

Simulaciones del control de orientación del USAT-I para detumbado y apuntamiento solar

Elián Hanisch

elian.hanisch@ing.unlp.edu.ar

UIDET Sistemas Electrónicos de Navegación y Telecomunicaciones (SENyT)
Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata



Introducción

Este trabajo expone los resultados de simulaciones numéricas del control de orientación para las fases iniciales de la misión del satélite USAT-I.

El USAT-I es el primer satélite desarrollado en la UNLP (Fig. 1) y tiene como misión principal la validación tecnológica de los subsistemas desarrollados en la universidad, el subsistema de determinación y control de orientación (ADCS *Attitude Determination and Control Subsystem*) entre ellos.

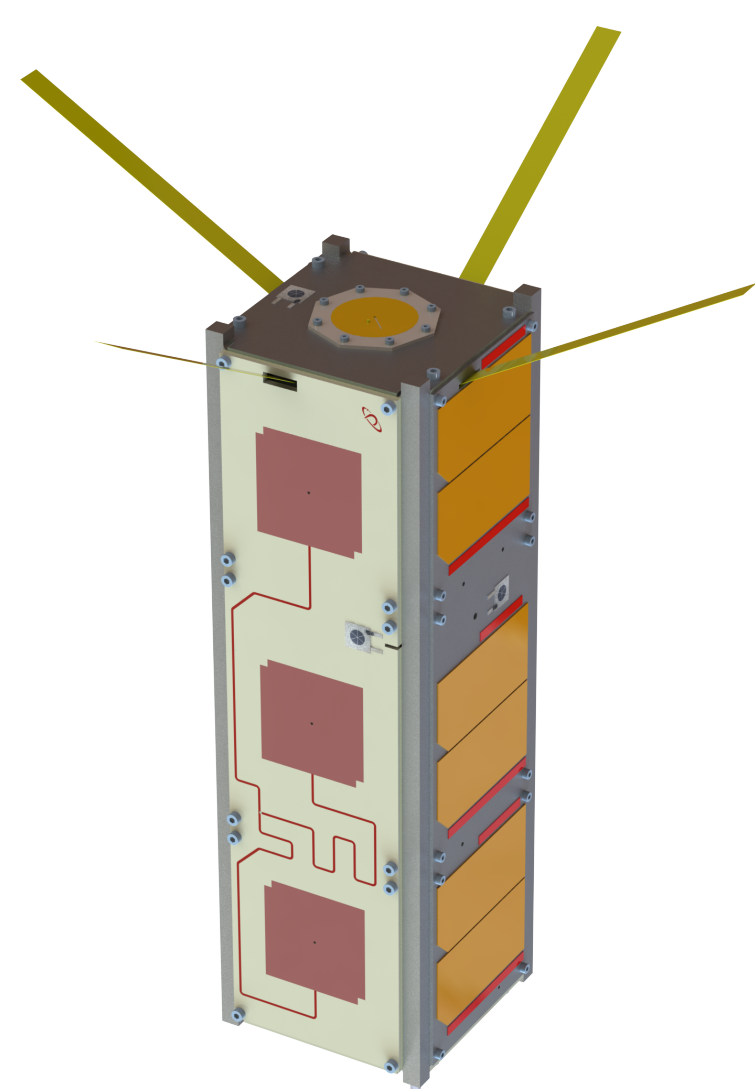


Figura 1: Modelo 3D del USAT-I.

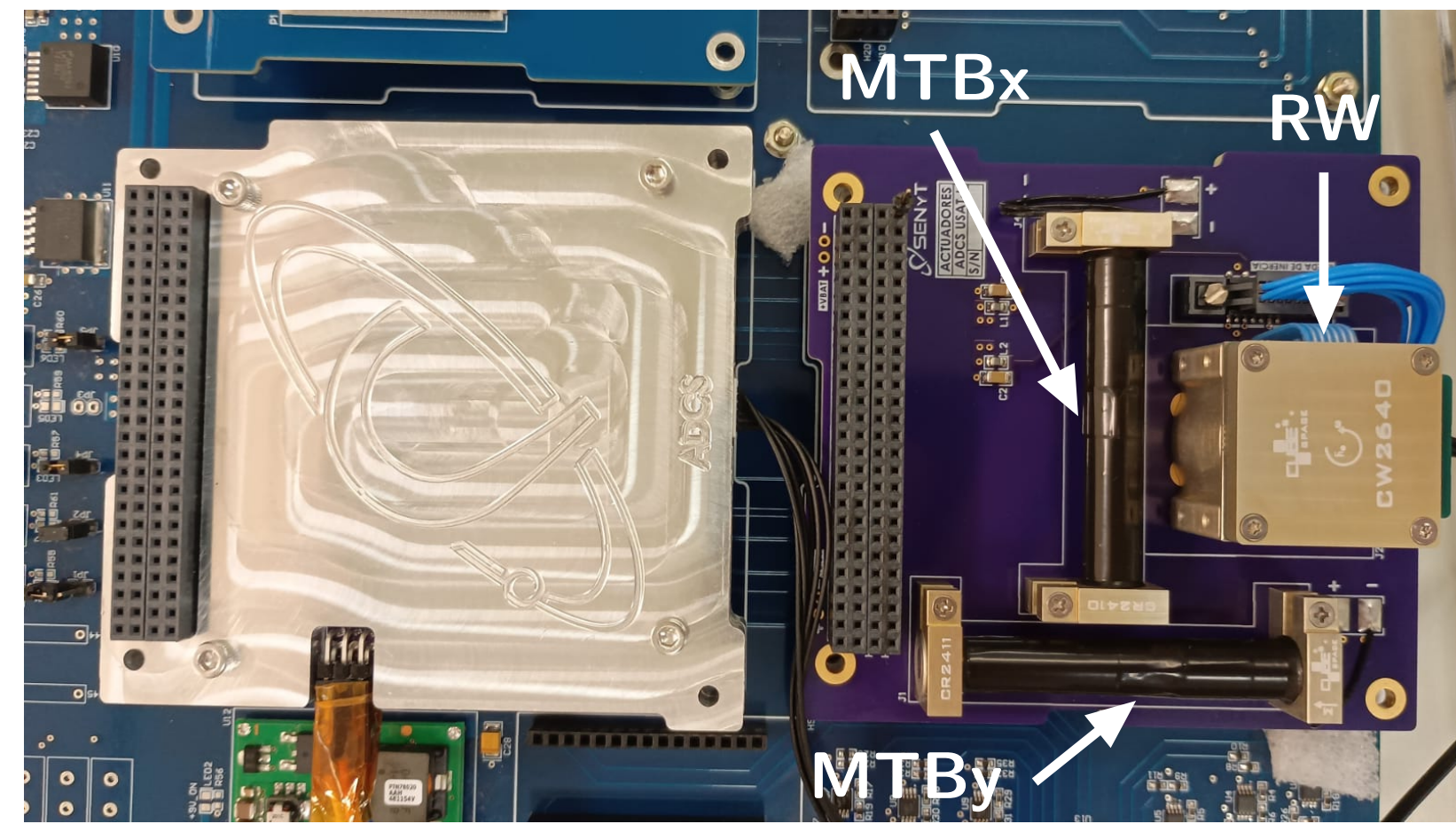


Figura 2: El ADCS siendo ensayado en la configuración Flatsat. A la izquierda se observa el módulo principal y a la derecha sus actuadores. Son visibles en la imagen los MTBs de los ejes X e Y y la RW. El MTB del eje Z no está visible y se encuentra en el lado opuesto de la placa.

El ADCS del USAT-I (Fig. 2) utiliza 3 barras magnéticas de torque (MTB *Magnetic Torque Bars*) y una rueda de inercia (RW *Reaction Wheel*) como actuadores. Los MTBs tienen la limitación de que solamente pueden controlar 2 ejes de rotación en un instante dado. Los modos de funcionamiento del ADCS se visualizan en la Fig. 3: se inicia en el modo M_1 que realiza el detumbado y estabiliza el satélite y una vez completado pasa al modo M_2 que se encarga de orientar los paneles solares. El modo M_1 utiliza exclusivamente control magnético mientras en el modo M_2 puede ser magnético o en combinación con la rueda de inercia.

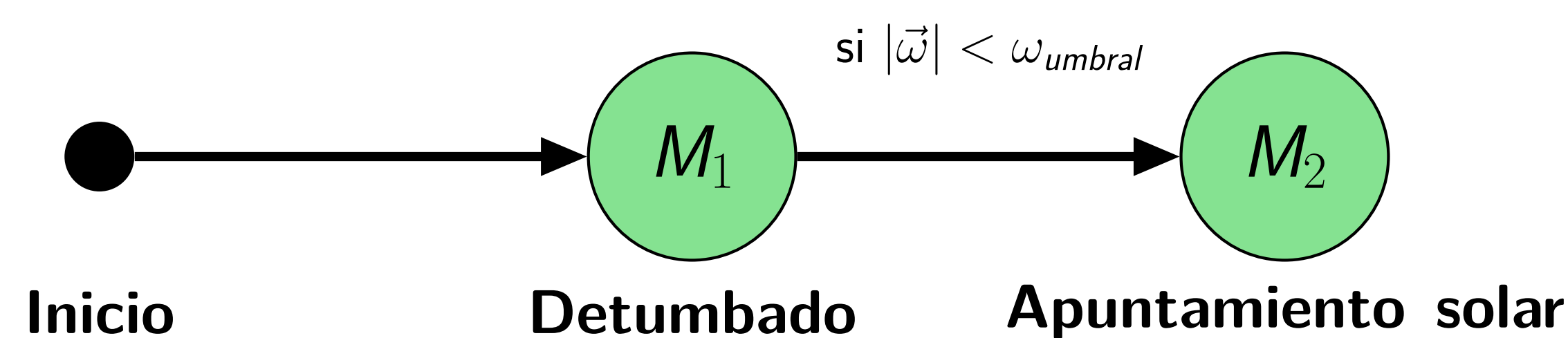


Figura 3: Diagrama simplificado de los modos de funcionamiento del ADCS.

Como simulador para ensayar los algoritmos se utiliza **42**, un simulador de vehículos espaciales de código abierto desarrollado en el Goddard Space Flight Center de la NASA.

Leyes de control

Para el modo M_1 se evalúan 2 algoritmos diferentes:

$$\vec{m} = -\frac{k_1}{\|\vec{B}\|} \dot{\vec{B}} \quad (1) \quad \vec{m} = -\frac{k_2}{\|\vec{B}\|^2} [\vec{B} \times] \mathbf{J} \vec{\omega} \quad (2)$$

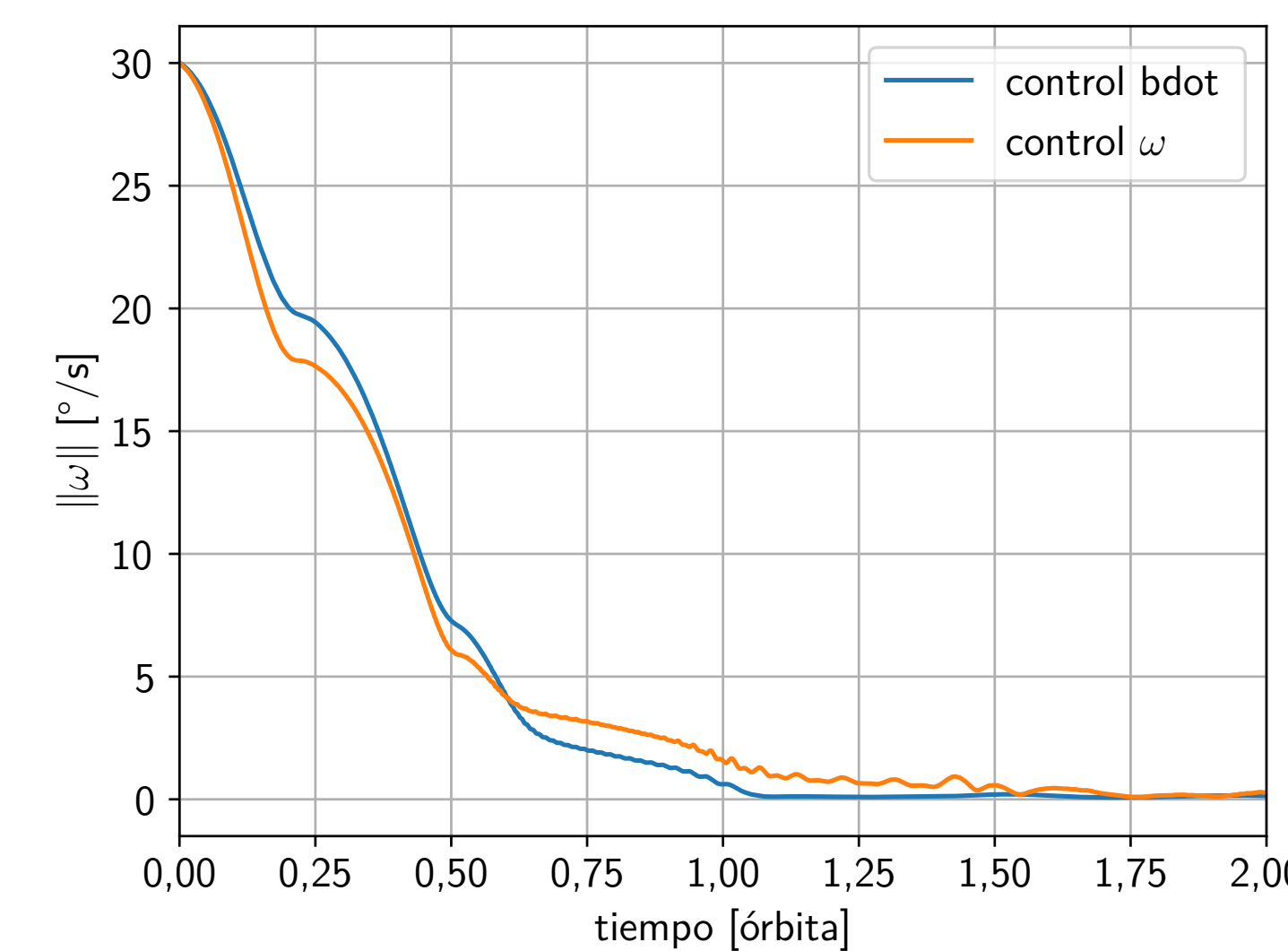
El algoritmo en (1) es ampliamente conocido como control *b-dot* y solamente requiere mediciones del magnetómetro ($\vec{B}$); (2) es un control del tipo derivativo y requiere mediciones del magnetómetro ($\vec{B}$) y giróscopo ($\vec{\omega}$); $\mathbf{J}$ es la matriz de inercia del satélite.

Para hacer el apuntamiento solar se propone un control proporcional-derivativo:

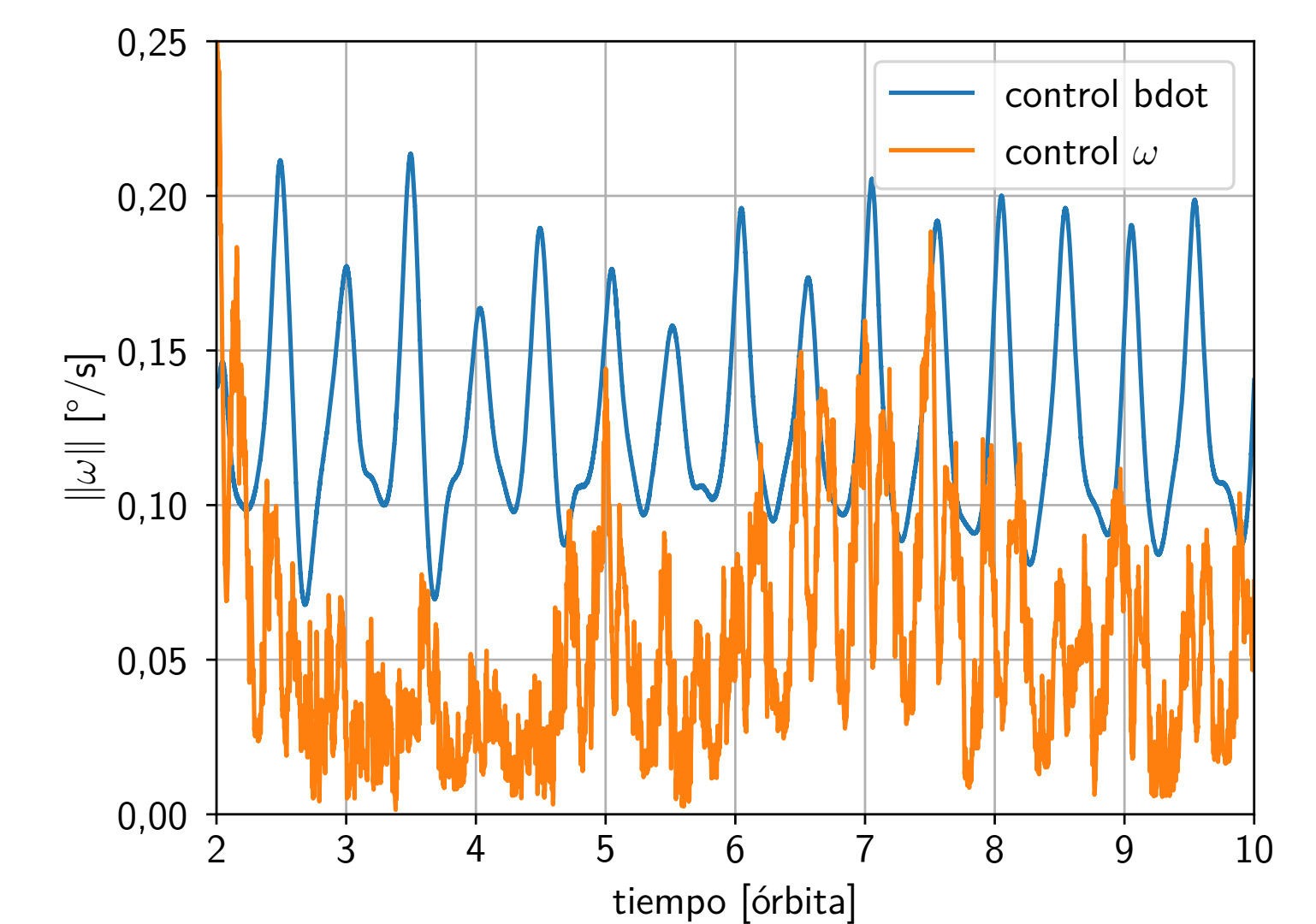
$$\vec{u} = -k_p \mathbf{J}^{-1} \mathbf{q}_v - k_d \mathbf{J} \vec{\omega} \quad (3)$$

Siendo $\mathbf{q}_v$ la parte vectorial del cuaternión del error de apuntamiento; $\vec{u}$ es el torque de la acción de control que se puede sintetizar parcialmente con los MTBs (control puramente magnético) o combinando los MTBs y la rueda de inercia.

Resultados

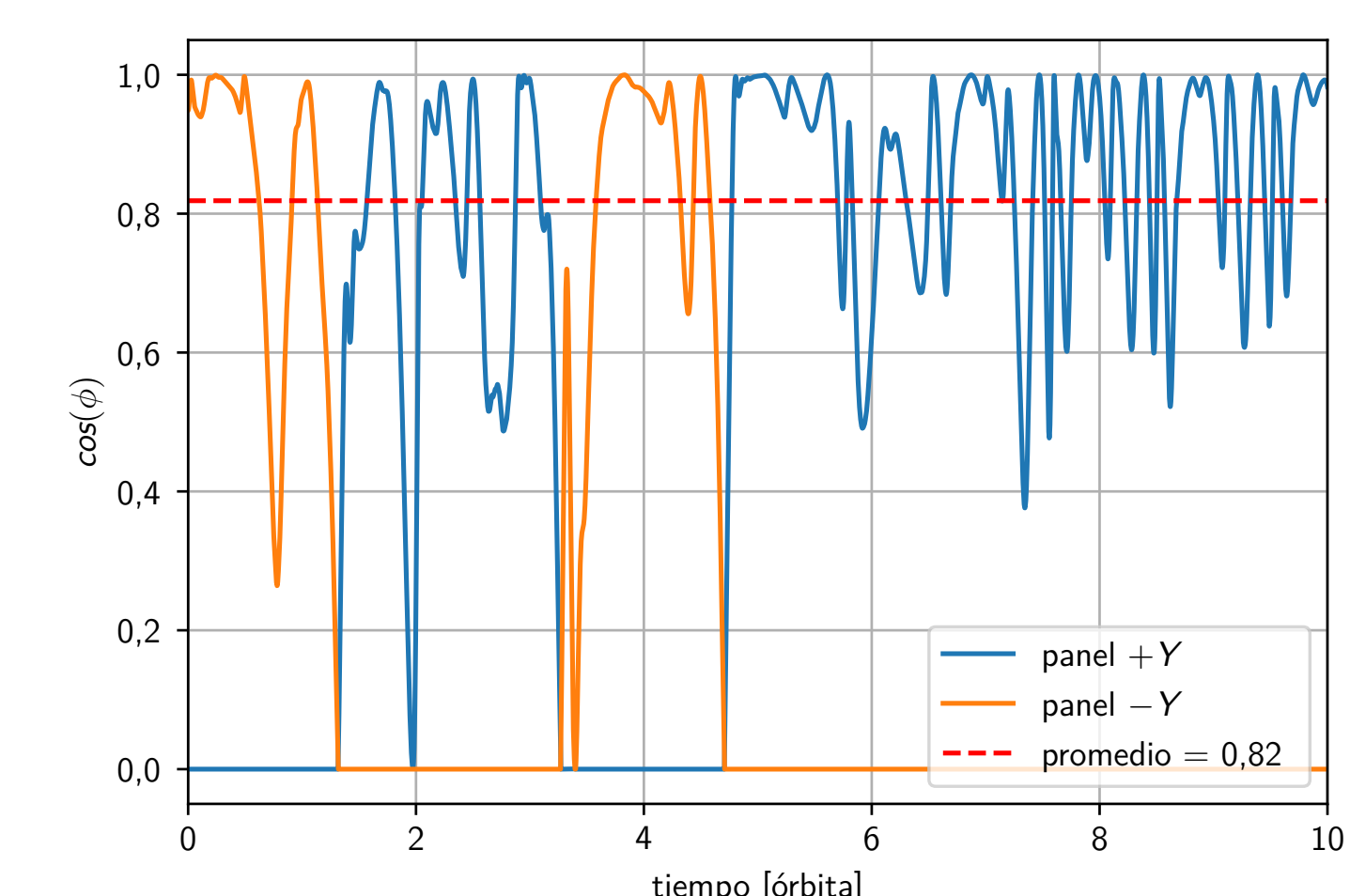


(a) Velocidad angular inicial de 30 °/s.

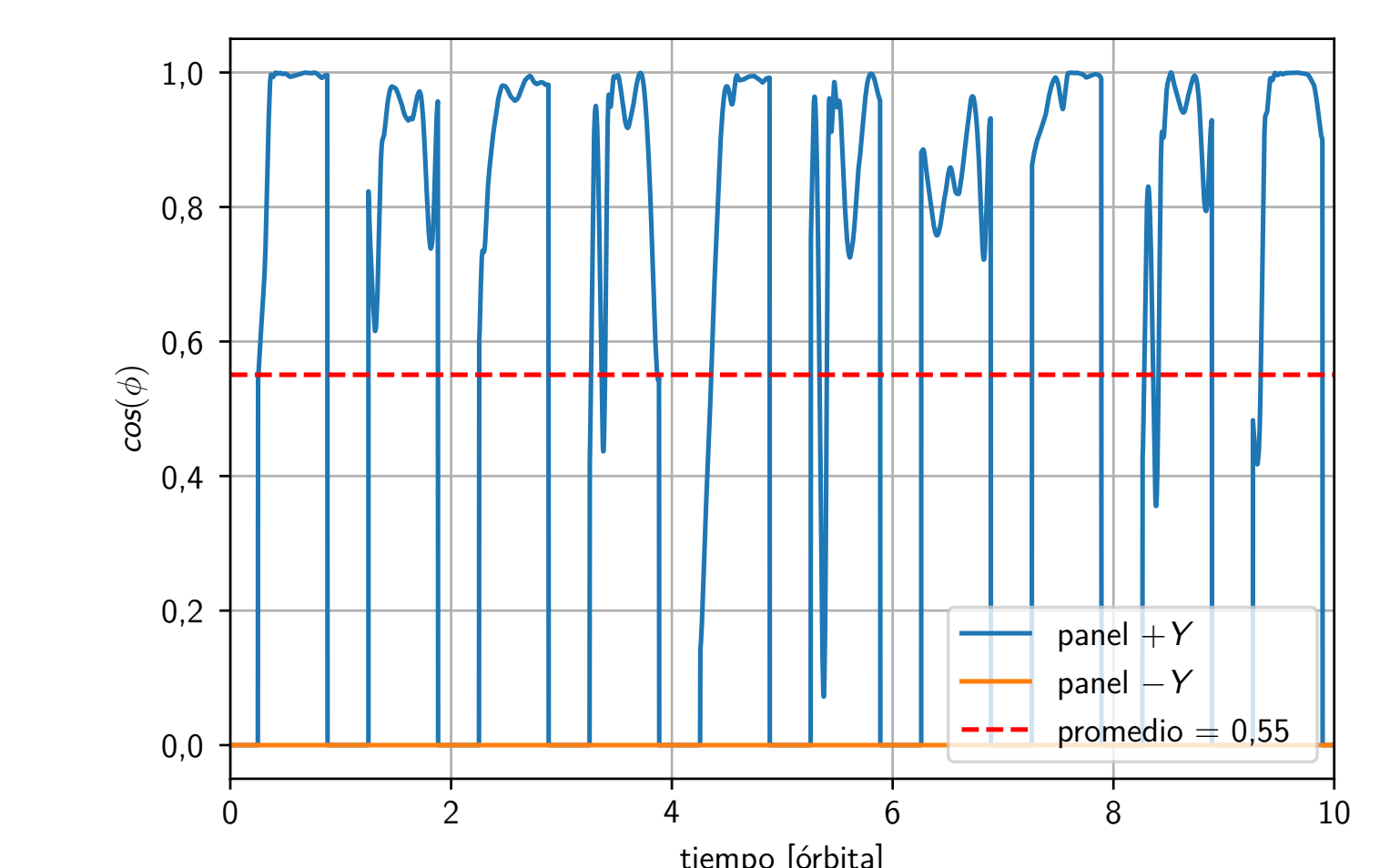


(b) Comportamiento en estado estacionario.

Figura 4: Comparación entre las leyes de control *bdot* (1) y *control ω* (2) en el modo de detumbado. Ambas logran el objetivo de estabilizar el satélite, pero el algoritmo (2) mantiene una velocidad angular menor. Una órbita es aproximadamente 90 minutos.



(a) Órbita sin eclipse.



(b) Órbita con un 35 % de eclipse.

Figura 5: Apuntamiento solar durante 10 órbitas para el caso de una órbita sin y con eclipse. ϕ representa el ángulo entre el panel solar y el vector del Sol, por lo que $\cos(\phi) = 1$ maximiza la recolección de energía solar. No se mantiene $\cos(\phi) = 1$ dado que el control puramente magnético está subactuado y un eje de rotación no es controlable.

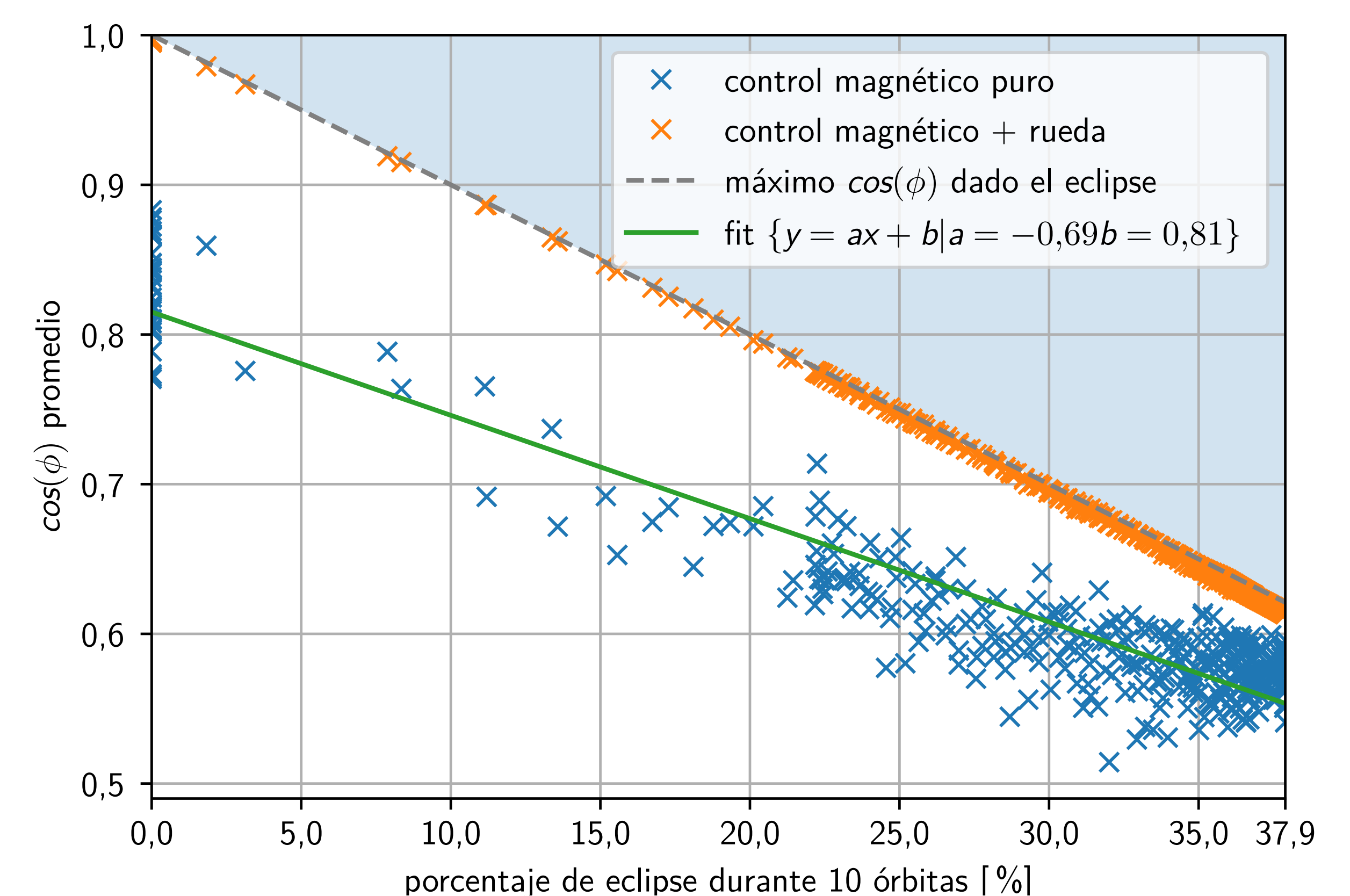


Figura 6: $\cos(\phi)$ promedio en función del porcentaje de eclipse. Cada cruz representa una simulación donde se modificó aleatoriamente el ángulo del nodo ascendente de la órbita. Se observa que para un control utilizando solamente los MTBs la recolección solar estará entre 80 % y 55 % dependiendo de las condiciones de eclipse. Combinar una rueda de inercia con los MTBs compensa las limitaciones de los mismos y maximiza la recolección de energía solar.

Conclusiones

En este trabajo se definieron las leyes de control para 2 modos de funcionamiento del ADCS del USAT-I y se ensayaron mediante simulaciones.

Se compararon 2 leyes de control para el modo detumbado, el USAT-I empleará el algoritmo definido por (2) ya que estabiliza el satélite a una velocidad angular más baja.

Se propuso una ley de control para realizar el apuntamiento solar, se verificó mediante simulaciones su funcionamiento utilizando solamente MTBs y MTBs con una rueda de inercia. En el último caso se comprobó que incorporando una rueda de inercia compensa las limitaciones del control puramente magnético y permitiría al USAT-I maximizar la recolección de energía (Fig 6).