

УДК 681.518.3

Современные технологии решения задач относительной навигации и ориентации КА на этапе сближения и стыковки

***Мозер Н.С., аспирант**
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Системы автоматического управления»*

***Парфентьев К.В., аспирант**
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Системы автоматического управления»*

*Научный руководитель: **Гаврилов А.И., к.т.н, доцент**
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
alexandre.gavrilov@iu1.bmstul.ru*

Осуществление сближения и стыковки космических аппаратов представляет собой одну из важных и сложных научно-технических проблем космонавтики. Без решения этой проблемы невозможно осуществление многих проектов по освоению космического пространства. Такими проектами могут быть: сборка и обслуживание орбитальных станций, обеспечение межпланетных полетов, спасение экипажа при аварии на орбите, инспекция орбитальных объектов, замена и ремонт спутников и т.п.

Под операцией сближения и стыковки в общем случае понимается выведение двух или более объектов в некоторую относительно малую область пространства, сближение объектов и осуществления между ними физического контакта, или конструктивного соединения, т.е. стыковки [4]. В процессе этой операции один из КА обычно не маневрирует и его принято называть целью или пассивным КА. Другой КА выполняет все необходимые маневры и называется активным КА. Важно заметить, что пассивные КА могут быть как сотрудничающими (снабженными какими-либо устройствами, облегчающими для активного КА процессы ближнего наведения и стыковки) так и несотрудничающими (не снабженные оборудованием для участия в процессе сближения и стыковки) [4].

Для сближения и стыковки космических аппаратов необходим комплекс наземных и бортовых систем, основной из которых является система управления полетом активного КА. Эта система состоит из системы управления движением центра масс перехватчика

(система наведения) и системы управления движением относительно центра масс (система управления ориентацией). В состав каждой из этих систем входят:

- измерительные устройства или датчики, позволяющие судить о положении КА в пространстве и о характере его движения;
- преобразующие и вычислительные устройства, анализирующие информацию, поступающую с датчиков и других систем КА, и вырабатывающие команды управления движением, соответствующие возникшей ситуации;
- исполнительные органы, создающие управляющие воздействия в соответствии с командами управления.

Измерительные устройства вместе с вычислительными устройствами, осуществляющими анализ измерительной информации, составляют сложную измерительную (или навигационную) систему, для которой важными показателями являются точность и надежность [9].

В общем случае операцию сближения и стыковки можно разделить на следующие этапы [3]:

1. Старт, выведение перехватчика в зону встречи (расстояния до 10 000 км);
2. Начало сближения, поиск и захват цели (на расстояниях до 3 000 – 10 000 км в зависимости от высоты орбиты);
3. Дальнее наведение (на расстояниях до 1 км);
4. Ближнее наведение (на расстояниях от 1 км до 200 м);
5. Участок зависания. Оценка параметров относительной ориентации КА, выработка команды на продолжение или прекращение стыковки;
6. Причаливание (на расстояниях от 200 м до соприкосновения стыковочных узлов);
7. Стыковка.

В качестве примера на рисунке 1 представлена схема сближения и стыковки ТГК «Прогресс М-21М» с МКС 30.11.2013 [2].

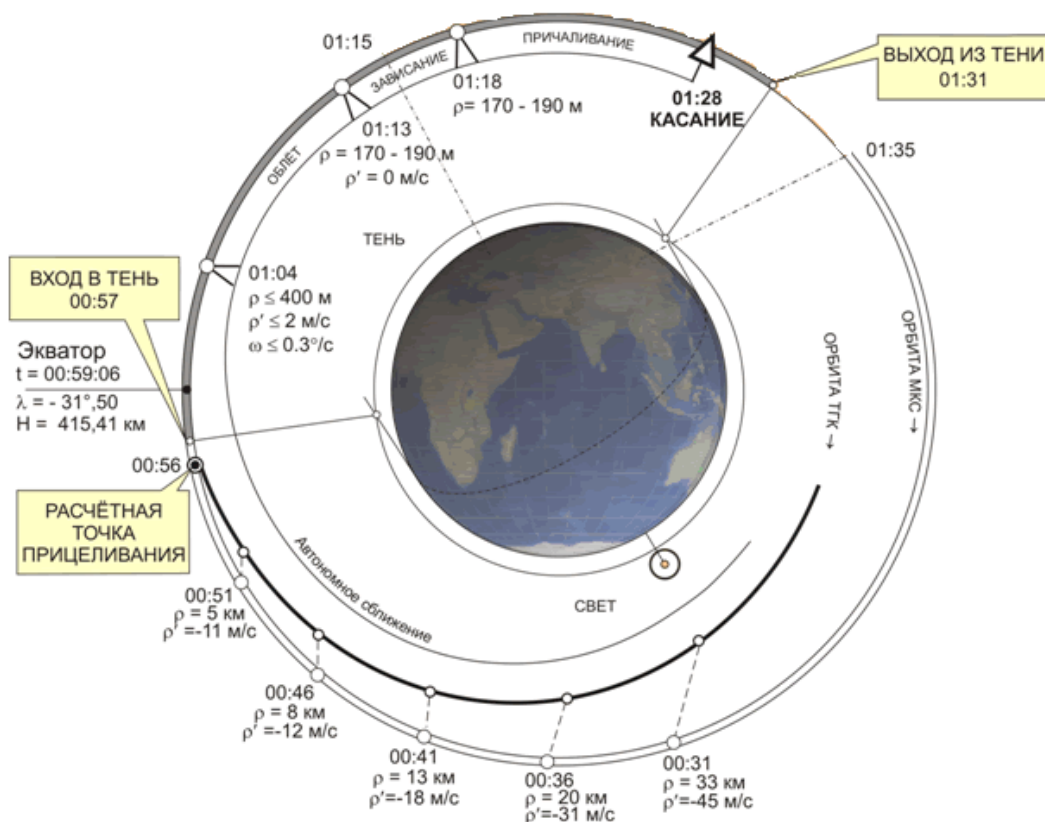


Рис. 1. Схема сближения и стыковки ТГК «Прогресс М-21М» с МКС 30.11.2013

На каждом из вышеперечисленных этапов может требоваться различная навигационная информация, полученная как с отдельных измерительных устройств, так и посредством комплексирования[9].

Далее рассмотрим эти этапы подробнее.

1 этап. Перехватчик и цель находятся на различных орбитах или, например, один из них может находиться на поверхности Земли или другой планеты. На данном этапе перехватчик должен знать собственную орбиту и орбиту цели. Параметры орбиты могут быть найдены следующим образом:

- Предположение или расчет орбиты. Так как требования к точности на данном этапе не высоки, то можно просто использовать расчетную орбиту пока аппараты не войдут в зону видимости. Но при этом есть риск того, что ошибка будет слишком высокой и космические аппараты никогда не встретятся.
- Использование автономной навигации. Например, на низкой околоземной орбите это может быть система спутниковой навигации. При этом если цель использует автономную навигацию, информация о ее орбите должна быть передана перехватчику через Землю, либо непосредственно.

- Отслеживание и вычисление траектории с поверхности Земли (с использованием станций сопровождения). Измерения могут выполняться как оптическими, так и радиолокационными измерительными устройствами. Известные электронные средства траекторных измерений могут быть: импульсные, доплеровские (частотные), интерферометрические (фазовые) [3].

- Использование систем управления параметрами орбиты. Так, например, компания Microcosm разработала *OrbitControlKit* (OCK) [10] – комплект управления орбитой. Ключевым элементом этого комплекта является то, что орбита полностью корректируется с заранее заданным набором параметров. Таким образом, даже если космические аппараты не взаимодействуют, каждый из них знает все параметры орбиты в любой момент времени. Эта технология прошла летные испытания на космическом аппарате *UoSAT-12* в 1999 году, точность контроля орбиты составила ± 1 км на низкой околоземной орбите [10].

2 этап. Этап поиска и захвата цели может осуществляться космонавтом или бортовыми средствами автоматики перехватчика. В случае использования радиолокационных координаторов цели при отсутствии помех и ложных целей этот процесс начинается с обнаружения цели как источника отраженных или собственных радиосигналов. Если же цель закрыта радиолокационными помехами, окружена ложными целями или координатор цели представляет собой оптическое устройство, то цель необходимо выделить на фоне помех, ложных целей или на фоне звезд. На этом этапе для определения орбиты цели используются те же методы, что и на первом этапе.

3 этап. После осуществления захвата цели начинается этап сближения. Если цель является кооперативной и имеет свою собственную навигационную систему, то она может передавать активному аппарату свое местоположение. Если же цель является не кооперативной, то перехватчик может наблюдать за целью как за точкой света на фоне звезд, и местоположение цели может быть найдено из наблюдений ее перемещения по отношению к остальной части звездного поля [15].

Расчетная точка встречи, используемая в процессе дальнего наведения, не совпадает с фактической из-за неизбежных ошибок дальнего наведения перехватчика и невозможности точно прогнозировать длительных этапов встречи и, следовательно, перемещение цели за это время. Обычно перехватчик выводится в зону расчетной точки встречи с произвольной скоростью относительно цели.

4 этап. Целью четвертого этапа является выведение перехватчика на малое расстояние от цели (200 – 100 км) с небольшой относительной скоростью. Перехватчик начинает использовать датчики относительной навигации.

5 этап. Необходим для оценки параметров относительной ориентации КА и выработки команды на продолжение или прекращение стыковки.

6 этап. На этапе причаливания перехватчик и цель сближаются с малой относительной скоростью, выдерживая взаимную ориентацию своих осей в заданных пределах. Этот этап заканчивается соприкосновением стыковочных узлов.

7 этап. На этапе стыковки производится окончательное соединение перехватчика и цели, в результате которого на их относительное движение налагаются некоторые механические связи. В предельном случае они превращаются в единый составной космический аппарат. Минимальное количество связей обеспечивается при соединении аппаратов гибким тросом или шлангом.

В настоящее время для решения задачи относительной навигации при сближении и стыковки на российских космических аппаратах используется радиосистема «Курс»[5]. Аппаратура системы состоит из запросчика, размещаемого на активном КА, и ответчика, размещаемого на "пассивном" КА, стабилизированном по углам в пространстве на время сближения и стыковки. Работа радиотехнической системы осуществляется в большом диапазоне начальных условий взаимного положения космических аппаратов: при исходном целеуказании относительная дальность достигает нескольких сотен километров, при отсутствии целеуказаний - до нескольких десятков километров. Технические характеристики системы "Курс" и ее различных модификаций приведены в таблице 1.

Таблица 1

Технические характеристики системы "Курс"

Наименование параметра	"КУРС"	"КУРС -ММ"	"КУРС- М" ATV	"КУРС -НА"
Диапазон частот, ГГц	3,2	32-35	3,2	3,2
Дальность действия (не менее), км	100*	2***	3**	30**
Погрешность измерения относительной дальности, м	10	0,3	10	10
Диапазон измерения радиальной скорости, м/с	± 400	± 5	± 20	± 50
Погрешность измерения радиальной скорости, см/с	1,5	0,3	1,5	1,5

Диапазон начальных угловых положений, град	± 180	± 15	± 180	± 30
Погрешность измерения взаимного углового положения, угловые минимуты	15	9	-	15
Потребление запросчика, Вт	240	135	45	75
Потребление ответчика, Вт	170	60	170##	170##
Масса резервированного запросчика, кг	93	27	30	43
Масса резервированного ответчика, кг	85	18	26	39
* - в полной сфере пространства ** - в секторе ± 30 град ***- в секторе ± 15 град. #- в настоящее время прорабатывается. ##- ответчик "Курс-П".				

Для европейских ATV и японских HTV была разработана система автономного сближения и стыковки *RendezVousSensor (RVS)* [12]. Она состоит из:

- системы абсолютной спутниковой навигации (на дальности свыше 30 км);
- системы относительной спутниковой навигации (на дальности от 30 км до 500 м);
- сканирующего лазерного дальномера *TGM (scanning laser range finder)* или т.н. "telegoniometer") (на дальности от 500 м);
- двух видеооптических датчика сближения *VDM (camera type optical sensor)* или т.н. "videometer") (на дальности от 20 м).

В результате летных испытаний были получены погрешности измерения навигационных параметров системой RVS, отображенные в таблице 2.

Таблица 2

Погрешности измерения навигационных параметров системой RVS

Относительная дальность	До 300 м	До 100 м	До 1.25 м
Погрешности измерения относительной дальности	± 5.8 м	± 0.9 м	± 0.01 м
Отклонение приборной линии визирования:	$\pm 0.2^\circ$	$\pm 0.2^\circ$	$\pm 0.5^\circ$
Погрешность измерения углов взаимной ориентации		$\pm 0.8^\circ$	$\pm 0.5^\circ$

Также в настоящее время для обеспечения сближения и стыковки космических аппаратов используются следующие технологии и системы:

VideoGuidanceSensor (VGS). Включает в себя лазерные диоды для освещения цели, ПЗС камеры для захвата изображения и процессор для оценки относительного положения и ориентации мишени. Данная система требует установки светоотражателей на цель и наличия предварительной информации о размерах и структуре мишени. Система VGS работает на расстояниях от 110 м до 0,5 м, была испытана в КА *Shuttle* в 1999 году [18].

Радар сближения (*RendezvousRadar (RVR)*). Работает в диапазоне от 0,3 м до 660 м, измеряет азимут и расстояние до отражателя, установленного на целевом аппарате. Был использован при сближении в миссии ETS-VII [14].

LaserCameraSystem (LCS) [19]. Основана на принципе триангуляции [13], может быть использована на расстоянии от 1 до 30 м. Система использовалась во время миссии *Shuttle* для сбора 3D изображений и демонстрации слежения за визуальными целями на одном из модулей МКС.

Навигационные системы, находящиеся на этапе разработки и моделирования:

Система относительной навигации с использованием глобальной спутниковой навигации и рекурсивного фильтра Калмана [16]. Основным компонентом системы относительной навигационной системы является рекурсивный фильтр Калмана. Для достижения наиболее точной относительной навигации фильтр обрабатывает по два измерения разностей фазы несущей. В зависимости от состояния фильтра, все маневры вычисляются на борту посредством решения задачи Ламберта. Моделирования данной системы показали, что точность относительного позиционирования достигает $\pm 3,5$ см, а точность оценки относительной скорости – 1,0 мм/с [16].

Система относительной навигации с использованием глобальной спутниковой навигации и динамической фильтрации АСН [5]. Реализация фильтра, разработанного в [5] требует в десятки раз меньше вычислительных операций, чем реализация фильтра Калмана [16]. При моделировании работы алгоритма ошибка определения положения составила 0,5 – 1 м (при постоянной времени $T = 50$ с).

Система технического зрения [8,9], использующая *LIDAR* для оценки относительного положения космического аппарата, находящегося в поле зрения [11]. Для работы системе необходима 3D модель целевого КА. При моделировании системы погрешность измерения относительной дальности равна ± 2 см., погрешность ориентации по углу азимута 0,1 мрад.

Алгоритм определения относительного расстояния и относительной ориентации спутников с использованием видеоизображения реперных точек [7]. Проведено моделирование работы алгоритма, достигнуты следующие результаты: на расстоянии примерно 3 м ошибка составляет 0.01 м, а на расстоянии, близком к 15 м, ошибка составляет приблизительно 0.4 м. Ошибка определения ориентации на расстоянии 15 м не превышает 4°.

Алгоритм определения относительного расстояния и относительной ориентации спутников с использованием видеоизображения [1]. Исходной информацией служит видеосигнал, идущий от телекамеры на борту активного КА. Получаемая последовательность кадров обрабатывается в реальном времени. В каждом кадре выделяются детали специальной мишени, размеры которых и геометрические параметры взаимного расположения используются как первичные измерения. По этим измерениям восстанавливается движение активного КА относительно цели.

Заключение

В статье рассмотрены основные этапы операции сближения и стыковки космических аппаратов. Проведен обзор и анализ современных систем относительной навигации и ориентации, используемых в настоящее время. Также рассмотрены алгоритмы и технологии, находящиеся на этапе разработки и моделирования.

В настоящее время большое внимание уделяется системам ориентации и навигации с применением глобальных спутниковых радионавигационных систем. На сегодняшний день подобные системы имеют достаточно высокую точность и способны работать практически на всех этапах сближения и стыковки. Но их применение возможно только на низких околоземных орбитах. Также следует заметить, что большинство методов, используемых в настоящее время, требуют сотрудничающей цели, которая должна быть снабжена какими-либо устройствами, облегчающими для активного КА процессы ближнего наведения и стыковки. В качестве этих устройств могут быть использованы аппаратура спутниковой навигации, различные отражатели, излучатели и т.п.

Системы на основе технического зрения могут использоваться не только на околоземной орбите, но и на орбитах других планет и естественных спутников. Помимо этого, эти системы не требуют установки специального оборудования на целевой аппарат. Но эти системы, в свою очередь, требуют наличия определенной модели целевого КА на борту активного КА.

Список литературы

1. Богуславский А.А. Автоматический мониторинг стыковки космического корабля с орбитальной станцией по видеоинформации. М.: ИПМ им. М.В.Келдыша. 2004. 14 с.
2. Арсенов О.Ю. Схема сближения и стыковки ТГК «Прогресс М-21М» с МКС 30.11.2013. Федеральное космическое агенство ФГУП ЦНИИМАШ. 2013. Режим доступа: http://www.mcc.rsa.ru/progress_m21m.htm (дата обращения: 03.05.2014)
3. Ермилов Ю.А., Иванова Е.Е., Пантюшин С.В. Управление сближением космических аппаратов. М.: Наука, 1977. 448 с.
4. Лебедев А.А., Соколов В.Б. Встреча на орбите. М.: Машиностроение, 1969. 367 с.
5. Михайлов М.В., Ларьков И.И. Решение задачи относительной навигации по измерениям глобальной спутниковой навигационной системы при сближении космических аппаратов // Труды МФТИ. 2011. Т.3, № 3. С. 79 – 87.
6. Мозер Н.С., Мозер А.Л., Парфентьев К.В. Разработка подвижной платформы мехатронного комплекса и реализация алгоритмов управления и распознавания на основе карт Кохонена // Молодежный научно-технический вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 04. Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/file/out/618488> (дата обращения 27.11.2014).
7. Иванов Д.С. Определение относительного движения спутников при их разделении по результатам обработки видеоизображения. М.: ИПМ им. М.В.Келдыша. 2012. 24 с.
8. Парфентьев К.В. Реализация программного модуля распознавания изображений на основе самоорганизующихся карт Кохонена средствами системы Matlab// Молодежный научно-технический вестник. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2012. № 04. Режим доступа: <http://sntbul.bmstu.ru/file/out/505534> (дата обращения 27.11.2014).
9. Пупков К.А., Гаврилов А.И, Шахназаров Г.А. Комплексирование технологий управления в интеллектуальных системах высокой точности и надежности // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2011. № 4. С. 60-67.
10. Plam Yegor, Richard E Van Allen, Graven Paul, Wertz James R., Hansen L. Jane. Absolute autonomous inertial stationkeeping using Microcosm's Orbit Control Kit (OCK) // Sensors for Propulsion Measurement Applications: Proc. SPIE 6222. Orlando. 2006. 12 p.

11. Jasiobedzki Piotr, Se Stephen, Pan Tong, Umasuthan Manickam, Greenspan Michael. Autonomous satellite rendezvous and docking using lidar and model based vision // SPIE Proceedings. Orlando. 2005. Vol. 5798. P.12-27.
12. Hihara Hiroki. Development of the Rendezvous RADAR for the ETS-VII // Journal of the Society of Instrument and Control Engineers. 1999. VOL.38. NO.1. pp. 682-685.
13. Blais F. Review of 20 years of range sensor development // Journal of Electronic Imaging. 2004. № 13. P. 231– 240.
14. Gurevich Gwynne, Wertz James R.. Autonomous On-board Orbit Control: Flight Results and Applications // AIAA Space Conference and Exposition. Long Beach. 2000. P. 19-21.
15. Wertz James R., Bell Robert. Autonomous Rendezvous and Docking Technologies – Status and Prospects // Rep. SPIE AeroSense Symposium. Orlando. 2003. P. 1-11.
16. Bishop Robert H. Integrated Hardware Investigations of Precision Spacecraft Rendezvous Using the Global Positioning System// JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS. 2003. Vol. 26, № 3. P. 425-433.
17. Clark Fred. Laser based Relative navigation and Guidance for Space Shuttle Proximity Operations // Guidance and Control Conference AAS. Austin. Vol.113. 2003. P. 86-171.
18. Howard Richard T., Bryan Thomas C., Book Michael L., Dabney Richard W. The Video Guidance System – a Flight Proven technology // AAS Guidance and Control. Breckenridge. 1999. P. 281-298.
19. Samson C., English C., Deslauriers A., Christie I., Blais F., Ferrie F. Neptec 3D Laser Camera System: From space mission STS-105 to terrestrial applications // Canadian Aeronautics and Space Journal. 2004. vol. 50(2). P. 12-115.