

Perancangan *Housing Antena Satellite Communication Model Dome Pesawat Piper Seneca-V* di Politeknik Penerbangan Indonesia Curug

Mohamad Abrori Ibrahim¹ Ego Widoro² Muhamad Faridh Al Farisy³

Program Studi Diploma IV Teknik Pesawat Udara, Politeknik Penerbangan Indonesia Curug,
Tangerang, Indonesia^{1,2,3}

Email: abrori.ibrahim20@gmail.com¹ ego.widoro@ppicurug.ac.id²
faridhalfarisy@ppicurug.ac.id³

Abstrak

Penerapan Satellite Communication (SATCOM) yang masih terbatas pada pesawat berbadan kecil, termasuk armada Politeknik Penerbangan Indonesia Curug, mendorong perlunya perancangan housing pelindung bagi antena microstrip penerima SATCOM yang tetap memenuhi kebutuhan perlindungan, aerodinamika, struktur, dan transparansi elektromagnetik. Penelitian ini bertujuan menentukan lokasi pemasangan yang optimal, merancang housing antena model dome, serta menguji kelayakan desain dari aspek aerodinamika. Metode yang digunakan adalah Research and Development (R&D), dengan penentuan lokasi melalui triangulasi studi literatur, observasi, dan wawancara ahli, sedangkan proses desain menggunakan VDI 2221 dan evaluasi aerodinamika menggunakan Computational Fluid Dynamics (CFD) pada ANSYS Fluent. Hasil menunjukkan bahwa upper fuselage merupakan lokasi yang paling sesuai. Dua desain housing dikembangkan, yaitu Tipe 1 Flat Top dan Tipe 2 Cambered, dengan material komposit dan ketebalan 5 mm. Tipe 1 menghasilkan drag coefficient 5,5618 dan drag force 3,4066 N, sedangkan Tipe 2 menghasilkan 6,9336 dan 4,2958 N. Dengan demikian, kedua desain layak secara aerodinamika pada ruang lingkup simulasi, tetapi Tipe 1 lebih direkomendasikan karena menghasilkan hambatan lebih rendah dan wake yang lebih stabil. Penelitian lanjutan disarankan mencakup fabrikasi, pengujian struktur, ground test, dan flight test.

Kata Kunci: SATCOM, housing antena, dome, aerodinamika, CFD, Piper Seneca-V



This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/).

PENDAHULUAN

Kebutuhan konektivitas yang andal semakin menjadi bagian penting dalam operasional penerbangan [1]. Sistem SATCOM telah banyak diterapkan pada pesawat berbadan besar, sedangkan penerapannya pada pesawat berbadan kecil masih relatif terbatas karena pesawat modern dituntut mampu menyediakan layanan konektivitas untuk mendukung operasional dan kenyamanan penggunaannya [2]. Di Politeknik Penerbangan Indonesia Curug, armada pesawat latih yang digunakan belum dilengkapi sistem antena SATCOM, sehingga diperlukan kajian desain yang sesuai dengan karakteristik pesawat kecil. Antena microstrip menjadi salah satu alternatif karena berukuran relatif kecil, ringan, dan dapat diintegrasikan pada badan pesawat [3]. Housing atau dome diperlukan untuk melindungi antena dari lingkungan eksternal, tetapi keberadaannya dapat memengaruhi transmisi gelombang elektromagnetik dan karakteristik aliran udara. Studi terdahulu telah membahas optimasi material dan geometri radome/dome, termasuk optimasi elektromagnetik, struktur, dan aerodinamika [27]–[29]. Penelitian lain juga menunjukkan pentingnya evaluasi aerodinamika menggunakan CFD pada komponen penerbangan [16], [18]. Namun, berdasarkan kajian dalam tugas akhir, belum ditemukan penelitian yang secara spesifik merancang housing antena SATCOM pada Piper Seneca-V sekaligus mengevaluasi karakteristik aerodinamikanya menggunakan CFD [27]–[30].

Permasalahan tersebut penting untuk diteliti karena tanpa kajian desain yang tepat, penerapan SATCOM pada pesawat berbadan kecil berisiko mengorbankan salah satu dari tiga aspek utama, yaitu proteksi antena, transparansi elektromagnetik, atau efisiensi aerodinamika,

sebagaimana ditekankan oleh teori perancangan radome yang menempatkan ketiga aspek tersebut sebagai satu kesatuan optimasi yang tidak dapat dipisahkan [1], [27]–[29]. Kesenjangan tersebut menjadi dasar penelitian ini, dengan solusi yang ditawarkan berupa pengembangan dua konfigurasi housing model dome untuk antenna microstrip SATCOM pada Piper Seneca-V, penentuan lokasi pemasangan melalui triangulasi data, serta perbandingan performa aerodinamika kedua konfigurasi melalui parameter tekanan, kecepatan aliran, wake, drag force, drag coefficient, wall shear stress, dan skin friction coefficient sebagai kebaruan penelitian. Penelitian ini bertujuan menentukan lokasi pemasangan yang optimal, menghasilkan rancangan housing yang sesuai, dan menilai kelayakan aerodinamikanya sebagai preliminary study sebelum tahap fabrikasi dan pengujian eksperimental.

Penelitian Terdahulu yang Relevan

No	Penulis/ Tahun	Judul	Tujuan	Metode	Hasil	Kontribusi dan relevansi
1	Aamir et al. (2023)	Multi-disciplinary optimization of hybrid composite radomes for enhanced performance	Mengoptimasi radome dari aspek elektromagnetik, struktur/material, dan aerodinamika.	Optimasi multidisiplin dan CFD	Dome elips menghasilkan drag rendah, kehilangan transmisi sekitar $\pm 1,5\%$, dan factor of safety 2,5.	Menjadi acuan integrasi aspek material, elektromagnetik, dan aerodinamika.
2	Wang et al. (2021)	Methodology to design variable-thickness streamlined radomes with graded dielectric multilayered wall	Mengoptimasi ketebalan dan konstanta dielektrik radome.	Genetic Algorithm	Dome tangent-ogive multilapis meningkatkan performa elektromagnetik dibanding ketebalan konstan.	Mendukung pertimbangan geometri dan ketebalan housing.
3	Parameswaran & Sonalika (2020)	Design of Airborne Radome Using Novel Temperature Dependent Electromagnetic Modeling	Menganalisis pengaruh temperatur terhadap performa radome airborne.	3D ray tracing dan aperture integration	Insertion loss minimum 0,015 dB dengan mempertimbangkan boresight error.	Menunjukkan pentingnya evaluasi elektromagnetik pada radome airborne.
4	Ezra et al. (2024)	Analisis Performa Aerodinamika pada Pesawat Terbang Amfibi Short Take-off Landing Bermesin Ganda	Menganalisis karakteristik aerodinamika pesawat.	Analisis aerodinamika	Menyajikan evaluasi performa aerodinamika pada pesawat bermesin ganda.	Mendukung penggunaan analisis aerodinamika sebagai dasar evaluasi desain.

METODE PENELITIAN

Penelitian menggunakan metode Research and Development (R&D) karena penelitian diarahkan untuk menghasilkan produk berupa rancangan housing sekaligus mengevaluasi kelayakan rancangan tersebut [31]. Metode ini dipilih dibandingkan pendekatan deskriptif atau studi kasus murni karena R&D memungkinkan proses iteratif mulai dari identifikasi kebutuhan, perancangan konsep, hingga pengujian kelayakan produk dalam satu alur kerja yang terstruktur, sehingga lebih sesuai dengan tujuan penelitian yang menghasilkan artefak desain teruji, bukan sekadar deskripsi kondisi yang ada. Lokasi perancangan berada di Politeknik Penerbangan Indonesia Curug dan objek yang digunakan adalah pesawat Piper PA-34 Seneca V. Data penentuan lokasi diperoleh melalui triangulasi tiga sumber, yaitu studi literatur, observasi langsung pada pesawat, dan wawancara dengan tenaga ahli di bidang

struktur serta perawatan pesawat. Observasi dilakukan langsung pada badan pesawat Piper Seneca-V di hanggar Politeknik Penerbangan Indonesia Curug untuk mengamati kondisi fuselage, ruang pemasangan yang tersedia, dan akses maintenance, dengan hasil didokumentasikan dalam bentuk foto dan catatan lapangan. Wawancara dilakukan secara tatap muka dengan tenaga ahli struktur dan perawatan pesawat di lingkungan Politeknik Penerbangan Indonesia Curug menggunakan pedoman wawancara semi-terstruktur mengenai kelayakan lokasi pemasangan, dan hasilnya direkam dalam bentuk audio serta transkrip wawancara sebagai bahan triangulasi data.

Penentuan lokasi dilakukan dengan triangulasi data. Kriteria yang dibandingkan meliputi line-of-sight terhadap satelit, pengaruh terhadap aliran udara dan drag, kekuatan serta konfigurasi fuselage, potensi interferensi sistem avionik, dan kemudahan instalasi serta maintenance. Hasil dari ketiga sumber data dibandingkan untuk menentukan lokasi yang paling konsisten dan sesuai. Perancangan housing menggunakan metode VDI 2221 yang terdiri atas Clarification of the Task, Conceptual Design, Embodiment Design, dan Detail Design. Metode ini dipilih dibandingkan pendekatan desain lain, seperti Quality Function Deployment atau metode trial-and-error, karena VDI 2221 menyediakan tahapan sistematis dan berurutan dari klarifikasi kebutuhan hingga detail design, sehingga memudahkan penelusuran keputusan desain dan lebih adaptif untuk perancangan komponen kedirgantaraan yang mensyaratkan pertimbangan multiaspek, yaitu proteksi, aerodinamika, struktur, dan instalasi secara bersamaan [25], [26]. Pada tahap awal ditetapkan kebutuhan proteksi, material, aerodinamika, instalasi, dan struktur. Konsep kemudian dikembangkan menjadi dua alternatif geometri, yaitu Flat Top Housing dan Cambered Housing. Model 3D dikembangkan menggunakan SolidWorks 2025 dan gambar teknik disusun sebagai bagian dari detail design. Kelayakan aerodinamika dievaluasi menggunakan CFD pada ANSYS Fluent. Parameter yang diamati meliputi distribusi tekanan, medan kecepatan, streamline, Q-Criterion/wake, drag force, drag coefficient, wall shear stress, dan skin friction coefficient. Nilai drag digunakan sebagai parameter kuantitatif utama untuk membandingkan performa kedua desain. Pengujian pada penelitian ini masih berupa simulasi numerik dan tidak mencakup fabrikasi, instalasi pada pesawat sebenarnya, ground test, maupun flight test.

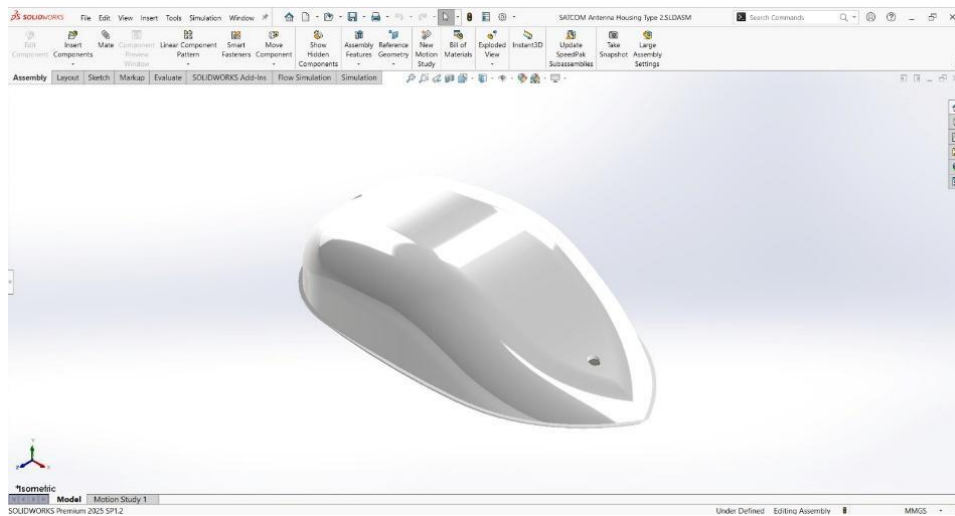
HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

Hasil Penelitian

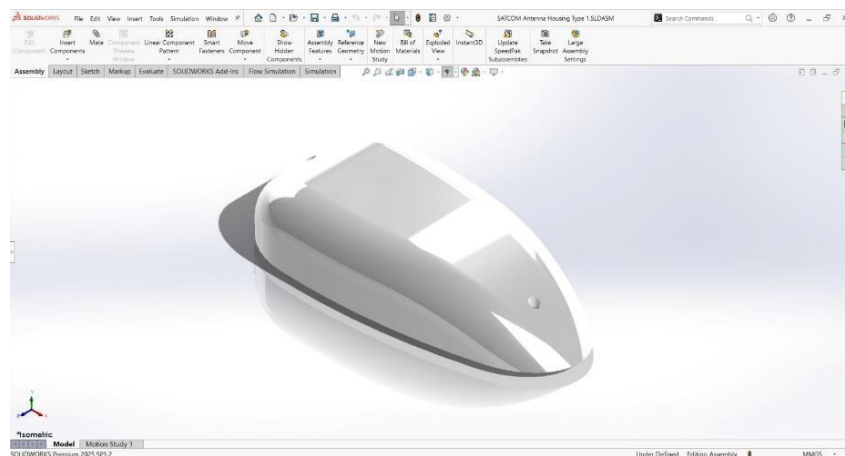
Hasil triangulasi menunjukkan bahwa upper fuselage merupakan lokasi pemasangan yang paling sesuai. Studi literatur menunjukkan area tersebut memberikan line-of-sight yang lebih baik terhadap satelit dan relatif bebas dari penghalang. Observasi menunjukkan tersedianya ruang pemasangan dan akses maintenance yang memadai, sedangkan wawancara dengan ahli mendukung lokasi tersebut karena tidak mengganggu sistem utama pesawat dan relatif mudah dirawat. Ketiga sumber memberikan kesimpulan yang konsisten [33].

Tabel 1. Perbandingan Parameter dan Hasil Simulasi Kedua Housing

Parameter	Typ 1 Flat Top	Typ 2 Cambered
Panjang	240,0 mm	240,0 mm
Lebar maksimum	120,6 mm	110,7 mm
Tinggi dome	57,2 mm	45,0 mm
Ketebalan material	5 mm	5 mm
Antena yang diakomodasi	Array 32 elemen; 150 × 80 mm	Array 32 elemen; 150 × 80 mm
Drag coefficient	5,5618	6,9336
Drag force	3,4066 N	4,2958 N
Wall shear stress	31,2685 Pa	30,9225 Pa
Skin friction coefficient	51,0506	50,4858



Gambar 1. Housing Tipe 1 Flat Top



Gambar 2. Housing Tipe 2 Cambered



Gambar 3. Monitoring Drag Force dan Drag Coefficient

Desain Tipe 1 Flat Top memiliki panjang 240,0 mm, lebar maksimum 120,6 mm, dan tinggi dome 57,2 mm. Tipe 2 Cambered memiliki panjang yang sama, tetapi lebar maksimum 110,7

mm dan tinggi dome 45,0 mm. Kedua desain menggunakan ketebalan 5 mm dan dirancang untuk mengakomodasi antena microstrip array 32 elemen berukuran 150 mm × 80 mm. Material komposit dipilih karena memberikan keseimbangan antara kekuatan, massa ringan, ketahanan korosi, dan transparansi elektromagnetik [22]–[24]. Simulasi CFD menunjukkan bahwa kedua desain menghasilkan solusi numerik yang dapat dianalisis lebih lanjut. Rentang tekanan Tipe 1 adalah -7709,29 Pa hingga 5479,02 Pa dengan kecepatan maksimum 139,622 m/s, sedangkan Tipe 2 memiliki rentang tekanan -5225,02 Pa hingga 5875,04 Pa dengan kecepatan maksimum 136,857 m/s. Pembentukan wake pada kedua desain terkonsentrasi di belakang housing. Tipe 2 menunjukkan vortex shedding yang lebih menonjol dan wake yang kurang simetris, yang berkaitan dengan peningkatan drag. Secara kuantitatif, Tipe 1 menghasilkan drag coefficient 5,5618 dan drag force 3,4066 N, sedangkan Tipe 2 menghasilkan 6,9336 dan 4,2958 N. Dengan demikian, Tipe 1 memiliki drag coefficient sekitar 19,8% lebih rendah dan drag force sekitar 20,7% lebih rendah atau selisih 0,8892 N. Hasil tersebut menunjukkan bahwa perubahan geometri housing memberikan pengaruh nyata terhadap hambatan aerodinamika. Walaupun Tipe 2 memiliki wall shear stress dan skin friction coefficient yang sedikit lebih rendah, keuntungan tersebut tidak mengimbangi peningkatan pressure drag akibat karakteristik wake yang terbentuk.

Pembahasan

Pemilihan upper fuselage sesuai dengan kebutuhan line-of-sight dan integrasi struktur. Hasil ini sejalan dengan kajian SATCOM airborne yang menempatkan kualitas arah pandang antena dan keterbatasan ruang pemasangan sebagai pertimbangan penting [1], [9]. Dari sisi desain, penggunaan material komposit juga konsisten dengan penelitian radome yang menekankan perlunya keseimbangan antara performa elektromagnetik, struktur, dan massa [27], [28]. Kajian sebelumnya pada armada yang sama juga telah mengembangkan perangkat tambahan berbasis peringatan dini untuk Piper Seneca-V [14], tetapi belum menyentuh aspek proteksi antena SATCOM maupun evaluasi aerodinamikanya, sehingga hasil penelitian ini menjawab kekosongan tersebut secara langsung. Perbedaan sekaligus kebaruan dibandingkan penelitian terdahulu terletak pada objek spesifik penelitian, yaitu housing antena SATCOM pada Piper Seneca-V, serta evaluasi komparatif dua geometri menggunakan CFD, yang menjawab permasalahan pada bagian pendahuluan mengenai belum tersedianya rancangan housing SATCOM yang sekaligus teruji secara aerodinamika untuk pesawat berbadan kecil.

Hasil aerodinamika menunjukkan bahwa bentuk yang lebih melengkung tidak selalu menghasilkan drag yang lebih rendah. Pada konfigurasi yang diuji, Tipe 1 Flat Top justru memberikan distribusi tekanan yang lebih menguntungkan dan menghasilkan wake yang lebih stabil. Tipe 2 memiliki transisi geometri yang berbeda sehingga memunculkan vortex shedding yang meningkatkan pressure drag. Temuan ini memperlihatkan bahwa evaluasi bentuk dome perlu mempertimbangkan rasio dimensi, lokasi transisi kelengkungan, interaksi dengan fuselage, dan karakteristik wake, bukan hanya tingkat kelengkungan permukaan. Kedua desain dinyatakan layak secara aerodinamika dalam batas kondisi simulasi penelitian. Namun, hasil ini belum dapat diperlakukan sebagai validasi kelaikudaraan karena belum dilakukan pengujian fisik, pengujian struktur, evaluasi elektromagnetik eksperimental, sertifikasi, maupun flight test. Oleh karena itu, Tipe 1 dipilih sebagai konfigurasi yang lebih direkomendasikan untuk tahap pengembangan berikutnya berdasarkan kriteria utama minimisasi hambatan aerodinamika.

KESIMPULAN

Penelitian menghasilkan rancangan housing antena SATCOM model dome untuk pesawat Piper Seneca-V dengan lokasi pemasangan yang direkomendasikan pada upper fuselage.

Penentuan tersebut diperoleh dari konsistensi hasil studi literatur, observasi, dan wawancara dengan mempertimbangkan line-of-sight, aerodinamika, struktur, keselamatan avionik, dan maintenance. Metode VDI 2221 menghasilkan dua konfigurasi housing berbahan komposit, yaitu Tipe 1 Flat Top dan Tipe 2 Cambered, yang sama-sama dirancang untuk mengakomodasi antena microstrip array 32 elemen. Hasil CFD menunjukkan Tipe 1 memiliki drag coefficient 5,5618 dan drag force 3,4066 N, sedangkan Tipe 2 memiliki 6,9336 dan 4,2958 N. Dengan demikian, Tipe 1 memberikan performa aerodinamika yang lebih baik karena menghasilkan hambatan total lebih rendah dan wake lebih stabil. Keterbatasan penelitian adalah belum adanya fabrikasi, pengujian fisik, pengujian elektromagnetik eksperimental, serta ground test dan flight test. Penelitian lanjutan disarankan melakukan pembuatan prototipe, validasi struktur dan elektromagnetik, serta pengujian ground dan flight untuk memverifikasi hasil simulasi. Ucapan terima kasih disampaikan kepada Politeknik Penerbangan Indonesia Curug dan pihak-pihak yang mendukung proses perancangan serta penyelesaian tugas akhir ini.

DAFTAR PUSTAKA

1. Catalani, A., Toso, G., Angeletti, P., Albertini, M., & Russo, P. (2020). Development of enabling technologies for Ku-band airborne SATCOM phased-arrays. *Electronics*, 9(3), 488. <https://doi.org/10.3390/electronics9030488>.
2. Parada, R., Baeza, V. M., de Gamboa, C. H. F., Camacho, R. S., & Monzo, C. (2025). Enabling continuous 5G connectivity in aircraft through low earth orbit satellites. arXiv:2504.07262.
3. Budi, O., et al. (2025). Teknologi antena mikrostrip multiple array dengan substrat komposit limbah serat rami-alumina untuk menunjang sistem FCC (Flight Communication Control) pada sistem penerbangan pesawat.
4. Kim, T., Kumar, S., Ravikumar, C. V., Ahmad, S., Yepuganti, K., & Srinivasa Varma, P. (2024). Evaluation of a double-lens dielectric radome using a microstrip patch antenna for electromagnetic applications. *Ain Shams Engineering Journal*, 15(12), 103151. <https://doi.org/10.1016/j.asej.2024.103151>.
5. Ezra, B., Sadikin, M., Yohana, E., & Tauviqirrahman, M. (2024). Analisis performa aerodinamika pada pesawat terbang amfibi short take-off landing bermesin ganda. *Jurnal Teknik Mesin S-1*, 12(3), 220–225.
6. Durukan, S. M., et al. (2025). An example of multidisciplinary work in aviation: Radome design. *Journal of Dynamics, Energy and Utility*.
7. Reda, R., et al. (2023). Basic principles and mechanical considerations of satellites: A short review. *Transactions on Aerospace Research*, 2023(3), 40–54. <https://doi.org/10.2478/tar-2023-0016>.
8. Saraswati, M. K. P. (2017). Analisis dan kontrol optimal sistem gerak.
9. He, X., Xu, C., Tang, S., Huang, Y., Qi, W., & Xiao, Z. (2024). Performance analysis of an aerial remote sensing platform based on real-time satellite communication and its application in natural disaster emergency response. *Remote Sensing*, 16(15). <https://doi.org/10.3390/rs16152866>.
10. Malik, A., & Rao, M. (2025). Radio frequency interference, its mitigation and its implications for the civil aviation industry. *Electronics*, 14(12). <https://doi.org/10.3390/electronics14122483>.
11. Nurfitriani, D. A. S. T., & Wibowo, Y. (2018). Pengaruh dimensi feeder terhadap antena mikrostrip patch persegi untuk DBS Ku-Band.
12. Oz, E., Hakanoglu, B. G., Dalveren, Y., Kara, A., & Derawi, M. (2026). Algorithm-driven placement optimization of aircraft-mounted VHF antennas for mutual coupling reduction. *Applied Sciences*, 16(6), 2718. <https://doi.org/10.3390/app16062718>.



13. Haque, M. A., et al. (2022). Dual band antenna design and prediction of resonance frequency using machine learning approaches. *Applied Sciences*, 12(20). <https://doi.org/10.3390/app122010505>.
14. Putra, D. E., Wibowo, U. L. N., Kuncoro, W., & Anam, M. K. (2023). Design pitot tube cover with artificial intelligence (Arduino) based warning system on Piper Seneca V aircraft. *Jurnal Penelitian Pendidikan IPA*, 9(12), 11137–11144. <https://doi.org/10.29303/jppipa.v9i12.5614>.
15. Nugroho, A. B., & Aji, M. A. F. H. (2021). Analisa pengaruh tidak langsung sambaran petir terhadap pesawat Piper Seneca V menggunakan metode bola bergulir.
16. Saputra, M. A., Supardi, I., & Suandi, A. (2023). Aerodynamic characteristics of amphibian aircraft using computational fluid dynamics (CFD) method, 7(1).
17. Federal Aviation Administration. (2023). Aviation maintenance technician handbook - general (30B). www.faa.gov.
18. Novia, P., Asngali, B., Susanto, A., Adzandy, R., & Purnomo, H. (2023). Computational fluid dynamic (CFD) simulation on redesign baffles of Yogyakarta International Airport train fuel tank. *Jurnal Media Mesin*, 24(1).
19. Mercy Soumya, S. N., & Ravi, A. N. (2017). Design considerations of radomes: A review.
20. Panda, T., Swain, T., Majhi, S., & Student, D. P. (2020). Performance study of various aircraft radome.
21. FAA. (2018). Aviation maintenance technician handbook - general. www.faa.gov.
22. Oh, J., et al. (2026). A compact broadband omnidirectional top-loaded UHF antenna with integrated ground wall and GFRP radome for conformal airborne applications. *Aerospace*, 13(3), 227. <https://doi.org/10.3390/aerospace13030227>.
23. Hartanto, S. (2026). Pengaruh benda penghalang terhadap performa jarak dan deteksi modul RFID RC-522. *Jurnal Litek: Jurnal Listrik Telekomunikasi Elektronika*, 23(1), 17–23. <https://doi.org/10.30811/litek.v23i1.100>.
24. Federal Aviation Administration. (2008). Advisory circular subject: Acceptable methods, techniques, and practices - aircraft alterations. Washington, DC.
25. Dermawan, R., & Wibowo, A. (2023). Perancangan mesin pengupas kulit kentang dengan metode VDI 2221. *Sainstek: Jurnal Penelitian dan Pengkajian Sains dan Teknologi*, 33(3). <https://doi.org/10.37277/stch.v33i3.1737>.
26. Pahl, G., & Beitz, W. (2006). Engineering design: A systematic approach.
27. Aamir, M. T., Nasir, M. A., Iqbal, Z., Khan, H. A., & Muneer, Z. (2023). Multi-disciplinary optimization of hybrid composite radomes for enhanced performance. *Results in Engineering*, 20, 101547. <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2023.101547>.
28. Wang, Z., Tang, L., Zhou, L., Jiang, Z., Liu, Z., & Liu, Y. (2021). Methodology to design variable-thickness streamlined radomes with graded dielectric multilayered wall. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 69(11), 8015–8020. <https://doi.org/10.1109/TAP.2021.3083799>.
29. Parameswaran, A., & Sonaliker, H. S. (2020). Design of airborne radome using novel temperature dependent electromagnetic modeling.
30. Suhaimi, S. M. I., Muhamad, N. A., Bashir, N., Jamil, M. K. M., & Rahman, M. N. A. (2022). Harmonic components analysis of emitted ultraviolet signals of aged transmission line insulators under different surface discharge intensities. *Sensors*, 22(3). <https://doi.org/10.3390/s22030722>.
31. Sugiyono. (2013). Metode penelitian kuantitatif, kualitatif dan R&D.
32. Mungath, S., Kamalon, A. C., & Govindankutty, M. (2025). Environmental effects on different types of radomes. *Science and Culture*, 91, 93–103.



[https://doi.org/10.36094/sc.v89.2025.environmental effects on different types of radomes.mungath.93](https://doi.org/10.36094/sc.v89.2025.environmental%20effects%20on%20different%20types%20of%20radomes.mungath.93).

33. Noble, H., & Heale, R. (2019). Triangulation in research, with examples. Evidence-Based Nursing. <https://doi.org/10.1136/ebnurs-2019-103145>.
34. Piper Aircraft, Inc. (2009). Airplane maintenance manual Piper Seneca. www.Avantext.com.