



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 INFORMATICOS DE APLICACION ESPACIAL

UNIVERSIDAD NACIONAL DE LA MATANZA

©UFS-CONAE

©UNLAM

DIRECTOR

Marcelo Colazo

CONAE, Córdoba, Argentina

CO-DIRECTOR

Dra. Alicia Mon

Univarsidad Nacional de la Matanza (UNLaM)

Abstract

Keywords:

Resumen

Agradecimientos

Tabla de Contenidos

1. Introducción	1
1.1. Los Desechos Espaciales	1
1.2. El Riesgo de Colisión	5
1.2.1. El estudio del riesgo de colisión	7
1.2.2. Rastreo y catálogos	8
1.3. Las Regulaciones Nacionales e Internacionales	10
1.4. Antecedentes	11
1.5. La Unidad de Desechos Espaciales de la CONAE	11
1.6. Planteo del Problema	12
1.7. Objetivos	13
2. Marco Teórico	14
2.1. Introducción	14
2.2. Comunicaciones de riesgo de colisión	15
2.2.1. El CDM	15
2.3. La posición de los objetos involucrados	18
2.3.1. SGP4	20
2.4. El tratamiento de los Errores en la posición	22
2.4.1. Método de Osweiler	23
2.4.2. Propagación de errores	23

TABLA DE CONTENIDOS

2.5. La Probabilidad de Colisión	26
3. Metodología de Desarrollo	31
4. ARxCODE	32
4.1. Especificaciones	32
4.2. Requerimientos	34
4.3. Arquitectura	35
4.4. Interfaces	35
4.5. Entradas y Salidas	35
4.6. Casos de Uso	36
4.7. Cálculo de la Probabilidad de Colisión	39
5. Validación y Resultados	40
5.1. Introducción	40
5.2. Implentenación del modelo SGP4 en Python	41
5.3. Implementación del Método de Osweiler	41
5.4. Metodología de Estimación de Errores	42
6. Conclusiones	44
7. Apéndice	45
7.1. Appendix 1	45
7.2. Transformación de Coordenadas	45
7.3. Appendix 2	46

Índice de figuras

1.1. Objetos en Órbita	3
1.2. Distribución de objetos en función del semieje mayor.	4
1.3. Proyección de Satélites 2016-2030	4
1.4. Fragmentos de Cohetes 2016-2030	5
1.5. Cantidad de Objetos catalogados al 2014	6
1.6. Evolución de las causas de la generación de Desechos	6
1.7. Número de Desechos en las órbitas LEO desde 2015 al 2065	7
1.8. Estudio de Colisión	9
1.9. USSTRATCOM - SSN	9
1.10. Interfaces del ARxCODE	13
2.1. Sistemas de Referencia centrados en el Satélite	22
2.2. Método de Osweiler para la generación de la matriz de covarianza	24
2.3. Descripción del método propuesto para la propagación de errores	25
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	25
2.5. B-plane (Adaptado de)	29
2.6. Esquema del Procedimiento General del cálculo de PoC	30
4.1. Casos de Uso de ARxCODE	36

ÍNDICE DE FIGURAS

5.1. Tendencia anual de las diferencias contra los datos de dinámica orbital en coordenadas cartesianas del Sistema TOD	43
---	----

Índice de tablas

1.1. Daño según el tamaño del desecho.	8
1.2. Sistemas de Alerta	11
2.1. Tabla con los valores medios para la propagación de errores.	26
4.1. Tabla de Requerimientos	33
4.2. Caso de Uso: Procesar Encuentro	37
5.1. Resultados que genera ARxCODE utilizando la librería sgp4 de python para la propagación.	41
5.2. Resultados del Systems Tool Kit (STK) propagando el mismo TLE que ARxCODE. .	41
5.3. Matriz de Covarianza de la Bibliografía (Osweiler, 2006) - Satélite ICESAT en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03	42
5.4. Matriz de Covarianza que produce ARxCODE - Satélite ICESAT en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03	42
5.5. Diferencias de los valores calculados por ARxCODE respecto a los valores publicados en el trabajo de Osweiler (?)	42

Lista de acrónimos

CDM	Conjunction Data Message
TLE	Two-Line elements
NORAD	North American Aerospace Defense Command
PoC	Probabilidad de Colisión
ESA	European Space Agency
NASA	National Aeronautics and Space Administration
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
LEO	Low Earth Orbit
ONU	Organización de las Naciones Unidas
TOD	True of Date
TEME	True Equator Mean Equinox

Introducción

1.1. Los Desechos Espaciales

El comienzo de la era satelital en el año 1957 con el 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.

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 ocupación 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 cobraron interés estratégico, y la superpoblación en dichas zonas no tardó en mostrar complicaciones.

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 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)

Existen distintos abordajes respecto a la problemática de los desechos espaciales. La National Aeronautics and Space Administration (NASA) propone una clasificación general según sean estudios de: modelado, rastreo, protección, mitigación, remediación 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.
- **Remediación:** Diseño de misiones que se encarguen 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.

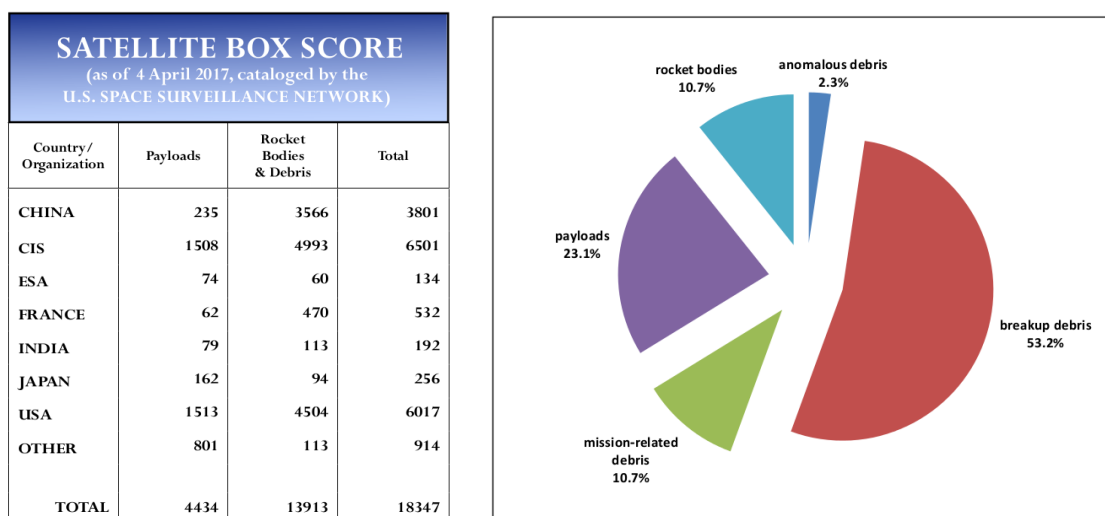
Los modelos de ingeniería se enfocan en distintas pruebas de laboratorio o de misiones específicas en órbita, que testean la respuesta de los materiales cuando se exponen a impactos con fragmentos de distinto tipo, particularmente en aquellos de tamaños muy chicos pero que colisionan a velocidades del 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*, y particularmente para las misiones y los desechos que se ubican en las órbitas bajas Low Earth Orbit (LEO).

El entorno de los Desechos Espaciales

Según los informes de la Agencia Espacial Europea (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.

De acuerdo a una publicación de la NASA (2017a), hasta el 04 de Abril de 2017, se contabilizan 18347 objetos catalogados que orbitan la Tierra, Fig. 1.1(c). Clasificados según sean: cargas útiles, cohetes, desechos de misión, desechos anómalos o desechos de fragmentación.



(c) Objetos en Órbita al 4 de Abril de 2017. (d) Porcentaje de Objetos en Órbita según su clasificación.

Figura 1.1: Objetos que Orbitan la Tierra. Extraído de NASA (2017b)

Otra clasificación podría ser por la altura, ya que la distribución 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. Ver figura 1.2

Si se mira hacia el futuro, las predicciones no parecen muy 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. Donde 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. 1.3.

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 permi-

1.1 LOS DESECHOS ESPACIALES

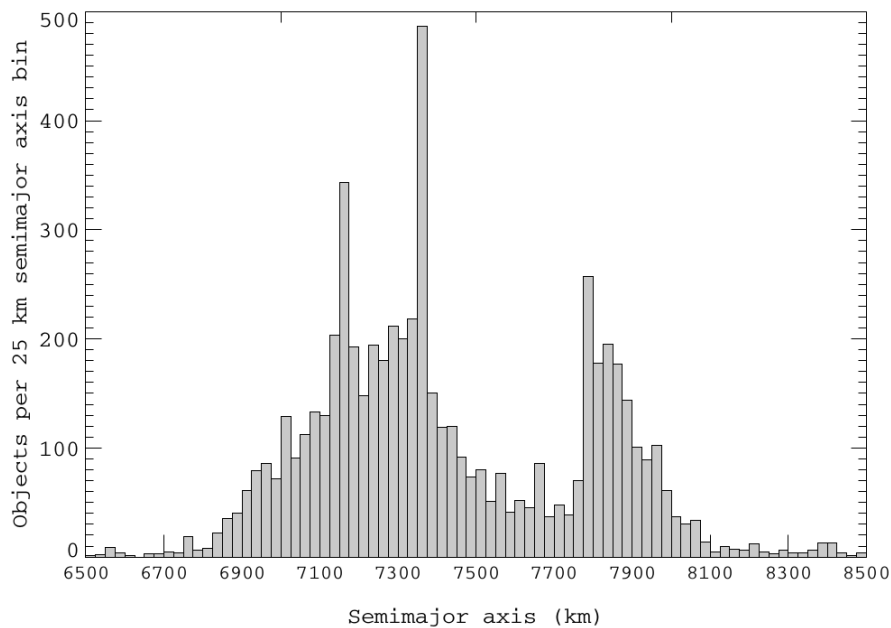


Figura 1.2: Distribución de objetos en función del semieje mayor. Adaptado de (Klinkrad, 2006b)

tido 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.

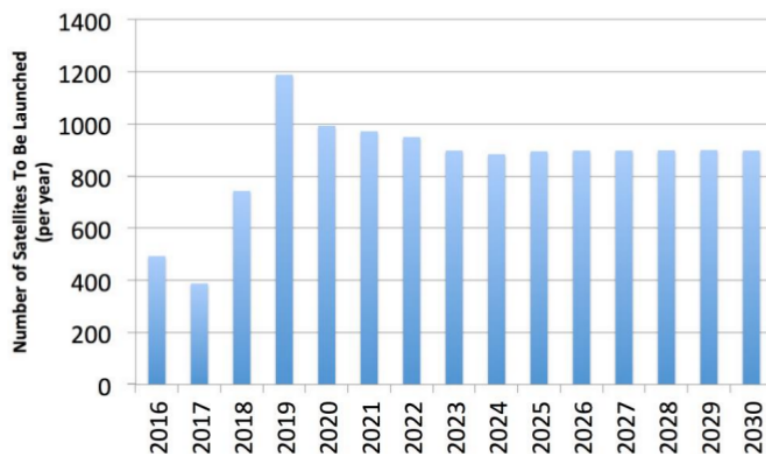


Figura 1.3: Proyección de Satélites 2016-2030. Extraído de (Karacalioglu and Stupl, 2016)

Estos satélites aumentan la población de objetos en órbita durante su vida útil pero, por sobre todo, dependiendo de sus características, pueden permanecer en órbita inactivos por más de 20 años si no se toman medidas de reingreso una vez finalizada su misión.

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 *rocket bodies* Fig. 1.4.

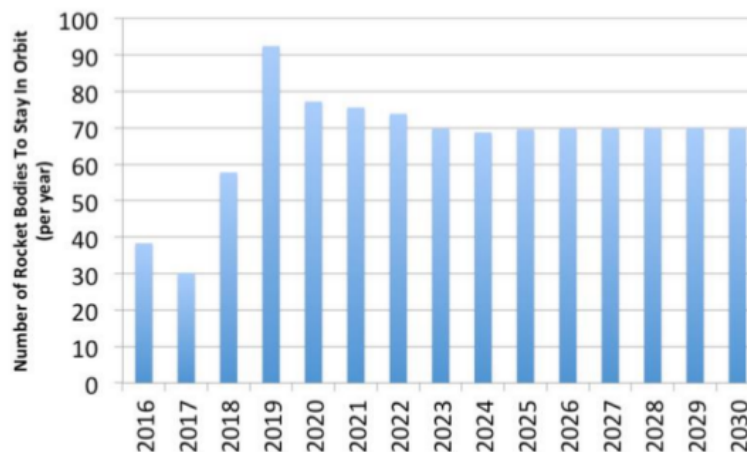


Figura 1.4: Fragmentos de Cohetes que permanecerán en órbita en el periodo 2016-2030. Extraído de Karacalioglu and Stupl (2016)

1.2. El Riesgo de Colisión

La primera colisión catastrófica que se registra, sucedió en el año 2009, entre el satélite ruso KOS-MOS 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 panorama, 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.

De los distintos modelos de evolución y de las descripciones del ambiente espacial a través de los años, se distingue claramente como aumenta el número de desechos cuando ocurren colisiones significativas. Así puede apreciarse en la Fig. 1.5, donde la línea magenta que señala los desechos 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.

A su vez, se prevee que a partir del incremento de objetos, en particular en las órbitas bajas, aumenten las colisiones, convirtiéndose las mismas, en las principales fuentes de generación de desechos.

La Fig. 1.6 muestra 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, el remanente de combustibles, un enfoque más profundo en el tratamiento de las baterías y la protección de los materiales frente a impactos, han reducido el número de desechos producto de explosiones intencionales, explosiones generadas por los combustibles, las fallas de las baterías y las causas desconocidas. Mientras que los desechos generados por colisiones han aumentado.

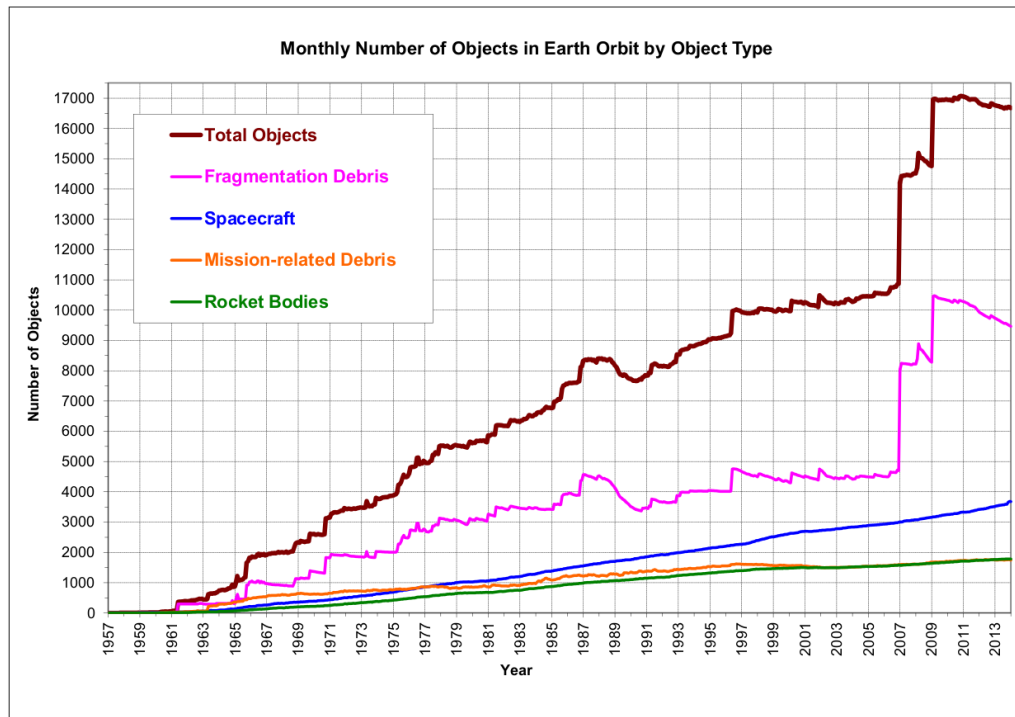


Figura 1.5: Cantidad de Objetos catalogados al 2014 - Se distingue el incremento abrupto producto de las fragmentaciones del Fengyun Chino en 2007 y de la colisión entre el IRIDIUM y el Kosmos en 2009. Extraído de (NASA, 2014)

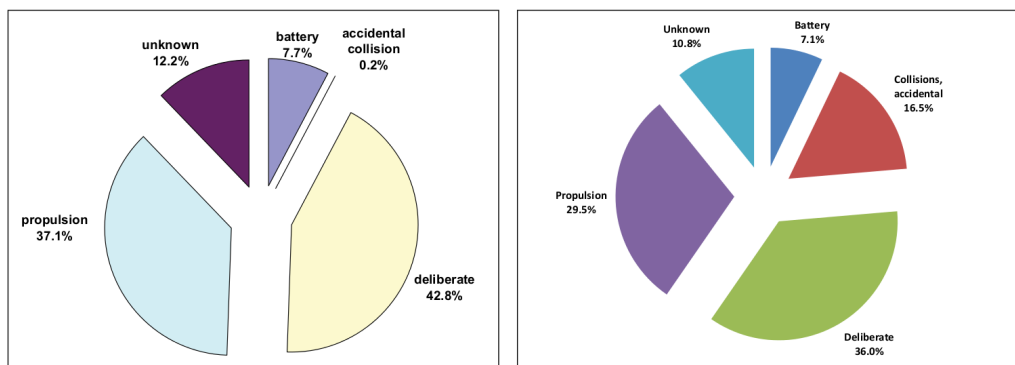


Figura 1.6: Evolución de las causas de la generación de Desechos entre 2007 y 2016. Extraído de (NASA, 2017a)

Conclusiones similares se desprenden del estudio de (Karacalioglu 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. 1.7

Ya en 1978 estudios predictivos 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 produ-

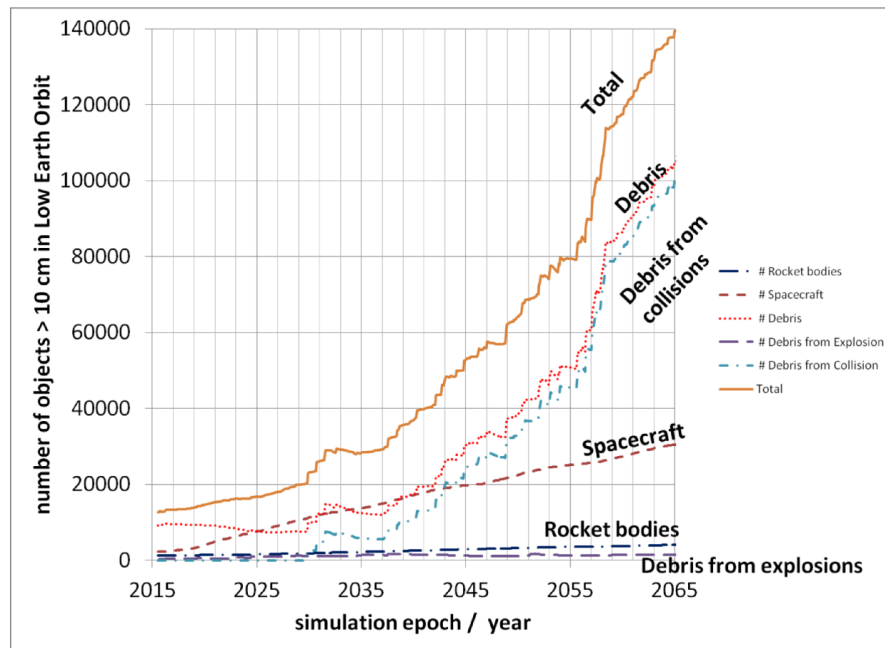


Figura 1.7: Número de Desechos en las órbitas LEO desde 2015 al 2065. Extraído de (Karacalioglu and Stupl, 2016)

cen los impactos, dependiendo del tamaño del desecho. Ver tabla 1.1

1.2.1. El estudio del riesgo de colisión

Un análisis completo del Riesgo de Colisión abarca, (Fig. 1.8):

- Identificar las situaciones de encuentro.
- Analizar la situación del encuentro.
- Ejecutar maniobras de mitigación del riesgo si fuera necesario.
- Iterar el proceso con minuciosidad 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 (Ver 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 formato más simplificado, el interés se enfoca en una misión en particular y se desarrollan filtros, para procesar encuentros analizando una menor cantidad de objetos.

Análisis de la situación del encuentro:

El mismo consiste en estudiar el encuentro con mayor profundidad y detalle, sumando información

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, coolant loops 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, baffles, sun-shields 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.

Tabla 1.1: Daño según el tamaño del desecho. Extraído de IADC 08/03, Versión 2.1, Abril 2013

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 (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.

1.2.2. Rastreo y catálogos

En los catálogos actuales se registran objetos mayores a los 10 cm en las regiones LEO monitoreadas con radares, y mayores a 1 m en las órbitas GEO observadas con telescopios ópticos.

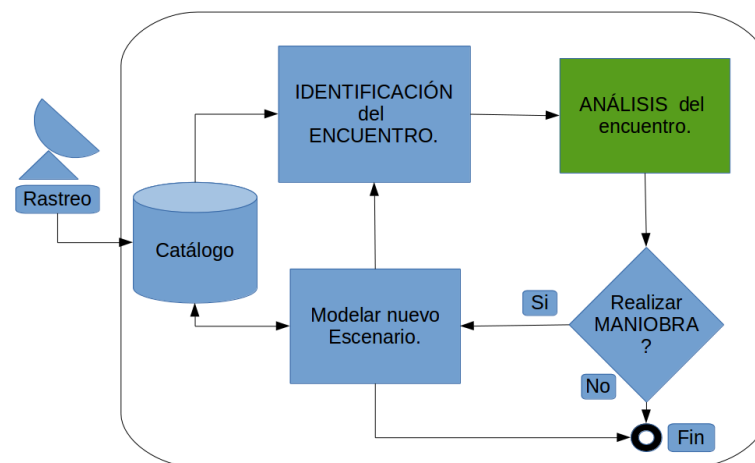


Figura 1.8: Esquema de alto nivel de los procesos en un estudio completo de riesgos de colisión. (Se indica en color verde, la etapa que se desarrolla en este trabajo.)

La entidad militar US Strategic Command (USSTRATCOM) de 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), Fig.1.9 que posee más de 20 sensores civiles y militares a lo largo de todo el mundo.

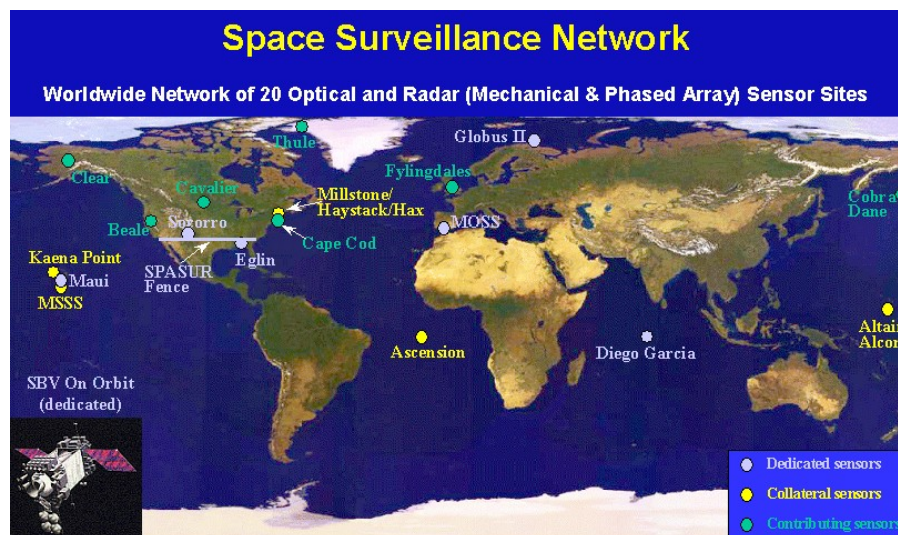


Figura 1.9: US. Strategic Command Space Surveillance Network. Extraído de https://en.wikipedia.org/wiki/United_States_Space_Surveillance_Network

Rusia es la única nación, aparte de 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 KIAM1 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 m de diámetro, repartidos en 20 observatorios de 8 países en todo el mundo.

Por su parte, la ESA inició programas de monitoreo hace ya varios años. En la actualidad predominan las investigaciones realizadas por las agencias espaciales: ASI (Italia), BSNC (UK), CNES (Francia), y DLR (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 m 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 km.

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 set 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).

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.
- 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.

1.4. Antecedentes

En este contexto, ya existen claros antecedentes que abordan la problemática con sus respectivos soportes informáticos. (ver tabla 1.2)

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)

Tabla 1.2: Sistemas de Alertas de distintas Naciones y Agencias

1.5. La Unidad de Desechos Espaciales de la CONAE

De acuerdo con el Plan Nacional Espacial: **Argentina en el Espacio 2004-2015** [5], las misiones de la CONAE, fundamentalmente pensadas para observación de la Tierra, ocupan órbitas bajas de diseño estratégico. 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 Unidad de Desechos Espaciales de la Secretaria General de 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 Argentina ha adherido, como por ejemplo el *Convenio sobre la Responsabilidad Internacional por daños causados por objetos espaciales*, suscripto 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, como miembro parte de la ONU, responde ante el COPUOS en materia de buenas prácticas para la mitigación de la generación de desechos espaciales.

Como ya mencionamos 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 EE.UU y Rusia. De manera que Argentina planifica y ejecuta sus maniobras de riesgo (RMM) a partir de información que le proveen servicios externos.

1.6. Planteo del Problema

El desfavorable panorama futuro en materia de colisiones en órbita, conlleva 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.

Es una de las situaciones que se aborda con mucha delicadeza dentro del área espacial y dado el nivel de riesgo que implica, la CONAE contrata un servicio de asesoramiento y control para la planificación de las operaciones vinculadas al alerta por colisión.

Ofrecer un servicio que reemplace al que se utiliza actualmente en CONAE, es impensado y escapa por mucho a los alcances de este trabajo. No obstante, hemos desarrollado una herramienta que permite una clara caracterización de la situación y un mayor conocimiento para enriquecer el diálogo e intercambio de información con los organismos y agencias que proveen el servicio y asesoramiento. Así mismo, se piensa como un planteo preliminar, con versatilidad para ser testeado, perfeccionado y ampliado a largo plazo.

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 montado sobre la estructura actual con la que cuenta el departamento de Dinámica Orbital, y que pueda ser evaluado por operadores del sector con amplios conocimientos del área.

1.7 OBJETIVOS

El mismo oficiará de soporte al operador de dinámica orbital, quien se encargará de procesar la información con las facilidades que ARxCODE provee y generar los reportes necesarios que faciliten el intercambio de información y la toma de decisiones Fig. 1.10

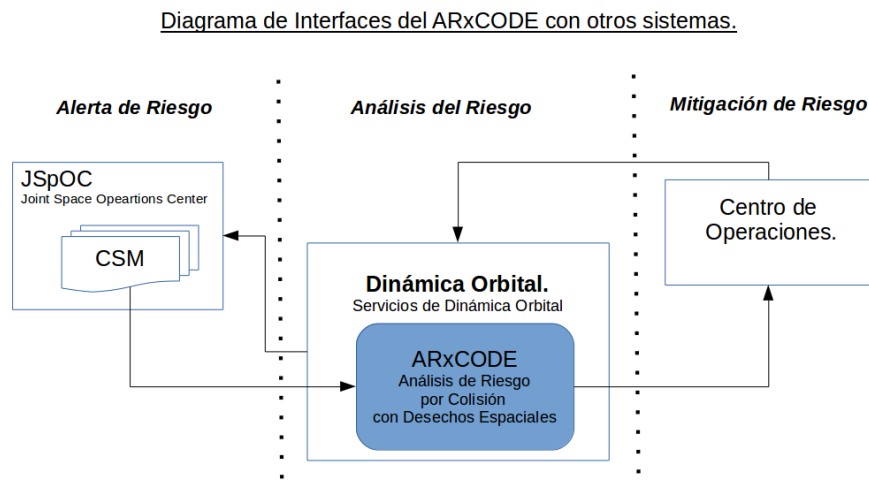


Figura 1.10: Esquema de Interfaces entre ARxCODE el organismo externo que envía el mensaje de alerta JSpOC, el Departamento de Dinámica Orbital y el Centro de Control.

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 mejore el cálculo de los parámetros de caracterización del riesgo y facilite al analista la toma de decisiones y/o 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 Probabilidad de Colisión (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.

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, y más aún cuando se trata de desechos.

La técnica de detección de encuentros, consiste en realizar propagaciones de las posiciones de todo el catálogo una semana hacia el futuro, definir un volumen seguro rodeando al satélite de interés, y si algún objeto externo se introduce dentro del volumen de riesgo, es decir, se acerca a una distancia mínima por debajo del umbral determinado, se considera 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.

Una vez identificado un encuentro, 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.

La posición de la misión operativa y los errores asociados a la misma, la provee el departamento de dinámica orbital (Sec. 2.3). 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

¹<http://www.space-track.org>

Two-Line elements (TLE) (Sec. 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.

En este capítulo, en primer lugar presentamos la forma en que se comunican los acercamientos de riesgo (Sec. 2.2), por ejemplo mediante Conjunction Data Message (CDM). Luego describimos las distintas determinaciones en las posiciones y los formatos en que se presentan. En el caso del formato TLE, dedicamos un ítem para presentar el modelo de propagación SGP4 (Sec. 2.3.1)

Para el estudio de la estimación de errores, detallamos el método de Osweiler (Osweiler, 2006) que permite la construcción de las matrices de covarianza a partir de un conjunto de TLEs, cuando no se cuenta con datos más precisos.

Una vez calculada la matriz de covarianza para ambos objetos involucrados en el encuentro, será necesario propagarla al instante predicho para el encuentro. Para ello proponemos la implementación de una tabla con valores estadísticos inferidos del análisis de datos de la misión.

Finalmente detallamos el algoritmo para el cálculo de la PoC.

2.2. Comunicaciones de riesgo de colisión

Desde el momento en que la superpoblación del espacio empezó a analizarse desde un punto de vista de riesgo, las agencias u organismos capaces de rastrear el ambiente espacial, fueron las primeras en implementar sistemas de comunicación para advertir sobre posibles colisiones. Las comunicaciones, que en sus orígenes eran mails particulares, fueron migrando a un mensaje formal y estandarizado y finalmente en Junio del 2013, el Consejo Consultivo para los Sistemas de Datos Espaciales, Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS), publicó el mensaje estándar recomendado que se utiliza en la actualidad, el: CDM (Consultative Committee for Space Data Systems, 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 sus formas de realizar la comunicación de los mismos, que, deberán ser detalladas en el documento de interfaces (ICD).

(se puede ampliar en contexto historico, mencionando a NASA y al CSM)

2.2.1. El CDM

Es un mensaje estandarizado para el intercambio de información entre los organismos capaces de detectar acercamientos y los dueños y 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 de CDMs

- 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 con tiempo suficiente para la toma de decisiones.

Es un mensaje codificado en formato ASCII, que puede distribuirse mediante un texto plano (KVN), o por medio de un XML.

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.

El CDM contiene la mínima distancia, la probabilidad de colisión, el tiempo del máximo acercamiento (TCA) y las posiciones y velocidades relativas en el momento de mínima distancia; entre otros datos, ver ([Apéndice](#))

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. Los mismos en alguno de los sistemas de referencia más utilizados: [ver apéndice F](#)
- 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

[INTRO del concepto de clave valor número.](#)

- 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.

Estructura General del formato XML

INTRO DE XML. eXtensible Markup Language (XML).
considerar: time code formats ccstds 301.0-b-41
xml ccstds 505.0-b-1

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

2.2.1.1. 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>
<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>

```

2.3. La posición de los objetos involucrados

Una vez que se recibe un mensaje, o que algún sistema de alerta ha detectado un acercamiento no deseado, se busca aprovechar toda la información orbital que se tienen hasta ese momento, para poder hacer estimaciones lo más precisas posibles de las posiciones futuras, es decir, para que las propagaciones orbitales al momento de máximo acercamiento sean confiables y faciliten la toma de decisiones.

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

La posición de la misión operativa

cuanto detallar ? Con una misión operativa se mantiene el contacto y se la puede comandar. Los sistemas de navegación abordado permiten un registro permanente de las posiciones y velocidades del satélite. La información de esas trayectorias, permite mejorar las determinaciones orbitales que se calculan en tierra, y generar productos con procesamientos a posteriori, de mucha precisión y mejoras

en los modelos de propagación.

Para este trabajo hemos tenido 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 TOD. Según se nos informó, los mismos presentan errores del orden de los 20 m. (**comunicacion por mail**).

Esos productos son los que utilizamos en el análisis estadístico para la generación de la tabla que implementamos para la propagación de errores de las matrices de covarianza.

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 implica errores no despreciables, y sobre todo desconocidos. Es por eso que debe implementarse algún método que permita inferir errores.

Entre las particularidades que la combinación de la utilización de TLEs y el modelo sgp4 presentan, hay que tener en cuenta que los datos propagados resultan en un sistema de referencia que es propio de este tratamiento, el sistema de ecuador verdadero y equinoccio medio, True Equator Mean Equinox (TEME). Esto implica que deben hacerse transformaciones para poder comparar estas propagaciones con efemérides calculadas por otros medios. (Ver. **Teme2TOD**)

En las secciones siguientes se explicita el formato de los TLEs y se describe el modelo sgp4 que permite la propagación de los mismos.

Los 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 indican 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. 2.3.1).

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.

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

2.3.1. SGP4

De acuerdo a una reseña histórica presentada por Hoots (Hoots and Roehrich, 1998), los orígenes del SGP4 se remontan al año 1960 en EE.UU, cuando se desarrolló el modelo General Simplificado de Perturbaciones SGP (*Simplified General Perturbations*). Basado en los modelos analíticos de predicción orbital de Brower and Kozai (citar??) para su implementación, fue adaptado y modificado para evitar singularidades en órbitas particulares y para reducir el tiempo de cómputo. Así mismo se incluyó el efecto del frenado atmosférico.

En 1964 se convirtió en el modelo de predicción orbital principal del sistema de detección y rastreo de los Estados Unidos. Sin embargo, en 1969 la cantidad de objetos catalogados impedían a las computadoras de la época procesar todos los términos del modelo, por lo que fue necesario desarrollar una

nueva versión más simplificada, que resultó en el SGP4 que se puso en operatividad en el año 1970.

Esta última simplificación (Lane and Hoots, 1979 ([citar??](#))) consistió en :

- Retener sólo los principales términos que modelan el efecto secular que produce el frenado atmosférico.
- Restringir el modelo gravitacional de Brower sólo a los términos de período largo o corto, que no contengan a la excentricidad como factor.

La primera versión liberada del código fuente del SGP4 se publicó en el Spacetrack Report Number 3 (Hoots and Roehrich, 1980b).

En 2004 Hoots et al. publicó un documento completo con todas las ecuaciones (incluidas las correspondientes al modelo para espacio profundo); incorporando resonancias, las fuerzas que ejercen otros cuerpos, el drag atmosférico y otras perturbaciones en las técnicas matemáticas.

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

Sistemas de Referencia

TEME

Es un sistema inercial con origen en el centro de la Tierra. Sus siglas hacen referencia a un ecuador verdadero y un equinoccio medio, aunque el equinoccio medio no está definido en la forma convencional. Es el sistema que se utiliza NORAD para la generación y propagación de los TLEs.

TOD

Es un sistema quasi inercial definido con origen en el centro de la Tierra, con un ecuador y equinoccio verdadero de la fecha, es decir, que contempla correcciones por efectos de la nutación.

2.3.1.1. RSW y VNC

RSW and NTW coordinate systems [2] are the two common types of the satellite-based orbit coordinate system.

The origin of RSW coordinate system is located at the centroid of the space object. The R axis (radial) always points from the Earth's center along the radius vector toward the satellite as it moves through the orbit; the S axis (along-track or transverse) points in the direction of (but not necessarily parallel to) the velocity vector and is perpendicular to the radius vector; the W axis (cross-track) is normal to the orbital plane. Refer to Fig. 2.1 for details. Sometimes, the coordinate system is also marked as RTN (radial, transverse, and normal) coordinate system or UVW coordinate system [3]. RSW coordinate system is decided by its position and velocity vectors, which vary with time. Its Axis S

does not always coincide with the velocity direction. This kind of coordinate system is mainly used to describe orbital errors, relative position, and satellite orbital transfer of circular orbit. In an ECI coordinate system, the unit vectors of the three axes of RSW

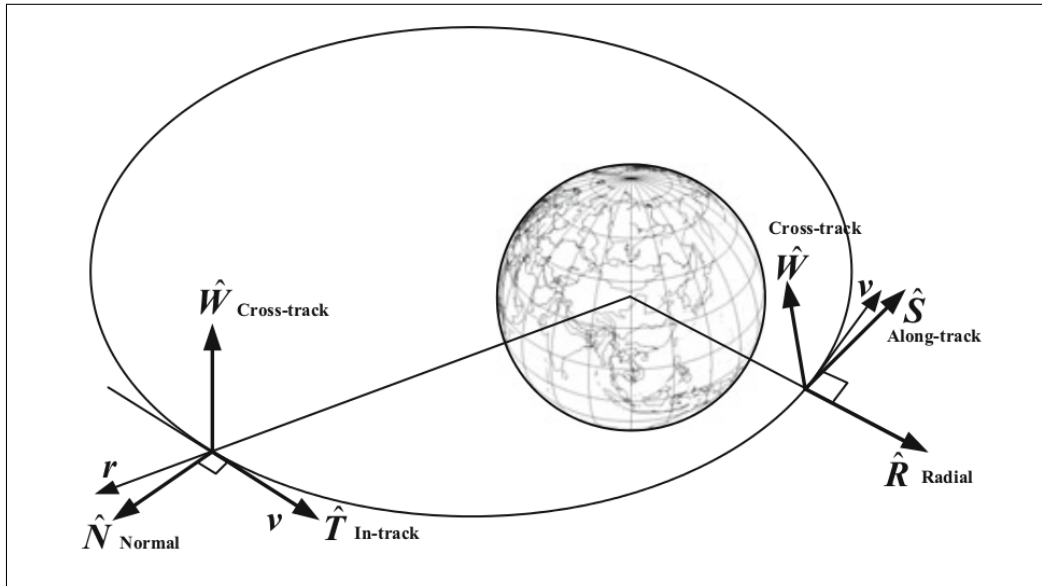


Figura 2.1: Sistemas de Referencia centrados en el Satélite

* alfa & delta para el track en Tierra.

2.4. El tratamiento de los Errores en la posición

Como ya hemos resaltado, la determinación de las posiciones orbitales, siempre acarrea un error; ya sea de medición en los casos de rastreo, de simplificación de los modelos en los casos analíticos o de aproximaciones en los casos numéricos.

Conocer los errores requiere un tratamiento particular más y es fundamental en la evaluación del riesgo de colisión.

En este trabajo organizamos el tratamiento de errores en dos grandes secciones, en primer lugar, hay que tener en cuenta que en nuestro planteo siempre estará implicado un desecho, por lo que será necesario conocer los errores que resultan de estos productos, ya que los mismos no son publicados. A tal fin, implementamos el método de construcción de matrices de covarianzas que propone Oswiler (Oswiler, 2006). Este método permite construir una matriz de covarianzas para la posición de un TLE, utilizando el set de TLEs de los últimos 15 días anteriores al TLE en cuestión. Es decir, es un método que permite una estimación de error sobre una posición que ya ha sido determinada, por rastreo para alguna época del pasado.

En segundo lugar, para el análisis de la situación del encuentro, será necesario contar con una técnica que ofrezca los errores de las posiciones que se propagan hacia el futuro, es decir, hacia el momento del máximo acercamiento, TCA. En este punto radica el aporte de nuestro trabajo, ya que proponemos una forma para calcular la propagación de errores, a partir de estudios estadísticos del comportamien-

to de errores de los TLE (Sec. 2.4.2).

2.4.1. Método de Osweiler

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

A partir de esa premisa, 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 Varianza Covarianza correspondiente al TLE Primario.

- N la cantidad de TLEs del set.
- \tilde{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.

$$m = \sum_{i=1}^{N-1} x_i \frac{(\delta X_{epoca})_i}{N-1} \quad (2.1)$$

$$P = \sum_{i=1}^{N-1} x_i \frac{(\delta X_{epoca} - m)_i (\delta X_{epoca} - m)_i^T}{N-1} \quad (2.2)$$

2.4.2. Propagación de errores

Una vez que ya se conoce la matriz de covarianza del desecho para el momento de la recepción del alerta, 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 estadística sobre datos históricos de misión, comparados con los valores que arrojan las propagaciones con TLEs. Se evalúa la tendencia y se calculan valores medios para los errores en la propagación, en función de la cantidad de días que se propaguen.

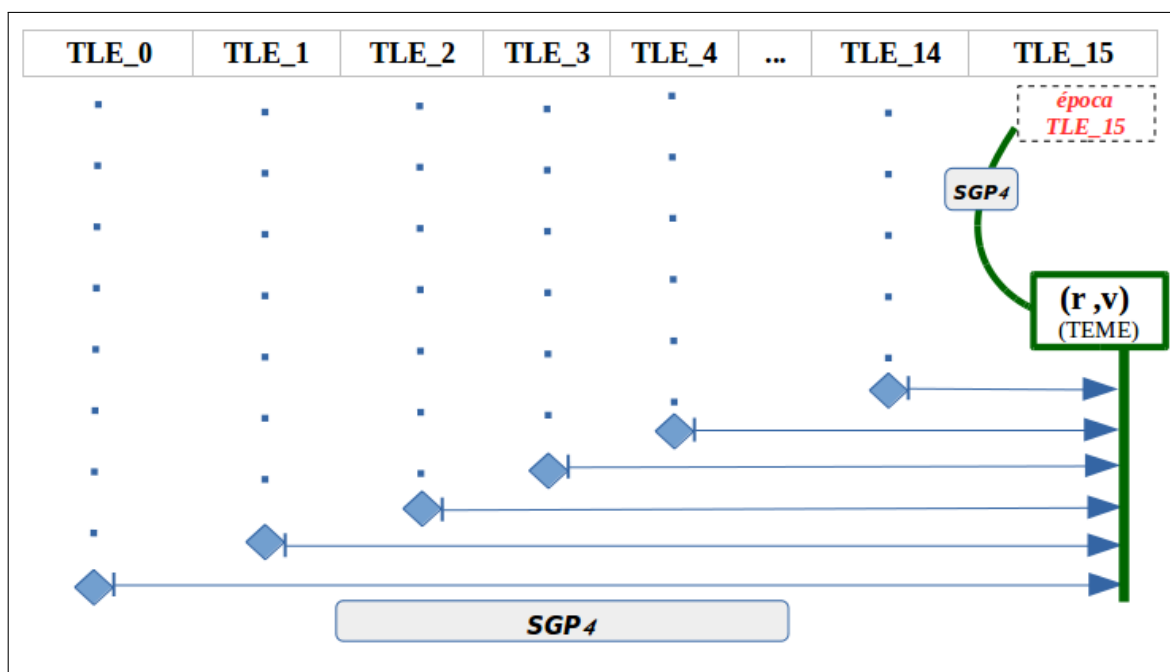


Figura 2.2: Esquema del método de Osweiler para la generación de la matriz de covarianza a partir de un set de TLEs

El procedimiento es el siguiente (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 TLEs de la misión para el intervalo.
- Se toma el TLE del primer día y se lo propaga cada un segundo, para los próximos 7 días.
- Se comparan las efemérides de dinámica orbital con los valores que resultan de los TLEs propagados.
- Se calculan las varianzas en las coordenadas R, T y C, 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 de horas hasta 6 días.
- Se plasman los resultados en una tabla que luego será usada por ARxCODE.

A partir de las diferencias calculadas para cada segundo de cada día, se calculan valores medios y varianzas, por día. (*considera las del día anterior?? es acumulativo??*).

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 EL TRATAMIENTO DE LOS ERRORES EN LA POSICIÓN

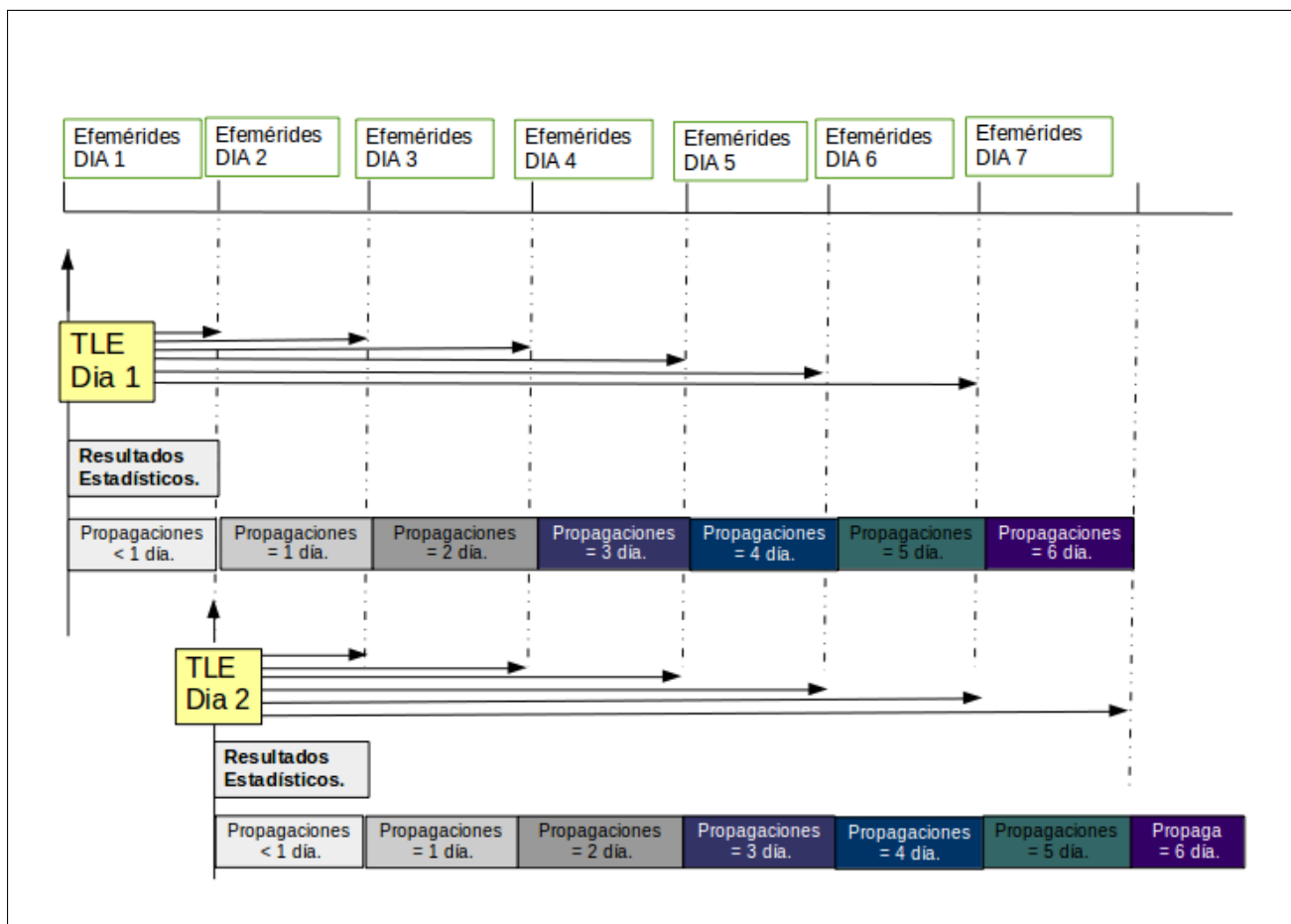


Figura 2.3: Esquema del método propuesto para la estimación de la propagación de errores al utilizar TLEs y el propagador `sgp4`. Los recuadros verdes contienen las efemérides que calcula dinámica orbital. Cada uno de los TLEs se propagan para cada segundo, durante 7 días hacia adelante, y se comparan los valores de cada instante propagado con las efemérides de dinámica orbital. Aquí sólo se muestran 2, pero el proceso se repite para los 6 meses del intervalo.

Propagación < 1 día.				Propagación = 1 día.				Propagación = 2 días.			
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 2.1: Resultados finales de los valores medios de las varianzas calculadas

	$\sigma_r[km]$	$\sigma_t[km]$	$\sigma_n[km]$
<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

2.5. La Probabilidad de Colisión

Como ya hemos mencionado, el análisis de una situación de riesgo puede realizarse tomando como parámetro:

(Introducir un párrafo para la idea general)

- La mínima distancia.
- La probabilidad de Colisión (PoC).
- La máxima PoC.

Estos parámetros se calculan a partir de:

- Órbitas Predichas.
- Covarianzas.

Luego se juzgan márgenes para las acciones a seguir según criterios propios del centro de control, que tiene en cuenta distintas consideraciones propias de la misión.

Distintos autores han desarrollado varios métodos para el cálculo de la PoC (Patera, Klinkrad, Akella & Alfriend ... **citar bien, y detallar un poco los rasgos generales de cada uno**). Todos ellos comparten las siguientes consideraciones:

- El error en la posición puede representarse por una función de distribución Gaussiana 3D, cuya función de densidad de probabilidad se detalla en la eq...**bla**
- Tanto el objeto primario, como el desecho se mueven en movimiento rectilíneo con velocidad constante durante el encuentro.
- Los errores en las velocidades se desprecian.
- Los errores en las posiciones del objeto primario y del desecho no están correlacionados.
- Los errores en las posiciones son constantes durante el encuentro, al igual que la matrices de covarianzas correspondientes al TCA.

Método de Akella

En este trabajo para el cálculo de la PoC se utilizará el método de Alfrend & Akella (?) ya que es conceptualmente simple y aunque tiene un alto costo computacional, es realizable por las máquinas actuales en tiempos menores a un segundo.

El mismo requiere como entradas:

- Conocer el instante de máximo acercamiento: TCA (Time of Closest Approach).
- La posición relativa del desecho respecto al objeto primario en el TCA.
- La velocidad relativa del desecho respecto al objeto primario en el TCA.
- Las matrices de error de ambos objetos.

En los momentos próximos al encuentro, la posición relativa de riesgo Δr puede expresarse en función de un intervalo de tiempo respecto del TCA, es decir, $\Delta t_{tca} = t - t_{tca}$.

$$\Delta r(t) = \Delta r_{tca} + \Delta v_{tca}(t - t_{tca}) \quad (2.3)$$

Las matrices de covarianza de los errores que son calculadas para un momento dado t previo al TCA, deben ser propagadas. (**ver metodología**) Dado que consideramos que los errores en las posiciones de ambos objetos no están correlacionadas, ambas contribuciones pueden combinarse en una única matriz, a partir de la suma de ambas.

$$C = C_p + C_d \quad (2.4)$$

De C sólo consideraremos la submatriz superior de la izquierda de dimensiones (3x3), que corresponde a los errores en las posiciones, con un 1σ .

Dado que además asumimos que los errores en la posición son de distribución normal en 3D, la función densidad de probabilidad $p(\Delta r)$ en momentos próximos al máximo acercamiento queda definida por la expresión **eq ..bla**:

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

Sean R_t y R_r los radios de las esferas que encierran a nuestra misión principal y al desecho de riesgo, respectivamente. Se considera una situación de *encuentro* o *riesgo de colisión*, al hecho de que estas esferas se intersecten, o lo que es lo mismo, si ocurre un acercamiento dentro de una esfera de *radio de colisión* R_c , sección A_c , volumen V_c .

$$R_c = R_t + R_r \quad A_c = \pi R_c^2 \quad V_c = \frac{4}{3} \pi R_c^3 \quad (2.6)$$

La probabilidad de colisión P_c se calcula a partir de la integral de volumen de la función densidad

de probabilidad (eq) sobre la región esférica V_c , centrada en el desecho de riesgo.

$$PoC = \frac{1}{\sqrt{((2\pi)^3 \det(C))}} \int_{V_c} \exp\left[-\frac{1}{2} \Delta r^T C^{-1} \Delta r\right] dV \quad (2.7)$$

Puede demostrarse que esta integral de volumen puede reducirse a una integral de superficie mapeando el elipsoide de los errores en la posición, en contornos elípticos de probabilidad constante sobre el B-plane (**citar a Foster**).

El B-plane es perpendicular al vector velocidad relativa Δv_{tca} en el momento de máximo acercamiento. A su vez, el vector Δr_{tca} yace en el B-plane, como deja ver la ecuación de **zero-transit of the range-rate between the two objects**:

$$\frac{\Delta v_{tca} \Delta r_{tca}}{\Delta r_{tca}} = \dot{r}_{tca} = 0,0 \quad \rightarrow \quad t_{tca} \quad (2.8)$$

Definamos los vectores directores unitarios del plano como X_B e Y_B , de acuerdo a las expresiones:

$$X_B = \frac{\Delta r_{tca}}{|\Delta r_{tca}|} \quad Y_B = \frac{(\Delta r_{tca}) \times (\Delta v_{tca})}{|(\Delta r_{tca}) \times (\Delta v_{tca})|} \quad (2.9)$$

A partir de estos vectores unitarios, se construye la matriz de transformación R_{X_B, Y_B} que mapea las matrices de covarianza en tres dimensiones $C = C_{x,y,z}$ a matrices de dos dimensiones en el B-plane C_B .

$$C_B = C_{X_B, Y_B} = R_{X_B, Y_B} C R_{X_B, Y_B}^T \quad (2.10)$$

$$R_{X_B, Y_B} = \begin{pmatrix} X_{B,X} & X_{B,Y} & X_{B,Z} \\ Y_{B,X} & Y_{B,Y} & Y_{B,Z} \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

Los ejes principales de los contornos elípticos de probabilidad constante, quedan determinados a partir de los autovalores $\lambda_{i,B} (i = 1, 2)$ y los autovectores $\bar{e}_{i,B}$ que resuelven la ecuación:

$$(C_B - \lambda_{i,B} I) \bar{e}_{i,B} = \bar{0} \quad (2.12)$$

Donde I es la matriz identidad 2×2 .

Ahora, sea la elipse que representa los errores de posición de 1σ en el B-plane:

- El **semieje mayor** queda definido por: $a_{1\sigma,B} = \sqrt{\max(\lambda_{1,B}, \lambda_{2,B})}$
- El **semieje menor** queda definido por: $b_{1\sigma,B} = \sqrt{\min(\lambda_{1,B}, \lambda_{2,B})}$
- La **dirección del semieje mayor** será $\bar{e}_{a,B}$, con vector unitario: $\bar{x}_B = \frac{\bar{e}_{a,B}}{|\bar{e}_{a,B}|}$
- La **orientación de $\bar{e}_{a,B}$** respecto a la dirección de la conjunción X_B la indica el ángulo Φ_B (ver 2.5)

$$\Phi_B = \arccos(\bar{x}_B, X_B) \quad (2.13)$$

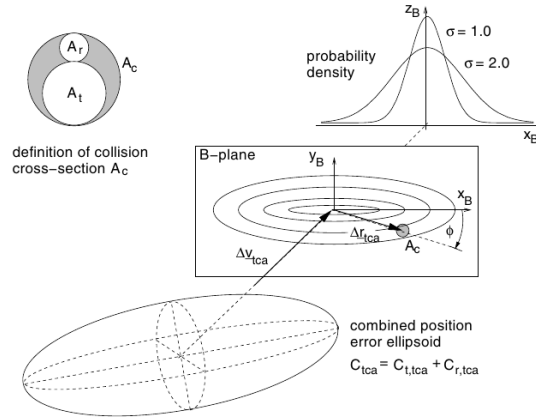


Figura 2.5: B-plane (Adaptado de)

Bien, consideremos ahora una posición relativa de acercamiento Δr_B ya proyectada en el B-plane. La integral de volumen de la probabilidad de colisión de la Eq. 2.7 se reduce a una integral de superficie sobre la sección circular de colisión R_c , proyectada en el B-plane y centrada a la distancia relativa predicha en el instante de máximo acercamiento, Δr_{tca}

$$P_c = \frac{1}{2\pi\sqrt{\det(C_B)}} \int_{-R_c}^{+R_c} \int_{-\sqrt{R_c^2-x_B^2}}^{+\sqrt{R_c^2-x_B^2}} \exp[-A_B] dy_B dx_B \quad (2.14)$$

$$A_B = \frac{1}{2} \Delta r_B^T C_B^{-1} \Delta r_B \quad (2.15)$$

Resumen

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

A tal fin Fig. 2.6:

- Se identifican los objetos involucrados, y se extra su identificador en NORAD y el TCA.
- Se solicitan los TLEs 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 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 generadas, según la cantidad de días que se necesite propagar.

- Se reúne toda la información y se calcula la probabilidad de colisión.

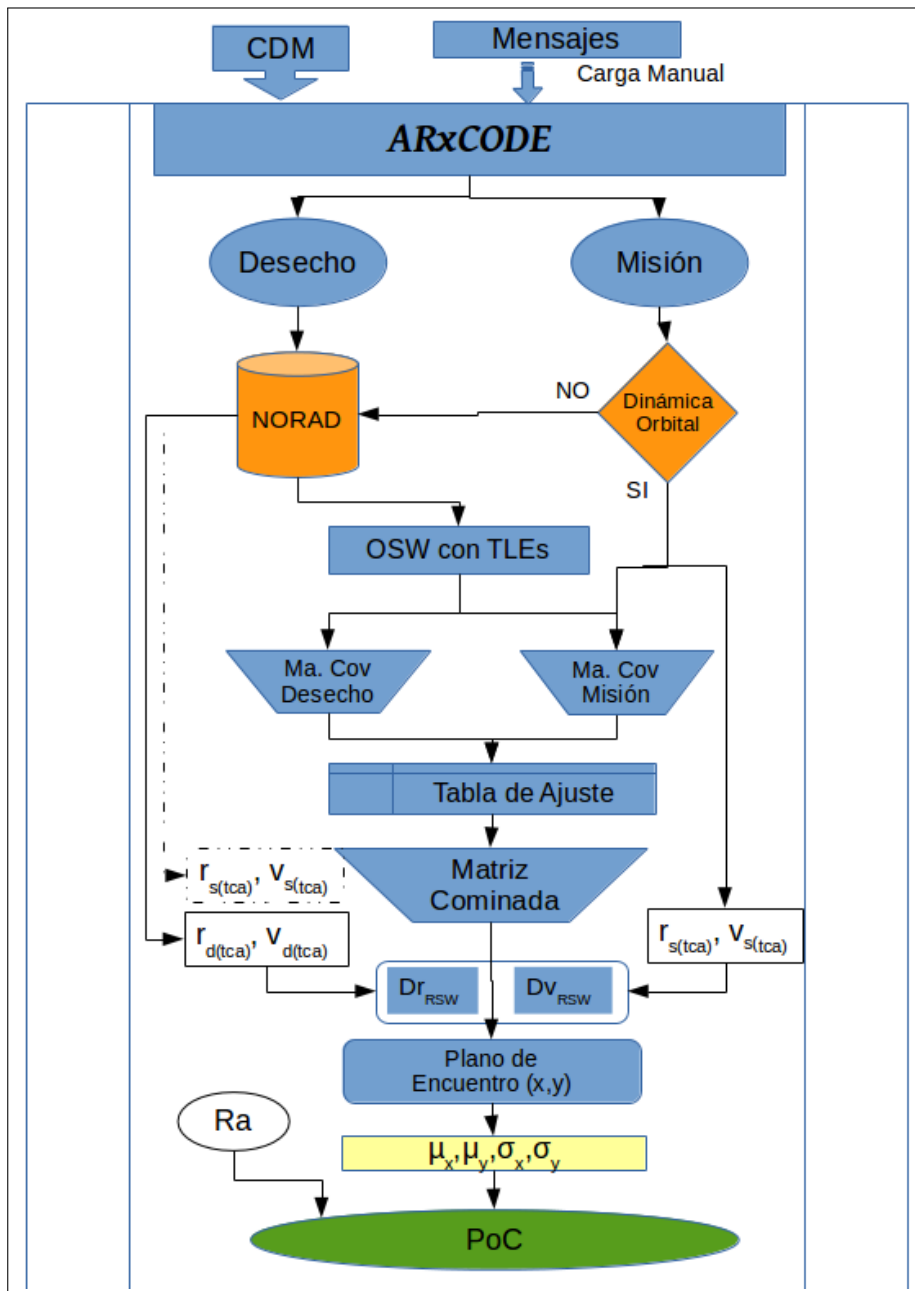


Figura 2.6: Esquema del Procedimiento General del cálculo de PoC

Capítulo 3

Metodología de Desarrollo

ARxCODE

4.1. Especificaciones

El ARxCODE es una aplicación para el procesamiento y análisis de encuentros con riesgo de colisión.

Funcionalidades:

- Procesar la información de los mensajes CDM.
- Permitir la carga manual de la situación de encuentro.
- Extraer de la web (via spacetrack) los TLE de los objetos involucrados.
- .
- Propagar y ajustar la posición del desecho al instante del acercamiento, con su error asociado
- Calcular la PoC.
- Generar reportes, notificaciones y visualizaciones.

4.1 ESPECIFICACIONES

Req. ID	Descripción	Comentario
1	Requerimientos FUNCIONALES	
ARR-010	ARxCODE debe calcular la probabilidad de colisión de un acercamiento de riesgo.	
ARR-020	ARxCODE debe aceptar como inputs: un mensaje de alerta (CDM), o los identificadores de NORAD de ambos objetos y el tiempo de máximo acercamiento (TCA) .	
ARR-030	ARxCODE debe utilizar los productos orbitales de la misión o realizar el mismo procedimiento que se aplica al desecho, a la misión.	
ARR-040	ARxCODE debe calcular la mínima distancia, total y en la coordenada radial.	
ARR-050	ARxCODE debe manipular los sistemas de referencia: TEME, TOD, VNC y RTN.	
ARR-060	ARxCODE debe permitir al operador/analista experto visualizar el encuentro, generar reportes y notificaciones.	
ARR-070	ARxCODE debe extraer el set de TLEs de los objetos involucrados de los últimos 15 días anteriores al TCA.	
2	Requerimientos de INTERFACES	
...
3	Requerimientos de RENDIMIENTO y/o PERFORMANCE	
...
4	Requerimientos de OPERACIONES	
...
5	Requerimientos de VALIDACIÓN	
...
6	Requerimientos de DISEÑO	
...
7	Requerimientos de CALIDAD	
...
8	Requerimientos de REUSABILIDAD	
...
9	Requerimientos de SEGURIDAD	
...
10	Requerimientos de SEGURIDAD	
...
11	Requerimientos de CONFIABILIDAD	
...
12	Requerimientos de MANTENIMIENTO	

Tabla 4.1: Tabla de especificación de requerimientos del ARxCODE

4.2. Requerimientos

- La aplicación detectará la llegada de un CDM y será capaz de desglosarlo para extraer la información que sea necesaria.
- La aplicación identificará los objetos y solicitará al operador/analista experto la posición precisa y la matriz varianza-covarianza en el caso de la misión principal
- La aplicación extraerá los TLEs del intervalo necesario a la página Space-Track, en el caso del desecho espacial.
- La aplicación ajustará la precisión de la posición del desecho espacial y generará la matriz de varianza-covarianza para el mismo.
- La aplicación calculará la PoC.
- La aplicación tendrá la capacidad de generar reportes, notificaciones y visualizaciones para facilitar la comprensión y el análisis del riesgo.
- La aplicación deberá funcionar 7x24.

Requerimientos Funcionales

- El sistema deberá funcionar en todo momento.
- El software detectará la llegada de un CDM y será capaz de desglozarlo para extraer la información que sea necesaria.
- El software identificará los objetos y solicitará información orbital al departamento de Dinámica Orbital en el caso de la misión principal, y TLEs, en la página Space-Track, en el caso del desecho.
- El software ajustará la precisión en la posición del desecho y generará la matriz de varianza-covarianza para el mismo.
- El software calculará la PoC.
- El software generará reportes, notificaciones y visualizaciones para facilitar la comprensión y el análisis del riesgo.

4.3. Arquitectura

El prototipo de software para el Análisis de Riesgo por Colisión con Desechos Espaciales *ARx-CODE*, será un sistema anexo a las estructuras ya existentes dentro del departamento de Dinámica Orbital.

Ocupa un rol de intermediario a fin de facilitarle a un operador analista experto, herramientas para la toma de decisiones o el intercambio de información con los organismos externos y el centro de control.

Interfaces.

clases principales: TLE, EphemCODS

parametros globales y nomenclatura de la generacion de archivos

Parametros:

- satId
- fechaIni, fechaFin
- TLE/CODS

El prototipo de software para el Análisis de Riesgo por Colisión con Desechos Espaciales *ARx-CODE*, será un sistema anexo a las estructuras ya existentes dentro del departamento de Dinámica Orbital.

El mismo se piensa como un intermediario capaz de: detectar los mensajes de alerta CDM provistos por el JSpOC, procesar los datos, generar mejores estimaciones para la posición del desecho, solicitar datos más precisos para la posición de la misión primaria y calcular la PoC. Todo esto a fin de facilitarle a un a un operador analista experto, herramientas para la toma de decisiones o el intercambio de información con los organismos externos y el centro de control.

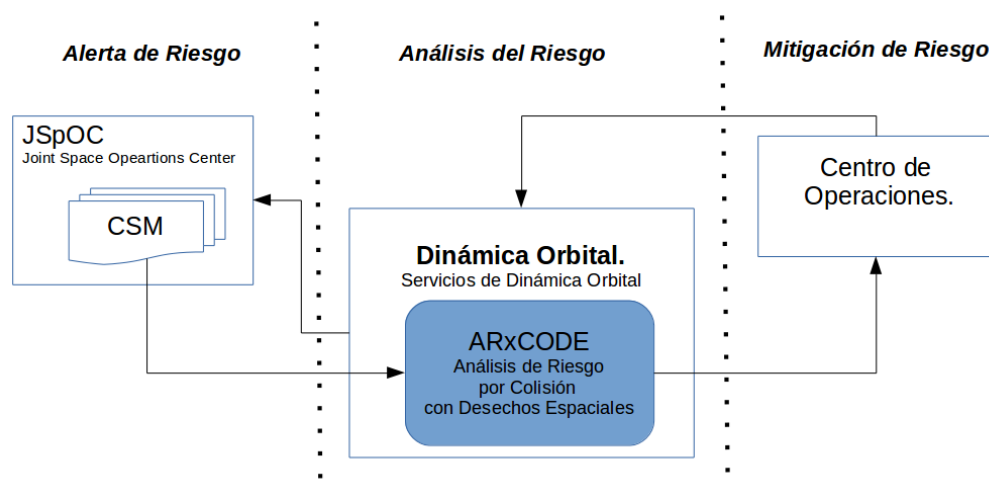
4.4. Interfaces

...ICD

4.5. Entradas y Salidas

archivos y demases

Diagrama de Interfaces del ARxCODE con otros sistemas.



4.6. Casos de Uso

Este trabajo se pensó como un adicional, o un **agregado**, al software principal del departamento de dinámica orbital. En este sentido, no existe gran complejidad en la estructura del prototipo, ya que su valor, radica en la correcta implementación de los algoritmos que procesan la información del encuentro.

Identificamos dos clases de uso Fig. ?? :

- *Procesar Encuentro*: que nuclea el procesamiento vertebral de ARxCODE
- *Ver informes de encuentros anteriores*: ofrece encuentros anteriores.

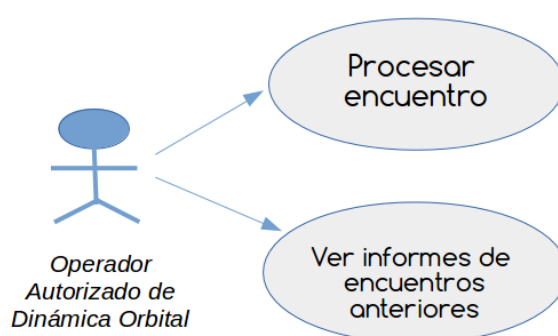


Figura 4.1: Casos de Uso de ARxCODE

Preprocesamiento de los Datos de Misión de CODS

Para este trabajo CONAE nos facilitó el acceso a los datos orbitales de la misión SAC-D. Los datos se encuentran montados en un servidor que contiene la información organizada en archivos con

4.6 CASOS DE USO

Nombre	<i>Procesar Encuentro</i>
Actor	Operador de Dinámica Orbital con Autorización
Propósito	Calcular la probabilidad de colisión, la mínima distancia total y mínima distancia en la coordenada radial, para poder hacer un análisis de la situación de encuentro.
Resumen	Procesa la ingesta de datos de un encuentro, (CDMs o ingreso manual) y calcula los parámetros de la situación de riesgo: mínima distancia total, mínima distancia en la coordenada radial y probabilidad de colisión. Realiza gráficos e informes.
Requerimientos	
Precondiciones	El operador debe estar registrado en la página space-track de NORAD.
Flujo Principal	1 - El operador selecciona un archivo CDM 2 - El operador oprime el botón <i>Track</i> para visualizar el encuentro proyectado en la superficie terrestre (opcional) 3 - El operador oprime el botón para genera un informe (opcional)
Flujo Alternativo	1 - El operador ingresa los números de identificación de los objetos (NORAD_ID) 2 - El operador ingresa la fecha y hora del máximo acercamiento (TCA) 3 - El operador oprime el botón <i>Procesar</i> para procesar el encuentro

Tabla 4.2: Tabla con la descripción del caso de uso: *Procesar Encuentro*

formato ASCII, distribuidos en distintas carpetas según su clasificación.

Para la comparación que proponemos, solicitamos acceso a los archivos de efemérides orbitales ORBEPHEM, que ofrecen posiciones y velocidades tabuladas cada un minuto, en el Sistema de Referencia TOD (True of Date), en coordenadas cartesianas.

ORBEPHEM

Estos productos son generados luego de un post procesamiento que incluye una propagación ajustada por una determinación orbital. Cada archivo contiene un listado cronológicamente tabulado de posiciones y velocidades, dentro de un periodo de casi 3 días. (doc_interfaces)

La nomenclatura de los mismos respeta el siguiente formato:

`CODS_YYYYMMDD_HHMMSS_SACD_ORBEPHEM_TOD_XYZ_O.TXT`

Donde:

`CODS` = Identifica el Servicio dentro del CUSS que presta la información

`YYYYMMDD_HHMMSS` = epoca de generación del dato.

`SACD` = Identificación del Satélite.

`ORBEPHEM` = Tipo de Dato, Efeméride Orbital (procesada a posteriori)

`TOD` = Sistema de Referencia True of Date.

`XYZ` = Tipo de efeméride, cartesiana.

`O` = Operacional.

Archivos Utilizados

Si bien la nomenclatura de los archivos respeta una estructura, sólo se indica en el nombre, la fecha de generación de los datos y no puede desprenderse del mismo cuál es la época final e inicial de

cada archivo, y no existe un registro de los gaps de datos ausentes. A su vez, las épocas contempladas en cada uno de ellos no está homogeneizada. Es decir, la fecha y hora inicial y final de cada registro es diferente para cada archivo.

Dada esta organización, para el punto tres del procedimiento, referente a la localización del archivo necesario para la comparación, la búsqueda se realiza de la siguiente manera:

Localizamos en primer lugar el archivo cuyo nombre coincide con la fecha de la época del TLE primario. Como una misma fecha se encuentra en más de un archivo, buscamos el archivo que contenga esa fecha y que además sea el más actualizado de todos. Para ello, además del archivo cuyo nombre contiene la fecha del TLE primario, se enlistan los siguientes dos archivos y se ordenan en orden decreciente, de manera que el primer lugar de la lista lo ocupe el último de los archivos seleccionados. Finalmente se comienza el proceso iterativo de abrir los archivos, evaluar el contenido y ver si se encuentran los dos registros que encierran la época del TLE. Una vez que se encuentran las líneas de efemérides que contienen la época de interés se interpola, y se termina la iteración.

Cantidad TOTAL de archivos = 1454

Cantidad media de registros por archivo = 2688

Archivo con el mayor número de registros = 3042

Archivo con el menor número de registros = 142

Imágenes comparativas entre los dos métodos:

Intervalo Estable

DIFERENCIAS:

dv = -0.773155546799

dn = 1.49461651773

dc = 0.241331995666

Intervalo de Maniobra

\begin{verbatim}

DIFERENCIAS:

dv = 0.263912038422

dn = 3.47362819854

dc = 0.0366536642778

Ajuste Polyfit

numpy.polynomial.polynomial.polyfit

Returns:

coef : ndarray, shape (deg + 1,) or (deg + 1, K)

Polynomial coefficients ordered from low to high. If y was 2-D, the coefficients in column k of coef represent the polynomial fit to the data in y's k-th column.

residuals, rank, singular_values, rcond : list

These values are only returned if full = True

resid – sum of squared residuals of the least squares fit
rank – the numerical rank of the scaled Vandermonde matrix
sv – singular values of the scaled Vandermonde matrix
rcond – value of rcond.

For more details, see `linalg.lstsq`.

Procesando datos TLE...

+++++GRADO 2+++++

[array([-1.89669503, -0.73973919, -0.06103362])]

[[array([31434.82805686]), 3, array([1.68700379, 0.388, 0.056]), 5.12

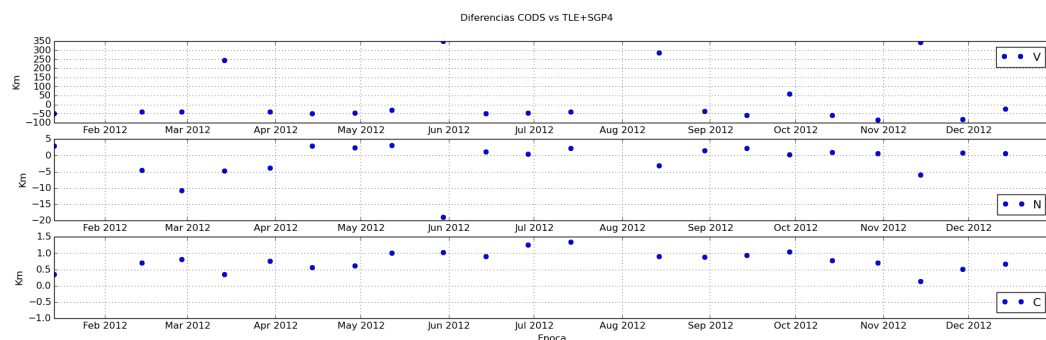
+++++GRADO 1+++++

[array([1.93247211, -1.78532883])]

[[array([31556.32886285]), 2, array([1.393, 0.24171176]), 5.1292e-14],

Diferencias

A partir de los datos de Misión.



- Revisar escritura sobre datos CODS.
- Comparar defasaje inicial con defasaje de TLE respecto de GPS. (ver tendencias - empezar a diagramar los apéndice)
- Comparar errores lineal vs cuadrático.

4.7. Cálculo de la Probabilidad de Colisión

metodo ARxCODE ¿?¿?

Validación y Resultados

5.1. Introducción

En este capítulo presentamos los distintos escenarios que fueron planteados para la validación de los procesos.

Dado que para la metodología de estimación de errores que proponemos utilizamos datos reales de una misión operativa argentina, hubiera sido deseable contar con datos de alertas de colisiones reales propias de esa misión, ya que esto nos hubiera permitido hacer una validación end-to-end de todo el prototipo. No obstante, por cuestiones de confidencialidad y políticas que fueron modificándose, no fue posible tener acceso a esa información, que según nos comunicaron, fue borrada una vez finalizada la misión.

Frente a este panorama, presentamos a continuación la secuencia de etapas de validación que permiten evaluar, cada una de las etapas del procesamiento.

En primer lugar fue fundamental corroborar las propagaciones de los TLEs realizadas con la librería de python *sgp4-1* (Brandon Rhodes), para ello utilizamos la versión de prueba que ofrece el software STK (System Tool Kit) (Analytical Graphics, Inc.).

Para la validación de los resultados de la implementación del método de Osweiler en la generación de matrices de covarianza, comparamos nuestros resultados para los distintos escenarios que se publican en el trabajo.

El método que proponemos para la estimación de la propagación de errores, es el que más dificultades presentó para ser validado. Ya que al basarse plenamente en los datos de la misión cuyos resultados de colisión de alerta no nos fueron suministrados, fue analizado en comparación con resultados estadísticos globales, o sobre el estudio de encuentros de otras misiones y esto implica una variación en si mismo.

Finalmente la implementación del cálculo de probabilidad de colisión fue evaluado a partir de la recopilación de bibliografía con datos de encuentros anteriores.

5.2. Implentenación del modelo SGP4 en Python

Para la propagación de las posiciones orbitales con el modelo SGP4 (Sec. 2.3.1) utilizamos la librería de python **sgp4-1** (Brandon Rhodes). Luego usamos el software *Systems Tool Kit (STK)* (Analytical Graphics, Inc.) para comparar nuestras propagaciones y asegurarnos la correcta utilización y configuración de la librería sgp4-1.

Se listan a continuación dos tablas con las efemérides de la misión, correspondientes a los primeros cuatro minutos del día 01/01/2013. Ambas fueron generadas a partir del mismo TLE y presentan resultados que difieren en algunos metros para los peores casos. Resultado aceptable, teniendo en cuenta que las estimaciones groseras de errores para las propagaciones hechas con TLEs y SGP4 acarrean errores de kilómetros o decenas de kilómetros.

TLE.

```
1 xxxxxU xxxxxx 13001.74853505 .00000428 00000-0 75550-4 0 9996
2 xxxxxx 098.0122 011.5654 0001526 107.5603 009.0604 14.72289948 84036
```

Época	x [km]	y [km]	z [km]	vx [km/s]	vy [km/s]	vz [km/s]
2013-01-01 00:00	-2372.76245	-1381.01830	6465.57494	-6.95099	-0.93631	-2.74523
2013-01-01 00:01	-2784.64672	-1434.31269	6287.6158	-6.77374	-0.83955	-3.18470
2013-01-01 00:02	-3185.05363	-1481.69530	6083.67196	-6.56854	-0.73932	-3.61109
2013-01-01 00:03	-3572.3305	-1522.96975	5854.58154	-6.336229	-0.63602	-4.02263
2013-01-01 00:04	-3944.8780	-1557.96472	5601.28702	-6.077737	-0.53007	-4.417616

Tabla 5.1: Resultados que genera ARxCODE utilizando la librería sgp4 de python para la propagación.

Época	x [km]	y [km]	z [km]	vx [km/s]	vy [km/s]	vz [km/s]
2013-01-01 00:00	-2372.76302	-1381.02018	6465.57433	-6.95099	-0.93631	-2.74523
2013-01-01 00:01	-2784.64726	-1434.31473	6287.61518	-6.77374	-0.83955	-3.18470
2013-01-01 00:02	-3185.05413	-1481.69750	6083.67116	-6.56854	-0.73932	-3.61109
2013-01-01 00:03	-3572.33097	-1522.97210	5854.58064	-6.33622	-0.63602	-4.02263
2013-01-01 00:04	-3944.87849	-1557.96721	5601.28604	-6.07773	-0.53008	-4.41761

Tabla 5.2: Resultados del Systems Tool Kit (STK) propagando el mismo TLE que ARxCODE.

hacer las diferencias en python y publicarlas

5.3. Implementación del Método de Osweiler

El trabajo de Osweiler publica los resultados de las matrices de covarianzas generadas, para 6 misiones y 8 ventanas de tiempo.

ARxCODE implementa el método y obtiene resultados que difieren en algunos metros en los casos más groseros. Esto resulta satisfactorio ya que se estiman errores medios del orden de decenas de metros.

Se compararon 3 de las misiones: LAGEOS-1, GRACE-1 e ICESAT.

Se muestran a continuación

Vent 1	R_v (km)	R_n (km)	R_c (km)
R_v	2667.377375	27.248658	-8.22221222
R_n	27.248658	0.34323269	-0.12314379
R_c	-8.22221222	-0.12314379	0.07316443

Tabla 5.3: Matriz de Covarianza de la Bilbiografía (Osweiler, 2006) - Satélite ICESAT en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03

Vent 1	R_v (km)	R_n (km)	R_c (km)
R_v	2667.37364259	27.2488814	-8.22232626
R_n	27.2488814	0.3432413	-0.12314867
R_c	-8.22232626	-0.12314867	0.073167

Tabla 5.4: Matriz de Covarianza que produce ARxCODE - Satélite ICESAT en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03

Vent 1	Dif. R_v (km)	Dif. R_n (km)	Dif. R_c (km)
Dif. R_v	-0.00373241	0.0002234	-0.00011404
Dif. R_n	2.23395376e-04	8.60134465e-06	-4.88505718e-06
Dif. R_c	-1.14040213e-04	-4.88505718e-06	2.56027057e-06

Tabla 5.5: Diferencias de los valores calculados por ARxCODE respecto a los valores publicados en el trabajo de Osweiler (?)

5.4. Metodología de Estimación de Errores

Sistema de referencia TOD

Como ya mencionamos **debe haber una sección dedicada a datos CODS**, los productos del departamento de dinámica orbital con los que trabajamos ofrecen las posiciones orbitales en el sistema de referencia verdadero de la fecha True of Date (TOD), mientras que los resultados de las propagaciones con el sgp4 se encuentran en el sistema TEME. Para poder hacer comparaciones desarrollamos un módulo que transforma las coordenadas y velocidades, del sistema TEME al sistema TOD. (Ver. **apendice**). Para la validación del mismo, utilizamos TLEs de la misión y los propagamos con el sgp4. Los resultados que obtuvimos (en el sistema TEME), los transformamos al sistema TOD con el módulo de transformación desarrollado y luego lo comparamos con los productos de dinámica orbital, para los mismos instantes.

buscar esos resultados

Estadística de Errores

Con la certeza de que los datos eran compatibles y podían ser comparados, iniciamos el procesamiento de comparación de las posiciones y la generación de los resultados estadísticos para la propagación de errores que describimos en la Sec. ??.

En un pre-procesamiento sobre un periodo amplio de la misión, constatamos que fuera de los intervalos de maniobras por commissioning o maniobras de rutina, los TLE presentan un error que es *acotado, estable y/o* modelable.

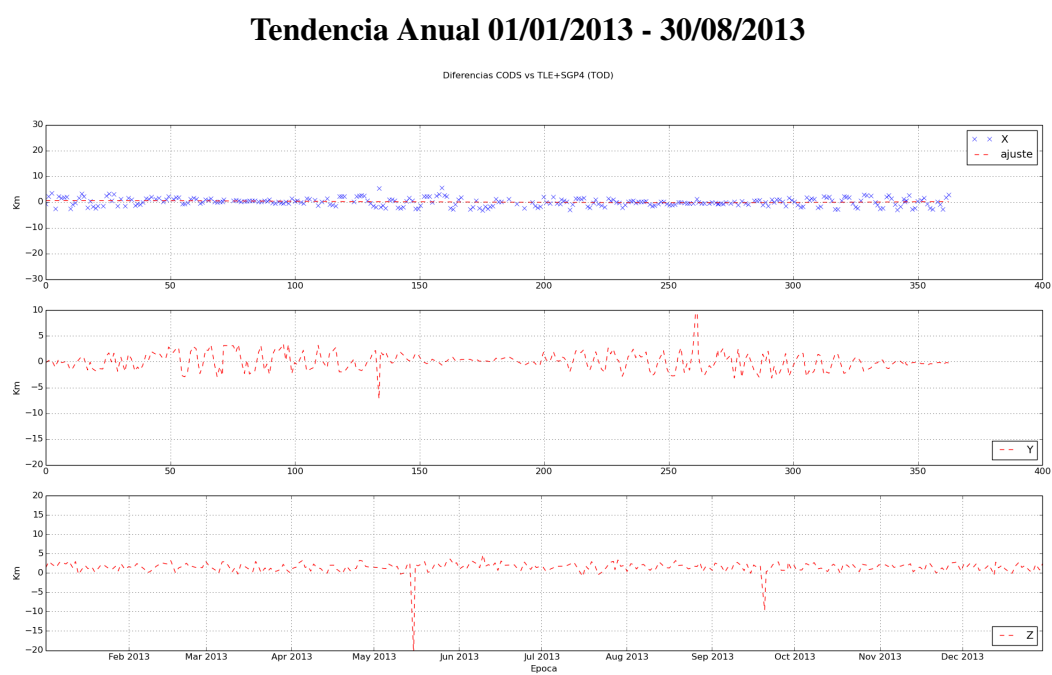


Figura 5.1: Tendencia anual de las diferencias contra los datos de dinámica orbital en coordenadas cartesianas del Sistema TOD

Capítulo 6

Conclusiones

Apéndice

7.1. Appendix 1

7.2. Transformación de Coordenadas

[Montenbruck, Vallado Revisitin, Vallado Coorde Sys, tabla de Boado]

Para la comparación de las posiciones en coordenadas cartesianas, es necesario llevar ambos vectores a un mismo sistema de referencia. La figura (ref) muestra un resumen de los distintos sistemas y las consideraciones de cada uno.

FRAME DESCRIPTORS OF THE CLASSICAL TRANSFORMATION OF DATE

Abbrev.	Common Names	Other Designators*	Rotation
TEF	(True) Earth fixed, body fixed	Earth Centered Rotating (ECR)	↔ [W]
PEF	Pseudo Earth fixed, Pseudo body fixed	Earth Fixed Greenwich (EFG) Earth Centered Earth Fixed (ECEF)	↗ ↔ [R]
UOD	Uniform (Equinox) of Date	Earth Centered Inertial (ECI) True Equator and Mean Equinox	↗ ↔ [Q]
TOD	True (Equinox) of Date, True Equator and True Equinox		↗ ↔ [N]
MOD	Mean (Equinox) of Date, Mean Equator and Mean Equinox		↗ ↔ [P]
J2000	Mean of 2000		↗ ↔ [Eq.1] ^T
GCRF	Geocentric Celestial Reference Frame		↗

* AFSPC Operating Instruction 60-102 11-Mar-1996, TP SCC 008

En nuestro caso en particular, los datos que provee CODS se publican en el sistema TOD: True of Date (Verdadero de la época), mientras que los vectores de estado que genera el propagador SGP4 están calculados en el sistema TEME: True Equator Mean Equinox (Ecuador Verdadero y Equinoccio Medio), también denominado UOD (Uniform Equinox of Date).

Para la transformación de los datos de salida del SGP4 en el sistema TEME, al sistema TOD utilizamos la ecuación de los equinoccios, $E_{Equinox}$, que nos permite transformar el equinoccio medio en el equinoccio

verdadero.

Dado el vector de estado en el sistema TEME, r_{TEME} , lo multiplicamos por la matriz de transformación en el eje z $Rot_3(EQ_{equinox})$ y obtenemos el vector de estado en el sistema TOD, r_{TOD} .

$$r_{TOD} = [Q]r_{TEME} \quad (7.1)$$

$$Q = \begin{pmatrix} \cos(-EQ_{eqe}) & \sin(-EQ_{eqe}) & 0 \\ -\sin(-EQ_{eqe}) & \cos(-EQ_{eqe}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

La ecuación de los equinoccios utiliza el modelo de nutación IAU-80 que considera los parámetros de nutación y los 106 coeficientes de Delaunay para el cálculo de la longitud $\Delta\Psi$ y la oblicuidad $\Delta\epsilon$.

$$EQ_{eqe} = \Delta\Psi \cos(\epsilon) + 0,00264'' \sin(\Omega_{\zeta}) + 0,000063'' \sin(2\Omega_{\zeta}) \quad (7.2)$$

Donde:

$$\begin{aligned} \epsilon &= \bar{\epsilon} + \Delta\epsilon \\ \Delta\Psi &= (A_p + A_{pl}tt) \sin(a_{p_i}) \\ \Delta\epsilon &= (A_e + A_{el}tt) \cos(a_{p_i}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} tt &= (jd - 51544,5)/36525,0 \\ \bar{\epsilon} &= 84381,448'' - 46,8150''tt - 0,00059''tt^2 + 0,001813tt^3 \\ a_{p_i} &= a_{n1}M_{\zeta} + a_{n2}M_o + a_{n3}\mu_{\zeta} + a_{n4}D_o + a_{n5}\Omega_{\zeta} \end{aligned}$$

Los coeficientes: $A_p, A_{pl}, A_e, A_{el}, A_{n_i}$ se extraen de la tabla de coeficientes de nutación de Seidelman(citar).

Y el resto de los parámetros se calcula según las expresiones:

$$\begin{aligned} M_{\zeta} &= M(tt) \\ M_o &= M(tt) \\ \mu_{\zeta} &= \mu(tt) \\ D_o &= D(tt) \\ \Omega_{\zeta} &= \Omega(tt) \end{aligned}$$

7.3. Appendix 2

Bibliografía

Analytical Graphics, Inc. System tool kit - stk 11x64.

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*.

Brandon Rhodes. sgp4-1.4.

Consultative Committee for Space Data Systems, C. (2013). Conjunction data message standard. Technical report, CCSDS.

ESA (2013). Space Debris. http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/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.

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.

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.

Laporte, F. (2014). Jac software, dedicated to the analysis of conjunction messages. *AIAA*, 1774.

NASA. Orbital Debris Program Office. <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>.

BIBLIOGRAFÍA

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). 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. Master's thesis, Air Force Institute of Technology, USA.

