

Desain dan prototyping nosel overekspansi untuk optimasi separasi dan side-load pada motor roket padat = Design and prototyping of an over-expanded nozzle for separation optimizing and side-load of solid rocket motor

Bagus Hayatul Jihad, author

Deskripsi Lengkap: <https://lib.ui.ac.id/detail?id=20277926&lokasi=lokal>

Abstrak

ABSTRAK

Guna mendapatkan performa yang optimal selama trayektori terbangnya, nosel roket didesain pada tekanan ambient yang rendah. Akan tetapi, tekanan ambien desain ini dipilih setinggi mungkin untuk mencegah terjadinya separasi aliran di dalam nosel selama operasi pada sea-level. Tetapi, pada bagian clivergen, aliran akan terseparasi dari dinding selama tekanan ruang bakar, pc, belum mencapai nilai nominalnya. Separasi aliran pada nosel roket sangatlah tidak diharapkan, karena separasi aliran tak simetris dapat menyebabkan timbulnya gaya lateral, yang disebut side-load, yang dapat merusak nosel dan menggagalkan misi secara keseluruhan. Oleh karena itu, separasi aliran dan prediksi teoritisnya telah dan masih menjadi subyek beberapa eksperimen dan studi teoritis.

Pada nosel over-ekspansi, aliran terseparasi dari nosel pada rasio tekanan tertentu (tekanan dinding terhadap tekanan ambien). Model dan hipotesis prediksinya telah dikembangkan, baik secara fisik ataupun empiris. Meskipun beberapa keberhasilan korelasi separasi telah dicapai, beberapa ketidakpastian tetap terjadi, yang layak untuk dikaji.

Pada penelitian ini, sebuah model dikembangkan untuk mengkaji aliran separasi pada nosel tipe bel. Profil kontur nosel diperoleh dengan simulasi program yang dibangun menggunakan software MathCAD dan Matlab menggunakan metoda karakteristik (MOC). Model nosel 2-dimensi tipe bel MLN diperoleh dengan MathCad, yang kemudian divariasikan pada daerah upstream dan downstream throat nosel. Sedangkan model nosel bel MLN axis-simetri dan model nosel bel ideal diperoleh dengan Matlab. Semua model nosel divariasikan pada daerah throat menggunakan standar JPL, Rao dan ONERA. Desain nosel yang terbentuk kemudian divalidasi menggunakan perangkat lunak komersial Fluent, dengan hasil yang memuaskan.

Pada penelitian ini juga dirancang kontur nosel bel axis-simetri menggunakan MOC dan axis-simetri parabolik. Usaha ini dilakukan untuk memberikan perbandingan antara nosel 2D dan axis-simetri yang digunakan pada aplikasi roket sebenarnya. Semua kontur nosel yang dihasilkan dibandingkan dengan teori isentropik nosel pada rasio ekspansi terhadap fluida kerjanya dan bilangan Mach keluar nosel. Akurasi nosel untuk menghasilkan bilangan Mach yang diinginkan juga dicek. Medan aliran yang terbentuk oleh program, juga dicek menggunakan Fluent. Prediksi fluent digunakan untuk memverifikasi asumsi aliran isentropik yang digunakan untuk menghasilkan bilangan Mach yang diharapkan. Keserasian data yang diperoleh pada rasio ekspansi dan bilangan Mach yang diperoleh, mengindikasikan bahwa program yang dibangun cukup akurat.

Pola separasi pada masing-masing nosel, diperoleh dengan melakukan komputasi dinamika fluida (CFD). Dengan memvariasikan rasio tekanan (number of pressure ratio/NPR) masing-masing pada NPR=7,825; NPR=3.13; NPR=3.0; NPR=2.5; NPR=2.2; NPR=2.0; NPR=1.8; dan pada NPR=1.6, maka pola separasi untuk masing-masing nosel dapat diperoleh.

Untuk membandingkan pola separasi aliran tersebut, dirancang sebuah sistem terowongan angin mini yang didesain hingga kecepatan 2 Mach. Sistem dilengkapi dengan sistem schlieren untuk menangkap gambar separasi dari dalam nosel. Sebuah kamera kecepatan tinggi (high speed camera) digunakan untuk menangkap pola separasi yang terjadi dalam nosel. Pola aliran separasi FSS dan RSS teramati dalam pengujian. Dari titik pola aliran tak-simetri, dapat dihitung besarnya side-load yang di derita oleh nosel. Nilai yang diperoleh cukup besar, sekitar 20% dari gaya dorong yang dihasilkan pada NPR tersebut atau sekitar 4% dari gaya dorong pada NPR penuh.

ABSTRACT

In order to get an optimum performance over the whole flight trajectory, the nozzles are designed for an intermediate ambient pressure. However, this design ambient pressure is chosen high enough to prevent flow separation inside the nozzle during steady-state operation. at sea-level. But in the divergent part of these nozzle, the flow separates from the wall as long as the chamber pressure, p_c , has not yet reached its nominal value. Flow separation in rocket nozzle is considered undesirable, because an asymmetry in the flow separation can cause dangerous lateral forces, the so-called side loads, which may damage the nozzle. Therefore, flow-separation and its theoretical prediction have been and still are the subject of several experimental and theoretical studies.

In over expanded rocket nozzle, the flow separated from the nozzle wall at a certain pressure ratio of wall pressure to ambient pressure. This flow separation and its theoretical prediction have been the subject of several experimental and theoretical studies in the past decades, and models and hypotheses for its prediction have been developed, either physically motivated or purely empirical. Despite the apparent success in correlating separation, several uncertainties still remain which are worthy of investigation.

In this research, a model was developed to observe flow separation and its pattern on bell type nozzle. Two types of nozzle will be conducted, conical and contour nozzle. The profile of contour nozzle acquired by MathCAD® and Matlab® source code program using method of characteristics (MOC). The 2-D MLN bell type nozzle constructed by MathCad output, then varied in upstream and downstream throat area. The MLN axisymmetric constructed by Matlab output program. Both types of nozzle varied by curvature radius of throat using JPL, ONERA standard, and Rao method. The validity of nozzle design checked by commercial CFD software, Fluent, and satisfied.

In this research was also designed an axisymmetric bell contour nozzle using method of characteristic (MOC) and axisymmetric parabolic. This effort conducted to give a comparativeness between 2-dimensional nozzle to axisymmetric one that used in real rocket application. The contours were compared to theoretical isentropic area ratios for the selected fluid and desired exit Mach number. The accuracy of the nozzle to produce the desired exit Mach number was also checked. The flow field of the nozzles created by the code were independently checked with the commercial Computational Fluid Dynamics (CFD) code FLUENT.

FLUENT predictions were used to verify the isentropic flow assumption and that the working fluid reached the user-defined desired exit Mach number. Good agreement in area ratio and exit Mach number were achieved, verifying that the code is accurate.

The flow pattern separation for each nozzle obtained by CFD software simulation. The simulation conducted by varied the number of pressure ratio (NPR): NPR=7,825; NPR=3.13; NPR=3.0; NPR=2.5; NPR.=2.2; NPR=2.0; NPR=1.8; dan pada NPR=1.6 for each nozzle, therefore the pattern can plotted.

To compares those flow pattern, a blowdown wind tunnel designed until Mach 2. The system completely with schlieren system for captming separation image in the nozzle as a result of wind tunnel. A high speed camera assigned to capture flow pattern separation. FSS and RSS flow pattern was captured through this experiment. From tmsymrnetrical flow point, the side-load obtained. These side-load is about 20% from thrust tha can produced by the NPR where fhis value obtained or about 4% from full thrust (maximum NPR).</i>