

KARAKTERISTIK MEKANIS *BOLT HIGH TENSION LEADS BOEING 737-200*¹Noviana Utami, ²Sahroni¹ Program Studi Aeronautika
Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan
noviana.utami@sttkd.ac.id² Program Studi Aeronautika
Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan
180201064@students.sttkd.ac.id**Article history:**

Received 11th of December 2024

Revised 12th of December 2024

Accepted 27th of December 2024

Abstract

An aircraft engine includes different flow paths, a compressor chamber, a combustion chamber, a turbin chamber, and the exhaust chamber. The hot fluid flow is directed through a second channel past the turbine chamber. The hot fluid flow in the engine includes gas with higher temperature than the ambient temperature outside the engine. Bolt High Tension Leads as insert in the first structural component with the fuselage require good material resistance in the face of plastic deformation. The normal distribution standard of hardness shows 99.7% of the population which is within 3 standard deviations of the average with a fairly high range of hardness values, namely 300 HV. The hardness value of Bolt High Tension Leads functions to resist plastic deformation.

Keywords: Bolt, Hardness, Plastic Deformation**Pendahuluan**

Pesawat konvensional pada umumnya mempunyai susunan berupa badan pesawat, sepasang sayap, dan sistem propulsi. Sistem propulsi berfungsi untuk memberikan daya dorong. Sistem propulsi mencakup dua mesin pesawat yang dipasang pada salah satu sayap pesawat, seperti dibawah sayap, terpisah dari sayap dan badan pesawat [1]. Sistem propulsi pesawat dikonfigurasi untuk menyokong sayap pesawat yang mempunyai tepi terdepan dan permukaan atas dan bawah yang berlawanan. Sistem propulsi pada pesawat secara garis besar meliputi mesin yang memiliki inti, casing kipas, dan nacelle yang mencakup sejumlah panel akses dan rakitan yang berfungsi untuk mengamankan mesin ke sayap pesawat [2].

Pesawat mempunyai konfigurasi berupa campuran badan – sayap yang mencakup badan sebagai bagian utama, sepasang sayap, setidaknya satu pasang mesin, sepasang saluran udara masuk dan sepasang saluran keluar untuk pembuangan. Badan bagian utama mempunyai penampang berbentuk airfoil, garis tengah, bagian belakang, garis cetakan atas, garis cetakan bawah, dan sepasang bagian tepi depan badan yang masing-masing sisi berlawanan dari garis tengah pesawat. Sayap menyatu dengan badan utama. Sepasang mesin dipasang dalam badan utama di antara garis cetakan atas dan bawah. Sepasang saluran udara masuk yang masing-masing terletak di sepanjang bagian tepi depan badan utama dan masing-masing menjadi jalan aliran udara masuk ke sepasang mesin. Sepasang saluran keluar pembuangan yang terletak di bagian belakang badan utama dan masing-masing menjadi jalan aliran udara ke sepasang mesin [3].

Mesin pesawat meliputi jalur aliran yang berbeda, bagian atau ruang kompresor, bagian pembakaran, bagian turbin dan bagian pembuangan. Jalur aliran memanjang melalui bagian kompresor, bagian pembakaran, bagian turbin dan saluran buang yang membentuk jalur aliran. Aliran fluida panas diarahkan melalui saluran kedua ke bagian pembuangan saat mesin pesawat berada pada mode kedua. Aliran fluida panas diarahkan melalui saluran kedua melewati bagian turbin. Aliran fluida panas dalam engine yang meliputi gas dengan temperatur lebih tinggi dibandingkan dengan temperatur sekitar diluar engine pesawat [4]. Mesin pesawat terdiri dari kipas yang mempunyai diameter D dan mencakup sejumlah bilah kipas. Dimana bilah kipas tersebut mempunyai sapuan S, setiap bilah kipas mempunyai tepi depan dan bagian paling depan pada tepi terdepan setiap bilah kipas berada pada bidang referensi pertama. Mesin pesawat terdiri dari nacelle berupa bagian intake di depan kipas, tepi terdepan pada bagian intake berada pada bidang referensi kedua, dimana bagian intake mempunyai panjang L yang diukur sepanjang sumbu mesin pesawat antara bidang referensi pertama dan kedua, dan mesin pesawat mempunyai kondisi titik jelajah M_{rel} , dimana M berada pada nilai di antara 0,4 – 0,93 [5].

Perakitan pesawat terbang meliputi komponen struktural pertama dan komponen struktural kedua. Komponen struktural pertama terdiri dari badan dan sisipan dalam badan pesawat. Pengikat mengencangkan komponen struktural pertama dan sisipan ke badan pesawat. Sisipan mempunyai lubang mesin tempat pengikat yang memanjang. Nilai ketahanan material sisipan lebih rendah dibandingkan nilai kekerasan material badan pesawat. Hal ini bertujuan untuk meminimalkan keausan, misalnya mata bor atau alat gerinda. Sisipan dapat memiliki kekerasan material maksimum sebesar 200 HV, sebaliknya kekerasan material maksimum sebesar 175 HV dan disarankan kekerasan material maksimum sebesar 125 HV [6]. Rakitan pesawat meliputi struktur pesawat pertama dan kedua, baut tegangan pertama dan kedua yang disusun untuk menanggulangi struktur pesawat pertama dibawah struktur kedua, baut-baut tegangan pertama dan kedua dihubungkan ke struktur pesawat pertama, sehingga ujung dari masing-masing baut tegangan dapat diakses dari masing-masing baut tegangan pertama dan kedua untuk menanggulangi struktur pesawat pertama dibawah struktur kedua sebagai respon terhadap kegagalan baut tegangan masing-masing [7].

Material paduan Aluminium mempunyai kekerasan *Vickers* sebesar 115 HV atau lebih dan 190 HV atau kurang [8]. Pesawat meliputi badan pesawat yang menyediakan ruang penumpang dan badan pelindung yang dapat dideformasi secara plastis yang melindungi badan pesawat. Bahan pelindung yang dapat dideformasi plastis dapat diletakkan pada bagian bawah pesawat dan/atau secara lateral pada badan pesawat. Badan pelindung yang dapat dideformasi secara plastis lebih disarankan dipasang pada badan pesawat menggunakan sambungan sekrup [9]. Pesawat dapat memiliki satu atau lebih mesin yang terpasang di dalam atau menempel pada bagian lain pesawat, seperti nacelle atau rangka pesawat. Disebabkan karena ukuran yang besar, daya yang dihasilkan dan karakteristik lainnya, mesin pesawat dapat bergerak atau bergetar selama pengoperasian. Dudukan mesin berfungsi untuk mengamankan mesin pesawat, mengendalikan atau menyerap getaran mesin guna mencegah ketidakstabilan struktural selama penerbangan. Seperti yang dapat terjadi pada helicopter, missal rotor dan mesin yang memiliki mode getaran yang saling berlawanan [10] Dengan demikian, komponen sisipan seperti *Bolt High Tension Leads* memerlukan nilai ketahanan terhadap deformasi plastis yang baik.

Penelitian ini mempelajari karakteristik mekanis *Bolt High Tension Leads* pesawat *Boeing 737 – 200* menggunakan uji kekerasan. Proses penyampungan sayap ke badan pesawat meliputi langkah-langkah berikut: memetakan akar sayap, memetakan *center – wing – box* (CWB) badan pesawat, menentukan posisi untuk menyediakan tempat lubang pada CWB yang tersedia dan memasang akar sayap ke CWB [11]. *Bolt High Tension Leads* ini sebagai komponen struktur sisipan yang mengikat badan pesawat pada bagian *engine*. Pesawat *Boeing* seri 737 - 200 dan seri 737 – 100 terdapat kesamaan yaitu pada lebar sayap dan tinggi, sedang untuk panjang pesawat terdapat perbedaan.



Gambar 1. Pesawat *Boeing 737 - 200* [12]

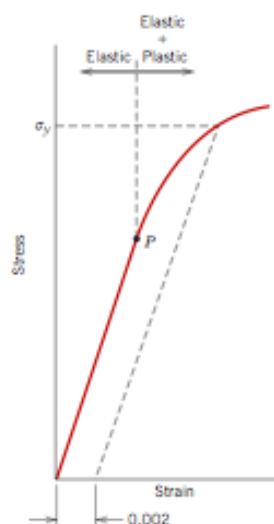
Pesawat *Boeing 737 - 200* yang tersaji pada **Gambar 1**. mempunyai spesifikasi teknik pada **Tabel 1**. berikut ini.

Tabel 1. Spesifikasi Teknik Pesawat *Boeing 737-200*

Seri	Panjang (m)	Lebar Sayap (m)	Tinggi (m)	Mesin
737-100	28.63	28,35	11,23	Pratt and Whitney JT8D
737-200	30.53	28,35	11,23	Pratt and Whitney JT8D

(sumber: [12])

Kekerasan merupakan ukuran ketahanan suatu material terhadap deformasi plastis lokal. Dimana pada sebagian besar material logam, deformasi elastis hanya terjadi pada regangan sekitar 0,002. Saat material logam mengalami deformasi melampaui titik ini, tegangan tidak lagi sebanding dengan regangan dan terjadi deformasi permanen sehingga tidak dapat dipulihkan atau plastis (**Gambar 2**). Transisi dari elastis ke plastis terjadi secara bertahap pada sebagian besar logam, dimana beberapa kelengkungan terjadi akibat awal deformasi plastis yang meningkat lebih cepat seiring dengan meningkatnya tegangan [13]. Hasil penelitian ini diharapkan dapat bermanfaat untuk pengembangan material logam dengan ketahanan deformasi plastis yang baik.

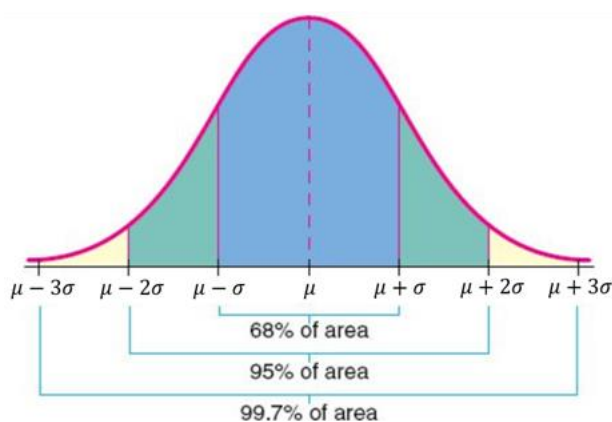
**Gambar 2. Skematis Perilaku Tegangan-Regangan Tarik Ke Dalam Daerah Plastis Untuk Logam Tertentu [13]**

Metode Penelitian

Penelitian ini mempelajari karakteristik mekanis *High Bolt Tension Leads* pesawat *Boeing 737 – 200* (**Gambar 3.**) menggunakan kekerasan *Vickers* pada beban 100gf. Material uji yang digunakan berada pada badan pesawat dibagian *engine JT8D* pesawat *Boeing 737 - 200*. Distribusi normal dan *standard deviation* menggunakan nilai kekerasan *High Bolt Tension Leads* sebagai analisis data. Distribusi probabilitas kontinu atau standar distribusi normal berbentuk lonceng dan simetris, meliputi distribusi normal dengan rata-rata nol ($\mu = 0$) dan standar deviasi 1 ($\mu = 1$) [14]. **Gambar 4.** menyajikan kurva normal atau kurva z sebagai gambaran standar distribusi normal.



Gambar 3. Bolt High Tension Leads



Gambar 4. Kurva Normal Dengan Tiga Karakteristik Distribusi Normal [15]

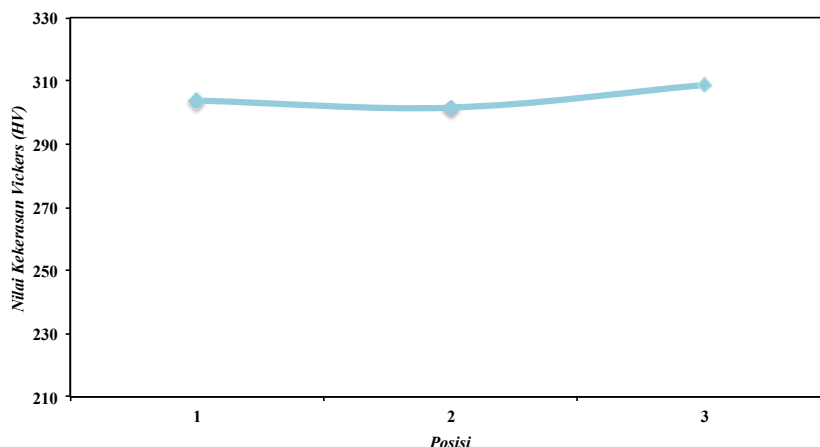
Hasil dan Pembahasan

Data kekerasan dan *standard deviation* Bolt High Tension Leads pesawat Boeing 737 – 200 tersaji pada **Tabel 2.** berikut ini.

Tabel 2. Data Kekerasan dan Standard Deviation Bolt High Tension Leads

Data	Kekerasan (HV atau kgf/mm ²)	Standard Deviation Kekerasan (HV atau kgf/mm ²)
1	303,89	303,89
2	301,47	301,47
3	308,70	308,70
Mean	304,69	304,69
Median	301,47	301,47
Mode	300,00	300,00

Tabel 2. tersaji nilai kekerasan Bolt High Tension Leads yang menunjukkan nilai rata-rata 304,69 HV dengan standar distribusi normal memenuhi 99,7% populasi berada dalam 3 standar deviasi rata-rata [15]. **Tabel 2.** kemudian disajikan dalam kurva hubungan antara nilai kekerasan terhadap posisi uji (**Gambar 5**).



Gambar 5. Kurva Hubungan Antara Nilai Kekerasan Bolt High Tension Leads dan Posisi Uji

Gambar 5. menunjukkan bahwa nilai kekerasan *Bolt High Tension Leads* cukup tinggi, yaitu dalam range 300 HV. Nilai kekerasan yang cukup tinggi ini diperlukan agar *Bolt High Tension Leads* sebagai komponen sisipan yang dihubungkan dengan badan pesawat pada area *engine* mempunyai ketahanan terhadap deformasi plastis yang baik. Nilai kekerasan yang lebih tinggi ini digunakan untuk mendukung kemampuan *Bolt High Tension Leads* dalam menahan getaran dan temperatur *engine* yang lebih tinggi dibandingkan temperatur sekitar diluar *engine*. Hal ini sejalan dengan [4], dimana aliran fluida panas dalam *engine* yang meliputi gas dengan temperatur lebih tinggi dibandingkan dengan temperatur sekitar diluar *engine* pesawat.

Kesimpulan

Standar distribusi normal untuk nilai kekerasan *Bolt High Bolt Tension Leads* telah memenuhi 99,7% populasi yang berada dalam 3 standar deviasi rata-rata dengan range nilai kekerasan 300 HV. Nilai kekerasan *Bolt High Tension Leads* ini berfungsi untuk menahan deformasi plastis.

Daftar Pustaka

- [1] T. L. Beeker, K. D. Murrow, P. M. Marrinan, and B. W. Miller, 2017, Aft Engine For An Aircraft, United States Patent, Patent No.: **US 9,821,917 B2**, Nov. 21, 2017.
- [2] R. R. West, 2024, Aircraft Engine Attachment Assembly, United States Patent, Patent No.: **US 12,091,181 B2**, Sept. 17, 2024.
- [3] Norman H. Princen, R. H. Liebeck, E. L. Lawson, B. A. Harber, 2022, Aircraft Having Embedded Engines, US States Patent, Patent No.: **US 11,247,776 B2**, Feb. 15, 2022.
- [4] R. A. Mitchell and R. B. Fowler, 2024, Pre-Heating Aircraft Engine In Standby Mode, United States Patent, Patent No.: **US 12,110,116 B1**, Oct. 8, 2024.
- [5] B. Mohankumar, M. J. Wilson, and C. A. Hall, Aircraft Engine, 2023, United States Patent, Patent No.: **US 11,598,214 B2**, Mar. 7, 2023.
- [6] A. McMahon and S. Rafique, 2024, Aircraft Assembly, United States Patent, Patent No.: **US 12,037,139 B2**, Jul.16, 2024.
- [7] W. Tulloch adn P. Broomfield, 2024, Aircraft Assembly, United States Patent, Patent No.: **US 12,054,270 B2**, Aug. 6, 2024.
- [8] H. Kaneko, 2022, Aluminum Alloy Material, and Conductive Member, Conductive Component, Spring Member, Spiring Component, Semiconductor Module Member, Semiconductor Module Component, Structural member and Structral Component Including The Aluminum Alloy Material, United States Patent, Patent No.: **US 11,446,346 B2**, Oct. 11, 2022.
- [9] S. A. Huebner, 2024, Aircraft, United States Patent, Patent No.: **US 11,891,161 B2**, Feb. 6, 2024.

- [10] B. B. Bacon, M. E. Rinehart, T. Boudreau, 2019, Sleeved Bolt Assemblies For Aircraft Engine Mount Assemblies, United States Patent, Patent No.: **US 10,220,951 B2**, Mar. 5, 2019.
- [11] A. Booth and E. Frankenberger, 2023, Process of Joining A Win To An Aircraft Fuselage, United States Patent, Patent No.: **US 11,618,546 B2**, Apr. 4, 2023.
- [12] <https://skybrary.aero/aircraft/b732>
- [13] W. D. Callister, JR, dan D. G. Retwisch, 2018, Material Science and Engineering : An Introduction, 10th Edition, Wiley.
- [14] R. R. Peck, C. Oslen, and J. Devore, 2008, Introduction to Statistic and Data Analysis, 3rd Edition, Thomson, United States.
- [15] <https://www.studygug.com/statistics/introduction-to-normal-distribution>