



República Federativa do Brasil
Ministério da Indústria, Comércio Exterior
e Serviços
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(21) BR 102014025950-3 A2

(22) Data do Depósito: 17/10/2014

(43) Data da Publicação: 24/05/2016

(RPI 2368)



(54) **Título:** AERONAVE HÍBRIDA COM AS FUNCIONALIDADES DE HELICÓPTERO MULTIRROTOR E DE MOTOPLANADOR DE ASA FIXA, MODO DE FUNCIONAMENTO DA AERONAVE HÍBRIDA E ARQUITETURA DE CONTROLE DA MESMA

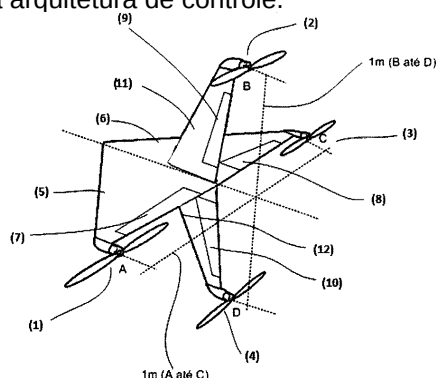
(51) **Int. Cl.:** B64C 29/00; B64C 27/26; B64D 27/24; B64C 29/02

(73) **Titular(es):** UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO - USP

(72) **Inventor(es):** MARCELO BECKER, RAFAEL CORONEL BUENO SAMPAIO, ANDRÉ CARMONA HERNANDES

(74) **Procurador(es):** MARIA APARECIDA DE SOUZA

(57) **Resumo:** 1/1 RESUMO AERONAVE HÍBRIDA COM AS FUNCIONALIDADES DE HELICÓPTERO MULTIRROTOR E DE MOTOPLANADOR DE ASA FIXA, MODO DE FUNCIONAMENTO DA AERONAVE HÍBRIDA E ARQUITETURA DE CONTROLE DA MESMA A presente invenção refere-se a uma aeronave híbrida MAV (Mmi Aerial Vehicle) capaz de proporcionar as funcionalidades de um helicóptero multirrotor e as capacidades de um motoplanador de asa fixa. Também são descritos o modo de funcionamento da aeronave híbrida e sua arquitetura de controle. A aeronave na configuração asa voadora é dotada de asa em deita composta por um par de elevons. Perpendicularmente à asa, duas estruturas fixas e espelhadas servem como estabilizadores, sendo estes dotados de lemes. Os estabilizadores possuem mesmo comprimento da raiz à ponta que as asas. Em suma, o conjunto asalemes configura uma estrutura em cruz. Quanto à configuração helicóptero, a simples rotação de toda a estrutura em 90º permite se obter uma aeronave quadrirrotora, sustentada pelo mesmo grupo motopropulsor da configuração anterior. Também são descritos o modo de funcionamento da aeronave híbrida e sua arquitetura de controle.



**AERONAVE HÍBRIDA COM AS FUNCIONALIDADES DE HELICÓPTERO
MULTIRROTOR E DE MOTOPLANADOR DE ASA FIXA, MODO DE
FUNCIONAMENTO DA AERONAVE HÍBRIDA E ARQUITETURA DE CONTROLE
DA MESMA**

CAMPO DA INVENÇÃO

[1] A presente invenção se insere no campo de aplicação de operações de processamento e transporte, mais especificamente, da aviação, de aeroplanos e helicópteros, uma vez que se refere ao desenvolvimento de uma aeronave híbrida MAV (*Mini Aerial Vehicle*) capaz de proporcionar as funcionalidades de um helicóptero multirrotor e as capacidades de um motoplanador de asa fixa. Também são descritos o modo de funcionamento da aeronave híbrida e sua arquitetura de controle.

FUNDAMENTOS DA INVENÇÃO

[2] No passado, aeronaves tripuladas de grande porte foram propostas para atender o voo *Vertical - Short Take-Off and Landing* (V-STOL.) Como exemplo tem-se as aeronaves *Boeing/BAE Systems AV-8 Harrier II* e *Bell Boeing V-22 Osprey*. Ambas as aeronaves combinam e permitem que tais funcionalidades sejam realizáveis a partir do intercâmbio de partes móveis. A primeira, consistindo de um avião, realiza o voo V-STOL a partir da vetorização do jato produzido pelo grupo motopropulsor. A segunda, já combinando as características do helicóptero multirrotor com o voo longitudinal tal qual um avião, possibilita a movimentação de parte da asa e do suporte fixo a ela que conecta os motores à mesma. Dessa forma, as duas aeronaves permitem a combinação, na mesma estrutura aeronáutica, das funções de avião e de helicóptero.

[3] No que toca à hibridização de aeronaves na configuração MAV (*Mini Aerial Vehicle*), a maioria das aeronaves propostas não atende as especificações do lançamento em voo, não sendo manufaturadas de acordo com as especificações de tal missão.

[4] Não há na literatura, nenhum trabalho anterior que aborde a hibridização avião/helicóptero multirrotor para um robô aéreo na configuração MAV não tripulado, nas condições estruturais, morfológicas e operacionais similares ou sequer próximas a desta invenção. Tampouco há proposta para tal hibridização ou que sugira um sistema semelhante. Ainda, se desconhecem trabalhos que propõe arquiteturas e estratégias de controle para aeronaves com esse nível de morfologia e de hibridização.

[5] A aeronave objeto desta invenção combina as funcionalidades encontradas em um helicóptero multirrotor na configuração quadrirrotor (4 motores) e também as funcionalidades de uma aeronave na configuração avião motoplanador. Portanto, a invenção traz a novidade de se adicionar um par de aerofólios que permite o voo sustentado por uma superfície hipersustentadora (asa) a um helicóptero quadrirrotor. Além do mais, a novidade da invenção consiste na utilização do mesmo grupo motopropulsor para ambas as configurações (helicóptero e avião) sem que nenhuma parte móvel ou nenhum mecanismo se faça necessário para permitir a vetoração da propulsão. A arquitetura proposta nesta invenção torna a aeronave mecanicamente simples.

ESTADO DA TÉCNICA

[6] Enquanto que em fase de voo como avião de asa fixa, o pedido de patente BR8700928A faz uso de um único

motor (2) posicionado no eixo longitudinal ao voo, dependendo adicionalmente do motor (1) para se sustentar; o objeto desta invenção é capaz de efetuar o voo como avião dependendo apenas da sua asa fixa para a sua manutenção em voo. Do ponto de vista energético, a presente invenção é comprovadamente mais eficiente, pois oferece um dispositivo de sustentação passivo, isso é sem a necessidade de se fornecer energia para seu funcionamento. Além das superfícies de controle para a execução de manobras, a presente invenção também permite que as mesmas sejam executadas através do uso dos motores por meio da diferenciação da rotação das hélices, permitindo que a invenção seja uma aeronave superatuada e que se possa constituir um sistema robusto/tolerante a falhas de um ou mais motores ou das superfícies de controle. Isso é, enquanto na configuração motoplanador, o grupo motopropulsor é capaz de promover as três rotações realizadas por qualquer avião de asa fixa.

[7] Uma aeronave composta consistindo de asa fixa e hélices eletricamente dirigidas e tendo funções de helicóptero foi descrita no pedido de patente WO2013056492A1. A presente invenção possui um leme a mais, o que permite que os motores aproveitem da própria geometria e estrutura da asa para a sua fixação em suas extremidades; o fato das asas e das empenagens formarem uma estrutura radialmente simétrica possibilita que a invenção possua lemes espelhados, permitindo a existência de um leme direcionador a mais que este pedido, o que leva: a presente invenção a permitir que todos os movimentos (*roll*, *pitch* e *yaw*) sejam efetuados exclusivamente por meio das

superfícies de controle. A combinação de todas as superfícies de controle e das ações dos motores permite que um sistema tolerante a falhas seja estabelecido. Essa característica, altamente desejada em uma aeronave, não é possível neste pedido sob nenhuma hipótese, conforme o próprio documento atesta e afirma.

[8] O pedido de patente GB1242337A descreve uma hélice (*rotor/propeller*) dobrável para uma aeronave que possivelmente pode efetuar o voo como helicóptero e também como avião de asa fixa, e não de uma aeronave híbrida. A aeronave não é objeto de patente no documento GB1242337A. Entretanto, é importante ressaltar que uma aeronave dessa natureza já existe. Além disso, nota-se pelos desenhos e pela descrição do documento que a aeronave, para funcionar adequadamente como reza as reivindicações, deve possuir um sistema de propulsão a jato na porção traseira da fuselagem. Um detalhe que torna as diferenças entre a presente invenção e este pedido muito evidentes é o fato de que neste pedido o conjunto dos motores que comporta a hélice dobrável é móvel em 90° para que seja possível a transição entre helicóptero e avião. Já na presente invenção, um dos requisitos da mesma trata de que não haja nenhuma parte móvel no grupo motopropulsor. Ainda no que se refere à invenção, a transição entre helicóptero e avião de asa fixa é obtido apenas pela ação dos torques promovidos pelas superfícies de controle e/ou dos motores para girar a aeronave como um todo para a posição de helicóptero.

[9] No pedido de patente US2007170307 há a clara influência da esteira de vento do rotor principal sobre a superfície das asas (posicionadas abaixo do rotor

principal), o que nitidamente gera um torque indesejável em torno do eixo lateral da aeronave. Já a presente invenção é imune a esse tipo de influência, uma vez que os motores da mesma encontram-se em uma posição estratégica (nas pontas das asas e empenagens, logo atrás de qualquer superfície de sustentação), que não permite que a esteira de vento gerada pelos motores altere e/ou degrade a capacidade da asa em gerar sustentação ao voo. Portanto, há diferenças muito claras entre esta invenção e o objeto deste pedido dos pontos de vista da aplicabilidade, de suas funcionalidades, da sua natureza mecânica e principalmente aerodinâmica, o que leva uma arquitetura de controle focada às fases de voo da invenção que não são contempladas no mesmo.

[10] Nenhuma das anterioridades descritas visa promover as seguintes funcionalidades, todas contempladas pela presente invenção:

- Possibilitar a construção em pequena/média escala;
- Possibilitar o voo autônomo, sem que haja a necessidade de se ter um condutor humano embarcado no veículo;
- Permitir e fornecer condições para o lançamento em voo a partir de uma aeronave transportadora através da capacidade aerodinâmica da própria aeronave em oferecer capacidade de se executar o voo planado após lançamento, visando economia energética;
- O item anterior implica em modificações mecânicas/estruturais/aerodinâmicas previstas na invenção e que não estão previstas no estado da técnica;

- Com relação à aplicabilidade, nenhuma das anterioridades se destina às missões propostas nesta invenção, tampouco às fases de voo possíveis através do mesmo;

- No que se refere à transição entre helicóptero e avião de asa fixa, diferentemente de todas as anterioridades, exceto o WO2013056492A1, a fuselagem e asa fixa compõem o mesmo conjunto, e tal conjunto deve ser completamente rotacionado em torno do eixo das asas para permitir o voo como helicóptero. O conjunto fuselagem-asa é reposicionado de volta ao seu eixo longitudinal quando a aeronave executa novamente o voo como avião de asa fixa. Em outras palavras, é necessário que a aeronave da presente invenção tenha a sua pose/atitude alterada para permitir a sua hibridização. Sob as perspectivas estrutural e construtiva da aeronave, essa característica é vantajosa, pois permite que o empuxo produzido pelos motores permaneça na mesma direção com relação à aeronave. Ou seja, não é necessário se modificar a orientação dos motores. Em termos construtivos, essa estratégia torna o problema extremamente simplificado, uma vez que não são necessários mecanismos e atuadores para re-orientar a posição do grupo motopropulsor;

- O princípio de funcionamento que permite o voo híbrido nas anterioridades leva em consideração a combinação de um ou mais grupos motopropulsores que se utilizam do princípio físico da propulsão em direções distintas, o que torna a hibridização mais evidente. A presente invenção, diferentemente das mesmas, com exceção ao WO2013056492A1, não possui grupos motopropulsores

móveis, o que faz valer o princípio da propulsão em uma única direção. A diferença reside em se reposicionar toda a aeronave nas direções do voo como avião e como helicóptero, mantendo-se todo o sistema fixo e rígido;

- Da manobrabilidade da invenção pode-se afirmar que a mesma possui, além de um par de asas fixas, um par de empenagens verticais (também chamados estabilizadores verticais) espelhados. Ainda com relação às empenagens verticais, diferentemente de qualquer aeronave convencional e também das anterioridades, podem-se utilizar as suas superfícies de controle tanto como lemes, movendo-se as mesmas na mesma direção de giro e/ou diferencialmente. A vantagem de se poderem mover as partes móveis das empenagens verticais diferencialmente se reflete na maior manobrabilidade da aeronave no que se refere às rotações, tornando o desempenho em voo muito mais ágil;

- Reforça-se também, que as aplicações visadas pela invenção não são aplicações para voos tripulados, o que resulta em soluções muito distintas sobre os pontos de vista mecânico, aerodinâmico, de controle e estabilidade e funcionais.

OBJETIVO E VANTAGENS DA INVENÇÃO

[11] A presente invenção tem por objetivo propor uma nova configuração de aeronave híbrida MAV (*Mini Aerial Vehicle*), capaz de proporcionar as funcionalidades de um helicóptero multirrotor e as capacidades de um motoplanador de asa fixa. A nova arquitetura e as capacidades alcançadas através da mesma permitem não somente se obter as características de uma aeronave dotada de V-TOL (Pouso e Decolagem Verticais) bem como possibilitam o lançamento em

voo a partir de uma segunda aeronave, a fim de se desenvolver o voo plainado, isso é, a partir da sustentação da asa ou com o auxílio de um grupo motopropulsor. A invenção apresenta alta razão de planeio, comprovada em testes experimentais em túnel de vento, o que permite que a mesma desenvolva o voo longitudinal com mais eficácia sem o uso de tração ativa (motores).

[12] As capacidades funcionais da invenção permitem que a mesma seja utilizada em uma gama vasta de aplicações, sobretudo as chamadas aplicações externas, exteriores ou, do inglês, *outdoor*. Entretanto, aplicações em interiores, ou *indoor* também podem se beneficiar destas capacidades. A possibilidade da mesma em acondicionar sensores diversos permite sua utilização em uma infinidade de aplicações, destacando-se:

- Monitoramento aéreo, aerofotogrametria;
- Monitoramento de condições atmosféricas, tais como medição de componentes do ar (poluentes, ozônio, dentre outros);
- Monitoramento de áreas de conflito ou de aplicação da lei;

[13] De modo a ilustrar as aplicabilidades da invenção, têm-se os seguintes exemplos:

- Agricultura de Precisão - atividades de coleta de imagens e plantio de pequenas áreas podem ser significativamente melhoradas;
- Monitoramento Urbano - a alta manobrabilidade de UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles* - Veículos Aéreos Não Tripulados) de escala reduzida é de extrema utilidade na

navegação de áreas urbanas restritas por construções e pode se adaptar à dinâmica de grandes centros;

- Observação da Vida Selvagem - a baixa emissão de ruído sonoro pertinente a UAVs elétricos de pequena escala, tal como a invenção, é extremamente interessante na coleta de imagens e amostras, ao ser penetrado em densas florestas, sem que seja percebido;

- Aplicação da Lei - monitoramento aéreo de rotina empregando-se UAVs elétricos de pequena escala pode coibir a ação de grupos criminosos em áreas críticas tais como em grandes centros ou nas periferias de grandes cidades;

- Monitoramento Atmosférico - A invenção pode ser utilizada no monitoramento atmosférico e/ou na captura de amostras para a análise de sua composição para fins de controle de poluição e nível de ozônio;

- Ambientes Hostis ou de Alta Periculosidade - A invenção pode ser enviada ou lançada sobre áreas de alta periculosidade para a captura de imagens ou de amostras.

- Medição/Coleta de Água do Mar - A invenção pode ser lançada sobre áreas marítimas/oceânicas na intenção de se coletar amostras de água para análise de salinidade, poluição, microrganismos, dentre outros;

- Controle de Fronteiras / Uso Militar - A invenção pode ser utilizada em áreas críticas como fronteiras e áreas de guerra/conflito para monitoramento sem a necessidade de se colocar a vida de um operador humano em perigo;

- Entrega de Produtos/Medicina em Áreas Remotas - A invenção pode ser lançada a distâncias para entrega de

medicamentos e vacinas e/ou para a coleta de amostras humanas (urina, sangue, etc.) em áreas remotas.

[14] Considerando o fato de que a invenção apresenta boa razão de planeio, a possibilidade do lançamento em voo e o fato de que isso pode aumentar a sua autonomia em comparação aos UAVs convencionais, painéis solares podem ser instalados para recobrir a sua fuselagem. Como caráter ilustrativo, a invenção possuindo 0,8 m² de área exposta, produziria uma potência média de aproximadamente 70W. A energia gerada pode ser empregada para alimentar equipamentos pequenos de baixa potência, pequenas placas TTL (Transistor-Transistor Logic), LEDs (*Light Emitting Diode*) ou até mesmo para contribuir para a recarga das baterias principais em exposições solares de alta duração.

BREVE DESCRIÇÃO DA INVENÇÃO

[15] A presente invenção refere-se a uma aeronave híbrida MAV (*Mini Aerial Vehicle*) capaz de proporcionar as funcionalidades de um helicóptero multirrotor e as capacidades de um motoplanador de asa fixa. Também são descritos o modo de funcionamento da aeronave híbrida e sua arquitetura de controle.

[16] A aeronave na configuração asa voadora é dotada de asa em delta composta por um par de *elevons*. Um *elevon* é uma superfície de controle aerodinâmico, composto por uma única peça móvel presa à asa. O par de *elevons* assume a função de elevador quando movimentados no mesmo sentido de rotação, promovendo a dinâmica longitudinal da aeronave. Quando movimentados diferencialmente, ou seja, um em cada sentido de rotação, o *elevon* se comporta como um par de *ailerons*. Perpendicularmente à asa, duas estruturas fixas e

espelhadas servem como estabilizadores, sendo estes dotados de lemes. Os estabilizadores possuem mesmo comprimento da raiz à ponta que as asas. Em suma, o conjunto asa-lemes configura uma estrutura em cruz. Quanto à configuração helicóptero, a simples rotação de toda a estrutura em 90° permite se obter uma aeronave quadrirrotora, sustentada pelo mesmo grupo motopropulsor da configuração anterior.

[17] O grupo motopropulsor da invenção é caracterizado por quatro motores radialmente equidistantes, afixados às pontas dos lemes e das asas, preservando a simetria em cruz. Além disso, os motores permanecem constantemente afixados na estrutura da aeronave, não possuindo nenhum grau de liberdade que permita a vetoração ou o direcionamento do fluxo propulsor. O sistema propulsor da invenção trabalha tanto na configuração helicóptero quanto na função avião.

[18] No tocante às limitações energéticas impostas pela robótica aérea de uma maneira geral, na sua maior parte devida às limitações impostas pela baixa relação densidade energética/massa, a possibilidade de se projetar uma aeronave que esteja de acordo com o lançamento em voo a partir de uma segunda aeronave são extremamente atrativas. Nesse sentido, a alta capacidade de planeio da invenção impacta direta e positivamente não somente no aumento da sua autonomia, mas também se reflete no aumento significativo do escopo de aplicações que podem se beneficiar do uso da mesma. De modo ilustrativo, a invenção se permite lançar a distâncias consideráveis do ponto de interesse, empregando apenas as energias cinéticas e potenciais advindos do lançamento acionando os motores

quando estritamente necessário e, desse modo, economizando energia o que implica em maior autonomia.

BREVE DESCRIÇÃO DAS FIGURAS

[19] A Figura 1 mostra as partes componentes da aeronave: motores (1), (2), (3) e (4); asa esquerda (5); asa direita (6); elevon esquerdo (7); elevon direito (8); leme superior (9); leme inferior (10); estabilizador superior (11) e estabilizador inferior (12). (A) a (C) refere-se à distância entre as asas; (B) a (D) refere-se à distância entre os estabilizadores.

[20] A Figura 2A mostra a aeronave em voo como motoror.

[21] A Figura 2B mostra a aeronave em voo como helicóptero quadrirrotor.

[22] A Figura 3 mostra o perfil aerodinâmico no molde MH-60 da asa fixa da aeronave.

[23] A Figura 4 mostra as características construtivas e aspectos morfológicos da asa.

[24] A Figura 5 mostra o perfil aerodinâmico dos estabilizadores caracterizado por um molde simétrico NACA0012.

[25] A Figura 6 mostra as visões lateral (a), frontal (b), superior (c) e em perspectiva da montagem da aeronave.

[26] A Figura 7 mostra o esquema eletrônico da aeronave.

[27] A Figura 8 representa graficamente o Coeficiente de Sustentação (C_l) *versus* o ângulo de ataque da aeronave.

[28] A Figura 9 representa graficamente o Coeficiente de Arrasto (C_d) *versus* o ângulo de ataque da aeronave.

[29] A Figura 10 representa graficamente o Coeficiente de Momento (C_m) versus o ângulo de ataque da aeronave.

[30] A Figura 11 representa graficamente a Razão de Planeio versus o ângulo de ataque da aeronave.

[31] A Figura 12 mostra os eixos coordenados relevantes para a determinação das equações dinâmicas da aeronave.

[32] A Figura 13 mostra o diagrama de corpo livre do motor da aeronave.

[33] A Figura 14 mostra o diagrama de corpo livre da aeronave.

[34] A Figura 15A mostra as forças atuantes na propulsão da aeronave na configuração avião.

[35] A Figura 15B mostra as forças atuantes na propulsão da aeronave na configuração helicóptero quadrirrotor.

[36] A Figura 16 mostra a arquitetura de funcionamento da aeronave através de máquina de estado.

DESCRIÇÃO DETALHADA DA INVENÇÃO

[37] A presente invenção refere-se a uma aeronave que possui simultaneamente as funcionalidades de voo de um helicóptero na configuração quadrirrotor (helicóptero com quatro motores) e de um motoplanador de asa fixa.

[38] Para as funcionalidades previstas para a aeronave no modo de voo como motoplanador, alguns requisitos são necessários para o seu funcionamento: baixos coeficientes de arrasto e momento; alto coeficiente de sustentação; bom desempenho a velocidades baixas; alta razão de planeio; e ser dinamicamente estável no modo de voo avião.

[39] Para atingir tais requisitos, a aeronave foi configurada com as seguintes partes componentes, como mostrado na Figura 1: motores (1), (2), (3) e (4); asa esquerda (5); asa direita (6); elevon esquerdo (7); elevon direito (8); leme superior (9); leme inferior (10); estabilizador superior (11) e estabilizador inferior (12). (A) a (C) refere-se à distância entre as asas; (B) a (D) refere-se à distância entre os estabilizadores.

[40] A ideia é que a invenção possa voar como um avião (em voo propulsionado longitudinalmente) e sustentado por uma asa fixa (5 e 6) e propulsionado por fonte de tração, motores (1 a 4), e ainda ser capaz de voar omnidirecionalmente (em todas as direções) como um helicóptero convencional. O ponto central da invenção é o fato de que, para as duas configurações supracitadas, a aeronave faça uso do mesmo grupo propulsor (motores 1 a 4). Por essa razão, é considerada uma aeronave híbrida entre helicóptero e avião de asa fixa. Para efeito de ilustração, a Figura 2 mostra os dois momentos onde a aeronave voa como avião (Figura 2A) e encontra-se em voo pairado no ar como um helicóptero (Figura 2B).

[41] Em cada uma das pontas das 2 asas (5 e 6) e dos 2 estabilizadores (11 e 12) estão afixados motores, totalizando 4 unidades (1 a 4). O sistema de propulsão independe da natureza dos propulsores, sejam motores elétricos e/ou combustão com hélices. Os motores exibidos nas figuras são motores sem escovas (*brushless*) apenas para fins de ilustração. Ainda dentro do caráter ilustrativo, cada motor propulsiona uma hélice APC 14 x 1,5 (polegadas), entretanto o tamanho e o tipo de hélice estão relacionados

com o tamanho da aeronave, respeitando a proporcionalidade de tamanho e empuxo gerados. O conjunto de 4 motores e 4 hélices caracteriza o grupo motopropulsor da aeronave.

[42] Cada motor possui um controlador de velocidade atrelado ao seu funcionamento, no exemplo ilustrado, os motores são controlados por um ESC (*Eletronic Speed Control*) responsável por converter o sinal de comando na forma de um sinal modulado por largura de pulso, denominado PWM (*Pulse-Width Modulation*) em um sinal para controlar o motor sem escovas. Ainda na caracterização do exemplo, o grupo propulsor, formado pelos motores elétricos e ESCs são alimentados por uma bateria de tensão 12 Volts e 6600 mAh e uma bateria auxiliar de 7,4 Volts e 2000mAh, dedicada à alimentação dos módulos de controle. Faz-se, aqui, uma ressalva em que a alimentação do sistema propulsor está intimamente atrelada ao tipo de motor utilizado e, no caso de motores a combustão, um reservatório com combustível apropriado deve ser usado no lugar de uma das baterias.

[43] Para atender a configuração de aeronave híbrida, devem-se seguir rigorosamente alguns pré-requisitos que acabam por impactar diretamente na sua morfologia. Portanto, a aeronave é constituída por uma asa fixa (5 e 6), dotada de desenho em asa-delta. É recomendado pela literatura usar um perfil aerodinâmico no molde MH-60 (Figura 3). Entretanto, o enflechamento utilizado pode variar entre 0° e 60° nos casos extremos, a fim de caracterizar melhor o exemplo utilizado por essa patente, o enflechamento visivelmente ilustrado (Figura 6c) é de 46° . A asa (5 e 6) possui envergadura (distância entre as pontas das asas direita e esquerda) mínima de 1 metro (A a C),

que é o mínimo recomendado a partir da caracterização em túnel de vento. Adicionalmente, ocorre uma pequena torção nas pontas das asas denominada *washout*, cujo ângulo de incidência pode variar entre 3° e 6° , para baixo com relação à incidência do ar na mesma no plano longitudinal. A Figura 4 mostra o detalhe da torção na ponta da asa. Ainda na asa, encontram-se uma superfície de controle chamada *elevon* (7 e 8). Cada asa recebe um *elevon*.

[44] Cada um dos *elevons* (7 e 8) presentes em cada uma das duas asas (5 e 6) deve ter seu tamanho proporcional a envergadura utilizada pelo invento, a título de ilustração, para 1 metro de envergadura, os *elevons* devem ter 25 cm de comprimento e a menor distância entre cada um da linha de simetria (raiz da asa) é de 15 cm. Os mesmos estão posicionados na parte traseira da asa (bordo de fuga). Observando-se a asa em vista superior, nota-se que os *elevons* são simétricos. Analogamente, os lemes (9 e 10) para uma envergadura de 1 metro apresentam 25 cm de comprimento e a menor distância à asa é de 15 cm e também apresentam simetria entre si.

[45] Na linha de simetria da asa (5 e 6) e também alinhados ao bordo de fuga da mesma encontram-se dois estabilizadores verticais (11 e 12), posicionados um na parte de cima da asa (11) e o outro na parte debaixo da mesma (12) de maneira que os bordos de fuga do conjunto asas/estabilizadores fiquem no mesmo plano. Dessa forma, asas e estabilizadores verticais estão posicionados perpendicularmente entre si. O perfil aerodinâmico dos estabilizadores é caracterizado por um molde simétrico, e este foi exemplificado na invenção por um perfil do tipo

NACA0012 (Figura 5) e a envergadura formada por ambos (B a D), para efeitos de manobrabilidade tanto em voo como motoplanador, tanto como helicóptero multirrotor, é a mesma envergadura da asa (A a C), desse modo, os motores ficam equidistantes do cruzamento entre as linhas dos motores das asas e dos motores dos estabilizadores verticais. Similarmente a asa, os estabilizadores também recebem superfícies de controle colocadas de modo também simétrico entre si.

[46] A Figura 6 mostra as visões lateral (a), frontal (b), superior (c) e em perspectiva da montagem da aeronave.

[47] Considerando o exemplo, toda a fuselagem e as superfícies de controle (*elevons* e lemes) são confeccionadas empregando-se 3 camadas de fibra de carbono, material leve, resistente e de fácil moldagem. A escolha da fibra de carbono garante a resistência mecânica ao mesmo tempo em que não compromete o peso da estrutura, tornando a aeronave um VANT (Veículo Aéreo Não Tripulado) leve. Entretanto, outros materiais podem ser utilizados para a confecção da fuselagem, desde que respeitem a relação peso/potência.

[48] A massa total da aeronave ilustrada é de 1,2 Kg, podendo variar dependendo das massas dos itens essenciais embarcados, do tamanho da envergadura e material da fuselagem escolhidos.

[49] Dentro do exemplo sugerido, para montar as peças da aeronave usaram-se moldes, usinados ou prontos, para realizar o processo de moldagem das peças. Ao final do processo, as peças são desprendidas dos moldes e pode-se começar a montagem da invenção.

[50] Primeiramente, antes de fechar as partes das asas, deve-se acondicionar a parte eletrônica da aeronave. A Figura 7 mostra o esquema eletrônico da invenção usada como exemplo. Vê-se na Figura 7 o item 1, que são os servomotores responsáveis por acionar as 4 superfícies de controle de forma independente. O item 2 é o barramento de 3 fios para o acionamento de cada servo. Este barramento funciona com tensão de 5V e o sinal de comunicação é um PWM oriundo do microcontrolador de acordo com o tamanho escolhido para o exemplo. O nível de tensão e potência dos servomotores dependem do tamanho da envergadura escolhida e, por conseguinte, os esforços necessários para executar os movimentos das superfícies de controle.

[51] Dos itens 3 ao 6 são os sensores acondicionados a aeronave que servirão para realimentar os estados para o controlador, são eles uma unidade inercial, um barômetro, uma bússola e um GPS, respectivamente. Os sensores apresentam nível de funcionamento de 5V e comunicações do tipo serial RS232 e/ou SPI.

[52] O item 7 é o microcontrolador da invenção o qual contém toda a lógica de controle do voo e dos estados de voo, bem como a comunicação com os servomecanismos e os motores elétricos. O item 8 ilustra o barramento de comunicação entre o microcontrolador e a Unidade de controle de Velocidade, do inglês, *Eletronic Speed Control* (ESC), que estão indicados pelo item 9. Esse barramento funciona com tensão de 5V e o sinal de comunicação é um PWM.

[53] Por fim o ESC se comunica com o motor sem escovas (item 11) por um barramento contendo 3 fios, ilustrado pelo

item 10, sendo que este funciona com 12V. Vale ressaltar que, outro grupo propulsor exige outro controlador que não o ESC ilustrado.

[54] Para validar se os requisitos de controle foram atingidos, testes em túnel de vento foram conduzidos com a invenção montada. Os testes feitos, além de apresentarem a estabilidade dinâmica requerida, provaram que a invenção cumpre com os requisitos impostos, quantitativamente, para o caso da maior razão de planeio obtida, aproximadamente 10:1 a um ângulo de ataque de 6° , tem-se que o Coeficiente de Sustentação (C_l) é 0,4, o Coeficiente de Arrasto (C_d) é 0,04 e o Coeficiente de Momento (C_m) é 0,07. Os valores completos dos testes podem ser avaliados nos gráficos das Figuras 8 a 11. Essas mostram, respectivamente, a variação do C_l pelo ângulo de ataque, a variação do C_d pelo ângulo de ataque, a variação do C_m pelo ângulo de ataque e a variação da razão de Planeio pelo ângulo de ataque. Vale ressaltar que, para esse teste em específico, as superfícies de controle não foram acionadas a fim de validar a estrutura como um todo e assim, obter um número base de comparação para os testes com as superfícies de controle acionadas.

Equações Dinâmicas da Invenção

[55] Para um controle mais bem sucedido da nova morfologia de VANT, as equações dinâmicas que regem a aeronave são abaixo descritas.

Definições

[56] Primeiramente, definem-se os sistemas de coordenadas utilizados. Os sistemas de coordenadas mais críticos podem ser visualizados na Figura 12. A saber, o

sistema de referências inercial terá o índice I , o sistema de coordenadas do centro de gravidade CG terá o índice B_{cg} e os sistemas de coordenadas de cada motor i terão índice B_{mi} , onde i é o número do motor variando de 1 (posicionado em $B_{cg}\mathbf{x}$ positivo) terminando em 4 (posicionado em $B_{cg}\mathbf{y}$ negativo).

[57] A base B_{cg} foi definida com o eixo $B_{cg}\mathbf{x}$ orientado para a parte debaixo da aeronave quando esta está em modo avião, o eixo $B_{cg}\mathbf{y}$ foi orientado para a esquerda e por fim o eixo $B_{cg}\mathbf{z}$ foi orientado para o nariz da aeronave. As bases B_{mi} , com $i=1-4$, foram orientadas de maneira similar e por fim, a base inercial está orientada como EAST-NORTH-UP, ou seja, o eixo $\mathbf{x}$ está orientado para Leste, o eixo $\mathbf{y}$ está orientado para Norte e o eixo $\mathbf{z}$ está orientado para cima.

[58] A seguir, definem-se as matrizes de rotações entre as bases dos sistemas coordenados. Da base B_{cg} até as outras bases da invenção, a saber as B_{mi} com $i=1-4$, a matriz de transformação é a identidade. A transformação da base B_{cg} para a base inercial I é a mesma que se fosse efetuada as rotações de Euler X-Y-Z no corpo com relação a um frame inercial fixo, a matriz resultante é mostrada na Equação a seguir:

$$\begin{aligned}
 R_{zyx} &= \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (1a)
 \end{aligned}$$

[59] Onde $c\hat{\text{ângulo}}$ é uma abreviação para $\cos(\hat{\text{ângulo}})$ e $s\hat{\text{ângulo}}$ é uma abreviação para $\sin(\hat{\text{ângulo}})$ e os ângulos

(ϕ, θ, ψ) são os ângulos de rolagem, guinada e arfagem, respectivamente.

[60] Define-se ainda, as distâncias entre o CG e os motores, temos então:

$$\begin{aligned} B_{cg} r_{m1/cg} &= \begin{bmatrix} (l + x_g) \\ y_g \\ -z_g \end{bmatrix} \cdot B_{cg} r_{m2/cg} = \begin{bmatrix} x_g \\ (l + y_g) \\ -z_g \end{bmatrix} \\ B_{cg} r_{m3/cg} &= \begin{bmatrix} (-l + x_g) \\ y_g \\ -z_g \end{bmatrix} \cdot B_{cg} r_{m4/cg} = \begin{bmatrix} x_g \\ (-l + y_g) \\ -z_g \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

[61] Onde $2l$ é a envergadura da aeronave e os valores x_g , y_g e z_g são as distâncias do CG ao ponto de cruzamento entre as linhas dos motores.

Hipóteses Simplificadoras

[62] Um segundo passo a ser tomado, para obter as equações dinâmicas, é estabelecer as hipóteses simplificadoras. As hipóteses adotadas para modelar essa invenção estão listadas abaixo:

1. As equações dinâmicas serão derivadas a partir do formalismo Newton-Euler;
2. A aeronave é considerada um corpo rígido e análises de aero elasticidade e vibrações são desconsideradas;
3. As forças e momentos aeronáuticos são proporcionais ao quadrado da velocidade e limitados a um domínio testado em túnel de vento;
4. As forças provenientes das superfícies de controle são consideradas no ponto médio aerodinâmico da respectiva superfície e o mesmo é conhecido;
5. As medições provenientes do sensor inercial são consideradas no CG, apesar de não estarem exatamente colocadas no mesmo;

6. Consideram-se as ações de controle rápidas o suficiente e desse modo as acelerações angulares dos rotores são consideradas zero;

7. Inclui-se termos de perda aerodinâmica proporcional ao quadrado da velocidade;

8. As forças produzidas pelos motores são proporcionais ao quadrado de sua rotação;

9. A Inércia dos motores somente é considerada ao longo do eixo rotativo;

10. A massa dos motores é desprezível perto da massa da aeronave;

11. O plano x-z é considerado um plano de simetria;

12. A distância em y do CG ao eixo de simetria é desprezível;

13. As variações nas inércias da aeronave devido aos controles de superfície são desconsideradas.

Diagrama de Corpo Livre

[63] Pela hipótese (1), as equações de movimento e as reações entre os corpos da aeronave podem ser determinadas a partir do Diagrama de Corpo Livre (DCL) dos corpos separados. No caso em questão, temos a fuselagem com os controles de superfície e os motores separados individualmente. Cada corpo será responsável por 6 equações de movimento e portanto, teremos um total de 30 equações, sendo 24 responsáveis pelos esforços internos e 6 ao movimento geral da aeronave. Os DCLs podem ser vistos nas Figuras 13 e 14.

Derivada do Momento Linear

[64] Descreve-se agora a parte linear do movimento da aeronave. Segundo a mesma temos que $\sum_{Bcg} F = m \cdot Bcg \vec{a}_{cg}$ para a fuselagem da aeronave e $\sum_{Bcg} F = m \cdot Bcg \vec{a}_{mi}$ para os motores, onde $i=1-4$ e $Bcg \vec{a}_{mi}$ é o vetor de aceleração total e definido como:

$$Bcg \vec{a}_{mi} = Bcg \vec{a}_{cg} + Bcg \dot{\Omega}_{mi} \times Bcg \vec{r}_{mi/cg} + Bcg \Omega_{mi} \times Bcg \Omega_{mi} \times Bcg \vec{r}_{mi/cg} + 2 Bcg \Omega_{mi} \times Bcg \vec{v}_{mi/cg} + Bcg \vec{a}_{mi/cg} \quad (3)$$

[65] Pela hipótese (5), tem-se que o vetor $Bcg \vec{a}_{cg}$ é conhecido e é $Bcg \vec{a}_{cg} = [\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}]^T$, o vetor $Bcg \Omega_{cg}$ é conhecido e é $Bcg \Omega_{cg} = [p, q, r]^T$ e a matriz de transformação da base Bcg para a Bmi é a identidade pela definição das mesmas.

[66] Expandindo a Equação 3 e substituindo os valores para $i=1$, temos:

$$\begin{aligned} Bcg \vec{a}_{m1} &= Bcg \vec{a}_{cg} + Bcg \dot{\Omega}_{m1} \times Bcg \vec{r}_{m1/cg} + Bcg \Omega_{m1} \times Bcg \Omega_{m1} \times Bcg \vec{r}_{m1/cg} \\ &\quad + 2 Bcg \Omega_{m1} \times Bcg \vec{v}_{m1/cg} + Bcg \vec{a}_{m1/cg} \\ &= \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l + x_g \\ y_g \\ -z_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} l + x_g \\ y_g \\ -z_g \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{r}y_g - \dot{q}z_g \\ \dot{p}z_g + \dot{r}(l + x_g) \\ -\dot{q}(l + x_g) + \dot{p}y_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -ry_g - qz_g \\ pz_g + r(l + x_g) \\ -q(l + x_g) + py_g \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \dot{u} - (q^2 + r^2)(l + x_g) + (pq - \dot{r})y_g - (\dot{q} + pr)z_g \\ \dot{v} + (\dot{r} + pq)(l + x_g) - (p^2 + r^2)y_g + (\dot{p} - qr)z_g \\ \dot{w} + (pr - \dot{q})(l + x_g) + (\dot{p} + qr)y_g + (p^2 + q^2)z_g \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4a)$$

[67] De maneira análoga, e usando os valores de distancias da equação 2, temos:

$$\begin{aligned} Bcg a_{m2} &= \begin{bmatrix} \dot{u} - (q^2 + r^2)x_g + (pq - \dot{r})(l + y_g) - (\dot{q} + pr)z_g \\ \dot{v} + (\dot{r} + pq)x_g - (p^2 + r^2)(l + y_g) + (\dot{p} - qr)z_g \\ \dot{w} + (pr - \dot{q})x_g + (\dot{p} + qr)(l + y_g) + (p^2 + q^2)z_g \end{bmatrix}, \\ Bcg a_{m3} &= \begin{bmatrix} \dot{u} - (q^2 + r^2)(-l + x_g) + (pq - \dot{r})y_g - (\dot{q} + pr)z_g \\ \dot{v} + (\dot{r} + pq)(-l + x_g) - (p^2 + r^2)y_g + (\dot{p} - qr)z_g \\ \dot{w} + (pr - \dot{q})(-l + x_g) + (\dot{p} + qr)y_g + (p^2 + q^2)z_g \end{bmatrix}, \\ Bcg a_{m4} &= \begin{bmatrix} \dot{u} - (q^2 + r^2)x_g + (pq - \dot{r})(-l + y_g) - (\dot{q} + pr)z_g \\ \dot{v} + (\dot{r} + pq)x_g - (p^2 + r^2)(-l + y_g) + (\dot{p} - qr)z_g \\ \dot{w} + (pr - \dot{q})x_g + (\dot{p} + qr)(-l + y_g) + (p^2 + q^2)z_g \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

[68] Assim, a derivada dos momentos lineares é apresentada na equação 6:

$$\begin{aligned}
 m_{fBcg}a_{cg} &= m_f \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} \\
 m_{mBcg}a_{m1} &= m_m \begin{bmatrix} \dot{u} - (q^2 + r^2)(l + x_g) + (pq - \dot{r})y_g - (\dot{q} + pr)z_g \\ \dot{v} + (\dot{r} + pq)(l + x_g) - (p^2 + r^2)y_g + (\dot{p} - qr)z_g \\ \dot{w} + (pr - \dot{q})(l + x_g) + (\dot{p} + qr)y_g + (p^2 + q^2)z_g \end{bmatrix} \\
 m_{mBcg}a_{m2} &= m_m \begin{bmatrix} \dot{u} - (q^2 + r^2)x_g + (pq - \dot{r})(l + y_g) - (\dot{q} + pr)z_g \\ \dot{v} + (\dot{r} + pq)x_g - (p^2 + r^2)(l + y_g) + (\dot{p} - qr)z_g \\ \dot{w} + (pr - \dot{q})x_g + (\dot{p} + qr)(l + y_g) + (p^2 + q^2)z_g \end{bmatrix} \\
 m_{mBcg}a_{m3} &= m_m \begin{bmatrix} \dot{u} - (q^2 + r^2)(-l + x_g) + (pq - \dot{r})y_g - (\dot{q} + pr)z_g \\ \dot{v} + (\dot{r} + pq)(-l + x_g) - (p^2 + r^2)y_g + (\dot{p} - qr)z_g \\ \dot{w} + (pr - \dot{q})(-l + x_g) + (\dot{p} + qr)y_g + (p^2 + q^2)z_g \end{bmatrix} \\
 m_{mBcg}a_{m4} &= m_m \begin{bmatrix} \dot{u} - (q^2 + r^2)x_g + (pq - \dot{r})(-l + y_g) - (\dot{q} + pr)z_g \\ \dot{v} + (\dot{r} + pq)x_g - (p^2 + r^2)(-l + y_g) + (\dot{p} - qr)z_g \\ \dot{w} + (pr - \dot{q})x_g + (\dot{p} + qr)(-l + y_g) + (p^2 + q^2)z_g \end{bmatrix}
 \end{aligned} \quad (6)$$

Derivada do Momento Angular

[69] Um cálculo análogo pode ser feito agora para o movimento angular, pela hipótese (1), temos que $\sum_{Bcg} M = \frac{d_{Bcg}H_{cg}}{dt} + Bcg\Omega_{cg} \times BcgH_{cg}$, onde $BcgH_{cg} = \tilde{I}_{cg}Bcg\omega_{cg} + m_{Bcg}r_{cg/cg} \times Bcg\vec{v}_{cg}$, $\tilde{I}_{cg}$ é o tensor de inércia avaliado na origem dos sistemas de coordenadas Bcg e $Bcg\vec{v}_{cg}$ é a velocidade absoluta da origem do sistema Bcg .

[70] Como $r_{cg/cg} = 0$, a equação do momento angular fica simplificada para: $BcgH_{cg} = \tilde{I}_{cg}Bcg\omega_{cg}$, a qual deve ser analisada para a fuselagem e para os motores. Pela hipótese (5), o vetor $Bcg\Omega_{cg}$ é conhecido e é $Bcg\Omega_{cg} = [p, q, r]^T$, assim os momentos angulares para a fuselagem e os motores, aplicando a hipótese (9), são:

$$\begin{aligned}
B_{cg}H_{cg} &= \tilde{I}_{cg}B_{cg}\omega_{cg} \\
&= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}.
\end{aligned} \tag{7a}$$

$$\begin{aligned}
B_{cg}H_{m1} &= \tilde{I}_{m1}B_{cg}\omega_{m1} \\
&= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r + \omega_1 \end{bmatrix}.
\end{aligned} \tag{7b}$$

$$\begin{aligned}
B_{cg}H_{m2} &= \tilde{I}_{m2}B_{cg}\omega_{m2} \\
&= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r - \omega_2 \end{bmatrix}.
\end{aligned} \tag{7c}$$

$$\begin{aligned}
B_{cg}H_{m3} &= \tilde{I}_{m3}B_{cg}\omega_{m3} \\
&= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r + \omega_3 \end{bmatrix}.
\end{aligned} \tag{7d}$$

$$\begin{aligned}
B_{cg}H_{m4} &= \tilde{I}_{m4}B_{cg}\omega_{m4} \\
&= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r - \omega_4 \end{bmatrix}.
\end{aligned} \tag{7e}$$

[71] Onde J é a inércia do rotor e ω_i é a velocidade angular dos rotores, com $i=1-4$. Aplicando a hipótese (13), para a fuselagem, temos que o $\tilde{I}_{cg}$ é constante e, portanto, a derivada do momento angular fica:

$$\begin{aligned}
\frac{d_{B_{cg}}H_{cg}}{dt} + B_{cg}\Omega_{cg} \times B_{cg}H_{cg} &= \\
&= \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \\
&+ \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} + I_{xy}(pr - \dot{q}) - I_{xz}(\dot{r} + pq) \dots \\ \dots + I_{yz}(r^2 - q^2) + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ I_{yy}\dot{q} - I_{xy}(\dot{p} + qr) + I_{xz}(p^2 - r^2) \dots \\ \dots + I_{yz}(pq - \dot{r}) + (I_{xx} - I_{yy})pr \\ I_{zz}\dot{r} + I_{xy}(q^2 - p^2) + I_{xz}(qr - \dot{p}) \dots \\ \dots - I_{yz}(pr + \dot{q}) + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{8a}$$

[72] Aplicando a hipótese (6), a derivada do momento angular do motor 1 é:

$$\begin{aligned}
\frac{d_{Bcg}H_{m1}}{dt} + Bcg\Omega_{m1} \times BcgH_{m1} &= \\
&= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \\
&+ \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r + \omega_1 \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} Jq(\omega_1 + r) \\ -Jp(\omega_1 + r) \\ J\dot{r} \end{bmatrix} \quad (9a)
\end{aligned}$$

[73] Analogamente, as derivadas dos motores 2,3 e 4 são:

$$\begin{aligned}
\frac{d_{Bcg}H_{m2}}{dt} + Bcg\Omega_{m2} \times BcgH_{m2} &= \begin{bmatrix} Jq(-\omega_2 + r) \\ -Jp(-\omega_2 + r) \\ J\dot{r} \end{bmatrix} . \\
\frac{d_{Bcg}H_{m3}}{dt} + Bcg\Omega_{m3} \times BcgH_{m3} &= \begin{bmatrix} Jq(\omega_3 + r) \\ -Jp(\omega_3 + r) \\ J\dot{r} \end{bmatrix} . \\
\frac{d_{Bcg}H_{m4}}{dt} + Bcg\Omega_{m4} \times BcgH_{m4} &= \begin{bmatrix} Jq(-\omega_4 + r) \\ -Jp(-\omega_4 + r) \\ J\dot{r} \end{bmatrix} .
\end{aligned} \quad (10)$$

Forças Atuantes

[74] Por ora, apenas um dos lados das equações foi analisado, as derivadas dos momentos lineares e angulares. Para determinarem-se as equações dinâmicas da aeronave, é preciso olhar as forças e momentos externos nela aplicados. Primeiramente, faz-se um levantamento das forças atuantes na fuselagem e nos motores. Temos para cada motor i , uma força de reação considerada aplicada no CG do motor devido ao engastamento do mesmo, além disso, temos a força de sustentação gerada pela rotação da hélice. Levando isso em consideração e aplicando a hipótese (8), temos:

$$\begin{aligned}
\sum_{Bcg} \vec{F}_{m1} &= \begin{bmatrix} -T_{x1} \\ -T_{y1} \\ -T_{z1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h\omega_1^2 \end{bmatrix} \\
\sum_{Bcg} \vec{F}_{m2} &= \begin{bmatrix} -T_{x2} \\ -T_{y2} \\ -T_{z2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h\omega_2^2 \end{bmatrix} \\
\sum_{Bcg} \vec{F}_{m3} &= \begin{bmatrix} -T_{x3} \\ -T_{y3} \\ -T_{z3} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h\omega_3^2 \end{bmatrix} \\
\sum_{Bcg} \vec{F}_{m4} &= \begin{bmatrix} -T_{x4} \\ -T_{y4} \\ -T_{z4} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h\omega_4^2 \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{11}$$

[75] Do mesmo modo, na fuselagem, todas as forças de reação dos engastamentos dos motores terão a mesma intensidade, porém sentidos opostos, além disso, devido ao perfil da asa da aeronave, há a presença de forças aeronáuticas, quando o seu domínio é respeitado (ângulos de ataques limitados). Além disso, a força peso, melhor descrita na base inercial, precisa sofrer uma rotação para constar nas equações. Desse modo, listam-se aqui todas as forças atuantes na fuselagem:

$$\begin{aligned}
{}_{Bcg}\vec{F}_{s1} &= \begin{bmatrix} 0 \\ -F_{ys1} \\ -F_{zs1} \end{bmatrix}, {}_{Bcg}\vec{F}_{s2} = \begin{bmatrix} F_{xs2} \\ 0 \\ -F_{zs2} \end{bmatrix}, {}_{Bcg}\vec{F}_{s3} = \begin{bmatrix} 0 \\ -F_{ys3} \\ -F_{zs3} \end{bmatrix}, {}_{Bcg}\vec{F}_{s4} = \begin{bmatrix} F_{xs4} \\ 0 \\ -F_{zs4} \end{bmatrix} \\
{}_{Bcg}\vec{F}_L &= \begin{bmatrix} -C_l(\alpha)_{Bcg}V_{cg}^2 \\ 0 \\ -C_d(\alpha)_{Bcg}V_{cg}^2 \end{bmatrix}, {}_{Bcg}\vec{F}_{Arrasto} = \begin{bmatrix} -c_{w1}u^2 \text{sign}(u) \\ -c_{w2}v^2 \text{sign}(v) \\ -c_{w3}w^2 \text{sign}(w) \end{bmatrix} \\
{}_{Bcg}\vec{P} &= R_{z_{y,x}}^{-1} \vec{P} = \begin{bmatrix} m_T g \text{sen}(\theta) \\ -m_T g \cos(\theta) \text{sen}(\phi) \\ -m_T g \cos(\theta) \cos(\phi) \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{12}$$

[76] Usando as reações obtidas na equação 11 e as forças descritas em 12, tem-se:

$$\sum {}_{Bcg}\vec{F}_{cg} = \begin{bmatrix} F_{xs2} + F_{xs4} + \sum_{i=1}^4 T_{xi} + m_T g \text{sen}(\theta) - c_{w1}u^2 \text{sign}(u) - C_l(\alpha)_{Bcg}V_{cg}^2 \\ -F_{ys1} - F_{ys3} - c_{w2}v^2 \text{sign}(v) - m_T g \cos(\theta) \text{sen}(\phi) + \sum_{i=1}^4 T_{yi} \\ -C_d(\alpha)_{Bcg}V_{cg}^2 - m_T g \cos(\theta) \cos(\phi) - c_{w3}w^2 \text{sign}(w) + \sum_{i=1}^4 T_{zi} - F_{si} \end{bmatrix} \tag{13}$$

Momentos Atuantes

[77] Analisam-se, agora, os momentos externos aplicados na fuselagem e nos motores da aeronave. Tem-se para cada motor i , um momento de reação devido ao engastamento do mesmo, além disso, tem-se o momento gerado pelo arrasto da rotação da hélice. Levando isso em consideração e aplicando a hipótese (8), tem-se:

$$\begin{aligned}
 \sum_{Bcg} \vec{M}_{m1} &= \begin{bmatrix} -M_{x1} \\ -M_{y1} \\ -M_{z1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -d\omega_1^2 \end{bmatrix} \\
 \sum_{Bcg} \vec{M}_{m2} &= \begin{bmatrix} -M_{x2} \\ -M_{y2} \\ -M_{z2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d\omega_2^2 \end{bmatrix} \\
 \sum_{Bcg} \vec{M}_{m3} &= \begin{bmatrix} -M_{x3} \\ -M_{y3} \\ -M_{z3} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -d\omega_3^2 \end{bmatrix} \\
 \sum_{Bcg} \vec{M}_{m4} &= \begin{bmatrix} -M_{x4} \\ -M_{y4} \\ -M_{z4} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ d\omega_4^2 \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{14}$$

[78] Do mesmo modo, na fuselagem, há os momentos gerados pelas forças externas nele aplicadas. O momento da força na superfície de controle 1 pode ser descrita como:

$$\begin{aligned}
 {}_{Bcg} \vec{M}_{s1} &= \vec{r}_{s1/cg} \times \vec{F}_{s1} \\
 &= \begin{bmatrix} x_s + x_g \\ 0 \\ -z_g \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ -F_{ys1} \\ -F_{zs1} \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} -F_{ys1} z_g \\ F_{zs1} (x_s + x_g) \\ -(x_s + x_g) F_{ys1} \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{15a}$$

[79] Analogamente, os momentos das superfícies de controle são:

$$\begin{aligned}
 {}_{Bcg} \vec{M}_{s2} &= \begin{bmatrix} -F_{zs2}(y_g + y_s) \\ -F_{xs2} z_g \\ -F_{xs2}(y_g + y_s) \end{bmatrix} \\
 {}_{Bcg} \vec{M}_{s3} &= \begin{bmatrix} -F_{ys3} z_g \\ F_{zs3}(-x_s + x_g) \\ -(-x_s + x_g) F_{ys3} \end{bmatrix} \\
 {}_{Bcg} \vec{M}_{s4} &= \begin{bmatrix} -F_{zs4}(y_g - y_s) \\ -F_{xs4} z_g \\ -F_{xs4}(y_g - y_s) \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{16}$$

[80] O momento gerado pela força de reação ${}_{Bcg}\vec{T}_{m1}$ na fuselagem é:

$$\begin{aligned}
 {}_{Bcg}\vec{M}_{T1} &= \vec{r}_{m1/cg} \times {}_{Bcg}\vec{T}_{m1} \\
 &= \begin{bmatrix} l + x_g \\ 0 \\ -z_g \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} T_{x1} \\ T_{y1} \\ T_{z1} \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} l + x_g \\ 0 \\ -z_g \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -m_m(\dot{u} - (q^2 + r^2)(l + x_g) + (pq - \dot{r})y_g - (\dot{q} + pr)z_g) \\ -m_m(\dot{v} + (\dot{r} + pq)(l + x_g) - (p^2 + r^2)y_g + (\dot{p} - qr)z_g) \\ b\omega_1^2 - m_m(\dot{w} + (pr - \dot{q})(l + x_g) + (\dot{p} + qr)y_g + (p^2 + q^2)z_g) \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{17a}$$

[81] Analogamente, os momentos das forças de reação são:

$$\begin{aligned}
 {}_{Bcg}\vec{M}_{T2} &= \begin{bmatrix} 0 \\ l + y_g \\ -z_g \end{bmatrix} \times \\
 &\begin{bmatrix} -m_m(\dot{u} - (q^2 + r^2)x_g + (pq - \dot{r})(l + y_g) - (\dot{q} + pr)z_g) \\ -m_m(\dot{v} + (\dot{r} + pq)x_g - (p^2 + r^2)(l + y_g) + (\dot{p} - qr)z_g) \\ b\omega_2^2 - m_m(\dot{w} + (pr - \dot{q})x_g + (\dot{p} + qr)(l + y_g) + (p^2 + q^2)z_g) \end{bmatrix}, \\
 {}_{Bcg}\vec{M}_{T3} &= \begin{bmatrix} -l + x_g \\ 0 \\ -z_g \end{bmatrix} \times \\
 &\begin{bmatrix} -m_m(\dot{u} - (q^2 + r^2)(-l + x_g) + (pq - \dot{r})y_g - (\dot{q} + pr)z_g) \\ -m_m(\dot{v} + (\dot{r} + pq)(-l + x_g) - (p^2 + r^2)y_g + (\dot{p} - qr)z_g) \\ b\omega_3^2 - m_m(\dot{w} + (pr - \dot{q})(-l + x_g) + (\dot{p} + qr)y_g + (p^2 + q^2)z_g) \end{bmatrix}, \\
 {}_{Bcg}\vec{M}_{T4} &= \begin{bmatrix} 0 \\ -l + y_g \\ -z_g \end{bmatrix} \times \\
 &\begin{bmatrix} -m_m(\dot{u} - (q^2 + r^2)x_g + (pq - \dot{r})(-l + y_g) - (\dot{q} + pr)z_g) \\ -m_m(\dot{v} + (\dot{r} + pq)x_g - (p^2 + r^2)(-l + y_g) + (\dot{p} - qr)z_g) \\ b\omega_4^2 - m_m(\dot{w} + (pr - \dot{q})x_g + (\dot{p} + qr)(-l + y_g) + (p^2 + q^2)z_g) \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

[82] Os momentos de reação dos motores na fuselagem terão mesma intensidade, porém sentidos opostos aos presentes nos motores, assim, a soma dos momentos de reação é:

$${}_{Bcg}\vec{M}_{rm} = \begin{bmatrix} -Jq(\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4 + 4r) \\ Jp(\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4 + 4r) \\ -d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) - 4J\dot{r} \end{bmatrix} \tag{18}$$

[83] Por fim, as forças aeronáuticas provocadas pelo perfil produzem um momento que pode ser descrito como:

$$_{Bcg}\vec{M}_L = \begin{bmatrix} 0 \\ C_m(\alpha)_{Bcg}V_{cg}^2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

[84] E os momentos de arrasto da fuselagem podem ser descritos como:

$$_{Bcg}\vec{M}_{arrasto} = \begin{bmatrix} -c_{w4}p^2\text{sign}(p) \\ -c_{w5}q^2\text{sign}(q) \\ -c_{w6}r^2\text{sign}(r) \end{bmatrix} \quad (20)$$

Equações de Movimento

[85] Descrevem-se agora as equações de movimento usando as equações apresentadas nas subseções anteriores. Além do mais, foram aplicadas nas equações subsequentes as hipóteses simplificadoras (10), (11) e (12):

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{1}{m_T}[-C_l(\alpha)_{Bcg}V_{cg}^2 + m_T g \sin(\theta) - c_{w1}u^2\text{sign}(u) + F_{xs2} + F_{xs4}] \\ \dot{v} = \frac{1}{m_T}[-F_{ys1} - F_{ys3} - c_{w2}v^2\text{sign}(v) - m_T g \cos(\theta)\sin(\phi)] \\ \dot{w} = \frac{1}{m_T}[-C_d(\alpha)_{Bcg}V_{cg}^2 - m_T g \cos(\theta)\cos(\phi) - c_{w3}w^2\text{sign}(w) \dots \\ \dots + \sum_{i=1}^4 (b\omega_i^2 - F_{zsi})] \\ \dot{p} = \frac{1}{I_{xx}}[-\dot{z}_g(F_{ys1} + F_{ys3}) - y_s(F_{zs2} - F_{zs4}) + bl(\omega_2^2 - \omega_1^2) \dots \\ \dots - 4Jqr - Jq(\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) + (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}(pq + \dot{r}) - c_{w4}p^2\text{sign}(p)] \\ \dot{q} = \frac{1}{I_{yy}}[-\dot{z}_g(F_{xs2} + F_{xs4}) + x_g(F_{zs1} + F_{zs3}) + x_s(F_{zs1} - F_{zs3}) \dots \\ \dots + bl(\omega_3^2 - \omega_1^2) - bx_g(\omega_1^2 + \omega_3^2) + 4Jpr + C_m_{Bcg}V_{cg}^2 \dots \\ \dots + Jp(\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) + (I_{zz} - I_{xx})pr + I_{xz}(\dot{p} - qr) - c_{w5}q^2\text{sign}(q)] \\ \dot{r} = \frac{1}{I_{zz} + 4J}[-x_g(F_{ys1} + F_{ys3}) - x_s(F_{ys1} - F_{ys3}) - y_s(F_{xs2} - F_{xs4}) \dots \\ \dots - d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) + I_{xz}(\dot{p} - qr) + (I_{xx} - I_{yy})pq] \end{cases} \quad (21)$$

[86] Com a equação do movimento em mãos, descreve-se agora a funcionalidade da aeronave.

Modo de Funcionamento da aeronave em Voo

[87] Essencialmente, a aeronave possui duas fases de voo principais, que se referem à natureza de sua locomoção no espaço, e que são os voos como quadrirrotor e como

avião. Cada uma delas possui peculiaridades intrínsecas à mecânica de voo e que carecem de ser analisadas separadamente. A Figura 15 A e B mostra todas as forças de propulsão necessárias para o funcionamento da invenção nas duas fases essenciais.

[88] No que se refere ao modo de voo como aeronave quadrirrotora, a aeronave é capaz de realizar o voo omnidirecional, isso é, deslocar-se no espaço em todas as direções, a saber, em 6 graus de liberdade (3 rolações e 3 translações). O movimento omnidirecional é possível através da combinação correta de torques produzidos pelos quatro motores que compõe o grupo motopropulsor. Simplificadamente, a força que cada motor pode produzir está relacionada à velocidade de giro da sua hélice. Variando-se a velocidade das mesmas, produzem-se mais ou menos forças individualmente pelos motores. Portanto, o equilíbrio da aeronave enquanto que helicóptero bem como o seu desbalanceio proposital (para produzir manobras) se deve a essa combinação. Neste modo de operação a aeronave segue o formalismo cinemático e dinâmico de uma aeronave quadrirrotora comum, exceto pelo deslocamento do seu centro de massa/gravidade.

[89] Diferentemente dos quadrirrotores comerciais disponíveis, a aeronave possui seu centro de gravidade (CG) deslocado para cima com relação ao plano das hélices. Isso confere à aeronave a característica peculiar de ter de se equilibrar sob um problema denominado "pêndulo invertido". Entretanto, programas de computador especialmente desenvolvidos para essa tarefa garantem o equilíbrio da aeronave. O desbalanceio do CG é uma das características

que advém da hibridização avião-helicóptero. Ocorre que, para a correta operação da aeronave enquanto avião, o CG carece de ser posicionado à frente da mesma.

[90] Quanto ao modo de voo avião, a aeronave desloca-se no espaço seguindo as equações gerais de movimento do avião, isso é, deslocando-se em direção longitudinal e para frente, podendo efetuar ainda 3 rolagens. Ainda no modo avião, a aeronave é desenhada na configuração motoplanador. Portanto, a mesma é projetada para efetuar o voo plainado (sem o auxílio do grupo motopropulsor), e ainda ser tracionado por ele quando conveniente. Essa característica confere à aeronave algumas funcionalidades únicas, tais como descrito a seguir.

[91] No tocante ao voo tracionado pelo grupo motopropulsor, há três subfases distintas. A primeira delas compreende o voo na configuração motoplanador, onde poderá ocorrer a mescla entre os torques gerados pela combinação das forças produzidas individualmente pelos motores e os torques produzidos a partir da deflexão das superfícies de controle. As seguintes combinações são possíveis:

- Voo coordenado pela deflexão das superfícies de controle (elevons e lemes) com tração produzida pelo vetor resultante para frente gerado pelo grupo motopropulsor a partir das rotações iguais dos quatro motores (todos os motores/hélices têm a mesma velocidade angular);

- Voo coordenado pela deflexão das superfícies de controle com torques produzidos pelo vetor resultante gerado pelo grupo motopropulsor a partir das combinações das diferentes rotações dos quatro motores (manobras

obtidas em conjunto por lemes e elevons e também combinações de velocidades angulares dos motores-hélices);

- Voo coordenado sem a necessidade da deflexão das superfícies de controle, onde os torques são produzidos unicamente pelo vetor resultante gerado pelo grupo motopropulsor a partir das combinações das diferentes rotações dos quatro motores (manobras obtidas única e exclusivamente pelos diferentes torques produzidos pelos motores).

[92] Como se nota pelo descritivo anterior, a morfologia da aeronave leva a um sistema redundante de controle de atitude e de manobras, onde tanto superfícies de controle quanto grupo motopropulsor são capazes de produzir os movimentos necessários ao voo coordenado tanto em conjunto quanto separadamente um do outro. A partir disso, entretanto, uma nova fase de voo denominada voo trimado é possível, onde as superfícies de controle (elevons e lemes) são posicionadas em ângulos fixos a fim de produzirem torques que coloquem a aeronave em determinada posição de correção. Em conjunto, utilizam-se as forças dos motores e suas possíveis combinações para manobrar a aeronave.

[93] A fase de voo trimado é destinada a atuar apenas como modo de segurança, nas seguintes circunstâncias:

- Falha mecânica na movimentação dos comandos de superfície;
- Falha elétrico-eletrônica dos servomecanismos que comandam elevons e lemes;
- Ocorrência severa de vento que requeira que os comandos de superfície permaneçam fixos (trimados) para a

correção de tendências e/ou ângulo de atitude que comprometa a integridade do voo.

[94] Este último caso é o mais comum. Com frequência a aeronave está sujeita às ações perturbadoras do vento. A possibilidade de se trimar a aeronave em torno de um ângulo de correção a partir da deflexão de elevons e lemes permite que se minimizem tais efeitos. Como complemento, utiliza-se a ação propulsora dos motores tanto para tracionar a aeronave quanto para executar as manobras.

Arquitetura de controle

[95] A arquitetura que define o funcionamento da aeronave se baseia nas suas características do ponto de vista da mecânica do voo. A Figura 16 exhibe as diferentes fases operacionais da aeronave, considerando essencialmente os estados possíveis e também necessários para a realização de cada uma delas.

[96] Considerando o lançamento da mesma, a decolagem pode se realizar de três maneiras distintas, denotadas na Figura 16 por *VTOL*, *MHTOL* e *IFL*. Tais fases se referem à decolagem vertical, ao lançamento a partir das mãos de um operador humano e ao lançamento em voo a partir de uma aeronave-mãe, respectivamente. A partir da decolagem *VTOL*, a aeronave deve, naturalmente, realizar o voo no modo *Q* (quadrirrotor). Tanto para decolagem em modos *MHTOL* e *IFL*, a fase subsequente deverá ser executada necessariamente em modo *G* (*glider*), isso é em modo de planeio. As fases seguintes possíveis são os modos *MG* e *MT*. O modo *MG* refere-se ao voo operado em modo misto entre planador e assistido pelo grupo motopropulsor. Ainda, há a possibilidade do voo em modo *MT*, quando necessário.

[97] Na ocasião onde a aeronave se encontrar em modo de voo Q , a arquitetura de controle permite que o mesmo passe para a configuração avião, isso é, para um dos modos MG ou MT. Antes, porém, se faz necessária uma fase de operação denominada modo T, que se refere à transição entre as configurações quadrirrotor e avião. Neste caso, a recíproca também é válida, ou seja, é possível que a aeronave passe do modo avião (MG ou MT) para o modo quadrirrotor (Q), passando antes pelo modo T.

[98] No tocante da aterrissagem da aeronave, a única forma possível de realizá-la é de modo vertical (VL), independente da fase em que se encontra a aeronave. Neste caso, estando a mesma em modo avião (MG ou MT), deverá retornar ao modo quadrirrotor (Q) para, então, proceder a fase de aterrissagem (VL).

Possíveis Abordagens de Controle

- No tocante aos sistemas de controle possíveis de serem utilizados na aeronave, tanto para a configuração quadrirrotora quanto para a configuração avião, destacam-se os seguintes: Sistemas de Controle Clássicos - A arquitetura de controle projetada para a aeronave pode acondicionar controladores baseados na teoria de controle clássica, cuja literatura é bastante vasta. Neste sentido, pode-se exemplificar controlares baseados em ações de controle P (Proporcional), I (Integral) e D (Derivativo);

- Sistemas de Controle Baseados em Inteligência Artificial - Sistemas de controle baseados em conhecimento podem ser empregados junto à arquitetura de controle da aeronave. Como exemplo, têm-se os controladores FUZZY

baseados no conhecimento prévio das funcionalidades da invenção;

[99] Sistemas de Controle Moderno-Robustos - a categoria de controladores baseados na teoria de controle moderno, ditos controladores robustos, também podem ser empregados. Neste caso, duas subcategorias podem ser abordadas. Primeiro, há os controladores fundamentados na linearização da planta. Como exemplo, têm-se controladores H^∞ lineares. Em seguida, há os controladores baseados nas não linearidades da planta, fundamentados na teoria de controle de *Lyapunov*. Também, um controlador H^∞ não linear serve perfeitamente na arquitetura de controle da invenção.

REIVINDICAÇÕES

1. Aeronave híbrida com as funcionalidades de helicóptero multirrotor e de motoplanador de asa fixa **CARACTERIZADA** pelo fato de compreender: motores (1), (2), (3) e (4); asa esquerda (5); asa direita (6); elevon esquerdo (7); elevon direito (8); leme superior (9); leme inferior (10); estabilizador superior (11) e estabilizador inferior (12).

2. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 1, **CARACTERIZADA** pelo fato de os motores (1 a 4) estarem afixados em cada uma das pontas das 2 asas (5 e 6) e dos 2 estabilizadores (11 e 12).

3. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 2, **CARACTERIZADA** pelo fato de os motores (1 a 4) serem elétricos e/ou combustão com hélices.

4. Aeronave híbrida, de acordo com as reivindicações 2 e 3, **CARACTERIZADA** pelo fato de os motores (1 a 4) serem o grupo propulsor de ambas as funcionalidades.

5. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 1, **CARACTERIZADA** pelo fato de as asas (5 e 6) serem no formato asa delta; possuírem envergadura mínima de 1 metro; possuírem uma torção nas respectivas pontas; e possuírem elevons (7 e 8).

6. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 5, **CARACTERIZADA** pelo fato de a torção nas respectivas pontas possuírem ângulo de incidência entre 3° e 6° para baixo com relação à incidência do ar na asa no plano longitudinal.

7. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 5, **CARACTERIZADA** pelo fato de os elevons (7 e 8) possuírem tamanho proporcional à envergadura utilizada e estarem

posicionados na parte traseira das asas (5 e 6).

8. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 7, **CARACTERIZADA** pelo fato de os elevons (7 e 8) possuírem, preferencialmente, para 1 metro de envergadura, 25 cm de comprimento e a menor distância entre cada um da linha de simetria (raiz da asa) ser de 15 cm.

9. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 1, **CARACTERIZADA** pelo fato de os lemes (9 e 10) possuírem o mesmo tamanho dos elevons (7 e 8).

10. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 1, **CARACTERIZADA** pelo fato de os estabilizadores verticais (11 e 12) estarem presentes na linha de simetria da asa (5 e 6) e também alinhados ao bordo de fuga da mesma.

11. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 10, **CARACTERIZADA** pelo fato de os estabilizadores verticais (11 e 12) estarem posicionados um na parte de cima da asa (11) e o outro na parte debaixo da mesma (12).

12. Aeronave híbrida, de acordo com as reivindicações 10 e 11, **CARACTERIZADA** pelo fato de os estabilizadores verticais (11 e 12) possuírem a mesma envergadura das asas (5 e 6) e superfícies de controle colocadas de modo simétrico entre si.

13. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 1, **CARACTERIZADA** pelo fato de ser confeccionada, preferencialmente, empregando-se fibra de carbono.

14. Aeronave híbrida, de acordo com a reivindicação 13, **CARACTERIZADA** pelo fato de ser confeccionada por materiais que respeitem a relação peso/potência.

15. Modo de funcionamento da aeronave híbrida, conforme definida nas reivindicações 1 a 14, **CARACTERIZADO**

pelo fato de possuir duas fases de voo principais: aeronave quadrirrotora e avião.

16. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 15, **CARACTERIZADO** pelo fato de no modo de voo como aeronave quadrirrotora a referida aeronave ser capaz de realizar o voo omnidirecional.

17. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 16, **CARACTERIZADO** pelo fato de no modo de voo como aeronave quadrirrotora a referida aeronave possuir seu centro de gravidade deslocado para cima com relação ao plano das hélices.

18. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 17, **CARACTERIZADO** pelo fato de o centro de gravidade no modo de voo como avião ser posicionado à frente da referida aeronave.

19. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 15, **CARACTERIZADO** pelo fato de no modo de voo como avião a referida aeronave deslocar-se no espaço em direção longitudinal e para frente.

20. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 19, **CARACTERIZADO** pelo fato de no modo de voo como avião a referida aeronave ser desenhada na configuração motoplanador.

21. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 20, **CARACTERIZADO** pelo fato de na configuração motoplanador a referida aeronave efetuar o voo plainado e ser tracionada pelo grupo motopropulsor quando conveniente.

22. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 21, **CARACTERIZADO** pelo fato de o voo

tracionado pelo grupo motopropulsor possuir três subfases distintas:

- Voo coordenado pela deflexão das superfícies de controle (elevons e lemes) com tração produzida pelo vetor resultante para frente gerado pelo grupo motopropulsor a partir das rotações iguais dos quatro motores;
- Voo coordenado pela deflexão das superfícies de controle com torques produzidos pelo vetor resultante gerado pelo grupo motopropulsor a partir das combinações das diferentes rotações dos quatro motores;
- Voo coordenado sem a necessidade da deflexão das superfícies de controle, onde os torques são produzidos unicamente pelo vetor resultante gerado pelo grupo motopropulsor a partir das combinações das diferentes rotações dos quatro motores.

23. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 22, **CARACTERIZADO** pelo fato de a referida aeronave possuir ainda uma fase de voo denominada voo trimado.

24. Modo de funcionamento, de acordo com a reivindicação 23, **CARACTERIZADO** pelo fato de na fase de voo trimado as superfícies de controle (elevons (7 e 8) e lemes (9 e 10)) serem posicionadas em ângulos fixos a fim de produzirem torques que coloquem a aeronave em determinada posição de correção.

25. Modo de funcionamento, de acordo com as reivindicações 23 e 24, **CARACTERIZADO** pelo fato de a fase de voo trimado ser destinada a atuar apenas como modo de segurança, nas seguintes circunstâncias:

- Falha mecânica na movimentação dos comandos de superfície;
- Falha elétrico-eletrônica dos servomecanismos que comandam *elevons* (7 e 8) e lemes (9 e 10);
- Ocorrência severa de vento que requeira que os comandos de superfície permaneçam fixos (trimados) para a correção de tendências e/ou ângulo de atitude que comprometa a integridade do voo.

26. Arquitetura de controle da aeronave híbrida, conforme definida nas reivindicações 1 a 14, **CARACTERIZADA** pelo fato de a decolagem ser realizada de três maneiras distintas: decolagem vertical - *VTOL*, lançamento a partir das mãos de um operador humano - *MHTOL*, e lançamento em voo a partir de uma aeronave-mãe - *IFL*.

27. Arquitetura de controle, de acordo com a reivindicação 26, **CARACTERIZADA** pelo fato de a partir da decolagem *VTOL* a referida aeronave realizar o voo no modo *Q* - quadrirrotor.

28. Arquitetura de controle, de acordo com as reivindicações 26 e 27, **CARACTERIZADA** pelo fato de para a decolagem em modos *MHTOL* e *IFL*, a fase subsequente ser executada em modo *G* - *glider* e as fases seguintes possíveis serem os modos *MG* e *MT*.

29. Arquitetura de controle, de acordo com qualquer uma das reivindicações 26 a 28, **CARACTERIZADA** pelo fato de a transição entre os modos de voo *Q* e um dos modos avião *MG* ou *MT*, ou vice versa, ser realizada pela fase de operação denominada modo *T*.

30. Arquitetura de controle, de acordo com qualquer uma das reivindicações 26 a 29, **CARACTERIZADA** pelo fato de

a aterrissagem da referida aeronave ser realizada no modo vertical, independente da fase em que a mesma se encontre.

31. Arquitetura de controle, de acordo com a reivindicação 30, **CARACTERIZADA** pelo fato de a referida aeronave em modo avião - MG ou MT, retornar ao modo quadrirrotor - Q para proceder à fase de aterrissagem.

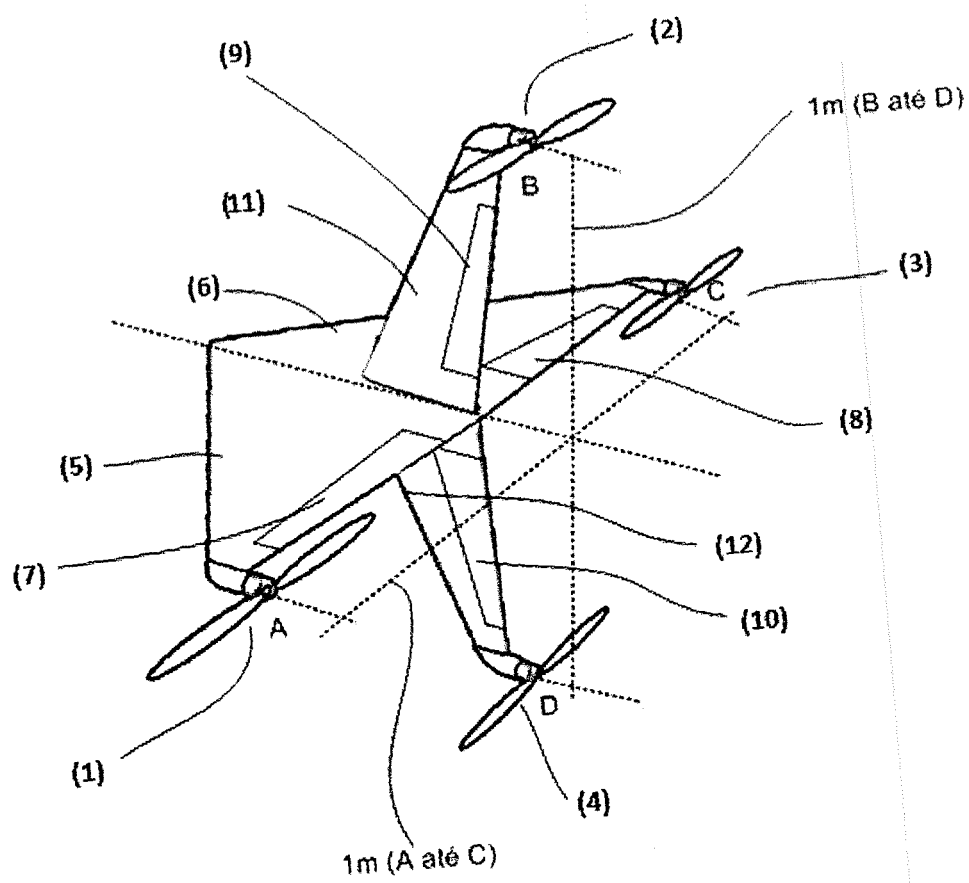


Figura 1

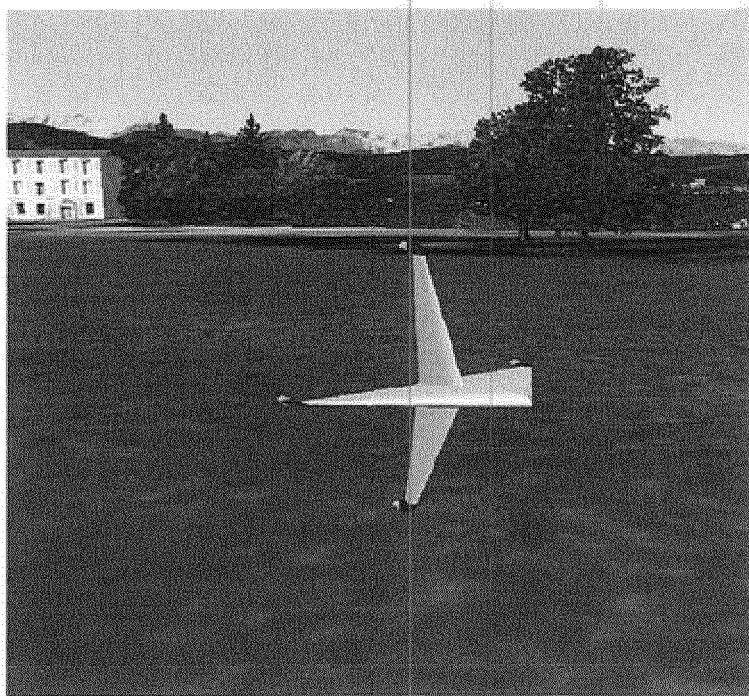


Figura 2A

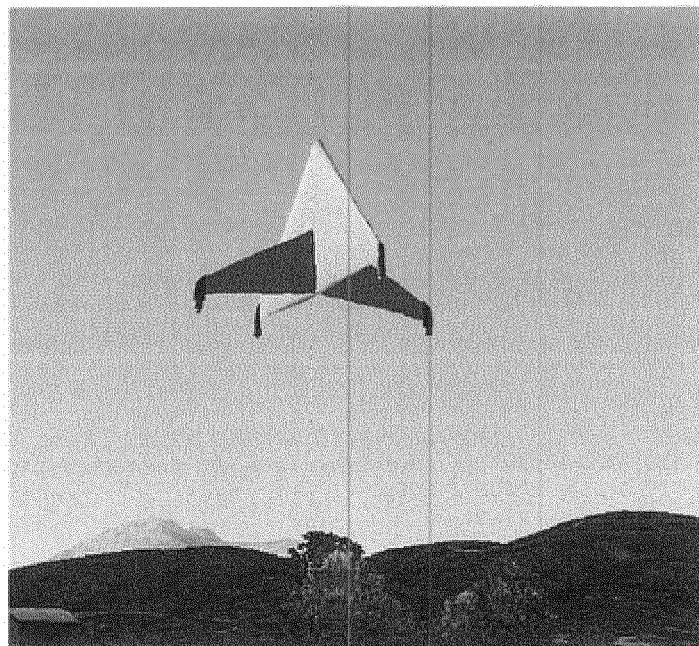


Figura 2B

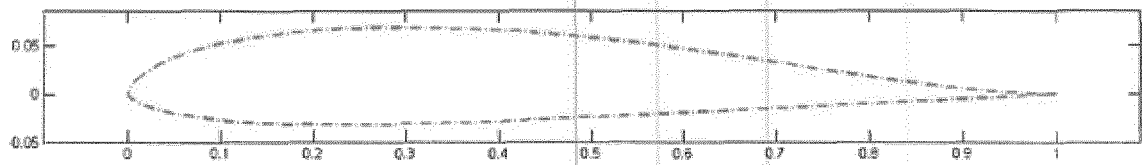


Figura 3

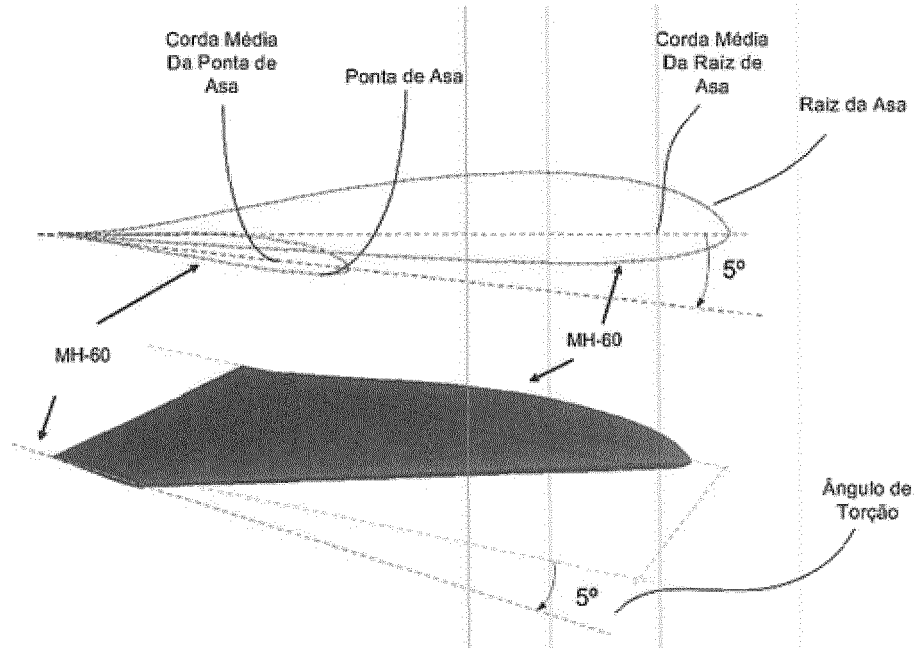


Figura 4

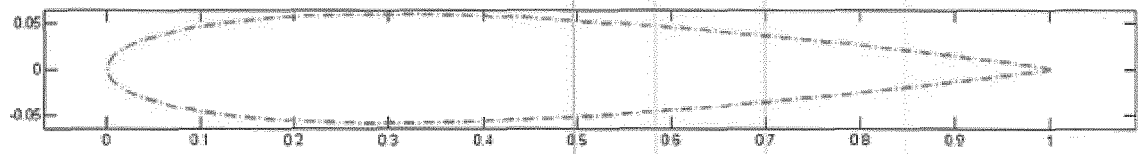


Figura 5

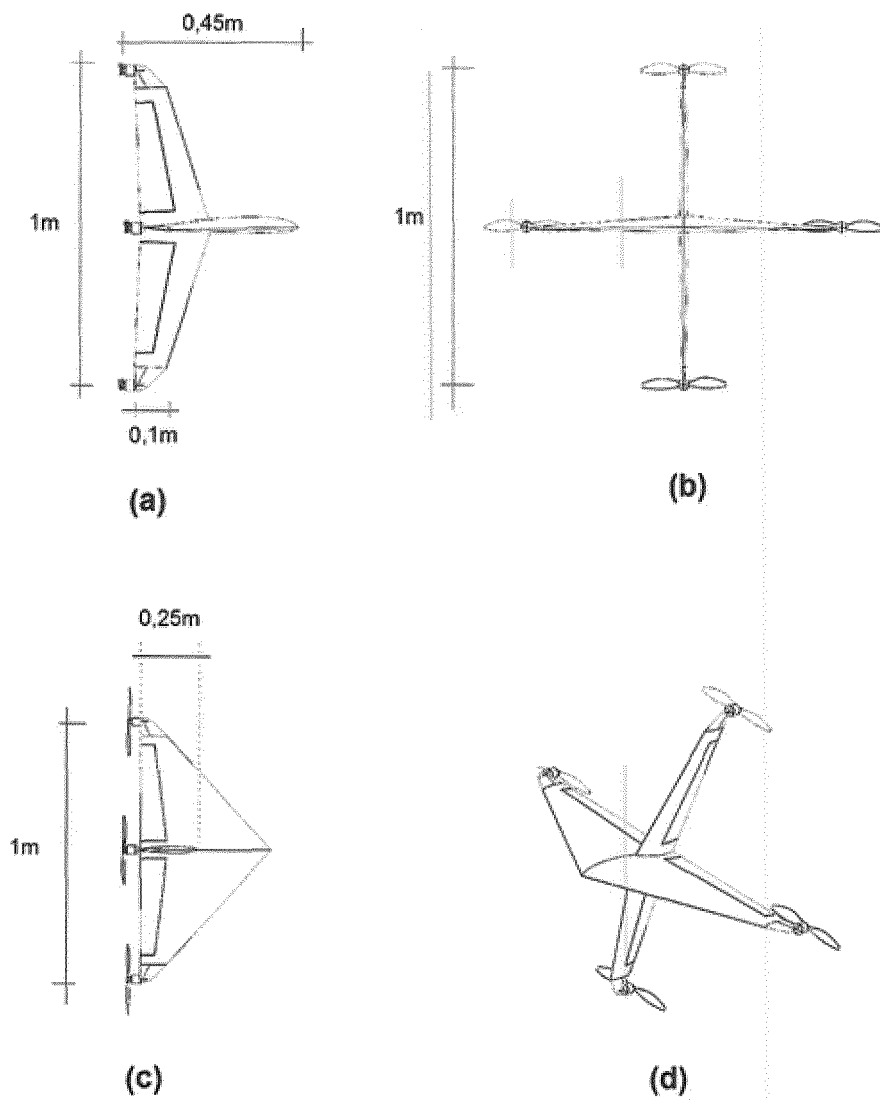


Figura 6

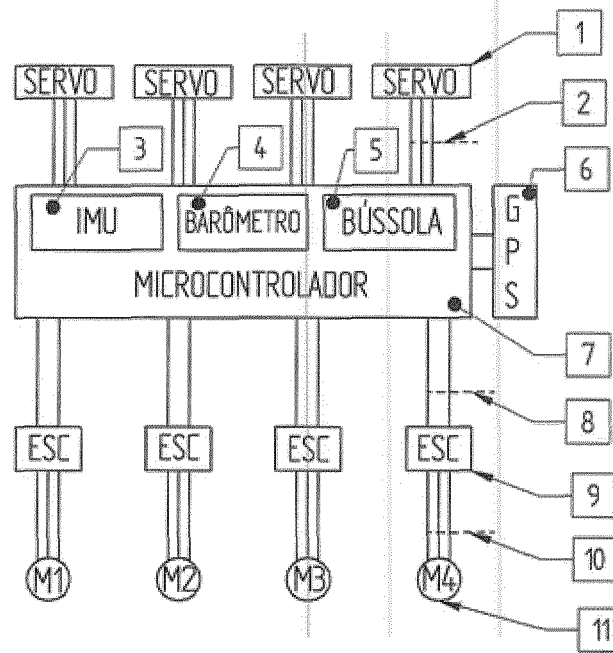


Figura 7

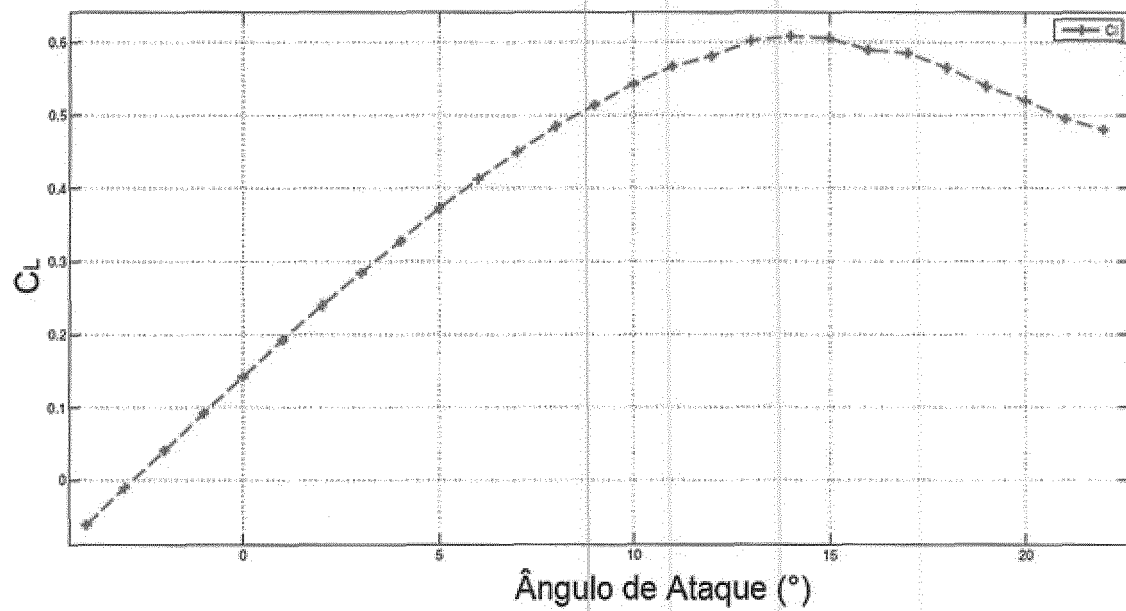


Figura 8

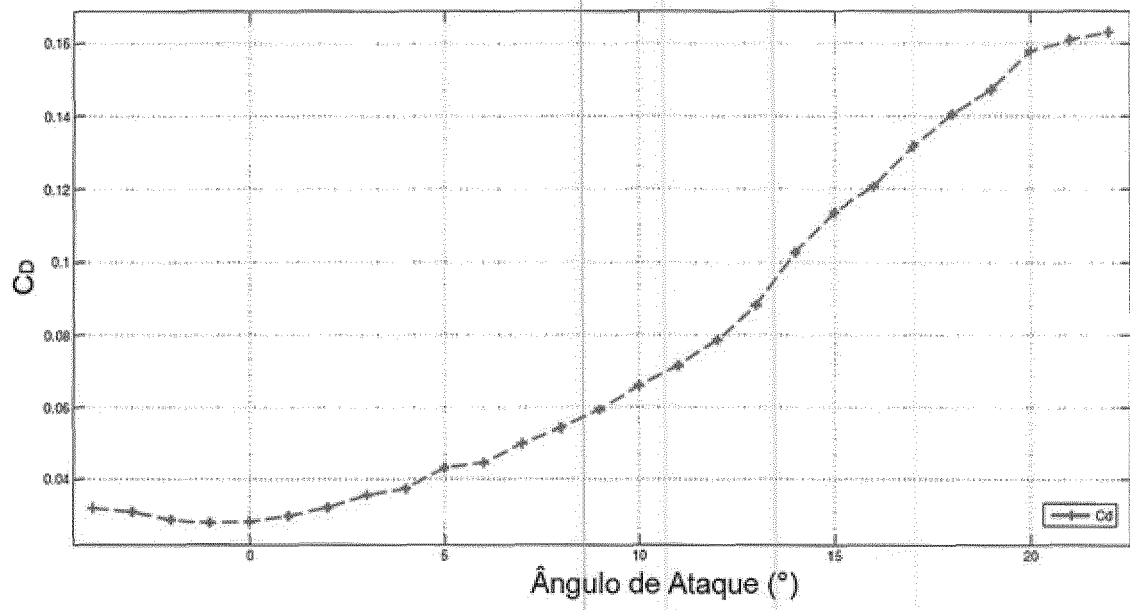


Figura 9

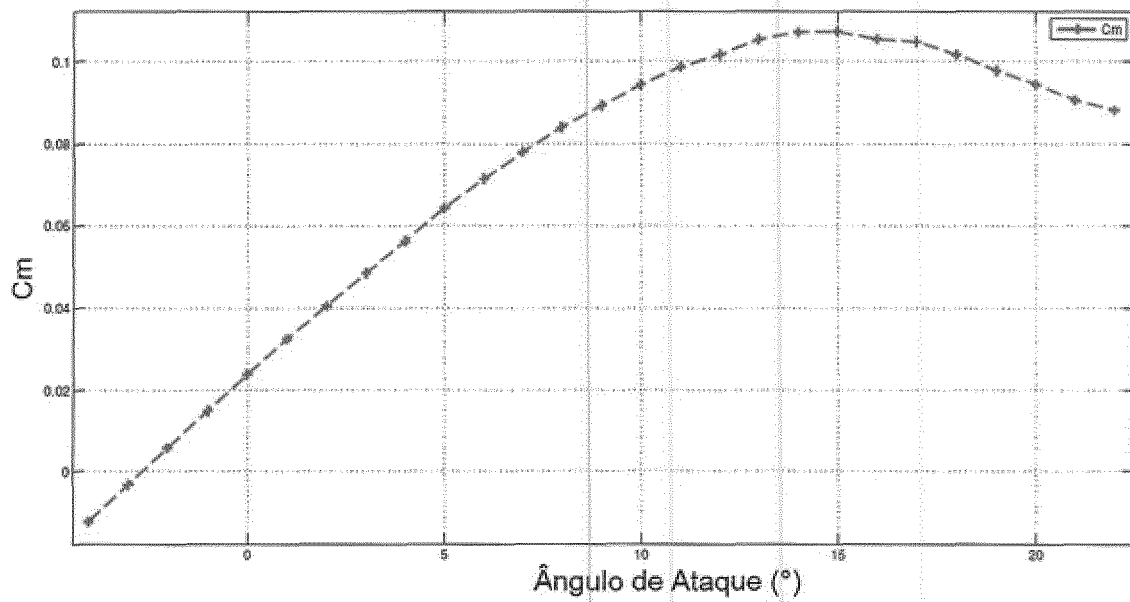


Figura 10

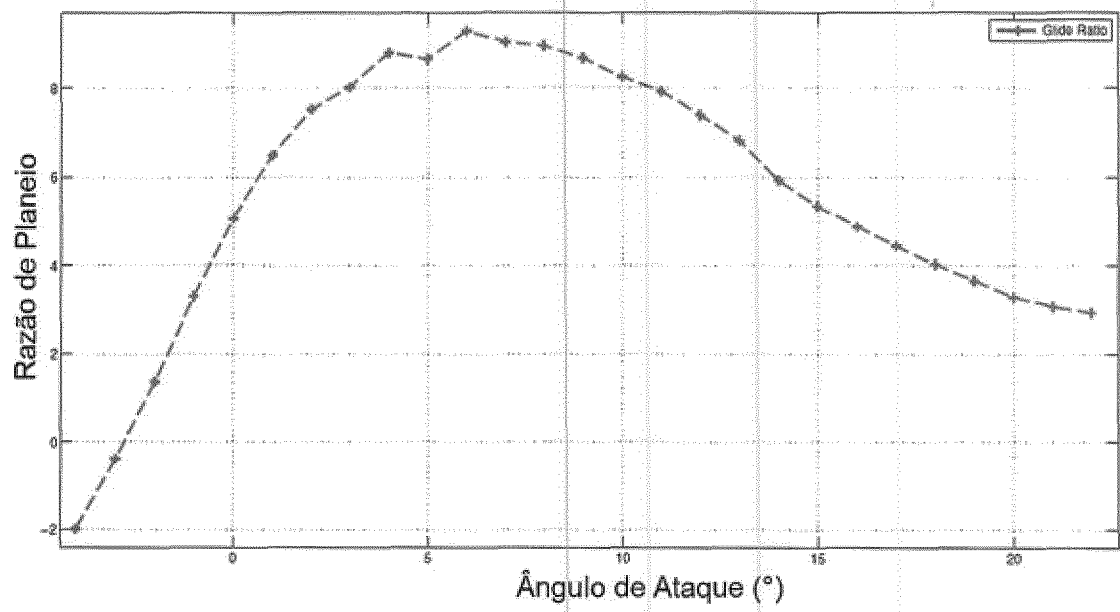


Figura 11

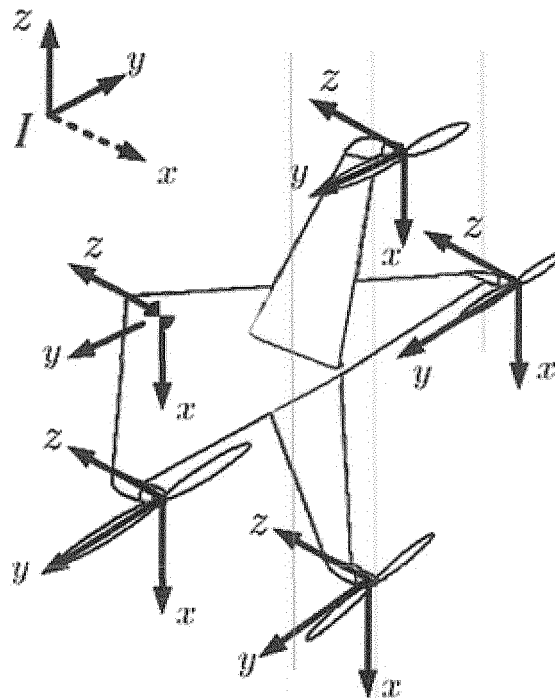


Figura 12

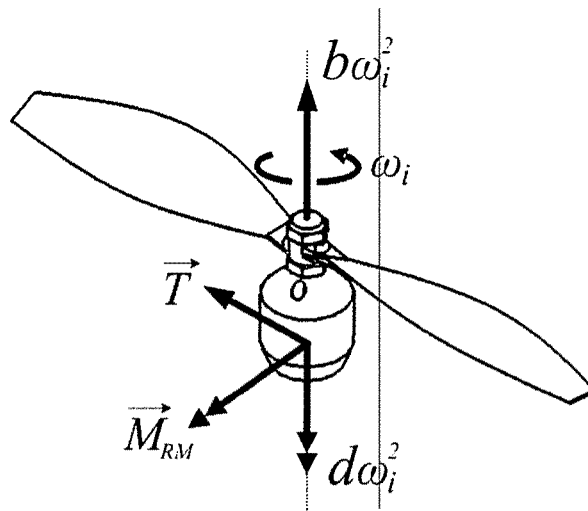


Figura 13

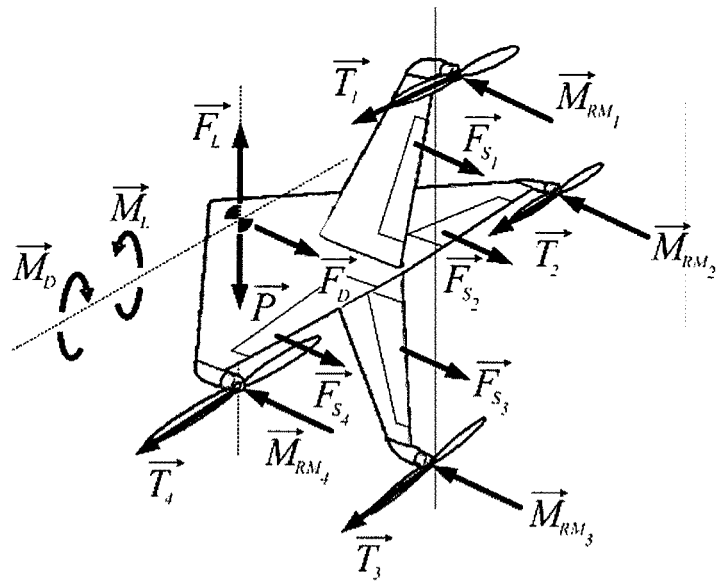


Figura 14

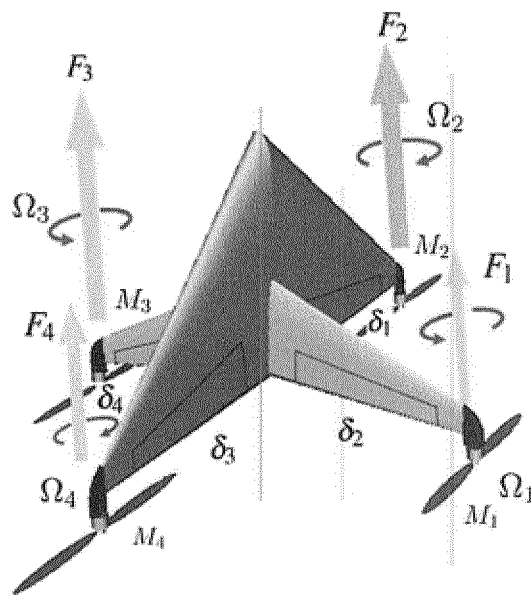


Figura 15A

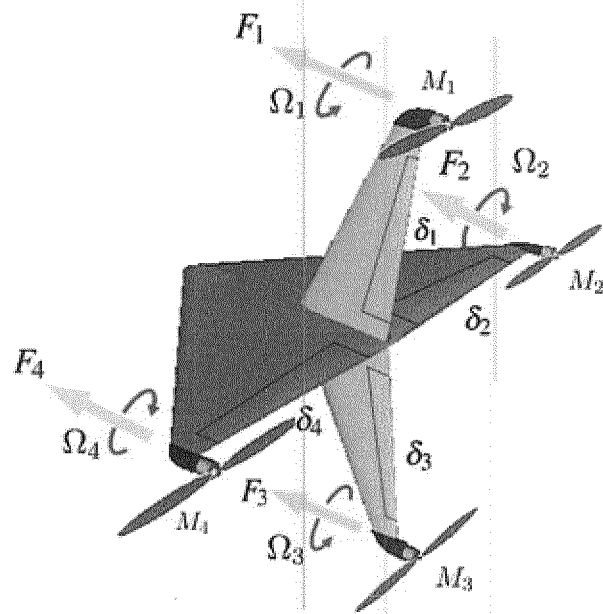


Figura 15B

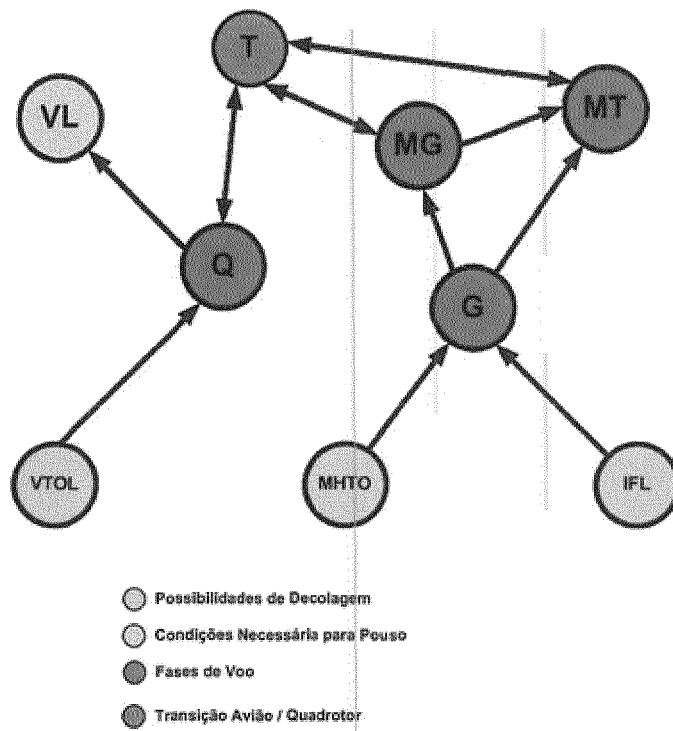


Figura 16

RESUMO**AERONAVE HÍBRIDA COM AS FUNCIONALIDADES DE HELICÓPTERO
MULTIRROTOR E DE MOTOPLANADOR DE ASA FIXA, MODO DE
FUNCIONAMENTO DA AERONAVE HÍBRIDA E ARQUITETURA DE CONTROLE
DA MESMA**

A presente invenção refere-se a uma aeronave híbrida MAV (*Mini Aerial Vehicle*) capaz de proporcionar as funcionalidades de um helicóptero multirroto e as capacidades de um motoplanador de asa fixa. Também são descritos o modo de funcionamento da aeronave híbrida e sua arquitetura de controle. A aeronave na configuração asa voadora é dotada de asa em delta composta por um par de elevons. Perpendicularmente à asa, duas estruturas fixas e espelhadas servem como estabilizadores, sendo estes dotados de lemes. Os estabilizadores possuem mesmo comprimento da raiz à ponta que as asas. Em suma, o conjunto asa-lemes configura uma estrutura em cruz. Quanto à configuração helicóptero, a simples rotação de toda a estrutura em 90° permite se obter uma aeronave quadrirroto, sustentada pelo mesmo grupo motopropulsor da configuração anterior. Também são descritos o modo de funcionamento da aeronave híbrida e sua arquitetura de controle.