



ARxCODE
Prototipo de software para el Análisis de Riesgo por
Colisión con Desechos Espaciales.

Por *M. Cecilia Valenti.*

Presentado ante la Universidad Nacional de La Matanza y la Unidad de Formación Superior de la
CONAE como parte de los requerimientos para la obtención del grado de

MAGISTER EN DESARROLLOS INFORMÁTICOS DE APLICACIÓN ESPACIAL

UNIVERSIDAD NACIONAL DE LA MATANZA

©UFS-CONAE
©UNLAM

DIRECTOR
Marcelo Colazo

Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE)

CO-DIRECTOR
Dra. Alicia Mon

Universidad Nacional de la Matanza (UNLaM)

Resumen

En este trabajo se presenta el prototipo de software ARxCODE: *Análisis de Riesgo por Colisión con Desechos Espaciales*. Un sistema diseñado para el estudio de acercamientos con riesgo de colisión, entre misiones satelitales operativas y desechos espaciales. ARxCODE tiene la capacidad de extraer la información que proviene de los mensajes de alerta de colisiones estandarizados, Conjunction Data Message (CDM), definidos por el Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS) y de procesar datos ingresados manualmente. Devuelve al operador parámetros para el análisis de riesgo como: la mínima distancia y la probabilidad de colisión o Probability of Collision (PoC) en una interfaz gráfica que facilita una clara caracterización y visualización de la situación.

Los estudios de acercamientos de riesgo que involucran desechos espaciales acarrean grandes incertezas respecto a la posición del desecho, en especial para aquellos organismos que no cuentan con instrumentos propios de rastreo. En la actualidad, además de la distancia mínima de acercamiento, debe considerarse la probabilidad de colisión. El cálculo de la probabilidad de colisión requiere tener conocimiento de los errores de las posiciones y esto no siempre es conocido, en particular para los desechos, cuyos Two-Line elements (TLE) son públicos, pero no sus errores asociados.

Para la construcción de la matriz de covarianza de la posición del desecho correspondiente al último TLE disponible más cercano al momento del máximo acercamiento Time of Closest Approach (TCA), se implementa el método desarrollado por Osweiler (Osweiler, 2006). Para la estimación de los errores que introducen las propagaciones de los TLE, con el modelo de propagación analítico Simplified General Perturbations model (SGP4) se desarrolló una metodología que incorpora el análisis histórico de los productos orbitales precisos de la misión SAC-D. Finalmente para el cálculo de la probabilidad de colisión, se implementa un método simplificado desarrollado por Lei-Chen (Lei et al., 2017).

ARxCODE es una herramienta que ofrece a los operadores de los centros de control de misión, una visión más clara de las situaciones de encuentro, para los momentos de diálogo e intercambio de información con los organismos internacionales de alerta.

Agradecimientos

Tabla de Contenidos

1. Introducción	1
1.1. Los desechos espaciales	1
1.2. El riesgo de colisión	7
1.2.1. El estudio del riesgo de colisión	9
1.2.2. Rastreo y catálogos	12
1.3. Las regulaciones nacionales e internacionales	13
1.4. Antecedentes	14
1.5. La Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE)	14
1.6. Planteo del Problema	15
1.7. Objetivos	17
1.8. Estructura del trabajo	18
 2. Marco Teórico	 19
2.1. Introducción	19
2.2. La posición de los objetos involucrados	20
2.2.1. La posición de la misión operativa	21
2.2.2. La posición del desecho espacial	21
2.2.3. Los archivos TLE	22
2.2.4. El propagador SGP4	23
2.2.5. Sistemas de Referencia	24

TABLA DE CONTENIDOS

2.3.	El estudio de los errores	26
2.3.1.	El método de Osweiler	28
2.3.2.	Propagación de errores utilizando datos de TLE y efemérides precisas	29
2.4.	La probabilidad de colisión	31
2.4.1.	El planteo general del problema	32
2.4.2.	Simplificación del problema a dos dimensiones (2D)	34
2.4.3.	El cálculo de la PoC	35
2.4.4.	Método del límite	37
2.4.5.	Cálculo simplificado de Lei-Chen	37
2.5.	Comunicaciones de riesgo de colisión	42
2.5.1.	El mensaje de alerta CDM	43
2.6.	Resumen	47

Índice de figuras

1.1. Desechos Espaciales según Scopus	2
1.2. Riesgos de Colisión según Scopus	3
1.3. Objetos en Órbita según NASA.	5
1.4. Distribución de objetos en función del semieje mayor.	6
1.5. Proyección de Satélites 2016-2030	7
1.6. Fragmentos de Cohetes 2016-2030	8
1.7. Cantidad de Objetos catalogados al 2014	8
1.8. Evolución de las causas de la generación de Desechos	9
1.9. Número de Desechos en las órbitas LEO desde 2015 al 2065	10
1.10. Estudio de Colisión	12
1.11. USSTRATCOM - SSN	13
1.12. Interfaces del ARxCODE	17
2.1. Sistemas de Referencia centrados en el Satélite	25
2.2. Método de Osweiler, (Osweiler, 2006) para la generación de la matriz de covarianza .	29
2.3. Descripción del método propuesto para la propagación de errores	30
2.4. Tabla de Estimación de errores.	31
2.5. El planteo general de la PoC	32
2.6. El plano de encuentro	32
2.7. Plano de Encuentro	38

ÍNDICE DE FIGURAS

2.8. Máximo acercamiento en órbitas circulares	39
2.10. Plano de encuentro y proyección del sistema RSW	40
2.11. Proyección de los elipsoides de error al plano de encuentro	40
2.12. Plano de encuentro y proyección del sistema RSW	41
2.13. Métodos de cálculo de PoC - (Sitio Web SANA)	46
2.14. Esquema del Procedimiento General del cálculo de PoC	48

Índice de tablas

1.1. Clasificación de Desechos según la IADC	4
1.2. Objetos en Órbita al 4 de Abril de 2017.	5
1.3. Daño según el tamaño del desecho.	11
1.4. Sistemas de Alerta	15
2.1. Estimaciones con TLE	27
2.2. Tabla con los valores medios para la propagación de errores.	31
2.3. Trabajos sobre el cálculo de la PoC	36

Lista de acrónimos

CDM	Conjunction Data Message
TLE	Two-Line elements
SGP4	Simplified General Perturbations model
NORAD	North American Aerospace Defense Command
USSTRATCOM	US Strategic Command
PoC	Probability of Collision
TCA	Time of Closest Approach
ESA	European Space Agency
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ISS	International Space Station
RMM	Risk Mitigation Maneuver
IADC	Inter-Agency Space Debris Coordination Committee
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
LEO	Low Earth Orbit
GEO	Geostationary Orbit
ONU	Organización de las Naciones Unidas
TOD	True of Date
TEME	True Equator Mean Equinox
RSW	Radial, Along-track, Cross-track
NTW	Normal, In-track, Cross-track

ÍNDICE DE TABLAS

RTN	Radial, Transverse, Normal
KVN	Key/Value Notation
XML	eXtensible Markup Language

Introducción

1.1. Los desechos espaciales

El comienzo de la era satelital en el año 1957 con la puesta en órbita del satélite ruso Sputnik significó la conquista de un nuevo espacio y un cambio de paradigma en lo que respecta a las tecnologías para las comunicaciones, los estudios de nuestro planeta, el sistema solar, las formas de navegar, de geoposicionarse y el intercambio de información. Desde entonces el ambiente espacial cada vez suma más colonos (Fig. 1.7).

Las experiencias de las primeras misiones aportaron mucho conocimiento de este entorno con características muy distintas a las de la superficie de la Tierra y permitieron ir mejorando las técnicas y los materiales para que los satélites cumplieran sus objetivos sin mayores inconvenientes. Sin embargo, un hecho poco predicho o abordado empezó a ocupar prioridad en las dos últimas décadas: los *desechos espaciales*.

Definición: *Son Desechos Espaciales todos los objetos contruidos por el hombre, incluyendo fragmentos o partes de los mismos, que orbitan la Tierra o reingresan a la atmósfera y no son funcionales, es decir, han perdido su capacidad operativa. (IADC, 2007)*

La disponibilidad del espacio parecía ilimitada, y los primeros años no se tenían consideraciones respecto a los objetos que allí se depositaban, o se desprendían de los cohetes y las misiones. Pero con el correr del tiempo, ciertas regiones del espacio cobraron interés estratégico, y la superpoblación en dichas zonas no tardó en mostrar complicaciones.

Los desechos representan hoy el mayor porcentaje de los objetos que orbitan la Tierra y los estudios de su proliferación, indican que, de no existir planes de acción para subsanar la situación, el efecto de las colisiones en cascada transformará el ambiente espacial en un lugar inhabitable para cualquier misión.

La primera colisión confirmada y claramente registrada entre una misión operativa y un desecho, ocurrió el 24 de Julio de 1996, cuando el satélite francés Cerise (95-033B) fue embestido por un fragmento (86-019RF), remanente de la explosión de la última etapa del cohete Ariane-1 H-10, ocurrida el 13 de noviembre de 1986; nueve meses después de inyectar en órbita al satélite SPOT-1. La reconstrucción de la situación luego de la colisión, coincide plenamente con una pérdida de la actitud del Cerise que fue registrada en los datos históricos abordo (Klinkrad, 2006a).

Las estadísticas de la base de datos de Scopus ¹, indican que las investigaciones respecto a la temática de desechos espaciales en general muestran un continuo crecimiento (Fig. 1.1). Resultados similares se obtienen respecto de la temática de colisiones (Fig. 1.2); si bien no se ha podido hacer una vinculación directa entre sucesos, picos y tendencias, se mencionan algunos eventos que podrían estar relacionados con los resultados. En el año 1988 la National Aeronautics and Space Administration (NASA) implementa su sistema para analizar y evitar colisiones en las misiones tripuladas (*Collision Assessment and Collision Avoidance System*), a continuación en el año 1990 se lanza el telescopio espacial *Hubble Space Telescope* y se realiza un congreso de gran trascendencia, el *Orbital Debris Conference: Technical Issues and Future Directions*. Se observa un pico a partir del año 1998, probablemente vinculado al lanzamiento de la estación espacial internacional o International Space Station (ISS), y luego un notorio crecimiento a partir del año 2007, vinculado a dos sucesos: la destrucción intencional de China de uno de sus satélites en una prueba misilística y la colisión catastrófica accidental entre el satélite ruso KOSMOS 2251, fuera de servicio y el satélite IRIDIUM 33, operativo, de la constelación de IRIDIUM, en el año 2009.

Publicaciones sobre Desechos Espaciales (Scopus)

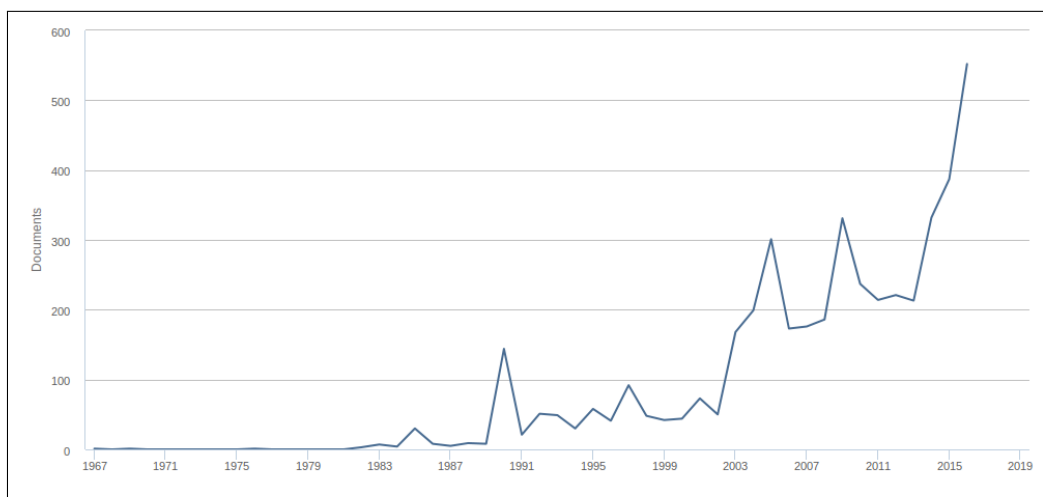


Figura 1.1. Estadística de las investigaciones realizadas en el área de desechos espaciales (*Space Debris*) de acuerdo a la base de datos de Scopus.

¹<https://www.scopus.com/>

Publicaciones sobre Colisiones (Scopus)

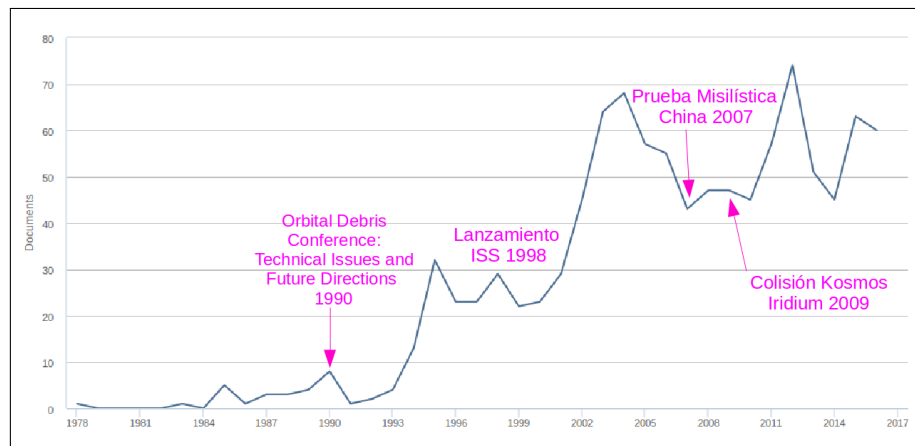


Figura 1.2. Estadística de las investigaciones realizadas en el área de riesgos de colisión *Collision Avoidance* de acuerdo a la base de datos de Scopus.

Distintos abordajes para el estudio de los desechos espaciales

Existen distintos estudios respecto a la problemática de los desechos espaciales. La NASA propone una clasificación general según sean estudios de: modelado, rastreo, protección, mitigación, reparación o reingreso.

- **Modelado:** Consiste en el desarrollo y la actualización de los modelos orbitales de los desechos, para describir y caracterizar el ambiente actual y la proyección futura.
- **Rastreo:** Mediciones que se hacen con radares y telescopios ópticos desde tierra, y también con telescopios espaciales.
- **Protección:** Estudios hechos en impactos de alta velocidad para el desarrollo de nuevos materiales y diseños que ofrezcan una mayor protección.
- **Mitigación:** Planificación de estrategias para reducir la generación de nuevos desechos. Generación de documentación de buenas prácticas, estándares y promoción de acuerdos internacionales.
- **Reparación:** Diseño de misiones con el único objetivo de actuar sobre los desechos a fin de reducir el número de objetos inactivos en órbita.
- **Reingreso:** Identificación de los reingresos no controlados, para hacer análisis sobre las zonas de posibles impactos en Tierra y la planificación de reingresos controlados.

Organismos como el Centro Principal de Inteligencia Espacial Ruso, el Departamento de Defensa Norteamericano, la NASA y la European Space Agency (ESA), han desarrollado tanto modelos de evolución como de ingeniería, y mantienen catálogos actualizados con las trayectorias de aquellos objetos cuyo tamaño permite detectarlos con instrumentos de rastreo en Tierra.

Los modelos de evolución muestran la configuración actual y proyecciones de configuraciones futuras del ambiente espacial incluyendo todos los objetos que orbitan la Tierra.

Los modelos de ingeniería se enfocan en distintas pruebas de laboratorio o de misiones específicas en órbita, que analizan la respuesta de los materiales cuando se exponen a impactos con fragmentos de distinto tipo, particularmente en aquellos de tamaños muy chicos pero que colisionan a velocidades del orden de diez kilómetros por segundo.

En este trabajo nos enfocamos en el análisis de las situaciones de riesgo de colisión, dentro del marco de la *mitigación*, para las misiones y los desechos que se ubican en las Low Earth Orbit (LEO), u órbitas bajas.

El entorno de los desechos espaciales: presente y futuro

Según los informes de la ESA (ESA, 2013), desde 1957 hasta la actualidad, 5250 lanzamientos han poblado el ambiente espacial con casi 23000 objetos de los cuales, sólo cerca de 1200 son satélites operativos.

El Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC), clasifica los desechos según sean: objetos relacionados a alguna misión, fragmentos, o cohetes y objetos que ya finalizaron su misión (Tabla 1.1).

Tabla 1.1

Clasificación de desechos, causas y recomendaciones del IADC

Clasificación	Causas	Recomendaciones del IADC
Objetos relacionados a una misión	Liberados intencionalmente	Diseños que reduzcan la liberación de desechos
	Liberados sin intención	Diseños robustos
Fragmentos	Destrucción intencional	Evitar destrucciones intencionales.
	Fragmentaciones durante las operaciones	Aseguramiento de la misión.
	Fragmentaciones ya finalizada la misión	Reducción de estas situaciones en el diseño.
	Colisiones en órbita	Planificación de maniobras evasivas por riesgo de colisión. Protección.
Objetos que ya finalizaron su misión y cohetes	Maniobras de disposal inadecuadas	Maniobras de reingreso

Nota. Adaptado de la guía de recomendaciones del IADC, (IADC, 2007).

Tabla 1.2

Objetos en Órbita al 4 de Abril de 2017.

País	Cargas Útiles	Cohetes y Desechos	TOTAL
China	235	3566	3801
Comunidad de Estados Independientes	1508	4993	6501
Agencia Espacial Europea	74	60	134
Francia	62	470	532
India	79	113	192
Japón	162	94	256
Estados Unidos de América	1513	4504	6017
Otros	801	113	914
TOTAL	4434	13913	18347

Nota. Adaptado de NASA, (NASA, 2017c).

De acuerdo a una publicación de la NASA, (NASA, 2017a), hasta el 04 de Abril de 2017, se contabilizaron 18347 objetos catalogados (Tabla 1.2). Clasificados según sean: cargas útiles (*payloads*), cohetes (*rocket bodies*), desechos de misión (*mission-related bodies*), desechos anómalos (*anomalous debris*) o desechos de fragmentación (*breakup debris*); ver Figura 1.3.

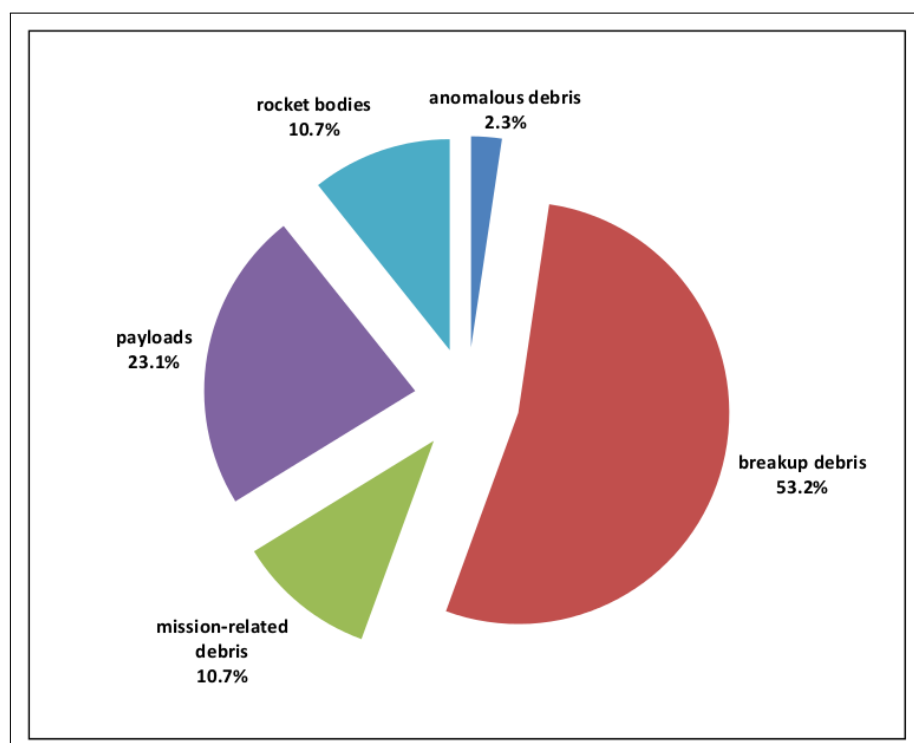


Figura 1.3. Porcentaje de Objetos en Órbita según la clasificación de NASA. Extraído de NASA, (NASA, 2017c).

Otra clasificación podría ser en función de la distancia a la superficie de la Tierra, ya que la distri-

bución no es homogénea. La relación entre la densidad de objetos y la altura a la que se encuentran, señala que existen regiones más comprometidas. Las órbitas bajas o LEO con un rango de alturas entre los 500 y los 2000 kilómetros, son las más superpobladas y contienen casi el 70 % de todos los objetos catalogados. Cabe destacar que en esta región se ubican las misiones de la serie SAC de la CONAE, las misiones futuras SAOCOM Y SABIAMAR. Ver Figura 1.4.

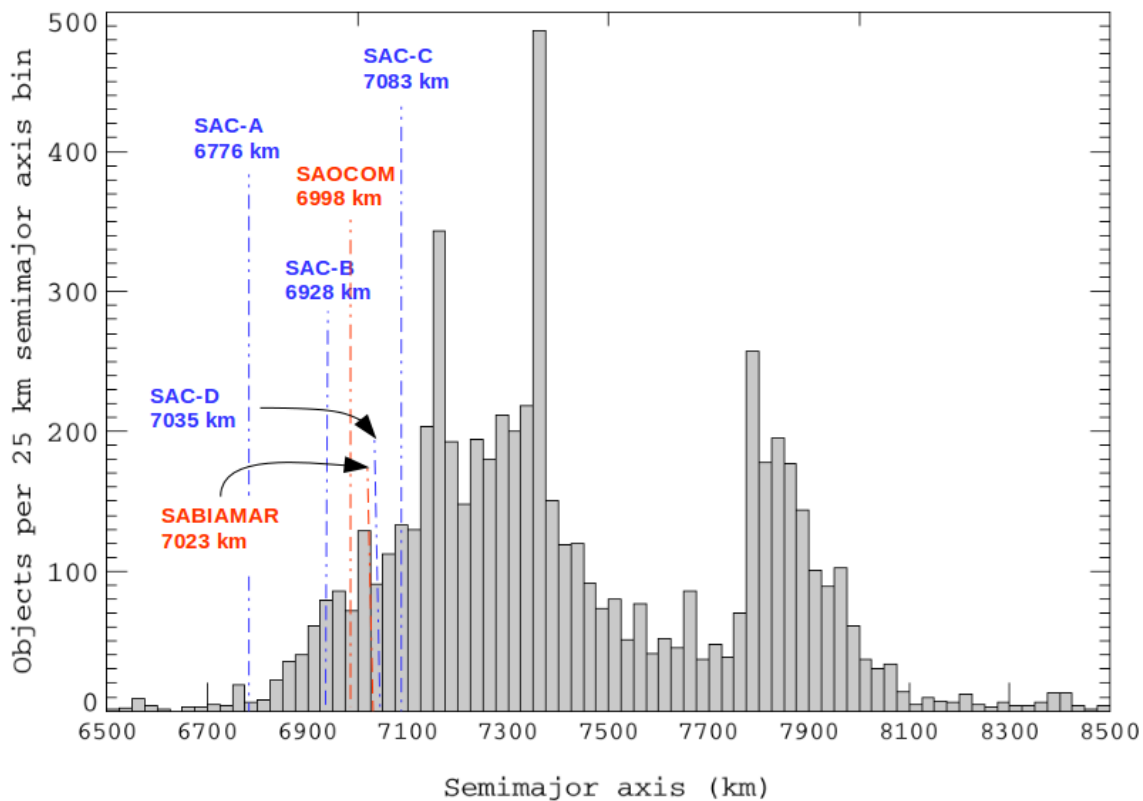


Figura 1.4. Distribución de objetos en función del semieje mayor en la región LEO. Adaptado de (Klinkrad, 2006b). Se agregan en color azul las posiciones de las misiones de CONAE ya puestas en órbita (serie SAC) y en color naranja las posiciones de las futuras misiones SAOCOM y SABIAMAR

Si se mira hacia el futuro, las predicciones no son alentadoras. Si bien, los acuerdos internacionales en relación a acciones para reducir la proliferación de desechos avanzan y muestran buenos resultados, los proyectos de nuevas misiones tienden a aumentar el número de objetos, sobre todo en las órbitas bajas. Para estas órbitas las colisiones pasarían a ser las principales generadoras de desechos.

En un reporte técnico publicado por la NASA (Karacalioglu and Stupl, 2016), se evalúan las nuevas tendencias de la industria satelital y se analiza el futuro panorama del entorno espacial en las órbitas bajas, en función de los lanzamientos planificados y las misiones anunciadas, (Fig. 1.5).

En los últimos años se ha incrementado el número de agencias o empresas que se dedican al desarrollo espacial. El nuevo paradigma de constelaciones de pequeños satélites, sistemas distribuidos o arquitecturas fragmentadas en reemplazo de los grandes y costosos satélites tradicionales, ha permitido la democratización del espacio, facilitándole el acceso a más agencias y empresas. Un claro

ejemplo son las constelaciones para comunicaciones anunciadas por OneWeb y SpaceX, que proyectan lanzar del orden de 600 satélites cada una para fines del 2019.

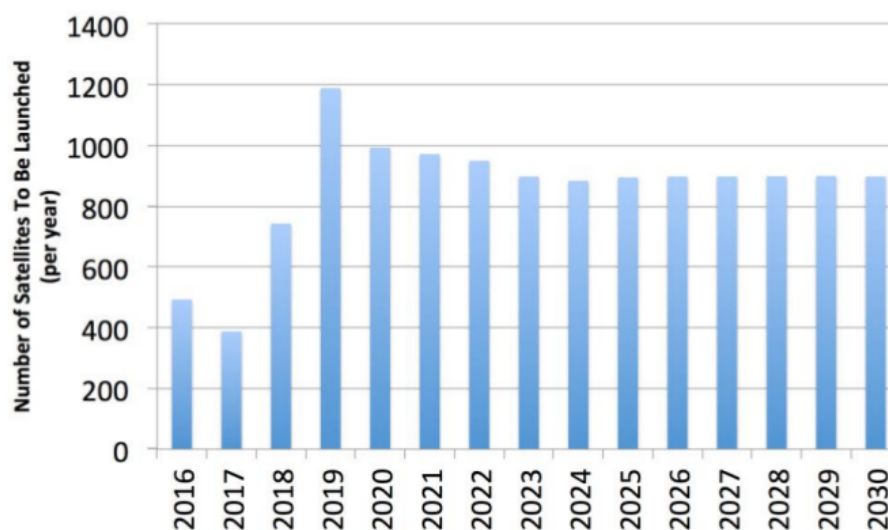


Figura 1.5. Proyección de Satélites 2016-2030. Extraído de (Karacalioglu and Stupl, 2016)

Estas futuras misiones, no sólo generan un aumento en la población espacial durante su vida útil, sino que, una vez finalizada la misión es importante definir acciones que remuevan esos objetos de la región de LEO; ya que dependiendo de sus características, pueden permanecer en órbita inactivos por más de 20 años.

A su vez, aunque ya existen modelos experimentales y en desarrollo en lo que respecta a recuperar partes de los lanzadores, cada lanzamiento inyecta en órbita no sólo los satélites sino también las últimas etapas de los cohetes lanzadores, (Fig. 1.6).

1.2. El riesgo de colisión

La primera colisión catastrófica que se registra, sucedió en el año 2009, entre el satélite ruso KOSMOS 2251 que había quedado fuera de servicio y el satélite operativo IRIDIUM 33 de la constelación de IRIDIUM.

El evento ocurrió a 790 kilómetros de altura y generó más de 2500 fragmentos, de los cuales, 500 aún permanecen en órbita. Este suceso, marcó la materialización de una situación que se preveía que podía ocurrir y ofició de catalizador de los estudios vinculados a la predicción, análisis y mitigación del riesgo de colisión (Fig. 1.2).

De los distintos modelos de evolución y de las descripciones del ambiente espacial a través de los años, se distingue claramente, cómo aumenta el número de desechos cuando ocurren colisiones significativas. Así puede apreciarse en la Figura. 1.7, donde la curva magenta, que señala los desechos

1.2 EL RIESGO DE COLISIÓN

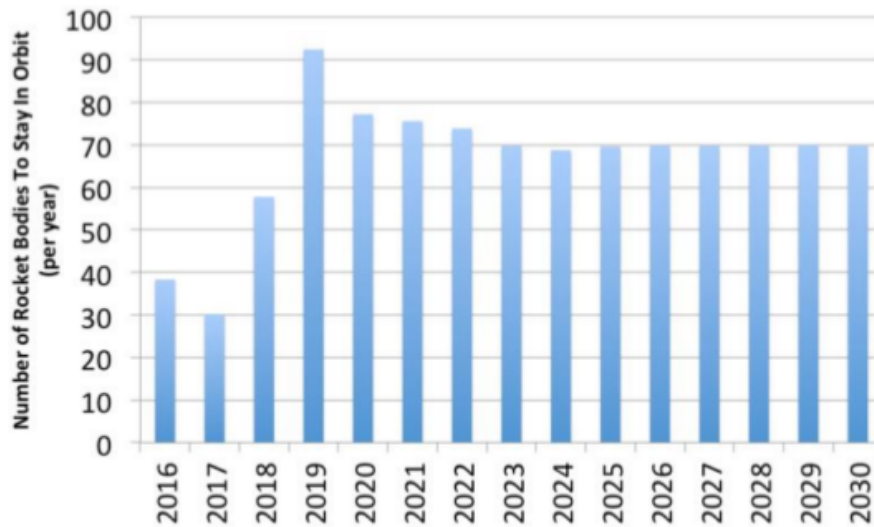


Figura 1.6. Fragmentos de Cohetes que permanecerán en órbita en el periodo 2016-2030. Extraído de Karacalioglu and Stupl (2016)

producidos por fragmentaciones, sube abruptamente a comienzos del año 2007 debido a la destrucción intencional del satélite chino Fengyun, en una prueba misilística, y en 2009 con la colisión entre el IRIDIUM 33 y el KOSMOS que mencionábamos más arriba.

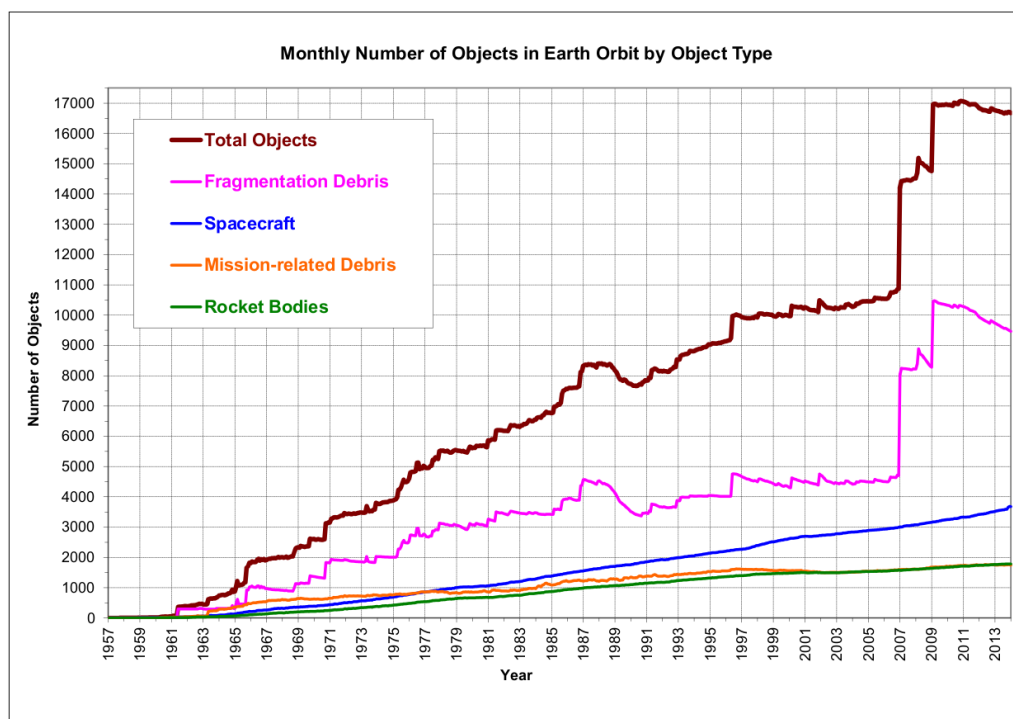


Figura 1.7. Cantidad de Objetos catalogados al 2014 - Se distingue el incremento abrupto producto de las fragmentaciones del Fengyun Chino en 2007 y de la colisión entre el IRIDIUM y el Kosmos en 2009. Extraído de (NASA, 2014)

En esta problemática, se produce una retroalimentación negativa, en donde, a partir del incremento

de objetos, en particular en las órbitas LEO, aumentan las colisiones, convirtiéndose las mismas, a su vez, en las principales fuentes de generación de desechos.

La Figura 1.8 muestra que el porcentaje del remanente de desechos producto de rupturas debido a diferentes causas, fue modificándose en los últimos años. Las distintas políticas de mitigación en relación a explosiones intencionales, restos de combustibles, el tratamiento de las baterías y la protección de los materiales frente a impactos, han reducido el número de desechos asociados a estas cuestiones y a causas desconocidas; no obstante, los desechos generados por colisiones han aumentado.

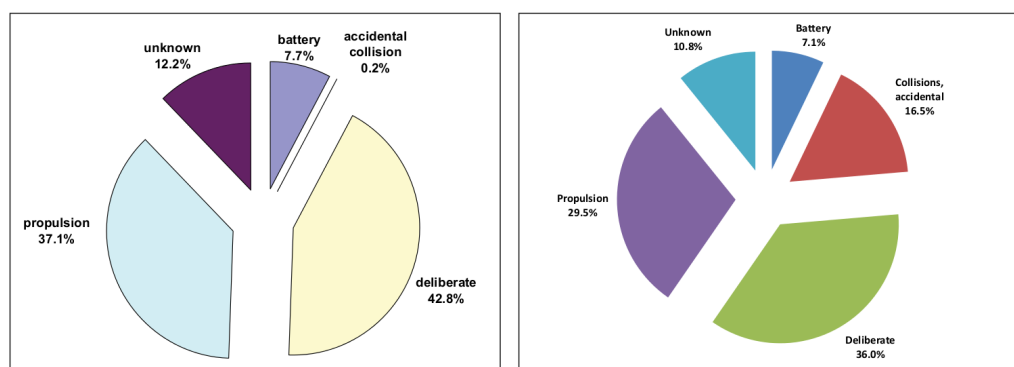


Figura 1.8. Evolución de las causas de la generación de Desechos entre 2007 y 2016. Extraído de (NASA, 2017a)

Conclusiones similares se desprenden del estudio de Karacalioglu (Karacalioglu and Stupl, 2016), cuyas simulaciones futuras señalan que en los próximos años serán las colisiones las que mayor número de desechos aporten al total de objetos que orbitan la Tierra en las órbitas bajas (Fig. 1.9).

Ya en 1978 estudios hechos por D. Kessler y Cour-Palais, (Kessler and Cour-Palais, 1978), anunciaban el riesgo del efecto en cascada que podrían producir las colisiones, aumentando los desechos en un camino catastrófico sin fin y mostrando que los desechos generados por colisiones superarían los impactos por meteoritos.

Por su parte los modelos de ingeniería ofrecen una descripción de los distintos efectos que producen los impactos, dependiendo del tamaño del desecho. Ver Tabla 1.3

1.2.1. El estudio del riesgo de colisión

Para evitar impactos que comprometan significativamente la salud del satélite, la nave debe contar con la capacidad de realizar una maniobra en los casos en los que el objeto de choque tenga un tamaño considerable, a saber, mayor a los 10 cm de diámetro. No obstante, objetos de este tamaño, pueden ser rastreados y catalogados, lo que permite predecir acercamientos y hacer análisis de las distintas situaciones.

A partir del estudio de la situación orbital de los objetos y los errores involucrados, se estiman

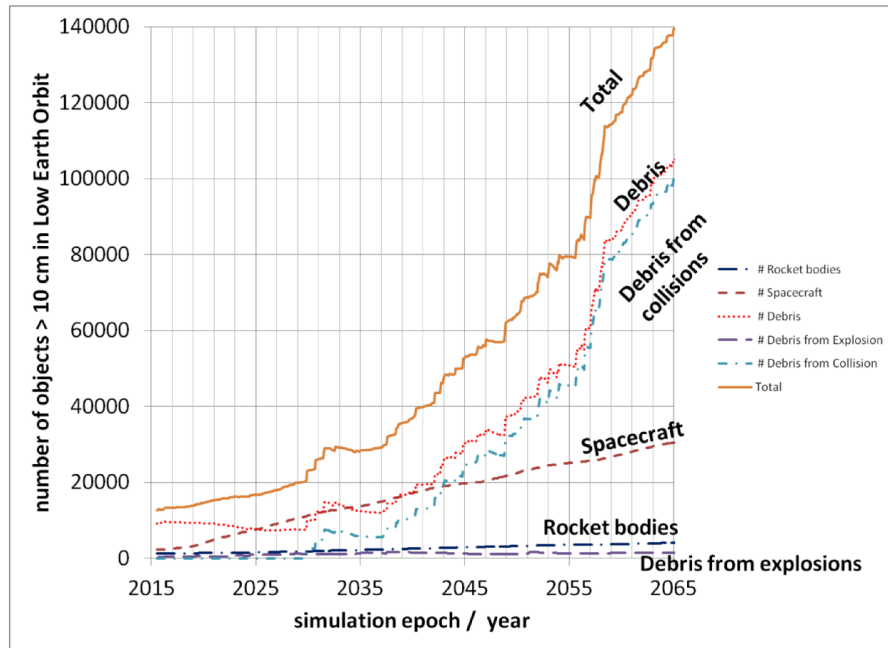


Figura 1.9. Número de desechos mayores a 10 cm, en las órbitas LEO desde 2015 al 2065. La mayor cantidad de desechos en el futuro serán generados producto de las colisiones (curva celeste). Extraído de (Karacalioglu and Stupl, 2016)

ciertos parámetros (Ver Sec. 2.4) que luego son comparados a valores definidos bajo ciertos criterios para concluir si el satélite se encuentra en una situación de riesgo.

Un análisis completo del riesgo de colisión abarca, (Fig. 1.10):

- Identificar las situaciones de encuentro.
- Analizar la situación del encuentro.
- Ejecutar maniobras de mitigación del riesgo si fuera necesario.
- Iterar el proceso en forma minuciosa para no ofrecer soluciones momentáneas que generen nuevos riesgos de colisión.

Identificación de las situaciones de encuentro:

A partir de los datos generados por las redes de rastreo (Sec.1.2.2), se propagan las trayectorias orbitales y, bajo ciertos criterios definidos previamente, se detectan los acercamientos no deseados. En esta idea subyace la definición de *Encuentro*.

Son pocos los organismos y agencias capaces de realizar este procedimiento, incorporando a sus predicciones todos los objetos catalogados y/o rastreados. En un esquema más simplificado, el interés se enfoca en una misión en particular y se desarrollan filtros, para procesar encuentros analizando una menor cantidad de objetos.

Tabla 1.3

Daño producido por el impacto con un desecho en función del tamaño del desecho.

Tamaño mínimo de la partícula que genera el efecto	Efecto
100 μm	<ul style="list-style-type: none"> * Daño significativo en sensores sensibles. (Las ventanas del transbordador requieren recambio) * Corta ataduras, anclajes y cables. * Penetración de las multicapas de aislación (MLI) * Penetración de las paredes con grosores de 300 a 500 μm. * Penetración de los tubos de calefacción y radiadores. * Penetración de celdas solares.
1 mm	<ul style="list-style-type: none"> * Cráteres y perforaciones de 2 mm a 1 cm de diámetro dependiendo del tipo del material y el grosor. * Penetración de las paredes con grosores de 3-5 mm. Daño del equipamiento detrás de las paredes. * Penetración de tanques y cables externos.
1 cm	<ul style="list-style-type: none"> * Daño estructural y destrucción de alguna parte impactada. * Penetración de todas las capas con protección especial.
10 cm	<ul style="list-style-type: none"> * Destrucción total del satélite o del subsistema impactado. * Interferencia con observaciones astronómicas.
1m	<ul style="list-style-type: none"> * Partes sólidas de la plataforma pueden sobrevivir y reingresar a la atmósfera, incluso alcanzando la superficie.

Nota. Extraído de IADC 08/03, Versión 2.1, Abril 2013

Análisis de la situación del encuentro:

El mismo consiste en estudiar el encuentro con mayor profundidad y detalle, sumando información más confiable en la determinación orbital, y calculando parámetros estadísticos, como la probabilidad de colisión, PoC.

A medida que se aproxima la fecha en la que se predice el encuentro, se tiene mejor conocimiento de la órbita de los objetos involucrados, pero menor tiempo de reacción en la toma de decisiones. Es decir, en el análisis del encuentro se busca un balance entre los tiempos que conlleve el estudio para alcanzar la confiabilidad necesaria, y el margen que se requiere para, por ejemplo, planificar una maniobra. En este ítem en particular se enfoca este trabajo.

Realización de una maniobra:

Si la situación lo ameritara, la única manera de evitar una colisión es la **realización de una maniobra**, conocidas como Maniobras de Mitigación de Riesgo o Risk Mitigation Maneuver (RMM). No obstante, modificar la trayectoria de un objeto, siempre presupone una evaluación a priori de que no vaya a producirse una colisión. De manera, que en este punto, se realizan propagaciones con las posiciones estimadas durante y luego de la maniobra, y se itera el proceso para estas nuevas posiciones contra el catálogo de objetos.

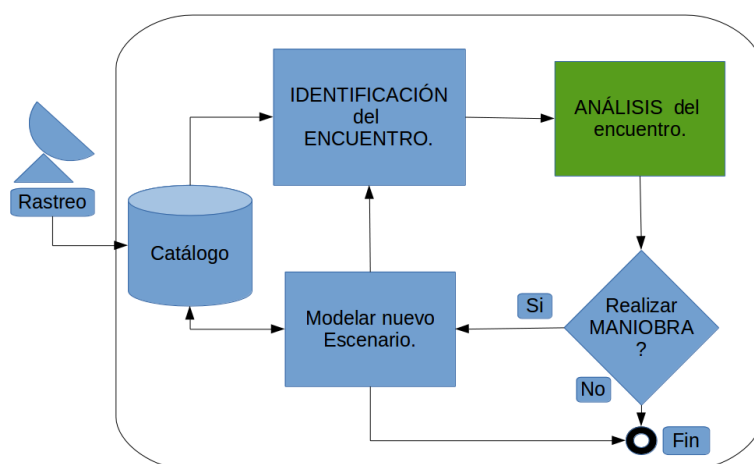


Figura 1.10. Esquema de alto nivel de los procesos en un estudio completo de riesgos de colisión. (Se indica en color verde, la etapa que se desarrolla en este trabajo.)

1.2.2. Rastreo y catálogos

En los catálogos actuales se registran objetos mayores a los 10 centímetros en las regiones LEO monitoreadas con radares, y mayores a 1 metro en las órbitas Geostationary Orbit (GEO) observadas con telescopios ópticos.

La entidad militar US Strategic Command (USSTRATCOM) de los Estados Unidos de América (EE.UU) mantiene un catálogo con 18347 objetos conocidos (al 4 de Abril de 2017). Para su construcción y mantenimiento, utiliza la Space Surveillance Network (SSN), que posee más de 20 sensores civiles y militares a lo largo de todo el mundo (Fig.1.11).

Rusia es la única nación, aparte de los EE.UU, que cuenta con un sistema de rastreo que le proporciona una base de datos de objetos espaciales artificiales significativa y actualizada. A su vez, independiente del gobierno Ruso, el Keldysh Institute of Applied Mathematics (KIAM) promueve la red internacional: International Scientific Optical Network (ISON), que ofrece uno de los programas coordinados de monitoreo de desechos más importante. La red cuenta con 30 telescopios en el rango de 0.5 a 2.6 metros de diámetro, repartidos en 20 observatorios de 8 países en todo el mundo.

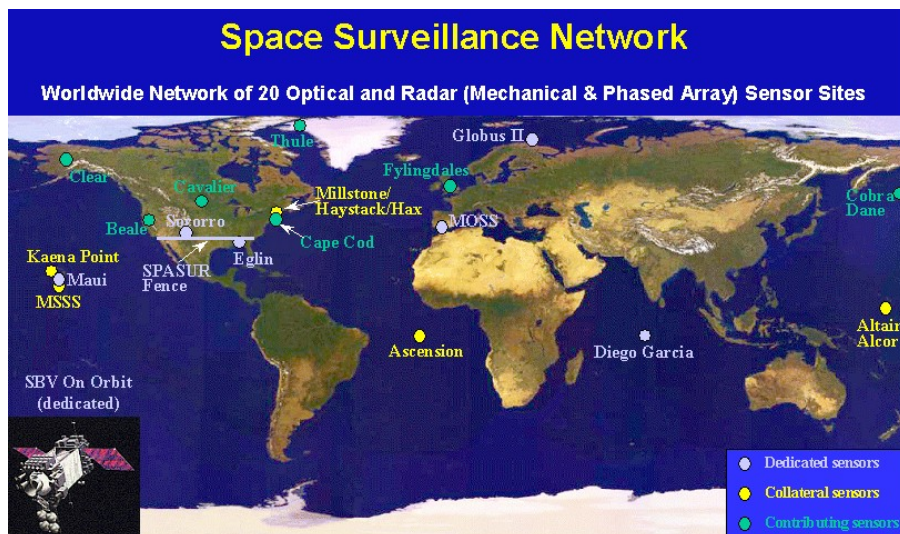


Figura 1.11. US. Strategic Command Space Surveillance Network. Extraído de https://en.wikipedia.org/wiki/United_States_Space_Surveillance_Network

Por su parte, la ESA inició programas de monitoreo hace ya varios años. En la actualidad predominan las investigaciones realizadas por las agencias espaciales: la Agenzia Spaziale Italiana (ASI) de Italia, el British National Space Centre (BNSC) de Inglaterra, el Centre National d'Études Spatiales (CNES) de Francia, y el Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) de Alemania, con el apoyo de la industria, institutos de investigación y universidades. En los últimos 10 años han estado trabajando en forma coordinada para implementar un Sistema Europeo de Vigilancia Espacial. A tal fin cuentan con varios telescopios ópticos como el Zeiss de 1 metro de Tenerife, el Schmidt y Tarot en Francia, o los sensores PIMS (Passive Imaging Sensors) del Reino Unido, y con importantes radares, como el TIRA (Tracking and Imaging Radar) en Alemania, o los más modernos EISCAT Y EICAT 3D (European Incoherent Scatter Radar) que logran detecciones de objetos del orden de los centímetros a distancias de 800 kilómetros.

1.3. Las regulaciones nacionales e internacionales

Dado el carácter global de esta problemática, distintas naciones y agencias internacionales con gran desarrollo y actividad espacial, se han estado organizado en la búsqueda de acuerdos y buenas prácticas. Entre los organismos que coordinan las recomendaciones, se encuentran:

- COPUOS: Committee of the Peacefull Uses of Outer Space, Organización de las Naciones Unidas (ONU)
- IADC: Inter-Agency Space Debris Coordination Committee
- CCSDS: Consultative Committee for Space Data Systems

La NASA fue la primera en adoptar un conjunto de lineamientos para la mitigación de los desechos espaciales en 1995, que fueron posteriormente incorporados por el gobierno de EE.UU en 1997.

En el año 2002 el IADC conformado por diez países y la ESA, elaboró un nuevo conjunto de lineamientos. Finalmente en 2007 el subcomité científico y tecnológico del COPUOS aunó los esfuerzos y reunió todos los trabajos previos, logrando un consenso en los lineamientos definitivos promulgados por la ONU en 2008, (NASA, 2017b).

En lo que respecta a los límites de este trabajo, podemos citar las siguientes Normas, Recomendaciones y Legislación:

- Convenio sobre Responsabilidad Internacional por daños causados por objetos espaciales. ONU - (29-03-72)
- Ley 23.335 (19-08-86) - Arg. Suscribe al Convenio de ONU.
- Space Debris Mitigation Guidelines - (IADC, 2007)
- ISO 24113:2011 *Space Debris mitigation requirements*.
- ISO/TR 16158:2013 *Space Systems - Avoiding collision with orbiting objects*.
- ISO 19389:2014 *Space data and information transfer Systems*. Conjunction Data Message: specifies a standard message format for use in exchanging spacecraft conjunction information between originators of Conjunction Assessments (CAs) and satellite owner/operators and other authorized parties.
- *Guidelines for the long-term sustainability of outer space activities*. Vienna, 8-17 de Junio de 2016.
- *CCSDS 508.0-B-1, Conjunction Data Message Recommended Standard* - (CCSDS, 2013)

1.4. Antecedentes

En este contexto, ya existen claros antecedentes que abordan la problemática con sus respectivos soportes informáticos. Ver Tabla 1.4.

1.5. La Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE)

De acuerdo con el Plan Nacional Espacial: **Argentina en el Espacio 2004-2015**, las misiones de la CONAE, fundamentalmente pensadas para observación de la Tierra, ocupan órbitas bajas de diseño estratégico, (Fig. 1.4). Es decir, se ubican en regiones de mucha demanda y en consecuencia se encuentran expuestas a un alto riesgo de colisión.

En nuestro país, compete a la CONAE; quien tiene la facultad de mantener las relaciones con los organismos internacionales, garantizar que se cumplan los distintos convenios y acuerdos a los que

Tabla 1.4

Sistemas de Alertas de distintas Naciones y Agencias

Herramienta	Descripción	Proveedor/Agencia
CARA	<i>Conjunction Assessment Risk Analysis</i>	NASA Robotic Conjunction Assessment Risk Analysis group, en convenio con la empresa a.i. solutions, Inc.
SOCRATES	<i>Satellite Orbital Conjunction Reports Assessing Threatening Encounters in Space</i> , servicio web vía Celestrack.com	CSSI (Center for Space Standards & Innovation) de la agencia AGI: Analytical Graphics, Inc.
CRASS	<i>Collision Risk Assessment tool</i>	Desarrollado por la empresa GMV, que presta servicios al Centro Europeo de Operaciones Espaciales (ESOC) - Darmstadt, Alemania, (J.R. Alarcón Rodríguez, 2004)
CAESAR	<i>Conjunction Analysis and Evaluation Service, Alerts and Recommendations</i>	Agencia francesa CNES, que utiliza como soporte el Software JAC Java for Assessment of Conjunctions, (Laporte, 2014)
CRAMS	<i>Collision Risk Assessment and Mitigation System</i>	Canadian Space Agency (CSA), (Babiker et al., 2012).

Argentina ha adherido, como por ejemplo el *Convenio sobre la Responsabilidad Internacional por daños causados por objetos espaciales*, suscrito por la República Argentina el 29 de marzo de 1972 (LEY N 23.335, sancionada: Julio 30 de 1986 - promulgada: Agosto 19 de 1986.1).

Así mismo, siendo Argentina miembro de la ONU, es la CONAE la representante ante el COPUOS en materia de buenas prácticas para la mitigación de la generación de desechos espaciales.

Como se indica en la Sec. 1.2.2, las únicas naciones que cuentan con una red de rastreo con capacidad de detectar, rastrear y catalogar objetos son los EE.UU y Rusia. De manera que la Argentina planifica y ejecuta sus maniobras de riesgo a partir de información que le proveen servicios externos.

1.6. Planteo del Problema

El desfavorable panorama futuro en materia de colisiones en órbita, obliga a los centros de operaciones a incorporar procedimientos y soportes, para la gestión, el análisis y la prevención de las colisiones.

Dependiendo de las distintas capacidades con que cuentan las agencias, estos sistemas incluyen desde: redes o instrumentos específicos de rastreo propios, catálogos completos de los objetos capaces de ser rastreados, sistemas de detección anticipada de acercamientos de riesgo, sistemas de análisis de situaciones de riesgo alertadas por agentes externos o contratación de servicios externos que resuelven la totalidad del análisis incluyendo la sugerencia de las maniobras pertinentes.

Argentina no cuenta actualmente con una red de rastreo para generar sus propios catálogos y tampoco se desarrolló aún un sistema que permita analizar los catálogos ya existentes de acceso público para el estudio de riesgo de colisión de sus misiones.

Para cubrir este aspecto, la CONAE contrata un servicio externo de asesoramiento y control para la predicción de los acercamientos de riesgo y la planificación de las operaciones necesarias. Ofrecer un servicio que lo reemplace, es impensado y escapa por mucho a los alcances de este trabajo. Sin embargo, pueden ir realizándose desarrollos que permitan una mayor comprensión, caracterización y registro de los eventos, y a partir de esa información evaluar la posibilidad de impulsar proyectos que involucren el abordaje de esta problemática, ya sea en busca de poder predecir los acercamientos utilizando catálogos ya existentes, o mismo de instalar/adaptar instrumental para el rastreo de los objetos espaciales.

En este trabajo se presenta una herramienta que tiene la capacidad de:

- Incorporar alertas de riesgo de colisión, ya sea a través de un mensaje estandarizado o ingresados manualmente por un operador.
- Mostrar mediante una interfaz gráfica amigable esos valores que se ingresaron.
- Hacer un registro ordenado de las distintas situaciones.
- Calcular con sus propios métodos, los parámetros de caracterización del riesgo, a fin de evaluar la precisión y las limitaciones del software.

La herramienta ARxCODE para el Análisis de Riesgo por Colisión con Desechos, que presentamos en esta tesis, consiste en un prototipo de software para ser utilizado por operadores con amplios conocimientos de dinámica orbital y operaciones.

Su capacidad para automatizar la recepción de mensajes de alerta y desglosar el contenido, para presentarlo en forma más amigable, pretende ofrecer una clara visualización del evento y un mayor conocimiento al operador, para enriquecer el diálogo e intercambio de información con los organismos y agencias que proveen servicio y asesoramiento en las situaciones de riesgo.

Por otro lado, conociendo los objetos involucrados en un acercamiento y el instante de acercamiento máximo, ARxCODE cuenta con la facilidad de realizar un procesamiento propio de los parámetros de riesgo. Este desarrollo se piensa como un planteo preliminar, para ser probado, perfeccionado y

ampliado a largo plazo, con la intención de lograr cierta autonomía en la generación de los alertas.

En un esquema operativo, ARxCODE funcionaría incorporado a los servicios de Dinámica Orbital, cuyas interfaces con los organismos externos y el centro de operaciones se representa en la Figura 1.12.

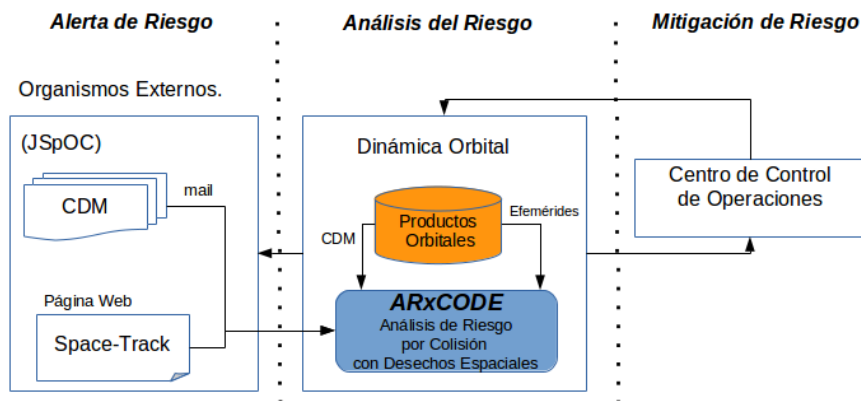


Figura 1.12. Esquema de Interfaces entre ARxCODE el organismo externo que envía el mensaje de alerta JSpOC, el Departamento de Dinámica Orbital y el Centro de Control.

1.7. Objetivos

Objetivo principal

Diseñar un procedimiento operativo frente a situaciones de alerta por riesgo de posible colisión con desechos espaciales y desarrollar un prototipo de software: ARxCODE, que permita el cálculo de los parámetros de caracterización del riesgo y facilite al analista la comprensión y visualización de la situación de riesgo en el diálogo con los servicios de alerta externos.

Objetivos específicos

- Automatizar la recepción y gestión de los mensajes de alertas (CDM) por posibles colisiones, que se reciben de organismos internacionales de rastreo.
- Desarrollar una técnica que mejore la estimación de los errores en la posición del desecho espacial.

- Calcular la PoC para caracterizar la situación de encuentro.
- Desarrollar un prototipo de software (ARxCODE) para el procesamiento de la información, el manejo de las notificaciones, la visualización del evento y la generación de reportes.

1.8. Estructura del trabajo

A continuación de esta introducción, en el capítulo de **Marco Teórico**; se describen los conceptos teóricos que se relacionan a la problemática de las colisiones. Se detallan las distintas maneras en que se calculan las posiciones de los objetos según sean misiones operativas o desechos espaciales, los modelos de propagación, los formatos de publicación de la información y los sistemas de referencia que utilizamos en este trabajo. En este capítulo se dedica una sección especial para el tratamiento de los errores en las posiciones y en las propagaciones, donde se describen el método de Osweiler, (Osweiler, 2006) y el método de propagación propuesto. Continúa la sección que contiene la información teórica referida al cálculo de la probabilidad de colisión (método de Lei-Chen, (Lei et al., 2017)) y finalmente una sección dedicada al mensaje estandarizado de alerta CDM.

En el capítulo 3 de **Metodología de Desarrollo**, se indican las distintas fases del desarrollo incremental del prototipo de software ARxCODE y las especificaciones correspondientes al entorno de desarrollo.

El capítulo 4: **ARxCODE**, contiene una descripción detallada del prototipo de software; sus especificaciones, requerimientos, interfaces, casos de uso, arquitectura y flujo.

En el capítulo de **Validaciones y Resultados** se muestran los resultados más significativos que se obtienen al utilizar el ARxCODE, y resultados intermedios que fueron necesarios para la generación de los productos finales. En cada caso se indica la fuente que se utilizó para validarlos y se presentan valores comparativos en tablas o gráficos. Al final del capítulo se realiza un análisis de los mismos.

Finalmente el capítulo 6, contiene las **Conclusiones** y el trabajo a futuro.

Marco Teórico

2.1. Introducción

Para el análisis de posibles colisiones es necesario evaluar de forma anticipada las trayectorias de todos los objetos que orbitan la Tierra y detectar los acercamientos de riesgo. Si la predicción de las posiciones fuera exacta, este estudio sólo implicaría un esfuerzo computacional a resolver. No obstante, el movimiento orbital de los objetos no es ideal y las posiciones medidas o estimadas siempre acarrearán una indeterminación; ya sea por: errores en la medición, errores en el modelo de determinación orbital o errores en los modelos de predicción orbital. A su vez, las indeterminaciones son mayores cuando se trata de desechos espaciales.

La técnica de detección de encuentros, consistió durante muchos años en realizar propagaciones de las posiciones de todo el catálogo a partir de un instante inicial, en intervalos que por lo general, abarcan una semana hacia el futuro y medir las distancias entre los objetos. Se definía un volumen seguro rodeando al satélite de interés, y si algún objeto externo se introducía dentro del volumen de riesgo, es decir, se acercaba a una distancia mínima por debajo del umbral determinado, se consideraba una situación de riesgo. Esta metodología no tiene en cuenta los errores en la determinación de la posición de los objetos, y por lo general deriva en falsas alarmas, con las que se corre el riesgo de realizar maniobras innecesarias o que pueden poner en mayor peligro a la misión, por lo que fue necesario complementarla.

En la actualidad, para un estudio más exhaustivo de la situación, además de la mínima distancia de acercamiento o *miss distance*, se calcula la *probabilidad de colisión*, PoC. Esta última ofrece un panorama más completo ya que incorpora los errores en las posiciones a través de las matrices de covarianza.

Como ya mencionamos (Sec. 1.2.1), en este trabajo nos enfocamos en analizar las situaciones de encuentro ya identificadas y en particular, aquellas que involucran a misiones operativas y desechos espaciales.

En este capítulo, en primer lugar, se presentan las distintas maneras en que se determinan las posiciones de los objetos, dependiendo de si son misiones operativas o desechos.

La posición de la misión operativa y los errores asociados a la misma, la provee el departamento de dinámica orbital (Sec. 2.2). La posición de los desechos, sólo es posible conocerla, utilizamos los datos públicos que ofrece el comando de defensa norteamericano, North American Aerospace Defense Command (NORAD) a través de su página Space-Track ¹. Las posiciones son publicadas en formato TLE (Sec. 2.2.3), sin errores asociados, y son propagadas hasta el momento del encuentro con el modelo SGP4 (Hoots and Roehrich, 1980a), que tampoco ofrece información sobre los errores de propagación. Se dedica un ítem para presentar el modelo de propagación SGP4 (Sec. 2.2.4) y se agrega en este espacio una breve descripción de los sistemas de referencia con los que se trabajó.

La siguiente sección describe el tratamiento de errores. Para el estudio de la estimación de los errores en la posición inicial, se detalla el método de Osweiler (Osweiler, 2006) que permite la construcción de las matrices de covarianza a partir de un conjunto de TLEs históricos, cuando no se cuenta con datos más precisos.

Una vez calculada la matriz de covarianza de errores, asociada a la posición inicial, será necesario propagarla al instante predicho para el encuentro. Para ello se propone la implementación de una tabla con valores estadísticos inferidos del análisis comparativo de efemérides precisas de la misión operativa y las propagaciones de los TLE.

Continúa la sección que explica el algoritmo para el cálculo de la PoC y finalmente se describe en detalle, la forma en que se comunican los acercamientos de riesgo (Sec. 2.5), por ejemplo mediante *Conjunction Data Messages* CDM.

2.2. La posición de los objetos involucrados

Al estudio de posiciones orbitales se lo puede dividir en tres etapas: medición y/o rastreo, determinación orbital y propagación orbital.

- **Medición y/o rastreo:** Abarca las mediciones desde Tierra, con radares, instrumentos ópticos, láser o doppler; y en el caso de las misiones operativas, sistemas de navegación abordo, como por ejemplo GPS (Global Positioning System).
- **Determinación Orbital:** Consiste en la utilización de modelos de la órbita, que incorporan las mediciones y datos del entorno espacial (atmósfera, radiación solar, etc) para ajustar los parámetros del modelo. Son procesamientos que se realizan a posteriori y que ofrecen distintos grados de precisión según las consideraciones que se tengan en cuenta.
- **Propagación Orbital:** Es el proceso mediante el cual, se extrapolan hacia el futuro las órbitas calculadas mediante determinación orbital.

¹<http://www.space-track.org>

En nuestro planteo de riesgos de colisión entre misiones operativas y desechos espaciales, existen dos abordajes distintos respecto de las posiciones, ya que cada uno de los objetos involucrados utiliza metodologías y modelos diferentes.

2.2.1. La posición de la misión operativa

Con una misión operativa se mantiene el contacto y se la puede comandar. Los sistemas de navegación abordo permiten un registro permanente de las posiciones y velocidades del satélite. Esos registros se utilizan en los ajustes de los modelos de determinación orbital, que se realizan en procesamiento posteriores y se generan efemérides orbitales de mucha precisión, cuyos errores resultan del propio procesamiento.

Para este trabajo se tuvo acceso a los productos orbitales de una misión operativa, cuyas efemérides se plasman en archivos de texto plano, tabuladas cada un segundo, en el sistema de referencia verdadero de la fecha True of Date (TOD). Según se nos informó, los mismos presentan errores del orden de 20 metros, (comunicación por mail).

Estas efemérides precisas y sus errores asociados son las que deben utilizarse en los estudios de riesgo, no obstante, para los procesamiento de este trabajo, si bien fue posible contar con las efemérides precisas, no se tuvo acceso a datos de acercamientos de riesgos por motivos de confidencialidad. Razón por la cual, las posiciones de todos los objetos se calcularon a partir de los TLE públicos y las efemérides precisas fueron utilizadas para el estudio de los errores de los TLE, en particular para la generación de la tabla con los valores estadísticos de las varianzas, que se utilizan para la propagación de errores al instante TCA, (Sec. 2.3.2).

2.2.2. La posición del desecho espacial

El desecho espacial no tiene capacidades operativas, de manera que la única forma de determinar su posición es mediante las redes de rastreo descritas en la introducción.

Como en Argentina no contamos con capacidad de rastreo, ARxCODE fue diseñado para obtener los datos de los desechos en el formato TLE, que publica NORAD, mediante el sitio web Space-Track. Si bien son los datos más completos y difundidos, utilizar estos datos acarrea errores muy importantes, y sobre todo desconocidos. Es por eso que debe implementarse algún método que permita estimarlos.

En las secciones siguientes se explicita el formato de los TLE y se describe el modelo SGP4 que permite la propagación de los mismos.

2.2.3. Los archivos TLE

El formato TLE es un modo histórico de registro de datos orbitales de los objetos rastreados que orbitan la Tierra. Sus siglas hacen referencia a las Dos Líneas (Two-Line) en las que se plasman los elementos orbitales medios, junto con datos adicionales, de un dado objeto, para un instante particular.

Como se detalla a continuación, en la primera línea se encuentran los identificadores del objeto y el número de lanzamiento del año, el instante en el que fueron calculados los elementos, y parámetros de ajuste, como las derivadas de movimiento medio y el término de frenado atmosférico, BSTAR, que resultan necesarios para la propagación de los TLE con el modelo dinámico SGP4, (Sec. 2.2.4).

Ejemplo de un TLE de la Estación Espacial Internacional (ISS)

```
1 25544U 98067A 08264.51782528 -.00002182 00000-0 -11606-4 0 2927
2 25544 51.6416 247.4627 0006703 130.5360 325.0288 15.72125391563537
```

LINE 1 Primera línea del TLE

```
1 01-01 Número de línea 1
2 03-07 Número de satélite 25544
3 08-08 Clasificación U
4 10-11 Identificador internacional (últimos dígitos del año de lanz.) 98
5 12-14 Identificador internacional (número de lanzamiento del año) 067
6 15-17 Identificador internacional (piece of the launch) A
7 19-20 Época del año (últimos dígitos del año) 08
8 21-32 Época (día del año y fracción de la porción de día) 264.51782528
9 34-43 Derivada primera del movimiento medio dividida por dos. -.00002182
10 45-52 Derivada segunda del movimiento medio. 00000-0
11 54-61 BSTAR término de frenado atmosférico. -11606-4
12 63-63 El número 0. (originalmente traía el tipo de efemérides) 0
13 65-68 Número de set. I
14 69-69 Checksum (modulo 10) 7
```

LINE 2 Segunda línea del TLE

```
1 01-01 Número de línea 2
2 03-07 Número de satélite 25544
3 09-16 Inclinação (grados) 51.6416
4 18-25 Ascensión Recta del nodo ascendente. (grados) 247.4627
5 27-33 Excentricidad (parte decimal) 0006703
6 35-42 Argumento del Perigeo (grados) 130.5360
7 44-51 Anomalía Media (grados) 325.0288
8 53-63 Movimiento Medio (revoluciones por día) 15.72125391
9 64-68 Número de órbita (revoluciones) 56353
10 69-69 Checksum (modulo 10) 7
```

En la segunda línea se ubican los elementos orbitales clásicos medios: inclinación, longitud del nodo, excentricidad, argumento del perigeo, anomalía media y el movimiento medio, de donde se

extrae el valor del semieje. En este punto es importante resaltar el hecho de que se trata de elementos medios, promediados bajo ciertos criterios y metodologías no siempre especificadas, de manera que no son una exacta analogía con los elementos orbitales de la posición real para el instante indicado.

2.2.4. El propagador SGP4

De acuerdo a las reseñas histórica presentadas por Hoots (Hoots and Roehrich, 1998), (Hoots et al., 2004), los orígenes del propagador SGP4 se remontan al año 1960 en EE.UU, cuando se desarrolló el modelo General Simplificado de Perturbaciones o SGP (*Simplified General Perturbations*).

Los fundamentos teóricos inician en el año 1959, durante ese año bajo el proyecto SPACETRACK, Dirk Brouwer desarrolló una solución para calcular las órbitas de satélites cercanos a la Tierra considerando la influencia de las perturbaciones gravitatorias de los armónicos J_2 , J_3 y J_4 (Brouwer, 1959). En paralelo Yoshihide Kozai presetó otra solución al mismo problema (Kozai, 1962).

En 1961 Brouwer junto a Hori (Brouwer and Hori, 1961), desarrollaron una modificación sobre el modelo para incorporar los efectos de la atmósfera. El modelo de densidad de la atmósfera de aquel desarrollo consideraba una densidad atmosférica estática, exponencial, de escala constante con la altura. Este planteo conducía a una expansión en series, de convergencia lenta que imposibilitaba su implementación en las computadoras de la época. Así mismo, a comienzos del año 1960, el grupo del Centro de Control de Vigilancia Espacial de Massachusset (NSSCC, por sus siglas en inglés) desarrolló un nuevo modelo de densidad atmosférica asumiendo que la escala de alturas varía linealmente con la altura y considerando las ecuaciones básicas de la hidrostática. El resultado es una representación de la atmósfera que evita la expansión en series porque utiliza potencias de funciones con exponentes integrales. Esto permitió la inclusión del efecto del frenado atmosférico o drag en el modelo de Brouwer en forma más compacta y completa. La incorporación de este nuevo modelo de densidad atmosférica al planteo del modelo orbital fue desarrollado por Max Lane en el año 1965 (Lane, 1965) con posteriores mejoras de Lane y Cranford en 1969 (Cranford, 1969). Lyddane (Lyddane, 1963) sumó un aporte importante en 1963 reformulando las variables de Delaunay que había utilizado Brouwer, a variables de Poincaré para evitar divisiones por cero en las excentricidades y los senos de la inclinación.

La implementación operativa de estas teorías transcurrió entre los años 1964 y 1979 y tuvo dos caminos. Por un lado el Sistema de Vigilancia Espacial Naval (NAVSPASUR, por sus siglas en inglés) desarrolló el PP3 (Position and Partial of functios of time), y por otro en Colorado se desarrolló e implementó un modelo analítico de predicción orbital. El mismo se basaba en los trabajos de Brouwer y Kozai, a los que luego Arsenault, Chaffee y Kuhlman (Arsenault et al., 1964) agregarían modificaciones para la división por cero de las excentricidades y los senos de la inclinación. La solución resultaba en una serie de parámetros no singulares que retenía sólo los términos más importantes. La implementación incluía sólo los términos de largo y corto período que no contienen a la excentricidad como factor y también adoptaba el modelo de Kozai que relaciona el movimiento medio al semieje mayor. Esta última implementación es finalmente, el modelo SGP mencionado al comienzo.

Una mejora al SGP se logró incorporando el modelo analítico de densidad desarrollado por Lane y Cranford, pero luego el crecimiento de la cantidad de objetos en el catálogo no hizo posible procesar el gran número de términos en el modelo. Esto condujo a una versión simplificada del trabajo de Lane y Cranford que además, sólo retiene los términos principales del efecto secular del frenado atmosférico (Lane and Hoots, 1979). Las nuevas implementaciones se materializaron en el SGP4 desarrollado en

1970. En el mismo, se recorta el modelo de gravedad sólo a los términos de corto y largo período que no contienen a la excentricidad como factor.

En el año 1965 el lanzamiento del primer satélite con una órbita de gran excentricidad y período de 12 horas motivó la incorporación al modelo de los efectos gravitacionales del Sol y la Luna, así como también el efecto de las resonancias que producen los armónicos teserales terrestres. En 1967 Bruce Bowman (Bowman, 1971) presenta un tratamiento semianalítico para este tipo especial de órbitas y en 1977 Dick Hujsak (Hujsak, 1979) incorpora parte del trabajo de Bowman a un nuevo modelo del SGP4. Esta incorporación completa el modelo SGP4 que se utiliza hoy en día.

La primera versión liberada del código fuente del propagador SGP4 se publicó en el Spacetrack Report Number 3 (Hoots and Roehrich, 1980b). En 2004 Hoots publicó un documento completo (Hoots et al., 2004) con todas las ecuaciones (incluidas las correspondientes al modelo para espacio profundo); incorporando resonancias, las fuerzas que ejercen otros cuerpos, el frenado atmosférico y otras perturbaciones en las técnicas matemáticas.

El propagador SGP4 es actualmente, el único modelo para el mantenimiento del catálogo de objetos a bajas alturas que orbitan la Tierra.

2.2.5. Sistemas de Referencia

True Equator Mean Equinox (TEME)

Es un sistema inercial con origen en el centro de la Tierra, que utiliza como plano fundamental el Ecuador Verdadero. El eje x se ubica en el plano del Ecuador Verdadero y apunta en la dirección del Equinoccio Medio, el eje y también se ubica sobre el plano ecuatorial a 90° del eje x , y el eje z apunta en la dirección del eje de rotación de la Tierra, perpendicular al plano ecuatorial. Sus siglas hacen referencia a un Ecuador Verdadero y un Equinoccio Medio o TEME. Si bien no es un sistema convencional estandarizado, es el sistema que utiliza NORAD para la generación y propagación de los TLE, por lo que se encuentra ampliamente difundido.

True of Date (TOD)

Al igual que el TEME, es un sistema inercial definido con origen en el centro de la Tierra, con plano fundamental el Ecuador Verdadero. Su eje x también yace sobre el plano ecuatorial pero se orienta en la dirección del Equinoccio Verdadero (de la fecha).

En el Apéndice ?? se describe en forma detallada la transformación de coordenadas del sistema TEME al sistema TOD.

Sistemas centrados en el objeto

Los sistemas Radial, ALong-track, Cross-track (RSW) y Normal, In-track, Cross-track (NTW) son dos sistemas con origen centrado en el objeto (Figura 2.1). Esta característica ofrece ventajas cuando se hacen estudios de movimientos relativos, como en las misiones de sistemas distribuidos, o en los acoplamientos entre naves y también aclaran la influencia de ciertos efectos perturbadores, como por ejemplo el del frenado atmosférico, muy notorio en la componente a lo largo de la velocidad.

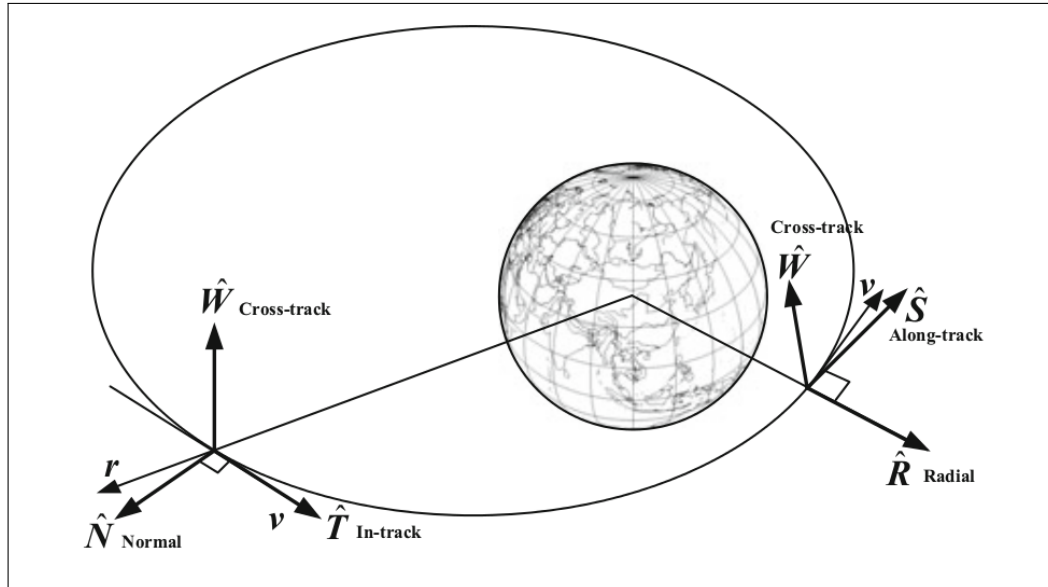


Figura 2.1. Sistemas de Referencia centrados en el Satélite - extraído de Lei et al. (2017)

En el sistema **RSW** la coordenada R (radial), tiene la dirección del vector que une el centro de la Tierra con el objeto; la coordenada S (*along-track or transverse*), apunta en la dirección perpendicular al vector R, a lo largo del movimiento pero no exactamente paralela a la dirección de la velocidad (salvo en órbitas circulares o en órbitas elípticas durante el apogeo y el perigeo); la coordenada W (*cross-track*), es perpendicular tanto a R como a S, es decir, normal al plano del movimiento. Este sistema también se encuentra en la bibliografía como UVW, o Radial, Transverse, Normal (RTN).

Dado el vector posición \bar{r} y velocidad \bar{v} del objeto de referencia, en un sistema inercial, en un momento dado; el sistema **RSW** queda definido a partir de:

$$\bar{R} = \frac{\bar{r}}{|\bar{r}|}, \quad \bar{W} = \frac{\bar{r} \times \bar{v}}{|\bar{r} \times \bar{v}|}, \quad \bar{S} = \bar{W} \times \bar{R} \quad (2.1)$$

El sistema **NTW** define el eje T (tangencial a la órbita) en la dirección de la velocidad (*in-track*); el eje N (normal), en el plano orbital y perpendicular a la velocidad; y la componente W apunta en la dirección perpendicular al plano orbital.

Dado el vector posición \bar{r} y velocidad \bar{v} del objeto de referencia, en un sistema inercial, en un momento dado; el sistema **NTW** queda definido a partir de:

$$\bar{T} = \frac{\bar{v}}{|\bar{v}|}, \quad \bar{W} = \frac{\bar{r} \times \bar{v}}{|\bar{r} \times \bar{v}|}, \quad \bar{N} = \bar{T} \times \bar{W} \quad (2.2)$$

Notar que ambos sistemas dependen de la posición y la velocidad, es decir, que varían respecto de un sistema geocéntrico inercial, a medida que el satélite recorre su órbita.

2.3. El estudio de los errores

La predicción de un encuentro siempre involucra la propagación de las posiciones de los objetos hacia el futuro. Se consideran ciertos momentos cuya posición se toma como dato inicial y se utilizan modelos de propagación orbital para obtener las posiciones en el futuro. Este proceso acumula los errores de las mediciones y de los modelos de la determinación orbital de las posiciones iniciales, más los errores que introduce la propagación orbital. Es decir, que en el estudio de las situaciones de riesgo, debe tenerse en cuenta: el error en la posición de los objetos y la propagación de esos errores hasta el momento en que fue predicho el acercamiento.

Esquema

Debido a estas incertezas, el simple procedimiento de propagar las posiciones, calcular la distancia entre los objetos y definir acercamientos de riesgo a partir de ciertas distancias mínimas, no es suficiente, es muy poco confiable y genera falsas alarmas que limitan la capacidad de maniobra futura o pueden poner en mayor riesgo al satélite.

En la actualidad, en vez de rodear al satélite con una esfera de radio seguro, se calcula la probabilidad de colisión (Ver Sec. 2.4) y si la probabilidad de colisión supera cierto valor, entonces podría ser necesario hacer una maniobra. Para el estudio de la probabilidad de colisión se debe contar, no sólo con el dato de las posiciones, sino también con información de los errores asociados.

En este trabajo se organizó el tratamiento de errores en dos grandes secciones. En primer lugar, hay que tener en cuenta que en nuestro planteo siempre estará involucrado un desecho, es decir que los TLE serán la única fuente de información de la posición que tendremos para ese objeto. Esto implica que se deben estimar los errores que resultan del uso de los TLE, ya que los mismos no son publicados.

Tal como lo menciona Lei-Chen (Lei et al., 2017), muchos estudios analizan la precisión de las posiciones de los TLE comparándolas con efemérides precisas ([resumen de trabajos sobre esto](#)). Pero como se menciona en el párrafo anterior, esto no es práctico cuando se trata de desechos, ya que no se tienen efemérides precisas de los mismos. En estos casos, los métodos de comparación de pares resultan una opción válida. El concepto básico consiste en comparar posiciones orbitales en la época del TLE contra posiciones predichas usando TLE anteriores y el modelo de propagación SGP4. Los residuos se analizan estadísticamente para obtener información de los errores. (Ver Tabla 2.1)

Elegimos OSWA tal fin, implementamos el método de construcción de matrices de covarianzas que propone Osweiler, (Osweiler, 2006). Este método permite construir una matriz de covarianza para la posición de un TLE, utilizando el conjunto de TLE de los últimos 15 días anteriores al TLE en cuestión. Resultando los errores asociados a la posición inicial. Es decir, dado un TLE que utilizaremos para hacer las propagaciones, el método de Osweiler nos sirve para calcular los errores iniciales de ese TLE (Ver Sec. 2.3.1)

En segundo lugar, para obtener los errores que introduce la propagación del TLE hasta el momento predicho para el máximo acercamiento, no se utilizan comparaciones sólo con TLE, sino que se propone una forma para calcular la propagación de errores, a partir de estudios estadísticos del com-

Tabla 2.1

Trabajos que estiman los errores de los TLE utilizando TLE históricos y el método de comparación de pares

Trabajo y Autor/es	Descripción del trabajo
<i>Assessment and categorization of TLE orbit errors for the US SSN catalogue.</i> (Krag et al., 2007)	Se construyen tablas <i>look up</i> predefinidas, con covarianzas iniciales que se producen a partir de la propagación de TLE durante 24 hs y se clasifican según la excentricidad, la inclinación y la altitud del perigeo de la órbita. A tal fin se comparan las posiciones de los TLE, con aquellas que resultan de utilizar pseudoobservaciones derivadas de TLE a través de un propagador numérico. La covarianza inicial obtenida se aplica a la propagación y a la covarianza resultante del propagador numérico. De modo que la información de covarianza resultante de este procedimiento refleja las limitaciones del modelo TLE (SGP4) y las propias del propagador numérico. El estudio se realiza considerando todo el catálogo de objetos del año 2008 cuyos TLE son públicos. Se recopilan 11470 objetos de los cuales 11286 fueron procesados satisfactoriamente.
<i>Propagation errors analysis of TLE data</i> (Wang et al., 2009)	Se calculan los errores en las posiciones de los TLE para las órbitas sol sincrónicas, utilizando sólo TLE y el propagador SGP4. Finalmente se hacen análisis sobre la influencia del frenado atmosférico como principal causante del decaimiento de los objetos, y se modifican los valores del parámetro BSTAR para obtener mejores resultados.
<i>Validation of SGP4 and IS—GPS-200D against GPS precision ephemerides</i> (Kelso et al., 2007)	Se realizan propagaciones hacia adelante y hacia atrás de la época del TLE. Se Resalta el hecho de que cada objeto debe ser considerado individualmente ya que los errores para objetos de órbitas similares resultan muy diferentes. No obstante se aclara que este método resulta complejo e ineficiente para el estudio de grandes cantidades de objetos.
mason	

portamiento de errores de los TLE (Sec. 2.3.2) comparados con efemérides precisas.

Debe tenerse en cuenta que al utilizar los TLE y el modelo SGP4 los datos propagados resultan en el sistema de referencia TEME. Para poder comparar esos datos con las efemérides precisas publicadas en el sistema TOD, fue necesario hacer la transformación que se detalla en el Apéndice ??.

Finalmente, las matrices de error de cada objeto en el instante de máximo acercamiento, se construyen sumando a las matrices de error inicial, las matrices de error de propagación que resultan del estudio estadístico de la comparación de las posiciones de los TLE propagados y las efemérides precisas.

2.3.1. El método de Osweiler

Es un método que propone una manera de estimar los errores que se cometen al utilizar los TLE para determinar la posición y la velocidad de un objeto que orbita la Tierra. El mismo consiste en utilizar un conjunto de TLE de un intervalo de dos semanas, y considerar el último TLE del conjunto, al que denomina *Primario* como el valor real o verdadero.

A partir de esa premisa, el autor propaga los TLEs anteriores hasta la época del TLE Primario y con las diferencias que resultan de la comparación, realiza los cálculos estadísticos de los valores medios y las varianzas, para construir la matriz covarianza correspondiente a la posición del TLE Primario.

Esquema reducido del método

Dados:

- N la cantidad de TLEs del conjunto.
- \bar{X}_{epoca} = Estimación del valor verdadero para la época.
- δX_{epoca} = Residuos que se generan de la comparación del valor verdadero con los valores propagados.
- m = Valores medios de los residuos.
- P = Matriz de covarianza.

Se obtiene la matriz de covarianza P a partir de:

$$m = \sum_{i=1}^{N-1} \frac{(\delta X_{epoca})_i}{N-1} \quad (2.3)$$

$$P_{epoca} = \sum_{i=1}^{N-1} \frac{(\delta X_{epoca} - m)_i (\delta X_{epoca} - m)_i^T}{N-1} \quad (2.4)$$

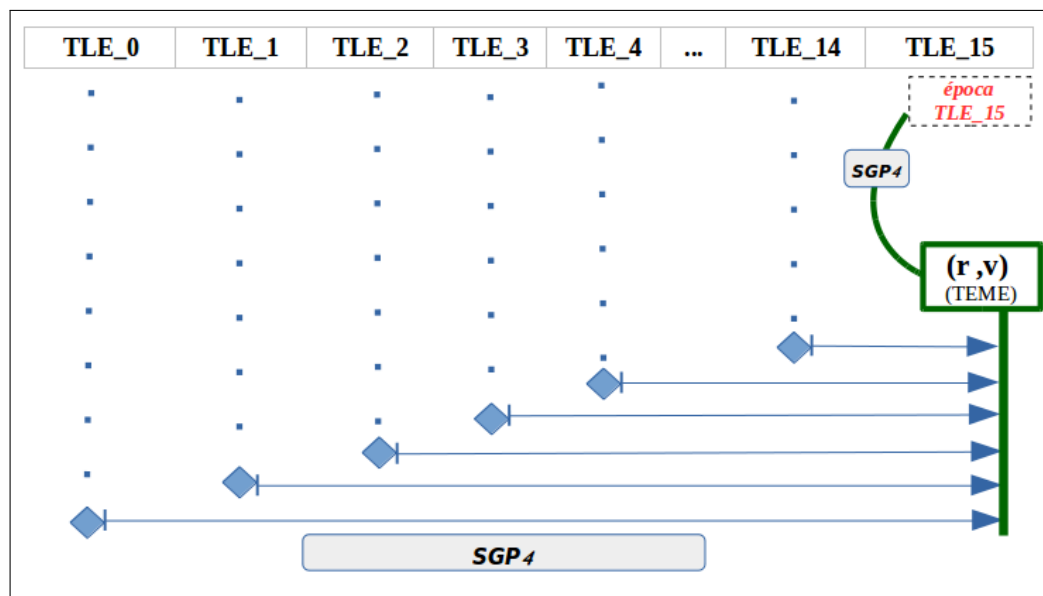


Figura 2.2. Esquema del método de Osweiler (Osweiler, 2006) para la generación de la matriz de covarianza a partir de un conjunto de TLE

Este mismo método se aplica a la misión operativa, en aquellos escenarios en los que no se tiene acceso al dato de las efemérides precisas, como ocurre con los casos de estudio de validación que involucran misiones operativas de otras agencias.

2.3.2. Propagación de errores utilizando datos de TLE y efemérides precisas

Una vez que ya se conoce la matriz de covarianza del desecho para la posición inicial, será necesario propagar esos errores al momento de máximo acercamiento. Dado que se desconocen los errores que introduce el propagador SGP4, fue necesario pensar una metodología que permita hacer una estimación independiente.

Se propone un método que utiliza las diferencias que resultan de los valores que ofrecen las efemérides precisas, en comparación con los valores que resultan de las propagaciones de TLE mediante SGP4. Se evaluó la tendencia en una ventana temporal de seis meses y se calcularon los valores medios de los errores, en función de la cantidad de días de propagación.

Metodología del estudio de la propagación de errores

Pasos que se realizan, (Fig. 2.3):

- Se selecciona un intervalo de 6 meses.
- Se extraen los productos orbitales de la misión operativa tabulados cada un segundo.
- Se solicitan los TLE de la misión correspondientes al intervalo.

- Se toma el TLE del primer día y se lo propaga cada un segundo, para los próximos 7 días.
- Se comparan las efemérides precisas con los valores que resultan de los TLE propagados.
- Se calculan las varianzas en las coordenadas R, T y N, para cada día.
- Se toma el TLE del día siguiente y se repite el procedimiento.
- Se realiza la estadística de las diferencias agrupadas según sean, menores a un día y hasta 6 días.
- Se plasman los resultados en una tabla que luego será usada por ARxCODE.

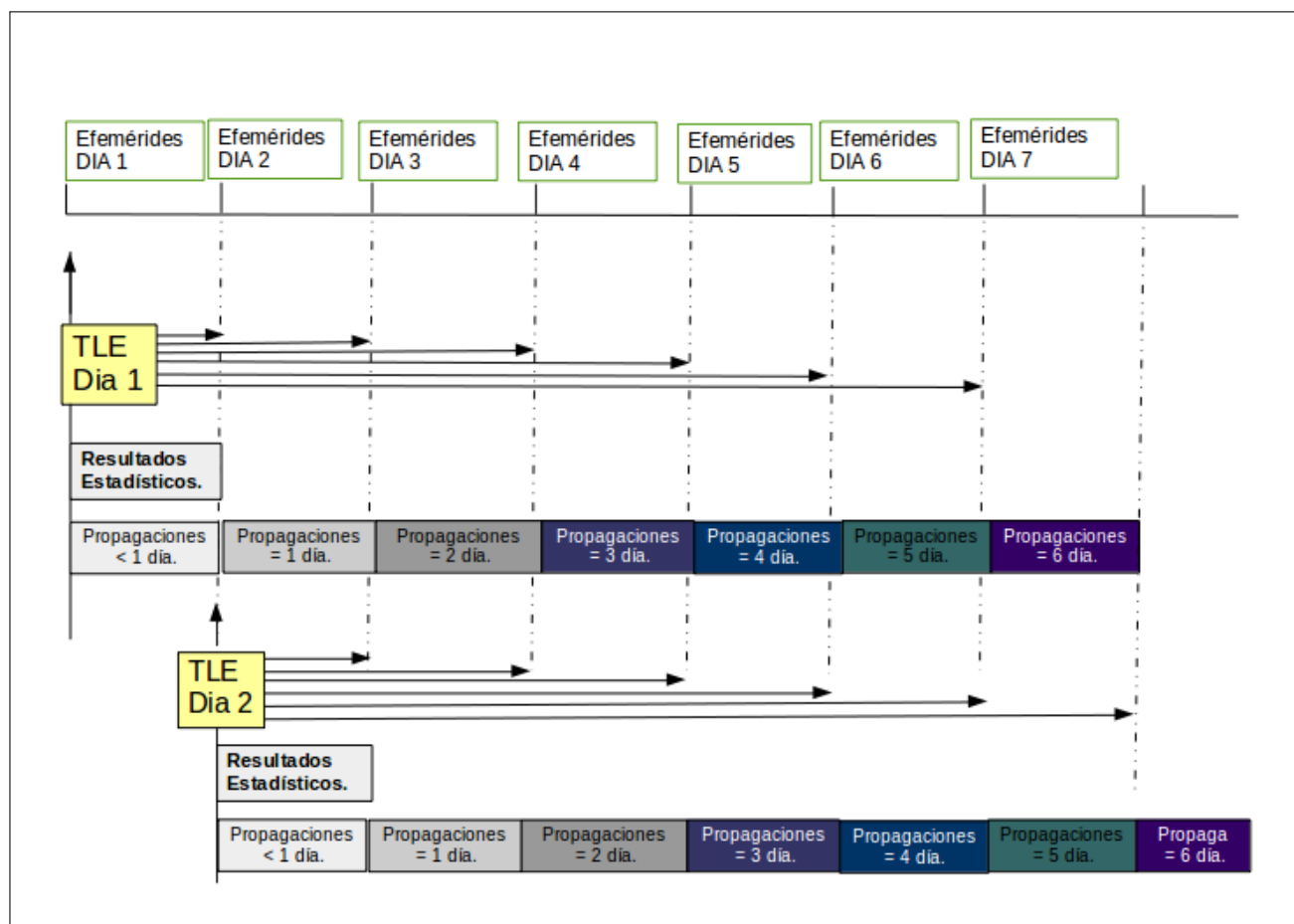


Figura 2.3. Esquema del método propuesto para la estimación de la propagación de errores al utilizar TLE y el propagador SGP4. Los recuadros verdes contienen las efemérides precisas. Cada uno de los TLE se propagan para cada segundo, durante 7 días hacia adelante, y se comparan los valores de cada instante propagado con las efemérides precisas. Aquí sólo se muestra la propagación de 2 días, pero el proceso se repite para los 6 meses del intervalo.

A partir de las diferencias calculadas para cada segundo de cada día, se calculan valores medios y varianzas, por día.

Luego se agrupan los valores según el intervalo de propagación, es decir, si son valores medios y varianzas de haber propagado 1, 2, 3 ... o hasta 6 días, y se toman los valores medios. Los resultados finales se plasman en una tabla cuyas columnas indican los valores medios de las varianzas por coordenada, y las filas los valores medios de las varianzas por intervalo propagado.

2.4 LA PROBABILIDAD DE COLISIÓN

Propagación < 1 día.				Propagación = 1 día.				Propagación = 2 día.			
Fecha	VAR_R_0	VAR_I_0	VAR_C_0	Fecha	VAR_R_1	VAR_I_1	VAR_C_1	Fecha	VAR_R_2	VAR_I_2	VAR_C_2
20130101	0.060453596	0.528316758	0.027239942	20130102	0.045175176	0.470122254	0.023149911	20130103	0.029450037	0.416814434	0.021287172
20130102	0.058517621	0.525139266	0.022524736	20130103	0.039903010	0.459809956	0.022113536	20130104	0.030223626	0.400003917	0.041473197
20130104	0.045217846	0.470216864	0.043683128	20130105	0.034371541	0.413039926	0.089495667	20130106	0.023079058	0.394817157	0.177012333
20130105	0.055433116	0.499688192	0.075247436	20130106	0.039010810	0.458420938	0.154652581	20130107	0.026648599	0.394123585	0.261184440
20130106	0.058731382	0.538625156	0.153626256	20130107	0.042209993	0.455411064	0.260425783	20130108	0.032798592	0.396881981	0.379696601
20130108	0.043612585	0.439368580	0.384121132	20130109	0.031825667	0.444445189	0.467655131	20130110	0.019985254	0.410819087	0.485950968
20130109	0.047140219	0.495629958	0.465750342	20130110	0.031362044	0.441377185	0.481372460	20130111	0.023651737	0.367866831	0.451983580
20130110	0.032739544	0.429423645	0.501850158	20130111	0.024899111	0.384111210	0.469716159	20130112	0.019289379	0.354068975	0.373653487
20130111	0.041621277	0.501792881	0.462903291	20130112	0.031308916	0.406835465	0.366777495	20130113	0.021029890	0.379985102	0.267988078
20130112	0.049098167	0.497079013	0.369773021	20130113	0.034204671	0.433951665	0.268320138	20130114	0.023758093	0.397343537	0.169358195
20130113	0.045648160	0.479396903	0.281587529	20130114	0.032376514	0.426360074	0.177613141	20130115	0.024797946	0.376676749	0.094182971
20130114	0.046996917	0.510765329	0.166559591	20130115	0.036514133	0.447492736	0.088285408	20130116	0.026440985	0.391858540	0.039735474
20130116	0.046329322	0.474906016	0.037406056	20130117	0.030787699	0.426038104	0.021622579	20130118	0.023226431	0.421995916	0.022333342
20130117	0.042152467	0.469096111	0.021513055	20130118	0.032425533	0.431622586	0.023619533	20130119	0.024467554	0.376061065	0.023947896
20130118	0.056435666	0.510196375	0.026115354	20130119	0.042905833	0.449146603	0.027079441	20130120	0.029284779	0.416112786	0.025673551
20130119	0.058882015	0.515593086	0.029308831	20130120	0.041777725	0.465154740	0.027468247	20130121	0.028889890	0.413917782	0.022768126
20130120	0.058915143	0.535101150	0.028190622	20130121	0.042477943	0.468084272	0.023377084	20130122	0.033086952	0.415217219	0.021354457
20130121	0.056832400	0.532127821	0.024247308	20130122	0.044960875	0.467683465	0.022035479	20130123	0.033030199	0.420100109	0.043058205

Figura 2.4. Fracción de tabla con el total de datos calculados para la estimación estadística. Se muestran sólo algunos días (primera columna de cada set) de los 6 meses, y los agrupamientos según sean respecto a propagaciones < 1 día, = 1 día o = 2 días

Tabla 2.2

Valores medios de las varianzas para la propagación de errores.

	$\sigma_R^2[km]$	$\sigma_T^2[km]$	$\sigma_N^2[km]$
<1 día	0.05287535953	0.5110606907	0.09802202353
1 día	0.03846388969	0.4517572281	0.09807457894
2 días	0.02760890529	0.4086434248	0.09904162392
3 días	0.01963580775	0.3765098311	0.09022336881
4 días	0.01469071678	0.3577884914	0.1182060362
5 días	0.01332578794	0.3557767231	0.1264764812
6 días	0.01524829841	0.365815954	0.1607439516

Autoría propia.

De la Tabla 2.2 se extrae que la componente T es la que mayor error introduce; con valores del orden de centenas de metros. Esto se debe a que el modelo de propagación SGP4 es débil en su representación del efecto que imprime el frenado atmosférico en la componente asociada al movimiento o *along-track* T.

2.4. La probabilidad de colisión

En los distintos procedimientos de las agencias u organismos espaciales se incluye la PoC como uno de los parámetros más importantes para el estudio de las situaciones de riesgo y la toma de decisiones.

2.4.1. El planteo general del problema

Sean dos objetos que orbitan la Tierra: una misión operativa y un desecho espacial. Evaluar el riesgo de que colisionen se traduce en estimar la probabilidad de que uno intercepte al otro.

Para el estudio del problema que planteamos a continuación se asumen ciertas simplificaciones. En primer lugar se asume que los errores en las posiciones de los objetos son de distribución gaussiana y se los representa mediante matrices de covarianza y sus respectivos elipsoides de error. Se considera que las matrices de covarianza de los objetos no están correlacionadas, y entonces se puede construir una única matriz combinada sumando ambas matrices. Se suman los radios de cada uno de los objetos involucrados y se piensa en un único objeto esférico de radio igual a la suma de los radios.

El elipsoide de error de la matriz combinada, se centrará en uno de los objetos (por ejemplo en el desecho, aunque depende del autor) y en el otro objeto se centrará el centro de masa de un cuerpo esférico con los radios combinados.

Si se centra el elipsoide de errores combinados en el desecho, se estudia la situación en la que la misión operativa atraviesa ese elipsoide, generando una trayectoria con forma de tubo. Ese tubo representará un círculo, si se lo proyecta en el plano del corte del elipsoide que se corresponde con el momento de máximo acercamiento (plano de encuentro).

Así lo describe Alfano en su trabajo (Alfano, 2007) y lo representa con las siguientes figuras:

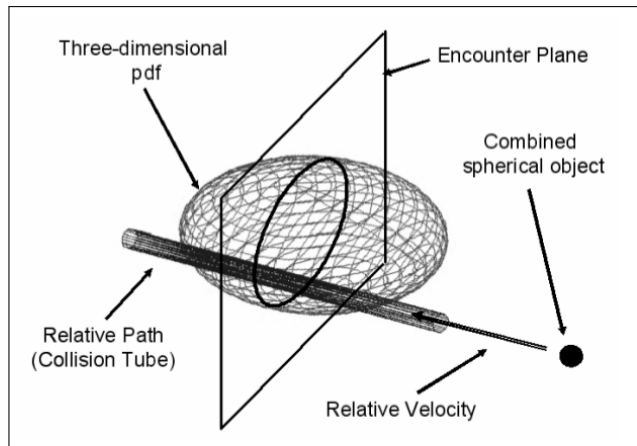


Figura 2.5. Situación de encuentro (Alfano, 2007)

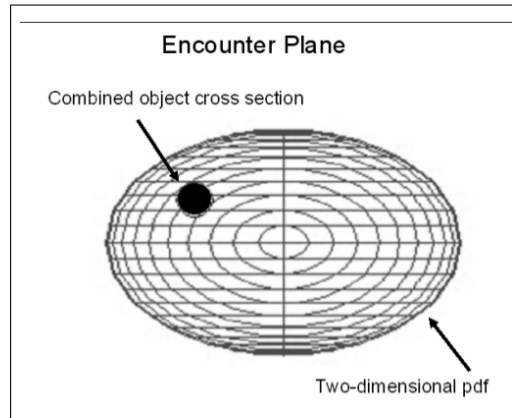


Figura 2.6. Proyección del problema al plano de encuentro (Alfano, 2007)

Al definir los errores con distribución normal, la función de densidad de probabilidad $p(\Delta\bar{r})$ en los puntos cercanos al punto de mayor acercamiento, se expresa:

$$p(\Delta\bar{r}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^3 \det(P)}} \exp\left[-\frac{1}{2} \Delta\bar{r}^T P^{-1} \Delta\bar{r}\right] \quad (2.5)$$

- P = matriz de covarianzas combinadas
- $\Delta\bar{r} = \Delta\bar{r}_{tca} + \Delta\bar{v}_{tca}(t - t_{tca})$, tca instante que se corresponde al momento de mayor acercamiento.

La probabilidad de colisión total, resulta de la integración de la función densidad de probabilidad en el volumen contenido dentro del tubo y enmarcado por el elipsoide. Es decir:

$$PoC = \frac{1}{2\pi\sqrt{\det(P)}} \int_V \exp[-S] dv \quad (2.6)$$

- $S = -\frac{1}{2}\Delta\vec{r}^T P^{-1} \Delta\vec{r}$

Sin embargo, la resolución compleja de esta integral de 3 dimensiones se simplifica en una integral de 2 dimensiones cuando se aplican las consideraciones antes mencionadas:

- Objetos esféricos
- Matrices de covarianzas no correlacionadas
- Movimiento lineal
- Errores en la velocidad despreciables

Objetos esféricos

Considerar objetos esféricos evita tener en cuenta la actitud de los objetos que agrega mucha complejidad a los cálculos. No obstante, asumir esferas es un resultado conservativo del problema, y en muchos casos los desechos orbitan con actitud fuera de control, de modo que considerarlos esféricos no se aleja tanto de la situación real del objeto. Misiones más complejas, extendidas y con tripulación como la Estación Espacial Internacional, requieren sin duda refinamientos en este punto.

Matrices de covarianza no correlacionadas

Dado que los procesos de determinación orbital se calculan para cada objeto por separado, se desconoce cómo se correlacionan esas órbitas. Para poder estimarlo es necesario hacer procesamientos simultáneos considerando los mismos parámetros en los modelos de fuerza y el mismo bias para los sistemas de rastreo, entre otras cuestiones que resultan muy complejas y demandan mucho tiempo.

En uno de sus trabajos, Coppola (Coppola et al., 2004) examina la sensibilidad de los cálculos de la PoC considerando matrices correlacionadas. De sus investigaciones se desprende que, si bien pueden existir valores significativos en la correlación, esto no modifica el orden de magnitud de los valores de la PoC y que sólo para pocos casos el valor de la PoC se modifica en un 7% respecto al valor sin correlación. A su vez concluye que los valores de correlación importantes se diluyen muy rápidamente en el tiempo.

Movimiento lineal

La velocidad promedio de los objetos en órbitas bajas es muy alta, de aproximadamente 7 km/s. Esto quiere decir que la velocidad relativa en los encuentros en general, será superior, por lo que la

duración del momento de encuentro será muy breve. Entonces, en ese breve intervalo que dura el encuentro es factible considerar las trayectorias lineales. Una demostración detallada se describe en (Arrufat Jackson, 2013)

Errores en la velocidad despreciables

En la misma dirección que el punto anterior, dadas las altas velocidades implicadas y que los errores en la velocidad rondan algunos metros, los errores en las velocidades pueden despreciarse.

2.4.2. Simplificación del problema a dos dimensiones (2D)

Tal cual lo describe Akella en la introducción de su trabajo (Akella and Alfriend, 2000), se expresan las posiciones con los errores, de la misión y del desecho según:

$$\tilde{r}_m = \bar{r}_m + \bar{e}_m \qquad \tilde{r}_d = \bar{r}_d + \bar{e}_d$$

Considerando las trayectorias lineales, para un dado instante t , la posición será:

$$\tilde{r}_m(t) = \tilde{r}_m + \bar{V}_m t \qquad \tilde{r}_d = \tilde{r}_d + \bar{V}_d t$$

La distancia relativa entre ellos será:

$$\begin{aligned} \tilde{\rho}(t) &= \tilde{r}_d(t) - \tilde{r}_m(t) \\ &= \tilde{r}_d + \bar{V}_d t - \tilde{r}_m - \bar{V}_m t \\ &= \bar{r}_d + \bar{e}_d + \bar{V}_d t - \bar{r}_m - \bar{e}_m - \bar{V}_m t \\ &= \bar{r}_d - \bar{r}_m + (\bar{V}_d - \bar{V}_m)t + \bar{e}_d - \bar{e}_m \\ &= \bar{\rho} + \bar{V}_r t + \bar{e}_d - \bar{e}_m \\ &= \tilde{\rho} + \bar{V}_r t \end{aligned}$$

Debido a que durante el encuentro los valores de la distancia relativa van disminuyendo, hasta que alcanzan la distancia mínima y luego comienzan a crecer nuevamente; en el momento del máximo acercamiento, $t = TCA$, la variación de la distancia relativa atraviesa una transición por el valor cero. Es decir, $\frac{d}{dt}(\tilde{\rho} \cdot \tilde{\rho}) = 0$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}(\tilde{\rho}(t) \cdot \tilde{\rho}(t)) &= \frac{d}{dt}[(\tilde{\rho} + \bar{V}_r t) \cdot (\tilde{\rho} + \bar{V}_r t)] \\ &= \frac{d}{dt}[\tilde{\rho} \cdot \tilde{\rho} + 2\tilde{\rho}\bar{V}_r t + \bar{V}_r \cdot \bar{V}_r t^2] \\ &= 2\tilde{\rho} \cdot \bar{V}_r + 2\bar{V}_r \cdot \bar{V}_r t = 0 \end{aligned}$$

Resolviendo la ecuación:

$$t_{TCA} = \frac{-\tilde{\rho} \cdot \tilde{V}_r}{\tilde{V}_r \cdot \tilde{V}_r} \quad (2.7)$$

Por definición, cuando $\bar{e}_m = 0$, $\bar{e}_d = 0$, entonces $\tilde{\rho} = \bar{\rho}$ y $t_{TCA} = 0$. Considerando esto en Eq. 2.7, se obtiene:

$$\tilde{\rho} \cdot \tilde{V}_r = 0$$

Si a continuación utilizamos nuevamente la Eq. 2.7 para analizar la proyección del error del vector de la distancia relativa, en la dirección de la velocidad relativa para el instante TCA, resulta:

$$\begin{aligned} [\tilde{\rho}(t_{TCA}) - \bar{\rho}] \cdot \tilde{V}_r &= [\tilde{\rho} + \tilde{V}_r t_{TCA} - \bar{\rho}] \cdot \tilde{V}_r \\ &= \tilde{\rho} \cdot \tilde{V}_r + \tilde{V}_r \cdot \tilde{V}_r t_{TCA} - \bar{\rho} \cdot \tilde{V}_r \\ &= -\bar{\rho} \cdot \tilde{V}_r = 0 \end{aligned}$$

Este resultado indica que no existen incertezas de la posición relativa en la dirección de la velocidad relativa para el instante TCA y esto es así para todos los casos posibles de colisión. Este importante resultado permite pensar el problema en dos dimensiones, estimando la probabilidad de colisión en el plano perpendicular a la velocidad relativa, *plano de encuentro*, de acuerdo a la expresión:

$$PoC = \frac{1}{2\pi\sqrt{\det(P)}} \int_{-Rc}^{Rc} \int_{-\sqrt{(Rc^2-x^2)}}^{\sqrt{(Rc^2-x^2)}} \exp[-S] dx dy \quad (2.8)$$

Donde, Rc es el radio de colisión construido a partir de la suma de los radios de ambos objetos y (x, y) son las coordenadas en el plano.

2.4.3. El cálculo de la PoC

Distintos autores han desarrollado varios métodos para el cálculo de la PoC (Ver tabla 2.3). En su mayoría los métodos que se mencionan en la Tabla 2.3, son aceptados en el estándar del mensaje de alerta para el cálculo de la probabilidad de colisión, (Fig. 2.13).

En este trabajo se implementaron tres métodos de distinta complejidad. En primer lugar se utiliza una expresión muy simplificada que no contempla los errores de las posiciones. Luego se utiliza una aproximación del método de Chan (Chan, 2003) propuesta por Lei-Chen (Lei et al., 2017) y finalmente se calcula la integral de la PoC en dos dimensiones utilizando el método de Akella (Akella and Alfriend, 2000).

Tabla 2.3*Distintos autores y trabajos para el cálculo de la Probabilidad de Colisión PoC*

Autor/es	Metodología
Akella y Alfrend	Calcula la integral de superficie, del problema simplificado a 2D. (Akella and Alfrend, 2000)
Foster	Calcula la integral de superficie del problema simplificado a 2D, utilizando la suma acumulada de anillos elípticos concéntricos. Transforma el sistema a un sistema de referencia polar, e integra cada $0,5^\circ$ y un radio de $r_a/12$. Es el método que utiliza NASA para la ISS. (Foster, 2001)
Chan	Desarrolló una solución analítica en base a una serie infinita de términos que converge para la mayoría de los valores más comunes del problema, a saber: radios combinados r_a entre $1 - 100m$, distancias mínimas de $10m - 100km$ y covarianzas en el rango de $1m - 10km$. (Chan, 2003)
Patera	Transforma la integral de superficie a una integral de línea de una dimensión. Permite adaptar la sección de superficie a la forma de los objetos.
Alfano (Serie)	Utiliza una serie que combina las funciones error y términos exponenciales para aproximar la integral de 2D. (Alfano, 2008)
Alfano (Prob. Máxima)	Expresión simplificada que permite hacer una estimación grosera cuando no se cuenta con datos precisos de posición o de la matriz de covarianza. Utiliza una relación entre los radios combinados y la mínima distancia.

2.4.4. Método del límite

El método del límite es una simple expresión que sólo tiene en cuenta los valores de los radios de los objetos y la mínima distancia entre ellos, sin considerar los errores en la posición. Este método sólo ofrece una estimación grosera y siempre sobrestimada de la PoC, sin embargo es una cota puede ser un primer estimador cuando no se cuenta con valores para los errores o los datos no son de buena calidad.

Es común que al momento del análisis del encuentro no se cuente con datos precisos o confiables de los errores en la posición de los objetos. En estos casos, los cálculos de la PoC con métodos que utilizan la información de las covarianzas resultan por debajo del valor real, desestimando situaciones que podrían ser de riesgo.

En su trabajo (Alfano, 2008) desarrolló un complejo método para el cálculo de la PoC para objetos rectangulares, sin embargo, de aquel estudio se obtiene también, una expresión simplificada para el cálculo de una cota superior del valor de la PoC.

$$PoC = \begin{cases} 0,48394r & si \quad r \leq 0,8 \\ 0,21329e^{1,01511r} - 0,09025 & si \quad 0,8 < r < 1 \\ 0,5 & si \quad r = 1 \end{cases}$$

Donde, r es el radio combinado de los objetos (COR), escalado con la mínima distancia (Miss Distance):

$$r = \frac{COR}{MissDistance}$$

Esta expresión resulta de considerar la peor configuración posible del análisis, por lo que el resultado será siempre un valor de PoC sobrestimado.

2.4.5. Cálculo simplificado de Lei-Chen

El cálculo simplificado para la PoC, que propone Lei-Chen junto a otros autores en el libro *Orbital Data Applications for Space Objects. Conjunction Assessment and Situation Analysis* (Lei et al., 2017) se basa en el desarrollo analítico de Chan (Chan, 2003).

En el planteo de Lei-Chen, la sección circular de colisión que se proyecta en el plano de encuentro, con radio r_a , está centrada en las coordenadas μ_x, μ_y del plano. Las desviaciones estándar que resultan de la matriz combinada de covarianzas de ambos objetos, proyectadas, son σ_x y σ_y (Fig. 2.7).

Finalmente, la expresión del cálculo de la integral en dos dimensiones (2D), resulta:

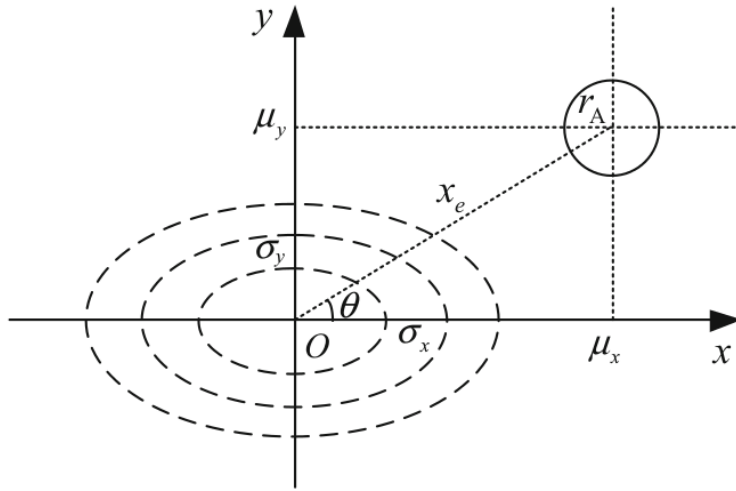


Figura 2.7. Esquematización del plano de encuentro. Extraído de Lei-Chen, (Lei et al., 2017).

$$PoC = \int \int_{(x-\mu_x)^2 + (y-\mu_y)^2 \leq r_a^2} \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\mu_x^2}{\sigma_x^2} + \frac{\mu_y^2}{\sigma_y^2}\right)\right] dydx \quad (2.9)$$

Tomando como referencia el trabajo de Chan (Chan, 2003) en la búsqueda de una expresión analítica que se construye mediante una serie convergente de infinitos términos; Lei-Chen presenta una expresión para el primer término de la serie y una fórmula recursiva de la serie, que resulta ventajosa para los métodos de programación.

Como resultado de su trabajo (LEI, 2009), se encuentra que si se toma el primer término de la serie como aproximación de la integral de la PoC, el error de truncamiento es del orden de 10^{-5} o menor. Si se toman los dos primeros términos, el error de truncamiento es del orden de 10^{-9} . Es decir, que para un primer análisis, resulta suficiente considerar sólo el primer término de la serie, cuya expresión final es:

$$PoC = \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\mu_x^2}{\sigma_x^2} + \frac{\mu_y^2}{\sigma_y^2}\right)\right] \left[1 - \exp\left(-\frac{r_a^2}{2\sigma_x\sigma_y}\right)\right] \quad (2.10)$$

Será necesario incorporar más términos en aquellos casos, en los que el radio de la sección circular de colisión y la mínima distancia sean mayores a las desviaciones estándar.

Expresión de la PoC para órbitas circulares

En la mayoría de los casos, las órbitas son circulares o casi circulares. En esta configuración los puntos de máximo acercamiento entre las órbitas se ubican a lo largo de la línea de intersección de los planos orbitales (Fig. 2.8).

A continuación se describe el desarrollo que propone Lei-Chen para arribar a la expresión de la PoC en el caso de las órbitas circulares. Para este planteo se va a asumir que:

- Ambos objetos se ubican en órbitas circulares.
- Las altitudes de los objetos son similares, es decir que sus velocidades serán del mismo orden de magnitud.
- El ángulo entre los vectores de velocidad es igual al ángulo entre los dos planos orbitales.
- Los errores de covarianza están alineados con las direcciones radial, in-track y cross-track. Es decir que no hay elementos por fuera de la diagonal en la matriz de covarianza expresada en el sistema RSW (radial, in-track, cross-track).

A partir de estas consideraciones, se muestran los pasos que conducen a la expresión de la PoC en términos de la posición y velocidad relativa en el sistema RSW.

En el momento de máximo acercamiento el vector de posición relativa $\Delta \mathbf{r}_{tca}$ es perpendicular a los vectores de velocidad de ambos objetos, o sea, es paralelo a la línea perpendicular a ambas velocidades, que para el caso circular, coincide con la línea de intersección de los planos. Del mismo razonamiento se desprende que $\Delta \mathbf{r}_{tca}$ es perpendicular al vector de velocidades relativas en el momento de máximo acercamiento $\Delta \mathbf{v}_{tca}$ y por lo tanto $\Delta \mathbf{r}_{tca}$ yace en el plano de encuentro.

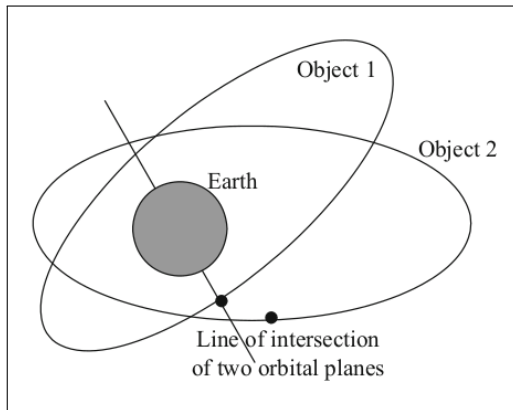


Figura 2.8. El punto de máximo acercamiento en órbitas casi circulares ocurre siempre en puntos cercanos a la línea de intersección de los planos orbitales. Extraído de Lei-Chen. (Lei et al., 2017).

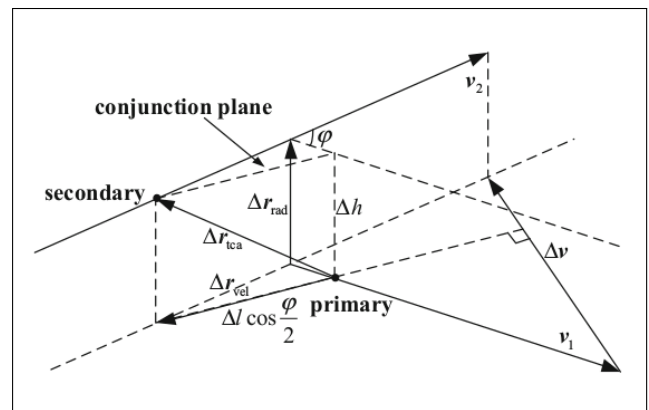


Figura 2.9. El máximo acercamiento entre las órbitas $\Delta \mathbf{r}_{rad}$ y el vector de máximo acercamiento entre los objetos en el TCA, $\Delta \mathbf{r}_{tca}$ (Lei et al., 2017).

La Figura 2.9 ilustra el máximo acercamiento entre las órbitas $\Delta \mathbf{r}_{rad}$ y el máximo acercamiento entre los objetos $\Delta \mathbf{r}_{tca}$. El plano de encuentro se representa por el rectángulo de línea punteada que es perpendicular a la dirección de la velocidad relativa. Los objetos se ubican en los vértices de la diagonal del rectángulo en el TCA.

El vector posición relativa al instante TCA, $\Delta \mathbf{r}_{tca}$, se compone de: el vector de máximo acercamiento entre órbitas $\Delta \mathbf{r}_{rad}$, cuya dirección, para el caso circular, coincide con la dirección radial y el vector de máximo acercamiento en el plano perpendicular a la línea perpendicular a ambas velocidades $\Delta \mathbf{r}_{vel}$.

Lei-Chen define un sistema de coordenadas para el plano de encuentro, tal que (Fig. 2.10):

- El origen O se ubica en el objeto primario.
- El eje z se orienta en la dirección de $\Delta \mathbf{v}_{tca}$.
- El eje x se orienta en la dirección del máximo acercamiento entre órbitas.
- El eje y yace en el plano horizontal completando la terna directa.

Para este sistema en el TCA, las coordenadas del centro del elipsoide de posición del objeto secundario, son:

$$\mu_x = \Delta r_{rad} \quad (2.11)$$

$$\mu_y = \Delta r_{vel} \quad (2.12)$$

$$(2.13)$$

Ahora, si se utiliza el sistema de coordenadas RSW centrado en el objeto primario, alineado con la dirección radial, la dirección de la velocidad (caso circular) y la dirección perpendicular al plano orbital respectivamente, resulta que: el eje R comparte la dirección con el eje x y la distancia de máximo acercamiento en el plano horizontal $\Delta \mathbf{r}_{vel}$ quedará determinada por las componentes S y W (Fig. 2.10 y 2.11). Es decir que las expresiones para μ_x y μ_y , resultan:

$$\mu_x = R \quad (2.14)$$

$$\mu_y = \sqrt{(S^2 + W^2)} \quad (2.15)$$

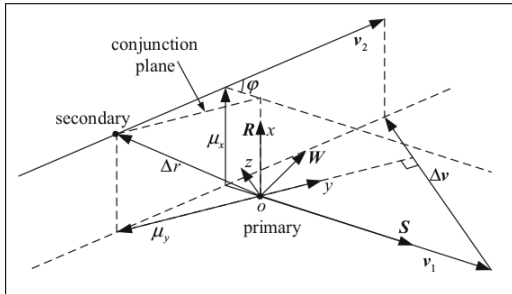


Figura 2.10. Definición del plano de encuentro, conjunction plane y el sistema de coordenadas del objeto primario RSW. Extraído de Lei-Chen, (Lei et al., 2017).

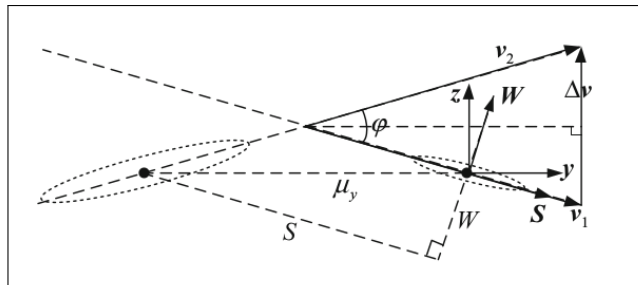


Figura 2.11. Proyección de los elipsoides de error al plano de encuentro. Extraído de Lei-Chen, (Lei et al., 2017).

Bien, a continuación se describe, cómo se proyectan al plano de encuentro, los errores en el sistema RSW. Generalmente las matrices de covarianza de los errores en la posición, se definen en el sistema RSW centrado en uno de los objetos y alineados con las direcciones RSW, considerando las componentes en R y W iguales y asumiendo que el eje mayor del elipsoide de error coincide con la dirección de la velocidad. Planteo razonable ya que la incerteza de la posición en la dirección de la velocidad suele ser siempre mayor. Esta alineación de los errores con los ejes, simplifica significativamente el análisis sin perder la esencia de los errores.

De este modo, las matrices de covarianza de los dos objetos resultan:

$$P_{1,RWS} = \begin{bmatrix} \sigma_{1R}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{1S}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{1W}^2 \end{bmatrix} \quad P_{2,RWS} = \begin{bmatrix} \sigma_{2R}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{2S}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{2W}^2 \end{bmatrix}$$

Donde σ_R , σ_S , σ_W son las varianzas en las direcciones radial, in-track y cross-track respectivamente.

Para transformar estas matrices en el sistema RSW al sistema de encuentro O-xyz, sólo será necesario realizar una rotación respecto del eje R, ya que R y x coinciden (Fig. 2.12). Los ángulos de rotación son $\phi/2$ y $-\phi/2$ y las matrices de rotación M_1 respecto del eje x resultan:

$$M_{1,RSW \rightarrow xyz} = M_1(\phi/2) \quad M_{2,RSW \rightarrow xyz} = M_1(-\phi/2)$$

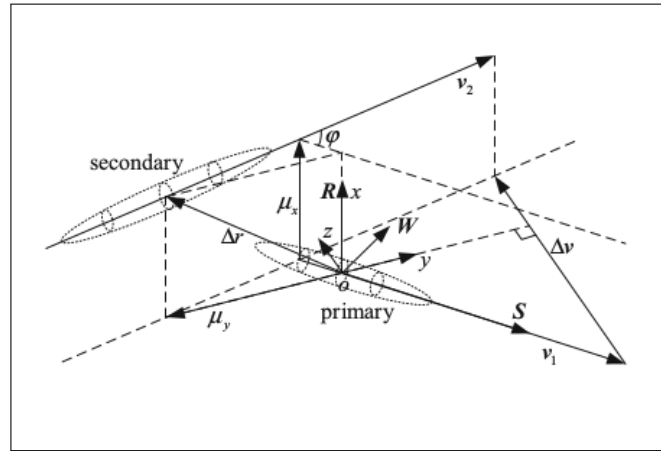


Figura 2.12. Representación de los elipsoides de error de cada uno de los objetos, primario y secundario. Extraído de Lei-Chen, (Lei et al., 2017).

Luego las matrices de covarianza en el sistema de encuentro P_1 y P_2 se construyen a partir de:

$$P_{1,2} = M_{1,RSW \rightarrow xyz} P_{1,2,RWS} M_{1,RSW \rightarrow xyz}^T$$

$$P_{1,2} = \begin{bmatrix} \sigma_{1,2R}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{1,2S}^2 \cos^2 \frac{\phi}{2} + \sigma_{1,2W}^2 \sin^2 \frac{\phi}{2} & \frac{\sigma_{1,2W}^2 - \sigma_{1,2S}^2}{2} \sin \phi \\ 0 & \frac{\sigma_{1,2W}^2 - \sigma_{1,2S}^2}{2} \sin \phi & \sigma_{1,2S}^2 \sin^2 \frac{\phi}{2} + \sigma_{1,2W}^2 \cos^2 \frac{\phi}{2} \end{bmatrix}$$

Donde los subíndices 1,2 indican que las matrices serán similares tanto para P_1 como para P_2 reemplazando por el índice correspondiente.

Ahora, bajo la consideración de covarianzas no correlacionadas, la matriz de covarianza combinada, que considere los errores de ambos objetos, será suma de estas dos matrices. A su vez, para el plano de encuentro, vamos a tener en cuenta sólo las componentes correspondientes a x e y. De modo que resulta:

$$P = \begin{bmatrix} (\sigma_{1R}^2 + \sigma_{2R}^2) & 0 \\ 0 & (\sigma_{1S}^2 + \sigma_{2S}^2) \cos^2 \frac{\phi}{2} + (\sigma_{1W}^2 + \sigma_{2W}^2) \sin^2 \frac{\phi}{2} \end{bmatrix}$$

Reagrupando las varianzas combinadas, según:

$$\sigma_R^2 = \sigma_{1R}^2 + \sigma_{2R}^2, \quad \sigma_S^2 = \sigma_{1S}^2 + \sigma_{2S}^2, \quad \sigma_W^2 = \sigma_{1W}^2 + \sigma_{2W}^2$$

Los errores en la dirección de R están desacoplados, de modo que pueden sumarse directamente para obtener el error combinado en esa dirección, mientras que en las direcciones S y W los errores están acoplados por el ángulo entre sus planos orbitales. Se define la varianza combinada para S y W, en el plano orbital como:

$$\sigma_{SW}^2 = \sigma_S^2 \cos^2 \frac{\phi}{2} + \sigma_W^2 \sin^2 \frac{\phi}{2}$$

A partir de estas definiciones, pueden expresarse las varianzas de los errores combinados en el plano xy.

$$\begin{aligned} \sigma_x^2 &= \sigma_R^2 = \sigma_{1R}^2 + \sigma_{2R}^2 \\ \sigma_y^2 &= \sigma_{SR}^2 = \sigma_S^2 \cos^2 \left(\frac{\phi}{2} \right) + \sigma_W^2 \sin^2 \left(\frac{\phi}{2} \right) \end{aligned}$$

Finalmente, si se reemplazan los valores de μ_x, μ_y, σ_x y σ_y en función de las componentes R, S, W, σ_R y σ_{SW} en la Ecuación 2.10, resulta:

$$PoC = \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{R^2}{\sigma_R^2} + \frac{S^2 + W^2}{\sigma_{SW}^2} \right) \right] \left[1 - \exp \left(-\frac{r_a^2}{2\sigma_R\sigma_{SW}} \right) \right] \quad (2.16)$$

2.5. Comunicaciones de riesgo de colisión

A partir de los primeros accidentes y daños por impactos, las agencias u organismos capaces de rastrear el ambiente espacial comenzaron a implementar sistemas de comunicación para advertir sobre posibles colisiones. Las comunicaciones, que en sus orígenes eran correos electrónicos particulares, fueron migrando a un mensaje formal y estandarizado y finalmente en Junio del 2013, el CCSDS, publicó el mensaje estándar recomendado que se utiliza en la actualidad, el: CDM (CCSDS, 2013).

El *CCSDS 508.0-B-1, Conjunction Data Message Recommended Standard* describe en detalle la estructura del formato recomendado, aunque no propone formas de intercambio, dejando a las partes la potestad de acordar las distintas maneras de realizar la comunicación de los mismos, que, deberán ser detalladas en el documento de interfaces (ICD).

2.5.1. El mensaje de alerta CDM

Es un mensaje estandarizado para el intercambio de información entre los organismos capaces de detectar acercamientos y los dueños y/o operadores de los objetos involucrados en el encuentro.

Los CDM se envían 72 horas antes del encuentro a los operadores a cargo y/o se disponibilizan en la página de Space-track para usuarios con permisos especiales. Los mismos se generan y se distribuyen de acuerdo a ciertos criterios.

Criterios de generación y envío del CDM

- Para las **órbitas bajas**, se consideran las situaciones en las que la mínima distancia total es menor a 1 kilómetro y la distancia relativa en la componente radial es menor a los 200 metros.
- Para las regiones de los **satélites geoestacionarios o las regiones medias**, se envían mensajes si la mínima distancia total es menor a los 10 kilómetros.

Su formato estandarizado unifica la información que allí se publica y facilita la interoperabilidad sin ambigüedades. Su estructura está pensada para que sea de fácil interpretación tanto para personas como para máquinas. Esto permite a los centros de control de las operaciones, la automatización de los procesos de recepción de los mensajes y ofrece la información preprocesada, dejando más tiempo para la toma de decisiones.

Son exclusivamente informativos, no imprimen recomendaciones ni sugerencias de acción. Y es importante destacar, que los centros de cómputo que los generan, no siempre cuentan con la información de las próximas maniobras planificadas para los satélites.

Es un mensaje codificado en formato ASCII, que puede distribuirse mediante un texto plano Key/Value Notation (KVN), o por medio de un eXtensible Markup Language (XML). Contiene la mínima distancia, la PoC, el TCA y las posiciones y velocidades relativas en el momento de mínima distancia; entre muchos otros (CCSDS, 2013).

Ofrece la siguiente información de un único encuentro entre dos objetos: *Object1* y *Object2*:

- Las posiciones de *Object1* y *Object2* en el instante de máximo acercamiento TCA en alguno de los sistemas de referencia más utilizados (Sec. 2.2.5).
- Las covarianzas de las posiciones de los objetos en el instante TCA, tomando como referencia el centro de uno de ellos.
- La posición y velocidad relativa del *Object2* respecto al centro del *Object1*.
- Información relevante respecto a cómo fueron obtenidos los datos anteriores.

Estructura general del formato KVN

El CDM en su formato KVN, consiste en un texto plano, con palabras claves o *keywords*, con su valor correspondiente.

El mensaje contiene una *keyword* por línea, y el orden en que se presentan es fijo y está determinado por el estándar, respetando la siguiente estructura:

- Un Encabezado.
- Metadatos y datos relativos (datos que describen relaciones entre los objetos).
- Metadatos (datos respecto a cómo fueron creados los objetos).
- Datos de cada uno de los objetos.
- Comentarios opcionales.

Ejemplo con un pequeño segmento:

CREATION_DATE	= 2010-03-12T22:31:12.000	
ORIGINATOR	= JSPOC	
MESSAGE_FOR	= SATELLITE A	
MESSAGE_ID	= 201113719185	
TCA	= 2010-03-13T22:37:52.618	
MISS_DISTANCE	= 715	[m]
RELATIVE_SPEED	= 14762	[m/s]
RELATIVE_POSITION_R	= 27.4	[m]
RELATIVE_POSITION_T	= -70.2	[m]
RELATIVE_POSITION_N	= 711.8	[m]
...	...	
COLLISION_PROBABILITY	= 4.835E-05	
COLLISION_PROBABILITY_METHOD	= FOSTER-1992	

Estructura general del formato XML

El CDM en su formato XML proporciona un método estándar para acceder a la información, facilitando el intercambio de datos electrónicos. Su estructura define el tipo de información que hay en el documento, acelerando los procesos de búsqueda.

El XML del CDM, se agrupa como se muestra a continuación:

```
<header>
</header>
<body>
  <relativeMetadataData>
  </relativeMetadataData>
  <segment>
    <metadata>
    </metadata>
    <data>
    </data>
  </segment>
  <segment>
    <metadata>
    </metadata>
    <data>
    </data>
  </segment>
</body>\\
```

Ejemplo de CDM

A continuación se muestra un fragmento de ejemplo de un CDM en formato XML. Un ejemplo completo se adjunta en el Apéndice ??.

```
<?xml version="1.0" encoding="UTF-8"?>
<cdm xmlns:xsi="http://www.w3.org/2001/XMLSchema-instance"
xsi:noNamespaceSchemaLocation=
"http://sanaregistry.org/r/ndmxml/ndmxml-1.0-master.xsd"
id="CCSDS_CDM_VERS" version="1.0">
<header>
<COMMENT>Sample CDM – XML version</COMMENT>
<CREATION_DATE>2010-03-12T22:31:12.000</CREATION_DATE>
<ORIGINATOR>JSPOC</ORIGINATOR>
<MESSAGE_FOR>SATELLITE A</MESSAGE_FOR>
<MESSAGE_ID>20111371985</MESSAGE_ID>
</header>
<body>
<relativeMetadataData>
<COMMENT>Relative Metadata/Data</COMMENT>
<TCA>2010-03-13T22:37:52.618</TCA>
<MISS_DISTANCE units="m">715</MISS_DISTANCE>
<RELATIVE_SPEED units="m/s">14762</RELATIVE_SPEED>
<relativeStateVector>
<RELATIVE_POSITION_R units="m">27.4</RELATIVE_POSITION_R>
<RELATIVE_POSITION_T units="m">-70.2</RELATIVE_POSITION_T>
<RELATIVE_POSITION_N units="m">711.8</RELATIVE_POSITION_N>
<RELATIVE_VELOCITY_R units="m/s">-7.2</RELATIVE_VELOCITY_R>
```

2.5 COMUNICACIONES DE RIESGO DE COLISIÓN

```
<RELATIVE_VELOCITY_T units="m/s">-14692.0</RELATIVE_VELOCITY_T>
<RELATIVE_VELOCITY_N units="m/s">-1437.2</RELATIVE_VELOCITY_N>
</relativeStateVector>
<START_SCREEN_PERIOD>2010-03-12T18:29:32.212</START_SCREEN_PERIOD>
<STOP_SCREEN_PERIOD>2010-03-15T18:29:32.212</STOP_SCREEN_PERIOD>
<SCREEN_VOLUME_FRAME>RTN</SCREEN_VOLUME_FRAME>
<SCREEN_VOLUME_SHAPE>ELLIPSOID</SCREEN_VOLUME_SHAPE>
<SCREEN_VOLUME_X units="m">200</SCREEN_VOLUME_X>
<SCREEN_VOLUME_Y units="m">1000</SCREEN_VOLUME_Y>
<SCREEN_VOLUME_Z units="m">1000</SCREEN_VOLUME_Z>
<SCREEN_ENTRY_TIME>2010-03-13T20:25:43.222</SCREEN_ENTRY_TIME>
<SCREEN_EXIT_TIME>2010-03-13T23:44:29.324</SCREEN_EXIT_TIME>
<COLLISION_PROBABILITY>4.835E-05</COLLISION_PROBABILITY>
<COLLISION_PROBABILITY_METHOD>FOSTER-1992
</COLLISION_PROBABILITY_METHOD>
</relativeMetadataData>
```

A diferencia de los mensajes estandarizados anteriores, como el CSM: *Conjunction Summery Message*, el CDM ofrece un valor estimado para la PoC e indica el método que se utilizó para calcularlo. Estos métodos (Fig. 2.13), son además los métodos que el estándar sugiere para la implementación de los cálculos de PoC.















Details	OID	Collision Probability Method	Reference
	1.3.112.4.12.1	AKELLAALFRIEND-2000	Akella, M. R. and Alfriend, K. T. "Probability of Collision Between Space Objects," Journal of Guidance, Control, and Dyn
	1.3.112.4.12.2	ALFANO-2005	Alfano, S., "A Numerical Implementation of Spherical Object Collision Probability," The Journal of the Astronautical Scien
	1.3.112.4.12.3	ALFANO-MAX-PROBABILITY	Alfano, S., "Relating Position Uncertainty to Maximum Conjunction Probability", AAS Journal of the Astronautical Science
	1.3.112.4.12.4	ALFANO-PARAL-2007	Adjoining parallelepipeds method from Alfano, S., "Beta Conjunction Analysis Tool," AAS Paper No. 07-393, 2007 AAS/A
	1.3.112.4.12.5	ALFANO-TUBES-2007	Adjoining tubes method from Alfano, S., "Beta Conjunction Analysis Tool," AAS Paper No. 07-393, 2007 AAS/AIAA Astro
	1.3.112.4.12.6	ALFANO-VOXELS-2006	Voxels method from Alfano, S., "Addressing Nonlinear Relative Motion For Spacecraft Collision Probability," AIAA Paper
	1.3.112.4.12.7	ALFRIEND-1999	Alfriend, K.T., et al. "Probability of Collision Error Analysis," Space Debris 1, no. 1 (1999): 21-35. Also AIAA paper 98-42:
	1.3.112.4.12.8	CHAN-1997	Chan, K. "Collision Probability Analyses for Earth Orbiting Satellites." In Space Cooperation into the 21st Century: 7th AA
	1.3.112.4.12.9	CHAN-2003	Chan, K. , "Spacecraft Collision Probability for Long-Term Encounters," AAS Paper No. 03-549, AAS/AIAA Astrodynami
	1.3.112.4.12.10	FOSTER-1992	Foster, J.L., and Estes, H.S., A Parametric Analysis of Orbital Debris Collision Probability and Maneuver Rate for Space
	1.3.112.4.12.11	MCKINLEY-2006	McKinley, D.P., "Development of a Nonlinear Probability of Collision Tool for the Earth Observing System", AIAA paper 20
	1.3.112.4.12.12	PATERA-2001	Patera, R.P., "General Method for Calculating Satellite Collision Probability," Journal of Guidance, Control, and Dynamics
	1.3.112.4.12.13	PATERA-2003	Patera, R. P., "Satellite Collision Probability for Nonlinear Relative Motion," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dyna
	1.3.112.4.12.14	PATERA-2005	Patera, R. P., "Calculating Collision Probability for Arbitrary Space-Vehicle Shapes via Numerical Quadrature," AIAA Jour

Figura 2.13. La imagen es una impresión de pantalla de la Sección Probabilidad de Colisión, del sitio SANA: <http://sanaregistry.org/r/ndmxml/ndmxml-1.0-cdm-1.0.xsd>, que se indica en el estándar del CCSDS, para la descripción de los esquemas del formato XML del CDM.

2.6. Resumen

A partir de la recepción de información respecto de una posible colisión, ya sea mediante un mensaje estandarizado CDM o mediante el ingreso manual, se inicia un análisis de la situación.

A tal fin, (Fig. 2.14):

- Se identifican los objetos involucrados, y se extra su identificador de NORAD y el TCA.
- Se solicitan los TLE de los últimos 15 días más próximos a la fecha del encuentro, para el desecho y para la misión operativa en caso de no contar con datos más precisos. Si para la misión operativa se contara con productos orbitales propios se utilizarán los errores calculados asociados a los mismos.
- Se calcula la matriz de covarianza con el método de Osweiler, (Osweiler, 2006) para el desecho (y para la misión si los datos orbitales de la misma no se conocieran).
- Se propagan ambas matrices hasta el TCA utilizando los datos estadísticos de la tabla generada, según la cantidad de días que se necesite propagar.
- Se proyectan los distintos parámetros a un plano de encuentro que simplifica los cálculos.
- Se calcula la probabilidad de colisión mediante la expresión aproximada de Lei-Chen, (Lei et al., 2017).

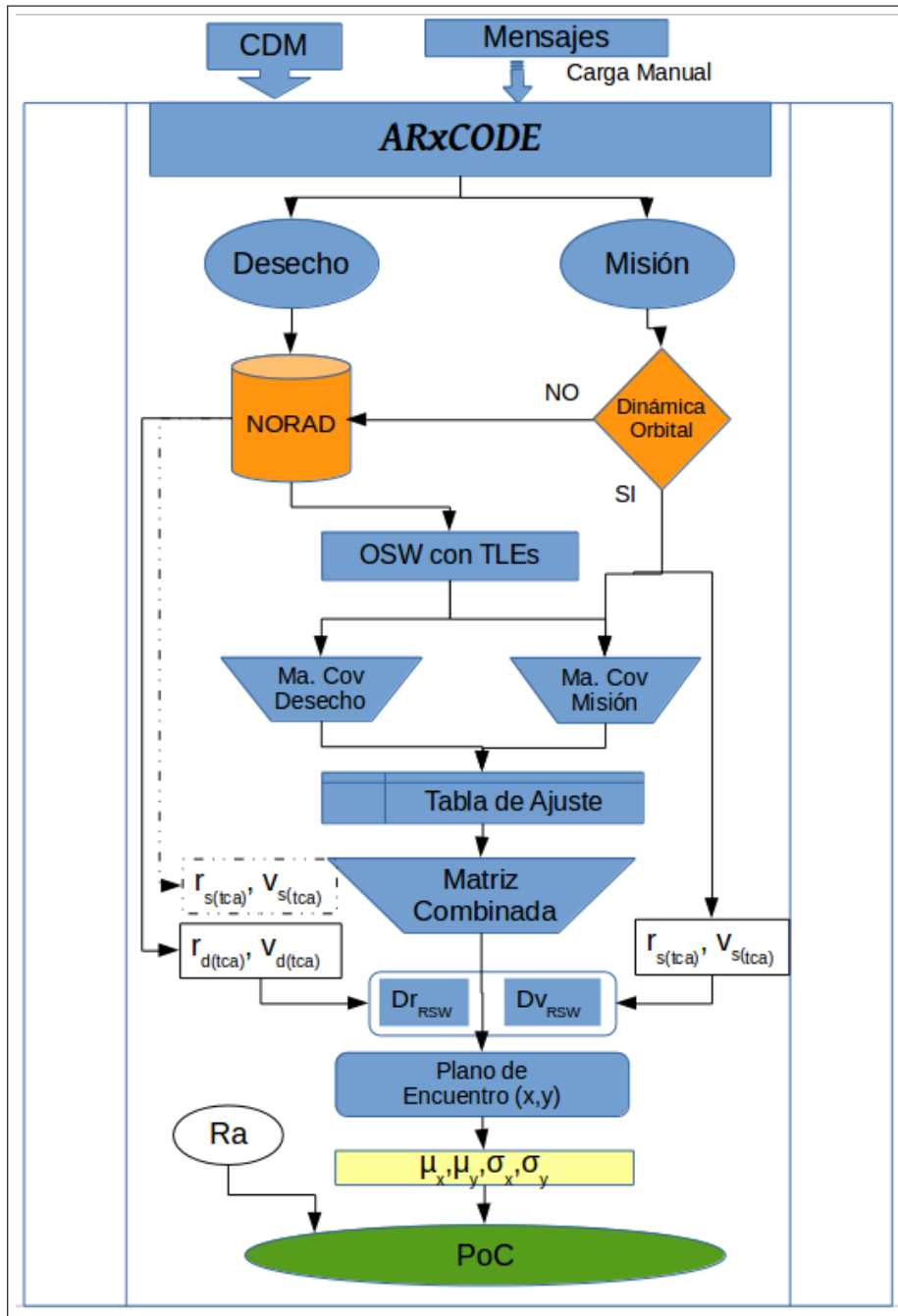


Figura 2.14. Esquema del Procedimiento General del cálculo de PoC

Bibliografía

- Akella, M. R. and Alfried, K. T. (2000). Probability of Collision Between Space Objects. *Journal of Guidance Control Dynamics*, 23:769–772.
- Alfano, S. (2007). Review of conjunction probability methods for short-term encounters (aas 07-148). *Advances in the Astronautical Sciences*, 127(1):719.
- Alfano, S. (2008). Method for determining maximum conjunction probability of rectangular-shaped objects. US Patent 7,383,153.
- Arrufat Jackson, T. (2013). Study of the risk of impact between a spacecraft and space debris.
- Arsenault, J., Chaffee, L., and Kuhlman, J. (1964). General ephemeris routine formulation document. Technical report, Report ESDTDR-64-522, Aeronutronic Publ. U-2731.
- Babiker, F., Doyon, M., and Abbasi, V. (2012). The canadian space agency (csa) collision risk assessment and mitigation system (crams): Sharing the development and the operational challenges. In *SpaceOps Conference*.
- Bowman, B. (1971). A first order semi-analytic perturbation theory for highly eccentric 12 hour resonating satellite orbits. *NORAD document*, Nov.
- Brouwer, D. (1959). Solution of the problem of artificial satellite theory without drag. *The Astronomical Journal*, 64:378.
- Brouwer, D. and Hori, G.-i. (1961). Theoretical evaluation of atmospheric drag effects in the motion of an artificial satellite. *The Astronomical Journal*, 66:193.
- CCSDS (2013). *Conjunction Data Message - CCSDS 508.0-B-1 - Recommended Standard*. CCSDS Secretariat.
- Chan, K. (2003). Improved analytical expressions for computing spacecraft collision probabilities. *Advances in the Astronautical Sciences*, 114:1197–1216.
- Coppola, V. T., Woodburn, J., and Hujsak, R. (2004). Effects of cross correlated covariance on spacecraft collision probability. In *AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting*.
- Cranford, K. (1969). An improved analytical drag theory for the artificial satellite problem. In *Astrodynamics Conference*, page 925.

- ESA (2013). Space Debris. http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/Space_Debris.
- Foster, Jr., J. L. (2001). The analytic basis for debris avoidance operations for the International Space Station. In *Space Debris*.
- Hoots, F. R. and Roehrich, R. L. (1980a). Models for propagation of norad element sets. Technical report, AEROSPACE DEFENSE COMMAND PETERSON AFB CO OFFICE OF ASTRODYNAMICS.
- Hoots, F. R. and Roehrich, R. L. (1980b). Spacetrack report no. 3 models for propagation of norad element sets. Technical report, Project Spacetrack Reports, Office of Astrodynamics, Aerospace Defense Center.
- Hoots, F. R. and Roehrich, R. L. (1998). A History of Analytical Orbit Modeling in the United States Space Surveillance System. Third US-Russian Space Surveillance Workshop. Washington, D.C.
- Hoots, F. R., Schumacher Jr, P. W., and Glover, R. A. (2004). History of analytical orbit modeling in the us space surveillance system. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 27(2):174–185.
- Hujsak, R. S. (1979). A restricted four body solution for resonating satellites without drag. Technical report, AEROSPACE DEFENSE COMMAND PETERSON AFB CO OFFICE OF ASTRODYNAMICS.
- IADC (2007). *Space Debris Mitigation Guidelines*. IADC.
- J.R. Alarcón Rodríguez, F.M. Martínez-Fadrique, H. K. (2004). Development of a collision risk assessment tool. *Advances in Space Research*, 34:1120–1124.
- Karacalioglu, A. G. and Stupl, J. (2016). The impact of new trends in satellite launches on the orbital debris environment.
- Kelso, T. et al. (2007). Validation of sgp4 and is-gps-200d against gps precision ephemerides.
- Kessler, D. and Cour-Palais, B. (1978). Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *Journal of Geophysical Research*, 83:2637–2646.
- Klinkrad, H. (2006a). *Space Debris. Models and Risk Analysis*, chapter 8, pages 215–241. Springer.
- Klinkrad, H. (2006b). *Space Debris. Models and Risk Analysis*. Springer.
- Kozai, Y. (1962). Second-order solution of artificial satellite theory without air drag. *The Astronomical Journal*, 67:446.
- Krag, H., Klinkrad, H., and Alarcon-Rodriguez, J. (2007). Assessment of orbit uncertainties for collision risk predictions at esa. In *Second IAASS conference “Space safety in a global world*, pages 14–16.
- Lane, M. (1965). The development of an artificial satellite theory using a power-law atmospheric density representation. In *2nd Aerospace Sciences Meeting*, page 35.
- Lane, M. H. and Hoots, F. R. (1979). General perturbations theories derived from the 1965 lane drag theory. Technical report, AEROSPACE DEFENSE COMMAND PETERSON AFB CO OFFICE OF ASTRODYNAMICS.

BIBLIOGRAFÍA

- Laporte, F. (2014). Jac software, dedicated to the analysis of conjunction messages. *AIAA*, 1774.
- LEI, B. X. C. (2009). A rapid algorithm of space debris collision probability based on space compression and infinite series [j]. *Acta Mathematicae Applicatae Sinica*, 2:015.
- Lei, C., Xian-Zong, B., Yan-Gang, L., and Ke-Bo, L. (2017). *Orbital Data Applications for Space Objects*. Springer.
- Lyddane, R. (1963). Small eccentricities or inclinations in the brouwer theory of the artificial satellite. *The Astronomical Journal*, 68:555.
- NASA (2014). Space missions and satellite box score. *Orbital Debris Quarterly News*, 18.
- NASA (2017a). The od environment in numbers. *Orbital Debris Quarterly News*, 21.
- NASA (2017b). Orbital Debris Program Office. <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>.
- NASA (2017c). Space missions and satellite box score. *Orbital Debris Quarterly News*, 21.
- Osweiler, V. P. (2006). *Covariance estimation and autocorrelation of NORAD Two-line Element Sets*.
- Wang, R., Liu, J., and Zhang, Q. (2009). Propagation errors analysis of tle data. *Advances in Space Research*, 43(7):1065–1069.

