مجله مهندسی مکانیک مدرس، اسفند 1396، دوره 17، شماره 12، ص‌ص 523-530

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

تحلیل تجربی کاهش نیروی پسا حول یک جسم احمد با استفاده از عملگر پلاسمایی

شهاب شادمانی[1]، سید مجتبی موسوی نائینیان[2*]، مسعود میرزایی[3]، رامین قاسمی اصل[4]، غلامحسین پوریوسفی[5]

1- دانشجوی دکتری، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران غرب، تهران
2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران غرب، تهران
3- استاد، مهندسی هوا و فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
4- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران غرب، تهران
5- استادیار، مهندسی هوا و فضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
* تهران، صندوق پستی 1461988631، mousavi.mojtaba@wtiau.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 23 مهر 1396
پذیرش: 13 آذر 1396
ارائه در سایت: 01 دی 1396

کلید واژگان:
محرک پلاسما
نیروی پسا
تونل باد
جسم احمد

چکیده

در پژوهش‌های آیرودینامیک خودرو، جسم احمد یک مدل استاندارد از انواع وسایل نقلیه جاده‌ای است که جریان‌های بازگشتی در انتهای آن سهم عمده‌ای در نیروی پسای وارد بر مدل دارد. در این مقاله تأثیر عملگر پلاسمایی در کنترل جریان حول یک جسم احمد با زاویه سطح شیب‌دار پشتی °25 در سرعت جریان آزاد 10 متر بر ثانیه مورد تحلیل تجربی قرارگرفته است. با نصب عملگر پلاسما بر روی لبه ابتدایی سطح شیب‌دار پشت مدل، در حالت‌های تحریک پایا و ناپایا، به وسیله دستگاه مبدل فشار توزیع فشار بر روی سطوح شیب‌دار و عمودی پشت مدل به‌دست آمد. سپس با استفاده از لودسل نیروی پسا اندازه‌گیری و در نهایت با تزریق دود جریان عبوری از ناحیه انتهای مدل مرئی سازی گردید. نتایج حاصل از توزیع فشار و مرئی سازی نشان داد با اعمال تحریک پلاسما لایه برشی جداشده از روی لبه سطح شیب‌دار پشتی به سطح نزدیک شده و متعاقباً ناحیه گردابه پشت مدل کوچک می‌شود. در حالت تحریک پایا تغییرات الگوی جریان محسوس تر بوده و میزان کاهش نیروی پسا حدود 7.3% است، درحالی‌که این میزان در حالت تحریک ناپایا حدود 5% است.

Experimental Study of Flow Control over an Ahmed Body Using Plasma Actuator

Shahab Shadmani[1], Seyed Mojtaba Mousavi Nainiyan[1*], Masoud Mirzaei[2], Ramin Ghasemiasl[1], Gholamhosein Pouryoussefi[2]

1- Department of Mechanical Engineering, West Tehran Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran
2- Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran
* P.O.B. 1461988631, Tehran, Iran, Mousavi.mojtaba@wtiau.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 15 October 2017
Accepted 04 December 2017
Available Online 22 December 2017

Keywords:
Plasma actuator
Drag force
Wind tunnel
Ahmed body

ABSTRACT

Various studies on cars aerodynamics focusing on the Ahmed body model as a standard and simplified shape of a road vehicle have been carried out in recent years. In this paper plasma actuator as an active flow control method has been employed to control flow around the rear part of an Ahmed body with the rear slant angle of 25°. Experiments performed in a wind tunnel in free stream velocity of U=10m/s using steady and unsteady plasma actuator excitations. Pressure distribution on the rear part was measured by 52 sensors, and also total drag force was extracted by a load cell. More over smoke flow visualization was carried out to determine the flow pattern around the body. The results showed that employing plasma actuator not only has an effective influence on pressure distribution on the rear slant surface, but also reduces total drag force in steady and unsteady excitations 7.3% and 5%, respectively. As a result, based on flow visualization and pressure distribution tests, plasma actuator in steady state actuation, could distract D-shape vortices and suppress the separated flow over the rear slant.

1- مقدمه

در سال‌های اخیر با رشد تولید وسایل حمل و نقل جاده‌ای و در پی آن افزایش مصرف سوخت‌های فسیلی، وضعیت آلودگی هوا در بسیاری از شهرها به وضعیت هشدار رسیده است [2,1]. در این راستا با توجه به سیاست‌های جهانی مبنی‌بر کاهش مصرف سوخت و گازهای گلخانه‌ای تولید شده توسط انواع وسایل نقلیه موتوری، محققین فعّال در حوزه آئرودینامیک با ارائه راه‌کارهایی سعی در به حداقل رساندن نیروی مقاوم حاصل از برخورد جریان سیال (هوا) با خودرو نموده‌اند. هرچه میزان این نیرو که از آن تحت عنوان نیروی پسا[1] یاد می‌شود کمتر باشد بازده موتور افزایش یافته و در پی آن مصرف سوخت و میزان انتشار آلاینده‌ها کاهش می‌یابد [3]. این نیرو که در غالب نیروهای اصطکاکی و فشاری نمایان می‌شود تنها با شناخت دقیق الگوی

[1] Drag force

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Sh. Shadmani, S. M. Mousavi Nainiyan, M. Mirzaei, R. Ghasemiasl, Gh. Pouryoussefi, Experimental Study of Flow Control over an Ahmed Body Using Plasma Actuator, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 12, pp. 523-530, 2018 (in Persian)

جریان قابل کنترل است.

از آن‌جا که در مقیاس آزمایشگاهی مطالعه دقیق و جامع کنترل جریان بر روی وسایل نقلیه به جهت تفاوت در ساختار ظاهری آن‌ها، امری زمان‌بر و پر هزینه بوده و همچنین تعمیم نتایج به سایرین امری غیرمنطقی به نظر می‌آید، ارائه مدلی ساده و استاندارد از یک خودرو که الگوی جریان مشابهی با یک خودرو دارد مفید است. از این‌رو از مدلی تحت عنوان جسم احمد[1] نام برده می‌شود [4] که به‌واسطه زاویه سطح شیبدار پشت آن در طیفی از زوایا دارای الگوی جریان سه‌بعدی مشابه خودرو است. در برخی پژوهش‌های صورت گرفته در این زمینه، الگوی جریان پشت مدل با تغییر زاویه سطح شیبدار پشتی مورد بررسی قرار گرفته است [4-8] و نشان داده شده در زوایای $\alpha<12.5°$ الگوی جریان پشت مدل به‌صورت دوبعدی بوده و نیروی پسا وابسته به تغییرات زاویه نمی‌باشد [6]. در زوایای $12.5°<\alpha<30°$ با افزایش زاویه نیروی پسا نیز افزایش می‌یابد و الگوی جریان رفته رفته به صورت سه بعدی نمایان می‌شود. این میزان بر اساس "شکل 1" در زاویه 25° در حالت بیشینه قرار می‌گیرد [7]. در زوایای $\alpha>30°$ جدایش جریان به صورت کامل رخ داده و تغییر زاویه سطح شیبدار پشتی تأثیری در الگوی جریان در این منطقه ندارد. همچنین نیروی پسا تحت تاثیر الگوی جریان دو بعدی، کاهش می‌یابد [8]. بنابراین رژیم جریان در حالات اول و سوم مشابه بوده و در ناحیه پسا کم قرار می‌گیرد. اما حالت دوم بواسطه الگوی جریان سه بعدی به عنوان ناحیه پسا بالا شناخته می‌شود (شکل 2).

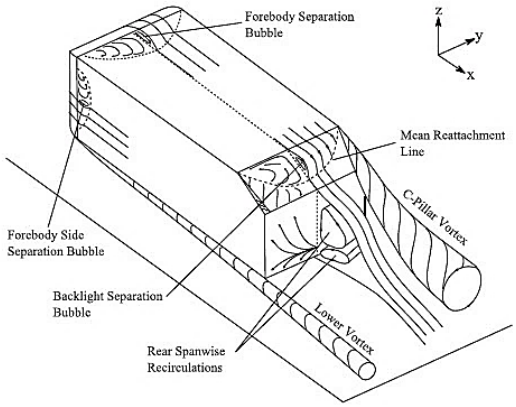

Fig. 1 Flow pattern behind Ahmed body model at rear slant angle of 25° [4]

شکل 1 الگوی جریان پشت جسم احمد با زاویه سطح شیبدار پشتی 25° [4]

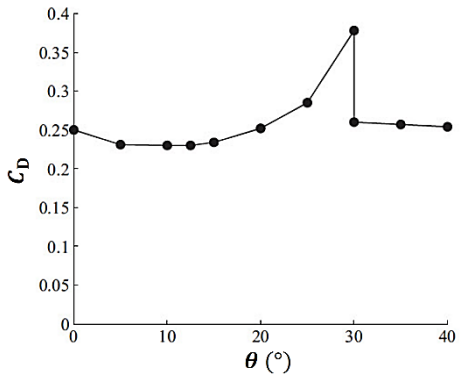

Fig. 2 Plot of drag coefficient vs. slant angle [4]

شکل 2 نمودار نیروی پسا در زاویه‌های مختلف سطح شیبدار [4]

[1] Ahmed body

در دیگر پژوهش‌ها، با به‌کارگیری تکنیک‌های کنترل فعال[2] و غیرفعال[3] جریان در ناحیه انتهای مدل سعی در اصلاح الگوی جریان در این ناحیه و نیز کاستن نیروی پسای وارد بر مدل می‌شود. نصب انواع دفلکتور[4] [10,9] و انحنا دادن به لبه ابتدای سطح شیب‌دار پشتی [11] از روش‌های کنترل غیرفعال جریان هستند که به صرف انرژی خارجی نیاز ندارند [9]. از معایب این روش‌ها می‌توان به غیرقابل کنترل بودن و عدم تطبیق عملکرد آن‌ها با شرایط مختلف جریان هوای عبوری اشاره کرد [12]. از سوی دیگر، روش‌های کنترل فعال جریان نظیر جت‌های ترکیبی[5] [12]، جت‌های پالسی[6] [13] و سیّال نوسان کننده[7] [14] به‌واسطه قابل کنترل بودن که می‌توان در مواقع لزوم خاموش و روشن نمود، مورد توجه قرار دارد. نتایج این روش‌ها در کاهش نیروی پسا وارد بر جسم احمد در جدول 1 نشان داده شده است.

محرک پلاسمای عایق مانع تخلیه الکتریکی[8] از دیگر ابزارهای نوین کنترل فعال جریان است که در کاربردهای هوایی مورد استفاده قرار می‌گیرد. همان‌طور که در "شکل 3" مشاهده می‌شود، محرک پلاسما متشکل از دو الکترود است که به‌واسطه یک عایق دی‌الکتریک از یکدیگر جدا شده و با ایجاد میدان الکتریکی قوی، مولکول‌های هوا در ناحیه بالای الکترود عایق شده را یونیزه می‌کند. این گاز یونیزه شده که پلاسما نام دارد از لبه الکترود روباز بالایی تا لبه انتهای الکترود عایق شده پایینی امتداد یافته و با برخورد ذرات باردار در حال حرکت با دیگر ذرات خنثای گاز زمینه، سبب اضافه شدن مومنتم محلی به جریان عبوری از روی این ناحیه می‌شود [15].

این محرک‌ها کاربردهای بسیاری در کنترل جدایش در لبه حمله ایرفویل‌ها [16-18]، کنترل واماندگی[9] دینامیکی ایرفویل‌ها [19]، کنترل جریان در اجسام دارای انحنا[10] [20-24]، کنترل جریان لایه مرزی [25-27]، کاربردهای بالابرندگی[11] [28] و کنترل جریان در توربوماشین‌ها [29-31]، دارد.

در حوزه آیرودینامیک خودرو در پژوهشی بوچینا [32] با نصب سه گروه محرک پلاسما بر روی سطح شیب‌دار پشتی یک جسم احمد، به بررسی میزان کاهش نیروی پسای وارد بر مدل در سرعت 10 متر برثانیه در حالات پایا و ناپایا پرداخته است. وی نشان می‌دهد استفاده از این محرک‌ها در

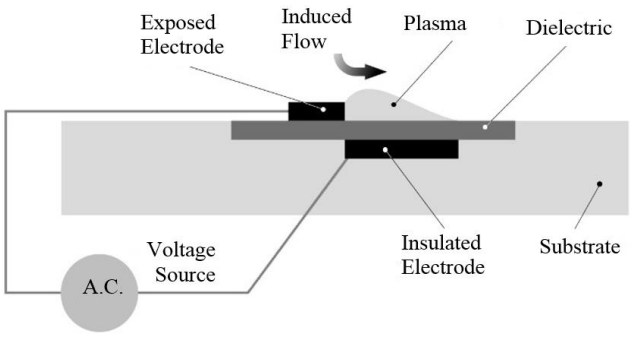

Fig. 3 Dielectric Barrier Discharge plasma actuator mechanism

شکل 3 مکانیزم محرک پلاسمای عایق مانع تخلیه الکتریکی

[2] Active
[3] Passive
[4] Deflector
[5] Synthetic jets
[6] Pulsed jets
[7] Fluidic oscillators
[8] Dielectric barrier discharge (DBD)
[9] Stall
[10] Bluff body
[11] Lifting

جدول 1 نتایج پژوهشات انجام شده در کاهش نیروی پسا وارد بر مدل

Table 1 Results of the research on the reduction of the model drag force

ردیف	تحقیقات انجام شده	عدد رینولدز[1] $\times 10^6$	میزان کاهش نیروی پسا (٪)
1	هانفنگ [9]	0.9	9.3-10.7
2	فوریه [10]	0.3-0.8	9
3	تیکر [11]	2.2	10
4	کورتا [12]	1.2	6.5-8.5
5	جوزف [13]	1.4	6-8
6	متکا [14]	1.4	7.5

لبه‌های کناری سطح سبب افزایش نیروی پسا شده و با به‌کارگیری آن‌ها بر روی قسمت بالای سطح می‌توان نیروی پسا را در حالت پایا 8% کاهش داد.

همچنین خلیقی [33] در ابتدا نیروی پسا در زوایای مختلف سطح شیبدار پشتی یک جسم احمد را مورد ارزیابی قرار داده سپس با نصب محرک‌های پلاسما در چهار لبه آن با زاویه سطح شیبدار پشتی 0°، که دارای الگوی جریان دوبعدی است، به تحلیل جریان عبوری از ناحیه انتهای مدل پرداخته است. وی در سرعت 10 متر بر ثانیه با ترکیب دو و چند تایی عملگرها نشان داده است در بهترین حالت می توان نیروی پسا را به میزان 21.4% کاهش داد در حالی‌که این میزان در سرعت 20 متر بر ثانیه برابر 2.8% است.

در این تحقیق برای اولین بار با مطالعه همزمان توزیع فشار، نیروی پسا و مشاهده الگوی جریان، مکانیزم اثرگزاری محرک پلاسمایی جهت کنترل جریان حول یک جسم احمد به صورت تجربی در تونل باد مورد مطالعه قرار گرفته است. همچنین با استفاده از تحریک ناپایا[2] قابلیت کنترل جریان در حالات پایا[3] و ناپایا مورد مقایسه قرار می‌گیرد. آزمایش‌ها در عدد رینولدز 4.5×10^5 (براساس طول مدل 0.67 متر و سرعت جریان آزاد سرعت 10 متر بر ثانیه) صورت پذیرفته و زاویه سطح شیبدار پشتی جسم احمد به جهت دارا بودن کاملترین الگوی جریان سه‌بعدی و بیشترین نیروی پسا، 25° انتخاب شده است [4]. لازم به ذکر است محل استقرار محرک پلاسمایی بر روی مدل می‌تواند متناظر با لبه انتهای سقف، لبه صندوق و زیر سپر عقب یک خودرو باشد.

2- روش آزمایش

آزمایش‌ها در تونل باد سرعت پایین و مدار باز مکشی دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی (ایران) با سطح مقطع 1.2×1 متر مربع و طول 3 متر انجام گرفته است (شکل 4). شدّت آشفتگی[4] جریان کمتر از 0.2% و میزان غیریکنواختی[5] جریان در طول فضای اتاق آزمون[6] در حدود ±5% است.

2-1- مشخصات مدل

مدل موردنظر با مقیاس 0.64 مدل اصلی جسم احمد [4] از جنس پلکسی گلس با ضخامت 6 میلی‌متر ساخته شده است. با توجه به "شکل 5" ابعاد مدل برابر طول 671 میلی‌متر، عرض 250 میلی‌متر و ارتفاع 185 میلی‌متر است که بر این اساس درصد انسداد[7] مقطع تونل باد برابر 3.8% می‌باشد. به منظور حذف اثرات لایه مرزی تشکیل شده بر روی کف تونل [34]، مطابق "شکل 6" مدل با فواصل معینی بر روی صفحه‌ای مستطیلی شکل قرار گرفته است. فاصله صفحه تا کف تونل برابر 16×10^{-2} متر و مدل با چهار پایه استوانه‌ای به قطر 2×10^{-2} متر و ارتفاع 3.2×10^{-2} متر به صفحه متصل است. همچنین لبه ابتدایی صفحه به‌منظور به حداقل رساندن ضخامت لایه مرزی تشکیل شده بر روی آن، به‌صورت تیز طراحی شده است (شکل 7). ضخامت لایه مرزی تشکیل شده بر روی صفحه در سرعت‌های 10 الی 50 متر بر ثانیه در حدود 1.5×10^{-2} متر است [12]، که با توجه به ارتفاع پایه‌های مدل، لایه مرزی صفحه اثری بر مدل نخواهد داشت.

Fig. 4 Used wind tunnel in this research

شکل 4 تونل باد مورد استفاده در این پژوهش

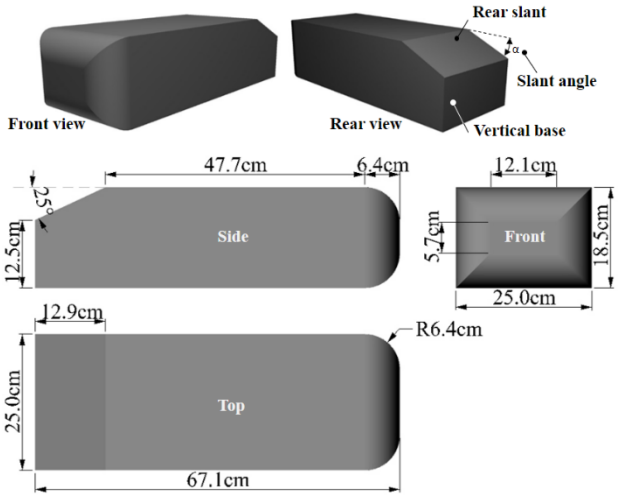

Fig. 5 Model descriptions

شکل 5 مشخصات مدل

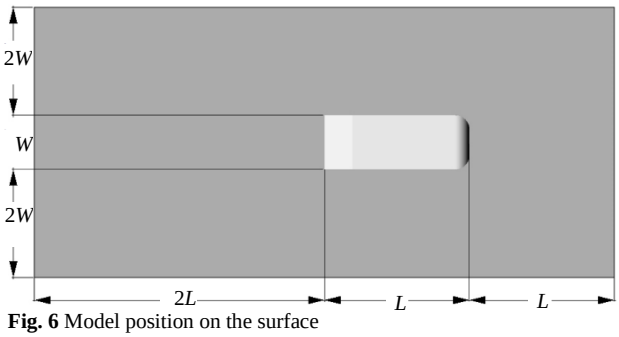

Fig. 6 Model position on the surface

شکل 6 محل قرارگیری مدل بر روی صفحه

[1] Reynolds number
[2] Unsteady actuation
[3] Steady actuation
[4] Turbulence intensity
[5] Non-uniformity
[6] Test section
[7] Blockage ratio

Fig. 7 View of the leading edge of the table which is designed sharply

شکل 7 نمای لبه ابتدایی میز که به صورت تیزگوشه طراحی شده است.

2-2- ابزار و تکنیک‌های آزمایش

توزیع فشار با استفاده از 52 سنسور فشار که به‌دلیل تقارن محوری مدل بر روی نیمی از سطوح شیبدار و عمودی پشت آن نصب شده، به‌دست می‌آید. آرایش قرارگیری سنسورها در "شکل 8" نشان داده شده است. هر سنسور متشکل از یک لوله نازک به قطر خارجی 4 میلی‌متر و قطر داخلی 2 میلی‌متر است که به دستگاه مبدّل[1] فشار 28 کاناله متصل است و نتایج در یک کامپیوتر مانیتور می‌شود. مدت داده برداری برابر 5 ثانیه است و ضریب فشار با استفاده از رابطه (1) محاسبه می‌شود. دقت[2] دستگاه اندازه‌گیری در حدود ±0.01 است.

$$C_p = \frac{(P - P_\infty)}{\frac{1}{2} \times \rho \times U^2} \quad (1)$$

نیروی پسای وارد بر مدل با استفاده از لودسل[3] به‌دست آمده است. ابتدا به‌منظور به حداقل رساندن نیروی اصطکاک، مدل را بر روی دو ردیف مکانیزم ریل و واگن قرار داده و مطابق "شکل 9" با اتصال یک میله سبک آلومینیمی به طول 0.5 متر به مدل که از سوی دیگر به لودسل با دقت ±1 گرم اتصال دارد، نیروی حاصل از جریان باد در اندیکاتور دیجیتال[4] نمایش داده می‌شود.

3-2- سیستم محرک پلاسمایی

ولتاژ ورودی محرک پلاسما با استفاده از یک منبع تغذیه ولتاژ بالا متناوب[5] تأمین می‌شود. با استفاده از دو عدد مولتی‌متر دیجیتال فرکانس‌های تحریک[6]

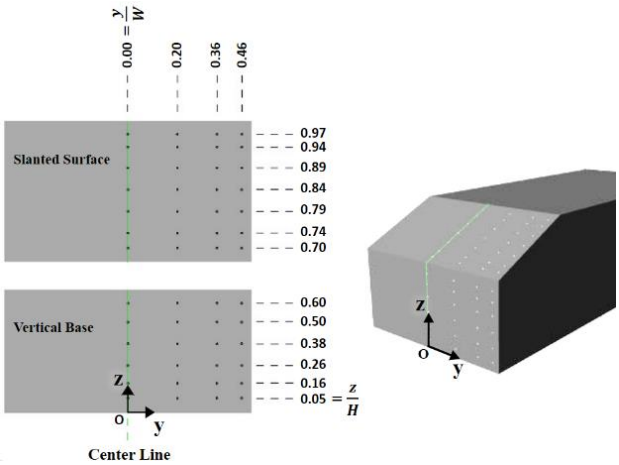

Fig. 8 Position of pressure sensors

شکل 8 محل نصب سنسورهای فشار

[1] Transducer
[2] Uncertainty
[3] Load cell
[4] Digital indicator
[5] AC (Altering current)
[6] Excitation frequency

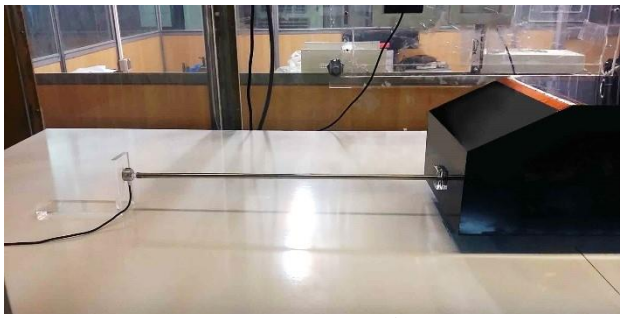

Fig. 9 Load cell mechanism to measure drag force

شکل 9 مکانیزم لودسل جهت اندازه گیری نیروی پسا

و حامل[7] محاسبه شده و سیکل وظیفه[8] ولتاژ اعمالی با استفاده از اسیلوسکوپ نشان داده می‌شود. همچنین با استفاده از یک مولتی‌متر دیجیتال، جریان الکتریکی متوسط[9] اندازه گیری می‌شود.

مطابق "شکل 10" مکان نصب محرک پلاسما به‌صورتی است که الکترود روباز بر روی لبه انتهای سطح بالایی و الکترود پوشیده بر روی ابتدای سطح شیبدار و به‌صورت لب به لب از یکدیگر نصب شده‌اند. الکترودها از جنس مس بوده و ضخامت آن 50 میکرون است. طول الکترودها برابر با عرض مدل در حدود 250 میلی‌متر و عرض الکترودهای روباز و پوشیده به ترتیب برابر 5 و 15 میلی‌متر است. دی‌الکتریک محرک پلاسما در تمام آزمایش‌ها شامل 6 لایه چسب کپتون[10] با ولتاژ شکست 7 کیلوولت بر میلی‌متر و ثابت دی‌الکتریک 3.4 است. پارامترهای الکتریکی دیگر شامل فرکانس حامل برابر با 10 کیلوهرتز و فرکانس تحریک در حالت تحریک ناپایا براساس فرکانس طبیعی ریزش گردابه‌های پشت مدل با استفاده از پراب سیم داغ[11] یک بعدی، برابر 20 هرتز تعیین شده است.

با به‌کارگیری استندهای عایق و نیز با توجه به فاصله زیاد محرک پلاسما با سیستم‌های اندازه‌گیری نظیر لودسل، اثرات نویز میدان الکتریکی حاصله به حداقل رسانده شده است. همچنین کلیه آزمایش‌ها حداقل پنج بار تکرار گردیده و با توجه به نزدیک بودن نتایج، داده ها به‌صورت میانگین ارائه شده است.

3- تحلیل نتایج

1-3- آزمایش در سرعت سکون

با نصب محرک پلاسما بر روی صفحه تخت، در فرکانس حامل 10 کیلو هرتز،

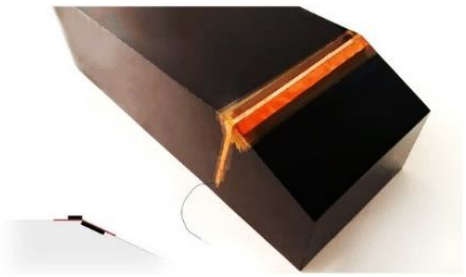

Fig. 10 Position of plasma electrodes

شکل 10 محل نصب الکترودهای پلاسما

[7] Carrier frequency
[8] Duty cycle
[9] Mean electrical current
[10] Capton
[11] Hot-wire

تغییرات ولتاژ با ماکزیمم سرعت القایی[1] در حالت جریان سکون در "شکل 11" نشان داده شده است. با افزایش ولتاژ اعمالی تا 6 کیلو ولت سرعت القایی به مقدار ماکزیمم 5 متر بر ثانیه رسیده و پس از آن با افزایش ولتاژ افت می‌کند. این امر حاکی از آن است با افزایش بیش حد ولتاژ اعمالی، محرک پلاسما اشباع شده[2]، در نتیجه رژیم پلاسما از حالت یکنواخت "شکل 12-a" به حالت رژیم رگه‌ای "شکل 12-b" تبدیل می‌شود. در این رگه‌ها به علت رسانش[3] زیاد، تخلیه پلاسما با چگالی بیشتری صورت گرفته و در خارج از آن چگالی پلاسما کاهش می‌یابد. این امر نهایتاً منجر به کاهش سرعت القایی و نیروی اعمالی[4] محرک می‌شود [35].

در جدول 2 پارامترهای الکتریکی ورودی محرک پلاسما که در کلیه آزمایش‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند، نشان داده شده است.

2-3- توزیع فشار

الگوی جریان سه بعدی و نیز اختلاف فشار میان نواحی جلو و پشت مدل سبب ایجاد نیروی پسای فشاری بر مدل می‌شود. کرانویچ و دیویدسن [36]

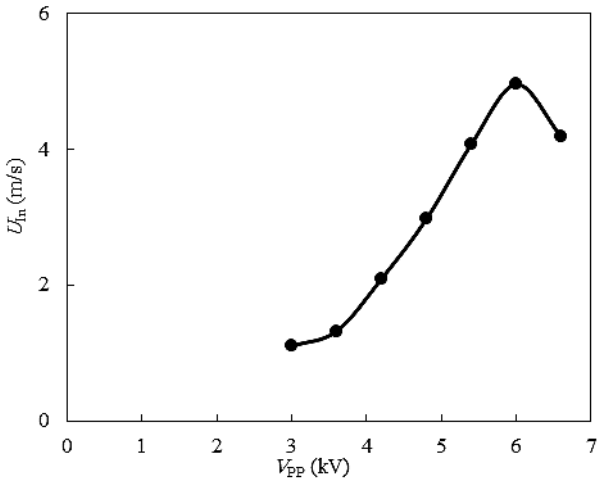

Fig. 11 Plot of induced velocity by plasma actuator (U_{In}) based on the applied voltage (V_{pp})

شکل 11 نمودار سرعت القایی توسط عملگر پلاسما (U_{In}) براساس ولتاژ اعمالی (V_{pp})

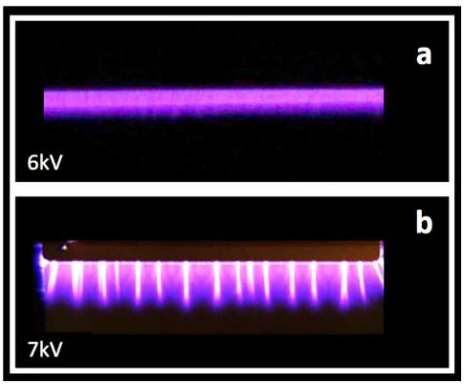

Fig. 12-a Uniform plasma distribution regime; and **b** Stratified plasma distribution regime

شکل 12–a رژیم توزیع پلاسمای یکنواخت، b رژیم توزیع پلاسمای رگه ای

[1] Induced flow
[2] Saturated
[3] Conductivity
[4] Body force

نشان داده‌اند سهم نیروی پسای فشاری (پسای شکل[5]) در حدود 80% نیروی کل است. این موضوع ایجاب می‌کند با به‌دست آوردن الگوی تغییرات فشار در دو سطح انتهایی مدل، اثرات حاصل از عبور جریان در این نواحی بررسی شود.

در "شکل 13" کانتور توزیع ضرایب فشار بر روی سطح شیبدار پیش از نصب عملگر پلاسمایی نشان داده شده است که با نتایج پژوهش های کوق [37] و لینهارت [38] انطباق دارد.

با توجه به "شکل 13" مناطق کم فشار جریان در امتداد لبه ابتدایی سطح شیبدار امتداد یافته و می‌توان گفت حباب جدایش[6] و پرش جریان از روی لبه ابتدایی سطح شیبدار سبب به‌وجود آمدن این نواحی گردیده است (شکل 2). هر چه به طرف نواحی مرکزی پیش می‌رویم نواحی کم فشار به تدریج جای خود را به نواحی پر فشارتر می‌دهد و فشار بازیابی می‌شود. از دیگر مناطقی که ناحیه کم فشار بر روی سطح را تشکیل می‌دهد لبه‌های جانبی سطح می‌باشد که نشان‌دهنده جدا شدن گردابه های طولی[7] از گوشه بالای سطح در راستای طول است (شکل 2).

همانطور که در "شکل 14" مشاهده می‌شود، با اعمال تحریک پلاسما حجم نواحی کم فشار لبه ابتدایی سطح کاهش چشمگیری داشته به طوریکه این منطقه در حالت پایا کاملاً ناپدید شده است. این امر حاکی از آن است که با تحریک پلاسما گردابه تشکیل شده در این منطقه مضمحل شده و جریان جدا شده به سطح می‌چشبد. این موضوع بعداً در آزمایش‌های مرئی‌سازی نیز مشاهده می‌شود. همچنین، در ناحیه لبه کناری سطح، کاهش نواحی کم فشار بیانگر کاهش اثر گردابه‌های طولی در پشت مدل است. تأثیر تحریک پایا در مقایسه با تحریک ناپایا محسوس‌تر است.

در "شکل 15" نمودار توزیع فشار در حالات عدم تحریک، پایا و ناپایا بر روی خط مرکزی مدل نشان داده شده است. تحریک پلاسمایی سبب افزایش قابل توجه ضرایب فشار علی الخصوص مناطق مربوط به سطح شیبدار شده است.

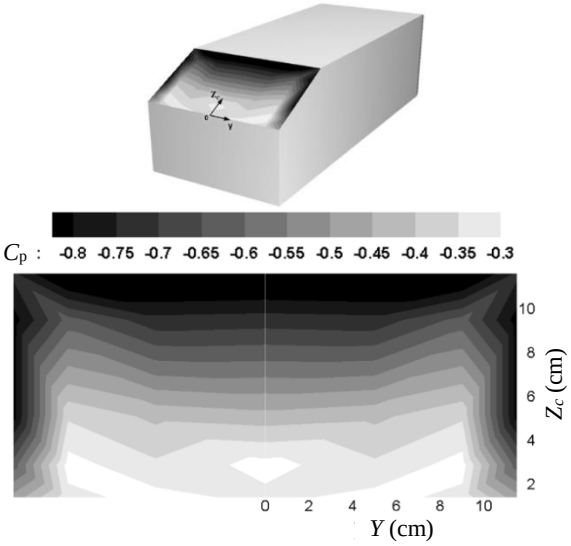

Fig. 13 Contours of pressure distribution on the rear slant of an Ahmed body in plasma off mode at velocity of 10m/s

شکل 13 کانتور توزیع فشار بر روی سطح شیبدار پشتی جسم احمد در حالت خاموش بودن محرک پلاسما در سرعت 10 متر بر ثانیه

[5] Form drag
[6] Separation bubble
[7] Longitudinal vortices

جدول2 پارامترهای الکتریکی ورودی محرک پلاسما

Table 2 Input electrical parameters of plasma actuator

آزمایش	سرعت (متر بر ثانیه) (m/s)	حالت تحریک	ولتاژ (کیلو ولت) V_{pp} (kV)	آمپر (میلی آمپر) I_{TRMS} (mA)	فرکانس حامل (کیلو هرتز) F_{AC} (kHz)	سیکل وظیفه (%)	فرکانس تحریک (هرتز) (Hz)
1	10	پایا	6	28.6	10	100	-
2	10	ناپایا	6	20.2	10	50	20

3-3- محاسبه نیروی پسا

نیروی پسای کلی وارد بر مدل حاصل دو نیروی پسای فشاری و اصطکاکی وارد بر نواحی مختلف مدل است. براساس الگوی توزیع فشار بر روی سطوح پایانی مدل که در بخش 3-2 نشان داده شد، گرادیان فشار منفی در پشت مدل سبب به‌وجود آمدن اختلاف فشار در نواحی ابتدایی و انتهایی شده و نهایتاً منجر به وارد آمدن نیروی پسای فشاری بر مدل می‌شود. نیروی پسای اصطکاکی حاصل اصطکاک و بر خورد مستقیم جریان هوا با سطوح جانبی، زیرین و بالایی مدل است. تیکر [11] با ارائه روابطی سهم هر یک از این دو را در نیروی کلی وارد بر مدل مشخص کرده است.

در تحقیق کنونی با استفاده از لودسل میزان نیروی پسای کلی وارد بر مدل اندازه‌گیری شده است. پیش از اعمال تحریک پلاسمایی نیروی پسا وارد بر مدل برابر 0.8 نیوتن به‌دست آمد. با توجه به رابطه (2) ضریب پسا مدل برابر 0.29 به‌دست می‌آید که منطبق با نتایج پژوهش احمد [4] است (شکل 1).

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \times \rho \times A \times U^2} \quad (2)$$

با اعمال تحریک پلاسما میزان نیروی پسا در حالت تحریک پایا در حدود 7.3% و در حالت تحریک ناپایا 4.88% کاهش نشان داد. نتایج نشان می‌دهد محرک پلاسمایی در حالت تحریک پایا به‌صورت قابل توجه‌تری می‌تواند از نیروی پسای کلی وارد بر مدل بکاهد. با توجه به این‌که در جسم احمد نیروی پسای غالب از نوع پسای فشاری می‌باشد [36]، نتایج به‌دست آمده از اندازه‌گیری نیروی پسا به‌وسیله لودسل تطابق خوبی با نتایج اندازه‌گیری توزیع فشار نشان می‌دهد.

4-3- مرئی‌سازی جریان

در این بخش با استفاده از دود جریان هوای عبوری از ناحیه انتهای مدل مرئی‌سازی شده است. براساس "شکل 16" در حالت پیش از اعمال تحریک پلاسما، جریان هوا با عبور از روی لبه ابتدایی سطح شیبدار، از سطح جدا شده و منجر به تشکیل گردابه‌ای بر فراز سطح می‌شود. همچنین به کمک جریان عبوری از بخش زیرین مدل، گردابه‌ای بزرگتر در ناحیه پشت سطح عمودی مدل تشکیل می‌شود. محرک پلاسما با تحریک لایه برشی، جریان

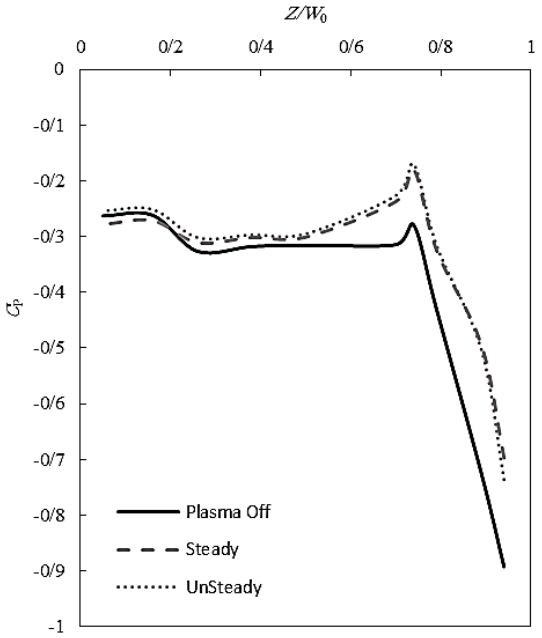

Fig. 15 Plot of distribution of pressure coefficients on the centerline of the model

شکل 15 نمودار توزیع ضرایب فشار بر روی خط مرکزی مدل

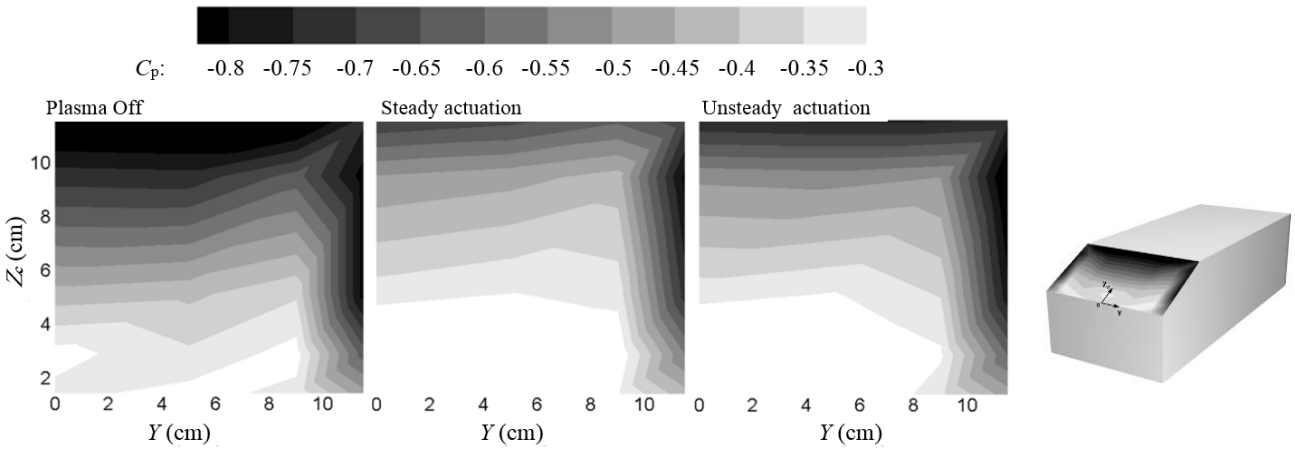

Fig. 14 Contours of pressure coefficient distribution on the rear slant of Ahmed body in plasma off, steady and unsteady actuation modes

شکل 14 کانتور توزیع فشار بر روی سطح شیبدار پشتی جسم احمد در حالت‌های خاموش بودن محرک پلاسما و تحریک‌های پایا و ناپایا

عبوری از روی لبه سطح را سرکوب[1] نموده و جریان جدا شده را به سطح نزدیک می‌کند. در نتیجه گردابه تشکیل شده بر روی سطح شیبدار از بین رفته و از حجم دنباله[2] در پشت سطح عمودی کاسته می‌شود. متعاقباً نیروی پسای فشاری (پسای شکل) نیز کاهش می‌یابد (بخش 3-3). همچنین در "شکل 16" مشاهده می‌شود تحریک پایا به صورت مؤثرتری می‌تواند جریان جدا شده را به سطح نزدیک نماید. از این حیث نتایج توزیع فشار که در بخش 3-2 مورد بحث قرار گرفت تطابق مناسبی با نتایج به‌دست آمده در این بخش دارد.

4- نتیجه‌گیری

در این پژوهش با استفاده از عملگر پلاسمایی کنترل جریان حول یک جسم احمد با زاویه سطح شیبدار پشتی °25 مورد مطالعه قرار گرفت. الکترودهای محرک پلاسما بر روی لبه ابتدایی سطح شیبدار پشت مدل نصب شده و تحریک در حالات پایا و ناپایا در رینولدز 4.5×10^5 (سرعت 10 متر بر ثانیه) صورت گرفت. ابتدا در جریان ساکن با نصب عملگر پلاسما بر روی صفحه تخت، ولتاژ اعمالی مناسب براساس ماکزیمم سرعت القایی به‌دست آمد و فرکانس تحریک عملگر پلاسما با اندازه‌گیری فرکانس طبیعی ریزش گردابه‌های پشت مدل معین شد.

نتایج مرئی‌سازی نشان می‌دهد عملگر پلاسمایی توانایی دارد با تحریک لایه برشی، جریان جدا شده از روی لبه سطح شیبدار را فرونشانده و به سطح بچسباند. در این حالت از حجم گردابه‌های طولی پشت مدل کاسته شده و همزمان ضریب فشار بر روی سطح شیبدار افزایش می‌یابد. با کاهش اختلاف فشار میان نواحی ابتدایی و انتهای مدل، نیروی پسای فشاری و بالتبع آن نیروی پسای کل کاهش یافته به‌طوری‌که میزان کاهش نیروی پسا در حالت تحریک پایا به حداکثر میزان 7.3% می‌رسد. بنابراین به‌کارگیری عملگر پلاسمایی علی‌الخصوص در حالت تحریک پایا، می‌تواند در کنترل جریان و کاهش نیروی پسای اعمالی بر مدل موثر باشد.

5- فهرست علائم

A	مساحت سطح مقطع روبرو مدل (m^2)
C_D	ضریب پسا
C_P	ضریب فشار
H	ارتفاع مدل (m)
L	طول مدل (m)
P	فشار استاتیک در هر نقطه بر روی مدل ($kgm^{-1}s^{-2}$)
P_∞	فشار استاتیک جریان آزاد ($kgm^{-1}s^{-2}$)
Re	عدد رینولدز
U	سرعت جریان آزاد (ms^{-1})
W	عرض مدل (m)

علایم یونانی

ρ	چگالی (kgm^{-3})

زیرنویس‌ها

AC	Altering current
D	Drag
In	Induced flow
pp	Pick to pick
TRMS	True root mean square

[1] Suppress
[2] Wake

6- مراجع

[1] P. Harris, *Passenger Cars*, University of Sheffield and University of Michigan, Produced by SASI Group (Sheffield) and Mark Newmann (Michigan), Map 031, 2006.
[2] N. Tanaka, *World energy outlook*, 1 edition, pp. 151-198, International energy agency: OECD publishing, 2007.
[3] W. H. Hucho, Aerodynamic of road vehicles, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 25, pp. 485-537, 1993.
[4] S. R. Ahmed, G. Ramm, G. Faitin, Some salient features of the time-averaged ground vehicle wake, *SAE Technical Paper*, No. 840300, 1984.
[5] T. Tunay, B. Sahin, V. Ozbolat, Effects of rear slant angles on the flow characteristics of Ahmed body, *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 57, pp. 165–176, 2014.
[6] R. Strachan, K. Knowles, N. Lawson, The vortex structure behind an Ahmed reference model in the presence of a moving ground plane, *Experiments in Fluids*, Vol. 42, pp. 659–669, 2007.
[7] G. Vino, S. Watkins, P. Mousley, J. Watmuff, S. Prasad, Flow structures in the near-wake of the Ahmed model, *Journal of Fluids Structure*, Vol. 20, pp. 673–695, 2005.
[8] T. Tunay, B. Yaniktepe, B. Sahin, Computational and experimental investigations of the vortical flow structures in the near wake region downstream of the Ahmed vehicle model, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 159, pp. 48–64, 2016.
[9] W. Hanfeng, Z. Yu, Z. Chao, H. Xuhui, Aerodynamic drag reduction of an Ahmed body based on deflectors, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 148, pp. 34–44, 2016.
[10] G. Fourrie, L. Keirsbulck, L. Labraga, P. Gillie´ron, Bluff-body drag reduction using a deflector, *Experiments in Fluids*, Vol. 50, pp. 385–395, 2011.
[11] A. Thacker, S. Aubrun, A. Leroy, P. Devinant, Effects of suppressing the 3D separation on the rear slant on the flow structures around an Ahmed body, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 107-108, pp. 237–243, 2012.
[12] A. Kourta, C. Leclerc, Characterization of synthetic jet actuation with application to Ahmed body wake, *Sensors and Actuators A*, Vol. 192, pp. 13-26, 2012.
[13] P. Joseph, X. Amandolese, J. Aider, Drag reduction on the 25° slant angle Ahmed reference body using pulsed jets, *Experiments in Fluids*, Vol. 52, pp. 1169–1185, 2012.
[14] M. Metka, J. W. Gregory, Drag reduction on the 25-deg ahmed model using fluidic oscillators, *Journal of Fluids Engineering ASME*, Vol. 137 / 051108-1, 2015.
[15] C. He, T. C. Corke, M. P. Patel, Numerical and experimental analysis of plasma flow control over a hump model, 45th aerospace sciences meeting, *AIAA Paper*, 2007-0935, 2007.
[16] M. L. Post, T. C. Corke, Separation control on a high angle of attack airfoil using plasma actuators, *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 11, pp. 2177-2184, 2004.
[17] N. Benard, P. Braud, J. Jolibois, Airflow reattachment along a NACA 0015 airfoil by surface SDBD actuator-time resolved PIV investigation, *AIAA Paper*, 2008-4202, 2008.
[18] S. G. Puoryoussefi, M. Mirzaei, F. Alinejad, S. M. Puoryoussefi, Experimental investigation of separation bubble control on an iced airfoil using plasma actuator, *Applied Thermal Engineering*, Vol. 100, pp. 1334-1341, 2016.
[19] M. L. Post, T. C. Corke, Separation control using plasma actuators-dynamic stall vortex control on an oscillating airfoil, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 12, pp. 3125-3135, 2006.
[20] H. Do, W. Kim, M. O. Mungal, M. A. Cappelli, Bluff body flow separation control using surface dielectric barrier discharges, *AIAA Paper*, 2007-939, 2007.
[21] F. O. Thomas, A. Kozlov, T. C. Corke, Plasma actuators for cylinder flow control and noise reduction, *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 8, pp. 1921-1931, 2008.
[22] F. O. Thomas, A. Kozlov, T. C. Corke, Plasma actuators for landing gear noise control, *AIAA Paper*, 2005-3010, 2005.
[23] D. Rizzetta, M. Visbal, Large-Eddy simulation of plasma-based control strategies for bluff body flow, *AIAA Paper*, 2008-4197, 2008.
[24] J. Gregory, C. Porter, D. Sherman, T. McLaughlin, Circular cylinder wake control using spatially distributed plasma forcing, *AIAA Paper*, 2008-4198, 2008.
[25] D. Schatzman, F. O. Thomas, Turbulent boundary layer separation control using plasma actuators, *AIAA Paper*, 2008-4199, 2008.
[26] J. W. Baughn, C. Porter, B. L. Peterson, T. E. McLaughlin, C. L. Enloe, G. I. Font, C. Baird, Momentum transfer for an aerodynamic plasma actuator with an imposed boundary layer, *AIAA Paper*, 2006-168, 2006.
[27] G. I. Font, Boundary layer control with atmospheric plasma discharges, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 7, pp. 1572-1578, 2006.
[28] T. C. Corke, C. He, M. Patel, Plasma flaps and slats: An application of weakly-ionized plasma actuators, *AIAA Paper*, 2004- 2127, 2004.
[29] J. Huang, T. C. Corke, F. O. Thomas, Plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 1, pp. 51-57, 2006.

[30] J. Huang, T. C. Corke, F. O. Thomas, Unsteady plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades, *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 7, pp. 1477-1487, 2006.
[31] D. K. VanNess, T. C. Corke, S. C. Morris, Turbine tip clearance flow control using plasma actuators, *AIAA Paper*, 2006-0021, 2006.
[32] V. Boucinha, R. Weber, A. Kourta, Drag reduction of a 3D bluff body using plasma actuators, *International Journal of Aerodynamics*, Vol. 1, pp. 262 - 281, 2011.
[33] B. Khalighi, J. Ho, J. Cooney, B. Neiswander, T. Han, Aerodynamic drag reduction investigation for a simplified road vehicle using plasma flow control, *Proceedings of the ASME 2016 Fluids Engineering Division Summer Meeting*, Washington, DC, USA, July 10–14, 2016.
[34] W. H. Hucho, G. Sovran, Aerodynamic of road vehicles, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 25, pp. 485-537, 1993.
[35] S. G. Pouryoussefi, M. Mirzaei, M. Hajipour, Experimental study of separation bubble behind a backward-facing step using plasma actuator, *Acta Mechanica*, Vol. 226, pp. 1153-1165, 2015.
[36] S. Krajnovic, L. Davidson, Flow around a simplified car, Part 2: understanding the Flow, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 127, pp. 919–928, 2005.
[37] J. Keogh, T. Barber, S. Diasinos, G. Doig, The aerodynamic effects on a cornering Ahmed body, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 154, pp. 34–46, 2016.
[38] H. Lienhart, S. Becker, Flow and turbulence structure in the wake of a simplified car model, *SAE Technical Paper*, 2003-1-0656, 2003.