



مجله علمی-تحقیقی حوزه علوم
طبیعی پوهنتون کابل، ۱ (۳) ۱۳۹۹

بررسی نرم‌افزاری فشار خروجی نازل طیاره

پوهندوی دکتور محمد عارف نعیم‌زاد^۴
تقریظ‌دهنده: پوهنمل دکتور عبدالواحد دانش

چکیده

در این تحقیق به بررسی عددی جریان خروجی از نازل طیاره با پرواز عمودی در مجاورت زمین به صورت تحلیل نرم‌افزاری توسط نرم‌افزار FLUENT پرداخته شده است. جریان سیال در این تحقیق در حالت پایدار و تراکم‌ناپذیر فرض و با استفاده از نرم‌افزار شبیه‌سازی شده است. در تحقیق حاضر، خروجی‌های جت طیاره در مقطع‌های مستطیلی و دایره‌ای به تعداد چهار عدد در هر مودل بررسی شده است. در نهایت، تغییرات مقادیر بی بعد فشار به ویژه فشار دینامیکی از مرکز خروجی نازل تا روی زمین رسم شده است. نتایج نشان داد که در نزدیکی زمین فشار دینامیکی کاهش می‌یابد.

اصطلاحات کلیدی: طیاره؛ پرواز عمودی؛ فشار دینامیکی؛ نازل؛ جت دایره‌ای و مستطیلی

Study on Outlet Pressure of Plane Nozzle at Earth Vicinity

Asstt. Prof. Dr. Mohammad Aref Naimzad

Abstract

In the current study, a numerical investigation is implemented on nozzle outlet flow of the vertical takeoff and landing aircraft. In the present study, flow is assumed steady and incompressible and the governing equations are discretized and solved by FLUENT commercial software. The aircraft outlet jets are considered once as four rectangular and other circular cross sections. Finally, variations of pressure, especially the dynamic pressure of nozzle outlet, from its centroid up to the ground level are plotted. Achieved findings demonstrate good agreement with available experimental data and emphasize that dynamic pressure reduces at ground vicinity.

Keywords: Aircraft; Vertical takeoff; Dynamic pressure; Circular; Rectangular jet

ارجاع

نعیم‌زاد، عارف. (۱۳۹۹). بررسی نرم‌افزاری فشار خروجی نازل طیاره. مجله علمی-تحقیقی حوزه علوم طبیعی پوهنتون کابل، شماره ۱ (۳)، صص ۵۷ - ۶۷.

^۴ استاد پوهنخی انجینری، پوهنتون کابل

مقدمه

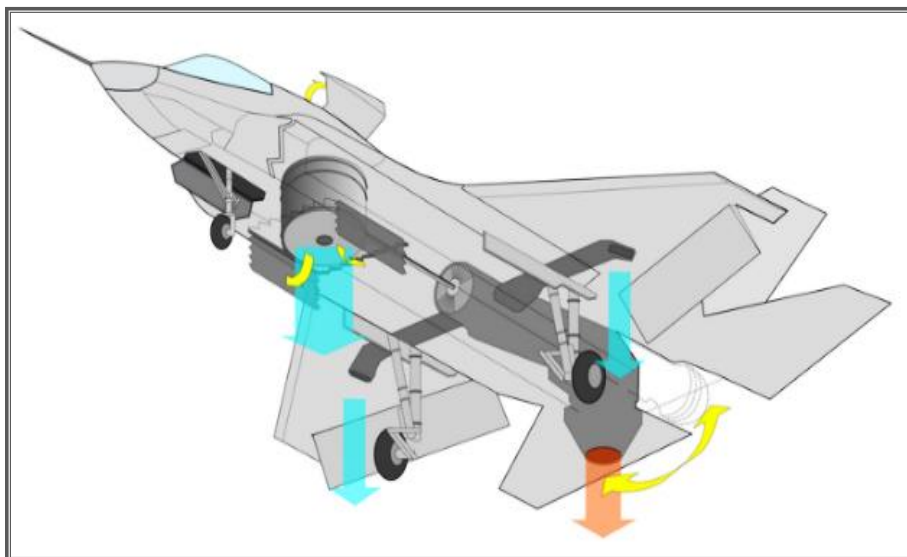
تعدادی از طیاره‌ها دارای پرواز شبه عمودی و عمودی اند. طیاره F35B یک نمونه‌ی از طیاره دارای پرواز عمودی می‌باشد [۱] که دارای یک موتور جت و یک پروانه‌ی بزرگ می‌باشد. قوه‌ی این پروانه توسط یک گیربکس از موتور گرفته شده و سرعت آن کاهش می‌یابد. در هنگام برخاست و یا نشست F35B دو دریچه‌ی بالا و پایین کابین پیلوت باز شده و هوا از بالا توسط پروانه مکیده می‌شود و از پایین با فشار کنترل شده خارج می‌شود. هم‌چنین جت عقبی این طیاره به سمت پایین می‌چرخد و هوای خروجی آن با زمین برخورد می‌نماید. بر روی بال‌ها نیز مکان‌های خروجی تعبیه شده است که جریانش را مستقیماً از موتور دریافت می‌کند. هوای خروجی از قسمت عقب درجه‌ی حرارت بلندی دارد و هوای خروجی از زیر بال‌ها به دلیل این‌که از قسمت ابتدایی موتور تأمین می‌شود، نسبتاً گرم می‌باشد؛ اما هوای پیشرو که به وسیله‌ی پروانه تأمین می‌شود، سرد است. تعادل طیاره در هنگام برخاست و فرود از طریق این خروجی‌ها قرار (شکل ۲) قابل کنترل می‌باشد.



شکل ۱: طیاره F35B [۱]

پژوهگشتری به بنام Ricou و همکاران (۱۹۶۱)، نتایج خود را بر اساس جریان کنئولی خلاصه نموده اند که بر اساس اطلاعات پروفایل سرعت اندازه‌گیری شده توسط آن‌ها و هم‌چنین جواب‌های تحلیلی تکمیلی، نشان داده است که برای گرفتن شرایط جریان خروجی باید یک نرخ ثابت جریان وارد گردد [۲].

پژوهگشتری دیگر به نام Witze (۱۹۷۴) با استفاده از فارمول‌های تئوری و هم‌چنین نتایج تجربی، یک فارمول تجربی را اثبات نموده است؛ که این فارمول برای سرعت خط مرکزی برای خروجی با دامنه‌ی متغیر جریان می‌باشد [۳].



شکل ۲: حالت خروجی‌ها طیاره [۱]

Gentry (۱۹۶۶)، در یک بررسی آزمایش‌گاهی ترتیب قرارگیری خروجی‌ها را بررسی نموده و نمودارهای فشار دینامیکی را رسم نموده‌اند. در این تحقیق مقدار کاهش Lift Force محاسبه شد با افزایش میزان نسبت فشار، برای یک نسبت سطح ثابت می‌ماند [۴].

برای جریان مذکور J Shumpert, (۱۹۶۹) آزمایشات تجربی خود را در یک Thrust Force (قوه‌ای) که موجب حرکت طیاره به سمت پیشرو می‌شود) ثابت عملی نمودند، یعنی به این‌گونه عمل کردند که سطح نازل را کاهش داده و میزان نسبت فشار را افزایش دادند [۵].

Williams (۱۹۹۶) توانستند با جت‌های چندگانه اثبات کنند، محدوده بالایی نسبت سرعت خیلی کاهش یابد و افزایش ثانویه Lift Force به دلیل خروجی نازل‌ها نزدیک به هم، زیاد می‌باشد [۶].

J. David (۲۰۰۸) روی مدل‌های نرم‌افزاری جت‌های چندگانه کار نموده و شبیه‌سازی جت‌های چندگانه را اساس گذاشت [۷].

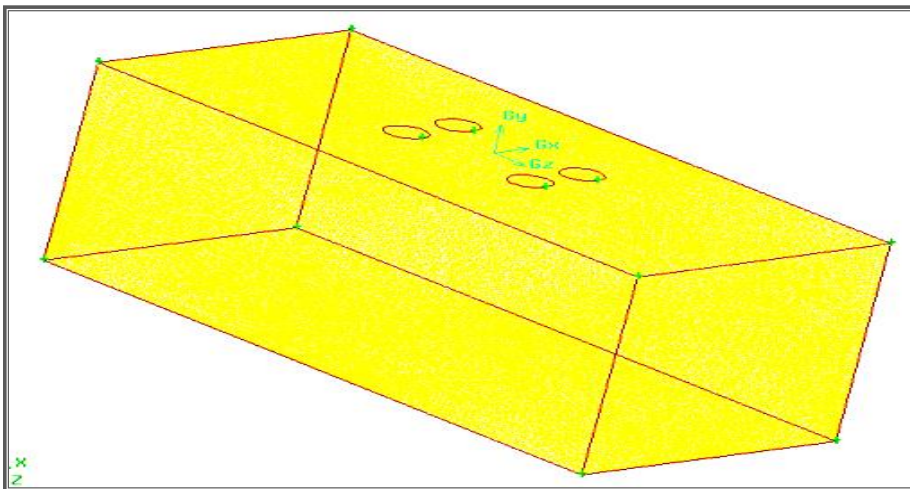
در این مقاله، به حل عددی جریان خروجی برای مدل هایی با ۴ خروجی با مقطع دایره ای و هم چنین ۴ خروجی با مقطع مستطیلی پرداخته شده است. در این تحقیق با ساده سازی در جریان به صورت تراکم ناپذیر و آرام به حل عددی جریان در خروجی نازل جت های زیر بدنه ی طیاره تمرکز شده و در نهایت نتایج عددی این تحقیق با نتایج تجربی در مقالات تجربی بررسی و بحث شده است.

مودل سازی و حل جریان

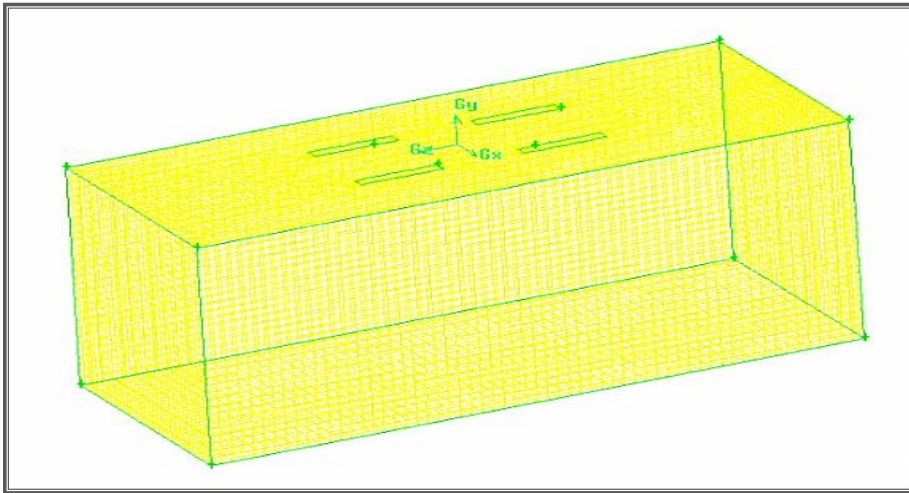
نرم افزار ANSYS به عنوان نرم افزار واسط و برای رسم مودل مورد استفاده قرار گرفته که با نرم افزار FLUENT هم خوانی هم دارد. در این تحقیق از این نرم افزار برای رسم مودل ها و مش بندی آن ها استفاده شده است.

همان طور که در شکل های (۳ و ۴) مشاهده می شود دو مودل دایره ای و مستطیلی نمایش داده شده است. شرایط مرزی بر روی صفحات به صورت زیر تعیین شده است:

- خروجی نازل ها: سرعت ورودی.
 - سطح بالایی (بدنه طیاره): دیوار.
 - سطوح اطراف (فشار هوا): فشار خروجی.
 - سطح پایینی (زمین): دیوار.
- مودل ها پس از انجام مراحل استقلال از مش که در هر دو مودل بصورت مثلثی انجام شده است، تعداد کل مش ها حدود ۸۲۰۰۰۰ عدد ایجاد گردید.



شکل ۳: مش بندی مودل با جت دایره ای [۸]



شکل ۴: مش بندی مودل با جت مستطیلی [۸]

نرم افزار FLUENT به دلیل نرم افزار مساعد و مناسب برای حل عددی مسائل سیالاتی؛ استفاده شده است. جهت ساده سازی حل، جریان را به صورت پایدار و تراکم ناپذیر و آرام در نظر گرفته شده است. شرط مرزی ورودی سرعت برای مقایسه با نتایج آزمایشگاهی بر اساس کار تحقیقی Gentry, Margason و با توجه به نسبت فشار ۱،۶۴ به دست آمده است. داریم:

$$P = P_0 + \frac{\rho V^2}{2} \quad (۱)$$

و در نهایت خواهیم داشت:

$$V = \sqrt{\frac{2(P-P_0)}{\rho}} = \sqrt{\frac{2(NPR-1)P_0}{\rho}} \quad (۲)$$

(با جاگذاری فشار هوا (۱۰۱۳۲۵ پاسکال) و نسبت فشار (۱،۶۴) و کثافت هوا (۱،۲۲۵ کیلوگرم به مترمکعب) می توان سرعت معادل این نسبت فشار را به دست آورد

$$V = 363.3 \frac{m}{s} \quad (۳)$$

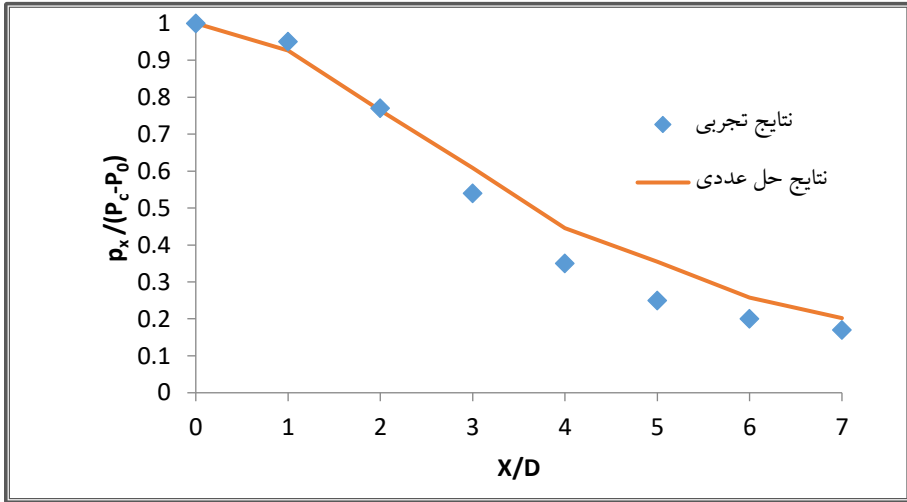
یافته های تحقیق

نرم افزار FLUENT پس از حل جریان می تواند دیاگرام و یا وکتورهای سرعت را نمایش دهد. در این تحقیق بررسی فشار دینامیکی و مقایسه دو مودل جت دایره ای و مستطیلی مطمع نظر است. Gentry, Margason تغییرات فشار در راستای خط مرکزی نازل تا زمین را به دست آورده اند که می توان با نتایج حل عددی این تحقیق مقایسه نمود. مقادیر فشار دینامیکی با اختلاف فشار خروجی

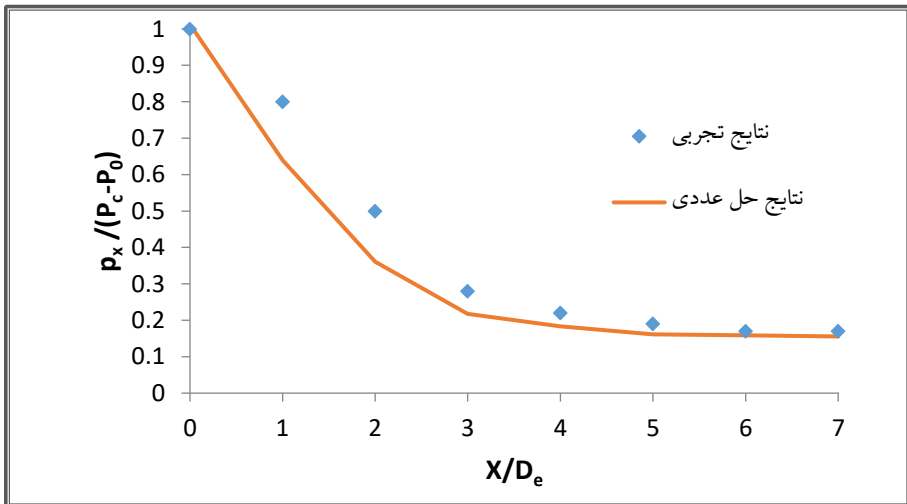
نازل با فشار هوا، بی بعد شده است و هم‌چنین مقدار فاصله با قطر هایدرولیکی مقطع بی بعد شده است. فشار دینامیکی معرف انرژی حرکتی می‌باشد که به صورت معادله ۴ تعریف می‌شود.

$$p = \rho V^2 / 2 \quad (۴)$$

نتایج عددی حاصل از این تحقیق با نتایج آزمایش‌گاهی Gentry, Margason در شکل‌های ۶ و ۷ رسم شده و می‌توان مقایسه نمود.



شکل ۶: مقایسه فشار دینامیکی نتایج عددی با آزمایش‌گاهی برای مقطع دایره‌ای [۹]



شکل ۷: مقایسه فشار دینامیکی نتایج عددی با آزمایش‌گاهی برای مقطع مستطیلی [۹]

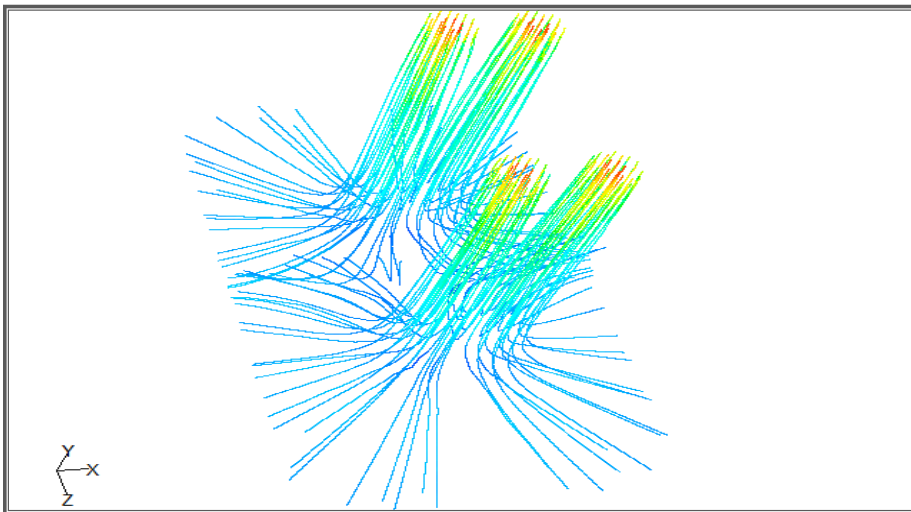
همان‌طور در شکل‌های (۷ و ۸) مشاهده می‌شود، با فاصله گرفتن از خروجی نازل فشار دینامیکی کاهش یافته که صرف ایجاد lift force بر روی بدنه‌ی پیلاره شده، تا بر روی زمین مقدار ثابتی می‌رسد.

اختلاف مقدار در فشار دینامیکی کم بوده که دلیل این اختلاف را نیز به جهت ساده‌سازی و هم‌چنین حل عددی این مدل‌ها می‌باشد. و در نهایت شرایط و نحوه حل را می‌توان تایید نمود. تغییرات فشار دینامیکی نشان دهنده‌ی تغییرات سرعت بوده و در نازل با مقطع مستطیلی به دلیل گسترده بودن مقطع آن نسبت به مقطع دایره‌ای باعث پخش سریع‌تر جریان در راستای محور نازل شده و در ابتدا کاهش بیشتری دارد.

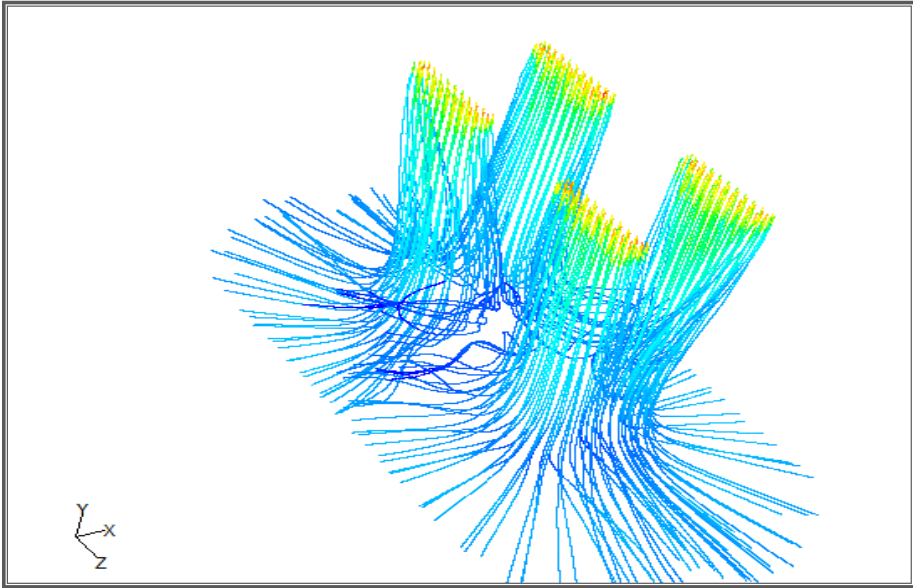
شکل‌های (۸ و ۹) به ترتیب خطوط جریان در نازل با مقطع دایره‌ای و مستطیلی را نشان می‌دهد. جریان پس از خروج از نازل به سمت زمین حرکت می‌کند و با کاهش سرعت در روی زمین به صورت موازی سطح زمین ادامه حرکت می‌دهد.

شکل‌های (۱۰ و ۱۱) مربوط به وکتورهای سرعت برای نازل دایره‌ای بوده که بر اساس فشار دینامیکی رنگ‌بندی شده‌اند. در این دو شکل که در دو صفحه عمود بر هم می‌باشند که این صفحات از مرکز نازل می‌گذرد، جریان متراکم گردابی بین دو نازل و جهت حرکت را نشان می‌دهد.

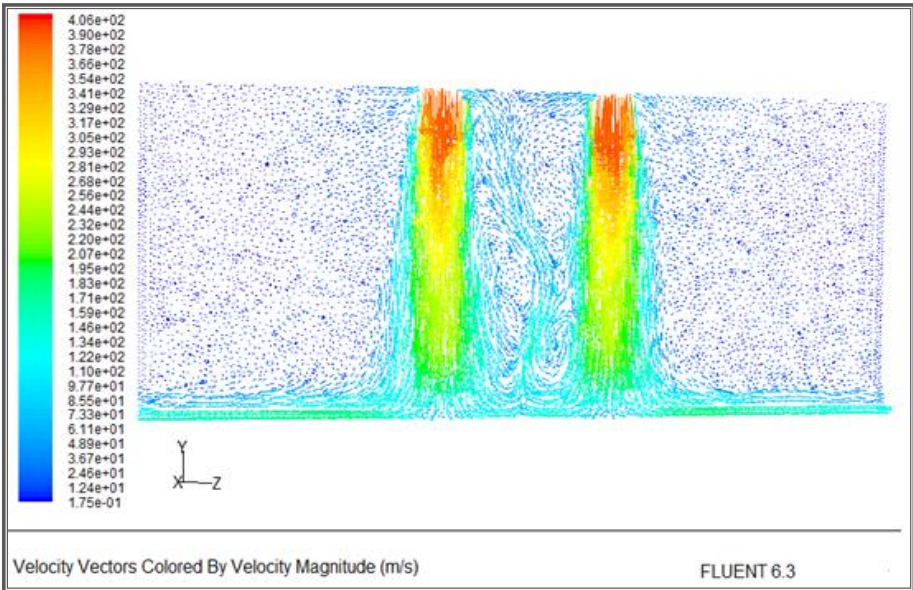
شکل‌های (۱۲ و ۱۳) مربوط به نازل مستطیلی بوده که بر روی صفحات توضیح داده شده در نازل دایره‌ای نشان داده شده است.



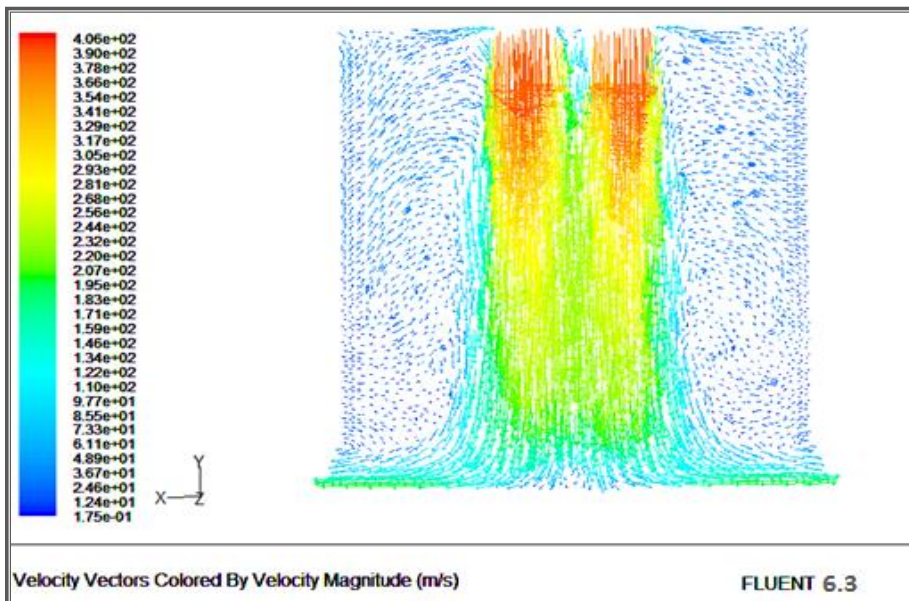
شکل ۸: خطوط جریان برای نازل دایره‌ای [۱۰]



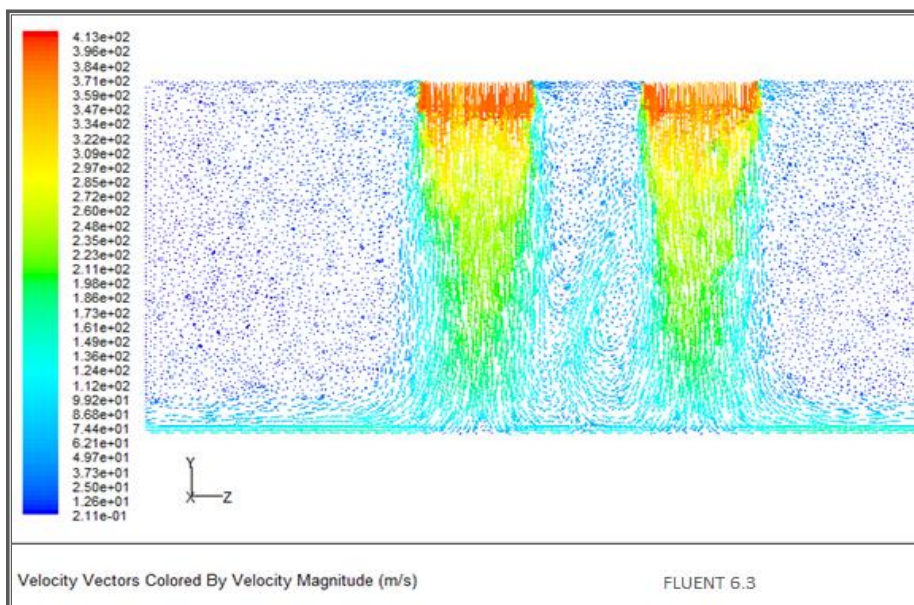
شکل ۹: خطوط جریان برای نازل مستطیلی [۱۰]



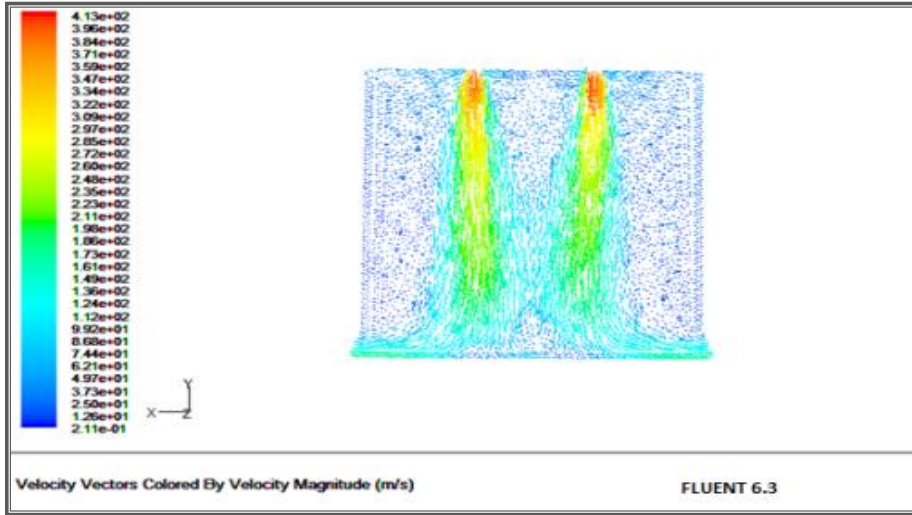
شکل ۱۰: بردارهای سرعت نازل دایره‌ای صفحه عمود بر x [۱۰]



شکل ۱۱: بردارهای سرعت نازل دایره‌ای در صفحه عمود بر z [۱۰]



شکل ۱۲: بردارهای سرعت نازل مستطیلی در صفحه عمود بر x [۱۰]



شکل ۱۳: بردارهای سرعت نازل مستطیلی در صفحه عمود بر z [۱۰]

نتیجه گیری

با توجه به شکل های (۶ و ۷) فشار دینامیکی با افزایش فاصله از مقطع خروجی در هر دو نازل دایره ای و مستطیلی با کاهش روبه رو می شود، اما در نازل مستطیلی این کاهش در ابتدا با شدت بیشتری بوده که این اتفاق به دلیل تداخل کم تر جریان نازل ها بر هم بوده و موجب می شود پخش جریان در راستایی که بدنه بزرگ تر است بیشتر بوده و موجب کاهش شدیدتر سرعت در ابتدای حرکت سیال می شود.

همان طور که مشاهده می شود تداخل جریان در نازل مستطیلی کم تر بوده و با شدت بیشتری فشار دینامیکی کاهش می یابد. در نهایت جت با مقطع مستطیلی به دلیل تداخل کم تر جریان هر خروجی با یک دیگر و در نتیجه در سطح زیر بدنه نیروی گسترده ایجاد کرده که از جت با مقطع دایره ای مناسب تر می باشد.

منابع

- [1]. Martin, https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_F-35_Lightning-II (Accessed on April 14th ,2017)
- [2]. F. P. Ricou, D. B. Spalding) .1961) .Measurements of entrainment by axisymmetric turbulent jets . J Fluid Mech, 11 (1), pp 21–32.
- [3]. P. O. Witze. Centerline velocity decay of compressible free jets. AIAA J, 12 (4) (1974), pp 417–418.
- [4]. J. G. Gentry, R. Margason .(1966).Jet-induced lift losses on VTOL configurations hovering in and out of ground effect. Technical Note D-3166, NASA.
- [5]. P. Shumpert, J. Tibbetts. (1969) .Model tests of jet-induced lift effects on a VTOL aircraft in hover .Contractor Report 1297, NASA.
- [6]. J. Williams, M. Wood .(1996).Aerodynamic interference effects with jet-lift V/STOL aircraft under static and forward speed Conditions .Technical Report 66403, RAE.
- [7]. J. David. (2008).Aerodynamic modeling of jet-lift V/STOL aircraft under static conditions", Conference Paper, Singapore, IEEE.
- [8]. Naimzad, Arif. (2017). ANSYS applications [Practical Experiment in the Lab], Kabul University.
- [9]. Naimzad, Arif. (2017). Origin Pro applications [Data Analysis in the Lab], Kabul University.
- [10]. Naimzad, Arif. (2018). FLUENT applications [Practical Experiment in the Lab], Kabul University.