

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pesawat tanpa awak atau dapat disebut UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan sebuah mesin terbang yang dikendalikan secara jarak jauh dari stasiun atau pusat control melalui frekuensi radio atau secara otomatis oleh komputer. Di zaman ini, UAV sangat banyak digunakan dengan ditujukan untuk mempermudah pekerjaan manusia seperti mengangkat barang, hingga diaplikasikan di bidang militer sebagai pesawat pengintai atau pesawat tempur. UAV memiliki ragam jenis bentuk sesuai dengan fungsi yang ditujukan. Salah satu komponen penting dalam UAV ialah *landing gear*. Secara umum *landing gear* berfungsi sebagai penopang beban pesawat pada saat berada di darat dan menyerap energi dari beban hentakan ketika pesawat akan mendarat.

Landing Gear pada UAV secara umum digolongkan menjadi dua bagian yaitu bagian depan (*Nose Landing Gear*) dan bagian belakang (*Main Landing Gear*). Jenis *landing gear* tergantung dari rancangan UAV dan penggunaannya. Pada tugas akhir kali ini bentuk struktur yang digunakan ialah bentuk U.

Landing gear pada pesawat terbang berguna sebagai sistem *suspension* saat pesawat mengalami *take-off* dan *landing*. *Suspension* dari pesawat terbang didesain untuk menyerap dan menghilangkan energi kinetik dari hentakan saat mendarat, sehingga mengurangi beban dampak yang dihantarkan ke badan pesawat [1]. Peredaman beban dampak perlu dilakukan agar tidak merusak konstruksi dari pesawat atau berakibat patahnya *landing gear* yang menyebabkan pesawat tergelincir sehingga berujung kecelakaan. Pada pesawat komersil banyak dijumpai peristiwa tergelincirnya pesawat sebagai contoh kasus pada pesawat Lion Air jenis Boeing 737-800 yang tergelincir di Bandara Jalauddin, Gorontalo pada 29 April 2018 [2]. Saat pesawat tergelincir beban dampak yang terjadi sangat besar sehingga mengakibatkan patahnya *landing gear*. Oleh karena itu perlu dilakukan peredaman beban hentakan pada *landing gear* agar tidak berdampak buruk pada badan UAV.

Peredaman beban hantakan dilakukan secara pasif. Peredaman pasif merupakan peredaman yang tidak menggunakan sensor atau aktuator dan juga tidak menggunakan energi dalam proses peredaman. Peredaman secara pasif menggunakan komponen mekanis yang bertujuan untuk menyerap hantakan yang terjadi.

Berbagai metode penelitian telah dilakukan dalam peredaman beban hantakan pada *landing gear* UAV, berikut merupakan **Tabel 1.1** Penelitian terdahulu terkait peredaman beban hantakan pada *landing gear* UAV.

Tabel 1. 1 Penelitian terdahulu tentang peredaman beban hantakan pada *Landing Gear* UAV

No.	Nama	Metode	Keterangan	Hasil
1.	Nurmansyah, 2019	PMEID	<i>Passive Momentum Exchange Impact Damper</i> (PMEID) merupakan Metode ini menggunakan prinsip perpindahan momentum pada ayunan tiga bandul, dalam hal ini PMEID dianalogikan sebagai bola ketiga yang menyerap energi dan momentum dari bola kedua setelah ditumbuk bola pertama [3].	PMEID mampu meredam beban impact. Dengan Presentase peredaman beban impact paling optimal yaitu sebesar 23.06 %

2.	M. Surya, 2020	Peredam Udara	Peredaman yang dilakukan menggunakan udara sebagai fluida kerja, karakteristik dari peredam udara dipengaruhi oleh sifat udara yaitu sifat mampu diamampatkan [4].	Peredam udara mampu meredam beban impact
----	-------------------	------------------	--	--

Table di atas merupakan penelitian terkait peredaman beban impact pada landing gear yang telah dilakukan dalam 2 tahun belakangan. Untuk melanjutkan penelitian kali ini peredam yang dipakai ialah peredam inerter yang sering dipakai di Formula Satu (F1) yang prinsipnya akan diterapkan dalam meredam beban hentakan pada landing gear. Pada F1 inerter yang digunakan yaitu tipe *ball screw* yang man tipe tersebut merupakan modifikasi inerter yang dibuat oleh Malcom C. Smith. Inerter pada F1 disesuaikan bentuk dan mekanismenya untuk kebutuhan mobil F1 untuk meredam getaran pada mobil dan sebagai suspensi pada mobil F1 tersebut. Pada penelitian yang dilakukan, inerter yang akan diaplikasikan menyerupai mekanisme yang dibuat oleh Malcom C. Smith tetapi terdapat penyederhanaan dari komponen yang akan direalisasikan.

Dalam kasus penyerapan beban impact solusi klasik yang sering dilakukan yaitu dengan mengatur massa pegas yang dipasang ke sistem utama, tetapi inerter menjadi solusi alternatif yang tidak memerlukan komponen tambahan yang dipasang pada sistem utama [5]. Inerter merupakan komponen mekanis dengan sifat dimana gaya yang diberikan sebanding dengan percepatan relatif diantara sambungannya [6]. Pada saat peredaman terjadi energi yang diberikan akibat beban hentakan akan diubah kedalam bentuk gaya *inertia*. Gaya *inertia* yang dihasilkan dipengaruhi oleh diameter *flywheel* inerter tersebut.

Inerter diaplikasikan pada *landing gear* untuk meredam beban impact saat pesawat mendarat agar beban impact tersebut tidak merusak konstruksi pesawat atau dapat menimbulkan patahnya *landing gear* tersebut. Inerter akan dimodelkan sesuai

dengan ruang yang ada pada pegas profil U dan diterapkan untuk meredam beban impak saat *landing gear* jatuh. Untuk melihat seberapa besar beban impak dapat diredam dibandingkan antara variasi tanpa *flywheel* dengan setiap variasi diameter *flywheel* kedalam bentuk persen. Besarnya persentase penurunan respon yang diharapkan ialah besar atau sama dengan 50%.

Oleh karena itu, Tugas akhir ini bertujuan untuk mendapatkan respon terbaik dari *landing gear* yang berbentuk pegas U dengan aplikasi peredam inerter. Analisis dinamik digunakan untuk melihat kemampuan *landing gear* dalam mengatasi beban hentakan yang terjadi saat pesawat mendarat.

1.2 Perumusan Masalah

Untuk mendapatkan rancangan *landing gear* yang maksimal dalam meredam beban hentakan yaitu 50 % yang terjadi saat mendarat, kompromi antara kekakuan dan konstanta redaman dari pelat U akan dilakukan. Hal ini perlu dilakukan dengan memvariasikan diameter *flywheel* inerter dan ketinggian jatuh untuk mendapatkan kekakuan dan konstanta redaman yang optimal saat peredam terpasang parallel dengan kekakuan pelat U

1.3 Tujuan

Tujuan yang akan dicapai pada tugas akhir ini ialah mendapatkan rancang bangun *nose landing gear* yang dapat meredam beban impak paling optimal, yaitu mampu meredam 50% beban hentakan *landing gear* tanpa peredam dari berbagai variasi inersia, yang dalam hal ini terlihat dari berkurangnya respon struktur yang ditumpu oleh landing gear.

1.4 Manfaat

Manfaat yang bisa diperoleh dari tugas akhir ini ialah:

1. Meredam beban hentakan pada *landing gear* lebih stabil.
2. Dapat menghindari kerusakan pada konstruksi pesawat.
3. Dapat menghindari patahnya *landing gear*.

1.5 Batasan Masalah

Tugas akhir yang telah dilakukan mempunyai batasan permasalahan sebagai berikut:

1. Redaman roda *landing gear* diabaikan.
2. Massa UAV diasumsikan 5.6 kg.
3. Sistem getaran diasumsikan linear.
4. Saat roda menyentuh landasan roda selalu menapak ditanah.
5. Massa inerter tidak diabaikan.

1.6 Isi dari Tugas Akhir

Isi dari tugas akhir ini terdiri dari lima bab. Bab 1 membahas tentang latar belakang dari penelitian tugas akhir yang dilakukan. Isi dari Bab 1 terdiri dari latar belakang, perumusan masalah, tujuan penelitian, manfaat penelitian, batasan masalah dan isi dari tugas akhir. Pada bab 2 dijelaskan tentang teori-teori terkait penelitian yang akan dilakukan. Bab 3 membahas metodologi penelitian yang akan dilakukan untuk mendapatkan rancangan *landing gear* dengan *inerter* dan metodologi pengambilan data yang akan dilakukan. Bab 4 menjelaskan tentang hasil dan pembahasan dari penelitian yang dilakukan dan bab 5 menjelaskan kesimpulan yang didapat berdasarkan hasil dan pembahasan pada bab 4.

