

# Sistema de Guía, Navegación y Control para Aeronaves Autónomas

Luís Benigno Gutiérrez Z IEEE member, Marisol Osorio Cárdenas IEEE member. y Jorge Andrés Alvarez J

**Abstract – In this paper, the use of an architecture for the adaptive mode transition control of unmanned aerial vehicles is shown. Applications to rotary wing and fixed wing vehicles are presented. This kind of vehicles will be used on several projects of the research groups at the School of Engineering of Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín.**

**Resumen – En este artículo se propone la utilización de una arquitectura de control adaptativo por transición de modos para el control de vehículo aéreo no tripulado (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) de ala fija y ala rotatoria, que serán utilizados en proyectos de varios grupos de investigación en la Escuela de Ingenierías de la Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín.**

**Index terms – unmanned aerial vehicles, aerial robotics, adaptive control, mode transition control, hierarchical control, Kalman filtering, inertial navigation.**

## I. INTRODUCCIÓN

El control de vehículos aéreos no tripulados (UAV) se constituye en una de las áreas más interesantes de la robótica móvil autónoma. Estos vehículos tienen una gran variedad de aplicaciones que van desde la verificación de condiciones climáticas, hasta búsqueda y rescate, pasando por la vigilancia e inspección de territorios y todo tipo de estudios geográficos y orográficos. La tendencia actual, debido a la reducción en peso y aumento de capacidad de sistemas de cómputo y sensores, es hacia una mayor autonomía e inteligencia que le permita al UAV tomar decisiones autónomas de navegación y completar por sí mismo misiones previamente programadas. Esto implica que el control debe hacer frente a las características especiales que presentan estos sistemas, tales como su dinámica, altamente no lineal y compleja, la incorporación de sensores de diferentes tipos y las incertidumbres asociadas al medio en que los UAV operan y que implican perturbaciones climáticas no esperadas, como corrientes ascendentes o descendentes, cambios de humedad, de altura y vientos de diferentes direcciones e intensidades.

## II. DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

### A. Definiciones

**Modo Local:** Es una región del espacio de estado alrededor de un punto de operación en que el vehículo exhibe un comportamiento de estado cuasi-estacionario, lo que significa que algunas variables de estado, no todas necesariamente, permanecen constantes en ese punto de operación. Modos locales que se pueden considerar en una aeronave son descolaje, ascenso, crucero, sostenimiento, descenso y aterrizaje.

**Controlador Local:** Es un controlador que garantiza que haya estabilidad y algún nivel de desempeño en cuanto a seguimiento de alguna trayectoria de referencia en un modo local.

**Región de Transición:** Es una región del espacio de estado exterior a cualquier modo local y que incluye todas las trayectorias factibles entre dos modos locales.

**Región de Operación:** Es una región del espacio de estado generada por la unión de todos los modos locales y las regiones de transición.

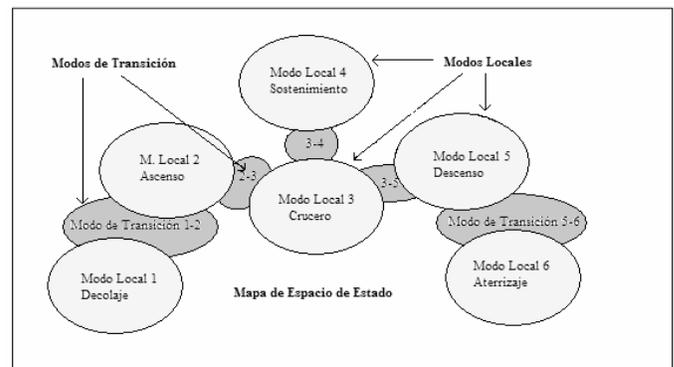


Figura 2.1. Modos locales y Modos de Transición

Las anteriores definiciones pueden ser ilustradas para mayor claridad en la figura 2.1. En ella se consideran seis modos de operación y transiciones para un vehículo de ala fija (tipo avión) en una representación de espacio de estado que puede generalizarse al número de coordenadas que se requiera.

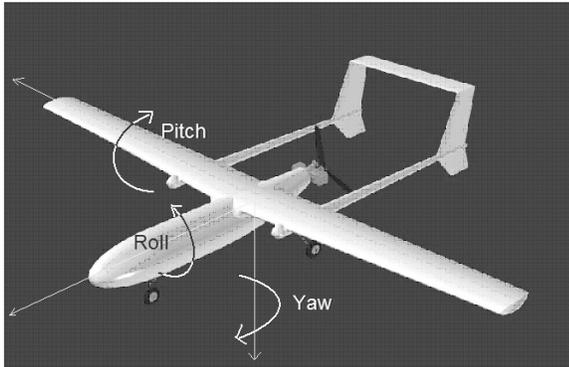


Figura 2.2. : Ángulos de Rotación.

Términos específicos de la aeronáutica: Roll, Pitch y Yaw son los nombres de los ángulos que definen la posición de los ejes propios de aeronave con respecto al marco de referencia inercial y permiten describir la actitud de la aeronave (i.e., qué es arriba, qué es abajo y la inclinación), tal como se observan en la figura 2.2:

## 2.2 Definición del problema:

El problema puede resumirse en las siguientes acciones:

- Dado un conjunto de modos locales, diseñar controladores locales de manera que el vehículo pueda ser controlado en los modos respectivos de manera estable.
- Desarrollar un controlador capaz de operar de manera estable en la región de operación que incluye los modos locales y las transiciones entre ellos. Este controlador debe operar sin transiciones bruscas en sus parámetros en toda la región de operación y debe ser capaz de adaptarse a perturbaciones internas y externas de manera estable en toda la región de operación. Por lo anterior, se usará la arquitectura del controlador adaptativo por transición de modos propuesta en la tesis doctoral de Luís Benigno Gutiérrez para aplicarla a este problema de manera que las condiciones anteriores se cumplan [2].

La metodología de control discutida se aplicará en el UAV de ala rotatoria Colibrí y en el UAV de ala fija AURA (Figura 2.3).

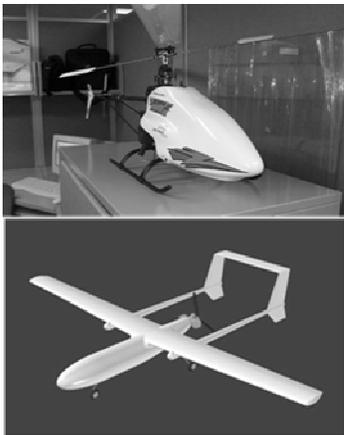


Figura 2.3. Plataformas de desarrollo: Helicóptero X-Cell (Colibrí) y Prototipo de UAV de ala fija (AURA).

## 2.3 Suposiciones

Para el desarrollo del control se asume lo siguiente:

- Las trayectorias que se espera tome el UAV son entregadas por un generador de trayectorias basado en comandos recibidos desde un componente de planeación de trayectorias (que no se incluye en este trabajo).
- Los comandos de trayectoria no producen saturación del controlador.
- Los modos locales se eligen y los controladores locales se diseñan de manera que la estabilidad y el desempeño requerido para el sistema de lazo cerrado se garantice en los modos locales y en las regiones de transición adyacentes a los modos locales correspondientes se garantice al menos la estabilidad. Es de anotar que el UAV de ala fija se diseña para que sea estática y dinámicamente estable de manera intrínseca.
- Los modos locales y la región de transición son seleccionados de manera que se cubra completamente la región de operación del vehículo.
- El estado del vehículo se estima a través de la fusión de varios sensores mediante un Filtro Extendido de Kalman.
- Cada modo local tiene sus características, que permiten determinar las condiciones de ajuste para el cálculo de los controladores locales.

Los UAV presentan una dinámica compleja y múltiples modos de operación con comportamientos dinámicos muy diferentes entre sí, a pesar de lo cual se requiere que las transiciones entre ellos sean estables, robustas y suaves. Las técnicas de control que se usen para este tipo de sistemas deben lidiar con no linealidades entre diferentes modos de operación, incertidumbres del modelo, perturbaciones externas y en algunos casos, saturación. Estas técnicas incluyen gain scheduling (programación de ganancia), control por modos deslizantes, control adaptativo y, recientemente, control predictivo basado en modelos. Cada uno de los métodos propuestos y sus implementaciones presentan inconvenientes e insuficiencias que pueden estudiarse con gran detalle [2], pero son la base de la metodología que aquí se propone.

De mayor interés para el tema del presente artículo es el control adaptativo por transición de modos, propuesto originalmente por F. Rufus, G. Vachtsevanos y B. Heck [4], [5], [6], y [7]. En esta aproximación se considera el problema de la transición de un modo (o familia de modos) inicial a un modo (o familia de modos) objetivo. Allí se propone un procedimiento sistemático para diseñar controles para las transiciones fuera de línea y un esquema de adaptación en línea basado en el método de mezcla de controladores de modo local (BMLC: Blending Local Mode Controllers). Algunas deficiencias de esa metodología han sido mejoradas y la arquitectura ha sido probada en un UAV de ala rotatoria por L. B. Gutiérrez [2].

### III. ARQUITECTURA GENERAL

La arquitectura para el control de UAVs presentada en este artículo consiste en una jerarquía de tres niveles (ver Figura 3.1). En el nivel más alto, un componente de planeación de misiones almacena información acerca de la misión, genera su representación de bajo nivel y coordina su ejecución en el nivel medio. Este último incluye un componente de generación de trayectorias, que recibe información desde el alto nivel en términos de una nueva tarea a ejecutar para completar la misión y genera la trayectoria (puntos de referencia) para el controlador de bajo nivel. En el nivel más bajo, el sistema de navegación se encarga de fusionar la información recibida de los sensores para obtener una estimación óptima del estado del vehículo, la cual es usada por el control de bajo nivel consistente en un controlador adaptativo por transición de modos que coordina la ejecución de los controladores locales y los modelos de controladores activos, que estabilizan el vehículo y minimizan los errores entre los puntos de referencia generados por el nivel medio y el estado real del vehículo.

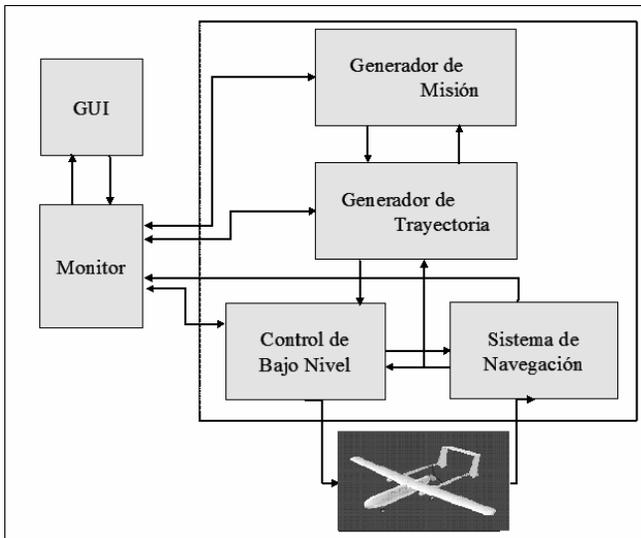


Figura 3.1. Arquitectura del control.

### IV. SISTEMA DE NAVEGACIÓN

Navegar es conocer durante todo el tiempo que dure el vuelo o la misión las cuatro variables fundamentales Posición, Velocidad, Actitud y Tiempo (PVAT). Para esto se debe disponer de algún tipo de sensor o sensores que entreguen esta información, que servirá como realimentación al sistema de control.

Se necesita el vector de estado completo porque se trabajan controles bases tipo LQR o en general basados en el modelo. Existen varias formas de obtener este vector de estado completo. Las formas más comunes usan un sistema inercial o un GPS (Sistema de Posicionamiento Global), pero ambos tienen debilidades y fortalezas, por ejemplo, el GPS es muy sensible a las nubes con carga estática o a la manipulación del

gobierno americano pero es muy fácil de usar. El sistema inercial es autónomo y rápido pero es muy impreciso [3]. La solución es entonces usar las características complementarias de ambos a través de un técnica estadística de estimación óptima llamada Filtro Extendido de Kalman. Esta técnica permite fusionar sensores diferentes y entre todos formar un estimador de estado muy preciso [1].

El sistema inercial esta basado en la combinación de tres giróscopos y tres acelerómetros montados ortogonalmente, coincidentes con los ejes propios del vehículo. Estas señales de aceleración y velocidad angular percibidas por los sensores son introducidas en un sistema de diez ecuaciones diferenciales no lineales, cuya solución es el vector (4.2).

Determinación de la actitud:

[p q r] son las velocidades angulares medidas en el cuerpo del vehículo.

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_0 \\ \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -(p-dp) & -(q-dq) & -(r-dr) \\ (p-dp) & 0 & (r-dr) & -(q-dq) \\ (q-dq) & -(r-dr) & 0 & (p-dp) \\ (r-dr) & (q-dq) & -(p-dp) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

$$\text{Pitch: } \theta = \sin^{-1}(-2(e_1 e_3 + e_2)) \quad (4.2)$$

$$\text{Roll: } \phi = \arctan \left[ 2(e_1 e_2 - e_0 e_3), 1 - 2(e_0^2 + e_1^2) \right]$$

$$\text{Yaw: } \Psi = \arctan \left[ 2(e_0 e_1 - e_2 e_3), 1 - 2(e_1^2 + e_2^2) \right]$$

La velocidad se estima a partir de:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x - da_x \\ a_y - da_y \\ a_z - da_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p-dr \\ q-dq \\ r-dr \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2g(e_1 e_3 - e_0 e_2) \\ 2g(e_2 e_3 + e_0 e_1) \\ g(e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2) \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Donde [ax, ay, az] son las aceleraciones.

Las posiciones se determinan a partir de:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2) & 2(e_1 e_2 - e_0 e_3) & 2(e_1 e_3 + e_0 e_2) \\ 2(e_2 e_3 + e_0 e_1) & (e_0^2 - e_1^2 + e_2^2 - e_3^2) & 2(e_2 e_3 - e_0 e_1) \\ 2(e_2 e_3 - e_0 e_1) & 2(e_1 e_3 + e_0 e_2) & (e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Este sistema se puede linealizar y extender el vector de estado de forma que se pueda incluir dentro de un filtro extendido de Kalman, además se puede forzar al filtro a estimar los errores en la medidas de velocidad angular y aceleración (dr, dp, dq, dax, day, daz), de manera que la siguiente estimación sea mejor que la anterior, y se pueden usar los otros sensores para hacer que la matriz que contiene la covarianza y la varianza de los errores de estimación tienda a cero.

### V. CONTROL ADAPTATIVO POR TRANSICIÓN DE MODOS

#### 5.1 Componente de Control de Transición de Modos

Consiste en varios subcomponentes, a saber: Los controladores locales, uno por cada modo local, los modelos de control activo (uno por cada transición) y el administrador de transición de modos. Éste último decide qué controlador usar en un momento determinado (uno local o un modelo de control activo), basándose en el estado del UAV. El control de transición de modos por si mismo no realiza ninguna adaptación. La adaptación es desarrollada por un mecanismo de adaptación que no es indispensable para el funcionamiento de toda la arquitectura. Esto es, el mecanismo de adaptación

se puede dejar inactivo si los recursos computacionales del sistema son bajos. El control por transición de modos se encarga de combinar los controladores locales para lograr el control del vehículo en toda su región de operación y permitir que las transiciones entre los diferentes modos de operación sean suaves. Se puede observar la estructura general de este componente en la figura 5.1.

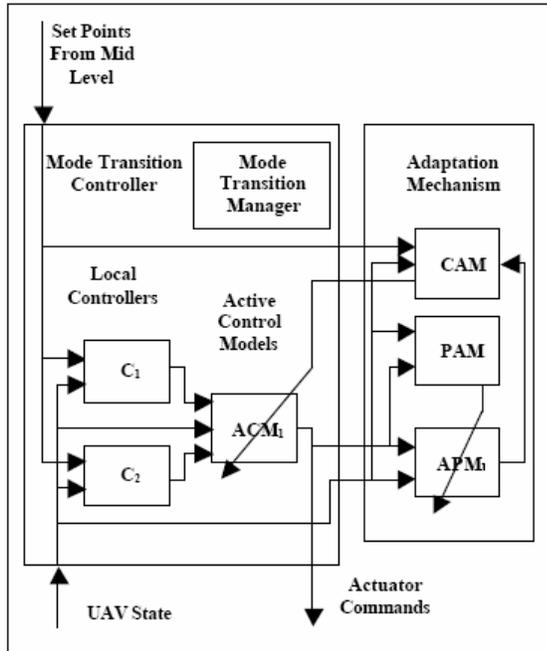


Figura 5.1: Control Adaptativo por Transición de Modos.

### 5.2 Controladores Locales

Los controladores locales son controladores de seguimiento basados en una estrategia LQR en tiempo discreto, corriendo a ratas de muestreo fijas (figura 5.2). La ley de control para estos controladores está dada por:

$$u(k) = K_i e(k) + u_{trim,i} \quad (5.1)$$

Donde  $k$  representa el tiempo discreto,  $u(k)$  es el vector de comandos para el actuador,  $e(k)$  es el error entre el estado deseado (punto de consigna) generado por el componente de generación de trayectorias ( $x_d(k)$ ) y el estado real del vehículo obtenido desde el sistema de navegación ( $x(k)$ ).

Se realiza una transformación entre  $x(k)$  y  $x_d(k)$  antes de aplicar los algoritmos de control, para hacer el estado independiente del rumbo del vehículo (Figura 5.2).

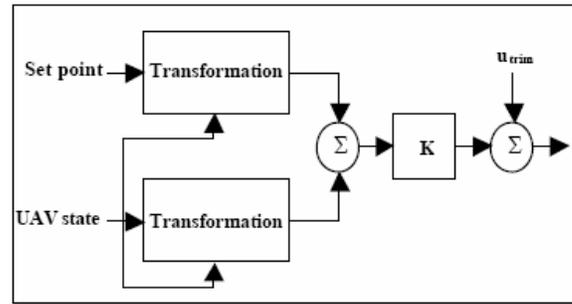


Figura 5.2. Estructura de los Controladores Locales

Para conocer con mayor detalle la descripción de todos los componentes del control adaptativo por transición de modos, remitimos al lector a [2]. Un caso particular se muestra en este artículo para el caso en el cual el UAV es un helicóptero que se encuentra en estacionario. En la figura 5.3 se puede observar como el control local correspondiente al modo estacionario mantiene el helicóptero en vuelo estacionario. La idea del vuelo estacionario es que el helicóptero no se mueva de un punto específico en las coordenadas X, Y y Z manteniendo la actitud estable (Figura 5.3), esta acción del control se puede observar en la Figura 5.4.

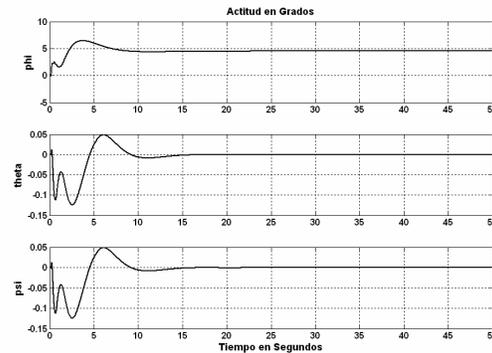


Figura 5.3. Actitud del helicóptero

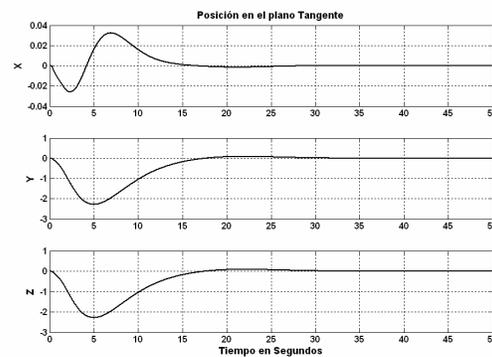


Figura 5.4. Coordenadas de posición del helicóptero.

## VI. CONCLUSIONES

Se ha propuesto una arquitectura jerárquica de control para vehículos aéreo no tripulado de ala fija y ala rotatoria, que incluye un sistema de navegación que utiliza filtrado de Kalman. La arquitectura está basada en un esquema de control adaptativo por transición de modos, que incorpora

componentes en el nivel medio para establecer una misión y generar los puntos de consigna para la trayectoria correspondiente. Esta arquitectura se ha probado ya sobre sistemas tipo helicóptero y el objetivo de este trabajo es probar su efectividad sobre otros vehículos aéreos, de ala fija para el caso, para lo que se ha presentado la propuesta de utilización que será seguida por simulaciones y pruebas con hardware en el lazo de control y pruebas de vuelo en un vehículo que se está diseñando. En este artículo se mostró el resultado inicial de los controladores locales LQR que hacen parte del Control Adaptativo por Transición de Modos.

## REFERENCIAS

- [1] FARRELL J. MATTHEW B., *The Global Positioning System And Inertial Navigation*, McGraw-Hill, 1999
- [2] GUTIÉRREZ ZEA, L. B. (2004). *Adaptive Mode Transition Control Architecture With An Application To Unmanned Aerial Vehicles*. Phd. Thesis. Georgia Institute Of Technology. 149 P.
- [3] ROGERS R., "Applied Mathematics In Integrated Navigation Systems", Education Series Aiaa, 2000
- [4] R RUFUS, G. VACHTSEVANOS, AND B. HECK, "Real-time adaptation of mode transition controllers," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 25, PP.167-175, 2002.
- [5] F. RUFUS, G. VACHTSEVANOS, AND B. HECK, "Adaptive Mode Transition Control of Nonlinear Systems Using Fuzzy Neural Networks," in Proc. 8th IEEE Mediterranean Conference on Control and Automation, Patras, Greece, 2000.
- [6] F. RUFUS, B. HECK, AND G. VACHTSEVANOS, "Software-enabled adaptive mode transition control for autonomous unmanned vehicles," in Proc. 19th Digital Avionics Systems Conferences, 2000.
- [7] F. RUFUS, "Intelligent approaches to mode transition control," in *Electrical and Computer Engineering*. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2000.

**Luis Benigno Gutiérrez Zea.** Recibió su título de Ingeniero Electrónico de la Universidad Pontificia Bolivariana con sede en Medellín, en 1989, su título de Maestría en Ingeniería Eléctrica de la Universidad de Texas en Arlington en 1996 y su título de Doctorado en Ingeniería Eléctrica y de Computadores del Instituto Tecnológico de Georgia en 2004. Desde 1989 se encuentra vinculado a la UPB como profesor e investigador. Actualmente es profesor titular en los postgrados en Automática y la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica de la UPB y dirige el Grupo de Investigación en Automática y Diseño A+D siendo el coordinador de la línea de Mecatrónica del mismo. Es miembro de IEEE desde 1993 y de AIAA desde 2003. Sus áreas de interés investigativo comprenden la robótica, el control inteligente y los vehículos no tripulados.



**Marisol Osorio Cárdenas.** Recibió su título de Ingeniera Electrónica de la Universidad Pontificia Bolivariana con sede en Medellín en 1993. Se desempeñó como Jefe de Control de Calidad en CELSA S.A. hasta 1994 y en 1995 inició labores como profesora de la Facultad de Ingeniería Electrónica de la Universidad Pontificia Bolivariana. Recibió su título de Maestría en

Ingeniería con Énfasis en Automática da la misma Universidad en 2001. Participó en el Grupo de Automática de la UPB (GRIAL) desde sus inicios en 1996. Éste se convirtió en 2001, al fusionarse con otro grupo, en el Grupo de Automática y Diseño A+D. Es miembro de IEEE desde 2000. Sus áreas de interés e investigación son la teoría de control, el control no lineal y las técnicas de enseñanza de la automática. En la actualidad prepara su propuesta doctoral para presentarla en la Universidad Nacional Autónoma de México.



**Jorge Andrés Alvarez Jiménez.** Recibió su título de Ingeniero en Instrumentación y Control del Politécnico Colombiano Jaime Isaza Cadavid con sede en Medellín en 2000. Trabajó en la empresa Industrial Aeronáutica como Ingeniero de Soporte Técnico ATR-42, luego se desempeñó como director de Mantenimiento de la Empresa West Caribbean Airways. Actualmente es candidato a Magíster en Matemáticas con Énfasis en Control Automático de la Universidad EAFIT. Es profesor asistente en la facultad de Ingeniería Aeronáutica de la UPB en el área de Aviónica y Sistemas Automáticos de Control de Vuelo donde realiza labores de investigación en el Grupo de Automática y Diseño A+D. Sus áreas de actuación e investigación se centran en la modelación, simulación y control de vehículos aéreos no tripulados.