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

Por ***M. Cecilia Valenti.***

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

MAGISTER EN DESARROLLOS INFORMÁTICOS DE APLICACIÓN ESPACIAL

UNIVERSIDAD NACIONAL DE LA MATANZA

©UFS-CONAE
©UNLAM

DIRECTOR
Marcelo Colazo
Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE)

CO-DIRECTOR
Dra. Alicia Mon
Universidad Nacional de la Matanza (UNLaM)

Resumen

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

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

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

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

Agradecimientos

Tabla de Contenidos

1. Introducción **1**

1.1. Los desechos espaciales 1

1.2. El riesgo de colisión 7

1.2.1. El estudio del riesgo de colisión 9

1.2.2. Rastreo y catálogos 12

1.3. Las regulaciones nacionales e internacionales 13

1.4. Antecedentes 14

1.5. La Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE) 14

1.6. Planteo del Problema 15

1.7. Objetivos 17

1.8. Estructura del trabajo 18

2. Marco Teórico **19**

2.1. Introducción 19

2.2. La posición de los objetos involucrados 20

2.2.1. La posición de la misión operativa 21

2.2.2. La posición del desecho espacial 21

2.2.3. Los archivos TLE 22

2.2.4. El propagador SGP4 23

2.2.5. Sistemas de Referencia 24

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

3. ARxCODE: Especificaciones 49

3.1. Especifiaciones Iniciales 49
3.1.1. Casos de Uso 50
3.1.2. Ámbito del sistema 51
3.1.3. Características de los Usuarios 51
3.1.4. Restricciones 51
3.1.5. Interfaces 51
3.2. Especificaciones Finales 52
3.2.1. Requerimientos Finales 52
3.3. Flujo dinámico de ARxCODE 54

4. Metodología de Desarrollo 56

4.1. Plan de Desarrollo 56
4.2. Entorno de Desarrollo 58

5. Diseño, Seguimiento y Control 60

5.1. Arquitectura 60
5.2. Interfaces 65
5.3. Seguimiento y Control 66

5.3.1. Verificación y Validación 66
5.3.2. Gestión de la Configuración 68
5.3.3. Aseguramiento de la Calidad 68

6. Resultados **70**
6.1. Introducción 70
6.2. Implementación del modelo SGP4 en Python 71
6.3. Estudio de errores de TLE con datos históricos 72
6.4. Estudio de errores de TLE con efemérides precisas 75
6.5. Cálculo de la Probabilidad de Colisión 78
6.6. Análisis 90

7. Conclusiones **92**

8. Apéndice **95**
8.1. Appendix 1: Transformación de Coordenadas 95
8.2. Appendix 2: El archivo CDM 97

Índice de figuras

1.1. Desechos Espaciales según Scopus 2

1.2. Riesgos de Colisión según Scopus 3

1.3. Objetos en Órbita según NASA. 5

1.4. Distribución de objetos en función del semieje mayor. 6

1.5. Proyección de Satélites 2016-2030 7

1.6. Fragmentos de Cohetes 2016-2030 8

1.7. Cantidad de Objetos catalogados al 2014 8

1.8. Evolución de las causas de la generación de Desechos 9

1.9. Número de Desechos en las órbitas LEO desde 2015 al 2065 10

1.10. Estudio de Colisión 12

1.11. USSTRATCOM - SSN 13

1.12. Interfaces del ARxCODE 17

2.1. Sistemas de Referencia centrados en el Satélite 25

2.2. Método de Osweiler, (Osweiler, 2006) para la generación de la matriz de covarianza . 29

2.3. Descripción del método propuesto para la propagación de errores 30

2.4. Tabla de Estimación de errores. 31

2.5. El planteo general de la PoC 32

2.6. El plano de encuentro 32

2.7. Plano de Encuentro 38

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

3.1. Casos de Uso de ARxCODE 50
3.2. Diagrama de Interfaces del Sistema 52
3.3. Diagrama de Actividades de ARxCODE 55

4.1. Planificación de la distribución del total de horas asignadas dentro de la maestría al desarrollo y la escritura del trabajo de tesis. 57
4.2. Planificación de las tareas agrupadas por semestres para el año 2016 57
4.3. Planificación de las tareas agrupadas por semanas para el año 2017 58

5.1. Componentes de ARxCODE 61
5.2. Clases Tle y setTLE 62
5.3. Clases CDM y EphemCODS 63
5.4. Clase Encuentro 64
5.5. Diagrama de Interfaces Implementadas en ARxCODE 65
5.6. Esquema de la metodología para realizar las pruebas de unidad sobre los módulos. . 66
5.7. Casos de Prueba I 67
5.8. Casos de Prueba II 67

6.1. Esquematización del algoritmo para comparar la propagación de cada TLE del set hacia fechas futuras de los TLE del set. Extraído del trabajo de Osweiler, (Osweiler, 2006) 74
6.2. Gráfico con Diferencias Totales del escenario ICESAT 74
6.3. Gráfico con Diferencias Totales del escenario LAGEOS-1 75
6.4. Diferencias en las posiciones propagadas durante el año 2012 y las efemérides precisas generadas por CODS [Sistema TOD] 76

6.5. Diferencias en las posiciones propagadas durante el año 2013 y las efemérides precisas generadas por CODS [Sistema TOD] 77

6.6. *Look-up table* [metros] de los resultados promediados del análisis del católogo completo al 01 de Enero de 2008, de los errores en las coordenadas UVW, clasificados por excentricidad, inclinación y altura. Se resaltan en celeste las celdas correspondientes a la configuración de la misión operativa que se utilizó en este trabajo. Extraído de Flohrer et al., (Flohrer et al., 2008) 78

6.7. Contenido de los correos electrónicos utilizados para comparar los resultados. 79

6.8. Contenido de los CDM utilizados para comparar los resultados. 79

6.9. Notificación del día 3 de Julio por parte de la ESA de la realización de una maniobra evasiva para el Sentinel 1B (caso #1). El texto dice: **Sentinel 1B** *maniobra evasiva el día 29 de Junio de 2018. Fue realizada una maniobra evasiva por el Sentinel 1B para reducir el riesgo de colisión con un fragmento del IRIDIUM 33, potencialmente estimado para el día 29 de Junio de 2018 a las 22:22 UTC* - Luego indica los productos satelitales afectados. 89

Índice de tablas

1.1. Clasificación de Desechos según la IADC 4

1.2. Objetos en Órbita al 4 de Abril de 2017. 5

1.3. Daño según el tamaño del desecho. 11

1.4. Sistemas de Alerta 15

2.1. Estimaciones con TLE 27

2.2. Tabla con los valores medios para la propagación de errores. 31

2.3. Trabajos sobre el cálculo de la PoC 36

3.1. Requerimientos Iniciales 49

3.2. Caso de Uso: Procesar Encuentro 50

3.3. Tabla de Requerimientos 53

5.1. Pruebas de Aseguramiento de la Calidad 69

6.1. Resultados que genera ARxCODE utilizando la librería sgp4 de python para la propagación. 71

6.2. Resultados del Systems Tool Kit (STK) propagando el mismo TLE que ARxCODE. . 71

6.3. Satélites de Estudio 72

6.4. Matriz de Covarianza. (Osweiler, 2006) ICESAT del 1-Mar-03 al 16-Mar-03. 72

6.5. Matriz de Covarianza de ARxCODE. ICESAT del 1-Mar-03 al 16-Mar-03. 72

6.6. Diferencias de ARxCODE respecto a Osweiler (Osweiler, 2006) 72

6.7. Matriz de Covarianza. (Osweiler, 2006) LAGEOS-1 del 1-Mar-03 al 16-Mar-03 . . . 73

6.8. Matriz de Covarianza de ARxCODE LAGEOS-1 del 1-Mar-03 al 16-Mar-03 73

6.9. Diferencias de ARxCODE respecto a Osweiler, (Osweiler, 2006). 73

6.10. Comparación entre ARxCODE y STK de la transformación de TEME a TOD. 75

6.11. Tabla con los valores medios para la propagación de errores. 77

6.12. Casos de Prueba tomados del servicio SOCRATES (Celestrack.com). 80

6.13. Casos de prueba tomados del libro de Klinkrad (Klinkrad, 2006a). 80

6.14. Casos de prueba tomados del trabajo de Xu & Xiong (Xu and Xiong, 2014). 80

6.15. Resultados Comparativos del cálculo de la PoC. 81

6.16. Vectores de Posiciones Inerciales al momento TCA. 82

6.17. Comparación entre el módulo *sisRic* de autoría propia y los datos de Lei-Chen (Lei et al., 2017). 82

6.18. ARxCODE a partir de correos electrónicos Propagaciones cada 1 segundo - (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km - Método de cálculo de PoC: Lei-Chen 83

6.19. ARxCODE a partir de correos electrónicos Propagaciones cada 100.000 microsegundos - (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km)- Método de cálculo de PoC: Lei-Chen 83

6.20. Mínimas distancias de acercamiento para distintos pasos de propagación y resultados de los los correos electrónicos. 84

6.21. ARxCODE a partir de los CDM Propagaciones cada 1 segundo - (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km) - Método de cálculo de PoC: Lei-Chen 84

6.22. ARxCODE a partir de los CDM Propagaciones cada 100.000 microsegundos - (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km) - Método de cálculo de PoC: Lei-Chen 85

6.23. Mínimas distancias de acercamiento para distintos pasos de propagación y resultados de los CDM. (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km) 85

6.24. Diferencias que resultan de comparar las distancias calculadas y las PoC que se obtienen con el método del límite, respecto de los valores de los casos de prueba. 86

6.25. Varianzas que resultan de ARxCODE (método de Osweiler) 87

6.26. Varianzas de SOCRATES más la propagación de errores 87

6.27. PoC que se obtienen con el método de Lei-Chen para los tres casos de matrices de covarianza distintas. 88

6.28. PoC que se obtienen con el método de Akella & Alfriend para los tres casos de matrices de covarianza distintas. 89

Lista de acrónimos

CDM Conjunction Data Message

TLE Two-Line elements

SGP4 Simplified General Perturbations model

NORAD North American Aerospace Defense Command

USSTRATCOM US Strategic Command

PoC Probability of Collision

TCA Time of Closest Approach

ESA European Space Agency

NASA National Aeronautics and Space Administration

ISS International Space Station

RMM Risk Mitigation Maneuver

IADC Inter-Agency Space Debris Coordination Commitee

CCSDS Consultative Committee for Space Data Systems

LEO Low Earth Orbit

GEO Geostationary Orbit

ONU Organización de las Naciones Unidas

TOD True of Date

TEME True Equator Mean Equinox

RSW Radial, ALong-track, Cross-track

NTW Normal, In-track, Cross-track

RTN Radial, Transverse, Normal

KVN Key/Value Notation

IDE Integrated Development Environment

CODS CONAE Orbyt Dynamics Services

XML eXtensible Markup Language

Capítulo 1

Introducción

1.1. Los desechos espaciales

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

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

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

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

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

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

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

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

[1] https://www.scopus.com/

Publicaciones sobre Colisiones (Scopus)

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

Distintos abordajes para el estudio de los desechos espaciales

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

- **Modelado:** Consiste en el desarrollo y la actualización de los modelos orbitales de los desechos, para describir y caracterizar el ambiente actual y la proyección futura.

- **Rastreo:** Mediciones que se hacen con radares y telescopios ópticos desde tierra, y también con telescopios espaciales.

- **Protección:** Estudios hechos en impactos de alta velocidad para el desarrollo de nuevos materiales y diseños que ofrezcan una mayor protección.

- **Mitigación:** Planifiación de estrategias para reducir la generación de nuevos desechos. Generación de documentación de buenas prácticas, estándares y promoción de acuerdos internacionales.

- **Reparación:** Diseño de misiones con el único objetivo de actuar sobre los desechos a fin de reducir el número de objetos inactivos en órbita.

- **Reingreso:** Identificación de los reingresos no controlados, para hacer análisis sobre las zonas de posibles impactos en Tierra y la planificación de reingresos controlados.

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

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

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

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

El entorno de los desechos espaciales: presente y futuro

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

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

Tabla 1.1

Clasificación de desechos, causas y recomendaciones del IADC

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

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

Tabla 1.2

Objetos en Órbita al 4 de Abril de 2017.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

1.2. El riesgo de colisión

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

1.2.1. El estudio del riesgo de colisión

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

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

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

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

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

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

Identificación de las situaciones de encuentro:

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

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

Tabla 1.3

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

Tamaño mínimo de la partícula que genera el efecto	Efecto
100 μm	* Daño significativo en sensores sensibles. (Las ventanas del transbordador requieren recambio) * Corta ataduras, anclajes y cables. * Penetración de las multicapas de aislación (MLI) * Penetración de las paredes con grosores de 300 a 500 μm. * Penetración de los tubos de calefacción y radiadores. * Penetración de celdas solares.
1 mm	* Cráteres y perforaciones de 2 mm a 1 cm de diámetro dependiendo del tipo del material y el grosor. * Penetración de las paredes con grosores de 3-5 mm. Daño del equipamiento detrás de las paredes. *Penetración de tanques y cables externos.
1 cm	* Daño estructural y destrucción de alguna parte impactada. * Penetración de todas las capas con protección especial.
10 cm	* Destrucción total del satélite o del subsistema impactado. * Interferencia con observaciones astronómicas.
1m	* Partes sólidas de la plataforma pueden sobrevivir y reingresar a la atmósfera, incluso alcanzando la superficie.

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

Análisis de la situación del encuentro:

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

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

Realización de una maniobra:

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

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

1.2.2. Rastreo y catálogos

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

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

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

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

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

1.3. Las regulaciones nacionales e internacionales

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

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

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

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

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

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

1.4. Antecedentes

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

1.5. La Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE)

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

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

Tabla 1.4

Sistemas de Alertas de distintas Naciones y Agencias

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

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

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

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

1.6. Planteo del Problema

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

1.7. Objetivos

Objetivo principal

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

Objetivos específicos

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

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

1.8. Estructura del trabajo

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

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

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

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

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

Capítulo 2

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 acarrean una indeterminación; ya sea por: errores en la medición, errores en el modelo de determinación orbital o errores en los modelos de predicción orbital. A su vez, las indeterminaciones son mayores cuando se trata de desechos espaciales.

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

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

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

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

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

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

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

2.2. La posición de los objetos involucrados

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

- **Medición y/o rastreo:** Abarca las mediciones desde Tierra, con radares, instrumentos ópticos, láser o doppler; y en el caso de las misiones operativas, sistemas de navegación abordo, como por ejemplo GPS (Global Positioning System).

- **Determinación Orbital:** Consiste en la utilización de modelos de la órbita, que incorporan las mediciones y datos del entorno espacial (atmósfera, radiación solar, etc) para ajustar los parámetros del modelo. Son procesamientos que se realizan a posteriori y que ofrecen distintos grados de precisión según las consideraciones que se tengan en cuenta.

- **Propagación Orbital:** Es el proceso mediante el cual, se extrapolan hacia el futuro las órbitas calculadas mediante determinación orbital.

[1] http://www.space-track.org

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

2.2.1. La posición de la misión operativa

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

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

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

2.2.2. La posición del desecho espacial

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

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

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

2.2.3. Los archivos TLE

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

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

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

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

LINE 1 Primera línea del TLE
1 01–01 Número de línea 1
2 03–07 Número de satélite 25544
3 08–08 Clasificación U
4 10–11 Identificador internacional (últimos dígitos del año de lanz.) 98
5 12–14 Identificador internacionl (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 Númera de satélite 25544
3 09–16 Inclinación (grados) 51.6416
4 18–25 Ascención Recta del nodo ascendente. (grados) 247.4627
5 27–33 Excentricidad (parte decimal) 0006703
6 35–42 Argumento del Perigeo (grados) 130.5360
7 44–51 Anomalía Media (grados) 325.0288
8 53–63 Movimiento Medio (revoluciones por día) 15.72125391
9 64–68 Número de órbita (revoluciones) 56353
10 69–69 Checksum (modulo 10) 7

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

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

2.2.4. El propagador SGP4

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

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

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

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

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

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

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

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

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

2.2.5. Sistemas de Referencia

True Equator Mean Equinox (TEME)

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

True of Date (TOD)

Al igual que el TEME, es un sistema inercial definido con origen en el centro de la Tierra, con plano fundamental el Ecuador Verdadero. Su eje x también yace sobre el plano ecuatorial pero se orienta en la dirección del Equinoccio Verdadero (de la fecha).
En el Apéndice 8.1 se describe en forma detallada la transformación de coordenadas del sistema TEME al sistema TOD.

Sistemas centrados en el objeto

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

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

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

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

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

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

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

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

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

2.3. El estudio de los errores

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

Esquema

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

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

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

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

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

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

Tabla 2.1

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

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

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

Debe tenerse en cuenta que al utilizar los TLE y el modelo SGP4 los datos propagados resultan en el sistema de referencia TEME. Para poder comparar esos datos con las efemérides precisas publicadas en el sistema TOD, fue necesario hacer la transformación que se detalla en el Apéndice 8.1.

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

2.3.1. El método de Osweiler

Es un método que propone una manera de estimar los errores que se cometen al utilizar los TLE para determinar la posición y la velocidad de un objeto que orbita la Tierra. El mismo consiste en utilizar un conjunto de TLE de un intervalo de dos semanas, y considerar el último TLE del conjunto, al que denomina *Primario* como el valor real o verdadero.
A partir de esa premisa, el autor propaga los TLEs anteriores hasta la época del TLE Primario y con las diferencias que resultan de la comparación, realiza los cálculos estadísticos de los valores medios y las varianzas, para construir la matriz covarianza correspondiente a la posición del TLE Primario.

Esquema reducido del método

Dados:

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

Se obtiene la matriz de covarianza P a partir de:

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

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

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

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

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

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

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

Metodología del estudio de la propagación de errores

Pasos que se realizan, (Fig. 2.3):

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

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

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

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

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

Propagación < 1 día.			
Fecha	VAR_R_0	VAR_I_0	VAR_C_0
20130101	0.060453596	0.528316758	0.027239942
20130102	0.058517621	0.525139266	0.022524736
20130104	0.045217846	0.470216864	0.043683128
20130105	0.055433116	0.499688192	0.075247436
20130106	0.058731382	0.538625156	0.153626256
20130108	0.043612585	0.439368580	0.384121132
20130109	0.047140219	0.495629958	0.465750342
20130110	0.032739544	0.429423645	0.501850158
20130111	0.041621277	0.501792881	0.462903291
20130112	0.049098167	0.497079013	0.369773021
20130113	0.045648160	0.479396903	0.281587529
20130114	0.046996917	0.510765329	0.166559591
20130116	0.046329322	0.474906016	0.037406056
20130117	0.042152467	0.469096111	0.021513055
20130118	0.056435666	0.510196375	0.026115354
20130119	0.058882015	0.515593086	0.029308831
20130120	0.058915143	0.535101150	0.028190622
20130121	0.056832400	0.532127821	0.024247308

Propagación = 1 día.			
Fecha	VAR_R_1	VAR_I_1	VAR_C_1
20130102	0.045175176	0.470122254	0.023149911
20130103	0.039903010	0.459809956	0.022113536
20130105	0.034371541	0.413039926	0.089495667
20130106	0.039010810	0.458420938	0.154652581
20130107	0.042209993	0.455411064	0.260425783
20130109	0.031825667	0.444445189	0.467655131
20130110	0.031362044	0.441377185	0.481372460
20130111	0.024899111	0.384111210	0.469716159
20130112	0.031308916	0.406835465	0.366777495
20130113	0.034204671	0.433951665	0.268320138
20130114	0.032376514	0.426360074	0.177613141
20130115	0.036514133	0.447492736	0.088285408
20130117	0.030787699	0.426038104	0.021622579
20130118	0.032425533	0.431622586	0.023619533
20130119	0.042905833	0.449146603	0.027079441
20130120	0.041777725	0.465154740	0.027468247
20130121	0.042477943	0.468084272	0.023377084
20130122	0.044960875	0.467683465	0.022035479

Propagación = 2 día.			
Fecha	VAR_R_2	VAR_I_2	VAR_C_2
20130103	0.029450037	0.416814434	0.021287172
20130104	0.030223626	0.400003917	0.041473197
20130106	0.023079058	0.394817157	0.177012333
20130107	0.026648599	0.394123585	0.261184440
20130108	0.032798592	0.396881981	0.379696601
20130110	0.019985254	0.410819087	0.485950968
20130111	0.023651737	0.367866831	0.451983580
20130112	0.019289379	0.354068975	0.373653487
20130113	0.021029890	0.379985102	0.267988078
20130114	0.023758093	0.397343537	0.169358195
20130115	0.024797946	0.376676749	0.094182971
20130116	0.026440985	0.391858540	0.039735474
20130118	0.023226431	0.421995916	0.022333342
20130119	0.024467554	0.376061065	0.023947896
20130120	0.029284779	0.416112786	0.025673551
20130121	0.028889890	0.413917782	0.022768126
20130122	0.033086952	0.415217219	0.021354457
20130123	0.033030199	0.420100109	0.043058205

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

Tabla 2.2

Valores medios de las varianzas para la propagación de errores.

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

Autoría propia.

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

2.4. La probabilidad de colisión

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

2.4.1. El planteo general del problema

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

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

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

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

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

Figura 2.5. Situación de encuentro (Alfano, 2007)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Objetos esféricos

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

Matrices de covarianza no correlacionadas

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

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

Movimiento lineal

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

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

Errores en la velocidad despreciables

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

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

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

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

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

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

La distancia relativa entre ellos será:

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

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

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

Resolviendo la ecuación:

$$t_{TCA} = \frac{-\tilde{\rho}.\bar{V}_r}{\bar{V}_r.\bar{V}_r} \tag{2.7}$$

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

$$\tilde{\rho}.\bar{V}_r = 0$$

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

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

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

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

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

2.4.3. El cálculo de la PoC

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

En este trabajo se implementaron tres métodos de distinta complejidad. En primer lugar se utiliza una expresión muy simplificada que no contempla los errores de las posiciones, método del límite (Alfano, 2008). Luego se utiliza una aproximación del método de Chan (Chan, 2003) para órbitas circulares propuesta por Lei-Chen (Lei et al., 2017) y finalmente se calcula la integral de la PoC en dos dimensiones utilizando el método de Akella (Akella and Alfriend, 2000).

Tabla 2.3

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

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

2.4.3.1. Método del límite

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

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

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

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

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

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

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

2.4.3.2. Cálculo simplificado de Lei-Chen

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Expresión de la PoC para órbitas circulares

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$\mu_x = \Delta r_{rad} \tag{2.11}$$
$$\mu_y = \Delta r_{vel} \tag{2.12}$$
$$\tag{2.13}$$

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

$$\mu_x = R \tag{2.14}$$
$$\mu_y = \sqrt{(S^2 + W^2)} \tag{2.15}$$

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

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

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

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

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

Donde $\sigma_R, \sigma_S, \sigma_W$ son las varianzas en las direcciones radial, in-track y cross-track respectivamente.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Reagrupando las varianzas combinadas, según:

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

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

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

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

$$\sigma_x^2 = \sigma_R^2 = \sigma_{1R}^2 + \sigma_{2R}^2$$
$$\sigma_y^2 = \sigma_{SR}^2 = \sigma_S^2 cos^2(\frac{\phi}{2}) + \sigma_W^2 sin^2(\frac{\phi}{2})$$

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

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

2.5. Comunicaciones de riesgo de colisión

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

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

2.5.1. El mensaje de alerta CDM

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

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

Criterios de generación y envío del CDM

- Para las **órbitas bajas**, se consideran las situaciones en las que la mínima distancia total es menor a 1 kilómetro y la distancia relativa en la componente radial es menor a los 200 metros.

- Para las regiones de los **satélites geoestacionarios o las regiones medias**, se envían mensajes si la mínima distancia total es menor a los 10 kilómetros.

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

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

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

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

- Las posiciones de *Object1* y *Object2* en el instante de máximo acercamiento TCA en alguno de los sistemas de referencia más utilizados (Sec. 2.2.5).

- Las covarianzas de las posiciones de los objetos en el instante TCA, tomando como referencia el centro de uno de ellos.

- La posición y velocidad relativa del *Object2* respecto al centro del *Object1*.

- Información relevante respecto a cómo fueron obtenidos los datos anteriores.

Estructura general del formato KVN

El CDM en su formato KVN, consiste en un texto plano, con palabras claves o *keywords*, con su valor correspondiente.
El mensaje contiene una *keyword* por línea, y el orden en que se presentan es fijo y está determinado por el estándar, respetando la siguiente estructura:

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

Ejemplo con un pequeño segmento:

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

Estructura general del formato XML

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

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

Ejemplo de CDM

A continuación se muestra un fragmento de ejemplo de un CDM en formato XML. Un ejemplo completo se adjunta en el Apéndice 8.2.

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

Details	OID	Collision Probability Method	Reference
	1.3.112.4.12.1	AKELLAALFRIEND-2000	Akella, M. R. and Alfriend, K. T. "Probability of Collision Between Space Objects," Journal of Guidance, Control, and Dyn
	1.3.112.4.12.2	ALFANO-2005	Alfano, S., "A Numerical Implementation of Spherical Object Collision Probability." The Journal of the Astronautical Scien
	1.3.112.4.12.3	ALFANO-MAX-PROBABILITY	Alfano, S., "Relating Position Uncertainty to Maximum Conjunction Probability", AAS Journal of the Astronautical Science
	1.3.112.4.12.4	ALFANO-PARAL-2007	Adjoining parallelepipeds method from Alfano, S., "Beta Conjunction Analysis Tool," AAS Paper No. 07-393, 2007 AAS/A
	1.3.112.4.12.5	ALFANO-TUBES-2007	Adjoining tubes method from Alfano, S., "Beta Conjunction Analysis Tool," AAS Paper No. 07-393, 2007 AAS/AIAA Astro
	1.3.112.4.12.6	ALFANO-VOXELS-2006	Voxels method from Alfano, S., "Addressing Nonlinear Relative Motion For Spacecraft Collision Probability," AIAA Paper
	1.3.112.4.12.7	ALFRIEND-1999	Alfriend, K.T., et al. "Probability of Collision Error Analysis." Space Debris 1, no. 1 (1999): 21-35. Also AIAA paper 98-42
	1.3.112.4.12.8	CHAN-1997	Chan, K. "Collision Probability Analyses for Earth Orbiting Satellites." In Space Cooperation into the 21st Century: 7th AA
	1.3.112.4.12.9	CHAN-2003	Chan, K. , "Spacecraft Collision Probability for Long-Term Encounters," AAS Paper No. 03-549, AAS/AIAA Astrodynamic
	1.3.112.4.12.10	FOSTER-1992	Foster, J.L., and Estes, H.S., A Parametric Analysis of Orbital Debris Collision Probability and Maneuver Rate for Space
	1.3.112.4.12.11	MCKINLEY-2006	McKinley, D.P., "Development of a Nonlinear Probability of Collision Tool for the Earth Observing System", AIAA paper 2
	1.3.112.4.12.12	PATERA-2001	Patera, R.P., "General Method for Calculating Satellite Collision Probability." Journal of Guidance, Control, and Dynamics
	1.3.112.4.12.13	PATERA-2003	Patera, R. P., "Satellite Collision Probability for Nonlinear Relative Motion," AIAA Journal of Guidance, Control, and Dyna
	1.3.112.4.12.14	PATERA-2005	Patera, R. P., "Calculating Collision Probability for Arbitrary Space-Vehicle Shapes via Numerical Quadrature," AIAA Jour

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

2.6. Resumen

A partir de la recepción de información respecto de una posible colisión, ya sea mediante un mensaje estandarizado CDM o mediante el ingreso manual, se inicia un análisis de la situación.
A tal fin, (Fig. 2.14):

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

Figura 2.14. Esquema del Procedimiento General del cálculo de PoC

Capítulo 3

ARxCODE: Especificaciones

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

3.1. Especifiaciones Iniciales

En la Tabla 3.1, se listan los requerimientos iniciales del sistema.

Tabla 3.1

Lista de requerimientos inciales del sistema

Req. ID	Descripción
1	Requerimientos FUNCIONALES
ARR-001	El sistema deberá interpretar mensajes estandarizados de alerta de colisiones.
ARR-002	A partir del identificador de ambos objetos y una época estimada para el TCA, el sistema deberá calcular la mínima distancia entre los objetos involucrados.
ARR-003	El sistema deberá estimar los errores en la posición de los objetos al momento del TCA.
ARR-004	El sistema deberá estimar la PoC para la situación de encuentro que se decida analizar.
ARR-005	El sistema deberá ofrecer la información en un entorno gráfico al operador.
2	Requerimientos de INTERFACES
ARR-006	El sistema debe interactuar con el operador para que sea este quien ingrese/elija los datos del encuentro; ya sea cargando los objetos y el TCA o seleccionando un mensaje de alerta.
3	Requerimientos de PERFORMANCE
ARR-007	El sistema devolverá los resultados al operador en menos de un minuto.
4	Requerimientos de DISEÑO
ARR-008	El sistema deberá tener una estructura modular,implementado en un lenguaje orientado a objetos.
ARR-009	El sistema contará con un módulo principal que administrará la interfaz gráfica y hará uso de toda la librería.

3.1.1. Casos de Uso

El sistema se piensa 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. A tal fin, se identifican dos casos de uso:
Fig. 3.1

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

Figura 3.1. Casos de Uso de ARxCODE

Tabla 3.2

Caso de uso: Procesar Encuentro

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. 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 con un mensaje de alerta. 2 - El operador oprime el botón *Track* 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 *Procesar* para procesar el encuentro
Postcondiciones	El informe de análisis de riesgo fue generado y almacenado.

3.1.2. Ámbito del sistema

Se evaluó el concepto del ARxCODE en el contexto de la Unidad de Desarrollo de Desechos Espaciales de la 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 se podría contar.

Se analizó cómo trabajan otras agencias espaciales el problema de los desechos espaciales 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. Así mismo, 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.

3.1.3. Características de los Usuarios

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.

3.1.4. Restricciones

Se contó con el asesoramiento y el intercambio de información con personas del área de Dinámica Orbital y otros departamentos de la CONAE. Se realizaron algunas reuniones e intercambio de correos electrónicos, 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.

3.1.5. Interfaces

ARxCODE fue pensado para ser un sistema anexo a las estructuras 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 mensajes de alerta (CDM). Estos últimos también podrán ser recibidos por correos electrónicos de los organismos internacionales de alerta, como por ejemplo JSpOC o mediante una solicitud a la

Figura 3.2. Diagrama de Interfaces del Sistema

página Space-track, previa notificación y registro autorizado del operador a cargo, (Fig. 3.2).

3.2. Especificaciones Finales

3.2.1. Requerimientos Finales

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 colectar 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. En la Tabla 3.3, se listan todos los requerimientos del sistema.

Tabla 3.3

Tabla de especificación de requerimientos del ARxCODE

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 conjunto 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 el gestor 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.

3.3. 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. 3.3):

- 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 3.3. Diagrama de Actividades de ARxCODE

Capítulo 4

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 dividir la complejidad del proyecto, y a su vez, desarrollar un conjunto de bibliotecas fácilmente modificables, sin alterar la estructura central.

4.1. Plan de Desarrollo

Dado que el trabajo se realizaba en el contexto de la maestría en general y que las tareas y los cronogramas se modificaban frecuentemente, ajustándose al dictado de cursos y tareas de un proyecto integrador que también formaba parte del ciclo lectivo; en un principio no era posible armar un cronograma fijo de las tareas.

Se planificó una distribución horaria (Fig. 4.1) y una planificación general (Fig. 4.2) para los semestres I, III y IV del año 2016.

Figura 4.1. Planificación de la distribución del total de horas asignadas dentro de la maestría al desarrollo y la escritura del trabajo de tesis.

Cuatrimetres 2016	Tareas		
I	Diseño y Elaboración de Requerimientos		
		Recabación Bibliográfica.	
		Investigación de procedimientos en otras agencias/organismos	
III	Investigación de Metodologías y Algoritmos para los distintos módulos.		
	Generación del entorno de desarrollo		
		Desarrollo del módulo para la administaración y propagación de TLEs	
IV	Pruebas de verificación sobre el módulo de TLEs		
		Elaboración del módulo para la generación de matrices de covarianza	
		Integración y pruebas del módulo para la generación de las matrices de covarianza.	

Figura 4.2. Planificación de las tareas agrupadas por semestres para el año 2016

Ya a comienzos del año 2017 se contaba con un cronograma fijo que pautaba tres semanas por mes de dedicación exclusiva a la elaboración de la tesis. Eso permitió realizar una planificación semanal (Fig. 4.3) de las tareas.

Meses	Semanas			
	I	II	III	IV
Enero			Elaboración del módulo que genera la matriz de propagación de covarianzas.	
Febrero		Pruebas sobre los datos de Misión de CODS	Pruebas sobre el módulo que genera la matriz de propagación de covarianzas	
Marzo		Pruebas de integración del módulo para la propagación de la matriz de covarianzas	Implementación de los algoritmos para el cálculo de PoC	
Abril		Desarrollo del módulo Encuentro que integra todo el flujo y calcula la PoC		
Mayo		Pruebas del módulo Encuentro y pruebas de integración	Desarrollo de la interfaz gráfica	
Junio		Desarrollo de la interfaz gráfica	Desarrollo del módulo de administración del CDM	Pruebas de integración y de visualización de la interfaz gráfica
Julio		Escritura de Tesis	Escritura de Tesis	Escritura de Tesis
Agosto		Escritura de Tesis	Depuración del systema e incorporación de las correcciones de los directores al texto.	

Figura 4.3. Planificación de las tareas agrupadas por semanas para el año 2017

4.2. 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 ploteos 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 gestor Git. Cabe destacar también, que cuenta con 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.

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.

Capítulo 5

Diseño, Seguimiento y Control

ARxCODE resulta una aplicación de escritorio, de estructura modular, reusable y modificable. Pensada con una filosofía de expansión y perfeccionamiento, su arquitectura permite la adición de funcionalidades sin mayores inconvenientes.

5.1. Arquitectura

Componentes

En un planteo conceptual, con alto grado de abstracción, los distintos paquetes de ARxCODE pueden agruparse en cinco componentes (Fig. 5.1): 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*
  - *Estadistica*
  - *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 gráficos o las proyecciones de las trayectorias sobre el mapa.

  - *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 5.1. 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. 5.2). 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.

(a) Clase TLE (TleAdmin/TLE/Tle)

(b) Clase setTLE (TleAdmin/TLE/-setTLE)

Figura 5.2. 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 desglozarlos y extraer los datos del 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.

PROCESAMIENTO: AjustarTle

Este paquete incluye el módulo con el mismo nombre *AjustarTle*, que cuenta con varias funciones que reagrupan la información del conjunto de TLEs a fin de poder hacer ordenamientos y compara-

(a) Clase CDM (CDM/CDM).

(b) Clase EphemCODS (CodsAdmin/EphemCODS)

Figura 5.3. Clases CDM y EphemCODS para el pareseo de los mensajes de alerta CDM y los productos orbitales de CODS

ciones, entre los TLE 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 los 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, (Osweiler, 2006) **matrizOsweiler()**.

PROCESAMIENTO: Encuentro

Este es el paquete núcleo del software. En él se encuentra la clase **Encuentro** (Fig. 5.4), 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. 5.4): **calculaMacom-**

binada(), **proyecta_alplano_encuentro()**, **calculaPoC_circ()** y **calculaPoC_gral()**

Figura 5.4. 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 las trayectorias 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 descriptos en la Sec. 2.2.5.

Validaciones

Reúne todos los módulos que se desarrollaron para la verificación y validación de los resultados que se describen a continuación (Sec. **??**), y cuyos valores se analizan y publican en la sección de Resultados y Validaciones (Sec. 6).

5.2. Interfaces

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. Como resultado, las interfaces implementadas, son (Fig. 5.5):

- 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 5.5. Diagrama de Interfaces Implementadas en ARxCODE

5.3. Seguimiento y Control

5.3.1. Verificación y Validación

Verificación

Se realizaron distintas pruebas de unidad y de integración. Los distintos casos de prueba se diseñaban a partir de datos de prueba de la bibliografía recabada para cada una de las metodologías o sobre situaciones reales. Los resultados de la ejecución de las pruebas se comparaban luego con los valores de los casos publicados o la situaciones reales. Un breve esquema de este procedimiento puede verse en la Figura 5.6.

Figura 5.6. Esquema de la metodología para realizar las pruebas de unidad sobre los módulos.

A medida que se desarrollaba un nuevo módulo, se realizaban los casos de prueba para ese módulo y una prueba de integración, que incorporaba todos los módulos hasta el momento verificados.

TleAdmin y CDM Dado que tanto los TLE como los CDM son los elementos fundamentales que dan inicio al análisis de la probabilidad de colisión, es fundamental tener un control sobre la correcta adquisición de estos inputs. Sobre ellos se diseñaron pruebas funcionales. Se prueba siempre que los TLE de ambos objetos hayan sido adquiridos; si esto no fuera así ya sea por complicaciones en la conexión a internet, o porque los TLE para las fechas solicitadas no están disponibles, el software interrumpe el proceso e indica a cuál de las situaciones se debe el problema. Mientras que para el caso de los CDM, el programa se interrumpe si el archivo ingresado no respeta el formato .xml capaz de procesar y anuncia un mensaje de alerta cuando el CDM a sido procesado pero no todos los campos de interés se encuentran en él.

Comparar y SistReferencia Las pruebas realizadas para garantizar los correctos procedimientos respecto de la propagación y las transformaciones de los sistemas de referencia fueron fundamentales, pero sólo se realizaron en las primeras etapas del desarrollo, ya que no dependen de cada ejecución en particular, sino de la correcta implementación de los algoritmos.

Estadística Para verificar la correcta implementación del método de Osweiler para la generación de las matrices de covarianza, se generó un caso de prueba que permite comparar los resultados con los que se publican en el trabajo del autor. Dada la dependencia de este módulo con el módulo de administración de los TLE, es importante que esta prueba es naturalmente de integración y es muy importante que se realice frecuentemente.

Comparar y CodsAdmin El procedimiento que se realiza para la generación de la matriz de propagación de errores involucra la utilización de los datos de misión (o Datos de CODS). Esta tarea fue realmente compleja y se realizaron varias ejecuciones de la prueba sobre la manipulación de estos datos, ya que los mismos muchas veces no respetaban un formato estandarizado por ejemplo sobre las fechas o contenían intervalos sin datos significativos, etc. Estas verificaciones se realizaron una sola vez hasta lograr que los datos resultaran ordenados dentro del período de análisis que se utilizó para generar la matriz de propagación de errores. Por cuestiones de tiempo no se implementó una verificación automatizada sobre estos inputs, lo que debe ser tenido en cuenta si se desean generar matrices de propagación de errores actualizadas o en forma dinámica.

Encuentro Las pruebas realizada en el módulo para la estimación de las probabilidades de colisión tienen también una fuerte dependencia del módulo que gestiona los TLE, mientras que pueden configurarse o no para que la matriz de covarianza que utilizan sea generada por el módulo de Osweiler o no. Salvo para el caso del método de Lei-Chen, ya que en su trabajo existe un ejemplo que indica todos los parámetros que se utilizan en la ecuación final, y entonces se puede hacer una prueba sólo para esa unidad.

Aplicación En lo que respecta a la aplicación que nuclea y despliega la interfaz gráfica, se realizaron inspecciones para depurar la correcta inicialización de variables y el flujo de las distintas vistas.

Figura 5.7. Casos de prueba para los módulos que interactúan con los datos de Misión.

Figura 5.8. Casos de prueba del bloque completo, desde los inputs hasta el cálculo de la PoC.

Validación

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

En conclusión se han realizado distintas pruebas e inspecciones, pero no pruebas exhaustivas. Un desarrollo detallado de los resultados de las pruebas y validaciones se describe en la Sec. 6

5.3.2. Gestión de la Configuración

Al ser ARxCODE un prototipo sencillo desarrollado por una sola persona, no fue necesario implementar una compleja gestión de configuración. Se utilizó el repositorio Git (Ver Sec. 4.2) para el control de versiones, al que día a día se incorporaba el proyecto. Se pautó realizar un release una vez por mes, ya que era la frecuencia con la que se planificó que existieran nuevos módulos y pruebas de unidad y/o de integración.

5.3.3. Aseguramiento de la Calidad

Se han definido tres instancias fundamentales para la evaluación y el control de la calidad del software durante el desarrollo.

Sin duda el primer punto tiene que ver con el correcto acceso a los TLE que son los inputs básicos para iniciar el procesamiento. Del mismo modo, la ingesta de un CDM defectuoso puede producir distintos fallos ya que al menos los mínimos datos de iniciación deben ser ingresados correctamente. Finalmente, todo el ciclo de los distintos procesos, a saber: solicitud de los TLE correspondientes, generación de matrices, cómputo de la mínima distancia y de la PoC, así como todos los procesos de transformaciones de coordenadas deben realizarse en forma fluida.

A fin de garantizar un control sobre la calidad mínima en los puntos mencionados, una prueba general que contempla las tres pruebas integrales sobre el circuito completo se realizó antes de cada release mensual. Con la misma frecuencia, a continuación se realizaron, pruebas sin acceso a internet y por ende sin acceso a la página proveedora de los TLE y sobre CDM defectuosos para verificar que el software interrumpía su proceder e informaba con un mensaje específico a qué se debía la interrupción.

No obstante, a medida que se realizaban más y más pruebas, sumando nuevos datos de validación, otros puntos importantes fueron descubriéndose. De modo que se incorporaron pruebas que permiten medir la diferencia de épocas entre el TLE y el tiempo de mayor acercamiento, a fin de garantizar que se informe al operador si las propagaciones orbitales superen los 7 días para el caso de las mínimas distancias, o los 15 días para la generación de matrices.

En la misma dirección fue importante incorporar un mensaje de alerta, cuando las matrices de covarianza generadas superan ciertos valores establecidos, ya que el proceso resulta finalizado exito-

samente pero los datos no son confiables (Ver Tabla 5.1).

Tabla 5.1

Pruebas de Aseguramiento de la Calidad que se realizaron antes de cada release, aproximadamente una vez al mes.

Prueba	Resultado esperado
Prueba general	MSJ: *El proceso ha finalizado correctamente*
Prueba sin internet o sin devolución de TLE del sitio web	INTERRUPIÓN: *El TLE no se ha generado correctamente*
Prueba con CDM defectuoso	INTERRUPIÓN: *El CDM ingresado es incorrecto o está incompleto*
Prueba con TLE muy antiguos	MSJ de Alerta: *El TLE utilizado en el problema no es de una época confiable*
Prueba con matrices de covarianza con errores groseros	MSJ de Alerta: *El TLE utilizado en el problema no es de una época confiable*

Capítulo 6

Resultados

6.1. Introducción

En este capítulo se presentan los distintos escenarios que fueron planteados para la verificación de los procesos y el análisis de los resultados.

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 propios de esa misión, ya que esto hubiera permitido hacer una validación end-to-end de todo el prototipo. No obstante, por cuestiones de confidencialidad, 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 instancias del procesamiento.

En primer lugar fue fundamental corroborar las propagaciones de los TLE realizadas con la librería de python *sgp4-1* (Brandon Rhodes, 2015), para ello utilizamos la versión de prueba que ofrece el software STK: *System Tool Kit*, (Analytical Graphics, Inc., 2016).

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 dos de los 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 pudieron ser suministrados, fue analizado en comparación con resultados estadísticos globales, o sobre el estudio de encuentros de otras misiones.

Los resultados de las matrices de covarianza calculadas y la estimación de la mínima distancia, fueron comparadas con la información de correos electrónicos de alerta y CDM de acceso público.

Finalmente la implementación del cálculo de probabilidad de colisión fue evaluada analizando diez casos de prueba que contienen el dato de la PoC: cuatro casos publicados mediante el servicio web de SOCRATES (T.S.Kelso and S.Alfano, 2006) que ofrece Celestrack (Tabla 1.4), dos casos presentados en el libro de Klinkrad (Klinkrad, 2006b) y cuatro casos publicados en un trabajo de Xu-Xiong (Xu and Xiong, 2014).

6.2. Implementación 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, 2015). Luego usamos el software STK para comparar nuestras propagaciones y asegurarnos la correcta utilización y configuración de la librería sgp4-1.

Las Tablas 6.1 y 6.2 muestran las efemérides de la misión operativa durante 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.

Tabla 6.1

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

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 6.2

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

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

6.3. 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 5000 km y ICESAT a 600 km, (Tabla 6.3).

Tabla 6.3

Resumen de las características de los satélites a analizar.

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

Se presentan a continuación las tablas con los resultados comparativos, entre los valores publicados (Tablas 6.4 y 6.7) y los valores obtenidos por ARxCODE (Tablas 6.5 y 6.8) para una única 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.

Tablas comparativas ICESAT

Tabla 6.4

Matriz de Covarianza. (Osweiler, 2006)
ICESAT del 1-Mar-03 al 16-Mar-03.

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 6.5

Matriz de Covarianza de ARxCODE.
ICESAT 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 6.6

Diferencias de ARxCODE respecto a Osweiler (Osweiler, 2006)

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

Tablas comparativas LAGEOS-1

Tabla 6.7

Matriz de Covarianza. (Osweiler, 2006)
LAGEOS-1 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 6.8

Matriz de Covarianza de ARxCODE
LAGEOS-1 del 1-Mar-03 al 16-Mar-03

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 6.9

Diferencias de ARxCODE respecto a Osweiler, (Osweiler, 2006).

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

Las diferencias que resultan en la comparación con los resultados que arroja ARxCODE, son todas menores a los metros (Tablas 6.6 y 6.9). En particular LAGEOS muestra errores menores que ICESAT, ya que al ser un satélite a mayor altura, el efecto atmosférico es menor y el modelo de propagación, se adapta mejor.

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.

Estos resultados ofrecen mayor información respecto a los errores que se cometen en función de la cantidad de días que se propagan los TLE.

Para la generación de los datos, se propagaron todos los TLE del conjunto hacia las fechas de todos los TLE con fechas más actualizadas, dentro del conjunto (Fig. 6.1). Las diferencias que resultaron se plasman en función del intervalo de propagación, en las Figuras 6.2 y 6.3 para el ICESAT y el LAGEOS respectivamente.

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.

Figura 6.1. Esquematización del algoritmo para comparar la propagación de cada TLE del set hacia fechas futuras de los TLE del set. Extraído del trabajo de Osweiler, (Osweiler, 2006)

.

(a) Diferencias ICESAT - ARxCODE

(b) Diferencias ICESAT - Osweiler, (Osweiler, 2006)

Figura 6.2. Gráfico con Diferencias Totales del escenario ICESAT

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.

Se concluye a partir de esta sección, que ARxCODE implementa el método de Osweiler y la construcción de las diferencias de pares correctamente.

(a) Diferencias LAGEOS-1 - ARxCODE

(b) Diferencias LAGEOS-1 - Osweiler, (Osweiler, 2006)

Figura 6.3. Gráfico con Diferencias Totales del escenario LAGEOS-1

6.4. Estudio de errores de TLE con efemérides precisas

Sistema de referencia TOD

En esta sección se muestran los resultados de comparar las posiciones obtenidas utilizando TLE y realizando las propagaciones 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 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 (Apéndice. 8.1).

Para la validación del mismo, se utilizaron TLE de la misión y se los propagaron con el SGP4. Los resultados se transformaron al sistema TOD con el módulo desarrollado y luego fueron comparados con los productos del STK, corridos para el mismo TLE y publicados en el sistema TOD. Se obtuvieron diferencias menores a los milímetros, (Tabla 6.10).

Tabla 6.10

Comparación entre ARxCODE y STK de la transformación de TEME a TOD.

Coordenada X	0.0003168 [m]
Coordenada Y	0.0006370 [m]
Coordenada Z	0.0005133 [m]

1 de Enero de 2013, paso 1 minuto.

Estadística de Errores

Con la certeza de que los datos eran compatibles y podían ser comparados (ambos se ubican en el sistema TOD), se inició el procesamiento de comparación de las posiciones de las efemérides precisas de la misión y las propagaciones de los TLE, para la estimación de los errores de la propagación, (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.

Se realizaron comparaciones para todo el año 2012 y todo el año 2013. En ambos casos los resultados del estudio mostraron el comportamiento esperado, con errores máximos del orden de las decenas de kilómetros (Fig. 6.4 y 6.5).

Figura 6.4. Diferencias en las posiciones propagadas durante el año 2012 y las efemérides precisas generadas por CODS [Sistema TOD]

[1]Puesta en órbita nominal

Figura 6.5. Diferencias en las posiciones propagadas durante el año 2013 y las efemérides precisas generadas por CODS [Sistema TOD]

Generación de la tabla de propagación de errores

Como se explicó en la Sec. 2.3.2, para estimar los errores en la propagación se propone un método que utiliza una tabla (Tabla 6.11), generada a partir de la estadística que resulta de comparar las propagaciones de los TLE de la misión operativa, con las efemérides precisas. Las comparaciones se hacen en el periodo de Enero a Junio del año 2013, en intervalos de 1 a 6 días, con paso 1 segundo.

Tabla 6.11

Valores medios de las varianzas calculadas para la propagación de errores.
Autoría propia.

	$\sigma_R^2[km]$	$\sigma_T^2[km]$	$\sigma_N^2[km]$
<1 día	0.052	0.644	0.138
1 día	0.038	0.450	0.142
2 días	0.027	0.408	0.148
3 días	0.019	0.384	0.155
4 días	0.014	0.374	0.165
5 días	0.013	0.377	0.179
6 días	0.015	0.399	0.196

Los resultados que se encuentran, no es posible validarlos directamente. No obstante, son comparables a los que proponen Flohrer et al., (Flohrer et al., 2008), en la *lookup table* generada considerando todos los objetos del catálogo al 01 de Enero de 2008 (Fig. 6.6). Los valores de las desviaciones

estándar que resultan del método propuesto son menores casi en un orden de magnitud a las tablas genéricas que publican Flohrer et al., (Flohrer et al., 2008), esto es de esperar, ya que los estudios de la publicación son más abarcativos y genéricos.

***e*<0.1**		***i*<30 deg**	**30 deg<*i* <60 deg**	***i*>60 deg**
h_P <800 km	RAD (*U*)	67	107	115
	A-T (*V*)	118	308	517
	C-T (*W*)	75	169	137
800 km< h_P <25000 km	RAD (*U*)	191	71	91
	A-T (*V*)	256	228	428
	C-T (*W*)	203	95	114
h_P >25000 km	RAD (*U*)	357	-	-
	A-T (*V*)	432		
	C-T (*W*)	83		
***e*>0.1**		***i*<30 deg**	**30 deg<*i* <60 deg**	***i*>60 deg**
h_P <800 km	RAD (*U*)	2252	629	494
	A-T (*V*)	4270	909	814
	C-T (*W*)	1421	2057	1337
800 km< h_P <25000 km	RAD (*U*)	1748	1832	529
	A-T (*V*)	3119	1878	817
	C-T (*W*)	971	1454	1570
h_P >25000 km	RAD (*U*)	402	4712	-
	A-T (*V*)	418	6223	
	C-T (*W*)	83	1208	

Figura 6.6. Look-up table [metros] de los resultados promediados del análisis del católogo completo al 01 de Enero de 2008, de los errores en las coordenadas UVW, clasificados por excentricidad, inclinación y altura. Se resaltan en celeste las celdas correspondientes a la configuración de la misión operativa que se utilizó en este trabajo. Extraído de Flohrer et al., (Flohrer et al., 2008)

.

6.5. Cálculo de la Probabilidad de Colisión

Hasta este punto, se han validado cada uno de los procesos por separado. Resta hacer pruebas que involucren todo el procedimiento, es decir, identificar los objetos y el TCA y correr los procesamientos de ARxCODE hasta obtener los valores de la PoC. A tal fin, fue necesario conseguir registros que contuvieran la información completa de una situación de encuentro.

Casos de Prueba

Por un lado se consiguieron correos electrónicos de alerta públicos en internet, y por otro CDM también públicos[2], 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

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

de errores. Así mismo, ni los correos encontrados ni los CDM descargados contienen información de la PoC asociada al encuentro.

Formato de los **correos electrónicos**:

> 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

La Figura 6.7, muestra el resumen de la información de todos los correos electrónicos que fueron procesados con ARxCODE.

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 6.7. Contenido de los correos electrónicos utilizados para comparar los resultados.

Se listan a continuación los seis CDM cuyos datos fueron procesados con ARxCODE (Fig. 6.8).

	Archivo	sat_id	deb_id	TCA	dr [km]	dt [km]	dn [km]	MinDist [km]
1	24793_conj_27646_JAN_2013010_0959.xml	24793	27646	2013-01-10 9:59:57	-0.163	-0.022	-0.04	0.17
2	25273_conj_31279_JAN_2013012_0020.xml	25273	31279	2013-01-12 0:20:51	0.17	0.012	0.042	0.175
3	24903_conj_33759_JAN_2013010_1322.xml	24903	33759	2013-01-10 13:22:45	0.035	-0.148	0.095	0.18
4	27372_conj_31413_JAN_2013011_0530.xml	27372	31413	2013-01-11 5:30:56	-0.119	0	0.092	0.15
5	28810_conj_33315_NOV_2012327_3.xml	28810	33315	2012-11-22 13:03:45	0.066	-0.241	-0.944	0.976
6	38755_conj_34115_DEC_2012361_0500.xml	38755	34115	2012-12-26 5:00:41	-0.082	-0.05	0.609	0.617

Figura 6.8. Contenido de los CDM utilizados para comparar los resultados.

Por último se analizaron diez casos de prueba que contienen el dato de la PoC: cuatro casos publicados mediante el servicio web de SOCRATES (T.S.Kelso and S.Alfano, 2006) que ofrece Celestrack (Tabla 1.4), dos casos presentados en el libro de Klinkrad (Klinkrad, 2006b) y cuatro casos publicados en un trabajo de Xu-Xiong (Xu and Xiong, 2014).

Como se mencionó en la Introducción (Sec. 1.4), SOCRATES es un servicio web vía Celestrack.com, mantenido por el CSSI (Center for Space Standards & Innovation) de la agencia AGI: Analytical Graphics, Inc. El mismo ofrece información de los acercamientos de riesgo futuros. Se pueden solicitar los acercamientos que involucran a las misiones que son de interés para uno y SOCRATES lista las 10 situaciones más críticas para los días futuros. En este caso se han seleccionado satélites con órbitas bajas, de observación de la Tierra, a saber: SentinelB1 (41456), Cosmos-Skymed3 (33412) y Envisat (27386) (Tabla 6.12).

Tabla 6.12

Casos de Prueba tomados del servicio SOCRATES (Celestrack.com).

#	sat id	deb id	TCA	Min Dist [km]	PoC
1	41456	35732	29-06-2018 22:22:48.14	0.039	1.74e-03
2	33412	19008	30-06-2018 03:42:30.937	0.096	2.62e-04
3	27386	35519	25-05-2018 09:46:17.533	0.926	1.10e-04
4	27386	37887	08-07-2018 23:36:38.326	0.137	6.10e-04

En el capítulo ocho de su libro, Klinkrad (Klinkrad, 2006a), publica una tabla que contiene siete situaciones de encuentros de riesgo para las misiones ENVISAT y ERS-2. De esos escenarios sólo se han podido reproducir dos, ya que no fue posible identificar los códigos de NORAD de los desechos involucrados en el resto de los encuentros (Tabla 6.13).

Tabla 6.13

Casos de prueba tomados del libro de Klinkrad (Klinkrad, 2006a).

#	sat id	deb id	TCA	Min Dist [km]	PoC
5	27386	12442	2004-09-02 19:14:11	1.297	2.186e-04
6	23560	16681	2004-09-29 23:56:02	0.067	1.546e-04

En un mismo sentido, se utilizaron los valores publicados en el trabajo de Xu y Xiong, (Xu and Xiong, 2014), donde se presentan las estimaciones de la mínima distancia y la Poc, utilizando un método general y el método desarrollados por ellos (Tabla 6.14).

Tabla 6.14

Casos de prueba tomados del trabajo de Xu & Xiong (Xu and Xiong, 2014).

#	sat id	deb id	TCA	Min Dist [km]	PoC (general)	PoC
7	25415	31445	2013-03-18 14:44:34	0.115	1.24e-05	1.52e-05
8	20737	20738	2013-03-17 10:39:31	0.104	1.706e-06	2.15e-06
9	27939	31588	2013-03-16 13:46:21	0.098	3.01e-05	3.51e-05
10	11308	32315	2013-03-15 03:02:16	0.094	1.8e-05	2.05e-05

Implementación de los algoritmos de cálculo de PoC

En este trabajo se utilizaron tres métodos distintos para estimar el valor de la PoC. El primero de ellos, que denominamos *método del límite*, es una simple expresión que resulta como conclusión de un trabajo de Alfano (Alfano, 2008), y dado que resulta una implementación muy sencilla no realizamos ninguna prueba para evaluarla.

El segundo de los métodos es el que propone Lei-Chen (Lei et al., 2017). También consiste en una simple expresión pero el resultado puede compararse con la resolución de la integral numérica que el método aproxima. A su vez las variables que se introducen en la ecuación deben ser previamente transformadas al sistema de referencia RSW. En este caso fue posible aprovechar un ejemplo que el propio Lei-Chen incorpora en su libro para verificar los dos puntos mencionados y por ende la correcta implementación del algoritmo.

Método de Lei-Chen: validación con la resolución de la integral

Se toman como datos iniciales, los valores publicados por el propio autor Lei-Chen, (Lei et al., 2017), y se calcula la PoC, tanto para la expresión analítica como para la integral. Para esta última se utiliza la biblioteca *scipy.integrate* de Python.

De las expresiones para el cálculo de la PoC (Eq. 2.9 y Eq. 2.10), se desprende que serán necesarios los datos: (μ_x, μ_y), (σ_x, σ_y), r_a.

Se tomaron los datos que utiliza Lei-Chen en el ejemplo para el caso de las órbitas circulares y se calculó la PoC a partir de la expresión explícita y realizando la integral.

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

Tabla 6.15

Resultados Comparativos del cálculo de la PoC.

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 (Tabla 6.15); las fórmulas implementadas coinciden con el valor de la bibliografía hasta el cuarto dígito significativo de la expresión.

En este punto se confirma que, una vez que se obtienen: μ_x, μ_y, σ_x, σ_y y el radio de colisión r_a, ya puede calcularse la PoC. Ahora resta verificar, paso a paso cómo llegar de los inputs de ARxCODE, a estos parámetros que se introducen en las ecuaciones.

Método de Lei-Chen: validación de la transformación al sistema de referencia RSW

Una vez determinadas la posición relativa de los objetos en el sistema RSW o RTN en el TCA, la proyección al plano para órbitas circulares, no representa mayores problemas, como se detalló en la Sec. 2.4.3.2.

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, coinciden. Para ello, vamos a utilizar las posiciones de los objetos del ejemplo de la bibliografía (Tabla 6.16) y transformarlas con el módulo de transformación *sisRic* del paquete *SistReferencia.SistdeCoordenadas* para corroborar los resultados.

Tabla 6.16

Vectores de Posiciones Inerciales al momento TCA.

Objeto	x [km]	y [km]	z[km]	vx [km/s]	vy [km/s]	vz [km/s]
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

Nota. Extraídos del ejemplo de la bibliografía (Lei et al., 2017).

Tabla 6.17

Comparación entre el módulo sisRic de autoría propia y los datos de Lei-Chen (Lei et al., 2017).

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 que se publican en la Tabla 6.17, 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.

El último de los métodos, el *método de Akella & Alfriend*, es el más complejo en cuanto a los procedimientos que hay que realizar para hacer el cálculo final de la PoC. No obstante, la bibliografía encontrada con valores de la PoC calculados utilizando este método, no da información de los objetos involucrados o el TCA de los eventos analizados. De manera que el mismo será verificado comparando los resultados con los de los otros métodos.

Análisis de los resultados

Validación con correos electrónicos de alerta públicos

El proceso de validación utilizando los correos electrónicos obtenidos en la web, consiste en extraer de los correos los identificadores de NORAD de ambos objetos y el TCA asociado al encuentro. A partir de allí se calcula la mínima distancia total, o sea el módulo de la misma, y en componentes en el sistema RTN y finalmente la PoC con el método de Lei-Chen que es uno de los más sencillos e incorpora los valores de las matrices de covarianzas. Dado que el TCA que se publica en los correos no tiene información de los segundos, se realiza una primera estimación, y luego se profundiza en análisis de la situación.

A partir de esa información se cargó manualmente el identificador de NORAD del satélite (sat_id), el identificador de NORAD del desecho (deb_id), y el TCA de cada situación; en un primer paso se utilizó ARxCODE para obtener el valor de los segundos del TCA. Luego se propagó para el TCA que incluía los segundos, con pasos de propagación distintos, en un caso cada un segundo (Tabla 6.18) y en otro caso para un paso menor, de cien mil microsegundos (Tabla 6.19).

Tabla 6.18

ARxCODE a partir de correos electrónicos
Propagaciones cada 1 segundo - (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km - Método de cálculo de PoC: Lei-Chen

#	TCA arx	ΔR_{arx} [km]	ΔT_{arx} [km]	ΔN_{arx} [km]	Min Dist. arx [km]	PoC arx
1	2012-07-15 21:21:51	0.147	2.749	2.287	3.579	4e-06
2	2014-06-29 04:55:59	0.081	3.921	2.002	4.403	0.0
3	2012-11-23 23:38:42	0.300	1.668	0.841	1.892	0.0
4	2013-03-31 03:25:45	68.07	1.318	426.1	431.5	0.0
5	2013-05-02 17:12:04	19.07	489.6	142.7	510.3	0.0

Tabla 6.19

ARxCODE a partir de correos electrónicos
Propagaciones cada 100.000 microsegundos - (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km)- Método de cálculo de PoC: Lei-Chen

#	TCA arx	ΔR_{arx} [km]	ΔT_{arx} [km]	ΔN_{arx} [km]	Min Dist. arx [km]	PoC arx
1	2012-07-15 21:21:51.3	0.091	1.090	1.740	2.056	2.98e-06
2	2014-06-29 04:55:59.1	0.082	3.253	2.745	4.258	0.0
3	2012-11-23 23:38:42.1	0.258	0.936	1.595	1.867	1.7e-05
4	2013-03-31 03:25:45.1	68.07	0.194	426.1	431.5	0.0
5	2013-05-02 17:12:02.9	20.17	504.1	146.8	525.4	0.0

Como puede apreciarse en la Tabla 6.20 de las comparaciones, los distintos pasos de propagación no modifican los resultados significativamente y siempre los resultados de ARxCODE distan mucho de los valores publicados en los correos para la mínima distancia. Esto indica que existen diferencias en los modelos de propagación utilizados y las posiciones iniciales que se utilizaron. Es probable que

Tabla 6.20

Mínimas distancias de acercamiento para distintos pasos de propagación y resultados de los los correos electrónicos.

#	Dist (1 seg) [km]	Dist (100 mil μ seg) [km]	Dist. correo
1	3.579	2.056	0.760
2	4.403	4.258	0.334
3	1.892	1.867	0.984
4	431.5	431.5	0.789
5	510.3	525.4	0.170

para la generación de los correos electrónicos no se hayan utilizado TLE ni el modelo de propagación SGP4, pero no se han podido corroborar ni los valores iniciales ni el modelo de propagación utilizado para la generación de los correos. Otra explicación posible es que, debido a la incerteza en el valor del TCA, no se haya contemplado el instante TCA en el intervalo propagado.

Validación con CDM públicos

A partir de la información de los seis CDM, se cargó manualmente el identificador de NORAD del satélite (sat_id), el identificador de NORAD del desecho (deb_id), el TCA de cada situación. Se calculó la mínima distancia y la PoC nuevamente con el método de Lei-Chen y con pasos de propagación distintos, en un caso cada un segundo (Tabla 6.21) y en otro caso para un paso menor, de cien mil microsegundos (Tabla 6.22).

Tabla 6.21

ARxCODE a partir de los CDM
Propagaciones cada 1 segundo - (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km) - Método de cálculo de PoC: Lei-Chen

#	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 / 1.4e-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 13:03:45.0	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	0.0 / 0.0

Para estos últimos procesamientos es notoria la diferencia que se produce cuando se incrementa el paso de propagación al orden de los cien mil microsegundos; logrando así que los valores calculados por ARxCODE para las mínimas distancias se aproximen al valor que publican los CDM.

No se pudo identificar a qué se debe esta distinción entre las mejoras que se logran en los CDM, que no se logran en la información de los correos electrónicos. Probablemente se deba a la incerteza en el TCA que introducen los correos al no informar el TCA con precisión del segundo.

Tabla 6.22

ARxCODE a partir de los CDM
Propagaciones cada 100.000 microsegundos - (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km) - Método de cálculo de PoC: Lei-Chen

#	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 13:03:44.7	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 6.23

Mínimas distancias de acercamiento para distintos pasos de propagación y resultados de los CDM. (Radio de colisión $r_a = 0{,}01$ km)

#	Dist (1 seg) [km]	Dist (100 mil μ seg) [km]	Dist. CDM
1	1.918	1.918	0.170
2	4.457	0.477	0.175
3	1.804	0.481	0.180
4	1.431	0.613	0.150
5	4.665	0.875	0.976
6	4.665	0.492	0.617

Validación con escenarios que incluyen el valor de PoC

A continuación se presentan los resultados obtenidos utilizando los tres métodos descriptos para el cálculo de la PoC (Sec. 2.4.3), para los diez escenarios propuestos con los valores estimados de la PoC.

Dado que el cálculo de la distancia se realiza en primera instancia y es independiente del método de cómputo de la PoC que se utilice, en la primera tabla (Tabla 6.24) se muestran las diferencias de las distancias calculadas con las publicadas y los valores de las PoC publicadas para ser comparadas con los valores calculados con el método del límite.

Las diferencias en las distancias fueron calculadas haciendo la resta entre el valor computado por ARxCODE y el valor publicado, de modo tal que los valores positivos indican que las estimaciones de ARxCODE son mayores a las publicadas; que es lo que ocurre en la mayoría de los casos. Mientras que las diferencias negativas, indican situaciones en las cuales el valor obtenido por ARxCODE para la mínima distancia es menor al publicado.

Puede apreciarse que los valores estimados para la PoC con el método de límite ofrecen siempre valores al menos un orden de magnitud mayor al publicado. Siempre indica PoC mayores, independientemente de cómo resulten las distancias relativas. Esto garantiza que todos los casos que se analizaron hubieran sido alertados, de utilizarse los resultados de este método para el criterio de generación de

Tabla 6.24

Diferencias que resultan de comparar las distancias calculadas y las PoC que se obtienen con el método del límite, respecto de los valores de los casos de prueba.

#	Δ Distancia [km]	PoC (publicada)	PoC (límite)
1	- 0.010	1.74E-03	1.50E-01
2	1.583	2.62E-04	2.59E-03
3	0.004	1.10E-04	4.68E-03
4	0.082	6.10E-04	1.99E-02
5	0.054	2.18E-04	3.24E-03
6	0.201	1.55E-04	1.62E-02
7	0.778	1.24E-05	4.88E-03
8	-0.071	1.70E-06	1.30E-01
9	0.716	3.01E-05	5.35E-03
10	-0.001	1.50E-05	4.67E-02

situaciones de riesgo. Si bien seguramente será generador de falsas alarmas, puede considerarse como un primer filtro, para colectar eventos que requieran un análisis más fino.

Tanto para el método de Lei-Chen (Lei et al., 2017) como para el de Akella & Alfriend (Akella and Alfriend, 2000), se incorporaron dos pruebas más, con el objeto de analizar la sensibilidad de la PoC a las matrices de covarianza. Es decir, se ejecutaron ambos métodos utilizando tres matrices de covarianza diferentes. En primer lugar se ejecutó el sistema sin modificaciones, utilizando la matriz de covarianza que genera ARxCODE con el método de Osweiler (ma. OSW), luego se hizo una prueba que reemplaza la matriz generada por los valores que se proponen desde el servicio web SOCRATES, a saber (en el sistema RTN):

$$C_{SOCRATES} = \begin{bmatrix} (0{,}1)^2 & 0 & 0 \\ 0 & (0{,}3)^2 & 0 \\ 0 & 0 & (0{,}1)^2 \end{bmatrix}$$

Dado que esta última matriz es del orden de los valores calculados para la matriz de propagación de errores, este caso se dividió a su vez en dos: el primero, que suma la propagación de errores a la matriz de SOCRATES (ma. SOC+prop) y uno que no lo hace (ma. SOC).

Como puede apreciarse en las matrices que se muestran a continuación, la matriz que genera ARxCODE (Tabla 6.25) contiene varianzas muy grandes, en muchos casos del orden de los cientos de metros en la dirección de la componente T, que acompaña a la velocidad. Luego, las modificaciones que incorpora el método propuesto para la propagación de errores, resultan despreciables. Mientras que la matriz que se propone desde SOCRATES, aún sumando la propagación de errores (Tabla 6.26) se mantiene acotada, y alcanza un máximo del orden de 1,5 km para la componente T.

Tabla 6.25

Varianzas que resultan de ARxCODE (método de Osweiler)

#	$\sigma_R^2[km^2]$	$\sigma_T^2[km^2]$	$\sigma_N^2[km^2]$
1	0.214	135.094	0.305
2	0.176	141.451	0.293
3	0.144	3.573	0.292
4	0.083	1.598	0.378
5	0.136	266.660	0.333
6	0.242	516.868	0.322
7	0.200	5.775	0.557
8	0.098	1.147	0.286
9	0.313	1710.837	0.384
10	0.078	1.228	0.294

Tabla 6.26

Varianzas de SOCRATES más la propagación de errores

#	$\sigma_R^2[km^2]$	$\sigma_T^2[km^2]$	$\sigma_N^2[km^2]$
1	0.126	1.469	0.298
2	0.100	1.233	0.307
3	0.126	1.469	0.298
4	0.088	1.199	0.325
5	0.126	1.469	0.298
6	0.126	1.469	0.298
7	0.126	1.469	0.298
8	0.097	1.081	0.305
9	0.111	1.275	0.302
10	0.086	1.039	0.311

A continuación se muestran las dos tablas (Tabla 6.27 y Tabla 6.28) con los resultados del cálculo de la PoC con los métodos de Lei-Chen y Akella & Alfriend respectivamente. En las diferentes columnas se distinguen los resultados de acuerdo a las matrices de covarianza utilizadas en cada procesamiento.

Los procesamientos realizados con la implementación del método de Lei-Chense (Tabla 6.27) se apartan en uno o dos órdenes de magnitud de los datos publicados en todos los casos. Cuando se utiliza la matriz que construye ARxCODE mediante el método de Osweiler, se obtienen valores de PoC menores; salvo para:

- Caso #7: que presenta una pequeña diferencia en el valor, pero no en la magnitud.
- Casos #8 y #10: que presentan valores mayores de PoC, como es de esperar debido a que se obtiene un valor menor para la mínima distancia.
- Caso #1: en contradicción a lo que se espera, este caso resulta en una PoC menor, siendo que la mínima distancia es menor.

Cuando se reemplaza la matriz generada por ARxCODE por la matriz que propone SOCRATES, incluyendo la corrección por propagación de errores, el comportamiento no se modifica casi nada, incluso los valores mantienen el mismo orden de magnitud.

Se distingue quizás el caso #9 que incrementa su valor, superando al propio valor de la publicación sin que la mínima distancia cambie, razón por la cual no se puede aseverar que los valores siempre serán menores a los publicados cuando la distancia sea mayor.

Tabla 6.27

PoC que se obtienen con el método de Lei-Chen para los tres casos de matrices de covarianza distintas.

#	Δ Distancia [km]	PoC (dato)	PoC (ma. OSW)	PoC (ma. SOC+prop)	PoC (ma. SOC)
1	-0.010	1.74E-03	1.13E-05	7.63E-05	1.42E-04
2	1.583	2.62E-04	1.36E-05	2.19E-05	1.07E-05
3	0.004	1.10E-04	2.55E-05	2.40E-05	1.23E-05
4	0.082	6.10E-04	1.10E-04	1.14E-04	2.00E-04
5	0.054	2.18E-04	1.68E-05	2.65E-05	1.49E-05
6	0.201	1.55E-04	1.22E-05	9.09E-05	1.56E-04
7	0.778	1.24E-05	2.25E-05	2.43E-05	1.43E-05
8	-0.071	1.70E-06	6.76E-05	6.88E-05	1.25E-04
9	0.716	3.01E-05	5.56E-06	5.98E-05	6.53E-05
10	-0.001	1.50E-05	1.20E-04	1.18E-04	2.14E-04

Finalmente, los resultados correspondientes a utilizar la matriz de SOCRATES sin la corrección por propagación de errores muestran resultados análogos y un incremento que supera al valor publicado en los casos #6 y #7.

Para el análisis de los resultados que generó el método de Akella & Alfriend es parece importante incorporar una columna que indique las mínimas distancias calculadas, ya que este método muestra ser el más sensible a la relación entre el valor de los errores y la distancia mínima.

En este análisis resulta que:

- En los casos #4, #6, #8 y #10 que tienen distancias mínimas menores al kilómetro, los resultados del método están en muy buen acuerdo con el orden de magnitud de los publicados. Si bien para los errores groseros de la matriz de Osweiler o de la matriz de SOCRATES con propagación de errores hay diferencias; en la última de las pruebas, que considera errores menores al kilómetro los valores se ajustan muy bien.

- El caso #1 muestra también un comportamiento inesperado como en el método de Lei-Chen, no obstante tiende a crecer y a acercarse al valor publicado.

- En los casos #2, #3, #5 y #7, con mínimas distancias cercanas o superiores al kilómetro los valores de PoC son siempre muy pequeños y directamente se disparan tendiendo a cero en el caso de la matriz de SOCRATES sin propagación de errores.

Tabla 6.28

PoC que se obtienen con el método de Akella & Alfriend para los tres casos de matrices de covarianza distintas.

#	Δ Distancia [km]	PoC (dato)	PoC (ma. OSW)	PoC (ma. SOC+prop)	PoC (ma. SOC)	Dist. min.
1	-0.010	1.74E-03	7.78E-06	7.61E-05	6.75E-04	0.029
2	1.583	2.62E-04	2.09E-06	2.79E-06	3.27E-18	1.679
3	0.004	1.10E-04	1.55E-05	6.39E-06	4.97E-14	0.930
4	0.082	6.10E-04	7.86E-05	8.53E-05	3.74E-04	0.219
5	0.054	2.18E-04	1.21E-10	2.05E-09	5.30E-40	1.344
6	0.201	1.55E-04	3.85E-06	7.58E-05	1.08E-04	0.268
7	0.778	1.24E-05	3.87E-07	2.15E-07	5.08E-21	0.893
8	-0.071	1.70E-06	7.42E-05	7.42E-05	6.56E-04	0.033
9	0.716	3.01E-05	1.89E-06	4.63E-05	2.17E-06	0.814
10	-0.001	1.50E-05	9.96E-05	1.06E-04	4.48E-04	0.093

El caso # 1 El caso #1 analiza un encuentro de riesgo entre la misión operativa Sentinel 1B (41456) y el desecho espacial IRIDIUM 33 (35732). Si bien este caso muestra un resultado inesperado al no lograr alcanzar o superar el valor publicado, aún cuando la distancia mínima calculada es menor que la publicada, es importante destacarlo, ya que mediante una publicación en internet de la ESA ([3]) se puede comprobar que la situación condujo a una maniobra evasiva (Fig. 6.9).

Figura 6.9. Notificación del día 3 de Julio por parte de la ESA de la realización de una maniobra evasiva para el Sentinel 1B (caso #1). El texto dice: **Sentinel 1B** *maniobra evasiva el día 29 de Junio de 2018. Fue realizada una maniobra evasiva por el Sentinel 1B para reducir el riesgo de colisión con un fragmento del IRIDIUM 33, potencialmente estimado para el día 29 de Junio de 2018 a las 22:22 UTC* - Luego indica los productos satelitales afectados.

Cabe destacar, que de considerarse valores superiores a 10^{-04} para la PoC como criterio de alarma, que es un criterio muy utilizado, cualquiera de los tres métodos, considerando la matriz de covarianza de SOCRATES, hubiera detectado esta situación de riesgo.

[3]https://sentinel.esa.int/web/sentinel/news/-/article/sentinel-1b-collision-avoidance-manoeuvres-on-29-june-2018

6.6. 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 realizan de los mismos, funcionan correctamente.

- El método de Osweiler (Osweiler, 2006) para la generación de la matriz de covarianza, resulta con diferencias del orden de los centímetros respecto de los valores publicados. Diferencia 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 (Osweiler, 2006) y respeta los valores esperados, de acuerdo a los efectos perturbativos y las características de las órbitas de los satélites analizados.

- Los errores que se obtienen al comparar las propagaciones de los TLE con las efemérides precisas a lo largo de los años 2012 y 2013, mostraron un comportamiento estable y acotado, salvo outliers, como se esperaba. Con cotas superiores de decenas de kilómetros.

- La metodología utilizada para estimar errores en la propagación, mostró resultados comparables a los calculados por Flohrer et al., (Flohrer et al., 2008) y también del mismo orden que aquellos que se sugieren en el servicio web SOCRATES.

- 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 (Lei et al., 2017).

- 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 correos electrónicos 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. Se notaron grandes diferencias y se probó modificar el paso de las propagaciones, los resultados muestran que esto no produce mejoras para los escenarios de los correos, pero los resultados de los CDM mejoran significativamente. Dado que se desconocen las situaciones iniciales de los escenarios propuestos, es probable que parte de la diferencia se deba a distintos tipos de inputs, ya sea vectores de estado o TLE de épocas diferentes a las que utiliza ARxCODE. Otro aspecto puede ser la falta de precisión el en dato del TCA.

- Utilizando los mismos correos electrónicos y CDM se calculan las probabilidades de colisión con ARxCODE, aunque el resultado no puede compararse, ya que ni los correos electrónicos, ni los CDM que se obtuvieron contienen esa información. Los valores asociados a los correos electrónicos (que son los que cuentan con mayor diferencia en las mínimas distancias) dan siempre nulos en las propagaciones con pasos del segundo, y algunos resultados mejoran al achicar el paso. En cambio, en los resultados asociados a los CDM se encuentran valores aceptables en ambos casos, aunque mejores para las iteraciones menores al segundo.

- Se analizaron diez casos de prueba que contienen el dato de la PoC: cuatro casos publicados mediante el servicio web de SOCRATES (T.S.Kelso and S.Alfano, 2006) que ofrece Celestrack (Tabla 1.4), dos casos presentados en el libro de Klinkrad (Klinkrad, 2006b) y cuatro casos publicados en un trabajo de Xu-Xiong (Xu and Xiong, 2014). Se calcularon las mínimas distancias para los diez casos y las diferencias con los valores publicados según el caso. Al igual que para los CDM y los correos electrónicos las diferencias resultaron significativas, y probablemente dependa de la utilización de condiciones iniciales diversas.

- Se calculó la PoC para los diez casos de prueba mencionados en el párrafo anterior. Cada caso se procesó con los tres métodos propuestos: método del límite, método de Lei-Chen y método de Akella & Alfriend. Los últimos dos métodos se probaros a su vez, utilizando tres matrices de covarianza diversas en cada caso, para evaluar la sensibilidad de la PoC a los errores. Los valores que devuelve el método del límite sin duda son una cota muy amplia que sólo puede considerarse como un primer filtro, no obstante se corre el riesgo de generar demasiados casos con falsas alarmas. El método de Lei-Chen, por el contrario siempre ofrece valores más pequeños de PoC que los publicados, esto es un riesgo ya que descarta situaciones de riesgo, aunque su respuesta mejora significativamente cuando se reducen los errores utilizando la matriz de SOCRATES. El método de Akella & Alfriend muestra un comportamiento similar al de Lei-Chen, pero cambia radicalmente su respuesta cuando los errores considerados son pequeños y/o las distancias involucradas son muy grades, en la misma dirección ajusta mucho mejor el valor de la PoC para errores y distancias pequeñas.

Capítulo 7

Conclusiones

En esta tesis se analizó la problemática de los desechos espaciales con foco central en los riesgos de colisión con misiones operativas. El estudio de un acercamiento de riesgo o encuentro, se basa en los resultados de las propagaciones orbitales de las posiciones de los objetos, cuyos errores no siempre son conocidos, por lo que no es suficiente determinar la mínima distancia entre los objetos, sino que además es necesario hacer estudios sobre la probabilidad de colisión, PoC.

Conocer los errores en las posiciones de los objetos es fundamental para el cálculo de la PoC, que es el parámetro actualmente aceptado para la clasificación del peligro o la toma de decisiones, como por ejemplo realizar una maniobra evasiva.

En este trabajo, para determinar las posiciones orbitales de los objetos se utilizaron los TLE públicos de la página Space-track, que no ofrece los errores asociados y el propagador SGP4 (Brandon Rhodes, 2015) que tampoco da información de los errores de propagación que introduce.

En ese sentido, a fin de obtener la PoC y mejorar la caracterización de la situación de encuentro, se implementó el método de Osweiler (Osweiler, 2006) para la estimación de las matrices de error de las posiciones de los objetos, y se utilizaron efemérides precisas para la elaboración de una tabla que contiene los valores de los errores en las propagaciones en función de los días de propagación, que incluye hasta 6 días hacia el futuro.

Los resultados indican que la construcción de las matrices de error se realiza correctamente, no obstante, los valores que arroja el método son muy grandes y absorben los resultados encontrados para la matriz de propagación propuesta. Se realizaron pruebas que calculan la PoC considerando estas matrices generadas y también otras de valores medios generales que resultan de estudios empíricos sobre órbitas LEO de características similares a las estudiadas en esta tesis, como las matrices propuestas por Flohrer et al., (Flohrer et al., 2008) y por el servicio web SOCRATES (T.S.Kelso and S.Alfano, 2006). Los valores que se obtienen de la PoC con matrices de estos últimos trabajos son mejores, por lo que es necesario ajustar los resultados del método de Osweiler o directamente reemplazarlos.

Las mínimas distancias calculadas, no siempre están en concordancia con las que se indican en los distintos casos de prueba, ya sea CDM, correos electrónicos o los diez casos utilizados para validar la PoC. Se atribuye esta diferencia a distintas condiciones iniciales (TLE de distintas épocas por ejemplo) y a la utilización de distintos modelos de propagación en la predicción de los acercamientos, pero desconociendo el modo en que estos son generados para los casos de prueba, no es posible hacer una afirmación respecto de este punto.

Para el cálculo de la PoC se implementaron tres métodos de distinta complejidad. En primer lugar se utiliza una expresión muy simplificada que no contempla los errores de las posiciones, método del límite (Alfano, 2008). Luego se utiliza una aproximación del método de Chan (Chan, 2003) para órbitas circulares propuesta por Lei-Chen (Lei et al., 2017) y finalmente se calcula la integral de la PoC en dos dimensiones utilizando el método de Akella (Akella and Alfriend, 2000). El método del límite ofrece resultados que siempre sobrestiman el valor de la PoC en uno o dos órdenes de magnitud tendiendo a generar falsas alarmas permanentemente. Por el contrario el método de Lei-Chen siempre calcula valores menores para la PoC, con el riesgo de desestimar situaciones que pueden ser de riesgo, no obstante mejora su precisión cuando se reduce el valor de los errores considerados. El método de Akella & Alfriend es el que mejor parece responder cuando se consideran errores pequeños y es el que mayor sensibilidad muestra a la relación entre los errores y la mínima distancia entre los objetos.

Con el objeto de incorporar todos estos cálculos a un procedimiento operativo frente a situaciones de riesgo de colisión, se desarrolló un prototipo de software: ARxCODE, que recibe alertas de posibles colisiones en el formato estandarizado CDM o bien por ingreso manual del operador, y devuelve: el TCA, la mínima distancia entre objetos, la PoC y la proyección de las órbitas sobre la superficie de la Tierra; todo en una aplicación con una interfaz amigable; para dar soporte a los operadores en las situaciones de riesgo.

ARxCODE 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.

Entre sus funcionalidades principales, 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 mínima distancia y la probabilidad de colisión del encuentro.
- Grafica las trayectorias de los objetos durante el encuentro.

Trabajo a Futuro

En este trabajo se logró abarcar todo el recorrido desde un mensaje de alerta hasta la caracterización de la situación del riesgo de una situación de encuentro. El resultado es un prototipo software, con una interfaz amigable, pensado para ser utilizado por un operador con conocimientos de Dinámica Orbital. Sin embargo, es necesario profundizar e incluso mejorar algunas de las instancias intermedias del flujo de procesamiento, a fin de lograr resultados más precisos y confiables; así como una estructura que permita una implementación más robusta con los datos que administra el departamento de Dinámica Orbital, que reemplace, por ejemplo, la utilización de directorios locales para el almacenamiento de las efemérides precisas, los TLE y los mensajes de alerta, por una base de datos.

En cuanto a los resultados, en primera instancia será necesario utilizar otros mecanimos o ajustar el método propuesto para la determinación del error en la posición inicial de los objetos. Entre las opciones que se han analizado, existe la posibilidad de incorporar valores medios como los que se proponen en la bibliografía o implementar una corrección de ajuste a la posición inicial que se utiliza en el cálculo del método de Osweiler (Osweiler, 2006); esta corrección se desprendería de procesamientos previos que utilizan efemérides precisas de la misión operativa. En esta dirección, ya se han realizado algunas pruebas, pero los resultados no fueron concluyentes, por lo que será necesario seguir evaluando de qué modo impartir esa primera corrección para lograr mejoras en la determinación de la posición inicial.

Otra opción posible, consiste en utilizar un propagador preciso y técnicas de ajuste que mejoren los resultados de la comparación de pares para la generación de las matrices para el error inicial. Esta opción, implica el desarrollo de un propagador preciso o la utilización de propagadores ya existentes, cuyos procesamientos deben ser incorporados al ARxCODE; esto no fue posible realizarlo en el transcurso de este trabajo por cuestiones de tiempo.

El hecho de no contar con datos de situaciones reales para la misión operativa cuyas efemérides precisas fueron utilizadas, fue una gran limitante para el estudio de las distintas técnicas y validaciones. No obstante, ARxCODE se diseñó y desarrolló con facilidades para ser modificado y perfeccionado a partir del estudio de los resultados que el mismo ofrezca en situaciones reales durante un largo periodo de prueba. Es decir que, a medida que puedan incorporarse nuevos escenarios de validación, ya sea de la propia CONAE o de publicaciones que ofrezcan datos precisos, se podrán probar nuevas técnicas de corrección en las posiciones y métodos para el cálculo de la PoC.

El cálculo de la PoC puede perfeccionarse incluyendo más términos de la expresión de Lei-Chen (Lei et al., 2017) o ampliarse a situaciones más generales que incluyan objetos con órbitas no circulares. El estudio de los valores que ofrece la implementación del método de Akella & Alfriend puede mejorarse agregando el análisis de la relación entre los errores y la mínima distancia estipualda. ARxCODE podría a su vez incorporar otros de los algoritmos que propone el CCSDS para el cálculo de la PoC (Alfano (Alfano, 2008), Foster (Foster, 2001), etc) y así ir perfeccionando sus estimaciones. Implementaciones que no se realizaron en el contexto de este trabajo por cuestiones de tiempo.

Capítulo 8

Apéndice

8.1. Appendix 1: Transformación de Coordenadas

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

Abbrv.	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, $EQ_{equinox}$, 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}.

$$r_{TOD} = [Q]r_{TEME} \tag{8.1}$$

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

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 $\Delta\varepsilon$.

$$EQ_{eqe} = \Delta\Psi cos(\varepsilon) + 0{,}00264" sin(\Omega_{(}) + 0{,}000063" sin(2\Omega_{(}) \tag{8.2}$$

Donde:

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \bar{\varepsilon} + \Delta\varepsilon \\ \Delta\Psi &= \sum_{i=1}^{106} (A_p + A_{pl}tt) sin(a_{p_i}) \\ \Delta\varepsilon &= \sum_{i=1}^{106} (A_e + A_{el}tt) cos(a_{p_i}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} tt &= (jd - 2451544{,}5)/36525{,}0 \\ \bar{\varepsilon} &= 84381{,}448" - 46{,}8150" tt - 0{,}00059" tt^2 + 0{,}001813 tt^3 \\ a_{p_i} &= a_{n1}M_{(} + a_{n2}M_o + a_{n3}\mu_{(} + a_{n4}D_o + a_{n5}\Omega_{(} \end{aligned}$$

Los coeficientes: A_p,A_{pl},A_e,A_{el},a_{n_i} se extraen de la tabla de coeficientes de nutación de Seidelman, del libro de (Montenbruck and Gill, 2012).

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

$$\begin{aligned} M_{(} &= 134{,}96340251 + 1717915923{,}2178 tt + 31{,}8792 tt^2 + 0{,}051 tt^3 \\ M_o &= 357{,}52910918 + 129596581{,}0481 tt - 0{,}5532 tt^2 - 0{,}000136 tt^3 \\ \mu_{(} &= 93{,}27209062 + 1739527262{,}8478 tt - 12{,}7512 tt^2 - 0{,}00103 tt^3 \\ D_o &= 297{,}85019547 + 1602961601{,}2090 tt - 6{,}3706 tt^2 + 0{,}06593 tt^3 \\ \Omega_{(} &= 125{,}04455501 - 6962890{,}2665 tt + 7{,}4722 tt^2 + 0{,}007702 tt^3 \end{aligned}$$

8.2. Appendix 2: El archivo CDM


```
<?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-maste
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>
<segment>
  <metadata>
    <COMMENT>Object1 Metadata</COMMENT>
    <OBJECT>OBJECT1</OBJECT>
    <OBJECT_DESIGNATOR>12345</OBJECT_DESIGNATOR>
    <CATALOG_NAME>SATCAT</CATALOG_NAME>
    <OBJECT_NAME>SATELLITE A</OBJECT_NAME>
    <INTERNATIONAL_DESIGNATOR>1997-030E</INTERNATIONAL_DESIGNATOR>
    <OBJECT_TYPE>PAYLOAD</OBJECT_TYPE>
    <OPERATOR_CONTACT_POSITION>OSA</OPERATOR_CONTACT_POSITION>
```

```
    <OPERATOR_ORGANIZATION>EUMETSAT</OPERATOR_ORGANIZATION>
    <OPERATOR_PHONE>+49615130312</OPERATOR_PHONE>
    <OPERATOR_EMAIL>JOHN.DOE@SOMEWHERE>NET</OPERATOR_EMAIL>
    <EPHEMERIS_NAME>EPHEMERIS SATELLITE A</EPHEMERIS_NAME>
    <COVARIANCE_METHOD>CALCULATED</COVARIANCE_METHOD>
    <MANEUVERABLE>YES</MANEUVERABLE>
    <REF_FRAME>EME2000</REF_FRAME>
    <GRAVITY_MODEL>EGM-96: 36D 36O</GRAVITY_MODEL>
    <ATMOSPHERIC_MODEL>JACCHIA 70 DCA</ATMOSPHERIC_MODEL>
    <N_BODY_PERTURBATIONS>MOON,SUN</N_BODY_PERTURBATIONS>
    <SOLAR_RAD_PRESSURE>NO</SOLAR_RAD_PRESSURE>
    <EARTH_TIDES>NO</EARTH_TIDES>
    <INTRACK_THRUST>NO</INTRACK_THRUST>
  </metadata>
  <data>
    <COMMENT>Object1 Data</COMMENT>
    <odParameters>
    <COMMENT>Object1 OD Parameters</COMMENT>
    <TIME_LASTOB_START>2010-03-12T02:14:12.746</TIME_LASTOB_START>
    <TIME_LASTOB_END>2010-03-12T02:14:12.746</TIME_LASTOB_END>
    <RECOMMENDED_OD_SPAN units="d">7.88</RECOMMENDED_OD_SPAN>
    <ACTUAL_OD_SPAN units="d">5.50</ACTUAL_OD_SPAN>
    <OBS_AVAILABLE>592</OBS_AVAILABLE>
    <OBS_USED>59</OBS_USED>
    <TRACKS_AVAILABLE>123</TRACKS_AVAILABLE>
    <TRACKS_USED>119</TRACKS_USED>
    <RESIDUALS_ACCEPTED units="%" >97.8</RESIDUALS_ACCEPTED>
    <WEIGHTED_RMS>0.864</WEIGHTED_RMS>
    </odParameters>
    <additionalParameters>
    <COMMENT>Object 1 Additional Parameters</COMMENT>
    <AREA_PC units="m**2">5.2</AREA_PC>
    <MASS units="kg">2516</MASS>
    <CD_AREA_OVER_MASS units="m**2/kg">0.045663</CD_AREA_OVER_MASS>
    <CR_AREA_OVER_MASS units="m**2/kg">0.000000</CR_AREA_OVER_MASS>
    <THRUST_ACCELERATION units="m/s**2">0.0</THRUST_ACCELERATION>
    <SEDR units="W/kg">4.54570E-05</SEDR>
    </additionalParameters>
    <stateVector>
      <COMMENT>Object1 State Vector</COMMENT>
      <X units="km">2570.097065</X>
      <Y units="km">2244.654904</Y>
      <Z units="km">6281.497978</Z>
      <X_DOT units="km/s">4.418769571</X_DOT>
      <Y_DOT units="km/s">4.833547743</Y_DOT>
      <Z_DOT units="km/s">-3.526774282</Z_DOT>
    </stateVector>
    <covarianceMatrix>
      <COMMENT>Object1 Covariance in the RTN Coordinate Frame </COMMENT>
```

```
        <CR_R units="m**2">4.142E+01</CR_R>
        <CT_R units="m**2">-8.579E+00</CT_R>
        <CT_T units="m**2">2.533E+03</CT_T>
        <CN_R units="m**2">-2.313E+01</CN_R>
        <CN_T units="m**2">1.336E+01</CN_T>
        <CN_N units="m**2">7.098E+01</CN_N>
        <CRDOT_R units="m**2/s">2.520E-03</CRDOT_R>
        <CRDOT_T units="m**2/s">-5.476E+00</CRDOT_T>
        <CRDOT_N units="m**2/s">8.626E-04</CRDOT_N>
        <CRDOT_RDOT units="m**2/s**2">5.744E-03</CRDOT_RDOT>
        <CTDOT_R units="m**2/s">-1.006E-02</CTDOT_R>
        <CTDOT_T units="m**2/s">4.041E-03</CTDOT_T>
        <CTDOT_N units="m**2/s">-1.359E-03</CTDOT_N>
        <CTDOT_RDOT units="m**2/s**2">-1.502E-05</CTDOT_RDOT>
        <CTDOT_TDOT units="m**2/s**2">1.049E-05</CTDOT_TDOT>
        <CNDOT_R units="m**2/s">1.053E-03</CNDOT_R>
        <CNDOT_T units="m**2/s">-3.412E-03</CNDOT_T>
        <CNDOT_N units="m**2/s">1.213E-02</CNDOT_N>
        <CNDOT_RDOT units="m**2/s**2">-3.004E-06</CNDOT_RDOT>
        <CNDOT_TDOT units="m**2/s**2">-1.091E-06</CNDOT_TDOT>
        <CNDOT_NDOT units="m**2/s**2">5.529E-05</CNDOT_NDOT>
      </covarianceMatrix>
    </data>
  </segment>
  <segment>
    <metadata>
      <COMMENT>Object2 Metadata</COMMENT>
      <OBJECT>OBJECT2</OBJECT>
      <OBJECT_DESIGNATOR>30337</OBJECT_DESIGNATOR>
      <CATALOG_NAME>SATCAT</CATALOG_NAME>
      <OBJECT_NAME>FENGYUN 1C DEB</OBJECT_NAME>
      <INTERNATIONAL_DESIGNATOR>1999-025AA</INTERNATIONAL_DESIGNATOR>
      <OBJECT_TYPE>DEBRIS</OBJECT_TYPE>
      <EPHEMERIS_NAME>NONE</EPHEMERIS_NAME>
      <COVARIANCE_METHOD>CALCULATED</COVARIANCE_METHOD>
      <MANEUVERABLE>NO</MANEUVERABLE>
      <REF_FRAME>EME2000</REF_FRAME>
      <GRAVITY_MODEL>EGM-96: 36D 36O</GRAVITY_MODEL>
      <ATMOSPHERIC_MODEL>JACCHIA 70 DCA</ATMOSPHERIC_MODEL>
      <N_BODY_PERTURBATIONS>MOON,SUN</N_BODY_PERTURBATIONS>
      <SOLAR_RAD_PRESSURE>YES</SOLAR_RAD_PRESSURE>
      <EARTH_TIDES>NO</EARTH_TIDES>
      <INTRACK_THRUST>NO</INTRACK_THRUST>
    </metadata>
      <data>
      <COMMENT>Object2 Data</COMMENT>
      <odParameters>
      <COMMENT>Object2 OD Parameters</COMMENT>
      <TIME_LASTOB_START>2010-03-12T01:14:12.746</TIME_LASTOB_START>
```

```
<TIME_LASTOB_END>2010-03-12T03:14:12.746</TIME_LASTOB_END>
<RECOMMENDED_OD_SPAN units="d">2.63</RECOMMENDED_OD_SPAN>
<ACTUAL_OD_SPAN units="d">2.63</ACTUAL_OD_SPAN>
<OBS_AVAILABLE>59</OBS_AVAILABLE>
<OBS_USED>58</OBS_USED>
<TRACKS_AVAILABLE>15</TRACKS_AVAILABLE>
<TRACKS_USED>15</TRACKS_USED>
<RESIDUALS_ACCEPTED units="%" >97.8</RESIDUALS_ACCEPTED>
<WEIGHTED_RMS>0.864</WEIGHTED_RMS>
</odParameters>
<additionalParameters>
<COMMENT>Object2 Additional Parameters</COMMENT>
<COMMENT>Apogee Altitude=768 km</COMMENT>
<COMMENT>Perigee Altitude=414 km</COMMENT>
<COMMENT>Inclination=98.8 deg</COMMENT>
<AREA_PC units="m**2">0.9</AREA_PC>
<CD_AREA_OVER_MASS units="m**2/kg">0.118668</CD_AREA_OVER_MASS>
<CR_AREA_OVER_MASS units="m**2/kg">0.075204</CR_AREA_OVER_MASS>
<THRUST_ACCELERATION units="m/s**2">0.0</THRUST_ACCELERATION>
<SEDR units="W/kg">5.40900E-03</SEDR>
</additionalParameters>
<stateVector>
  <COMMENT>Object2 State Vector</COMMENT>
  <X units="km">2569.540800</X>
  <Y units="km">2245.093614</Y>
  <Z units="km">6281.599946</Z>
  <X_DOT units="km/s">-2.888612500</X_DOT>
  <Y_DOT units="km/s">-6.007247516</Y_DOT>
  <Z_DOT units="km/s">3.328770172</Z_DOT>
</stateVector>
<covarianceMatrix>
  <COMMENT>Object2 Covariance in the RTN Coordinate Frame</COMMENT>
  <CR_R units="m**2">1.337E+03</CR_R>
  <CT_R units="m**2">-4.806E+04</CT_R>
  <CT_T units="m**2">2.492E+06</CT_T>
  <CN_R units="m**2">-3.298E+01</CN_R>
  <CN_T units="m**2">-7.5888E+02</CN_T>
  <CN_N units="m**2">7.105E+01</CN_N>
  <CRDOT_R units="m**2/s">2.591E-03</CRDOT_R>
  <CRDOT_T units="m**2/s">-4.152E-02</CRDOT_T>
  <CRDOT_N units="m**2/s">-1.784E-06</CRDOT_N>
  <CRDOT_RDOT units="m**2/s**2">6.886E-05</CRDOT_RDOT>
  <CTDOT_R units="m**2/s">-1.016E-02</CTDOT_R>
  <CTDOT_T units="m**2/s">-1.506E-04</CTDOT_T>
  <CTDOT_N units="m**2/s">1.637E-03</CTDOT_N>
  <CTDOT_RDOT units="m**2/s**2">-2.987E-06</CTDOT_RDOT>
  <CTDOT_TDOT units="m**2/s**2">1.059E-05</CTDOT_TDOT>
  <CNDOT_R units="m**2/s">4.400E-03</CNDOT_R>
  <CNDOT_T units="m**2/s">8.482E-03</CNDOT_T>
```

```
        <CNDOT_N units="m**2/s">8.633E-05</CNDOT_N>
        <CNDOT_RDOT units="m**2/s**2">-1.903E-06</CNDOT_RDOT>
        <CNDOT_TDOT units="m**2/s**2">-4.594E-06</CNDOT_TDOT>
        <CNDOT_NDOT units="m**2/s**2">5.178E-05</CNDOT_NDOT>
      </covarianceMatrix>
    </data>
</segment>
</body>
</cdm>
\endinput
```

Bibliografía

Akella, M. R. and Alfriend, K. T. (2000). Probability of Collision Between Space Objects. *Journal of Guidance Control Dynamics*, 23:769–772.

Alfano, S. (2007). Review of conjunction probability methods for short-term encounters (aas 07-148). *Advances in the Astronautical Sciences*, 127(1):719.

Alfano, S. (2008). Method for determining maximum conjunction probability of rectangular-shaped objects. US Patent 7,383,153.

Analytical Graphics, Inc. (2016). System tool kit - stk 11x64.

Arrufat Jackson, T. (2013). Study of the risk of impact between a spacecraft and space debris.

Arsenault, J., Chaffee, L., and Kuhlman, J. (1964). General ephemeris routine formulation document. Technical report, Report ESDTDR-64-522, Aeronutronic Publ. U-2731.

Babiker, F., Doyon, M., and Abbasi, V. (2012). The canadian space agency (csa) collision risk assessment and mitigation system (crams): Sharing the development and the operational challenges. In *SpaceOps Conference*.

Bowman, B. (1971). A first order semi-analytic perturbation theory for highly eccentric 12 hour resonating satellite orbits. *NORAD document, Nov*.

Brandon Rhodes (2015). sgp4-1.4.

Brouwer, D. (1959). Solution of the problem of artificial satellite theory without drag. *The Astronomical Journal*, 64:378.

Brouwer, D. and Hori, G.-i. (1961). Theoretical evaluation of atmospheric drag effects in the motion of an artificial satellite. *The Astronomical Journal*, 66:193.

CCSDS (2013). *Conjunction Data Message - CCSDS 508.0-B-1 - Recommended Standard*. CCSDS Secretariat.

Chan, K. (2003). Improved analytical expressions for computing spacecraft collision probabilities. *Advances in the Astronautical Sciences*, 114:1197–1216.

Coppola, V. T., Woodburn, J., and Hujsak, R. (2004). Effects of cross correlated covariance on spacecraft collision probability. In *AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting*.

Cranford, K. (1969). An improved analytical drag theory for the artificial satellite problem. In *Astrodynamics Conference*, page 925.

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

Flohrer, T., Krag, H., and Klinkrad, H. (2008). Assessment and categorization of tle orbit errors for the us ssn catalogue. *risk*, 8(9):10–11.

Foster, Jr., J. L. (2001). The analytic basis for debris avoidance operations for the International Space Station. In *Space Debris*.

Hoots, F. R. and Roehrich, R. L. (1980a). Models for propagation of norad element sets. Technical report, AEROSPACE DEFENSE COMMAND PETERSON AFB CO OFFICE OF ASTRODYNAMICS.

Hoots, F. R. and Roehrich, R. L. (1980b). Spacetrack report no. 3 models for propagation of norad element sets. Technical report, Project Spacetrack Reports, Office of Astrodynamics, Aerospace Defense Center.

Hoots, F. R. and Roehrich, R. L. (1998). A History of Analytical Orbit Modeling in the United States Space Surveillance System. Third US-Russian Space Surveillance Workshop. Washington, D.C.

Hoots, F. R., Schumacher Jr, P. W., and Glover, R. A. (2004). History of analytical orbit modeling in the us space surveillance system. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 27(2):174–185.

Hujsak, R. S. (1979). A restricted four body solution for resonating satellites without drag. Technical report, AEROSPACE DEFENSE COMMAND PETERSON AFB CO OFFICE OF ASTRODYNAMICS.

IADC (2007). *Space Debris Mitigation Guidelines*. IADC.

J.R. Alarcón Rodríguez, F.M. Martínez-Fadrique, H. K. (2004). Development of a collision risk assessment tool. *Advances in Space Research*, 34:1120–1124.

Karacalioglu, A. G. and Stupl, J. (2016). The impact of new trends in satellite launches on the orbital debris environment.

Kelso, T. et al. (2007). Validation of sgp4 and is-gps-200d against gps precision ephemerides.

Kessler, D. and Cour-Palais, B. (1978). Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *Journal of Geophysical Research*, 83:2637–2646.

Klinkrad, H. (2006a). *Space Debris. Models and Risk Analysis*. Springer.

Klinkrad, H. (2006b). *Space Debris. Models and Risk Analysis*, chapter 8, pages 215–241. Springer.

Kozai, Y. (1962). Second-order solution of artificial satellite theory without air drag. *The Astronomical Journal*, 67:446.

Krag, H., Klinkrad, H., and Alarcon-Rodriguez, J. (2007). Assessment of orbit uncertainties for collision risk predictions at esa. In *Second IAASS conference "Space safety in a global world*, pages 14–16.

Lane, M. (1965). The development of an artificial satellite theory using a power-law atmospheric density representation. In *2nd Aerospace Sciences Meeting*, page 35.

Lane, M. H. and Hoots, F. R. (1979). General perturbations theories derived from the 1965 lane drag theory. Technical report, AEROSPACE DEFENSE COMMAND PETERSON AFB CO OFFICE OF ASTRODYNAMICS.

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

LEI, B. X. C. (2009). A rapid algorithm of space debris collision probability based on space compression and infinite series [j]. *Acta Mathematicae Applicatae Sinica*, 2:015.

Lei, C., Xian-Zong, B., Yan-Gang, L., and Ke-Bo, L. (2017). *Orbital Data Applications for Space Objects*. Springer.

Lyddane, R. (1963). Small eccentricities or inclinations in the brouwer theory of the artificial satellite. *The Astronomical Journal*, 68:555.

Montenbruck, O. and Gill, E. (2012). *Satellite orbits: models, methods and applications*. Springer Science & Business Media.

NASA (2014). Space missions and satellite box score. *Orbital Debris Quarterly News*, 18.

NASA (2017a). The od environment in numbers. *Orbital Debris Quarterly News*, 21.

NASA (2017b). Orbital Debris Program Office. http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/.

NASA (2017c). Space missions and satellite box score. *Orbital Debris Quarterly News*, 21.

Osweiler, V. P. (2006). *Covariance estimation and autocorrelation of NORAD Two-line Element Sets*.

T.S.Kelso and S.Alfano (2006). Satellite orbital conjunction reports assessing threatening encounters in space (socrates). *Proc. SPIE, Modeling, Simulation, and Verification of Space-based Systems III*, 1.

Wang, R., Liu, J., and Zhang, Q. (2009). Propagation errors analysis of tle data. *Advances in Space Research*, 43(7):1065–1069.

Xu, X.-L. and Xiong, Y.-Q. (2014). A method for calculating probability of collision between space objects. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 14(5):601.