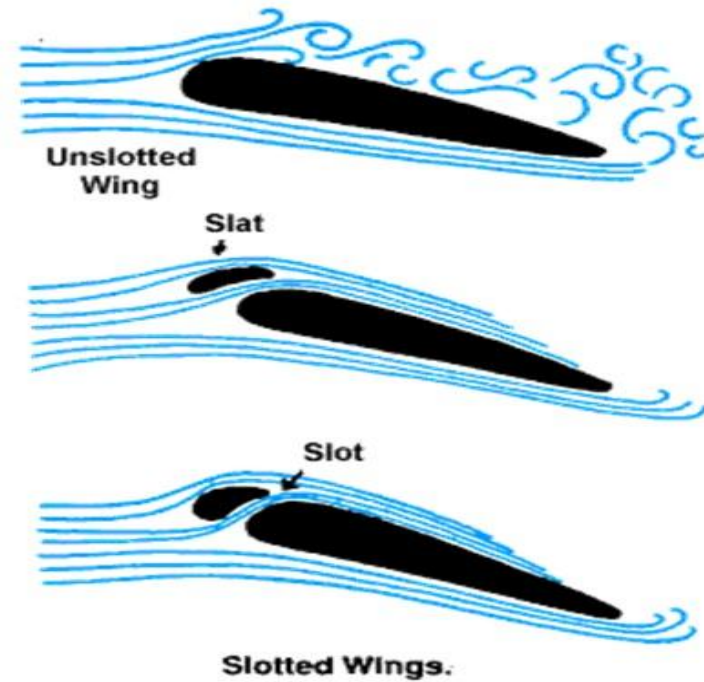
این وسایل به صورت معمول برای افزایش لیفت در بال استفاده می شوند :



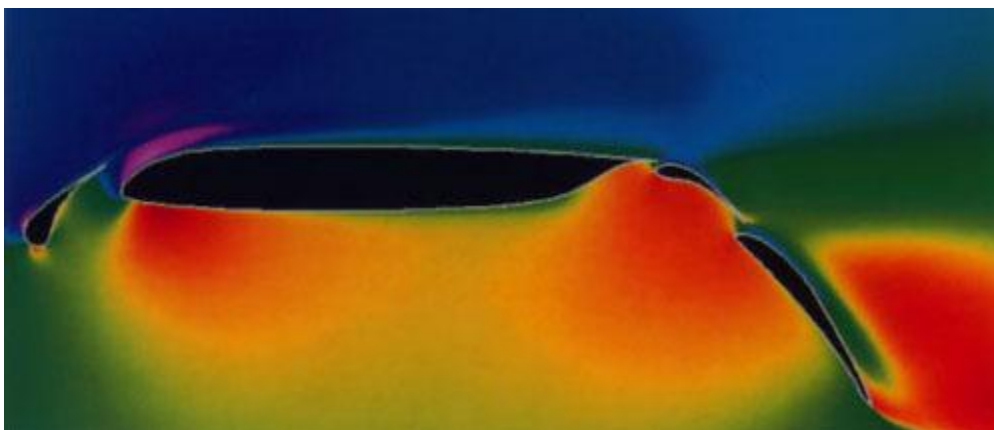
حال با تغییراتی جزیی می توان اثر دیگری را نیز از این وسایل برداشت کرد و آن کاهش درگ است.

در این گونه وسایل با توجه به شکافی که در لبه ی حمله بال ایجاد می شود را برای ورود جریان پر انرژی باز می شود و در نتیجه آن جدایش به تاخیر می افتد. ویژگی مثبت آن این است که تغییری در جهت جریان رخ نمی دهد و در نتیجه اغتشاشی به وجود نمی آید.

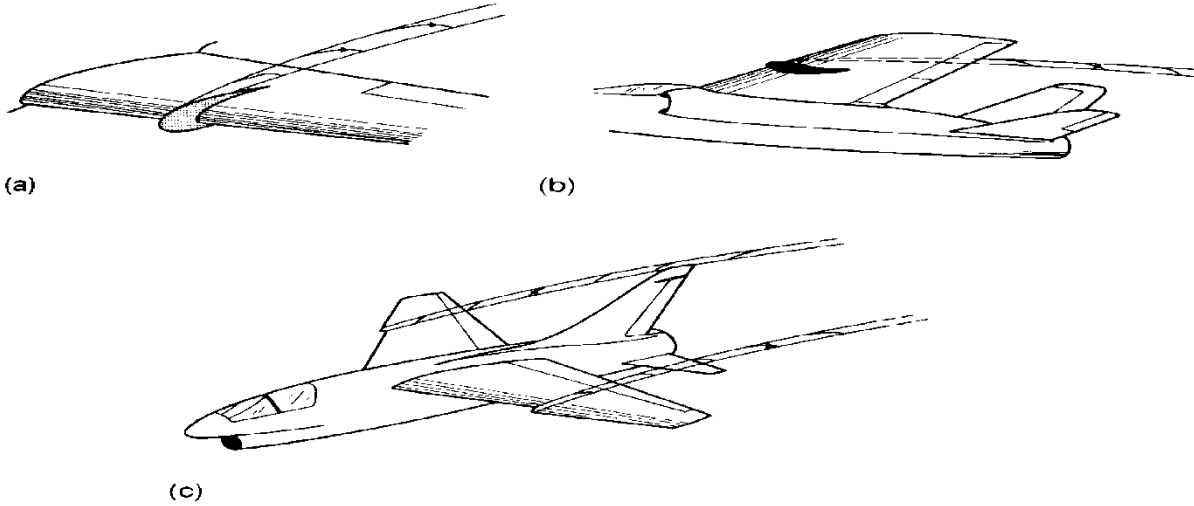
که دو گونه روش برای این کار وجود دارد که در شکل زیر نشان داده شده است :



که بین این دوروش slot قابلیت بهتری برای کاهش درگ و افزایش لیفت دارد و علت آن انحنا داشتن لبه ی حمله ثانویه است که در نتیجه نظم جریان کمتر به هم می خورد و یک نواختی آن حفظ می شود. در شکل زیر مناطقی که دارای جریان پرانرژی است نشان داده شده است که استفاده از وسایل فوق می توان این نواحی پر انرژی را گسترش داد :



این سطوح به صورت ایرفویل اما به صورت برجسته بر روی بال قرار گرفته است که دلیل اصلی استفاده از آن جلوگیری از گسترش جدایش در راستای اسپن بال است. در واقع وظیفه اصلی آن جلوگیری از جدایش نیست بلکه جلوگیری از گسترش جدایش در راستای عرضی بال است.



**Fig. 3.8 Devices for inhibiting flow separation on swept wings**  
 (a) Wing fence (b) Vortilon (c) Saw-tooth leading edge

البته در راستای طولی خود نیز می تواند با افزایش انرژی سیال از جدایش جلوگیری کند. کاربرد این وسیله را می توانیم در تصویر زیر در هواپیماهای مختلف دید :



این روش با ایجاد یک سری ناهمواری ها در طول جسم ایجاد می شود که نیجه آن مانند روش قبلی افزایش سرعت و انرژی و در نتیجه کاهش جدایش است.

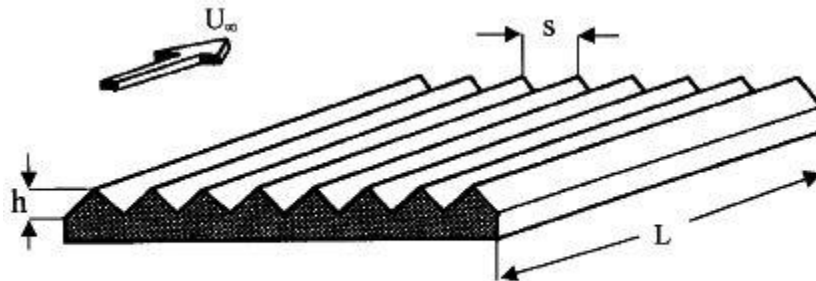
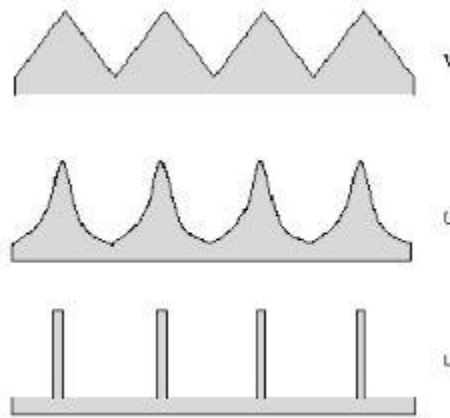


Fig. 1. Sketch of riblet geometry (taken from [7]).

در این روش گردابه های بزرگ نیز شکل نمی گیرد.

در ای روش می توان از اشکال مختلفی استفاده کرد و آنها را به صورت یک روکش نازک بر روی جسم قرار داد



یکی از هواپیماهای مهمی که از روش بهره برده است هواپیمای airbus 320 است که در شکرزیر نشان داده شده است :

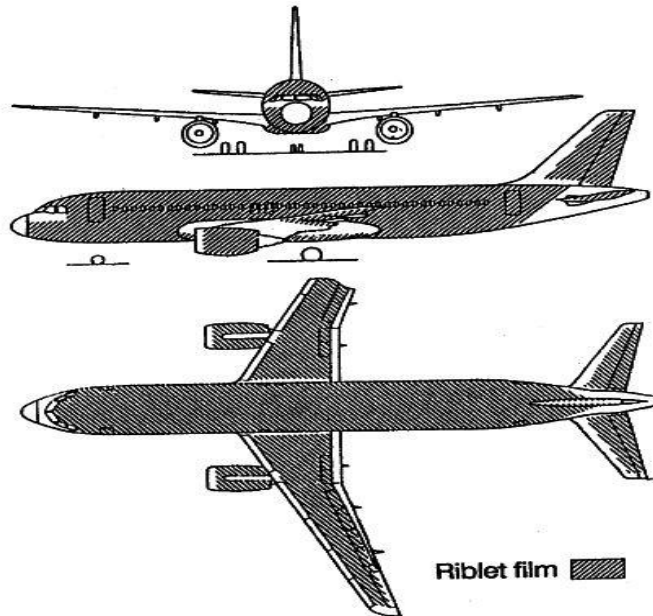
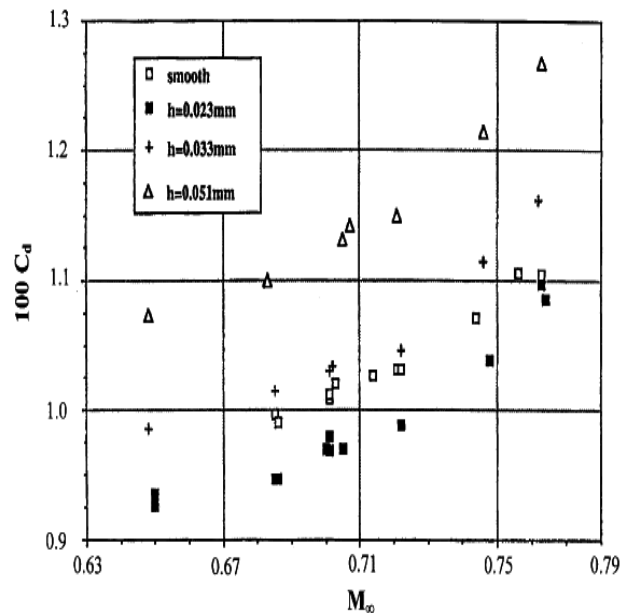


Fig. 36. A-320 no.1 covered with riblet film (taken from [14]).

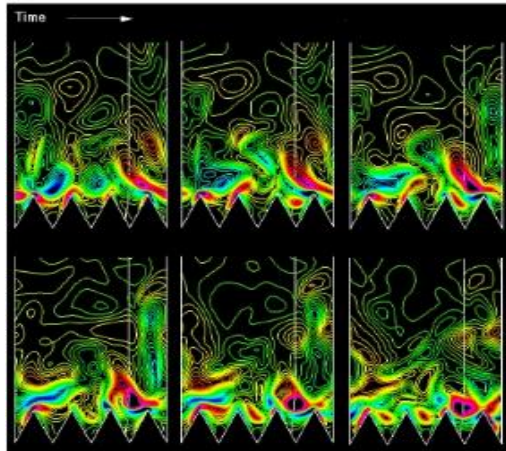
در نمودار زیر کاهش درگ با استفاده از نمودار نشان داده شده است :



همانطور که در نمودار فوق دیده می شود ارتفاع ناهمواری ها بسیار مهم است و اگر به صورت مناسب انتخاب نشود موجب نتیجه عکس و برهم زدن جریان می شود.

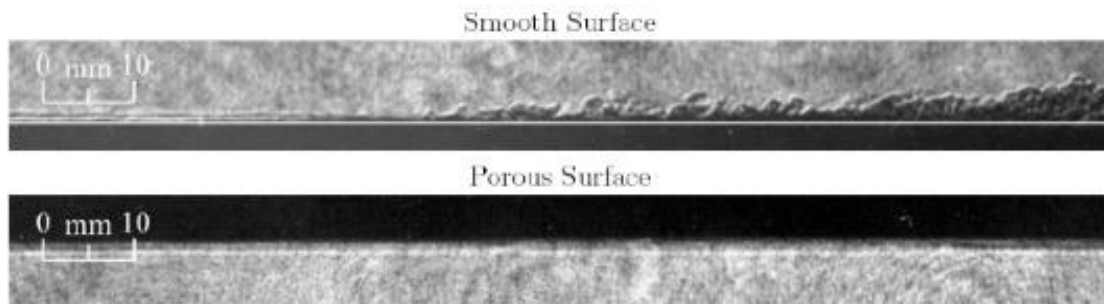
با توجه به تحقیقات این روش قابلیت کاهش ۵ تا ۱۰ درصدی درگ را دارد.

در شکل زیر می توانیم نحوه عملکرد و انرژی دادن این ناهمواری ها به جریان را مشاهده کنیم :



## Absorptive Surfaces (۵)

سطوح جاذب موجب می شود که در لایه مرزی که هوای کم انرژی وجود دارد، تغییراتی رخ دهد. یعنی هوای کم انرژی جذب می شود و جایگزینی آن توسط هوای پر انرژی در محیط صورت می گیرد.

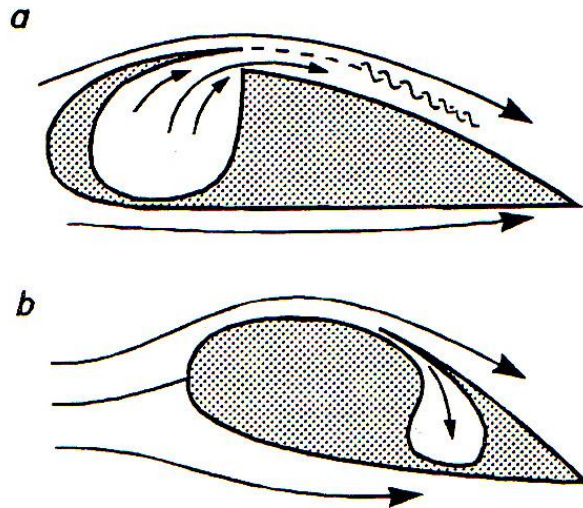


در این روش از سطوح متخلخل استفاده می شود.

روش های فعال :

**Suction** (۱)

روش فوق شامل مکش هوا به درون بال می شود که در نتیجه آن هوای کم انرژی موجود در لایه مرزی مکیده می شود و با هوای پر انرژی از جریان جایگزین می شود.



همانطور که در شکل فوق دیده می شود مکش هوا به درون بال باعث می شود جریان پایدار باقی بماند و از جدایش جلوگیری می شود.

**BLOWING** (۲)

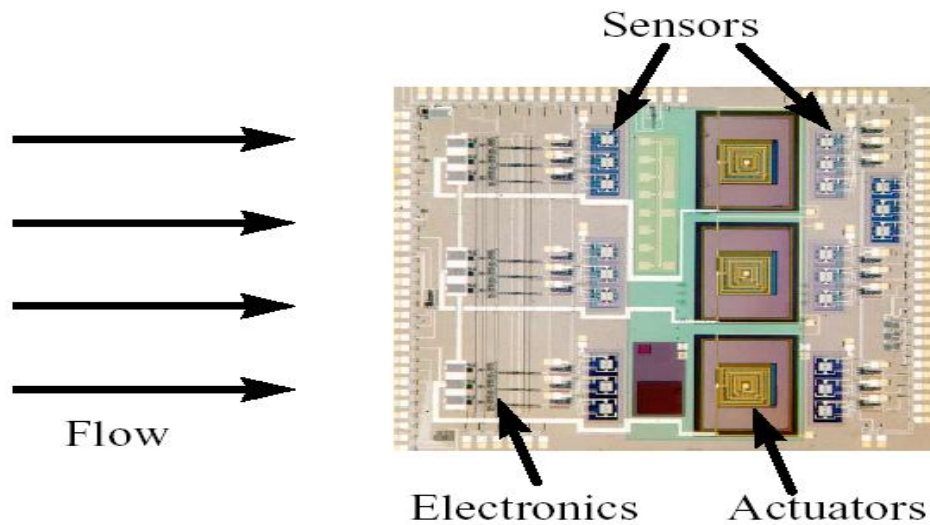
روش دیگر دمش در درون جریان است با این تفاوت که در این روش باید راهی برای ایجاد فشار بالا در درون بال ایجاد کرد.

در این روش هوا با انرژی و سرعت بالا بر گردان فشار نامناسب غلبه می کند و نتیجه آن کاهش ناحیه جدایش است. در این روش باید یا از پمپ استفاده کرد یا یک فشار استاتیکی بالا را در درون بال فراهم کرد.

**Continuous Suction and Blowing**

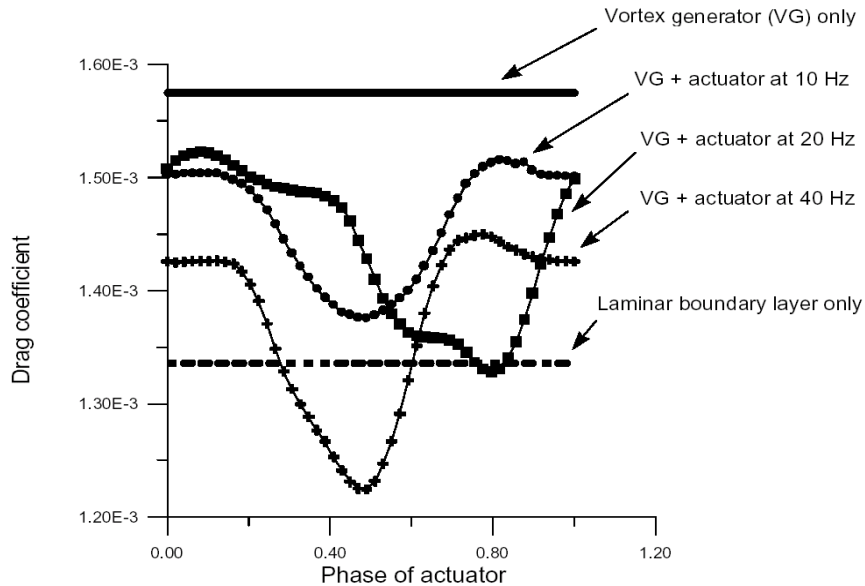
شرایط مکش و دمش طولانی نیازمند هزینه و امکانات بالایی است که در حال حاضر باعث سنگین شدن بال و افزایش مصرف سوخت می شود. در عین حال از این روش برای لحظات بحرانی استال می توان به خوبی استفاده کرد.

میکرو الکترومکانیک سیستم ها وسایلی هستند که شامل سنسورهای حساسی می باشند. در بال این سنسورها با تبدیل فشار و یا تنش برشی به سیگنالهای الکتریکی و پردازش آنها توسط رایانه دستورات لازم را به عملگرهای مکانیکی می دهند. عملگرهای مکانیکی با ایجاد انرژی توسط ارتعاش در درون جریان، محدوده جدایش را کاهش می دهند. ویژگی بارز این روش قابلیت استفاده مداوم آن در طور پرواز است. این روش با کوچکتر شدن این کیت های الکتریکی به صرفه تر می شود.



همانطور که در شکل فوق نشان داده شده جریان با عبور از روی سنسورها اطلاعات لازم را به آنها می دهد و در صورت مشاهده کاهش فشار عملگرها در انتهای کیت وظیفه انتقال انرژی را انجام می دهند.

نمودار زیر نشان دهنده اثر بسیار زیاد این عملگرهاست :



نکته قابل توجه اینست که در حالت بهینه این عملگرها درگ را حتی از حالت جریان آرام نیز بیشتر کاهش می دهند و این نکته برای دستیابی به مصرف سوخت کم بسیار مورد توجه است. تنها مشکلات قیمت بالا و عدم امکان استفاده از پردازشگرهای متعدد در هواپیما می باشد.

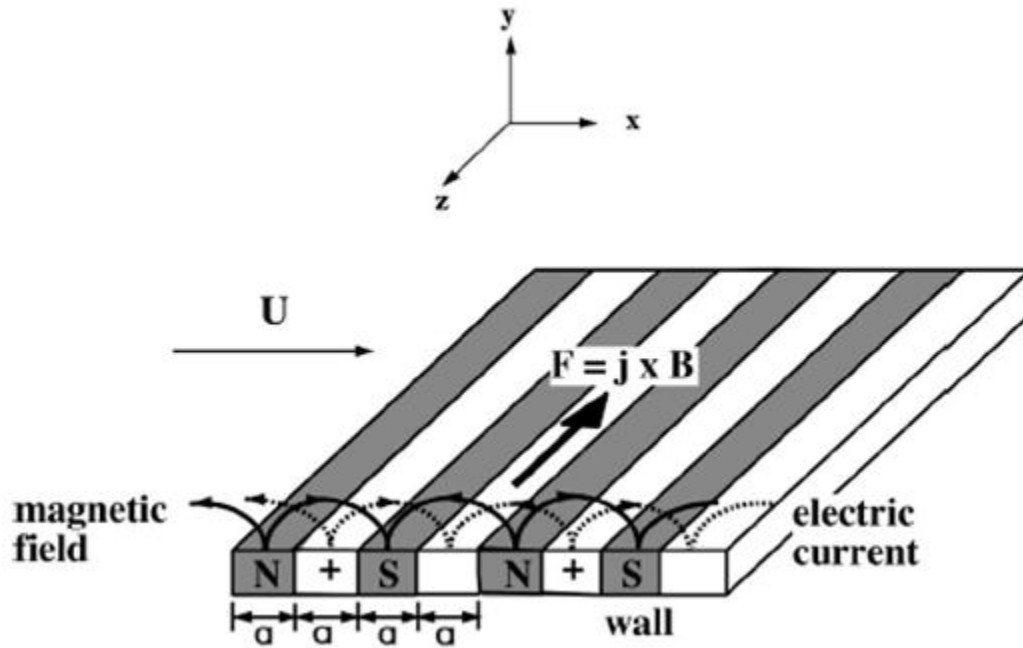
(۴) روش مغناطیسی

در این روش با استفاده از میدان مغناطیسی می توان نیرویی به جریان وارد کرد که در راستای جریان قرار بگیرد و در نتیجه آن انرژی جریان افزایش بیابد. با توجه به قانون لورنز :

$$F_L = q\vec{v} \otimes \vec{B}$$

نکته قبول توجه اینست که جریان در این حالت باید باردار باشد تا قانون فوق در مورد آن صدق کند. در این حالت باید جریان را یونیزه کرد تا بتوان از این طریق نیروی مغناطیسی را استفاده کرد.

با توجه به تصویر زیر :



در این حالت می توان با قرار دادن نیروی مغناطیسی در راستای عرضی جریان نیروی برابند را در جهت جریان قرار داد.

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \nabla u = -\nabla p + \frac{1}{\text{Re}_\tau} \nabla^2 u + St(J \otimes B)$$

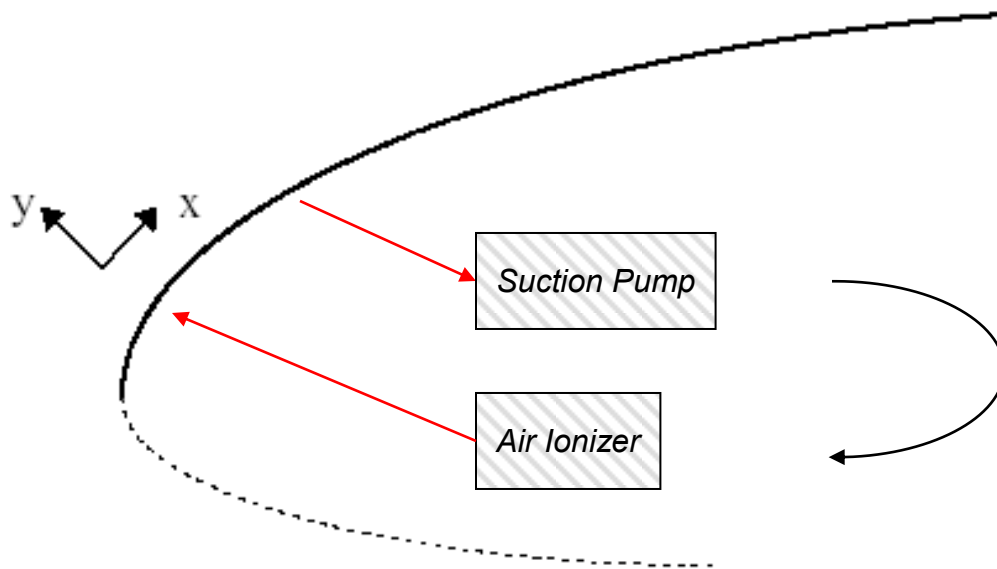
فرمول فوق تغییر یافته معادلات جریان با احتساب نیروی مغناطیسی است.

در این روش با استفاده از نیروی الکتریکی مشابه روش قبل عمل می شود. در این روش قانون حاکم بر روابط به صورت زیر است :

$$F_C \propto \frac{q_1 q_2}{r^2}$$

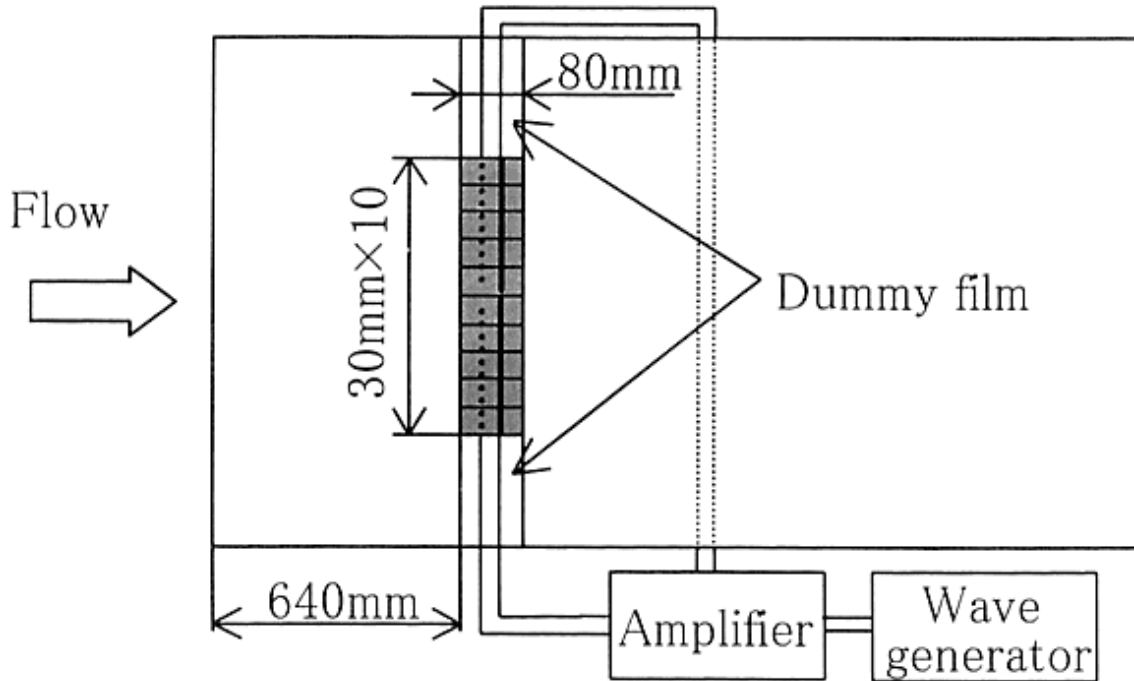
در این روش نیز جریان باید یونیزه شود، اما با توجه به خطرناک بودن جریان یونیزه در کنار سوخت موجود در بال باید این جریان یونیزه را کنترل کرد.

با روشی که در شکل زیر نشان داده شده یعنی مکش جریان می توان این عمل را انجام داد :

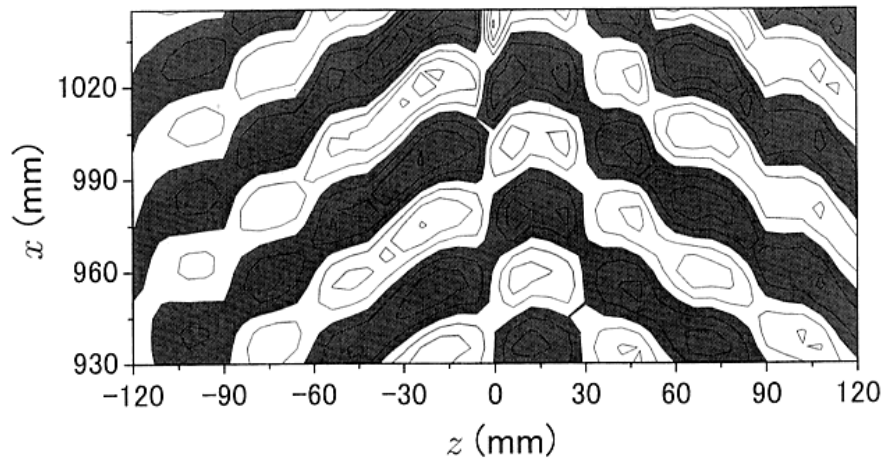


البته این روش به دلیل صرف هزینه بسیار بالا آزمایشگاهی باقی مانده است و هیچ گاه به صورت عملی به کار نرفته است.

پیزو الکترونیکها موادی هستند که با انتقال جریان الکترونیک می توان تغییر شکل در آنها به وجود آورد. با استفاده از اختلاف ولتاژ مناسب می توان موجی را در آن ایجاد کرد. در شکل زیر نحوه عملکرد آن به نمایش گذاشته شده است :

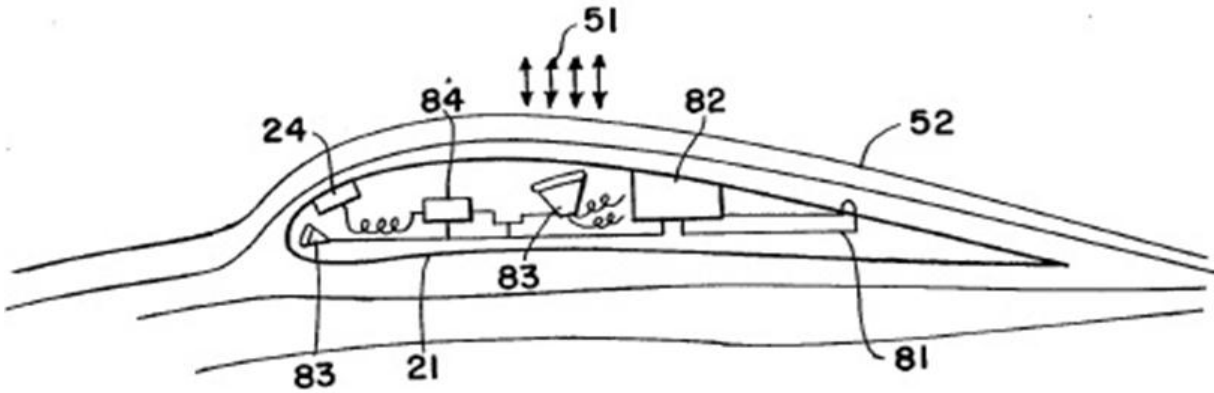


در شکل فوق دیده می شود که توسط یک نوار باریک از پیزو الکترونیک می توان انرژی جریان را تقویت کرد. برای عدم اختلال در کلیت جریان این امواج به صورتی تعبیه شده است که همدیگر را خنثی کنند. شکل زیر نمایانگر این برهمکنش موجهاست :

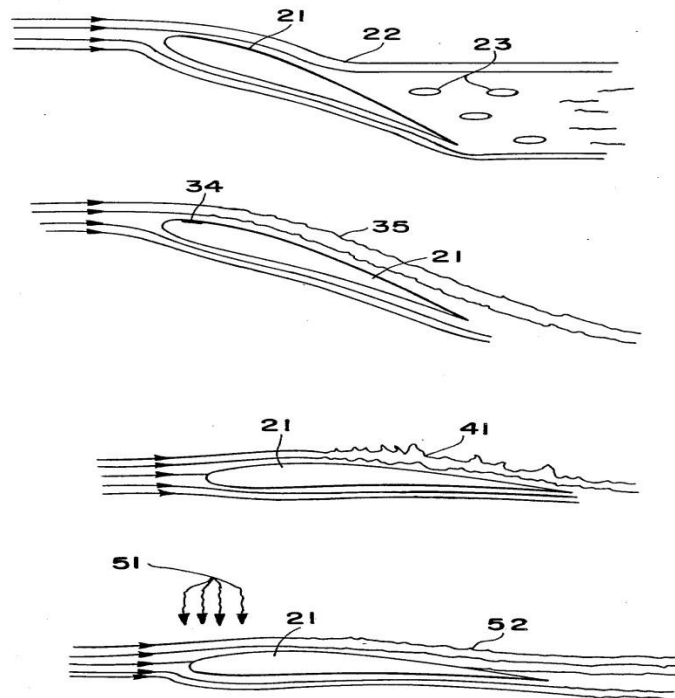


در این روش با استفاده از المنت های گرمایی انرژی و دمای جریان را بالا می بریم.

در این روش سنسورهای متعددی در راستای بال تعبیه شده که به صورت لحظه به لحظه به المنت های گرمایی دستور لازم برای انتقال انرژی مناسب را صادر می کند. در شکل زیر نمایی از این سیستم و اجزای آن دیده می شد :

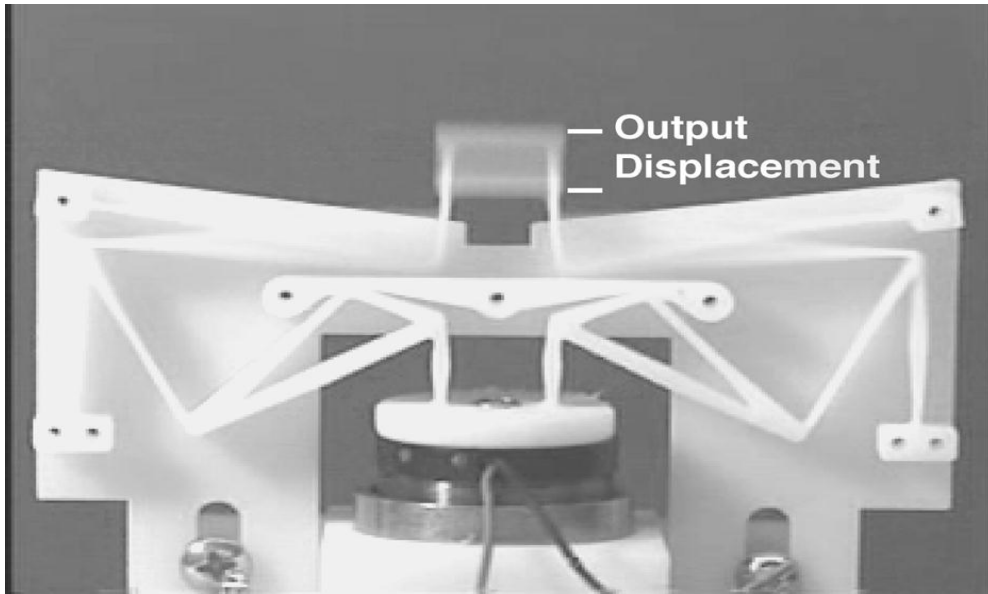


در این روش می توان انرژی جریان را بسیار بالا برد ولی باید یک تناسب بین گرما و جدایش وجود داشته باشد در شکل زیر اثر این روش دیده شده است :



۸) روش ایجاد گردابه

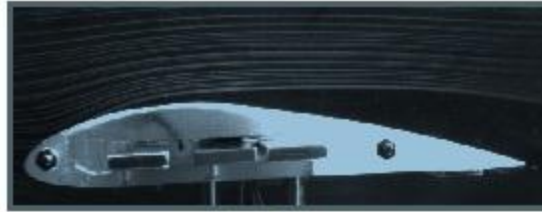
در این روش می توان گردابه های کوچکی را در راستای بال به وجود آورد البته برخلاف روش غیر فعال در این روش با استفاده از نیروی الکتریکی و ارتعش صفحات می توان انرژی جریان را افزایش داد.



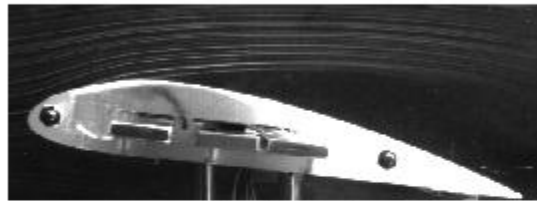
ویژگی این روش را از مشابه استاتیک آن متمایز می کند اینست که جریان را با فرکانس بسیار کمتری جریان را به چرخش در می آورد در نتیجه کنترل جریان بسیار بهینه می شود و جریان بال مختل نمی شود. در این روش می توان در هر لحظه ارتعاشات را با توجه به مختصات جریان تنظیم کرد.

۹) ایرفویل با سطح ارتعاشی

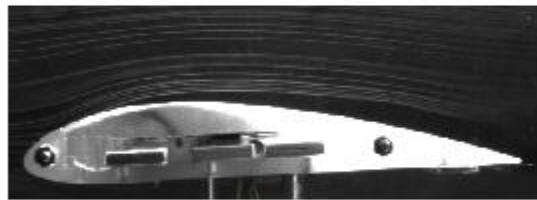
در این روش با استفاده از سطح مرتعش ایرفویل می توان انرژی جریان را بالا برد.



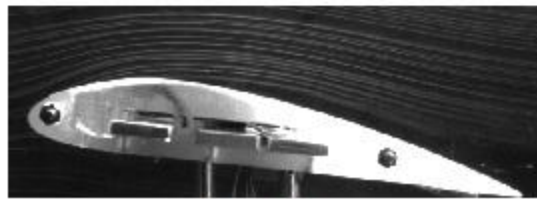
a)  $\alpha = 0^\circ, f^+ = 0$



b)  $\alpha = 9^\circ, f^+ = 0$



c)  $\alpha = 0^\circ, f^+ = 1.7$

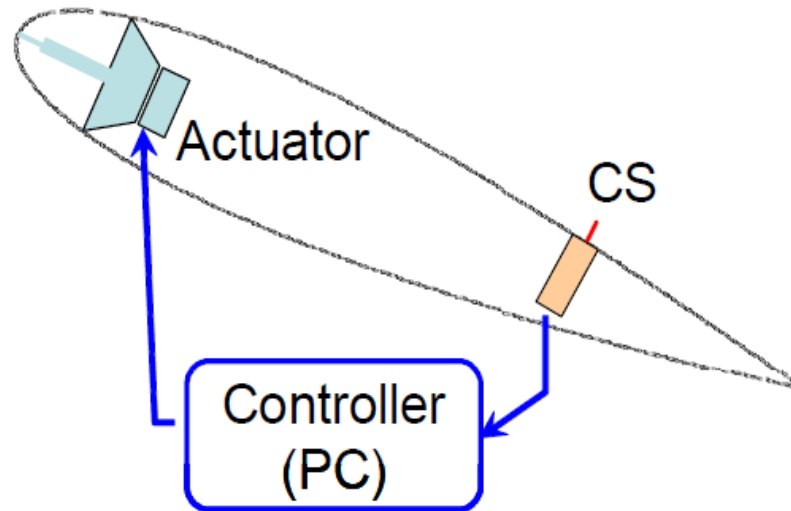


d)  $\alpha = 9^\circ, f^+ = 5$

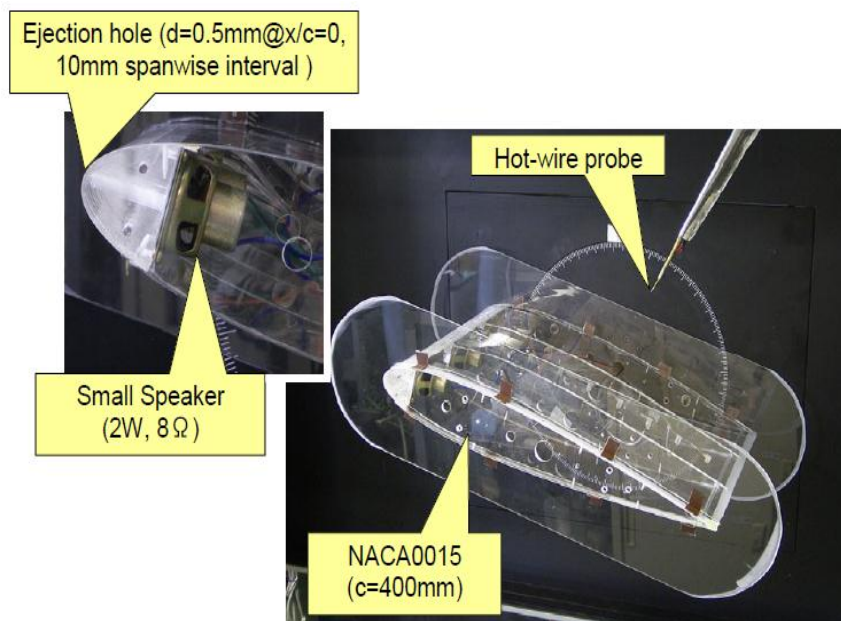
در این روش با استفاده از فرکانسهای مختلف می توان جریان را در زاویه حمله های مختلف کنترل کرد. با توجه به شکل دیده می شود که بر روی عملگرها یک لایه نازک کشیده شده تا جریان را مختل نکند.

(۱۰) بلندگو (تولید کننده موج)

در این روش با استفاده از موج های صوتی به جریان انرژی داده می شود که نتیجه آن تاخیر در جدایش است. در این روش نیز از سنسورهایی در انتهای بال برای تشخیص مختصات جریان استفاده می شود و با توجه به این مختصات فرکانس موج ها و انرژی آنها مشخص می شود.



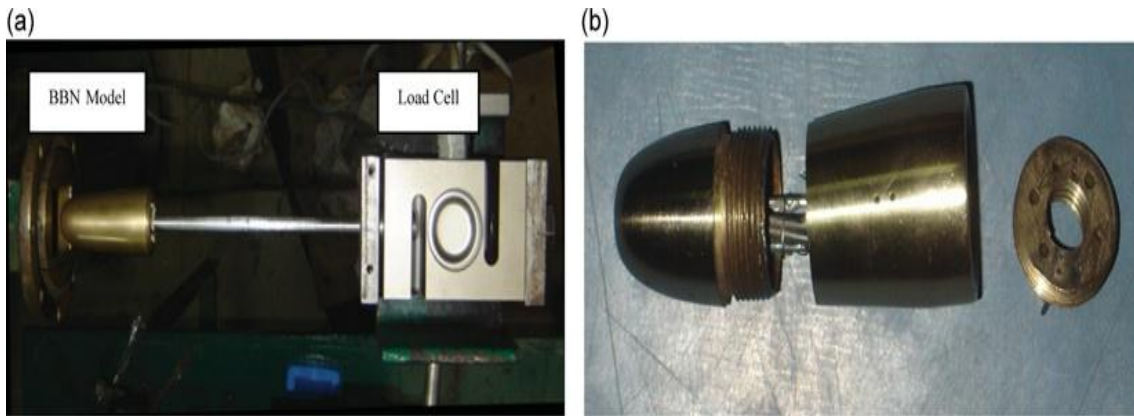
در شکل فوق نحوه عملکرد آن دیده می شود نمونه آزمایشگاهی آن در شکل زیر دیده می شود



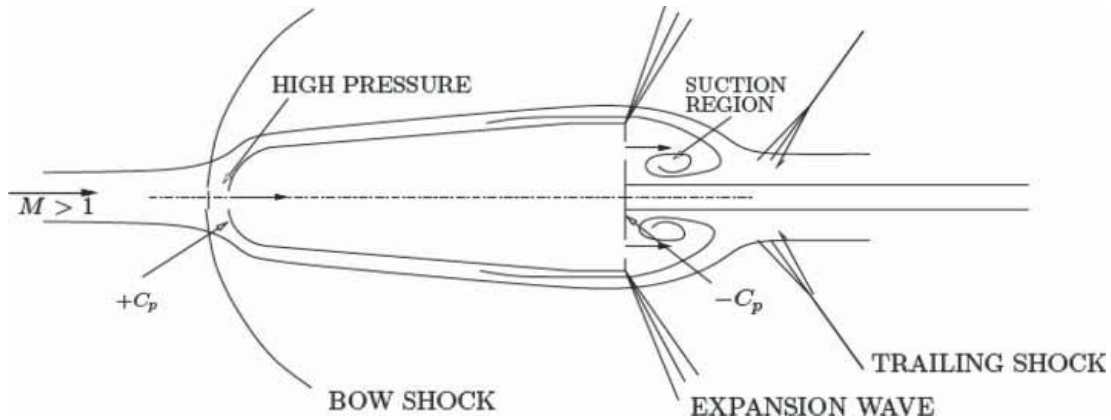
کنترل موج :

(۱) مکش در دماغه :

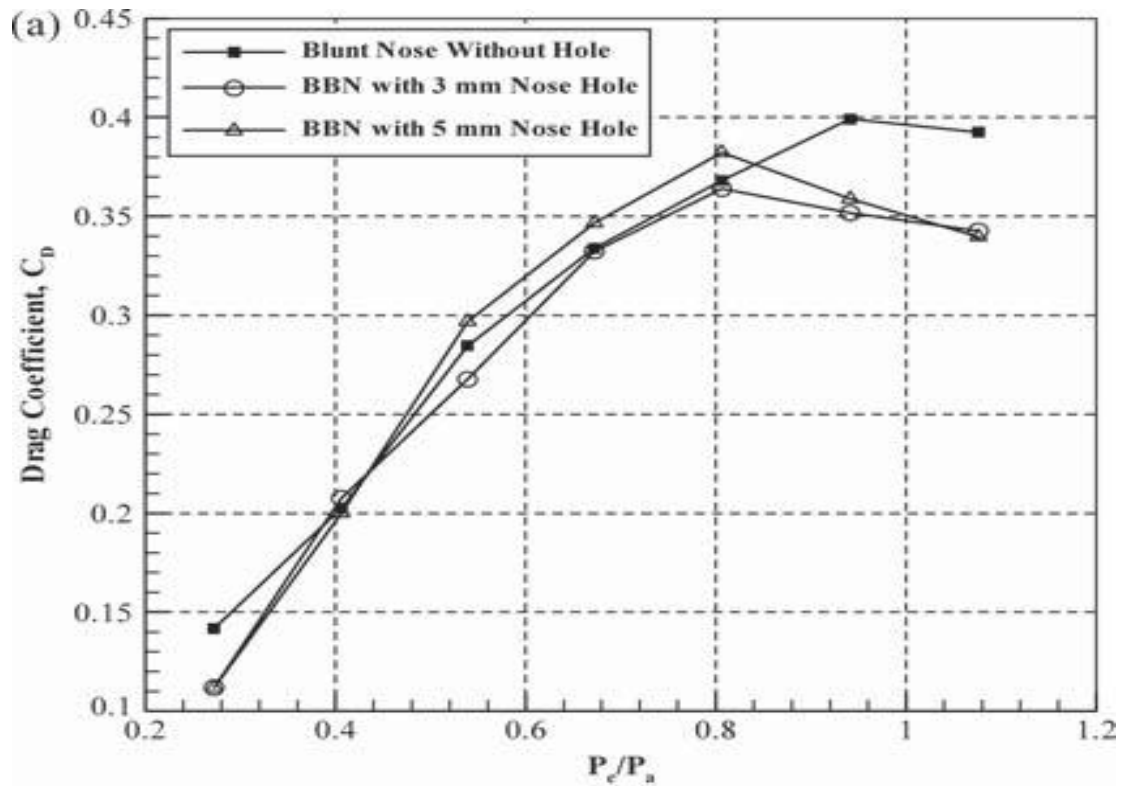
با استفاده از این روش می توان موج ایجاد شده در جلوی دماغه را به جسم نزدیک کرد که اینکار باعث کاهش درگ می شود.  
این روش باعث کاهش فشار موجود در ابتدای جسم می شود که نتیجه آن کاهش درگ فشاری است.  
در شکل زیر نحوه استفاده این روش دیده می شود :



نحوه عملکرد و اجزای آن در شکل زیر دیده می شود :



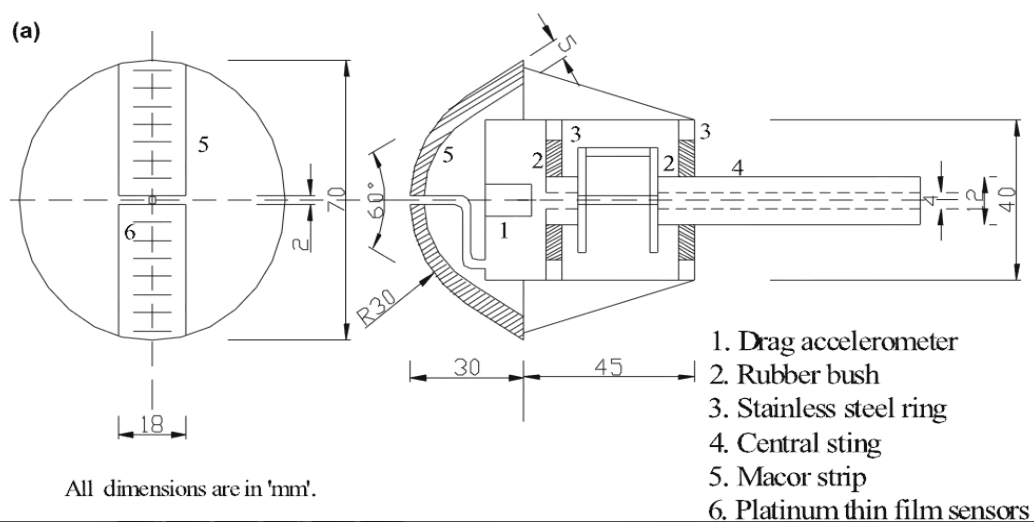
در این روش می توان با مکش از پشت جسم و ابتدای آن تعدلی بین فشارها ایجاد کرد و درگ فشاری را به حداقل خود رساند. در نتیجه موج های مایل در انتها و موج قائم در ابتدای جسم ضعیف می شوند.



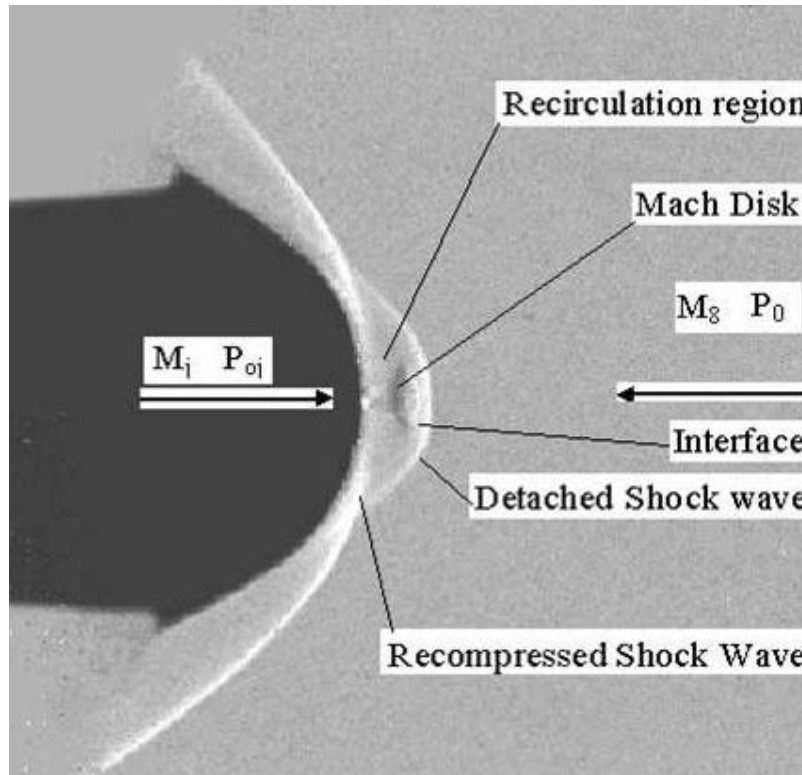
در جدول فوق دیده می شود که این روش حالت بهینه ای دارد که در ماخ های خاصی برای هندسه های مختلف رخ می دهد در نتیجه با توجه به رژیم پروازی هواپیما قطر سوراخ ها را تعیین کرد.

(۲) پاشش گاز با سرعت بالا :

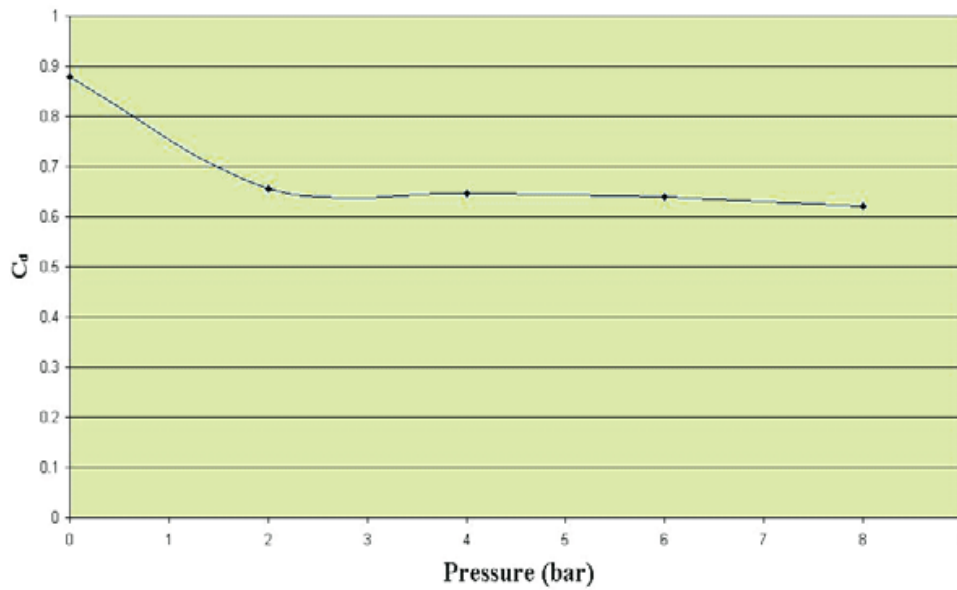
در این روش یک گاز با سرعت بالا در هانگام ایجاد موج دمیده می شود که موجب کاهش قدرت موج می شود.



در شکل فوق دیده می شود که با ایجاد یک حفره در جلوی جسم می توان جریان پرسرعت را به سوی شوک پاشید و آن را به شدت ضعیف کرد.  
در شکل زیر تصویر بر هم کنش دو جریان را می توان مشاهده کرد :

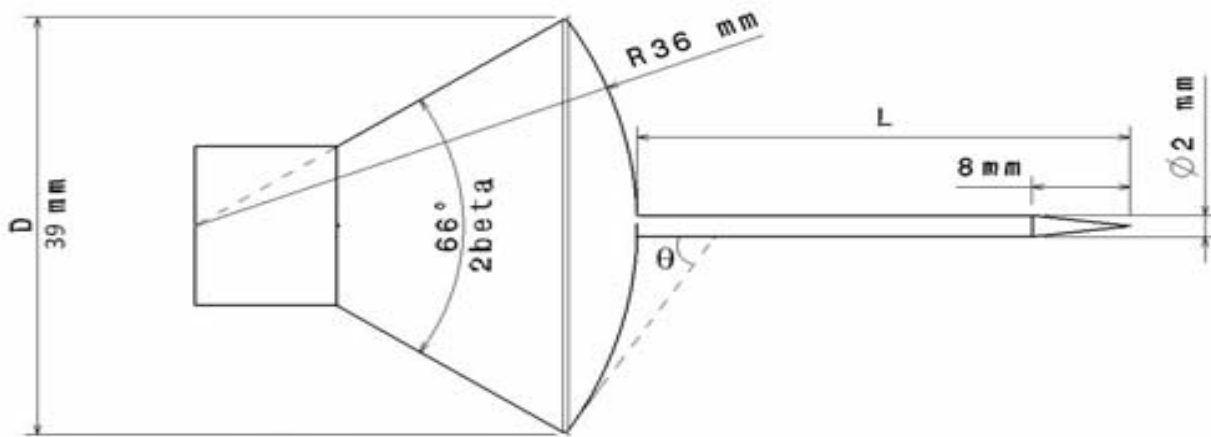


می توان اثرات آنرا در نمودار زیر مشاهده کرد :

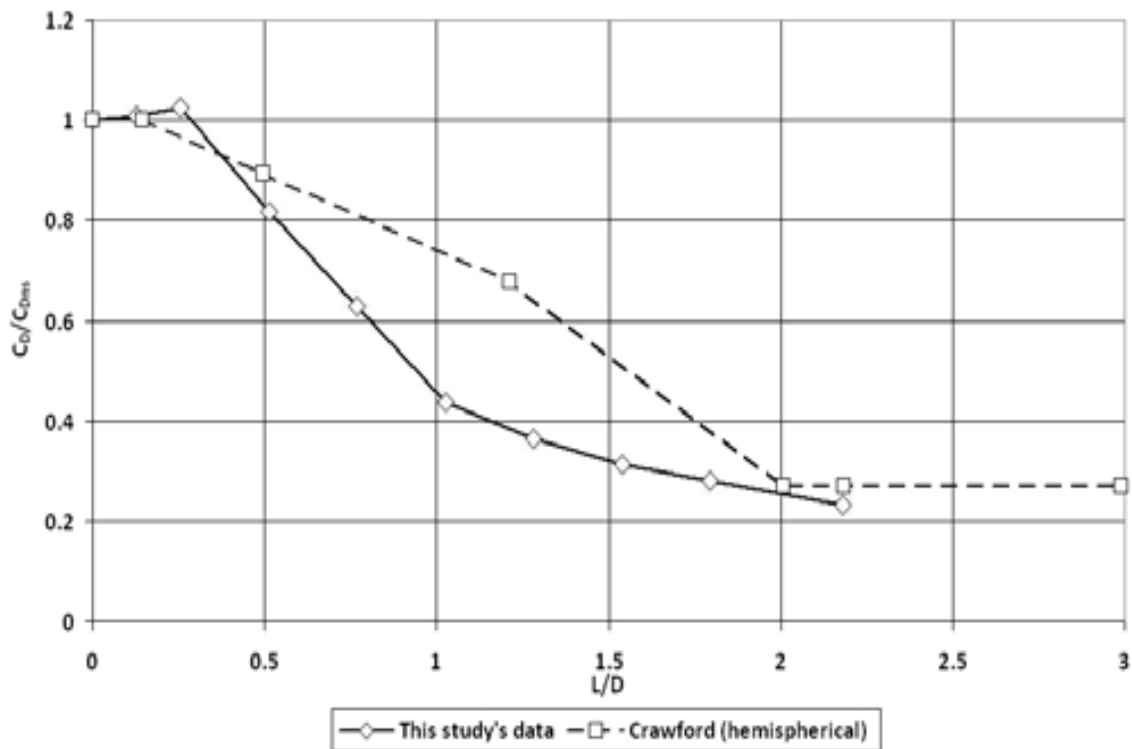


SPIKE (۳)

با استفاده از یک تیر در جلوی جیم می توان اثرات موج را کاهش داد.



استفاده از این روش موجب شکست موج و تغییر ماهیت آن می شود و در نتیجه موجب کاهش درگ می شود. که در نمودار زیر دیده می شود :



در شکل زیر به وضوح تاثیرات این تیر به نمایش گذاشته شده است نکته کلیدی در مورد این روش تاشی بسیرا قابل توجه طول به قطر این تیر است که موجب تغییر ضریب درگ می شود و دارای حالت بهینه ای نیز می باشد.

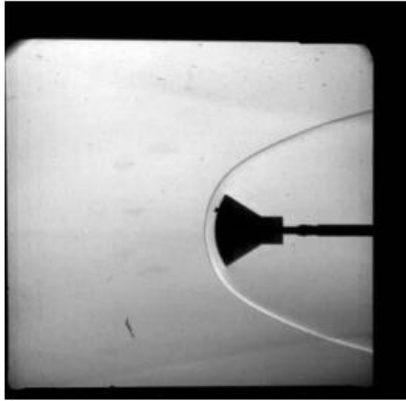


Figure 8. No spike configuration.

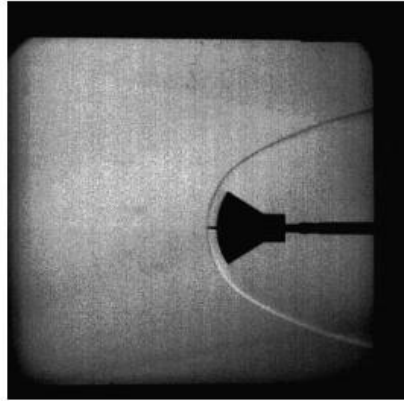


Figure 9.  $L/D = 1/8$ .

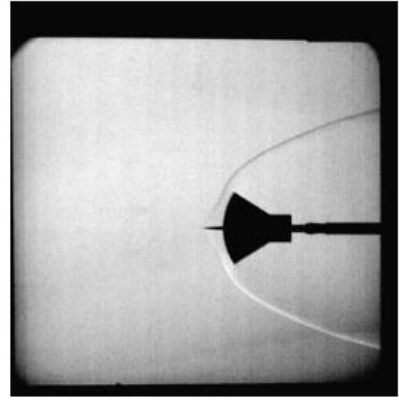


Figure 10.  $L/D = 1/4$ .

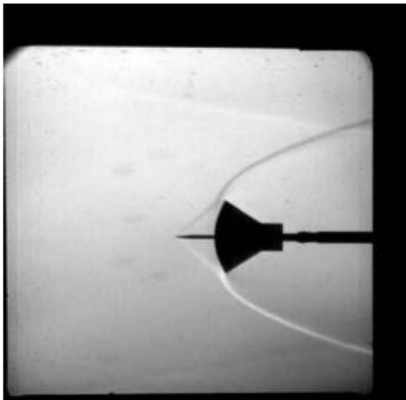


Figure 11.  $L/D = 1/2$ .

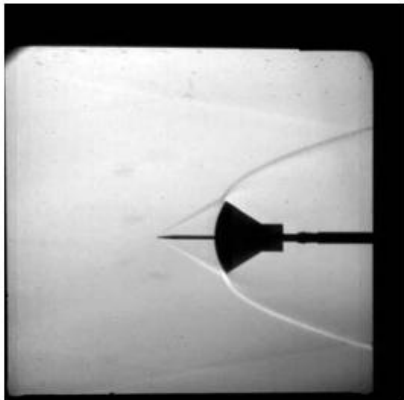


Figure 12.  $L/D = 3/4$ .

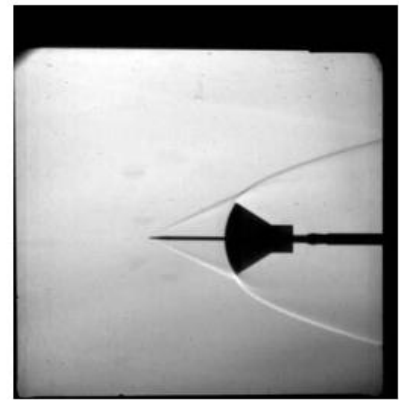


Figure 13.  $L/D = 1$ .

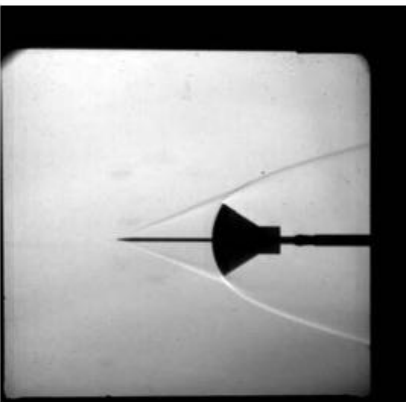


Figure 14.  $L/D = 1.25$ .



Figure 15.  $L/D = 1.5$ .

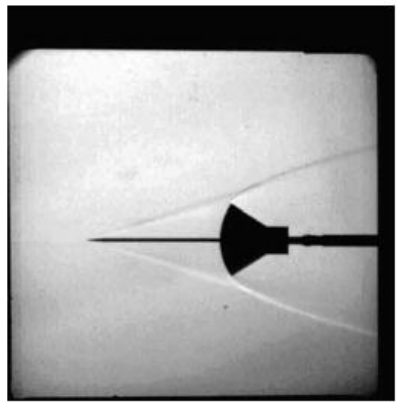
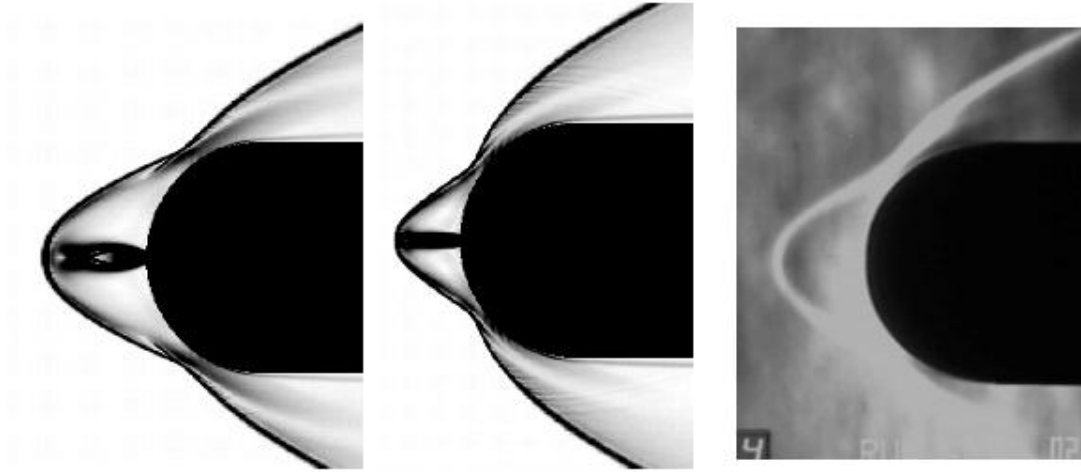


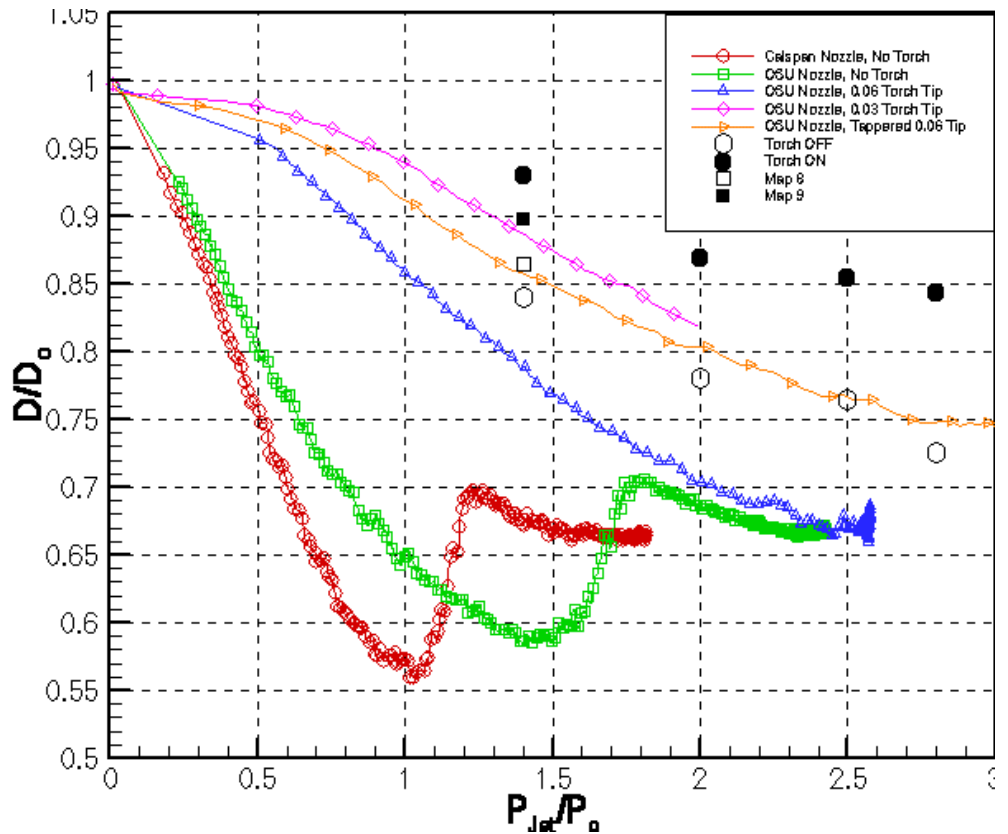
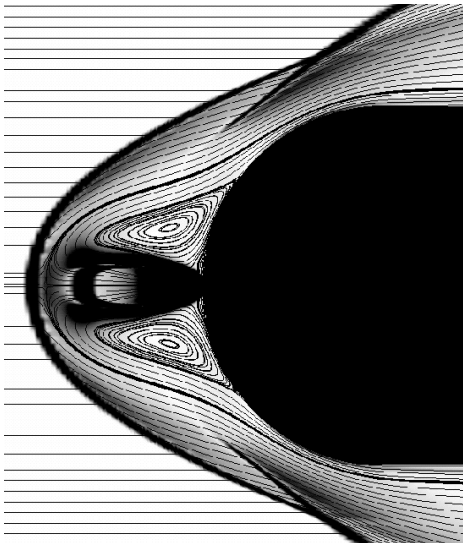
Figure 16.  $L/D = 1.75$ .

(۴) پاشش پلاسما

در این روش با پاشش پلاسما به درون جرین می توان به خوبی شوک را دور و ضعیف کرد و به اندازه قابل توجهی درگ را کاهش داد.



تصاویر فوق نمایانگر اثرات این پاشش بر موج شکل گرفته در جلو جسم است. اثر قابل توجه دیگر پاشش پلاسما تغییرات دمایی و کاهش گرمایش سطح بر اثر موج است که بسیار برای پرنده هایی که قصد بازگشت به درون جو را دارند مورد توجه است.



(۵) میکرو موج ها

در این روش موج های پرا انرژی به سمت شوک فرستاده می شود که می تواند موج را از جسم دور کرده و تا حدود زیادی آن را از بین ببرد :

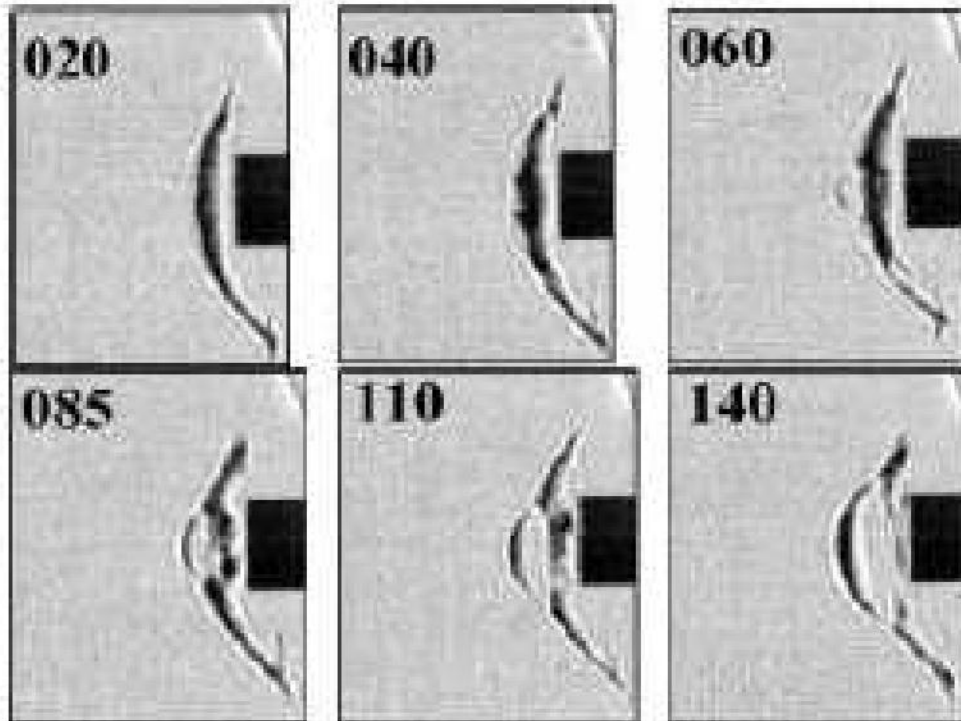


Figure 1.6: The effect of MW energy deposition on a blunt body at  $M_\infty = 2.1$

در شکل فوق دیده می شود که با افزایش انرژی موج می توان درصد بزرگی از شوک را از بین برد و آن را از جسم دور کرد.

در شکل زیر اثرات حاصل از آن بر موج نشان داده شده است که هندسه موج تغییر کرده و از قدرت آن کاسته می شود.

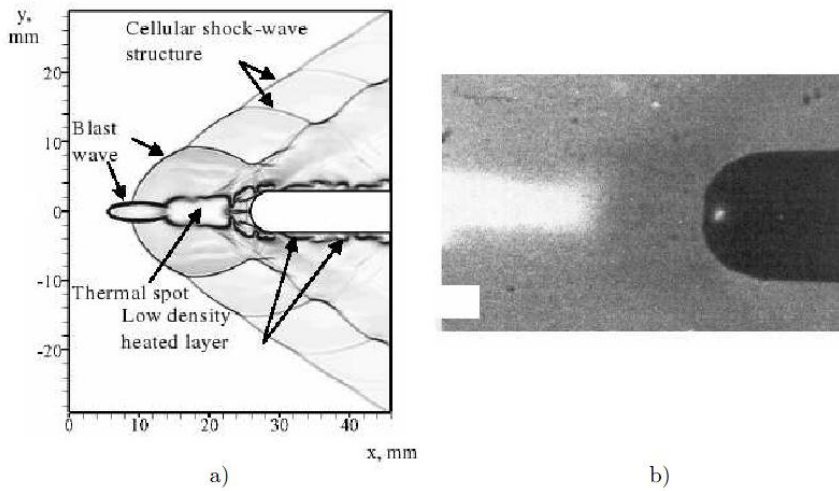


Figure 1.10: The pulsed energy deposition in front of a spherical blunt body at  $M_\infty = 2$ : a) calculated density gradients. b) experimental shadowgraphs

۶) روش مغناطیسی :

این روش در مقیاس بسیار محدود و فقط به صورت تئوری مطرح شده است و اثرات موج های مغناطیسی را بر شوک نشان می دهد.

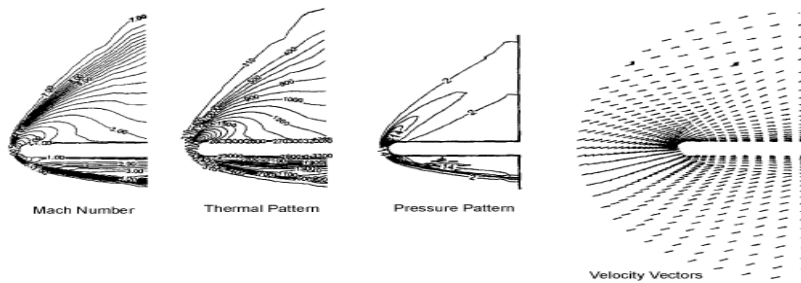


Fig.3. Flow properties distribution for sphere-cylinder at  $M_\infty=7$  and  $\alpha=10^\circ$ .

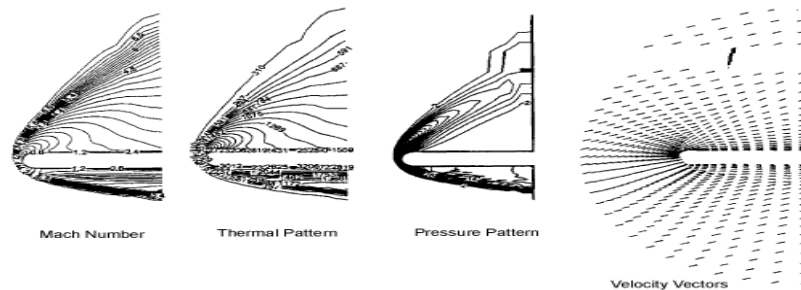
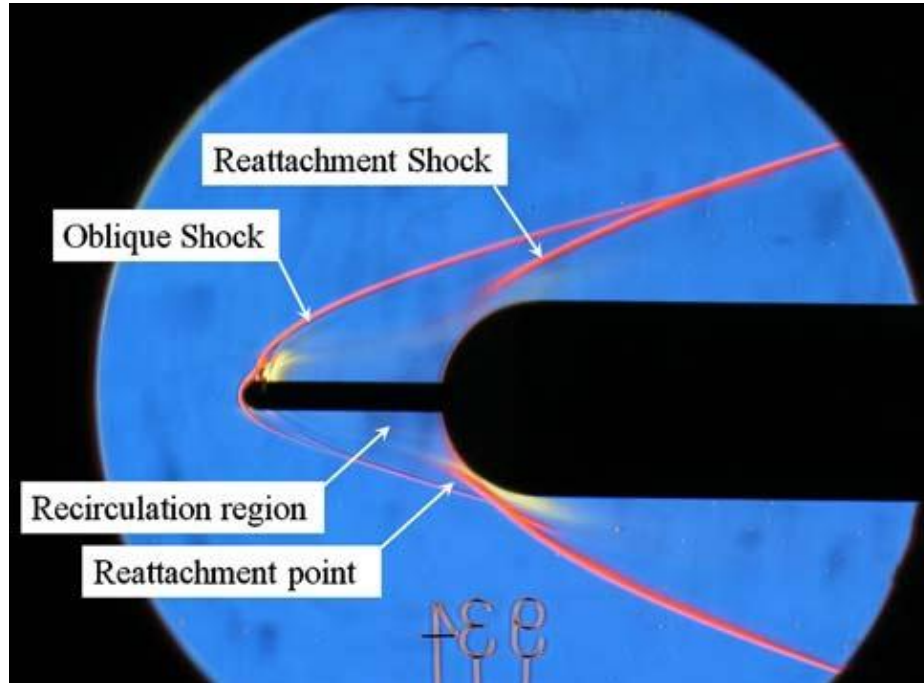


Fig.4. Flow properties distribution with magnetic effects for sphere-cylinder at  $M_\infty=7$  and  $\alpha=10^\circ$ .

در شکل فوق دیده می شود که چگونه موج بر اثر برخورد با شوک آنرا منحرف می کند.

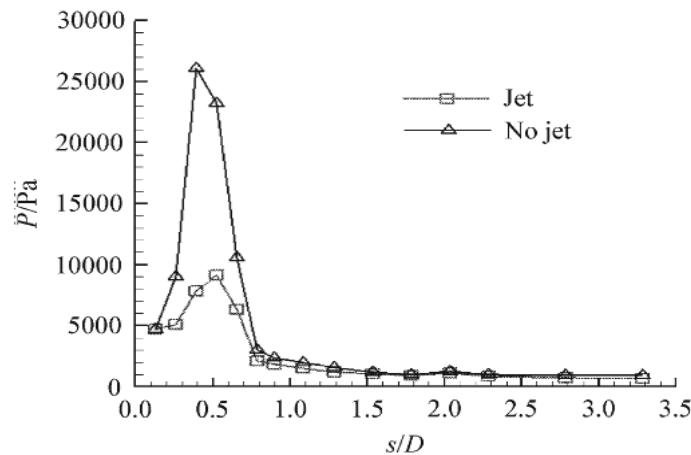
(۷) روش spike و جت پاششی

در این روش از spike برای دور کردن شوک از جسم است و از جت برای عدم گرمایش spike و در کنار عدم برخورد موج با جسم در زوایای حمله مختلف استفاده می شود.



در این وضعیت spike موجب تبدیل شوک عمودی به شوک مایل می شود و در نتیجه آن درگ و دما کاهش می یابد و جت باعث عدم برخورد موج با جسم می شود و در نتیجه درگ به شکل قابل توجهی کاهش می یابد.

در نمودار زیر این تفاوت فشار و در نتیجه تفاوت درگ دیده می شود :



## References :

1. An integrated mems system for turbulent boundary layer control.
2. History of suction-type laminar-flow control.
3. Active control of the turbulent flow over a swept fence.
4. Modeling and Experiment of Leading Edge Separation Control Using SDBD Plasma Actuators.
5. Active Flow Control Using High-Frequency Compliant Structures.
6. Boundary layer control by means of electromagnetic forces.
7. Control of Flow Separation on a Wing Profile Using PIV Measurements and POD Analysis.
8. A CENTURY OF ACTIVE CONTROL OF BOUNDARY LAYER SEPARATION.
9. Active control of boundary layer instabilities using MEMs.
10. Boundary Layer Control and Wall-Pressure Fluctuations in a Serpentine Inlet.
11. Active Control of Separation on a Wing With Oscillating Camber.
12. Direct Numerical Simulation of Controlled Shear Flows.
13. Active Flow Control Applied to Military and Civil Aircraft.
14. ACTIVE FLOW CONTROL ON A BOUNDARY-LAYER-INGESTING INLET.
15. Passive and active control of boundary layer transition.
16. Active control of laminar-turbulent transition using instantaneous vorticity signals at the wall.
17. ACTIVE CONTROL OF OBLIQUE WAVES IN A TRANSITIONAL BOUNDARY LAYER.
18. Experimental demonstration of a new concept of drag reduction and thermal protection for blunt
19. ELECTROMAGNETIC EFFECTS ON SUPERSONIC FLOW OVER BLUNT BODIES.
20. Wind-Tunnel Investigations of Blunt-Body Drag Reduction Using Forebody Surface Roughness.
21. Drag of Blunt Bodies and Streamlined Bodies.
22. ON THE INFLUENCE OF SPIKE SHAPE AT SUPERSONIC FLOW PAST BLUNT BODIES.
23. DRAG REDUCTION OF BLUNT TRAILING-EDGE AIRFOILS.
24. Flow Around a Blunt Body.