



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)

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 en una interfaz gráfica que facilita una clara caracterización y visualización de la situación.

Los estudios de acercamientos de riesgo que involucran desechos espaciales acarrear 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

PRELIMINAR

Tabla de Contenidos

1. Introducción	1
1.1. Los Desechos Espaciales	1
1.2. El Riesgo de Colisión	6
1.2.1. El estudio del riesgo de colisión	8
1.2.2. Rastreo y catálogos	10
1.3. Las Regulaciones Nacionales e Internacionales	11
1.4. Antecedentes	12
1.5. La Unidad de Desechos Espaciales de la CONAE	13
1.6. Planteo del Problema	13
1.7. Objetivos	14
2. Marco Teórico	16
2.1. Introducción	16
2.2. La posición de los objetos involucrados	17
2.2.1. La posición de la misión operativa	18
2.2.2. La posición del desecho espacial	18
2.2.3. Los TLE	18
2.2.4. SGP4	19
2.2.5. Sistemas de Referencia	20
2.3. El estudio de los errores	22

TABLA DE CONTENIDOS

2.3.1. Método de Osweiler	22
2.3.2. Propagación de errores utilizando TLE y efemérides precisas	24
2.4. La Probabilidad de Colisión	26
2.4.1. Cálculo Simplificado de Lei-Chen	27
2.5. Comunicaciones de riesgo de colisión	29
2.5.1. El CDM	29
3. Metodología de Desarrollo	36
3.1. Inicialización	36
3.2. Iteración	37
3.3. Control	37
3.4. Entorno de Desarrollo	38
4. ARxCODE	40
4.1. Especificaciones generales	40
4.2. Requerimientos	40
4.3. Interfaces	41
4.4. Casos de Uso	43
4.5. Arquitectura	44
4.6. Flujo dinámico de ARxCODE	49
5. Validación y Resultados	53
5.1. Introducción	53
5.2. Implementación del modelo SGP4 en Python	54
5.3. Estudio de errores de TLE con datos históricos	54
5.4. Estudio de errores de TLE con efemérides precisas	57
5.5. Cálculo de la Probabilidad de Colisión	57
5.6. Análisis	61
6. Conclusiones	64

TABLA DE CONTENIDOS

7. Apéndice	65
7.1. Appendix 1	65
7.2. Transformación de Coordenadas	65
7.3. Appendix 2	66

PRELIMINAR

Índice de figuras

1.1. Objetos en Órbita según NASA.	4
1.2. Distribución de objetos en función del semieje mayor.	5
1.3. Proyección de Satélites 2016-2030	5
1.4. Fragmentos de Cohetes 2016-2030	6
1.5. Cantidad de Objetos catalogados al 2014	7
1.6. Evolución de las causas de la generación de Desechos	7
1.7. Número de Desechos en las órbitas LEO desde 2015 al 2065	8
1.8. Estudio de Colisión	10
1.9. USSTRATCOM - SSN	10
1.10. Interfaces del ARxCODE	14
2.1. Sistemas de Referencia centrados en el Satélite	21
2.2. Método de Osweiler para la generación de la matriz de covarianza	23
2.3. Descripción del método propuesto para la propagación de errores	25
2.4. Tabla de Estimación de errores.	25
2.5. Plano de Encuentro	28
2.6. Métodos de cálculo de PoC - (Sitio Web SANA)	33
2.7. Esquema del Procedimiento General del cálculo de PoC	35
4.1. Diagrama de Interfaces del Sistema	42
4.2. Diagrama de Interfaces Implementadas en ARxCODE	43

ÍNDICE DE FIGURAS

4.3. Casos de Uso de ARxCODE	43
4.4. Componentes de ARxCODE	45
4.5. Clases Tle y setTLE	46
4.6. Clases CDM y EphemCODS	47
4.7. Clase Encuentro	48
4.8. Diagrama de Actividades de ARxCODE	50
4.9. Impresión de la pantalla de inicio del ARxCODE	51
4.10. Pantallas de Ingreso de Datos, ya sea selección del CDM o carga manual	51
4.11. Vista con la carga del procesamiento manual.	52
4.12. Vista con los resultados publicados y la incorporación de las trayectorias.	52
5.1. Gráfico con Diferencias Totales del escenario ICESAT	56
5.2. Gráfico con Diferencias Totales del escenario LAGEOS-1	56
5.3. Tendencia anual de las diferencias contra los datos de dinámica orbital en coordenadas cartesianas del Sistema TOD	58
5.4. Contenido de los mails utilizados para comparar los resultados.	60
5.5. Tabla con las matrices de covarianza para la misión y el desecho.	61
5.6. Contenido de los CDM utilizados para comparar los resultados.	61

Índice de tablas

1.1. Clasificación de Desechos según la IADC	3
1.2. Objetos en Órbita al 4 de Abril de 2017.	4
1.3. Daño según el tamaño del desecho.	9
1.4. Sistemas de Alerta	12
2.1. Tabla con los valores medios para la propagación de errores.	26
2.2. Trabajos sobre el cálculo de la PoC	28
4.1. Tabla de Requerimientos	41
4.2. Caso de Uso: Procesar Encuentro	44
5.1. Resultados que genera ARxCODE utilizando la librería sgp4 de python para la propagación.	54
5.2. Resultados del Systems Tool Kit (STK) propagando el mismo TLE que ARxCODE.	54
5.3. Satélites de Estudio	55
5.4. Matriz de Covarianza de la Bibliografía (Osweiler, 2006) - Satélite ICESAT en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03	55
5.5. Matriz de Covarianza que produce ARxCODE - Satélite ICESAT en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03	55
5.6. Diferencias de los valores calculados por ARxCODE respecto a los valores publicados en el trabajo de Osweiler (Osweiler, 2006)	55
5.7. Matriz de Covarianza que produce ARxCODE - Satélite LAGEOS-1 en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03	55

ÍNDICE DE TABLAS

5.8. Matriz de Covarianza de la Bibliografía (Osweiler, 2006)- Satélite LAGEOS-1 en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03	55
5.9. Diferencias de los valores calculados por ARxCODE respecto a los valores publicados en el trabajo de Osweiler.	55
5.10. Resultados que se obtienen con ARxCODE a partir de la información de los mails, propagando cada 1 segundo	60
5.11. Resultados que se obtienen con ARxCODE incorporando a la información de los mails, el valor de los segundos en el TCA y propagando cada 100.000 microsegundos	61
5.12. Resultados que se obtienen con ARxCODE a partir de la información de los CDM, propagando cada 1 segundo	62
5.13. Resultados que se obtienen con ARxCODE incorporando la información de los mails, el valor de los segundos en el TCA y propagando cada 100.000 microsegundos	62

Lista de acrónimos

CDM	Conjunction Data Message
TLE	Two-Line elements
SGP4	Simplified General Perturbations model
NORAD	North American Aerospace Defense Command
PoC	Probabilidad de Colisión
TCA	Time of Closest Approach
ESA	European Space Agency
NASA	National Aeronautics and Space Administration
IADC	Inter-Agency Space Debris Coordination Committee
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
ECI	Earth Centered Inercial
RTN	Radial, Transverse, Normal
IDE	Integrated Development Environment
CODS	CONAE Orbyt Dynamics Services

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 (Fig. 1.5).

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.

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 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)

Distintos Abordajes para el estudio de los Desechos Espaciales

Existen distintos estudios 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, 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 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*, 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. Ver tabla 1.1.

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

Tabla 1.1: Clasificación de Desechos, las causas y las recomendaciones adaptado de la guía de recomendaciones del IADC (2007)

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

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

1.1 LOS DESECHOS ESPACIALES

País	Satélites	Cohetes y Desechos	TOTAL
China	235	3566	3801
CIS	1508	4993	6501
ESA	74	60	134
Francia	62	470	532
India	79	113	192
Japón	162	94	256
USA	1513	4504	6017
Otros	801	113	914
TOTAL	4434	13913	18347

Tabla 1.2: Objetos en Órbita al 4 de Abril de 2017. Adatado de NASA (2017b)

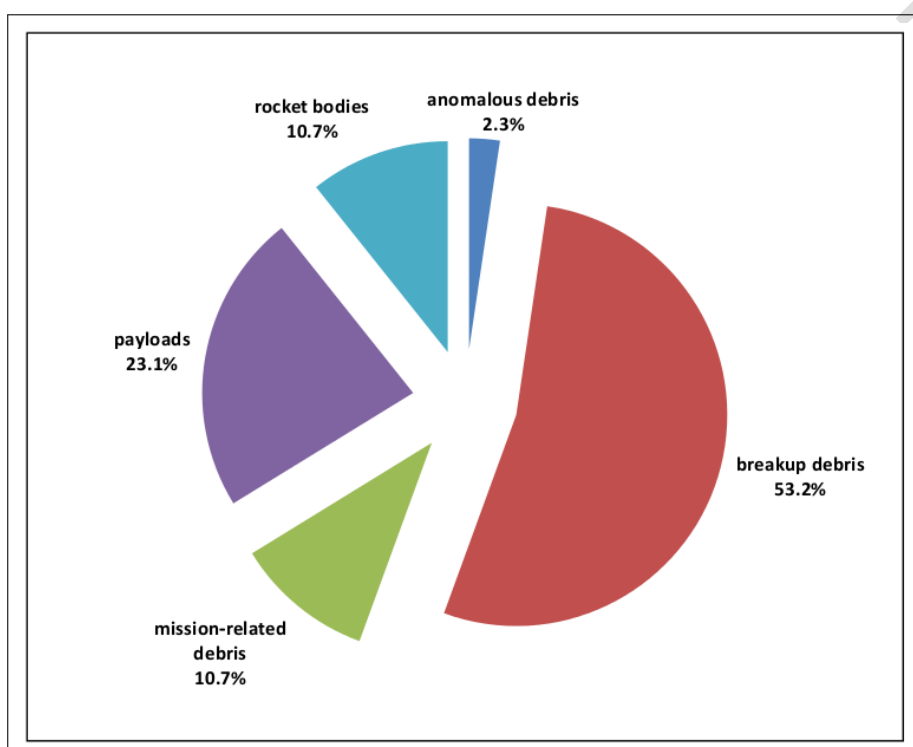


Figura 1.1: Porcentaje de Objetos en Órbita según la clasificación de NASA. Extraído de NASA (2017b)

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 permitido la democratización del espacio, facilitándole el acceso a más agencias y empresas.

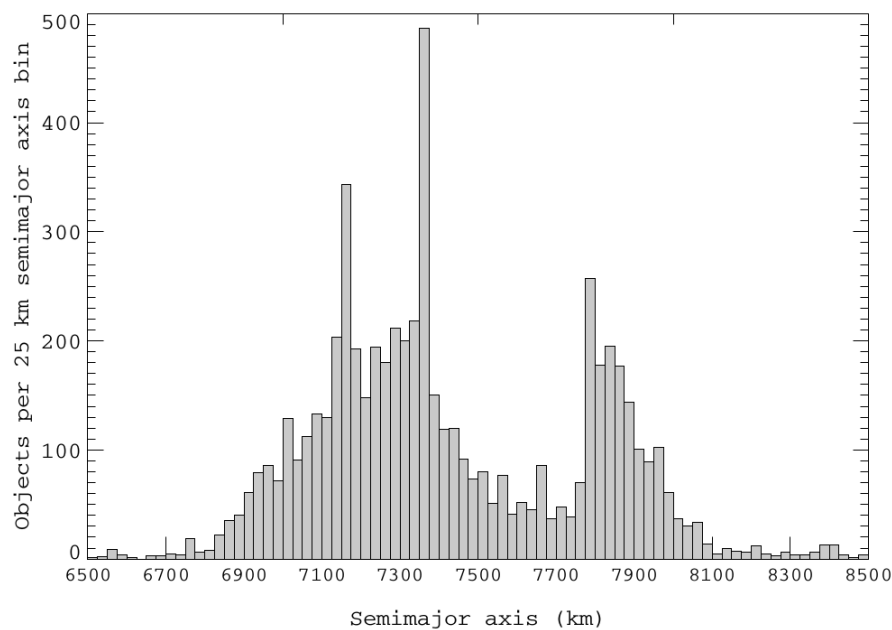


Figura 1.2: Distribución de objetos en función del semieje mayor. Adaptado de (Klinkrad, 2006b)

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.

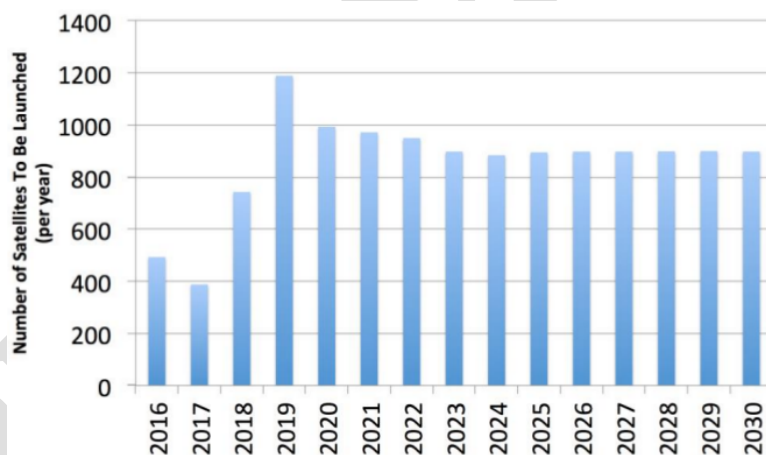


Figura 1.3: Proyección de Satélites 2016-2030. Extraído de (Karacalioglu and Stupl, 2016)

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.

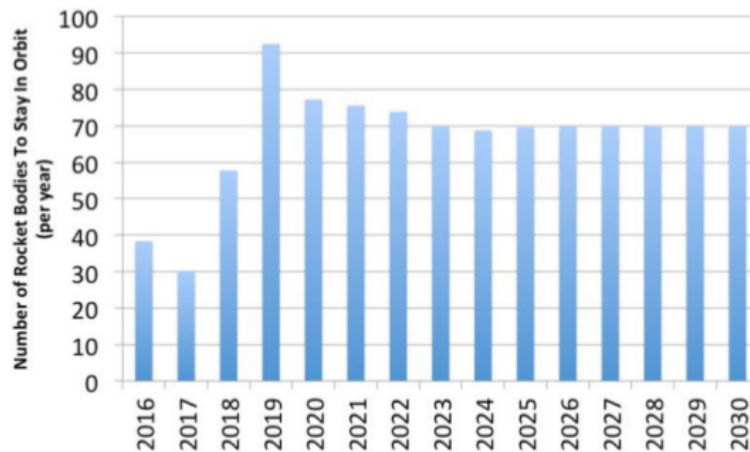


Figura 1.4: Fragmentos de Cohetes que permanecerán en órbita en el periodo 2016-2030. Extraído de Karacalioglu and Stupl (2016)

1.2. El Riesgo de Colisión

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

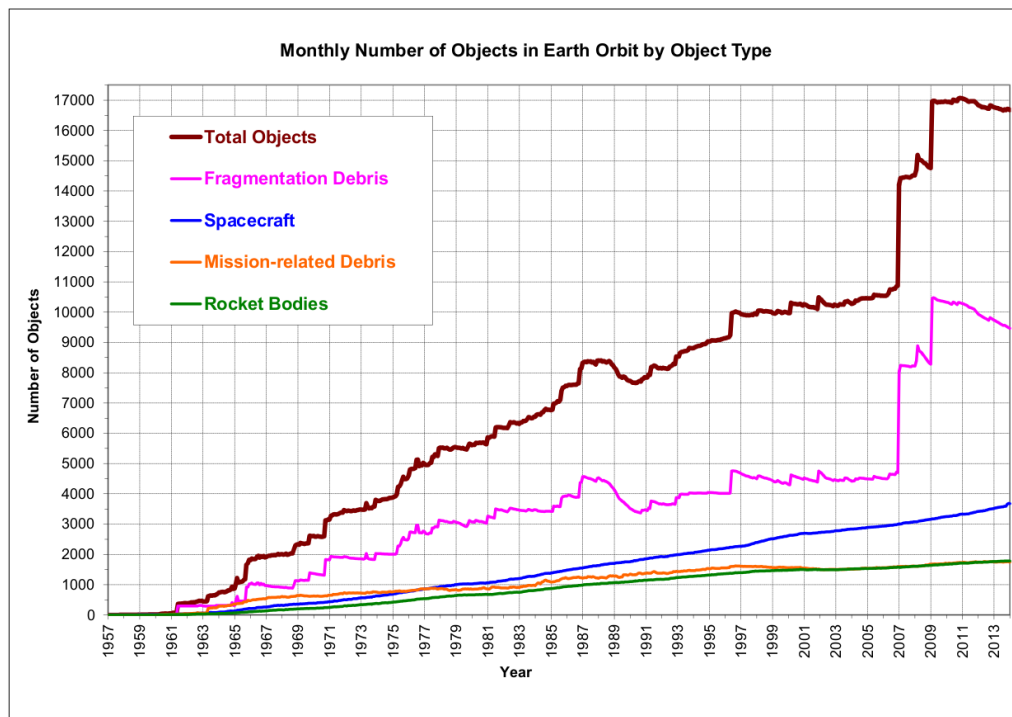


Figura 1.5: Cantidad de Objetos catalogados al 2014 - Se distingue el incremento abrupto producto de las fragmentaciones del Fengyun Chino en 2007 y de la colisión entre el IRIDIUM y el Kosmos en 2009. Extraído de (NASA, 2014)

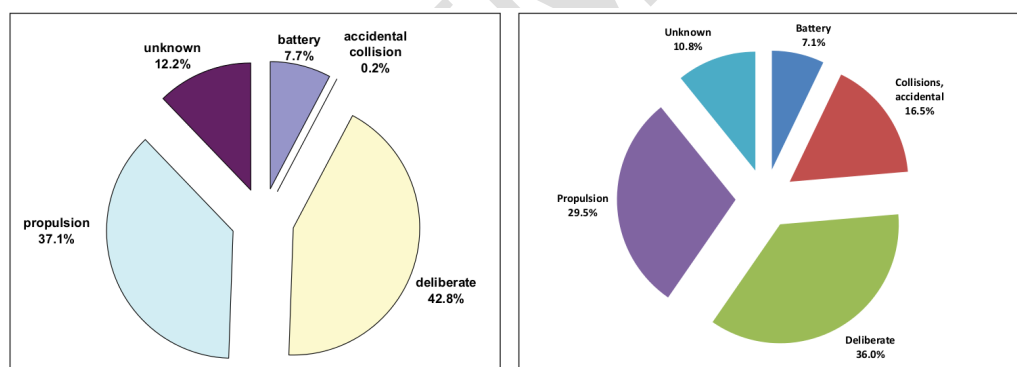


Figura 1.6: Evolución de las causas de la generación de Desechos entre 2007 y 2016. Extraído de (NASA, 2017a)

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 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.

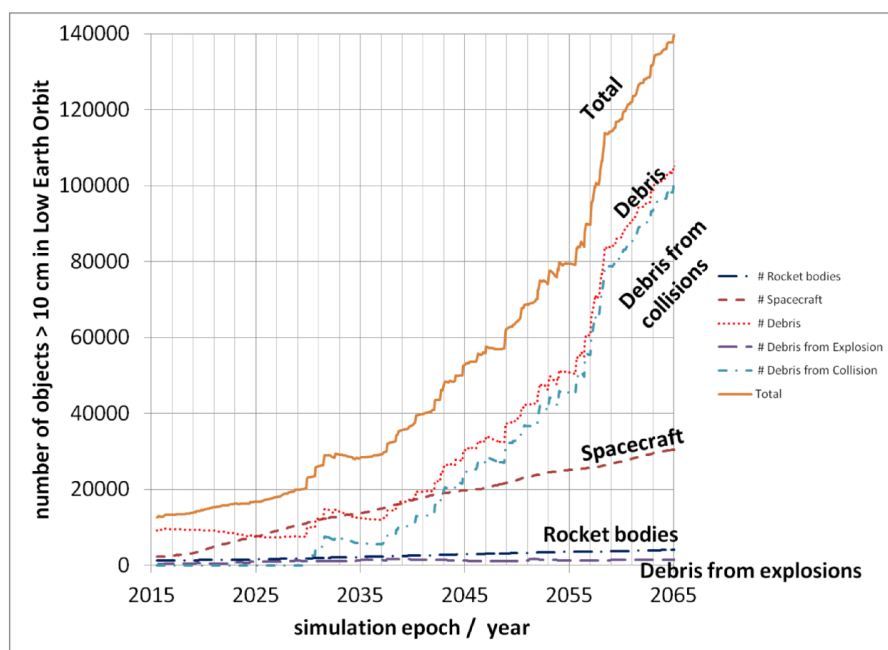


Figura 1.7: Número de Desechos en las órbitas LEO desde 2015 al 2065. Extraído de (Karacalioglu and Stupl, 2016)

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

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.

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 1.3: Daño según el tamaño del desecho. 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 (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.

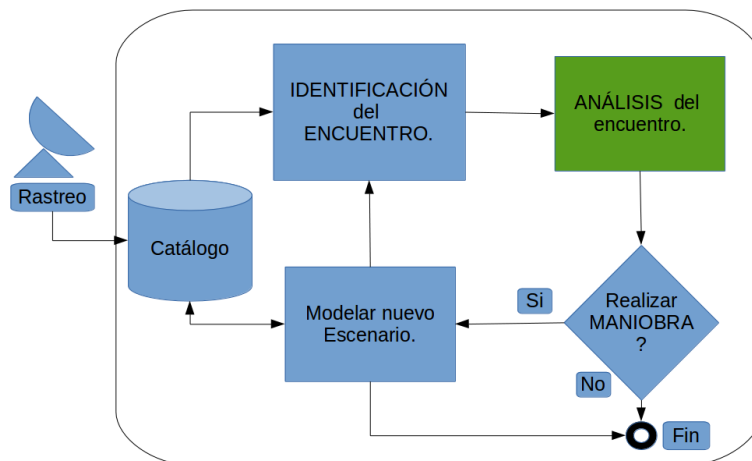


Figura 1.8: Esquema de alto nivel de los procesos en un estudio completo de riesgos de colisión. (Se indica en color verde, la etapa que se desarrolla en este trabajo.)

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.

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.

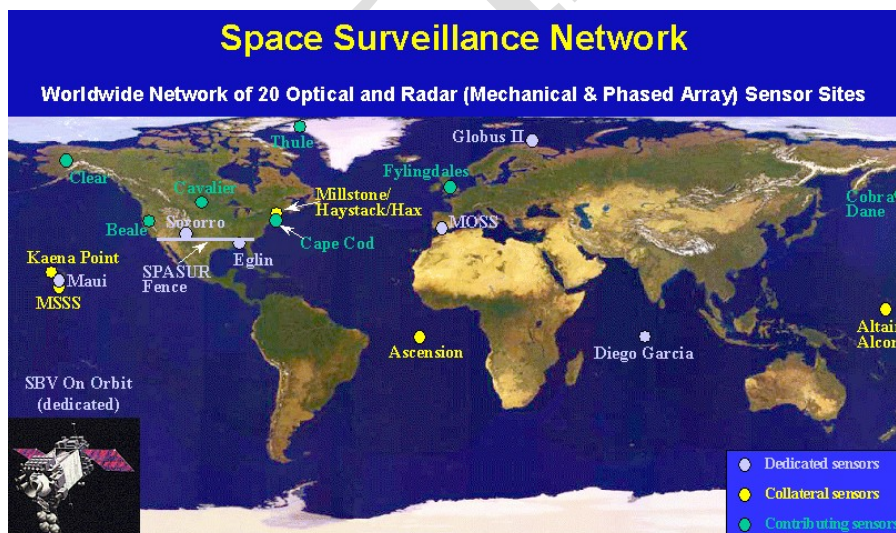


Figura 1.9: US. Strategic Command Space Surveillance Network. Extraído de https://en.wikipedia.org/wiki/United_States_Space_Surveillance_Network

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 1.4)

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 <i>Java for Assessment of Conjunctions</i> . Laporte (2014)
CRAMS	<i>Collision Risk Assessment and Mitigation System</i>	Canadian Space Agency (CSA). Babiker et al. (2012)

Tabla 1.4: 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**, 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 Secretaría 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, se ha 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, este trabajo, 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.

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

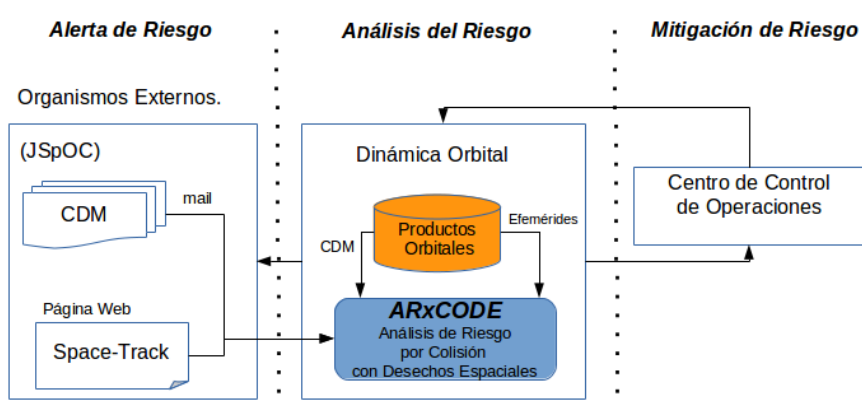


Figura 1.10: Esquema de Interfaces entre ARxCODE el organismo externo que envía el mensaje de alerta JSpOC, el Departamento de Dinámica Orbital y el Centro de Control.

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.

1.7 OBJETIVOS

- 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.

PRELIMINAR

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 (errores de medición, errores en el modelo de determinación orbital, errores en los modelos de predicción orbital), 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 a partir de un instante inicial, en intervalos que por lo general, abarcan una semana hacia el futuro. Se define 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 o que pueden poner en mayor peligro a la misión.

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.

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 (?) 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 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 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.

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.

¹<http://www.space-track.org>

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 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 las 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 precisa 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 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).

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 Inclinación (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

2.2.4. 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, 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) 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.

2.2.5. Sistemas de Referencia

TEME

Es un sistema inercial con origen en el centro de la Tierra, que utiliza como plano fundamental el Ecuador. El eje x se ubica en el plano del Ecuador 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 True Equator Mean Equinox (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.

TOD

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

En el apéndice 7.1 se describe en forma detallada la transformación de coordenadas del sistema TEME al sistema TOD.

Sistemas centrados en el objeto

Los sistemas RSW y NTW son dos sistemas con origen centrado en el objeto. 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 clarifican la influencia de ciertos efectos perturbativos, como por ejemplo el del frenado atmosférico, muy notorio en la componente a lo largo de la velocidad.

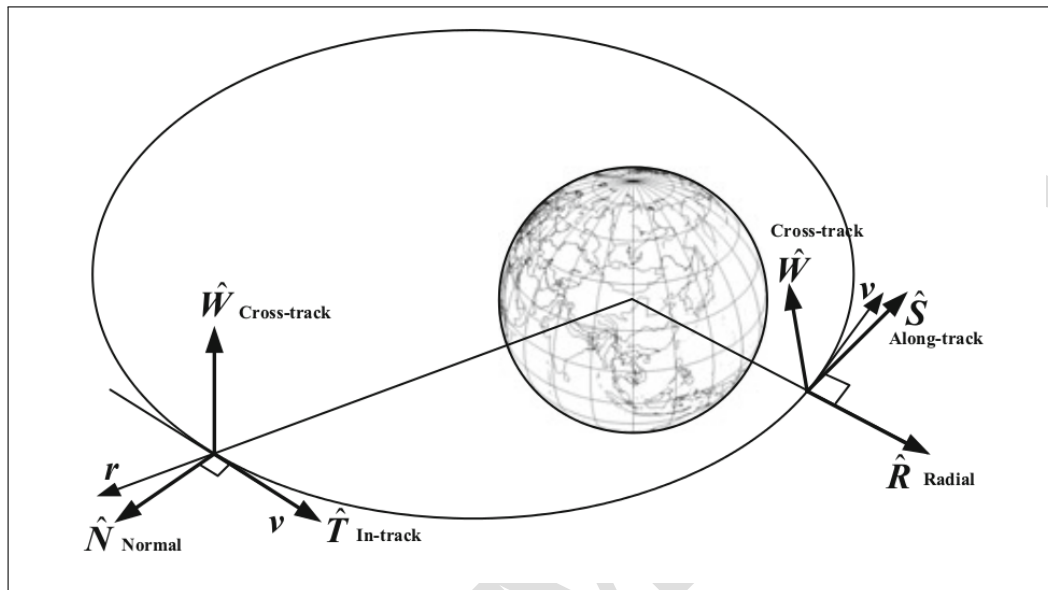


Figura 2.1: Sistemas de Referencia centrados en el Satélite - extraído de Lei et al. (2017)

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 RTN.

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

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

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 \vec{r} y velocidad \vec{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 con el tiempo.

2.3. El estudio de los errores

La predicción de un encuentro acumula, los errores de las mediciones y de modelos de la *determinación orbital*, junto con los errores que se introducen en los modelos que extrapolan esas posiciones hacia el futuro, en el proceso de *propagación orbital*.

Para el estudio de la situación de riesgo es necesario tener conocimiento, no sólo de las posiciones, sino también de esos errores asociados; razón por la cual la estimación de errores es un proceso fundamental.

Esta característica del problema, es la que conduce a estudiar probabilidades, en los riesgos de colisión.

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 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 ?. Este método permite construir una matriz de covarianza para la posición de un TLE, utilizando el set de TLE 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.

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 comportamiento de errores de los TLE (Sec. 2.3.2).

Debe tenerse en cuenta, que al utilizar TLE y el modelo SGP4 los datos propagados resultan en un sistema de referencia que es propio de este tratamiento; el sistema de Ecuador Verdadero y Equinoccio Medio, TEME. Esto implica que deben hacerse transformaciones para poder comparar estas propagaciones con efemérides calculadas por otros medios.

2.3.1. Método de Osweiler

Es un método que propone una manera de estimar los errores que se comenten en la utilización de TLE 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 covarianza correspondiente a la posición del TLE Primario.

Esquema reducido del método

Dados:

- N la cantidad de TLEs del set.
- \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:

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

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

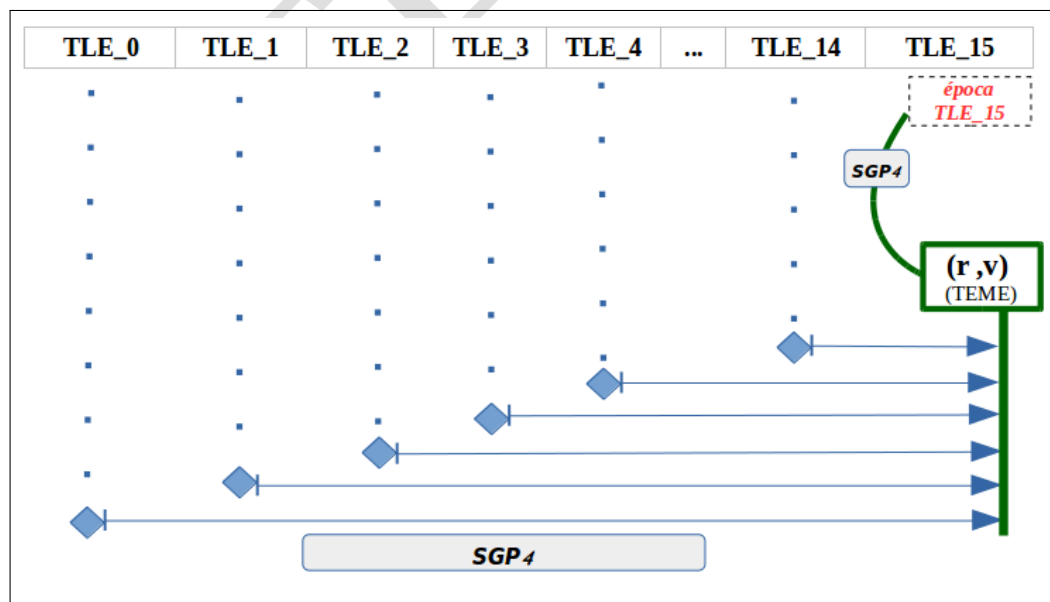


Figura 2.2: Esquema del método de Osweiler para la generación de la matriz de covarianza a partir de un set de TLEs

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 es el caso de los casos de estudio de validación que involucran misiones operativas de otras agencias.

2.3.2. Propagación de errores utilizando TLE y efemérides precisas

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 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 evalúa la tendencia en una ventana temporal de seis meses y se calculan valores medios para los errores, en función de la cantidad de días que se propaguen.

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 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.

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.

2.3 EL ESTUDIO DE LOS ERRORES

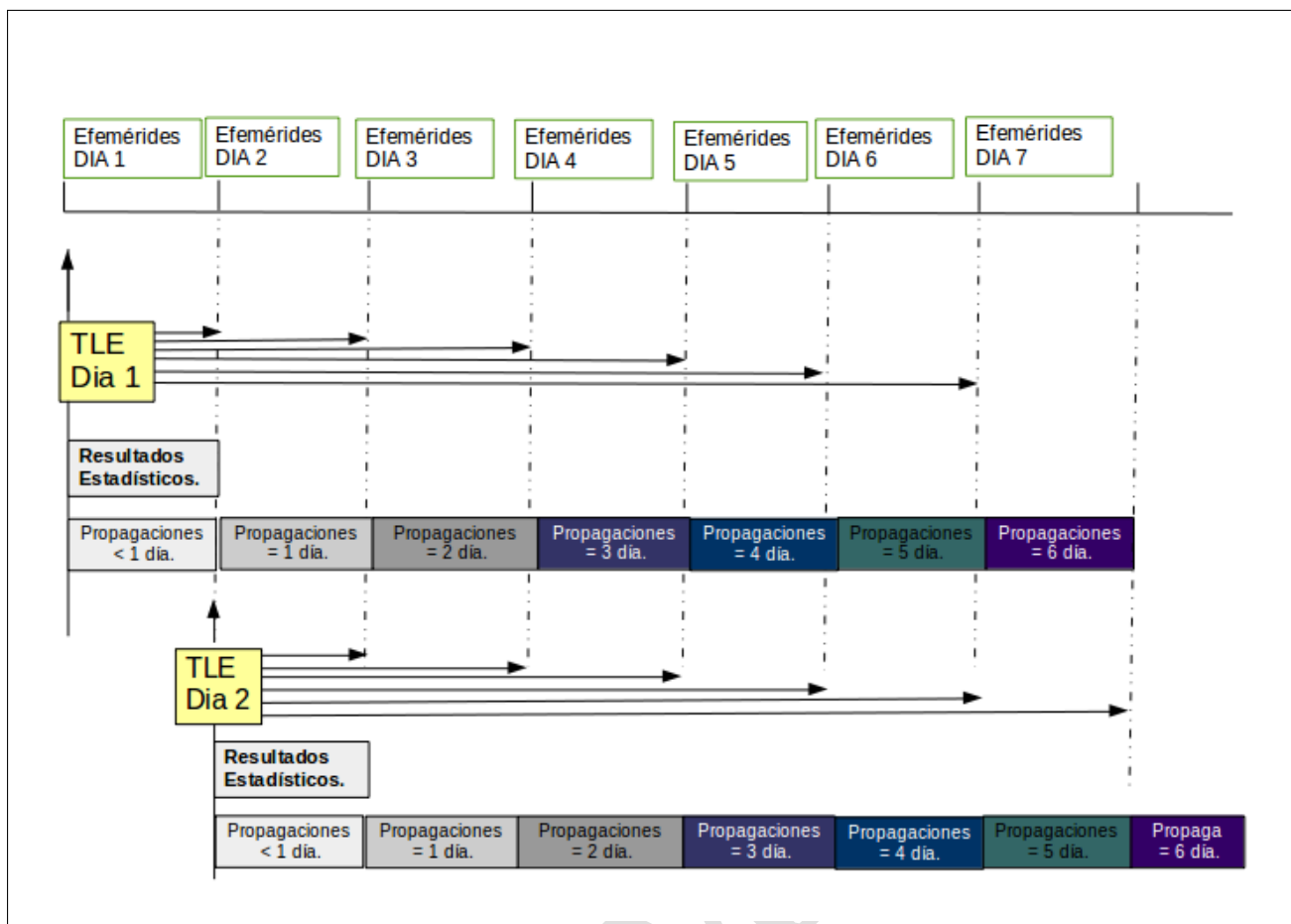


Figura 2.3: Esquema del método propuesto para la estimación de la propagación de errores al utilizar TLEs y el propagador `sgp4`. Los recuadros verdes contienen las efemérides que calcula dinámica orbital. Cada uno de los TLEs se propagan para cada segundo, durante 7 días hacia adelante, y se comparan 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

2.4. La Probabilidad de Colisión

Para el análisis de una situación de riesgo, en general se utilizan como parámetros:

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

Estos parámetros se calculan a partir de: las órbitas predichas al momento TCA y las matrices de covarianza de los errores.

Sean dos objetos; en nuestro caso una misión operativa, *sat*, y un desecho, *deb*; de los cuales conocemos su posición $\bar{X}_{sat0} = (\bar{x}_{sat}, \bar{v}_{sat})$ y $\bar{X}_{deb0} = (\bar{x}_{deb}, \bar{v}_{deb})$ y las matrices de covarianza de los errores, C_{sat0}, C_{deb0} , para un tiempo inicial, t_{sat0} , y t_{deb0} respectivamente. Todo referenciado al mismo sistema inercial de referencia, ya sea un sistema geocéntrico (Earth Centered Inercial (ECI)) o el sistema del satélite (Radial, Transverse, Normal (RTN)).

En un planteo general, el estudio de una posible colisión consiste en propagar hacia el futuro, mediante modelos (analíticos y numéricos de alta precisión), esas posiciones y matrices de covarianza de errores; definir radios seguros (o de colisión) para los objetos, y calcular la probabilidad de que la mínima distancia entre ellos, sea menor a la suma de esos radios.

Un análisis apropiado de situaciones de encuentro facilita la determinación del tiempo de máximo acercamiento, TCA y las posiciones y matrices de covarianza para ese instante: $\bar{X}_{sat}(TCA)$, $\bar{X}_{deb}(TCA)$, $C_{sat}(TCA)$, $C_{deb}(TCA)$.

Para su estudio, los encuentros pueden clasificarse según sean:

- **Encuentros cortos:** se asume que movimiento relativo presenta comportamiento lineal durante el breve lapsus del encuentro.
- **Encuentros largos:** el encuentro no es lo suficientemente corto como para considerar movimiento relativo lineal.

En particular en este trabajo, analizamos las situaciones de encuentros cortos. En los encuentros cortos puede asumirse que:

- El movimiento relativo es lineal.
- Los errores en la posición durante el encuentro son constantes e iguales al del error en TCA.
- No hay errores en la velocidad.
- Los errores en la posición se representan con una distribución gaussiana de tres dimensiones.

La probabilidad de colisión se calcula en cada caso, conociendo: las posiciones, las matrices de covarianza de ambos objetos en el instante TCA, $(\bar{X}_{sat}(TCA), \bar{X}_{deb}(TCA), C_{sat}(TCA), C_{deb}(TCA))$ y los radios de colisión respectivos, $R1$ y $R2$.

Cálculo de la PoC en encuentros cortos

Distintos autores han desarrollado varios métodos para el cálculo de la PoC (Ver tabla 2.2). Todos ellos comparten las siguientes consideraciones:

- El error en la posición puede representarse por una función de distribución Gaussiana en tres dimensiones (3D).
- Tanto el objeto primario, como el desecho se mueven con movimiento rectilíneo de 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.

En su mayoría, los métodos que se mencionan en la tabla 2.2, son aceptados en el estándar del mensaje de alerta, para el cálculo de la probabilidad de colisión, ver 2.6.

2.4.1. Cálculo Simplificado de Lei-Chen

En este trabajo se implementó la estimación de un 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).

Lei-Chen se basa en estudios anteriores del problema del cálculo de la probabilidad de colisión en encuentros cortos, que reducen el problema en tres dimensiones a un plano de encuentro. Con este planteo, se reduce el problema a calcular la integral de la función de densidad de probabilidad (PDF) en dos dimensiones, sobre el área de la sección circular de colisión que se proyecta en el plano de encuentro.

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

2.4 LA PROBABILIDAD DE COLISIÓN

Autor/es	Metodología
Akella y Alfrend	Calcula la integral de superficie, del problema simplificado a 2D.
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.
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 $1m - 10km$.
Patera	Transforma la integral de superficie a una integral de línea de una dimensión. Este nuevo planteo 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 (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.

Tabla 2.2: Distintos autores y trabajos para el cálculo de la Probabilidad de Colisión PoC

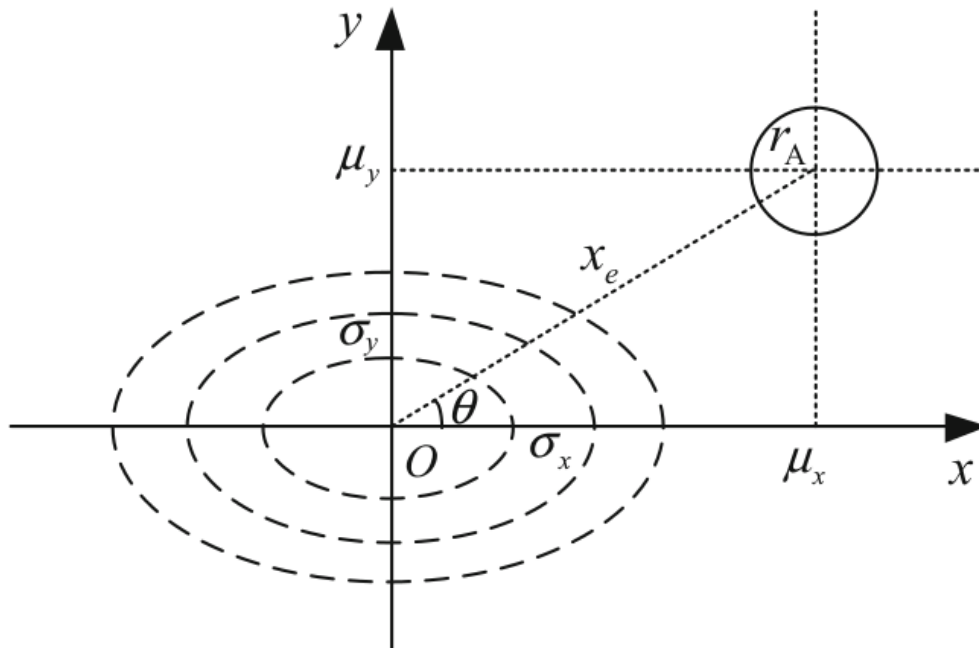


Figura 2.5: Esquematización del plano de encuentro. Extraído de Lei et al. (2017)

de covarianzas de ambos objetos, proyectadas, son σ_x y σ_y Fig. 2.5.

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

$$PoC = \int \int_{(x-\mu_x)^2 + (y-\mu_y)^2 \leq r_a^2} \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\mu_x^2}{\sigma_x^2} + \frac{\mu_y^2}{\sigma_y^2}\right)\right] dydx \quad (2.5)$$

Tomando como referencia los estudios previos realizados por 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:

$$PoC = \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{\mu_x^2}{\sigma_x^2} + \frac{\mu_y^2}{\sigma_y^2}\right)\right] \left[1 - \exp\left(-\frac{r_a^2}{2\sigma_x\sigma_y}\right)\right] \quad (2.6)$$

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.

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 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, CCSDS, publicó el mensaje estándar recomendado que se utiliza en la actualidad, el: CDM (?).

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 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 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 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 (KVN), o por medio de un XML. 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 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. Los mismos en alguno de los sistemas de referencia más utilizados, ver 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 (eXtensible Markup Language) 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>
```

```

<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 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 (Ver tabla), son además los métodos que el estándar sugiere para la implementación de los cálculos de PoC.

Details	OID	Collision Probability Method	Reference
Q	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
Q	1.3.112.4.12.2	ALFANO-2005	Alfano, S., "A Numerical Implementation of Spherical Object Collision Probability," The Journal of the Astronautical Scien
Q	1.3.112.4.12.3	ALFANO-MAX-PROBABILITY	Alfano, S., "Relating Position Uncertainty to Maximum Conjunction Probability", AAS Journal of the Astronautical Science
Q	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
Q	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
Q	1.3.112.4.12.6	ALFANO-VOXELS-2006	Voxels method from Alfano, S., "Addressing Nonlinear Relative Motion For Spacecraft Collision Probability," AIAA Paper
Q	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;
Q	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 A
Q	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
Q	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
Q	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 21
Q	1.3.112.4.12.12	PATERA-2001	Patera, R.P., "General Method for Calculating Satellite Collision Probability," Journal of Guidance, Control, and Dynamics
Q	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
Q	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 2.6: 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.

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. 2.7:

- 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 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.

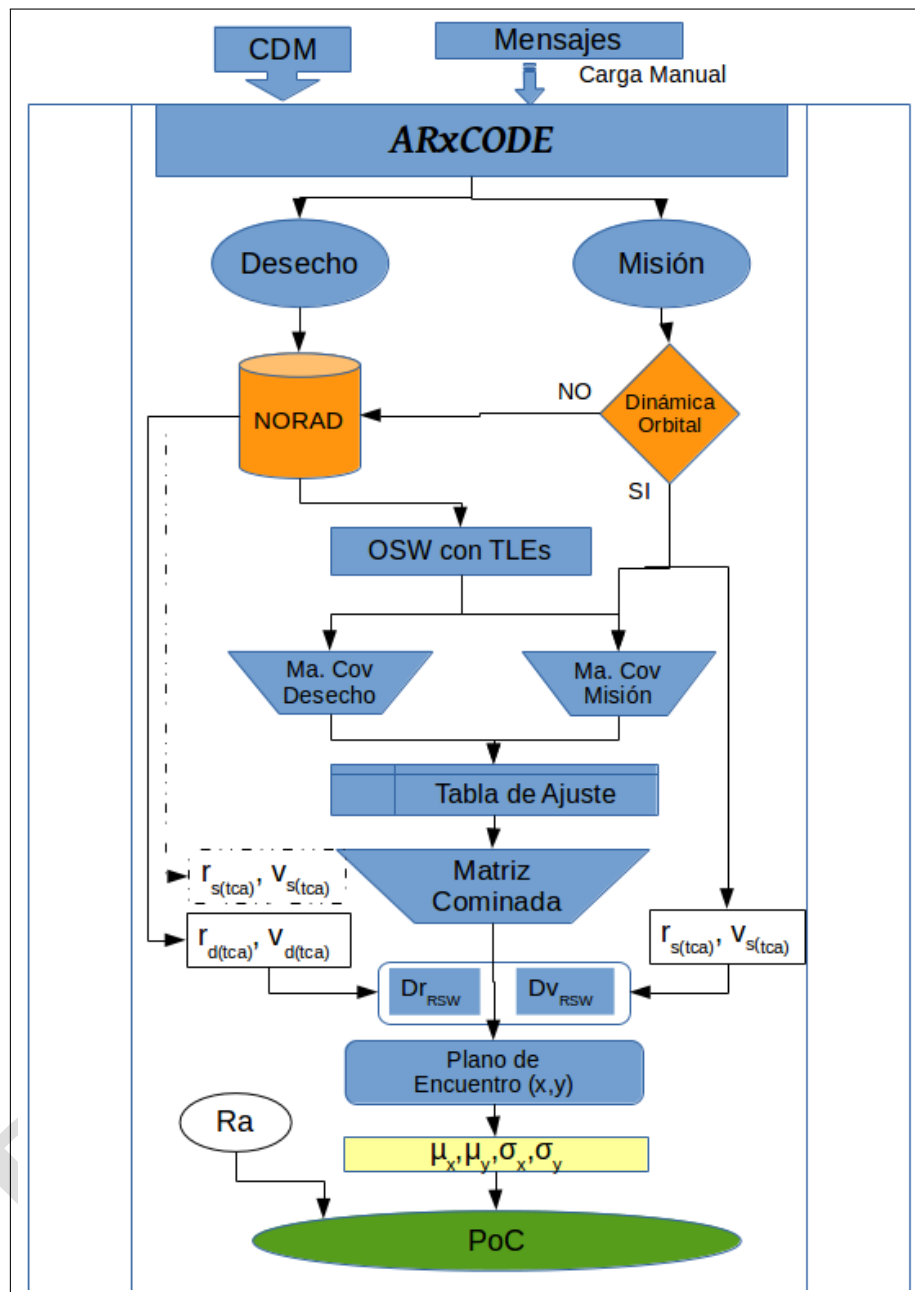


Figura 2.7: Esquema del Procedimiento General del cálculo de PoC

Metodología de Desarrollo

Para el desarrollo de este trabajo se optó por un modelo de desarrollo de tipo incremental (que resulta iterativo por naturaleza). En cada iteración, se optimizó el diseño y se fueron agregando nuevas funcionalidades y capacidades al sistema.

El problema que se propone resolver, requiere de la implementación de distintos algoritmos en una estructura en donde los resultados de un módulo se utilizan en el siguiente. Esto implica que para un análisis completo cada una de las instancias debió estar previamente validada. No obstante, las salidas de los módulos que eran ingesta de otros módulos podían reemplazarse por datos ya conocidos, y así desarrollar y validar el módulo siguiente, mientras se analizaba en paralelo cómo mejorar o corregir los resultados no satisfactorios. De esta manera se fue armando el cuerpo general del software a gran escala, y luego se fue revisando y afinando cada uno de los paquetes.

Esta forma de trabajo permitió separar la complejidad del proyecto, y a su vez, desarrollar un conjunto de bibliotecas fácilmente modificables, sin alterar la estructura central.

3.1. Inicialización

En esta primera etapa se evaluó el concepto del ARxCODE en el contexto de la Unidad de Desarrollo de Desechos Espaciales de CONAE. Fundamentalmente la vinculación con el departamento de Dinámica Orbital y los procedimientos actuales que se realizan en relación a los riesgos de colisión con desechos.

Se hizo un estudio de las estructuras orgánicas existentes y los sistemas asociados. Los distintos tipos de productos y usuarios, las interfaces que existen y el acceso a los datos reales con los que podría contar.

Se analizó cómo trabajan otras agencias espaciales la temática y se sacaron conclusiones respecto de qué es lo que podría ofrecerse y bajo qué premisas.

De las consideraciones más importantes que se desprendieron de esta etapa, cabe destacar que se decidió un prototipo para funcionar montado sobre el software principal de Dinámica Orbital, como un anexo que no interfiere de ninguna manera con los procesos actuales.

Por otro lado, debido a la complejidad del problema y sus consecuencias, será un software diseñado para ser utilizado por un analista experto, con conocimientos de Dinámica Orbital.

En el mismo sentido, sus productos finales no serán considerados en la toma de decisiones hasta tanto sus resultados no hayan sido validados durante un periodo suficiente, que permita verificar y mejorar su funcionamiento, contrastándolo con un acumulado de situaciones reales.

Para este planteo de definiciones, se contó con el asesoramiento y el intercambio de información con personas de Dinámica Orbital y otros departamentos de CONAE. Se realizaron algunas reuniones e intercambio de mails, aunque por ser una temática que se aborda bajo regímenes especiales de acuerdos de confidencialidad, no fue posible contar con la totalidad de la información.

3.2. Iteración

Ya conocido el planteo del problema, las distintas maneras de abordarlo y las restricciones, se elaboró un diseño preliminar del producto con sus requerimientos (Sec. 4.2) y sus funcionalidades, que dadas las características del problema resultó bastante determinista.

Para el desarrollo se definieron distintos paquetes o componentes (Sec. 4.5):

- Paquetes de Procesamiento: *AjustarTle*, *Comparar*, *Encuentro*, *Estadística*.
- Paquetes de Administración de Datos: *TleAdmin*, *CodsAdmin*, *CDM*.
- Paquetes Generales de utilización múltiple: *SistReferencia*, *Validación*.
- Paquetes de visualización e interfaz gráfica: *Aplicación*, *visual*.

Esta metodología permitió importar funciones que resuelven cuestiones específicas desde cualquier módulo y a su vez modificar las funciones cuando fuera necesario.

Durante el diseño y el desarrollo de la interfaz, se fueron modificando mucho las opciones, en tanto se utilizó la interfaz para seguimiento de pasos intermedios que a medida que iban siendo validados se iban retirando de las opciones del usuario.

3.3. Control

Al tratarse de un sistema que implementa distintas metodologías para el cálculo de parámetros, el control se basó en analizar que los resultados de los algoritmos implementados fueran coherentes y coincidieran con los que existían en publicaciones bibliográficas que se podían reproducir.

Fue fundamental implementar un control sobre la implementación de la solicitud a NORAD y la propagación de los TLE y sobre los algoritmos de transformación de coordenadas.

Para cada una de las instancias de validación se configuraron distintos escenarios de prueba y en muchas oportunidades se verificaron los resultados parciales, con pruebas realizadas con otros programas como Excel.

3.4. Entorno de Desarrollo

Para el desarrollo se utilizó:

- Plataforma de Desarrollo (Integrated Development Environment (IDE)): Eclipse Ver. 3.8.1.
- Lenguaje de Programación: Python 2.7
- Biblioteca de Interfaz gráfica: QT por medio del enlace PyQt.
- Gestor de Configuración: Git.

Eclipse

Eclipse (Ver. 3.8.1) es una plataforma de desarrollo multiplataforma ampliamente utilizada y ya muy madura, cuya estructura de perspectivas, editores y vistas, facilita el desarrollo en distintos lenguajes de programación. En este trabajo se incorporó el IDE para python, *Pydev*.

Eclipse ofrece excelentes capacidades para la gestión de proyectos, permitiendo incorporar en un mismo proyecto distintos archivos y documentación, que, en esta tesis, agrupó no sólo los datos de entrada y salida, como los TLE, los CDM o los productos orbitales; sino que también incluyó todos los plots y gráficos que resultaban de los procesamientos y la propia documentación referida a la escritura de este documento. Esto fue muy productivo en lo que respecta al control de versiones, ya que se aprovechó el hecho de que Eclipse ya tiene incorporado el Git.

Cabe destacar también, que ofrece una excelente herramientas de depuración.

Python

El lenguaje de programación Python se destaca en sus capacidades tanto de cálculo como de manejo de texto. Esto agiliza mucho los procesos que involucran el manejo de tablas de datos plasmadas en texto plano, como son por ejemplo los datos TLE y las efemérides orbitales que se generan como productos del departamento de Dinámica Orbital. Así mismo facilita el manejo de las nomenclaturas de los distintos archivos de datos o imágenes generadas. (Referencia correlacional ;?)

Existen numerosas, potentes y optimizadas bibliotecas para la realización de cálculos, y el tratamiento vectorial. En nuestro caso se aprovechó particularmente la biblioteca *numpy*, y muy poco de *scipy* específicamente, para interpolar datos .

Finalmente su utilización masiva permite tener acceso rápido a sus potencialidades.

QT

Para el desarrollo de la interfaz gráfica se utilizó QT, a través del enlace PyQt. QT es un framework ampliamente utilizado para el desarrollo de aplicaciones multiplataforma. Cuenta con mucha contribución de la comunidad y está soportado por Nokia. Su mecanismo de conexión de señales y eventos es simple, esto permite definir los eventos sencillos en la estructura del GUI, y luego invocar el código python con las acciones más avanzadas. Subyace su implementación en C++ que muchas veces dificulta la comprensión para los que estamos familiarizados con la lógica del python, y lo mismo ocurre con la documentación y prevalecen los ejemplos para C++.

Git

Si bien, esta herramienta no fue aprovechada en todo su potencial en este trabajo, por tratarse de un proyecto sencillo y desarrollada por dos personas, fue fundamental para agilizar la posibilidad de trabajar desde cualquier computadora, siempre en la última versión del proyecto. Así mismo, el trabajo con control de versiones, permitió realizar distintas pruebas e implementaciones que luego se descartaron o se quitaron del producto final, pero que pueden ser reutilizados en futuros proyectos. En particular, en la utilización de la interfaz intermedia que fue generada para una ágil evaluación de los resultados parciales.

ARxCODE

4.1. Especificaciones generales

ARxCODE es un prototipo de software diseñado para el procesamiento y análisis de encuentros con riesgo de colisión, entre misiones operativas y desechos espaciales.

Tiene como objetivo principal procesar la información, proveniente de los organismos internacionales de alerta (mensaje CDM), o cargada manualmente, y facilitar al operador la visualización de los parámetros de la situación en forma clara para su correcta interpretación y comunicación.

Es una aplicación de escritorio, de estructura modular, reusable y modificable que cuenta con una interfaz amigable.

Pensada con una filosofía de expansión y perfeccionamiento, su arquitectura permite la adición de funcionalidades sin mayores inconvenientes.

4.2. Requerimientos

Se pretende que ARxCODE sea una herramienta que oficie de soporte al operador en el diálogo con los organismos internacionales que proveen los mensajes de alerta, frente a una situación de riesgo de colisión. A tal fin, el sistema debe tener la capacidad de interpretar los mensajes estandarizados CDM y presentar la información que allí se registra, en forma clara al operador.

Por otro lado, debe tener la capacidad de coleccionar datos ingresados manualmente por el operador y ofrecer los parámetros que resulten del procesamiento propio del ARxCODE, como mínima distancia, TCA calculado y PoC.

Esta última funcionalidad implica que ARxCODE debe poder solicitar a la página Space-Track los TLEs correspondientes a los objetos involucrados, debe poder estimar las matrices de covarianza de ambos objetos, ya sea mediante el método de Osweiler o incorporando efemérides predichas del departamento de dinámica orbital; debe poder propagar esos errores al momento del TCA y finalmente calcular la PoC, con un **error aceptable**.

En la tabla 4.1, se listan todos los requerimientos del sistema.

4.3 INTERFACES

Req. ID	Descripción
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 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.
ARR-080	ARxCODE debe estimar los errores en la posición inicial del desecho y de la misión operativa.
ARR-090	ARxCODE debe propagar los errores de la posición inicial al TCA.
2	Requerimientos de INTERFACES
ARR-100	ARxCODE deberá permitir la carga manual de la situación de encuentro.
ARR-110	ARxCODE deberá descargar los TLE de Space-Track.
ARR-120	ARxCODE deberá manipular los CDM con formato xml.
3	Requerimientos de RENDIMIENTO y/o PERFORMANCE
ARR-210	ARxCODE deberá ofrecer el reporte de la situación en no más de 1 minuto.
4	Requerimientos de VALIDACIÓN
ARR-300	Los módulos de implementación de metodologías de ARxCODE serán validados con los resultados de las publicaciones pertinentes y de la bibliografía.
ARR-310	Las propagaciones realizadas con el SGP4 serán validadas con el software STK.
5	Requerimientos de DISEÑO
ARR-400	ARxCODE tendrá un diseño modular.
ARR-410	ARxCODE se desarrollará como una librería.
ARR-420	ARxCODE contará con una interfaz gráfica.
6	Requerimientos de IMPLEMENTACIÓN
ARR-500	ARxCODE será implementado en python 2.7.
ARR-510	ARxCODE será implementado en el entorno de desarrollo Eclipse.
ARR-520	El control de versiones se realizará con Git.
7	Requerimientos de REUSABILIDAD
ARR-600	ARxCODE utilizará la librería de SGP4 en Python.
ARR-610	ARxCODE utilizará la librería de Element Tree para el parseo del CDM.
ARR-620	ARxCODE utilizará la librería de requests de python para la conexión con Space-Track.
ARR-630	ARxCODE utilizará la librería de numpy y scipy de python para los cálculos estadísticos y de integración.

Tabla 4.1: Tabla de especificación de requerimientos del ARxCODE

4.3. Interfaces

ARxCODE fue pensado para ser un sistema anexo a las estructuras ya existentes dentro del departamento de Dinámica Orbital.

El diseño completo, contempla un acceso directo al servidor de la base de datos de los productos de Dinámica Orbital para la obtención de: las efemérides propagadas de la misión operativa, y los

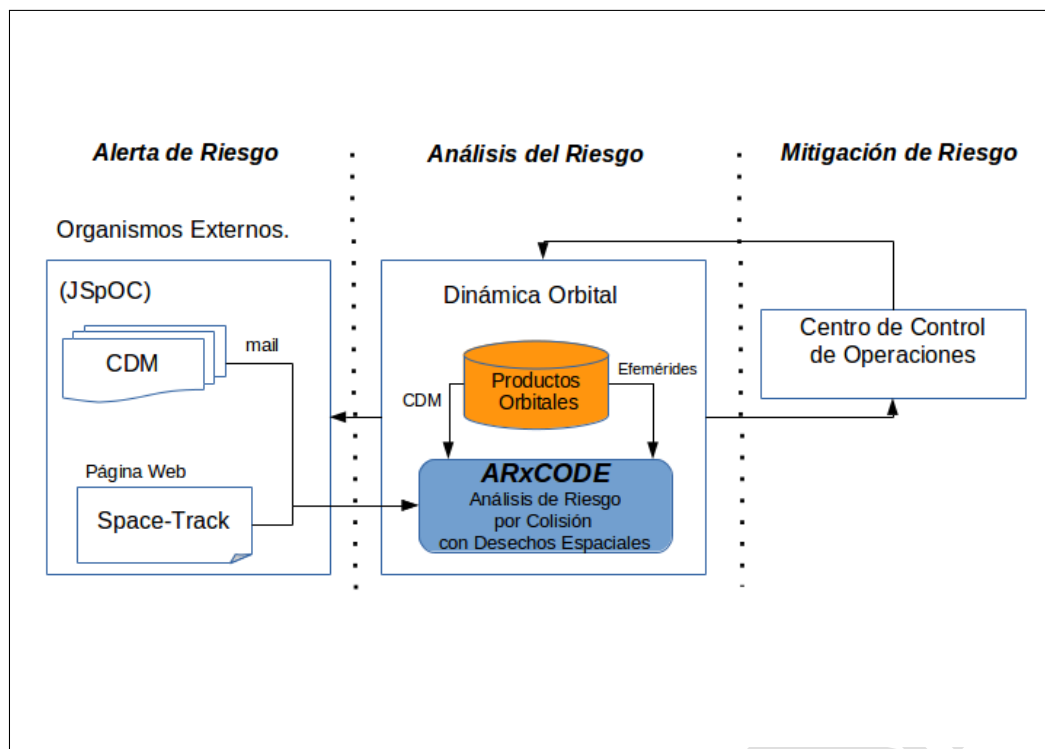


Figura 4.1: Diagrama de Interfaces del Sistema

mensajes de alerta (CDM). Estos últimos también podrán ser recibidos por mail de los organismos internacionales de alerta, como por ejemplo JSpOC o mediante una solicitud a la página Space-track, previa notificación y registro autorizado del operador a cargo. (Ver Fig. 4.1)

No obstante, por cuestiones de tiempo y de accesibilidad, para el desarrollo de este trabajo, los datos que provee el departamento de Dinámica Orbital fueron descargados y se extraen de un directorio, al igual que los mensajes de alerta CDM, que fueron descargados de páginas de internet, ya que no nos han facilitado ninguno vinculado a la misión operativa con la que trabajamos, por motivos de confidencialidad.

Se realizó la automatización de la descarga de TLEs de la página Space-Track y se habilitó en la interfaz la pantalla que permite la carga manual de los datos del encuentro.

En conclusión, las interfaces implementadas, son:
(Ver Fig. 4.2)

- Conexión a Space-Track para la solicitud de TLEs.
- Administración de las efemérides orbitales de los directorios de CodsAdmin.
- Administración de los CDM del directorio CDM, a través de la intervención del operador.
- Carga Manual de datos de un encuentro realizada por el operador.

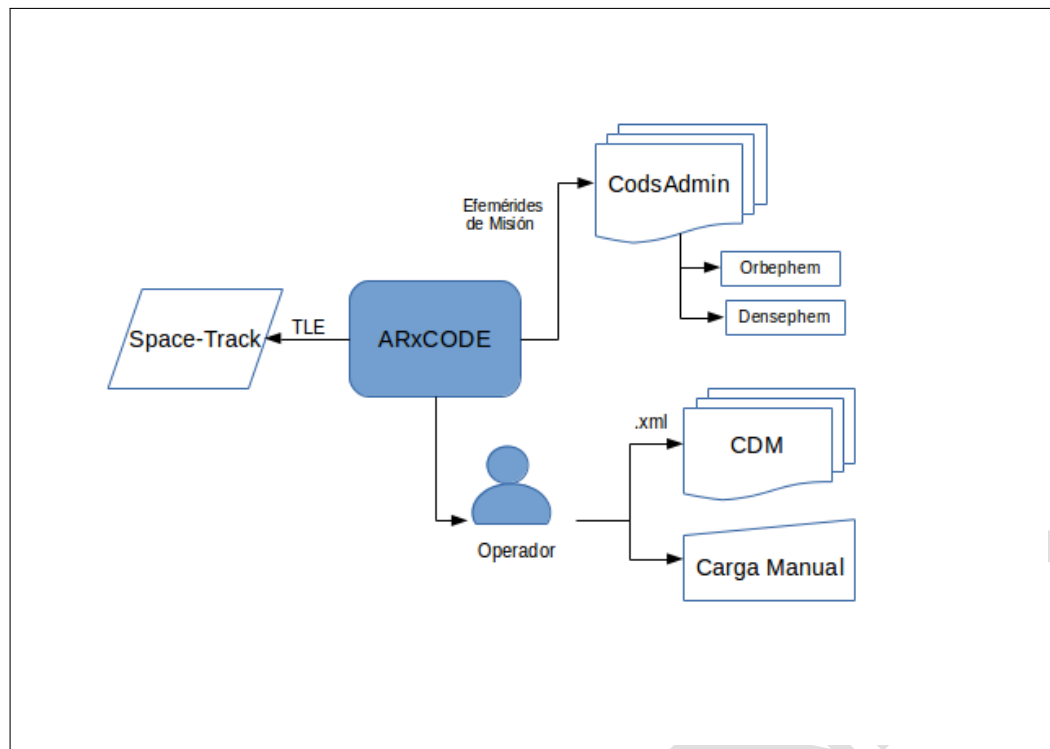


Figura 4.2: Diagrama de Interfaces Implementadas en ARxCODE

4.4. Casos de Uso

Este trabajo se pensó como un sistema acoplado 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 casos de uso:

Fig. 4.3

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

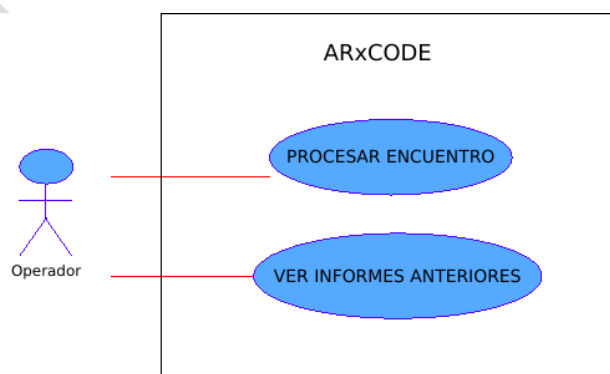


Figura 4.3: Casos de Uso de ARxCODE

Nombre	Procesar Encuentro
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.
Precondiciones	El operador debe estar registrado en la página space-track de NORAD. Los archivos CDM deben estar previamente cargados en el Directorio de búsqueda. El operador debe conocer el encuentro que desea analizar y sus datos en caso del ingreso manual.
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 generar 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
Postcondiciones	El informe de análisis de riesgo fue generado y almacenado.

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

4.5. Arquitectura

Componentes

En un planteo conceptual, con alto grado de abstracción, los distintos paquetes de ARxCODE pueden agruparse en cinco componentes Fig. 4.4: PROCESAMIENTO, ADMINISTRACIÓN DE DATOS, INTERFAZ GRÁFICA Y VISUALIZACIÓN, Sistemas de Referencia y VALIDACIONES.

- **PROCESAMIENTO:** Involucra los cuatro paquetes que, no sólo operan con los datos ingresados, sino que también los manipulan y procesan para generar nuevos productos. Estos módulos son, de alguna manera, los distintos núcleos del código.

- *AjustarTle*
- *Comparar*
- *Estadística*
- *Encuentro*

- **ADMINISTRACIÓN DE DATOS:** Son aquellos paquetes que se encargan de la obtención, el desglose y el preprocesamiento de los datos que serán utilizados por el resto de los módulos.

- *TleAdmin*

- *CodsAdmin*
 - *CDM*
- **INTERFAZ Y VISUALIZACIÓN:** Agrupa el paquete que genera la interfaz gráfica y el paquete que contiene todos los módulos que generan representaciones visuales, como los plots o los tracks de las trayectorias de los objetos.
- *Aplicacion*
 - *visual*
- **Sistemas de Referencia:** *SistReferencia*, es el paquete que contiene todo lo referente a las transformaciones entre los distintos sistemas de referencia, ya sean espaciales o de tiempo.
 - **VALIDACIONES:** Agrupa todos los módulos desarrollados para validar los resultados.

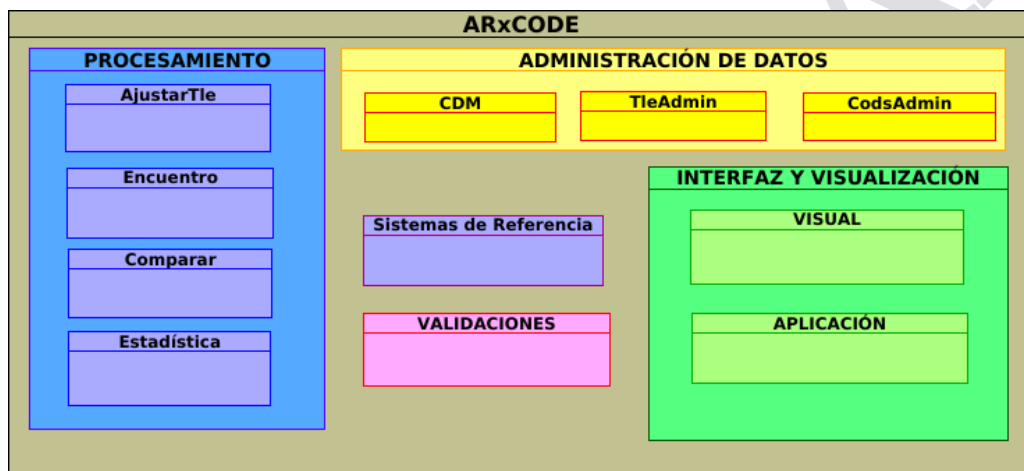


Figura 4.4: Componentes de ARxCODE

ADMINISTRACIÓN DE DATOS: TleAdmin

Este paquete contiene las dos clases que gestionan la descarga de los TLEs de la página Space-Track: **Tle** y **setTLE** (Fig. 4.5). La primera provee un único TLE y todo lo referente a él; se instancia a partir del identificador de NORAD del objeto y una época, o a partir del nombre de un archivo que contiene un único TLE. Entre sus métodos, es fundamental **propagaTLE()**, que propaga la posición del objeto al momento que sea necesario.

La clase **setTLE**, es necesaria particularmente para la implementación del método de Osweiler que requiere un conjunto de TLEs de 15 días para la generación de la matriz de covarianza de la posición del objeto. Esta clase se instancia, indicando el identificador de NORAD del objeto, la fecha de inicio y fin, del set que se requiere. Una vez descargados, genera un único archivo con todos los TLEs del intervalo y los guarda en la carpeta *crudosTLE*.

El método **divide_setTLE()** de la clase **setTLE**, particiona el texto con el conjunto de TLEs y genera

un archivo por cada TLE y lo almacena en la carpeta *tle* del paquete.

Esta última carpeta, se actualiza con cada corrida del software, de modo que siempre contiene sólo el conjunto de archivos de TLEs que van a ser procesados.

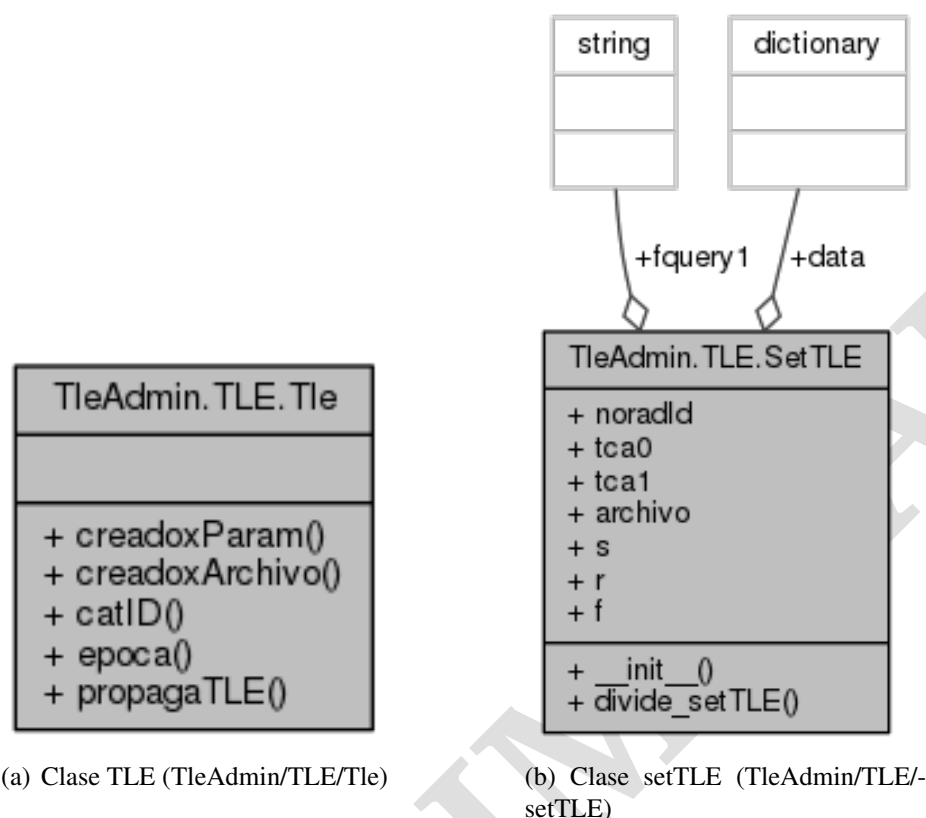


Figura 4.5: Clases Tle y setTLE del paquete TleAdmin

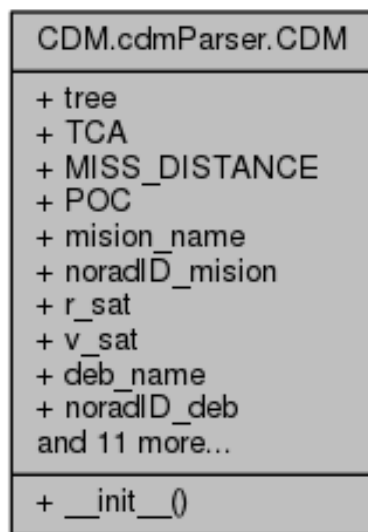
ADMINISTRACIÓN DE DATOS: CDM

El paquete CDM contiene una carpeta con archivos en formato del CDM, en xml y la clase **CDM** que tiene la capacidad de desglosarlos y extraer los datos de los mensajes que serán plasmados en la pantalla de la interfaz gráfica, para la visualización del operador.

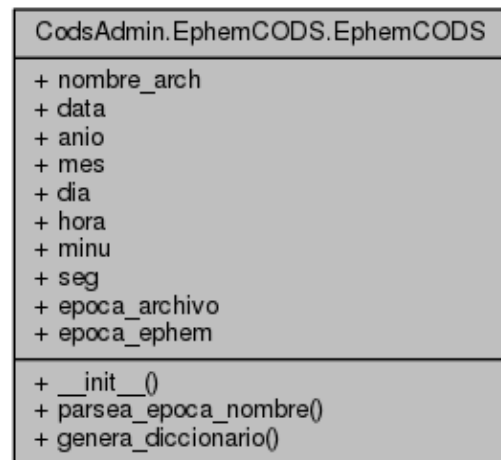
ADMINISTRACIÓN DE DATOS: CodsAdmin

Este paquete administra los productos orbitales generados por el departamento de Dinámica Orbital CONAE Orbyt Dynamics Services (CODS).

Cuenta con varias carpetas que almacenan los productos previamente descargados y contiene a la clase **EphemCODS**, que tiene la capacidad de extraer las efemérides de los archivos y de identificar el periodo de datos que abarca el archivo a partir del nombre.



(a) Clase CDM (CDM/CDM).



(b) Clase EphemCODS (CodsAdmin/EphemCODS)

Figura 4.6: Clases CDM y EphemCODS para el parseo de los mensajes de alerta CDM y los productos orbitales de CODS

PROCESAMIENTO: AjustarTle

Este paquete incluye el módulo con el mismo nombre *AjustarTle*, que cuenta con varias funciones que reagrupan la información del set de TLEs a fin de poder hacer ordenamientos y comparaciones, entre TLEs de distintas fechas que son propagados a una misma época (práctica necesaria para la implementación del método de Osweiler para la construcción de las matrices de covarianza).

PROCESAMIENTO: Comparar

En el paquete *Comparar* se nuclean todos los módulos y funciones que permiten la selección y la extracción de los datos de los productos de Dinámica Orbital (CODS), y sus respectivas comparaciones con los resultados que provienen de la propagación de los TLEs. Este tipo de comparaciones son necesarias en la estimación de errores que se comenten al utilizar propagaciones de TLE con SGP4.

PROCESAMIENTO: Estadística

Dentro de este paquete se encuentran los desarrollos referidos a los cálculos estadísticos, más precisamente los módulos que calculan las matrices de covarianza. En este paquete se encuentra el módulo que implementa el método de Osweiler **matrizOsweiler**.

PROCESAMIENTO: Encuentro

Este es el paquete núcleo del software. En él se encuentra la clase **Encuentro** Fig. 4.7, que instancia la generación del encuentro, incorporando ambos objetos mediante sus identificadores de NORAD y el TCA, generando las propagaciones necesarias, y las matrices de error, para calcular la mínima distancia y la probabilidad de colisión. A tal fin, cuenta con los métodos (Fig. 4.7): **calculaMacombinada**, **proyecta_alplano_encuentro**, **calculaPoC_circ** y **calculaPoC_gral**

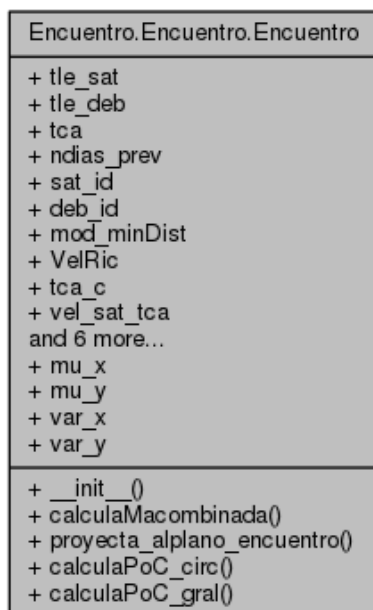


Figura 4.7: Clase Encuentro para el cálculo de los parámetros del acercamiento

INTERFAZ GRÁFICA Y VISUALIZACIÓN: Aplicación

Este paquete contiene, principalmente el módulo con el formulario de interfaz de ARxCODE **frm_main**. Dentro del mismo se ubican las clases que heredan de la estructura de QT, para el desarrollo de la aplicación, y son estas clases las que invocan los distintos módulos del resto del código para el desarrollo de los procesos.

INTERFAZ GRÁFICA Y VISUALIZACIÓN: visual

Visual es el paquete que agrupa todos los módulos de generación de gráficos y ploteos. Los gráficos se utilizaron principalmente para el estudio de la tendencia de errores de los TLE y otros análisis y validaciones.

Dentro de este paquete se encuentra el módulo que genera el track de las órbitas, proyectadas sobre el mapa en el momento del encuentro.

Sistemas de Referencia

Este paquete contiene módulos para realizar transformaciones entre los distintos sistemas de referencia. Entre ellos, los dos más utilizados son: *teme2tod* y *ricSis*, ya descritos en 2.2.5.

Validaciones

Reúne todos los módulos que se desarrollaron para la validación de los resultados, cuyos valores se analizan y publican en la sección de Resultados y Validaciones Sec. 5. A saber:

- *valida_OSW*: valida el método de Osweiler.
- *valida_poc*: valida los métodos de cálculo de la probabilidad de colisión.
- *valida_RTN*: valida la transformación del sistema de referencia al RTN.

4.6. Flujo dinámico de ARxCODE

ARxCODE se inicializa cuando un operador lo ejecuta. Una vez iniciado el programa, el operador debe seleccionar alguna de las dos opciones de procesamiento: *Cargar CDM* o *Carga Manual*. Una vez cargados los datos se inicia la etapa del PROCESAMIENTO.

Procesamiento a partir de un CDM

Si el procesamiento se realiza a partir de la carga de un CDM, el código se ocupa de la extracción y la publicación de los datos del CDM.

Procesamiento a partir de una carga manual

En el caso de la carga manual, el procesamiento implica distintos pasos Fig. 4.8:

- Solicita los TLE a NORAD.
- Propaga los TLE y calcula el TCA y la mínima distancia.
- Calcula la covarianza del desecho, y de la misión si la misma no fue provista por el departamento de Dinámica Orbital.
- Calcula la matriz de covarianza combinada.
- Propaga la matriz de covarianza combinada hasta el TCA.
- Calcula la probabilidad de colisión.

- Publica los datos en la pantalla para el operador.

Finalizada esta etapa de procesamiento y publicación de los datos por pantalla, el operador puede solicitar la visualización de las trayectorias en el intervalo analizado, para ello presiona el botón *Track* y el gráfico se agrega a la pantalla.

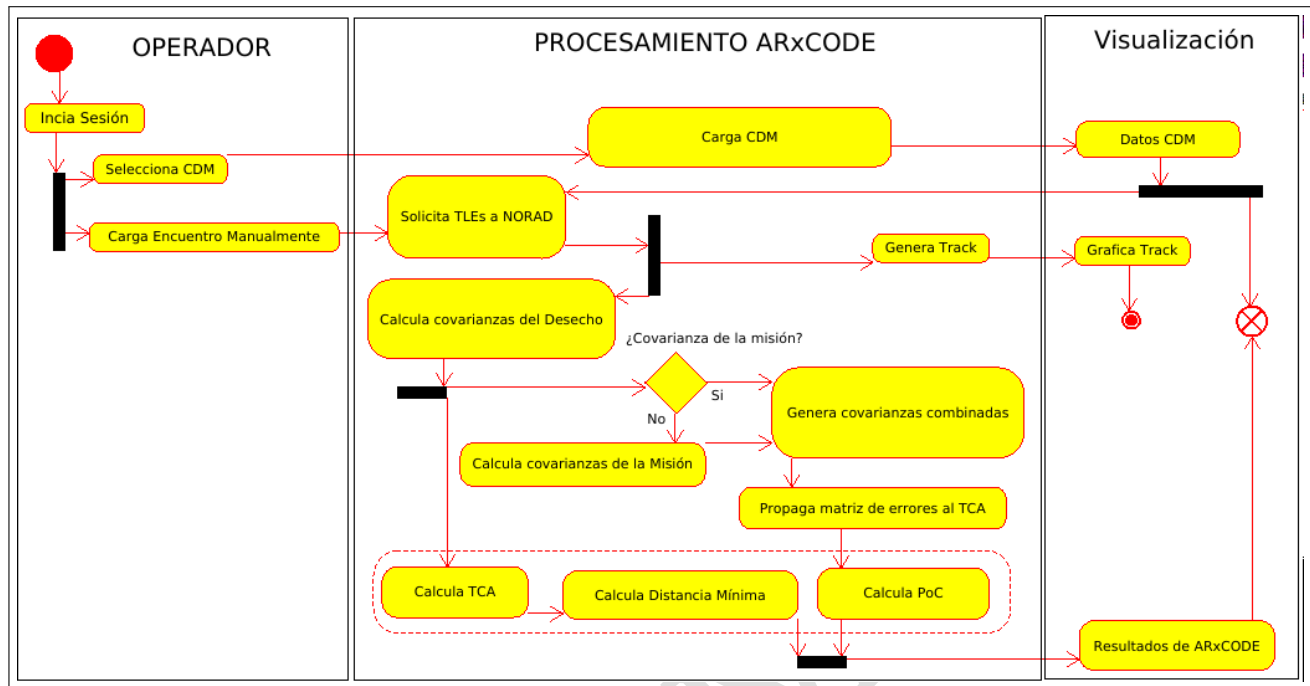


Figura 4.8: Diagrama de Actividades de ARxCODE

Pantallas del ARxCODE

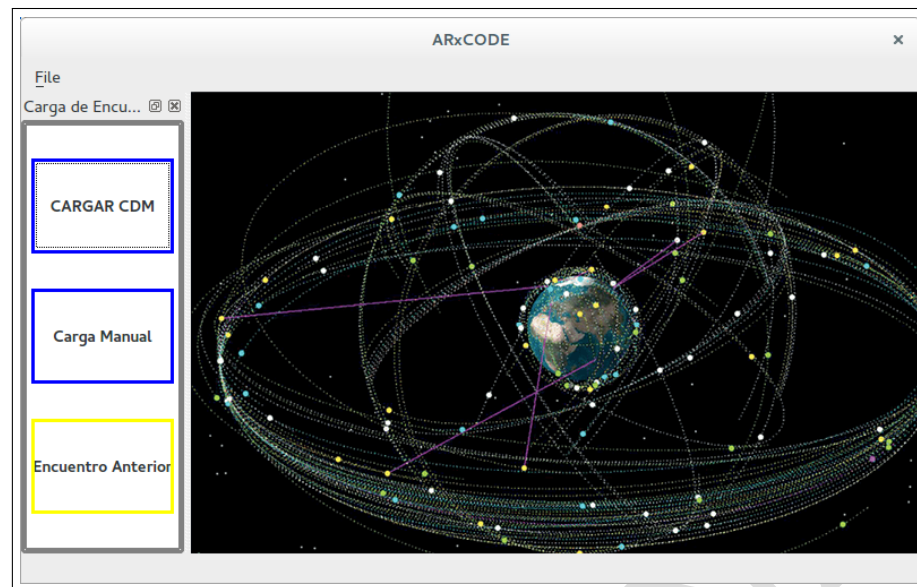
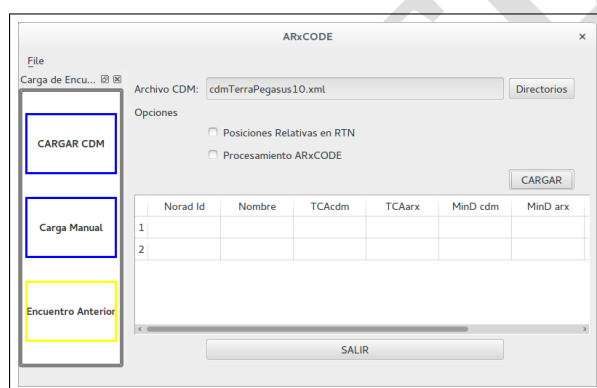
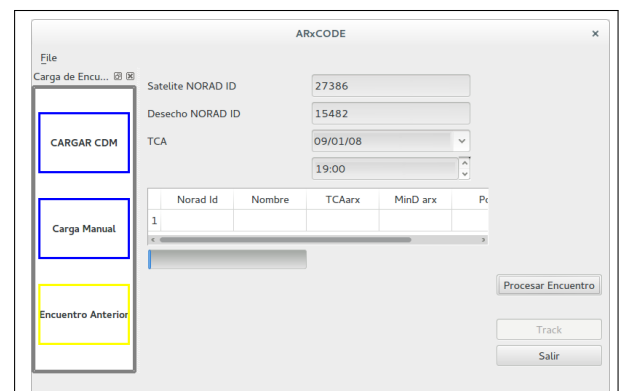


Figura 4.9: Impresión de la pantalla de inicio del ARxCODE



(a) Impresión de la pantalla de Procesamiento de CDM del ARxCODE



(b) Impresión de la pantalla del ingreso manual de datos del ARxCODE

Figura 4.10: Pantallas de Ingreso de Datos, ya sea selección del CDM o carga manual

4.6 FLUJO DINÁMICO DE ARxCODE

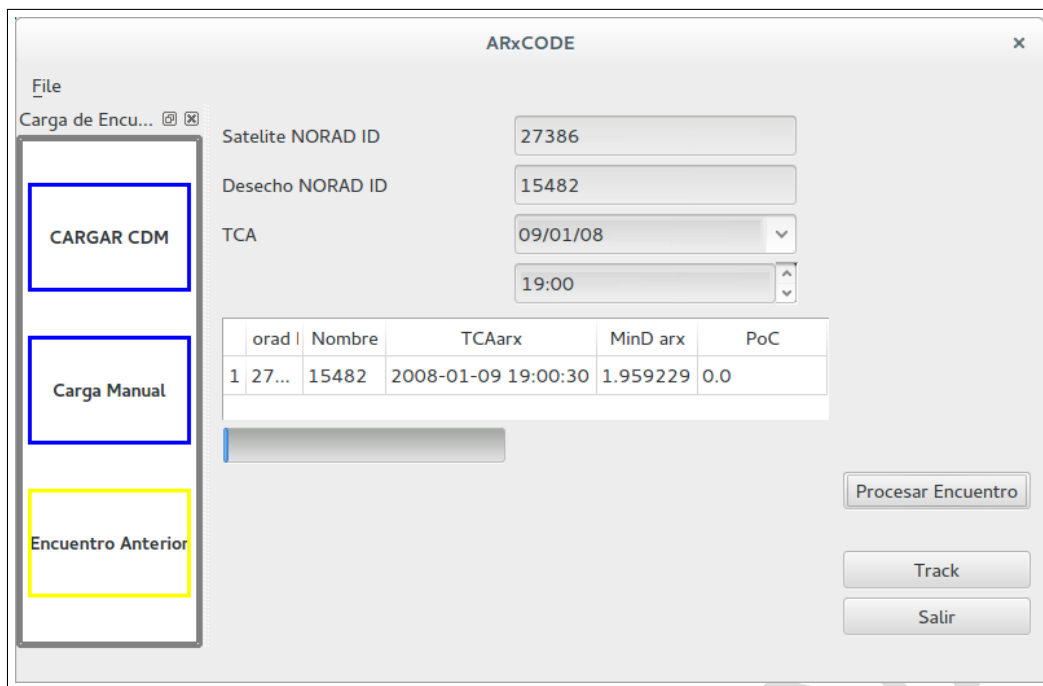


Figura 4.11: Vista con la carga del procesamiento manual.

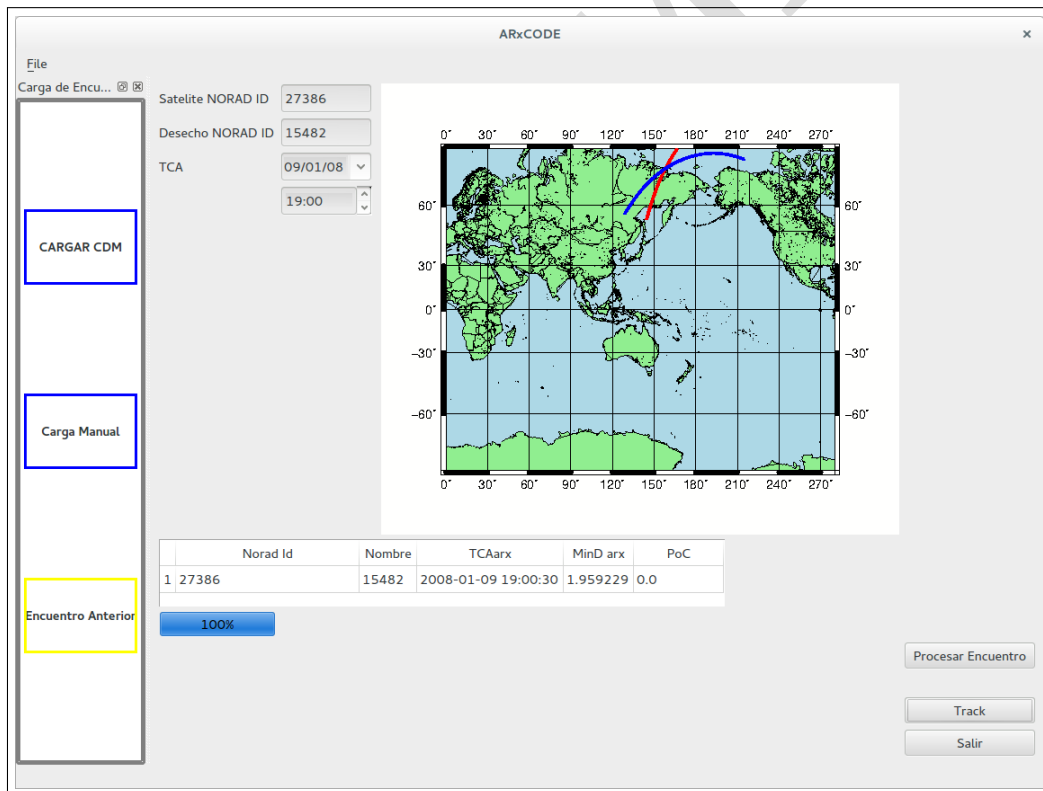


Figura 4.12: Vista con los resultados publicados y la incorporación de las trayectorias.

Validación y Resultados

5.1. Introducción

En este capítulo se presentan 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.

Frente a este panorama, se detalla 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 TLE 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, se compararon los resultados de ARxCODE para los distintos escenarios que se publican en el trabajo.

El método que se propone para la estimación de la propagación de errores, es el que más dificultades presentó para ser validado. Al basarse plenamente en los datos de la misión cuyos resultados de colisión de alerta no fueron suministrados, fue analizado en comparación con resultados estadísticos globales, o sobre el estudio de encuentros de otras misiones.

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. Implimentación del modelo SGP4 en Python

Para la propagación de las posiciones orbitales con el modelo SGP4 (Sec. 2.2.4) 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 xxxxx 13001.74853505 .00000428 00000-0 75550-4 0 9996
2 xxxxx 098.0122 011.5654 0001526 107.5603 009.0604 14.72289948 84036
```

Epoca	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.

5.3. Estudio de errores de TLE con datos históricos

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

Para la validación se tomaron dos escenarios muy diferentes en cuanto a la altura del satélite: LAGEOS-1 a más de 5000km y ICESAT a 600km. Se presentan a continuación las tablas con los resultados comparativos, entre los valores publicados y los valores obtenidos por ARxCODE para una unica ventana temporal ().

Puede apreciarse, que los errores son muy grandes para el ICESAT, de baja altura, que se ve más perturbado por el efecto atmosférico, que no es modelable con precisión; mientras que el LAGEOS-1 presenta errores muchos órdenes de magnitud menor.

Nombre	ID NORAD	Altura	Ecc.	Inclinación	B*
LAGEOS-1	8820	5850	0,004	109,8	0,0001
ICESAT	27642	600	0,0002 – 0,001	94	varía

Tabla 5.3: Resumen de las características de los satélites a analizar

Tablas comparativas ICESAT

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 5.4: Matriz de Covarianza de la Bibliografía (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 5.5: 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	0.0002234	0.000008	-0.000004
Dif. R_c	-0.00011404	-0.000004	0.000002

Tabla 5.6: Diferencias de los valores calculados por ARxCODE respecto a los valores publicados en el trabajo de Osweiler (Osweiler, 2006)

Tablas comparativas LAGEOS-1

Vent 1	R_v (km)	R_n (km)	R_c (km)
R_v	0.378619	-0.0343598	0.02771527
R_n	-0.0343598	0.004002	-0.0027171
R_c	0.02771527	-0.0027171	0.0084302

Tabla 5.7: Matriz de Covarianza que produce ARxCODE - Satélite LAGEOS-1 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	0.37863904	-0.03440871	0.02772177
R_n	-0.03440871	0.00401173	-0.00272334
R_c	0.02772177	-0.00272334	0.00843443

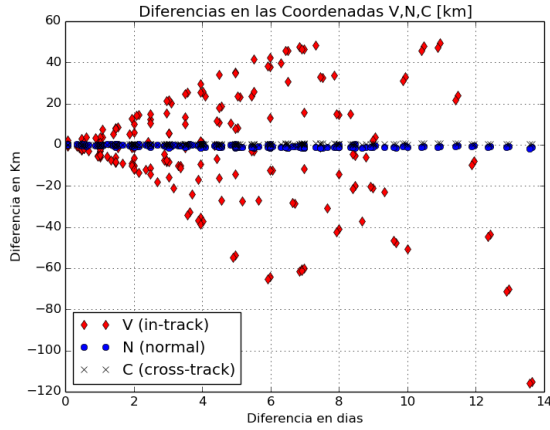
Tabla 5.8: Matriz de Covarianza de la Bibliografía (Osweiler, 2006)- Satélite LAGEOS-1 en la ventana temporal del 1-Mar-03 al 16-Mar-03

Vent 1	Dif. R_v (km)	Dif. R_n (km)	Dif. R_c (km)
Dif. R_v	0.000020	-0.000048	0.000006
Dif. R_n	-0.000048	0.000009	-0.000006
Dif. R_c	0.000006	-0.000006	0.000004

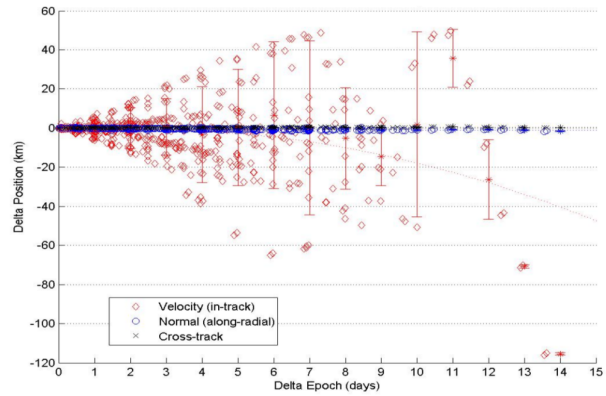
Tabla 5.9: Diferencias de los valores calculados por ARxCODE respecto a los valores publicados en el trabajo de Osweiler.

Diferencias de los escenarios iterando el TLE primario en el método de Osweiler

Estudio hecho sobre los errores que se producen en las propagaciones de los TLE en función de la cantidad de días que se propaguen.

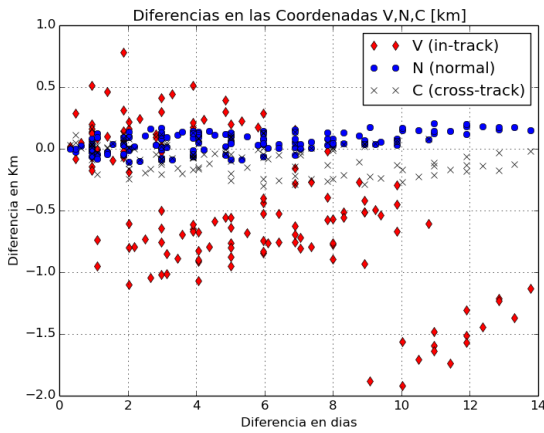


(a) Diferencias ICESAT - ARxCODE

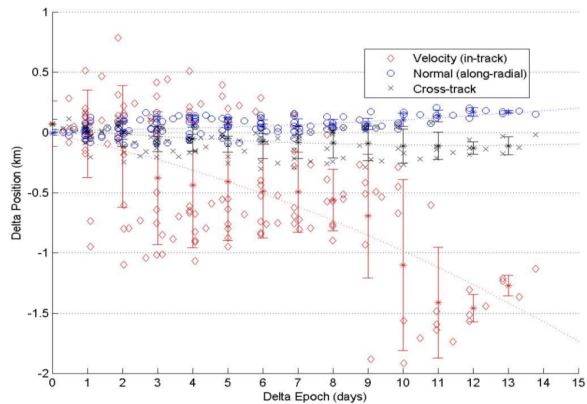


(b) Diferencias ICESAT - Osweiler

Figura 5.1: Gráfico con Diferencias Totales del escenario ICESAT



(a) Diferencias LAGEOS-1 - ARxCODE



(b) Diferencias LAGEOS-1 - Osweiler

Figura 5.2: Gráfico con Diferencias Totales del escenario LAGEOS-1

Los errores que se observan en la propagación de TLE, en función de la cantidad de días propagados, muestran comportamientos casi idénticos.

En este estudio, puede apreciarse una clara diferencia en las cotas de los errores, siendo el satélite ICESAT, de menor altura el que muestra errores mayores en un rango de -120 a 60 km, mientras que el LAGEOS, contiene las diferencias entre -2 y 1 km.

No obstante, en ambos se distingue, que la componente asociada a la velocidad (*V in-track*) es la que mayor error acumula en propagaciones más largas. Esto se debe a que el modelo es débil en cuanto a la perturbación que introduce la atmósfera, directamente vinculada a la velocidad de los objetos para el caso del ICESAT o en cuanto al modelo que describe la presión de radiación solar en el caso del LAGEOS.

5.4. Estudio de errores de TLE con efemérides precisas

Sistema de referencia TOD

La misión operativa ofrece mediciones propias de sus efemérides.

En esta sección se muestran los resultados de comparar las posiciones obtenidas mediante los datos públicos TLE, propagadas con SGP4, contra las efemérides precisas.

En primer lugar fue necesario plasmar las posiciones en el mismo sistema de referencia, ya que 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. 7.1).

Para la validación del mismo, utilizamos TLE 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 del STK, corridos para el mismo TLE y publicados en el sistema TOD que STK ofrece. Los resultados mostraron diferencias del orden de metros, o menores. Aceptables dentro de este trabajo, donde otros procedimientos abarcan errores más amplios.

Estadística de Errores

Con la certeza de que los datos eran compatibles y podían ser comparados (ambos se referencian en el sistema TOD), se inició el procesamiento de comparación de las posiciones y la generación de los resultados estadísticos para la propagación de errores que se describe en la Sec. 2.3.2.

En un pre-procesamiento sobre un periodo amplio de la misión, constatamos que fuera de los intervalos de maniobras por *commissioning*¹ o maniobras de rutina, los TLE presentan un error que es *acotado, estable y/o* modelable.

Las comparaciones de las propagaciones de los TLE mostraron significativas aleatoriedades y amplias diferencias en el estudio realizado con los datos correspondientes al año 2012, no obstante los resultados del estudio con datos del año 2013 mostraron la tendencia y estabilidad esperada, ver Fig. 5.3, con errores máximos del orden de las decenas de kilómetros.

5.5. Cálculo de la Probabilidad de Colisión

El cálculo de la Probabilidad de Colisión (PoC), implementa la expresión presentada por (Lei et al., 2017, Lei Chen).

¹Puesta en órbita nominal

Tendencia Anual 01/01/2013 - 30/08/2013



Figura 5.3: Tendencia anual de las diferencias contra los datos de dinámica orbital en coordenadas cartesianas del Sistema TOD

Comparación de los resultados con la resolución de la integral

Con el objeto de verificar los cálculos que se realizan en el módulo, se toman como datos iniciales, los valores publicados por el propio autor (Lei Chen), y se calcula la PoC, tanto para la expresión analítica como la integral. Para esta última se utiliza la biblioteca *scipy.integrate* de python.

De las expresiones para el cálculo de la PoC (Eq. 2.5 y Eq. 2.6), se desprende que serán necesarios los datos: (μ_x, μ_y) , (σ_x, σ_y) , r_a .

Valores iniciales.

Dato	valor
μ_x	0.031731 [km]
μ_y	0.697294 [km]
σ_x	0.0430576
σ_y	0.2941297
r_a	0.01 [km]

Probabilidad de Colisión

Teórico	Expresión	Valor de la Integral
1.8079750e-04	1.8079124e-04	1.8071110e-04

Como se observa en el recuadro de las probabilidades de colisión; las fórmulas implementadas coinciden con el valor de la bibliografía hasta el cuarto dígito significativo de la expresión.

Una vez verificada la implementación del cálculo de la PoC, es necesario ir verificando, paso a paso cómo llegar de los datos que pueden calcularse a partir de las inputs de ARxCODE, a estos parámetros de las ecuaciones.

Cálculos previos

Una vez determinadas la posición relativa de los objetos en el sistema RSW (equivalente al RTN) en el TCA, la proyección al plano, para órbitas circulares, no representa mayores problemas, como se detalló en la Sec. 2.4.1.

Pero es importante verificar, que a partir de las posiciones inerciales de los objetos en el TCA, las transformaciones de la distancia relativa de los mismos al sistema RSW, coincide. Para ello, vamos a utilizar las posiciones de los objetos del ejemplo de la bibliografía y transformarlas con el módulo de transformación *sisRic* del paquete *SistReferencia.SistdeCoordenadas* para corroborar los resultados.

Vectores de Posiciones Inerciales al momento TCA:

Objeto	x [km]	y [km]	z[km]	vx [km]	vy [km]	vz [km]
Obj1	1457.273246	1589.568484	6814.189959	7.001731	2.439512	0.926209
Obj2	1457.532155	1588.932671	6814.316188	3.578705	6.172896	2.200215

Resultados según	R [km]	S [km]	W[km]
Lei Chen	0.031731	0.436476	0.543785
ARxCODE	0.031797	0.462295	0.522013

Estos resultados se logran en una transformación en la que se considere al Obj2 como origen de la referencia. Los mismos muestran una coincidencia del orden de las decenas de metros, aceptable para estas estimaciones.

No obstante, contando sólo con la información de los vectores de posición al momento del máximo acercamiento, no es posible verificar el método de Osweiler de la construcción de la matriz de covarianza para este ejemplo de la bibliografía.

Bien, hasta acá hemos ido validando cada uno de los procesos por separado.

Resta hacer pruebas desde el origen, es decir a partir de identificar los objetos y el TCA, correr los procesamiento de ARxCODE y obtener los resultados para la PoC.

A tal fin, fue necesario conseguir registros que contuvieran la información completa de una situación de encuentro.

Esto no fue posible en su totalidad. Por un lado tuvimos acceso a mails de alerta públicos en internet, y por otro a CDM también públicos², pero ninguno de esos datos se corresponden con la misión operativa, cuyas efemérides precisas analizamos y utilizamos en la construcción del modelo estadístico de propagación de errores.

Validación con Mails de alerta públicos

Formato de los mails:

²<https://cwe.ccsds.org/moims/docs/Forms/AllItems.aspx?RootFolder=%2Fmoims%2Fdocs%2FMOIMS-NAV%2FDraft%20Documents%2FConjunction%20Data%20Message%20%28CDM%29>

5.5 CÁLCULO DE LA PROBABILIDAD DE COLISIÓN

The United States Joint Space Operations Center (JSpOC) has identified a predicted conjunction between DELFI C3 (SCC# 32789) and SCC# 23657.

Primary Object: DELFI C3 (SCC# 32789)

Secondary Object: SCC# 23657

Time of Closest Approach: 15 JUL 2012 21:21 UTC

Overall miss distance: 760 meters

Radial (dU) miss distance: -186 meters

In-Track (dV) miss distance: -389 meters

Cross-track (dW) miss distance: -626 meters

Primary Radial Error (U): 38 meters

Primary In-track Error (V): 1388 meters

Primary Cross-track Error (W): 11 meters

Secondary Radial Error (U): 8 meters

Secondary In-track Error (V): 338 meters

Secondary Cross-track Error (W): 2 meters

- Los mails no contienen el dato de la PoC
- Los mails no detallan las fracciones de segundo del TCA

Listado de Mails analizados:

Mails				Pos. Relativa RTN				Errores de Satélite			Errores del Desecho		
Numero	sat_id	deb_id	TCA	dr	dt	dn	Min_dist	var_r	var_t	var_n	var_r	var_t	var_n
1	32789	23657	7/15/2012 21:21:00	186	389	626	760	28	1388	11	8	338	2
2	39417	30189	6/29/2014 4:55:00	7	249	223	334	8	164	6	34	3877	28
3	24278	10470	11/23/2012 23:38:00	174	690	680	984	14	104	16	25	350	11
5	32789	24097	3/31/2012 3:24:00	96	6	783	789	20	2050	11	51	2653	13
6	38081	19363	5/2/2013 17:12:00	138	30	96	170						

Figura 5.4: Contenido de los mails utilizados para comparar los resultados.

Valores de ARxCODE:

#	TCA arx	ΔR_{arx} [m]	ΔT_{arx} [m]	ΔN_{arx} [m]	Min Dist. arx [m]	PoC arx
1	2012-07-15 21:21:51	147.106	2749.095	2287.11	3579	6.426171e-22
2	2014-06-29 04:55:59	81.349	3921.163	2002.826	4403	0.0
3	2012-11-23 23:38:42	0300.62	1668.766	841.432	1892	0.0
4	2013-03-31 03:25:45	68.072008	1.318496	426.131856	431.536667	0.0
5	xxxxxx	xxxxxx	xxxxxx	xxxxxx	xxxxxx	xxxxxx

Tabla 5.10: Resultados que se obtienen con ARxCODE a partir de la información de los mails, propagando cada 1 segundo

Las matrices de covarianza no mejoran. Ver tabla 5.5

5.6 ANÁLISIS

#	TCA arx	ΔR_{arx} [m]	ΔT_{arx} [m]	ΔN_{arx} [m]	Min Dist. arx [m]	PoC arx
1	2012-07-15 21:21:51.3	0.142965	0.512276	0.254972	0.58981	4e-06
2	2014-06-29 04:55:59.1	0.0824	3.253859	2.745704	4.25831	0.0
3	2012-11-23 23:38:42.1	0.258083	0.936411	1.595317	1.86775	1.7e-05
4	2013-03-31 03:25:45.1	68.075882	0.194278	426.131566	431.535022	0.0
5	2013-05-02 17:12:02.9	20.173626	504.135854	146.837803	525.47243	0.0

Tabla 5.11: Resultados que se obtienen con ARxCODE incorporando a la información de los mails, el valor de los segundos en el TCA y propagando cada 100.000 microsegundos

Propagaciones [-3 seg <TCA <3 seg] - Intervalo 100000 microSEG.								
sat id	deb id	TCA	matrix sat			matrix deb		
38081	19336	2013-05-02 17:12:03	404.1376136	5566.164067	19.42141239	0.01482898	0.01979092	0.00158008
			5566.164067	80804.97882	324.5853215	0.01979092	0.08229308	0.00268261
			19.42141239	324.5853215	2.13710727	0.00158008	0.00268261	0.00017426
32789	24097	2013-03-31 3:25:45	5.30434139	2.16E+02	1.53E-01	3.44E+00	1.40E+02	1.27E-01
			2.16E+02	9.04E+03	6.39E+00	139.6473738	6022.927896	7.13353034
			0.15276878	6.39036712	0.0136177	0.12709842	7.13353034	0.02152492
24278	10470	2012-11-23 23:38:42	0.0007653	0.02456164	-0.00015017	0.13704961	2.0635086	0.17383543
			0.02456164	11.45412661	-0.05053261	2.0635086	57.50202915	2.22619175
			-0.00015017	-0.05053261	0.00131354	0.17383543	2.22619175	0.29098033
39417	30189	2014-06-29 4:55:59	0.11214573	4.70006788	0.04179659	4.86E+01	1.32E+03	1.28E-01
			4.70006788	418.1667008	2.22402382	1.32E+03	4.05E+04	4.59E+00
			0.04179659	2.22402382	0.08133777	0.12794509	4.58517083	0.00554787
32789	23657	2012-07-15 21:21:51	0.21493699	16.13186173	0.1104041	0.08331509	2.0400821	0.0399433
			16.13186173	1375.981329	9.02869699	2.0400821	89.63010361	0.74519723
			0.1104041	9.02869699	0.06743488	0.0399433	0.74519723	0.02338798

Figura 5.5: Tabla con las matrices de covarianza para la misión y el desecho.

Validación con CDM públicos

Archivo	sat_id	deb_id	TCA	dr	dt	dn	Min_dist
24793_conj_27646_JAN_2013010_0959.xml	24793	27646	2013-01-10 9:59:57	-0.1638	-0.0222	-0.0404	0.17
25273_conj_31279_JAN_2013012_0020.xml	25273	31279	2013-01-12 0:20:51	0.1701	0.0122	0.0424	0.175
25922_conj_23270_JAN_2013010_1603.xml	25922	23279	2013-01-10 16:03:55	14.9138	-17.4761	-1.9379	23.056
25626_conj_23010_JAN_2013010_0340.xml	25656	23010	2013-01-10 3:40:21	33.1118	1.2648	-0.0927	33.136
28810_conj_33315_NOV_2012327_3.xml	28810	33315	2012-11-22 13:03:45	0.0661	-0.2413	-0.9443	0.976
38755_conj_34115_DEC_2012361_0500.xml	38755	34115	2012-12-26 5:00:41	-0.0825	-0.0509	0.6094	0.617
24903_conj_33759_JAN_2013010_1322.xml	24903	33759	2013-01-10 13:22:45	0.0359	-0.1488	0.0957	0.18
36582_conj_33459_JAN_2013014_2214.xml	36582	33459	2013-01-14 22:14:38	-2.7393	2.6936	4.2764	5.748
28358_conj_23429_JAN_2013013_0719.xml	28358	23429	2013-01-13 7:19:03	-14.4252	39.2578	-4.4388	42.059
27391_conj_36282_DEC_2012348_1.xml	27391	36282 (*)	2012-12-13 16:40:06	0.1675	0.3714	0.5765	0.705
27372_conj_31413_JAN_2013011_0530.xml	27372	31413	2013-01-11 5:30:56	-0.1191	0.0003	0.092	0.15

Figura 5.6: Contenido de los CDM utilizados para comparar los resultados.

5.6. Análisis

A partir de estos resultados, se desprenden los siguientes análisis:

- Las funcionalidades para la conexión con NORAD para la descarga de TLE, y las propagaciones que se

5.6 ANÁLISIS

#	TCA arx	ΔR_{arx} [km]	ΔT_{arx} [km]	ΔN_{arx} [km]	Min Dist. arx [km]	PoC arx
1	2013-01-10 09:59:57	0.295626	1.358542	1.321294	1.918033	1.1e-05 / 1.1e-05
2	2013-01-12 00:20:51	0.405629	4.127385	1.632732	4.457091	0.0 / 0.0
3	2013-01-10 13:22:45	0.382972	1.173174	1.316177	1.804252	8e-06
4	2013-01-11 05:30:56	0.01038	1.276203	0.648991	1.431779	0.0
5	2012-11-22 13:03:45.000823	0.027395	4.661372	0.332569	4.673301	1.4e-05/1.4e-05
6	2012-12-26 05:00:41	0.183897	4.661359	0.02668	4.665061	1e-06 / 1e-06

Tabla 5.12: Resultados que se obtienen con ARxCODE a partir de la información de los CDM, propagando cada 1 segundo

#	TCA arx	ΔR_{arx} [km]	ΔT_{arx} [km]	ΔN_{arx} [km]	Min Dist. arx [km]	PoC arx
1	2013-01-10 09:59:57	0.295626	1.358542	1.321294	1.918033	1.4e-05
2	2013-01-12 00:20:51.3	0.401158	0.140306	0.218037	0.477654	6.1e-05
3	2013-01-10 13:22:45.2	0.382381	0.288759	0.043842	0.481165	9e-06
4	2013-01-11 05:30:55.9	0.016754	0.215364	0.573953	0.613257	0.0
5	2012-11-22 13:03:44.700823	0.023908	0.436662	0.758981	0.875955	2e-05
6	2012-12-26 05:00:40.7	0.183162	0.1859	0.417861	0.492661	1.24e-04

Tabla 5.13: Resultados que se obtienen con ARxCODE incorporando la información de los mails, el valor de los segundos en el TCA y propagando cada 100.000 microsegundos

realizan de los mismos, funcionan correctamente.

- El método de Osweiler para la generación de la matriz de covarianza, resulta con diferencias del orden de los centímetros respecto de los valores publicados. Resultado más que aceptable dado que las órbitas más precisas que se consideran en este trabajo tienen errores del orden de 20 metros.
- El estudio de los errores en función de la cantidad de días que se propaguen los TLE coincide con los resultados publicados por Osweiler y respeta los valores esperados, de acuerdo a los efectos perturbativos y las características de las órbitas de los satélites analizados.
- Las tendencias en los errores que se obtienen al comparar las propagaciones de los TLE con las efemérides precisas a lo largo de 8 meses del año 2013, mostraron un comportamiento estable y acotado, como se esperaba. Con cotas superiores de decenas de kilómetros.
- Las transformaciones al sistema de referencia RTN tienen diferencias del orden de las decenas de metros con las publicadas en el ejemplo de Lei-Chen.
- No se cuenta con datos para poder validar las proyecciones de la posición relativa y la matriz de covarianza al plano de encuentro.
- Se utilizaron mails de alertas y CDM que son públicos en internet para validar las diferencias que se obtienen entre las distancias mínimas que estos datos contienen y las distancias mínimas calculadas por ARxCODE. Las diferencias son muy notorias, del orden de decenas de kilómetros y hasta centenas de kilómetros en algunos casos. No obstante, desconociendo el origen de los mails y los CDM, no todo

puede atribuirse al procesamiento de ARxCODE.

- Utilizando los mismos mails y CDM se calculan las probabilidades de colisión con ARxCODE, aunque el resultado no puede compararse, ya que ni los mails, ni los CDM que se obtuvieron contienen esa información. Los valores asociados a los mails (que son los que cuentan con mayor diferencia en las mínimas distancias) dan siempre nulos. En cambio, en los resultados asociados a los CDM se encuentran valores aceptables.

PRELIMINAR

Conclusiones

Como resultado de este trabajo se obtuvo el prototipo de software ARxCODE, para el análisis de riesgo de posibles colisiones entre misiones operativas y desechos espaciales.

El mismo fue pensado para operar montado sobre las estructuras ya existentes del departamento de Dinámica Orbital y para ser utilizado por operadores o analistas con alto conocimiento sobre dinámica orbital y desechos espaciales.

ARxCODE es una aplicación que permite al operador visualizar la información que contienen los mensajes internacionales estandarizados de alerta CDM o bien, ingresar manualmente los datos de una situación de encuentro de riesgo, para su procesamiento.

Entre sus funcionalidades principales, el ARxCODE:

- Extrae la información que contienen los mensajes de alerta estandarizados CDM, y publica por pantalla: la *mínima distancia*, la *probabilidad de colisión* y el *tiempo de máximo acercamiento* (TCA).
- Implementa el método de Osweiler Osweiler (2006) para determinar las matrices de covarianza de los errores, en la posición inicial.
- Implementa un método desarrollado en esta tesis, para propagar las matrices de covarianza de errores hasta el TCA.
- Calcula la probabilidad de colisión del encuentro.
- Grafica las trayectorias de los objetos durante el encuentro.

Trabajo a Futuro

- Incorporar al diseño una base de datos para los registros específicos de los CDM y los informes de alerta, o bien crear la entidad asociada, dentro de la base existente en Dinámica Orbital.
- Incorporar un método que mejore la estimación de la posición inicial de los objetos a partir de un TLE.
- Incorporar otros métodos para el cálculo de la PoC.

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 $\Delta\varepsilon$.

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

Donde:

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

$$tt = (jd - 51544,5) / 36525,0$$

$$\bar{\varepsilon} = 84381,448'' - 46,8150''tt - 0,00059''tt^2 + 0,001813tt^3$$

$$a_{pi} = a_{n1}M_{\zeta} + a_{n2}M_o + a_{n3}\mu_{\zeta} + a_{n4}D_o + a_{n5}\Omega_{\zeta}$$

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

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

$$M_{\zeta} = M(tt)$$

$$M_o = M(tt)$$

$$\mu_{\zeta} = \mu(tt)$$

$$D_o = D(tt)$$

$$\Omega_{\zeta} = \Omega(tt)$$

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.

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.

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.

BIBLIOGRAFÍA

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

PRELIMINAR

PRELIMINAR