

Analisis Pengaruh *Winglet* pada *Propeller* UAV terhadap *Thrust* dan Kebisingan yang Dihasilkan

Sazkia Fadilah Mulya Sunarto^{1,a)}, Oka Fatra^{1,b)}, Alfian Yannu Alfaridzi^{1,c)}

¹Program Studi Teknik Pesawat Udara Politeknik Penerbangan Indonesia Curug,
Jl. Raya PLP Curug, Tangerang-Banten, Indonesia, 15820

^{a)} sazkiadadillah@gmail.com, ^{b)} oka.fatra@ppicurug.ac.id, ^{c)} yannualfian@gmail.com (corresponding author)

Abstrak

Pesawat nirawak yang biasa disebut dengan *Unmanned Aerial Vehicle* atau UAV adalah sebuah mesin terbang yang dioperasikan oleh pilot atau operator dalam sebuah kendali jarak jauh. Pada prakteknya, *propeller* merupakan penghasil kebisingan, ini merupakan suatu problematika dari suatu pesawat tanpa awak berpenggerak *propeller*. Untuk mengurangi turbulensi yang dihasilkan oleh *propeller* maka dibuat suatu modifikasi dengan cara menambahkan tip *devices* pada *propeller* tip yang biasa disebut *proplets* yang bisa disamakan dengan *winglets* pada sayap pesawat. Pada penelitian ini menggunakan desain penelitian eksperimen dengan menguji bentuk dasar *propeller* (*base propeller*) dengan *proplet propeller* (*propeller* dengan *winglet*). Pengukuran gaya dorong dan kebisingan dilakukan dengan kecepatan putar sebesar 3000 RPM, 4000 RPM dan 5000 RPM dengan konsep pengujian dengan alat bangku uji *propeller*. Hasil pengujian menunjukkan bahwa *backward winglet propeller* menghasilkan gaya dorong yang lebih tinggi daripada *base propeller*. Namun, hasil sebaliknya ditunjukkan oleh *upward winglet propeller* yang menghasilkan gaya dorong yang lebih rendah. Pada pengujian kebisingan diperoleh hasil bahwa *upward winglet propeller* lebih bising daripada *base propeller* dan *backward winglet propeller* menghasilkan tingkat kebisingan yang cenderung konstan.

Kata kunci: kebisingan, pengujian statis, *propeller*, *thrust*, *Unmanned Aerial Vehicle*, *winglet*

Abstract

An unmanned aircraft, commonly known as an *Unmanned Aerial Vehicle* or UAV, is a flying machine that is operated by a pilot or operator in a remote control. In practice, the *propeller* is a noise generator, this is a problem of a *propeller driven drone*. To reduce the turbulence generated by the *propellers*, a modification was made by adding tip *devices* to the *propeller* tips, which are commonly called *proplets* which can be equated with *winglets* on an aircraft wing. The measurement of *thrust* and noise was carried out with rotational speeds of 3000 RPM, 4000 RPM and 5000 RPM with the concept of self-contained testing with a *propeller test bench*. The test results show that the *backward winglet propeller* produces a higher *thrust* than the *base propeller*, however, the opposite result is shown by the *upward winglet propeller* which produces a lower *thrust*. In the noise test, the results show that the *upward winglet propeller* is louder than the *base propeller* and the *backward winglet propeller* produces a noise level that tends to be constant.

Keywords: noise, *propeller*, static test, *thrust*, *Unmanned Aerial Vehicle*, *winglet*

I. PENDAHULUAN

Penerbangan pesawat tanpa awak atau *unmanned aerial vehicle* (UAV) telah menjadi bagian dari kehidupan kita sehari-hari. Pada tahun 2017, jumlah UAV komersial yang dijual di seluruh dunia melebihi 3,5 juta dan terus meningkat [1]. Penggunaan UAV untuk berbagai macam aktivitas seperti pengintaian yang dilakukan oleh militer, kegiatan komersil seperti pengiriman barang yang berdimensi kecil, penggunaan pribadi, fotografi dan videografi [2]. Mayoritas UAV digerakkan oleh motor listrik dan berpendorong *propeller*. Pada prakteknya, *propeller* merupakan penghasil kebisingan, hal ini merupakan suatu problematika dari suatu pesawat tanpa awak berpenggerak *propeller*. Sebagai konsekuensinya polusi suara yang disebabkan oleh UAV meningkat pada daerah perkotaan [1], terutama selama lepas landas, pendaratan, dan penerbangan dengan level ketinggian yang rendah [2]. Sebuah UAV yang tenang biasanya dianggap sebagai

UAV yang hanya membuat <70 desibel suara dari jarak tiga hingga lima kaki atau satu hingga 1,5 meter dari pengamat [3].

Kebisingan pada pesawat tanpa awak merupakan aspek penelitian yang terus menjadi perhatian bagi para manufaktur. Pada saat ini permasalahan kebisingan merupakan hal yang tidak terelakkan [4]. Kebisingan yang dihasilkan *propeller* disebabkan oleh udara yang melewati *propeller*, hal ini menyebabkan gesekan dan turbulensi sehingga menimbulkan kebisingan [5]. Untuk mengurangi tingkat kebisingan yang dihasilkan oleh *propeller* membutuhkan perhatian khusus pada desainnya. Penurunan tingkat kebisingan dapat dicapai dengan memodifikasi desainnya dengan cara merubah geometri dan merubah karakteristik aerodinamisnya [6].

Pada penelitian *The effect of proplets and Bi-blades on the performance and noise of propellers* [7] menyatakan bahwa dengan cara menambahkan *winglet* pada ujung *propeller* yang biasa disebut *proplets* yang bisa

disamakan dengan *winglet* pada sayap pesawat. Penempatan *winglet* pada *propeller* dapat ditempatkan pada sumbu +z (menghadap atas) atau pada sumbu -z (menghadap bawah). Secara teori penambahan *winglet* pada *propeller* memiliki efek yang sama pada sayap yaitu dengan menurunkan tingkat vortisitas yang terjadi pada ujung *propeller* sehingga menurunkan tingkat gaya hambat dan menaikkan nilai gaya dorong. Sehingga berdasarkan teori tersebut manfaat penggunaan *winglet* pada *propeller* dapat menurunkan tingkat kebisingan yang dihasilkan dari adanya vortisitas [8].

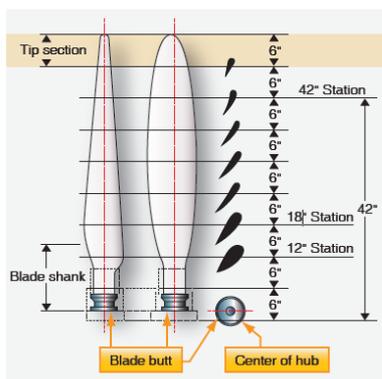
Dari permasalahan diatas, tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh penggunaan *winglet* pada *propeller* untuk mengetahui nilai gaya dorong atau *thrust* dan kebisingan yang dihasilkan dengan melakukan pengujian dengan metode uji eksperimental *Pretest-Posttest Control Design* dengan membandingkan pengaruh penggunaan *winglet* pada *propeller* dengan *propeller* tanpa menggunakan *winglet*. Jenis *winglet* yang digunakan adalah *blended winglet* dengan bentuk menghadap atas atau *upward* (+z) dan menghadap bawah atau *backward* (-z). Untuk penelitian ini digunakan jenis *propeller* untuk jenis pesawat tanpa awak sayap tetap dengan konfigurasi *propeller pusher* dengan ukuran 11x6 inci.

II. LANDASAN TEORI

A. Baling-baling (*propeller*)

Baling-baling (*propeller*) adalah komponen untuk menggerakkan pesawat atau kapal, terdiri dari poros yang digerakkan oleh mesin dengan bilah yang memancarkan yang merupakan *airfoil* berputar. *Propeller* dapat didefinisikan sebagai perangkat *hub-and-multiblade* (poros dan baling-baling) yang digunakan untuk merubah daya rotasi mesin pesawat menjadi daya dorong [9].

Bilah pada baling-baling (*propeller*) dapat digambarkan sebagai lengkungan *airfoil* dengan bentuk yang tidak beraturan. Bilah terbagi menjadi penampang (*sections*) yang terletak berdasarkan nomor penampang (*sections*) dalam satuan inci yang terbagi dari pusat poros baling-baling (*propeller hub*). Penampang (*sections*) pada bilah melintang dari setiap bagian sebesar 6-inci [10]. Pembagian bilah pada baling-baling (*propeller*) ditunjukkan pada gambar 1.



Gambar 1. Penampang *airfoil* baling-baling

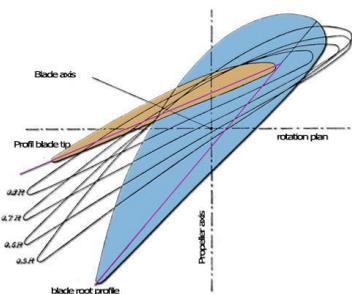
Setiap *airfoil* pada masing-masing penampang (*sections*) merupakan *airfoil* yang sama dipakai pada penampang sayap pesawat. Bagian belakang baling-baling (*propeller*) berbentuk melengkung mirip dengan permukaan atas sayap pesawat terbang, sedangkan bagian depan baling-baling (*propeller*) rata seperti permukaan bawah sayap. Garis *chord* adalah garis imajiner yang ditarik melalui bilah dari ujung depan ke ujung belakangnya. Seperti pada sayap, *leading edge* merupakan bagian yang tebal yang berfungsi sebagai bagian yang terkena aliran udara δ ndepa baling-baling berputar [10].

Baling-baling (*propeller*) memiliki kecepatan putar lebih lambat pada bagian bilah dekat hub dan kecepatan putar tercepat berada pada ujung baling-baling (*propeller*). Bentuk *airfoil* yang tebal umumnya memiliki kinerja terbaik pada kecepatan rendah sementara *airfoil* tipis memiliki kinerja terbaik pada kecepatan tinggi. Para perancang kemudian mengurangi tebal dan lebar baling-baling (*propeller*) untuk memaksimalkan gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (*drag*) pada setiap penampang (*sections*) di sepanjang bilah. Adanya penambahan lebar pada baling-baling (*propeller*) akan meningkatkan gaya angkat (*lift*) tetapi juga akan meningkatkan gaya hambat (*drag*) [11].

Terdapat alasan mengapa adanya perbedaan ketebalan pada baling-baling (*propeller*). Tegangan terbesar terjadi pada bilah dekat dengan pusat baling-baling (*propeller root*) sehingga ketebalan pada titik tersebut memberikan kekuatan yang dibutuhkan. Mengurangi ketebalan berakibat juga berkurangnya berat keseluruhan dan mengurangi momentum sudut [11].

Baling-baling (*propeller*) dibuat berbeda sudutnya dari bagian dekat dengan pusat baling-baling (*propeller root*) hingga ujung baling-baling (*propeller tip*) yang biasa disebut lengkungan sudut baling-baling (*propeller twist*). Hal ini dikarenakan bagian ujung baling-baling berputar lebih cepat daripada bagian dekat dengan pusat baling-baling (*propeller root*) dan setiap penampang (*sections*) pada baling-baling.

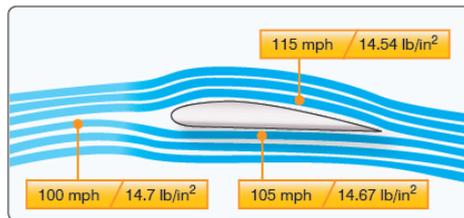
Baling-baling memiliki kecepatan putar yang berbeda dan menjaga agar sudut serang (*angle of attack*) dari setiap penampang (*sections*) tetap sama sehingga baling-baling yang sedang berputar menghasilkan gaya dorong (*thrust*) [12]. Bentuk lengkungan sudut pada baling-baling (*propeller twist*) dapat dilihat pada gambar 2.



Gambar 2. *Propeller twist* [12]

B. Airfoil

Airfoil adalah permukaan yang dirancang untuk mendapatkan gaya angkat (*lift*) dari udara. Dengan demikian, dapat dikatakan bahwa bagian mana pun pesawat yang mengubah hambatan udara menjadi gaya angkat (*lift*) adalah sebuah airfoil. Profil sayap konvensional adalah contoh yang sangat bagus dari sebuah airfoil. Seperti ditunjukkan pada gambar 3, permukaan atas profil sayap memiliki kelengkungan yang lebih besar dari permukaan bawah.



Gambar 3. Airfoil [10]

Perbedaan kelengkungan permukaan atas dan bawah dari sayap membangun gaya angkat. Untuk melakukan ini, udara yang melewati permukaan atas bergerak ke kecepatan yang lebih besar daripada udara yang lewat di bawah sayap karena jarak yang lebih jauh itu harus berjalan di sepanjang permukaan atas. Kecepatan yang meningkat ini, menurut Prinsip Bernoulli, berarti penurunan tekanan yang sesuai dipermukaan. Sehingga, perbedaan tekanan dibuat antara bagian atas dan permukaan sayap yang lebih rendah, memaksa sayap ke atas ke dalam arah tekanan yang lebih rendah [10].

C. Material Propeller Pesawat Tanpa awak

Baling-baling (*propeller*) untuk pesawat tanpa awak sering dibuat dari kayu dan komposit seperti pada pesawat berawak, tetapi juga dari plastik yang diperkuat karena biayanya yang rendah dan berat serta kekuatannya yang tinggi. Berikut penjelasan jenis-jenis material yang digunakan pada pesawat tanpa awak.

1. Kayu

Kayu memiliki ketahanan terhadap kelelahan yang disebabkan oleh gesekan internal yang tinggi, yang sangat efektif dalam meredam getaran sehingga baling-baling (*propeller*) kayu sehingga tidak menimbulkan kelelahan yang disebabkan oleh getaran. Baling-baling (*propeller*) kayu tidak membutuhkan banyak pengujian yang diperlukan untuk sertifikasi sehingga pengujian beban sentrifugal dan pengujian ketahanan fatik tidak berlaku untuk baling-baling sudut tetap (*fixed pitch propeller*) berbahan dari kayu [13]. Baling-baling (*propeller*) kayu terbuat dari beberapa lapis kayu yang ditempel dan dibentuk dan biasanya bahan baku utama berasal dari kayu *mappel*, *walnut*, *black cherry*, *oak* [14].

2. Logam

Baling-baling (*propeller*) logam biasanya terbuat dari lembaran aluminium tempa. Baling-baling (*propeller*) logam bagaimanapun tidak digunakan untuk pesawat

tanpa awak atau UAV kecil. Hal ini disebabkan oleh bobot bilah yang tinggi dibandingkan dengan baling-baling (*propeller*) kayu dan komposit yang menambah bobot kosong pesawat dan mengurangi respon motor terhadap perubahan kecepatan yang diperintahkan. Alasan lain mengapa bahan logam tidak digunakan adalah karena pesawat tanpa awak memiliki tingkat kecelakaan yang jauh lebih tinggi daripada pesawat berawak dan biasanya diterbangkan lebih dekat ke operator. Jika baling-baling (*propeller*) pecah pada saat terjadi tabrakan, energi yang lebih besar dari bilah logam dan geometri seperti pisau dapat membunuh daripada melukai jika menabrak seseorang [13].

3. Komposit

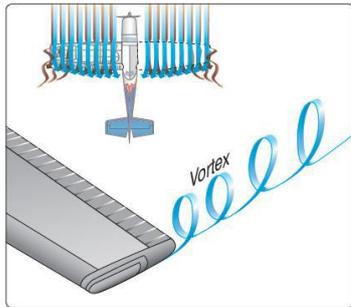
Baling-baling (*propeller*) komposit menghilangkan kendala bentuk yang disebabkan oleh kayu atau logam, menghasilkan baling-baling (*propeller*) yang lebih tipis dan lebih efisien dan memungkinkan kinerja aerodinamis yang lebih besar [13].

4. Plastik

Salah satu produsen baling-baling (*propeller*) terbesar untuk pesawat tanpa awak adalah APC *Propeller*, yang memproduksi baling-baling (*propeller*) dengan cetakan injeksi yang terbuat dari nilon yang diperkuat dengan serat kaca. Ini memberikan jalur beban yang lebih baik ke hub sehingga menghasilkan bilah baling-baling (*propeller*) yang lebih kaku yang mampu menahan getaran yang disebabkan oleh motor atau mesin atau karena efek aeroelastik. Material plastik menawarkan rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi yang merupakan kualitas yang sangat diinginkan untuk bahan yang digunakan untuk bilah baling-baling (*propeller*) [13].

D. Vorteks dan Induced Drag

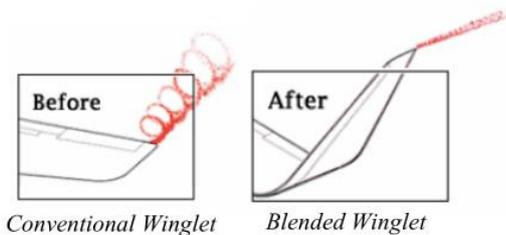
Distribusi pada sayap dan baling-baling (*propeller*) pesawat terjadi pada bagian atas dan bawah permukaan. Tekanan tinggi terjadi di bawah permukaan sayap dan tekanan rendah terjadi pada sayap bagian atas, pertemuan kedua perbedaan tekanan tersebut lalu menyatu dan terjadi di bagian ujung sayap. Tekanan yang berada di bawah bagian sayap bergerak ke arah bagian atas sayap yang memiliki tekanan udara yang rendah sehingga membentuk gerakan memutar. Gerakan memutar ini berbentuk spiral yang memutar ke arah belakang ujung sayap sehingga bergerak membentuk berlawanan arah jarum jam apabila dilihat dari arah depan. Energi dibutuhkan untuk membentuk rotasional vorteks dari tiap ujung sayap dan energi ini hanya berasal dari gaya dorong (*thrust*). Sehingga vorteks membentuk gaya hambat (*drag*) dan gaya hambat (*drag*) ini disebut *induced drag* [9]. Penjelasan tersebut digambarkan pada gambar 4.



Gambar 4. Vortex [14]

E. Winglet

Winglet adalah bagian pesawat yang terletak pada ujung sayap. Winglet digunakan untuk mengurangi pusaran udara/vorteks pada ujung sayap. Seperti ditunjukkan pada gambar 5, winglet berfungsi untuk meningkatkan efisiensi bahan bakar, menambah jarak tempuh pesawat terbang, dan menurunkan nilai induced drag [15]. Sejak teknologi winglet diperkenalkan, Dr. Whitcomb telah melakukan eksperimen dengan winglet di mana winglet menunjukkan pengurangan induced drag sekitar 20%. Pada tahun 1977, Heyson membuat eksperimen untuk mempelajari keunggulan winglet Whitcomb. Hasilnya menunjukkan bahwa winglet mengurangi induced drag lebih dari ekstensi ujung sayap yang berbentuk horizontal dan akan berada dititik terbaik derajat winglet mendekati atau 90° [16].



Gambar 5. Winglet [17]

F. Teori Gaya Dorong atau Thrust

Gaya dorong atau thrust adalah aksi aerodinamik yang menghasilkan gaya hasil dari engine/motor brushless yang memutar baling-baling (propeller) yang mengubah daya perputaran mesin menjadi gaya dorong (thrust). Selama pesawat tidak bergerak, baling-baling (propeller) beroperasi dalam kondisi statik. Tidak ada aliran udara masuk menuju baling-baling (propeller), melainkan baling-baling (propeller) yang membuat gerakan arus masuk sendiri [18]. Rumus gaya dorong (thrust) pada baling-baling (propeller) yang diperoleh dari uji lab dapat direpresentasikan sebagai berikut:

$$T = \rho \times N^2 \times D^4 \times C_T \tag{1}$$

Dimana:

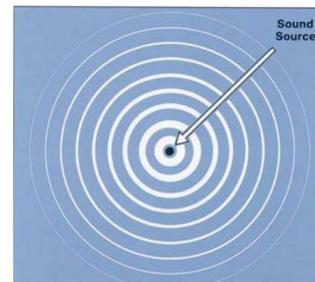
- T = Gaya Dorong (Thrust)
- N = Putaran baling-baling (propeller), revolution per minute (RPM)
- D = Diameter baling-baling (propeller)

- ρ = Densitas udara
- C_T = Koefisien gaya dorong (thrust coefficient).

G. Teori Suara

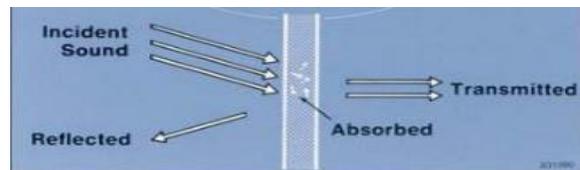
Menurut Leslie L. Doeller (1986), bunyi atau suara dapat diartikan sebagai bunyi atau suara memiliki dua definisi, secara fisis yaitu penyimpangan tekanan, pergeseran partikel dalam medium seperti udara (bunyi obyektif) dan secara fisiologis yaitu sensasi pendengaran yang disebabkan oleh penyimpangan fisis (bunyi subjektif) [19].

Bunyi dapat merambat dari sumber bunyi di tempat lain melalui media. Pada ruang hampa udara, bunyi tidak dapat terdengar. Maka anda tidak akan dapat mendengar pada saat di luar angkasa (terkecuali menggunakan media tertentu). Seperti ditunjukkan pada gambar 6, gelombang bunyi merambat ke segala penjuru dan terdengar dari berbagai arah di udara. Perambatan suara dapat dibandingkan dengan riak atau gelombang di kolam. Riak menyebar secara seragam ke segala arah [20].



Gambar 6. Perambatan Suara [21]

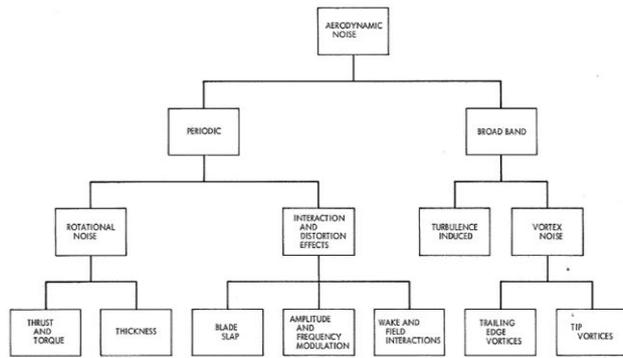
Gambar 7 menjelaskan bahwa adanya hambatan pada perambatan suara seperti benda, suara akan dipantulkan, diserap dan sisanya akan diteruskan melalui objek [21].



Gambar 7. Perambatan suara pada objek hambatan

H. Kebisingan pada Komponen Aerodinamis

Kebisingan aerodinamis dapat didefinisikan sebagai suara yang dihasilkan sebagai akibat langsung dari getaran antara benda padat atau aliran fluida dan media sekitarnya yang dijelaskan pada gambar 8. Mekanisme di mana rotor, baling-baling (propeller) dan fan menghasilkan tekanan suara yang kuat. Kebisingan yang dihasilkan oleh baling-baling (propeller) dipisahkan menjadi dua bagian yang disebut komponen periodik dan broadband [5].



Gambar 8. Sumber-sumber kebisingan pada komponen aerodinamis [5]

1. Periodik

a. Komponen rotasional

- Gaya dorong dan torsi

Kebisingan yang disebabkan oleh gaya dorong dan torsi. Semua airfoil yang berputar memiliki ketebalan dan distribusi tekanan saat bergerak relatif terhadap media sekitarnya. Distribusi tekanan ini menjadi gaya dorong dan torsi yang dikarenakan adanya rotasi pada baling-baling (*propeller*) [5].

- Kebisingan ketebalan

Kebisingan yang disebabkan oleh ketebalan komponen umumnya ditemukan lebih kecil dibandingkan dengan kebisingan yang timbulkan dari torsi dan gaya dorong. Namun, pada kecepatan tip yang lebih tinggi, ini mungkin dianggap sama pentingnya [5].

b. Interaksi dan efek distorsi

- Tampanan baling-baling (*propeller*)

Tampanan baling-baling (*propeller*) dapat terdiri dari gangguan periodik amplitudo tinggi ditambah kebisingan vorteks yang sangat termodulasi yang disebabkan oleh gaya berfluktuasi impulsif pada baling-baling (*propeller*) [5].

- Amplitudo dan modulasi frekuensi

Efek distorsi jenis ini secara signifikan dapat mengubah karakter suara yang dihasilkan. Modulasi amplitudo dan frekuensi yang dihasilkan dari gerak maju dan mundur periodik sumber terhadap pengamat diam secara efektif meningkatkan deteksi dan gangguan sumber kebisingan [5].

- *Wake and field interaction*

Modulasi gaya angkat karena interaksi bidang tekanan dari dua baris bilah yang berdekatan dalam gerakan relatif dapat menghasilkan tingkat kebisingan yang sama dengan interaksi wake pada frekuensi yang sama [5].

2. Broadband

a. Turbulensi

Kebisingan jenis ini terjadi adanya aliran udara pada permukaan baling-baling (*propeller*) yang turbulen sehingga menyebabkan kebisingan [5].

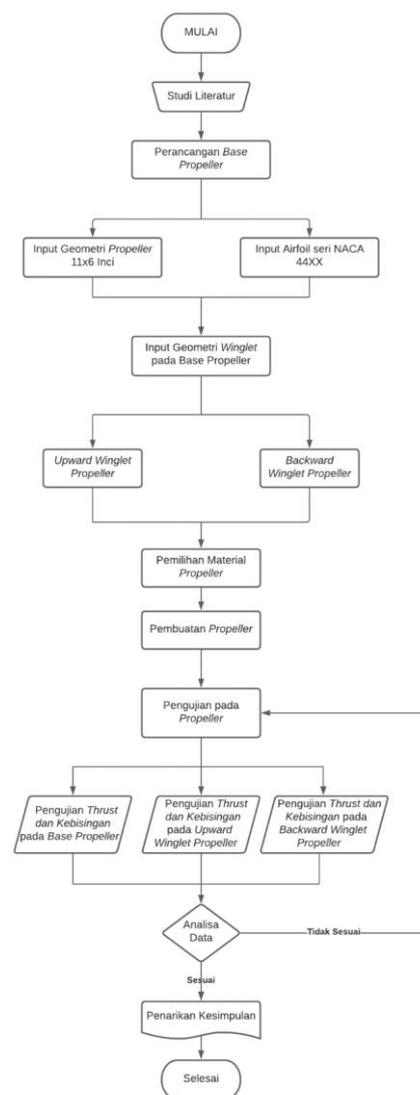
b. Kebisingan vorteks

Kebisingan *broadband* atau vorteks adalah kebisingan yang dihasilkan oleh tekanan yang terombang-ambing yang masih berkaitan dengan pola aliran udara yang terbentuk akibat adanya benda penghalang dari *trailing edge* dan *blade tip* dan juga merupakan sumber kebisingan yang terkait dengan efek turbulensi di aliran udara [5].

III. METODE PENELITIAN

A. Kerangka Berpikir

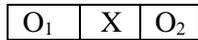
Metode ini berlandaskan pada filsafat positivisme yang memandang realitas, gejala, fenomena dapat diklasifikasi, relatif tetap, teramati, terukur, dan mempunyai hubungan sebab-akibat. Proses penelitian bersifat deduktif, di mana untuk menjawab rumusan masalah digunakan konsep atau teori sehingga dapat dirumuskan hipotesis. Hipotesis tersebut selanjutnya diuji melalui pengumpulan data lapangan. Data yang telah terkumpul selanjutnya dianalisis sehingga dapat disimpulkan hipotesis yang dirumuskan terbukti atau tidak. Untuk menguji teori tersebut dilakukan kegiatan eksperimen sehingga menghasilkan data yang kemudian dianalisa dan menjadi kesimpulan [22]. Penelitian ini bertujuan untuk menguji suatu teori pada komponen *winglet*, penggunaan *winglet* dapat mengurangi vorteks yang dihasilkan oleh tip sehingga dapat menaikkan efisiensi dan menurunkan tingkat kebisingan yang dihasilkan oleh vorteks. Pada penelitian ini diuji teori tersebut dengan mengetahui pengaruh penggunaan *winglet* pada *propeller* dengan variasi bentuk seperti menghadap atas (*upward*) dan menghadap bawah (*backward*), dari kedua bentuk tersebut dalam segi kebisingan dan gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan. Untuk memahami proses perancangan. Proses penelitian diwakilkan dengan penggambaran simbol-simbol grafis dan alur disimbolkan dengan panah pada gambar 9.



Gambar 9. Diagram alir penelitian

B. Metode Analisis Data

Desain penelitian yang digunakan yaitu desain metode eksperimen *one-group pretest-posttest design*. Pada desain ini terdapat pretest yaitu sebuah pengujian sebelum diberi perlakuan dan posttest adalah pengujian setelah diberi perlakuan. Dengan demikian hasil perlakuan dapat diketahui lebih akurat, karena dapat membandingkan dengan keadaan sebelum diberi perlakuan [22]. Desain ini ditunjukkan pada gambar 10.



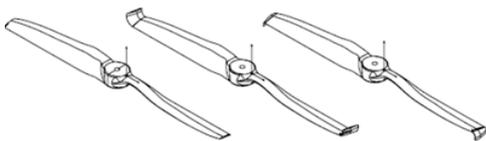
Gambar 10. *One-group pretest-posttest design* [22]

Pengaruh penggunaan *winglet* pada *propeller*: (O₂ - O₁)
Pada kasus ini:

- X : *Treatment* (penggunaan *winglet* pada *propeller*)
O₁ : Nilai *pretest* (*base propeller*)
O₂ : Nilai *posttest* (*propeller* yang menggunakan *winglet*).

C. Perancangan Propeller

Penggunaan *winglet* pada baling-baling (*propeller*) memiliki manfaat yang sama dengan penggunaan *winglet* pada sayap pesawat yaitu untuk merubah karakteristik distribusi gaya angkat pada ujung bilah untuk mereduksi *induced drag*. Sudah jelas bahwa penggunaan *winglet* pada bilah dapat menurunkan aliran vorteks yang dihasilkan sehingga dapat meningkatkan efisiensi aerodinamis dan menurunkan gaya hambat (*drag*) oleh karena itu diharapkan bertambahnya gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan dan penurunan nilai kebisingan dapat dicapai. Pada rancangan baling-baling (*propeller*) dengan menggunakan *winglet* ini perancangan dibagi menjadi beberapa bagian. Bagian-bagian rancangan ini terdiri dari *hub*, bilah dan *winglet* kemudian bagian-bagian tersebut digabungkan sehingga menjadi satu kesatuan baling-baling (*propeller*) seperti yang ditampilkan pada gambar 11 dan 12.



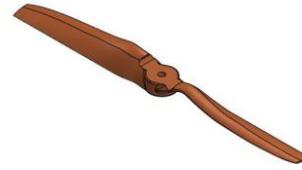
Gambar 11. Gambaran umum perancangan

1. Aspek pemilihan *propeller*

Pemilihan komponen perancangan baling-baling (*propeller*) dilakukan untuk mencapai hasil penelitian yang maksimal dan sebagai upaya untuk menjaga komponen elektronik tetap aman dan awet.

Penggunaan baling-baling (*propeller*) yang direkomendasi oleh manufaktur Sunnysky X2820-800 KV yaitu 12"x6", 13"x6", 13"x8", 12"x8". Pada penelitian ini ditetapkan baling-baling (*propeller*) 11"x6" dengan mempertimbangkan keawetan pada komponen motor

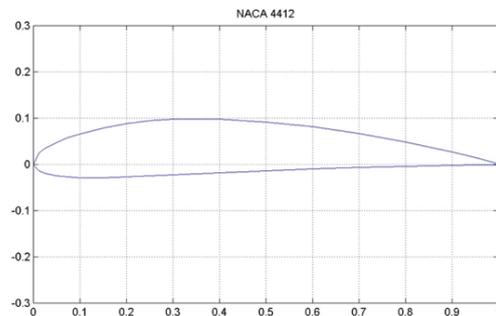
elektrik dan *Electronic Speed Controller* (ESC) agar komponen tersebut tidak cepat panas dan rusak.



Gambar 12. Perwujudan *propeller*

2. Aspek pemilihan *airfoil*

Pada perancangan ini memakai seri *airfoil* NACA 44XX. *Airfoil* seri ini banyak digunakan pada baling-baling (*propeller*) dan memiliki karakteristik koefisien daya angkat maksimum yang tinggi dan karakteristik *stall* yang rendah. *Airfoil* jenis ini memiliki karakteristik yang sama baiknya dengan seri NACA 16- dan seri NACA 65-. Ketebalan akan disesuaikan dengan ketebalan pada masing-masing penampang (*section*). *Airfoil* jenis ini marak digunakan pada baling-baling (*propeller*) pesawat tanpa awak [23]. Pada *airfoil* ini memiliki ketebalan 12% yang terletak pada 30% panjang *chord*, *maximum chamber* 4% pada 40% panjang *chord*. Berikut salah satu contoh dari perwujudan *airfoil* seri NACA 44XX yang ditampilkan pada gambar 13.

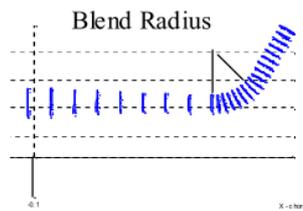


Gambar 13. NACA 4412 [24]

3. Aspek penentuan geometri *winglet*

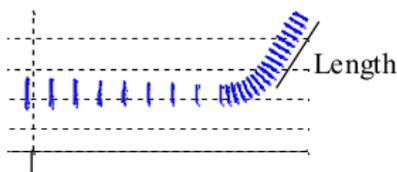
Sebagai acuan penambahan *winglet* pada baling-baling (*propeller*), geometri *proplet* merujuk pada penelitian [25]. Pada perancangan ini ditambahkan variabel-variabel gambar perancangan *winglet* pada baling-baling (*propeller*) yang bertujuan untuk memudahkan proses perancangan baling-baling (*propeller*). Pada perancangan *winglet* terdapat beberapa aspek yang perlu diperhatikan sebagai berikut:

- Ukuran diameter baling-baling (*propeller*) tetap konsisten dan permanen walaupun adanya penambahan *winglet* pada baling-baling (*propeller*).
- Penggunaan *airfoil* pada *winglet* sama dengan penggunaan *airfoil* pada ujung baling-baling (*propeller tip*).
- Blend radius* yang ditampilkan pada gambar 14 disesuaikan dengan penelitian sebelumnya, maka *blend radius* yang digunakan sebesar 5 mm.



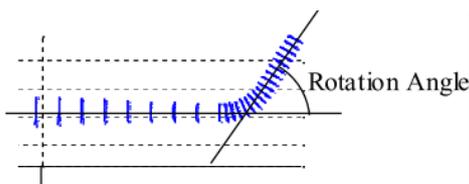
Gambar 14. Blend radius [25]

- d. Panjang *proplet* sebesar 2% dikalikan dengan jari-jari baling-baling (*propeller*) atau *radius* (R). Panjang *proplet* ditampilkan pada gambar 15.



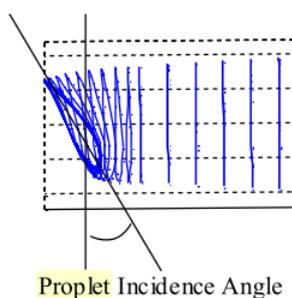
Gambar 15. Variabel panjang *winglet propeller* [25]

Efisiensi aerodinamis pada baling-baling (*propeller*) dapat meningkat apabila sudut *winglet* mendekati 90° oleh karena itu, pada penelitian ini ditentukan 90° sebagai sudut *winglet*. Gambar 16 menampilkan contoh pengaplikasian sudut *winglet*.



Gambar 16. Sudut *winglet propeller* [25]

- e. *Angle of incidence* memiliki pengaruh yang besar apabila berada dalam cakupan 0° sampai dengan 5° oleh karena itu ditentukan 2° sebagai acuan dalam penelitian ini. Gambar 17 merupakan contoh pengaplikasian *angle of incidence* pada *proplet*.



Gambar 17. *Angle of incidence* [25]

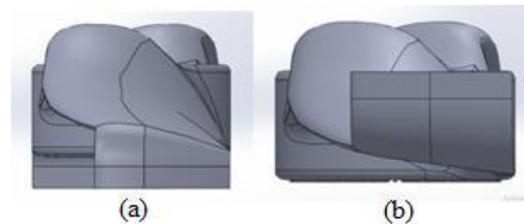
Sehingga pada penelitian ini tertera geometri *winglet* sebagai berikut:

- Panjang *winglet* = 2% dikalikan dengan radius (R) diketahui $R=11''$ dirubah kedalam satuan sentimeter (cm) menjadi 13,97 cm ≈ 14 cm lalu dirubah kedalam satuan milimeter (mm) menjadi 140 mm sehingga 2% dikalikan 140 mm = 2,8 mm
- Sudut *winglet* = 90°
- *Blend Radius* = 5 mm
- *Angle of incident* = 2° .

Dengan demikian seperti yang ditunjukkan pada gambar 18, 19, dan 20, merupakan perwujudan *proplet propeller* dengan hasil perhitungan geometri *winglet* yang dilakukan pada penelitian ini.



Gambar 18. Perwujudan *winglet* (a) *angle of incidence* (b) *blend radius* dan panjang *winglet*



Gambar 19. Perwujudan *winglet* tampak samping (a) *winglet* menghadap bawah z- (*backward*) dan (b) *winglet* menghadap atas z+ (*upward*)



Gambar 20. Gambaran (a) *winglet* menghadap atas z+ (*upward*) dan *winglet* menghadap bawah z- (*backward*)

4. Aspek penentuan material

Untuk memberikan rasa aman terhadap pemakaian material pada *propeller* pesawat tanpa awak penelitian ini merujuk ketentuan *propeller* untuk pesawat berawak yang dikeluarkan oleh FAA, Menurut *Advisory Circular* No.35-1A pemilihan material yang digunakan pada *propeller* haruslah memiliki spesifikasi material dengan

kekuatan material minimum yang dinyatakan dokumen yang diakui [26].

D. Variabel penelitian

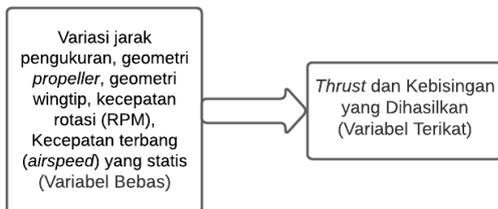
Secara teoritis variabel dapat didefinisikan sebagai obyek, yang mempunyai "variasi" antara satu dengan yang lain atau satu obyek dengan obyek yang lain [22].

1. Variabel bebas

Variabel bebas adalah merupakan variabel yang mempengaruhi atau yang menjadi sebab perubahannya atau timbulnya variabel dependen (terikat) [22]. Pada penelitian ini yang dijadikan sebagai variabel bebas yaitu Variasi jarak pengukuran yaitu 1 m, 1,5 m, 3 m dengan arah sumbu pengukuran X+, X-, Y+, Y- dari sumber kebisingan, geometri baling-baling (*propeller*), geometri *wingtip*, kecepatan rotasi (RPM), Kecepatan terbang (*airspeed*) yang dalam hal ini diam atau statis karena pengujian baling-baling (*propeller*) dilakukan pada *propeller test bench*.

2. Variabel terikat

Variabel terikat merupakan variabel yang dipengaruhi atau yang menjadi akibat, karena adanya variabel bebas [22]. Pada penelitian ini yang dijadikan sebagai variabel terikat yaitu *thrust* dan kebisingan yang dihasilkan. Penggambaran variabel penelitian ditunjukkan pada gambar 21.



Gambar 21. Variabel penelitian

E. Alat pengujian

Pada penelitian ini menggunakan bangku uji baling-baling (*propeller test bench*) yang ditampilkan pada gambar 22. Bangku uji baling-baling (*propeller test bench*) tersebut terdiri atas *motor brushless*, ESC, RPM sensor, baterai Li-Po, *load cell*.



Gambar 22. Bangku uji baling-baling (*propeller test bench*)

a. Motor brushless

Sebagai penggerak baling-baling (*propeller*), pada penelitian ini menggunakan *motor brushless* Sunnysky X2820-800 KV yang ditampilkan pada gambar 23.



Gambar 23. Sunnysky X-2820 *motor brushless*

b. Electronic speed controller

Electronic speed controller yang ditampilkan pada gambar 24 berfungsi sebagai sirkuit yang mengontrol kecepatan dari motor *brushless*. Untuk itu pada penelitian ini menggunakan ESC Skywalker 60 A yang menyesuaikan dengan rekomendasi pada motor *brushless*.



Gambar 24. *Electronic speed controller*

c. Baterai

Untuk memasok kelistrikan pada *propeller test bench*, alat tersebut menggunakan baterai berkapasitas 6200 mAh 35 C dengan 14.8 V, konektor XT-60, dengan tipe baterai Li-Po. Gambar 25 menunjukkan baterai yang digunakan pada penelitian.

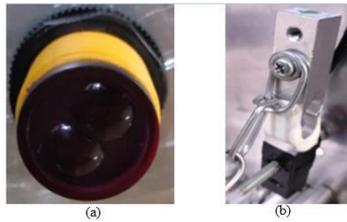


Gambar 25. Baterai

d. Alat ukur gaya dorong dan kecepatan putar baling-baling (*propeller*) ditunjukkan pada gambar 26.

Gaya dorong diukur menggunakan *load cell*. Sensor *load cell* adalah jenis sensor beban yang banyak digunakan untuk mengubah beban atau gaya menjadi perubahan tegangan listrik. Perubahan tegangan listrik tergantung dari tekanan yang berasal dari pembebanan [27]. Pada pengujian ini *load cell* yang kapasitas 10 (sepuluh) kilogram. *Load cell* tersebut dihubungkan

perangkat Arduino Uno. Kecepatan putar baling-baling (*propeller*) diukur dengan menggunakan *infrared* sensor.



Gambar 26. (a) RPM sensor dan (b) *load cell*

e. *Servo consistency master*

Servo consistency master yang ditunjukkan pada gambar 27 berfungsi untuk mengatur seberapa besar masukan tegangan listrik atau voltase yang diterima oleh motor *brushless* sehingga kecepatan putar dapat diatur sesuai dengan keinginan.



Gambar 27. *Servo consistency master*

f. Layar LCD (*liquid crystal display*)

Layar yang ditampilkan pada gambar 28 berfungsi untuk menunjukkan data RPM dan *thrust* pada alat bangku uji baling-baling (*propeller test bench*).



Gambar 28. Layar LCD

g. *Sound level meter*

Alat pengukur kebisingan (*sound level meter*) yang ditampilkan pada gambar 29, merupakan suatu alat yang digunakan untuk mengukur seberapa besar suara bising yang dihasilkan oleh suatu alat. Fungsi alat ini untuk mengukur intensitas kebisingan antara 30 – 130 dB dan dari frekuensi 20 – 20.000 Hz.



Gambar 29. *Sound level meter*

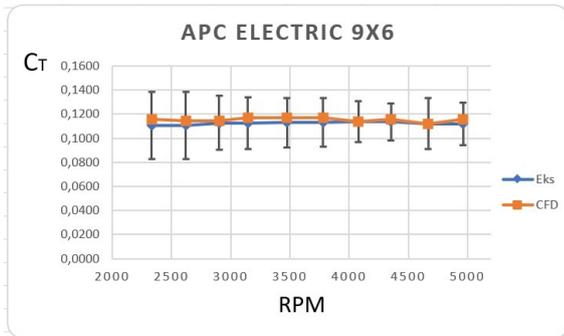
F. *Proses pengujian*

Sebelum melakukan pengukuran kebisingan, perlu adanya identifikasi data, penentuan karakteristik suara harus sesuai dengan alat uji untuk objek tersebut.. Waktu pengukuran dan cara pengukuran, serta jarak dari titik pengukuran ke sumber suara sangat berpengaruh terhadap hasil yang diperoleh. Merujuk pada penelitian [28], maka langkah-langkah prosedur yang diperlukan sebagai berikut ini:

1. Pengukuran kebisingan dilakukan pada sumber suara kebisingan dengan nilai lebih dari 3 dB dengan kebisingan latar [21].
2. Metode pengukuran dapat dilakukan pada lapangan terbuka maupun ruangan tertutup [28].
3. Menentukan jenis kebisingan hal ini dilakukan berdasarkan jenis kebisingan yang berasal dari sumber kebisingan. Pada penelitian ini jenis kebisingan yang diukur adalah jenis *Steady state-narrow band noise* sehingga metode pembacaan "F" (*Fast*) cocok diaplikasikan pada sound level meter karena metode ini untuk jenis kebisingan yang terus menerus [28].
4. Memilih instrumentasi yang paling cocok untuk membuat pengukuran kebisingan yang diperlukan. Dalam hal ini harus memperhitungkan bobot frekuensi pengukuran. Bobot frekuensi "A" adalah yang paling umum digunakan dan mencakup rentang frekuensi penuh 20Hz hingga 20 kHz. Telinga manusia paling sensitif terhadap frekuensi suara antara 500 Hz dan 6 kHz sedangkan pada frekuensi yang lebih rendah dan lebih tinggi telinga manusia tidak terlalu sensitif. Pembobotan 'A' menyesuaikan pembacaan tekanan suara untuk mencerminkan sensitivitas telinga manusia [29].
5. Pengukuran kebisingan dipusatkan pada *propeller*. Alat ukur yang digunakan adalah *sound level meter* yang telah memenuhi standar dan telah dikalibrasi sebelumnya. Penggunaan sound level meter dengan mengarahkan transuder sejajar arah sumber suara [28].
6. Angin yang bertiup melintasi mikrofon menghasilkan gangguan suara, mirip dengan suara angin bertiup di telinga. Untuk mengurangi kebisingan ini, bola spons berpori harus selalu digunakan di atas mikrofon dan untuk melindungi mikrofon dari debu, kotoran, kelembapan dan membantu melindunginya dari kerusakan mekanis [21].
7. Suhu disesuaikan dengan kemampuan pada masing-masing alat sound level meter. Pada penelitian ini alat yang digunakan memiliki rentang suhu 0°C - 40°C. Hindari perubahan suhu yang tiba-tiba karena dapat menyebabkan kondensasi.
8. Jarak pengukuran dalam penelitian ini adalah 1 meter, 1,5 meter, dan 3 meter.

G. Validasi

Sebelum dipakai sebagai alat uji pada penelitian ini bangku uji baling-baling (*propeller test bench*) terlebih dahulu melewati proses validasi alat uji. Validasi tersebut menggunakan baling-baling (*propeller*) APC electric 9x6“sebagai baling- baling acuan (*master propeller*). Baling-baling (*propeller*) tersebut disimulasikan dengan proses CFD dan kemudian hasilnya dibandingkan dengan pengujian dengan alat bangku uji baling-baling (*propeller test bench*). Berikut hasil validasi alat uji.



Gambar 30. Grafik perbandingan hasil CFD dengan pengujian statis

Gambar 30 menunjukkan grafik bahwa perbandingan koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) hasil pengujian eksperimen dengan alat bangku uji baling-baling (*propeller test bench*) dan simulasi CFD. Kurva koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) hasil simulasi CFD masuk ke dalam cakupan ketidakpastian pengukuran koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) hasil pengujian eksperimen dengan alat bangku uji baling-baling (*propeller test bench*). Oleh karena itu, koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) hasil pengujian eksperimen dengan CFD dinyatakan *agree completely* sehingga alat bangku uji baling-baling (*propeller test bench*) dapat dinyatakan valid dan dapat digunakan untuk pengujian baling-baling (*propeller*).

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

A. Hasil

Pada tahap ini pengujian gaya dorong (*thrust*) dan kebisingan yang dihasilkan oleh masing-masing baling-baling (*propeller*). Proses pengujian akan dijelaskan sebagai berikut:

1. Pengujian Gaya Dorong (*Thrust*)

Pada penelitian ini pengujian gaya dorong (*thrust*) terdiri dari dua tahap. Pada tahap pertama dilakukan proses pengujian baling-baling (*propeller*) dengan alat bangku uji baling-baling (*propeller test bench*) dari hasil pengujian tersebut didapatkan 50 data pengukuran. Pada tahap kedua dilakukan proses analisis perhitungan ketidakpastian. Pada proses ini diuji gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan oleh masing-masing baling-baling (*propeller*) dalam metode pengujian statis. Data yang dihasilkan oleh bangku uji baling-baling (*propeller test bench*) masih dalam satuan gram sehingga setelah data

didapatkan kemudian data tersebut diubah kedalam satuan Newton dengan perhitungan berat (gram) dikalikan dengan 0,09807 karena satu gram sama dengan 0,09807 Newton, kemudian dari 50 data pengujian selanjutnya dirata-ratakan sehingga data yang ditampilkan adalah data rata-rata gaya dorong (*thrust*). Kecepatan putar yang diaplikasikan pada pengujian ini yaitu 3000 RPM, 4000 RPM, 5000 RPM. Namun pada kenyataannya saat pengujian sulit untuk mengatur kecepatan putar sesuai dengan keinginan atau sesuai dengan kebutuhan penelitian dikarenakan keterbatasan kemampuan pada alat uji sehingga data kecepatan putar yang dihasilkan merupakan asumsi dan disamaratakan kepada masing-masing baling-baling (*propeller*) yang diuji.

Tabel 1. Data gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan dalam satuan Newton

No	N (RPM)	Base Propeller	Upward Winglet Propeller	Backward Winglet Propeller
1	3000	1,28	1,26	1,37
2	4000	2,41	2,34	2,52
3	5000	4,54	4,32	4,65

Pada perhitungan ini nilai *thrust* yang dihasilkan sudah diketahui melalui proses pengujian sehingga untuk mencari koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) yang dihasilkan dapat melalui perhitungan sebagai berikut:

$$C_T = \frac{T}{\rho \times N^2 \times D^4} \tag{2}$$

Pada perhitungan ini densitas udara diasumsikan pada keadaan suhu kamar yaitu 25° C sehingga didapatkan nilai sebesar 1,1839 kg/cm³ dengan pembulatan atas menjadi 1,2 kg/cm³. Diameter baling-baling (*propeller*) pada perhitungan ini dirubah dari satuan inch menjadi meter sehingga dari 11inci menjadi 0,2794 meter. Dan RPM (*Revolutions per Minute*) dirubah menjadi RPS (*Revolutions per Second*) sehingga RPM dibagi dengan 60. Maka didapatkan perhitungan *coefficient of thrust* sebagai berikut:

$$C_T = \frac{1.28}{1.2 \times 50^2 \times 0.2794^4} = 0,0680$$

Pada perhitungan diatas, dihitung koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) pada *base propeller* dengan kecepatan 3000 RPM. Untuk memudahkan proses pengerjaan perhitungan koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) selanjutnya menggunakan Microsoft excel. Sehingga didapatkan hasil perhitungan seperti yang ditunjukkan pada tabel 2.

Tabel 2. Koefisien gaya dorong pada *propeller*

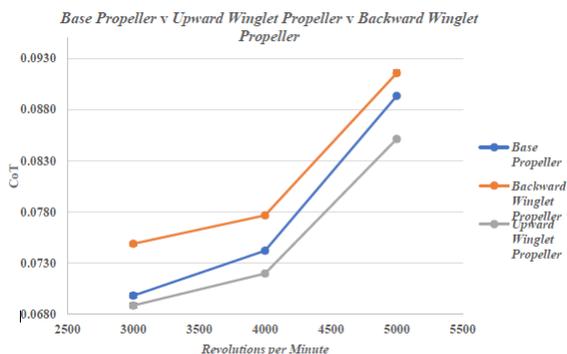
No	N (RPM)	Base Propeller	Upward Winglet Propeller	Backward Winglet Propeller
1	3000	0,0698	0,0688	0,0720
2	4000	0,0742	0,0720	0,0751
3	5000	0,0893	0,0851	0,0900

Pada dasarnya untuk mendapatkan atau menentukan nilai sebenarnya dari suatu hasil pengukuran adalah hal yang tidak mungkin, yang memungkinkan adalah mendapatkan nilai terbaiknya saja yaitu yang diwakili oleh nilai rata-ratanya. Adapun untuk mengetahui ketidakpastian pengukuran eksperimen, maka dilakukanlah analisis ketidakpastian. Ketidakpastian tersebut diantaranya terdapat pada pengukuran koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*). Dalam eksperimen ini dilakukan pengukuran dengan menghasilkan sampel data sebanyak 50 sampel yang kemudian data tersebut dicari ketidakpastian.

Tabel 3. Nilai *coefficient of thrust* dengan nilai batas keyakinan

No	N (RPM)	Base Propeller	Upward Winglet Propeller	Backward Winglet Propeller
1	3000	0,0698±0,00027	0,0688±0,00027	0,0720±0,00021
2	4000	0,0742±0,00028	0,0720±0,00028	0,0751±0,00026
3	5000	0,0893±0,00018	0,0851±0,00024	0,0900±0,00028

Data koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) dan nilai batas keyakinan digambarkan melalui grafik yang dibandingkan dengan RPM.



Gambar 31. Data *coefficient of thrust* yang dihasilkan oleh baling-baling (*propeller*)

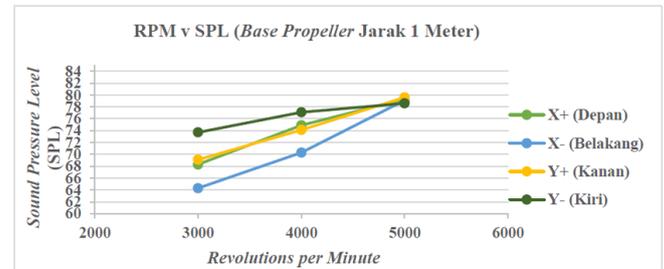
Tabel 3 dan gambar 31 menunjukkan bahwa koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) yang dihasilkan oleh *upward winglet propeller* lebih rendah daripada koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) yang dihasilkan oleh *base propeller*. Namun hasil yang berbeda ditunjukkan oleh *backward winglet propeller*. Pada *backward winglet propeller* menghasilkan nilai koefisien gaya dorong (*coefficient of thrust*) yang lebih tinggi dibandingkan dengan *base propeller*. Hal ini menunjukkan bahwa modifikasi desain dengan menggunakan blended *winglet* tipe *backward blended winglet* memiliki keuntungan pada bertambahnya nilai gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan.

2. Pengujian Kebisingan

1) *Base propeller*

Tabel 4. Tabel tingkat kebisingan yang dihasilkan *base propeller* pada jarak 1 meter (dB)

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	68,3	64,3	69,1	73,7
2	4000	74,9	70,3	74,1	77,1
3	5000	79,3	79,1	79,6	78,6

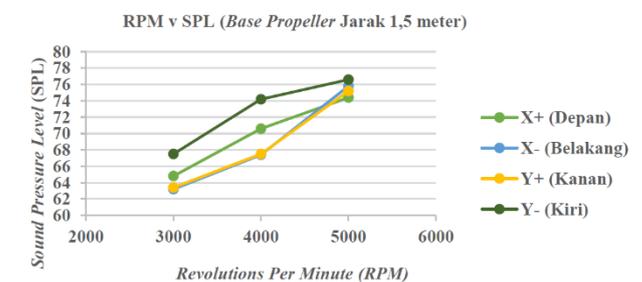


Gambar 32. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *base propeller* pada jarak 1 meter

Bedasarkan tabel 4 dan gambar 32, pada *base propeller* dengan jarak 1 meter nilai tingkat tekanan suara terendah terdapat pada sumbu X- pada putaran 3000 RPM dengan nilai *sound pressure level* yang dihasilkan sebesar 64,3 dB. Untuk nilai tertinggi terdapat pada sumbu Y+ pada putaran 5000 dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 79,6.dB. Kebisingan yang dihasilkan pada sumbu Y+ dan X+ relatif sama, nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan pada sumbu X- lebih rendah apabila dibandingkan dengan sumbu lainnya. Hal yang berbeda ditunjukkan pada sumbu Y-, nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan pada sumbu ini relatif lebih tinggi dibandingkan dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan pada sumbu lainnya namun pada putaran 5000 RPM nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan lebih rendah daripada sumbu lainnya.

Tabel 5. Tingkat kebisingan yang dihasilkan *base propeller* pada jarak 1,5 meter (dB)

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	64,8	63,2	63,4	67,5
2	4000	70,6	67,4	67,5	74,2
3	5000	74,4	75,8	75,2	76,6

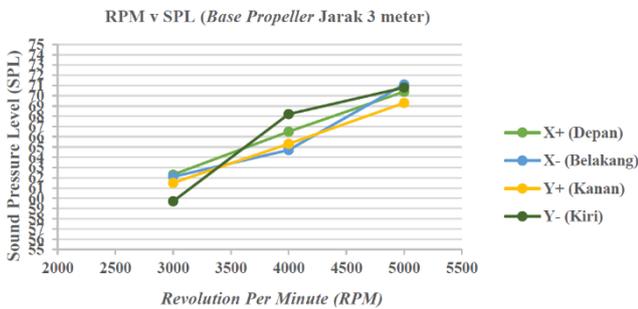


Gambar 33. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *base propeller* pada jarak 1,5 meter

Seperti yang ditunjukkan pada tabel 5 dan gambar 33, pengukuran *base propeller* dengan jarak 1,5 meter didapatkan nilai terendah pada sumbu X- pada putaran 3000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 63,2 dB. Sedangkan nilai tertinggi di dapatkan pada sumbu Y- Di putaran 5000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 76,6 dB. Nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan pada sumbu Y+ dan X- atau arah kanan dan belakang dari baling-baling (*propeller*) lebih rendah daripada sumbu lainnya dan memiliki pola kenaikan tingkat tekanan suara yang relatif sama terutama pada putaran 3000 dan 4000 RPM. Nilai tingkat tekanan suara tertinggi dihasilkan pada sumbu Y- atau arah kiri dari baling-baling (*propeller*).

Tabel 6. Tingkat kebisingan yang dihasilkan *base propeller* pada jarak 3 meter (dB)

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	62,3	62,1	61,5	59,7
2	4000	66,5	64,7	65,3	68,2
3	5000	70,4	71,1	69,3	70,8



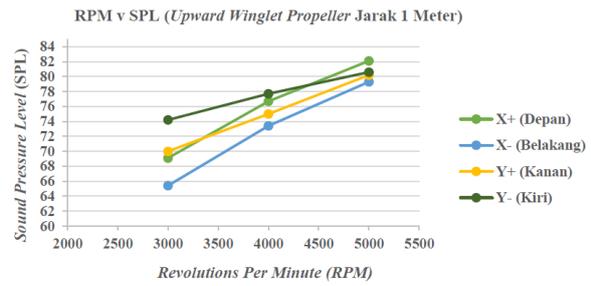
Gambar 34. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *base propeller* pada jarak 3 meter

Seperti yang ditunjukkan pada tabel 6 dan gambar 34, pengukuran *base propeller* dengan jarak 3 meter didapatkan nilai tingkat tekanan suara terendah dihasilkan pada sumbu Y- pada putaran 3000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 59,7 dB. Sedangkan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan tertinggi di dapatkan pada sumbu X- pada putaran 5000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 71,1 dB. Pada grafik tersebut juga menunjukkan bahwa nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan pada putaran 3000 RPM pada sumbu X+ dan X- atau didepan dan dibelakang baling-baling (*propeller*) relatif sama.

2) *Upward winglet propeller*

Tabel 7. Tingkat kebisingan yang dihasilkan *upward winglet propeller* pada jarak 1 meter (dB).

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	69,1	65,4	70	74,2
2	4000	76,7	73,4	75	77,7
3	5000	82,1	79,3	80,2	80,6

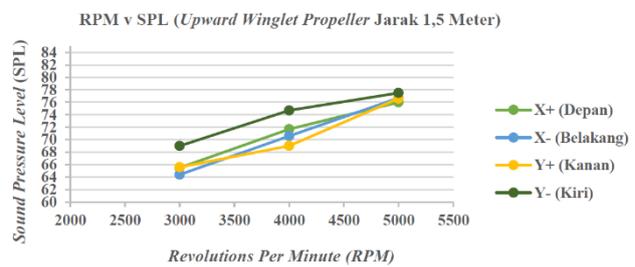


Gambar 35. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *upward winglet propeller* pada jarak 1 meter

Seperti yang terlihat pada tabel 7 dan gambar 35, pengukuran *upward winglet propeller* dengan jarak 1 meter didapatkan nilai tingkat tekanan suara terendah pada sumbu X- atau di belakang baling-baling (*propeller*) pada putaran 3000 RPM dengan nilai *sound pressure level* yang dihasilkan sebesar 65,4 dB. Sedangkan nilai tingkat tekanan suara tertinggi di dapatkan pada sumbu X+ atau di depan baling-baling (*propeller*) pada putaran 5000 RPM dengan nilai 82,1 dB. Pada grafik tersebut menunjukkan bahwa nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan pada putaran 5000 RPM pada sumbu Y+ dan Y- atau di kanan dan kiri baling-baling (*propeller*) menunjukkan hasil yang hampir sama.

Tabel 8. Tingkat kebisingan yang dihasilkan *upward winglet propeller* pada jarak 1,5 meter (dB)

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	65,5	64,4	65,6	69
2	4000	71,7	70,6	69	74,7
3	5000	76	76,7	76,6	77,5



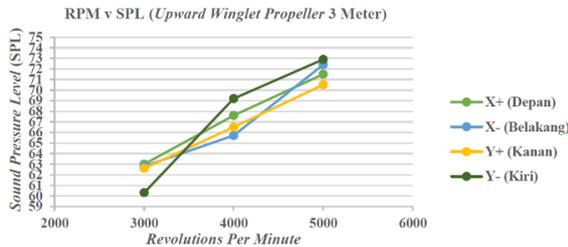
Gambar 36. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *upward winglet propeller* pada jarak 1,5 meter

Seperti yang terlihat pada tabel 8 dan gambar 36, pengukuran *upward winglet propeller* dengan jarak 1,5 meter didapatkan nilai tingkat tekanan suara terendah pada sumbu X- atau di belakang baling-baling (*propeller*) pada putaran 3000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 64,4 dB. Sedangkan nilai tertinggi didapatkan pada sumbu Y- pada putaran 5000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 77,5 dB. Pada grafik diatas menunjukkan juga bahwa tingkat kebisingan yang dihasilkan pada sumbu X+ dan Y+ atau di depan dan di kanan baling-baling (*propeller*) menunjukkan nilai tingkat tekanan suara yang

dihasilkan relatif sama hal itu serupa ditunjukkan oleh sumbu X- dan Y+ atau di belakang dan di kanan baling-baling (*propeller*) pada putaran 5000 RPM.

Tabel 9. Hasil pengukuran kebisingan pada *upward winglet propeller* pada jarak 1,5 meter

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	63	62,8	62,6	60,3
2	4000	67,6	65,7	66,5	69,2
3	5000	71,5	72,4	70,5	72,9



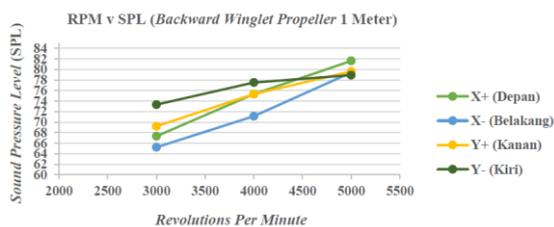
Gambar 37. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *upward winglet propeller* pada jarak 3 meter

Seperti yang terlihat pada tabel 9 dan gambar 37, pengukuran *upward winglet propeller* dengan jarak 3 meter didapatkan nilai tingkat tekanan suara terendah pada sumbu Y- dengan putaran 3000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 60,3 dB. Sedangkan nilai tertinggi di dapatkan pada sumbu Y- pada putaran 5000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 72,9 dB. Pada putaran 3000 RPM nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan yang dihasilkan oleh sumbu X+, X-, Y+ atau di depan, di belakang dan di kanan baling-baling (*propeller*) menunjukkan nilai tingkat kebisingan yang saling berdekatan atau relatif sama.

3) Backward winglet propeller

Tabel 10. Tingkat kebisingan yang dihasilkan *backward winglet propeller* pada jarak 1 meter (dB)

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	67,3	65,2	69,2	73,3
2	4000	75,3	71,1	75,3	77,5
3	5000	81,6	79,4	79,6	78,9



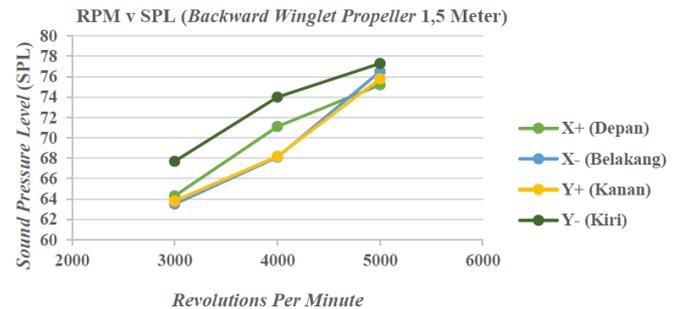
Gambar 38. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *backward winglet propeller* pada jarak 1 meter

Seperti yang terlihat pada tabel 10 dan gambar 38, pengukuran *backward winglet propeller* dengan jarak 1

meter didapatkan nilai terendah pada sumbu X- pada putaran 3000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 65,2 dB. Sedangkan nilai tertinggi di dapatkan pada sumbu X+ pada putaran 5000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 81,6 dB. Hasil perhitungan tingkat tekanan suara yang dihasilkan dengan menunjukkan hasil yang sama ditunjukkan pada sumbu X- dan Y+ atau di belakang dan di kanan baling-baling (*propeller*) pada kecepatan 5000 RPM dan hal serupa ditunjukkan pada X+ dan Y+ atau di depan dan di kanan baling-baling (*propeller*) pada kecepatan 4000 RPM.

Tabel 11. Tingkat kebisingan yang dihasilkan *backward winglet propeller* pada jarak 1,5 meter (dB)

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	64,3	63,5	63,8	67,7
2	4000	71,1	68,1	68,2	74
3	5000	75,2	76,5	75,8	77,3

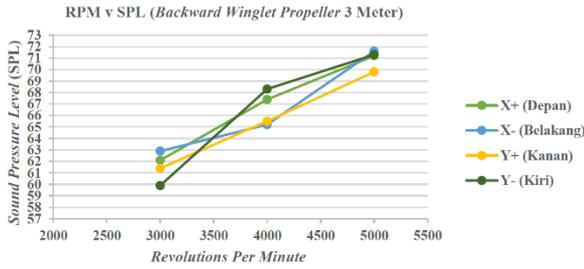


Gambar 39. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *backward winglet propeller* pada jarak 1,5 meter

Seperti yang terlihat pada tabel 11 dan gambar 39, pengukuran *backward winglet propeller* dengan jarak 1,5 meter didapatkan nilai tingkat tekanan suara terendah pada sumbu X- pada putaran 3000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 63,5 dB. Sedangkan nilai tertinggi di dapatkan pada sumbu Y- pada putaran 5000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 77,3 dB. Pada grafik ini juga menunjukkan bahwa pola peningkatan tingkat tekanan suara yang dihasilkan terhadap kecepatan putar memiliki kemiripan yang ditunjukkan oleh sumbu X- dan Y+ atau dibelakang dan dikanan baling-baling (*propeller*). Nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan pada kecepatan 3000 RPM menunjukkan hasil yang relatif sama atau berdekatan pada sumbu X+, X-, Y+ atau di depan, di belakang, di kanan baling-baling (*propeller*).

Tabel 12. Tingkat kebisingan yang dihasilkan *backward winglet propeller* pada jarak 3 meter (dB)

No	N (RPM)	X+	X-	Y+	Y-
1	3000	62,1	62,9	61,4	59,9
2	4000	67,4	65,2	65,5	68,3
3	5000	71,2	71,6	69,8	71,3



Gambar 40. Grafik hasil pengukuran kebisingan pada *backward winglet propeller* pada jarak 3 meter

Seperti yang terlihat pada tabel 12 dan gambar 40, pengukuran *backward winglet propeller* dengan jarak 3 meter didapatkan nilai terendah pada sumbu Y- pada putaran 3000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 59,9 dB. Sedangkan nilai tertinggi di dapatkan pada sumbu X- pada putaran 5000 RPM dengan nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan sebesar 71,6 dB. Pada grafik tersebut menunjukkan bahwa tingkat kebisingan pada kecepatan 4000 RPM di sumbu X- dan Y+ memiliki nilai tingkat tekanan suara yang dihasilkan cenderung sama dan hal yang sama ditunjukkan pada kecepatan 5000 RPM pada sumbu X+, X-, dan Y- atau di depan, di belakang dan di kiri baling-baling (*propeller*) menunjukkan hasil yang sama.

B. Pembahasan

Rata-rata nilai tingkat kebisingan pada masing-masing baling-baling (*propeller*) didapatkan dari perhitungan jumlah total dari setiap kecepatan putar pada masing-masing jarak pengukuran dibagi dengan jumlah sumbu pengukuran. Perhitungan tersebut dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$\text{Rata - Rata Kebisingan} = \frac{\text{Total Penjumlahan setiap Sumbu Pengukuran}}{\text{Jumlah Sumbu Pengukuran}}$$

Maka, perhitungan nilai rata-rata pada *base propeller* pada jarak 1 meter sebagai berikut:

$$\text{Rata - Rata Kebisingan} = \frac{(68,3 + 64,3 + 69,1 + 73,7)}{4} = 68,9$$

Tabel 13. Rata-rata kebisingan yang dihasilkan pada *base propeller*

RPM	Jarak Pengukuran		
	1 meter	1,5 meter	3 meter
3000	68,9	64,7	61,4
4000	74,1	69,9	66,2
5000	79,2	75,5	70,4

Tabel 14. Rata-rata kebisingan yang dihasilkan pada *base propeller*

RPM	Jarak Pengukuran		
	1 meter	1,5 meter	3 meter
3000	69,7	66,1	62,2
4000	75,7	71,5	67,2
5000	80,6	76,7	71,8

Tabel 15. Rata-rata kebisingan yang dihasilkan pada *backward winglet propeller*

RPM	Jarak Pengukuran		
	1 meter	1,5 meter	3 meter
3000	68,8	64,8	61,6
4000	74,8	70,4	66,6
5000	79,9	76,2	71

Dari hasil pengujian pada baling-baling (*propeller*) dapat disimpulkan bahwa penggunaan *winglet* pada baling-baling (*propeller*) dapat berpengaruh pada gaya dorong (*thrust*) dan kebisingan yang dihasilkan dengan hasil yang berbeda pada tiap tipe baling-baling (*propeller*).

Dari hasil pengujian pada *upward winglet propeller* didapatkan bahwa adanya penurunan gaya dorong (*thrust*) dan adanya penambahan kebisingan yang dihasilkan oleh baling-baling (*propeller*) tersebut. Maka dari itu, pada baling-baling (*propeller*) tidak terbukti teori yang menyatakan bahwa penambahan *winglet* dapat meningkatkan gaya dorong dan mengurangi tingkat kebisingan yang dihasilkan. Namun hal ini sejalan dengan hasil penelitian yang berjudul “*Validation of Optoacoustic Propeller Noise Examinations Test Propellers* [1]”, bahwa pada penelitian tersebut dilakukan pengujian terhadap *propeller* dengan ukuran 22x19 inci dengan *proplet propeller* bertipe *upward blended winglet*. Dari hasil pengujian tersebut didapatkan adanya pengurangan nilai gaya dorong (*thrust*) dan adanya penambahan tingkat kebisingan yang dihasilkan. Sehingga dapat disimpulkan bahwa penerapan *upward winglet* pada *propeller* memiliki pengaruh pada berkurangnya gaya dorong (*thrust*) dan bertambahnya tingkat kebisingan pada *propeller* dengan jenis dan ukuran yang berbeda.

Bedasarkan data manufaktur menunjukkan bahwa *Q-tip propeller hartzell* menunjukkan dengan menekuk ujung bilah ke belakang (*backward*) pada sudut 90° untuk mendapatkan gaya dorong (*thrust*) yang sama dari baling-baling (*propeller*) berdiameter lebih kecil dan kecepatan ujung baling-baling (*propeller*) yang berkurang mengurangi kebisingan. Hal yang berbeda ditunjukkan pada penelitian ini. Dari hasil pengujian pada *backward winglet propeller* didapatkan bahwa adanya penambahan gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan dan tingkat kebisingan yang dihasilkan konstan atau relatif sama dengan tingkat kebisingan yang dihasilkan oleh *base propeller*. Maka, pada penelitian ini disimpulkan bahwa untuk diameter baling-baling (*propeller*) berpengaruh terhadap gaya dorong (*thrust*) dan kebisingan yang dihasilkan. Untuk mencapai tingkat kebisingan yang lebih rendah maka pada *backward winglet propeller* harus memiliki diameter baling-baling (*propeller*) yang lebih pendek daripada *base propeller* dan apabila ingin menambahkan nilai gaya dorong (*thrust*) maka *backward winglet propeller* harus memiliki diameter baling-baling (*propeller*) yang sama.

V. KESIMPULAN

Setelah dilakukan perancangan *propeller* dan pengujian kebisingan pada *propeller* serta berdasarkan

analisa dan pengolahan data maka dapat disimpulkan hal-hal berikut ini.

Dari hasil perancangan didapatkan bahwa perancangan *propeller* dengan referensi geometri 11x6“ mengacu pada teori-teori dasar *propeller* yang ada dan proses pembuatan dapat dilakukan dengan aplikasi 3 Dimensi *Computer Aided Design*. Pada Perancangan ini ukuran hub mengacu pada *propeller* 14x7“ Gemfan didapatkan hasil perancangan dengan tebal hub sebesar 11,5 mm, diameter lubang shaft sebesar 6 mm, diameter hub sebesar 25 mm. *Propeller* dibuat berketebalan *Airfoil* 35% pada bagian *section root (section A)* pada jarak 21 mm dari *propeller* hub dan berketebalan *airfoil* 10% pada bagian *section tip (section K)* pada jarak 139,7 mm dari *propeller* hub. Penambahan *winglet* pada *propeller* mengacu pada penelitian [25] bahwa pada penelitian ini angle of incident yang dipakai pada *propeller* sebesar 2°, blend radius sebesar 5 mm, panjang *winglet* sebesar 2,8 mm dan sudut *winglet* sebesar 90°.

Pada *backward winglet propeller* diperoleh nilai gaya dorong (*thrust*) yang lebih tinggi apabila dibandingkan dengan *base propeller*. Namun, hal yang berlawanan ditunjukkan oleh *upward winglet propeller* lebih tinggi dibandingkan dengan *base propeller* karena pada *upward winglet propeller* jarak kesenyapan *propeller* terhadap permukaan tanah lebih jauh daripada *base propeller*. *Upward winglet propeller*, pada baling-baling (*propeller*) ini diperoleh nilai gaya dorong atau *thrust* yang relatif lebih rendah daripada *base propeller*.

Dari hasil pengujian, Dari hasil pengujian kebisingan, didapatkan bahwa *propeller* dengan jenis *backward winglet propeller* cenderung menghasilkan nilai sound pressure level yang hampir sama dengan *base propeller*. Selisih rata-rata nilai sound pressure level yang dihasilkan oleh *backward winglet propeller* tidak lebih dari 1 dB. Selisih rata-rata sound pressure level yang dihasilkan oleh *upward winglet propeller* cenderung dengan nilai lebih dari 1 dB dengan nilai rata-rata sound pressure level terbesar yang terbesar dihasilkan sebesar 1,6 dB.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terimakasih diberikan kepada seluruh pihak yang telah membantu penelitian ini sehingga penelitian ini dapat terlaksana dengan baik.

REFERENSI

- [1] K. Oeckel, S. Angermann, A. Frahm, S. Kümritz, M. Kersch, and G. Heilmann, Validation of optoacoustic propeller noise examinations, *INTER-NOISE 2019 MADRID - 48th Int. Congr. Exhib. Noise Control Eng.*, pp. 1–12, 2019.
- [2] D. Miljkovic, Methods for attenuation of unmanned aerial vehicle noise, *2018 41st Int. Conv. Inf. Commun. Technol. Electron. Microelectron. MIPRO 2018 - Proc.*, no. May, 2018, pp. 914–919, doi: 10.23919/MIPRO.2018.8400169.
- [3] K. Martinez, What are the best silent drone choices and what applications are they good for?, 2021. <https://www.dronethusiast.com/what-are-the-best-silent-drone-choices-and-what-applications-are-they-good-for/> (accessed Apr. 28, 2021).
- [4] F. Ahmad, Noise contour kebisingan prototipe propeler rendah bising pada pesawat tanpa awak, *WAHANA Inov. Vol. 7 No.2 JULI-DES 2018*, vol. 7, no. 2, 2018, pp. 258–262.
- [5] E. Jack and D. W. Kurtz, A Noise Liff, *Technology*, 1970.
- [6] O. Gur and A. Rosen, Design of a quiet propeller for an electric mini unmanned air vehicle, *J. Propuls. Power*, vol. 25, no. 3, 2009, pp. 717–728, doi: 10.2514/1.38814.
- [7] J. P. Sullivan, L. K. Chang, and C. J. Miller, The effect of proplets and Bi-blades on the performance and noise of propellers, *SAE Tech. Pap.*, 1981, doi: 10.4271/810600.
- [8] D. La Fauci, No, this was not a prop strike. The benefits of these props are huge!, 2018. <https://www.thecfiguy.com/single-post/2018/02/19/no-this-was-not-a-prop-strike-the-benefits-of-these-props-are-huge> (accessed Sep. 07, 2021).
- [9] AST, *B17 Propeller Part 1 – Fundamentals & Construction*. Perth: Air Service Training (Engineering) Limited, 2013.
- [10] FAA, *Aviation Maintenance Technician Handbook-Volume 2*, 2012th ed. Oklahoma City: Federal Aviation Administration, 2012.
- [11] W. B. Garner, Model airplane propellers part 1, *Physical Properties* Figure 1-2. *Blade Twist or Pitch Illustration*, 2009, pp. 1–24.
- [12] Mecaflux, Twisting blade propeller and profile pitch, 2021.
- [13] B. D. Rutkay, A Process for the design and manufacture of propellers for small unmanned aerial vehicles by affairs in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Applied Science, 2014, pp. 1–74.
- [14] FAA, *Aviation maintenance technician handbook-Airframe Volume 1*, vol. 1.
- [15] I. Hanif, G. Jatisukamto, A. Amroe, and A. Nafi, Pengaruh sudut tekuk (cant) winglet menggunakan airfoil naca 2215 pada aerodinamika sayap pesawat, no. 3, 2017, pp. 41–45.
- [16] S. Rajendran, Design of parametric winglets and wing tip devices – A Conceptual Design Approach, 2012, p. 71.
- [17] I. Hanif, G. Jatisukamto, A. Amroe, and A. Nafi, Pengaruh sudut tekuk (cant) winglet menggunakan airfoil naca 2215 pada aerodinamika sayap pesawat, no. 3, 2017, pp. 41–45.
- [18] M. Khasyofi and F. Hartono, Development testing method and analysis static thrust for propeller based propulsion, *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 645, no. 1, 2019, doi: 10.1088/1757-899X/645/1/012015.
- [19] C. I. P. K. Kencanawati, Akustik dan material penyerap suara, *Skripsi*, 2017, pp. 1–26.
- [20] S. R. U., S. Theodorus S Kalengkongan, Dringhuzen J. Mamahit, Rancang bangun alat deteksi kebisingan berbasis arduino uno, *J. Tek. Elektro dan Komput.*, vol. 7, no. 2, 2018, pp. 183–188.
- [21] K. Per Vilhelm Bruel, measuring sound, Denmark, 1984.
- [22] Sugiyono, *Metode Penelitian dan Pengembangan Pendekatan Kualitatif, Kuantitatif, dan R&D*. 2015.
- [23] B. D. Rutkay, A Process for the design and manufacture of propellers for small unmanned aerial vehicles, Carleton University, 2014.
- [24] M. S. S. J.B. Brandt, R.w. Deters, G.K. Ananda, O.D.

- Dantsker, UIUC Propeller Database, 2015. .
- [25] S. J.P *et al.*, Proplet Propeller Design/Build/Test Final Report, 2005.
- [26] U. S. Terminal, U. S. Terminal, E. Route, and E. Route, *Advisory Circular-Certification Propeller*, no. January. 2005, pp. 1–4.
- [27] A. Rasyid, Pengertian sensor beban load cell, *samrasyid.com*, 2020. .
- [28] R. O. Harahap, Studi eksperimental reduksi kebisingan menggunakan reactive muffler pada pesawat tanpa awak NVC USU, Universitas Sumatera Utara, 2017.
- [29] Canadian Centre for Occupational Health & Safety, *Noise Basic*, 2021.