

УДК 621.45.015

Анипко О.Б., Логинов В.В.

ИНТЕГРАЦИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ПЛАНЕРА КАК КОМПЛЕКСНАЯ ПРОБЛЕМА СИНТЕЗА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА*Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба*

Современный летательный аппарат (ЛА) представляет собой сложную техническую систему, которую можно разделить на две подсистемы по сложности физических процессов, происходящих в полете: силовая установка (СУ) и планер ЛА. На современном этапе развития авиационной техники проектирование, изготовление и последующую модернизацию ЛА необходимо разделять как по технической интеграции узлов и агрегатов ЛА и СУ, так и по сложности физических процессов подсистем в рамках одной конструкции.

Целью данной статьи является анализ подходов и этапов интеграции СУ и планера ЛА.

Из анализа работ видно, что понятие "интеграция" авторы понимают в зависимости от решения своих специальных задач. Например, в работах [1] проблема интеграции самолета и двигателя решается с точки зрения определения облика двигателя в системе "самолет-двигатель" с помощью прямых и обратных задач. В работе [2] авторы описывают интеграцию силовой установки как параметрическое согласование режимов работы силовой установки. Авторы работ [3,4] решают задачу интеграции ЛА и СУ с помощью методик выбора параметров двигателя под заданные требования к ЛА. В работах [5] раскрыты вопросы конструктивной и технологической интеграции элементов планера ЛА и мотогондолы двигателя. Авторы работ [6-8] исследуют вопросы интеграции как влияние отдельных параметров рабочего процесса двигателя или планера ЛА на его летно-технические характеристики.

Необходимо подчеркнуть, что в большинстве работ под термином "согласование" понимается, в основном, процедура выбора, в то время как "интеграция" предполагает более глубокое сочетание, причем такое, которое обеспечивает новые интегративные свойства ЛА. Анализ существующих подходов показывает, что решение проблемы интеграции летательного аппарата и силовой установки построено, в основном, на уровне согласования или оптимизации их характеристик, что не всегда позволяет получить требуемые характеристики в эксплуатации. В результате этого повышаются материальные затраты как проектных, так и производственных организаций на доводку изделий.

Рассматривая ЛА как сложную техническую систему можно выделить следующие этапы интеграции планера и СУ (рис. 1):

- параметрическая, когда на этапе выбора отдельных характеристик и показателей определяется облик создаваемого ЛА;
- критериальная, когда на основе расчетных значений комплексных показателей и критериев оценивается общая степень соответствия планера ЛА и его СУ, и могут быть спрогнозированы ожидаемые интегративные свойства;
- конструктивная, система конструктивно-компоновочных решений, обеспечивающая наибольшее соответствие характеристик ЛА определенных на этапе параметрической и критериальной интеграции действительным ЛТХ;

– технологическая, система технологических процессов обеспечивающая адекватность изготавливаемых изделий принятым конструктивно-компоновочным решениям.



Рисунок 1 – Этапы интеграции планера ЛА и силовой установки

Таким образом, интеграция планера и силовой установки как комплексная проблема синтеза летательного аппарата включает в себя параметрический, критериальный, конструктивный и технологический этапы. Из рассмотренных составляющих интеграции ЛА и СУ большой интерес представляет параметрическая интеграция, поскольку она оказывает наибольшее влияние на летно-технические характеристики ЛА как сложной технической системы.

Для решения комплексной проблемы синтеза летательного аппарата авторами статьи разработан иерархический структурированный набор параметров, характеристик и комплексных показателей силовой установки и планера ЛА [9]. С помощью такого подхода производится оценка степени влияния различных параметров или характеристик на комплексные показатели и критерии ЛА как сложной технической системы.

Однако, для определения условий рассогласования характеристик СУ и элементов планера ЛА на разных режимах работы двигателя и полета ЛА необходимо провести параметрические исследования на уровне рабочих процессов этих двух подсистем.

Сложность физических процессов, происходящих в силовой установке в полете, а также при обтекании воздухом элементов планера ЛА, позволяют судить о неоднозначном решении задач моделирования работы сложных технических систем. Если отдельные системы, например двигатель и планер ЛА, оптимально спроектированы с точки зрения своего назначения, то это не значит, что они обеспечивают оптимальную систему более высокого уровня. При синтезе объектов в единую систему появляются новые интегративные свойства этой системы. Поэтому для возможности прогнозирования новых интегративных свойств целесообразно исследовать конструктивную интеграцию с точки зрения физических процессов, протекающих в двух подсистемах на уровне рабочих процессов [10].

Одним из основных процессов, происходящих в полете, есть процесс смешения газа, выходящего из сопла выходного устройства силовой установки с потоком воздуха, обтекающего элементы планера ЛА.

Задача о численном моделировании течения газа в смесительно-выходном устройстве ТРДД и ТРДДФ связана с проблемой совершенствования рабочего процесса современных авиационных двигателей. Эффективность процесса смешения разнотем-

пературных потоков во многом определяется знанием распределения параметров газа на выходе из сопла и возможностью прогнозировать влияние изменения режима работы двигателя на это распределение [11,12].

Анализ особенностей течения вязкого газа позволяет сделать несколько важных, с точки зрения выбора физической модели течения, выводов. Во-первых, на распределение параметров газа на срезе сопла, в частности – статического давления, оказывают существенное влияние вязкие свойства газа. Во-вторых, основную долю потерь полного давления составляют потери, связанные с образованием вихрей. И, в-третьих, геометрия выходного устройства должна обеспечить безотрывное течение газа, что полностью определяется свойствами пограничного слоя на стенках. Данные выводы свидетельствуют о необходимости учета диффузионных членов в уравнении переноса импульса газового потока, т.е. кинематической вязкости газа, а также турбулентного переноса, как импульса, так и тепла [12]. Последнее, особенно важно для адекватности физической модели смешения разнотемпературных газовых потоков за срезом сопла, так как сильные градиенты скорости и температуры на срезе являются мощными генераторами турбулентных вихрей, что в свою очередь влияет на донное сопротивление.

Состояние параметров трехмерного, вязкого, нестационарного турбулентного потока описывается в декартовой прямоугольной системе координат уравнениями [12]:

- сохранения массы:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \rho u_i = 0; \quad (1)$$

- количества движения:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j + p \delta_{ij}) = \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_i}; \quad (2)$$

- энергии:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho E + \rho \frac{u_i u_i}{2} \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho E + \rho \frac{u_j u_j}{2} \right) u_i + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(u_j \sigma_{ij} + D \frac{\partial T}{\partial x_i} \right); \quad (3)$$

- состояния:

$$p = (k - 1) \rho E, \quad (4)$$

где ρ – плотность газа; t – время; x_i – координата; u_i – скорость газа; δ_{ij} – символ Кронекера; $\sigma_{ij} = (\mu + \mu_\delta) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$ – коэффициент поверхностного натяжения; p – давление; E – удельная внутренняя энергия; $D = \frac{\mu_\delta}{Pr_\delta}$ – коэффициент турбулентного переноса ($Pr_T = 0,7 \dots 0,8$); μ_δ – турбулентная вязкость.

В данной математической модели используется модель турбулентности $\mu_D = \text{const}$. Однако, особенности течения газа в сопле двигателя и смешение его с потоком воздуха, обтекающего элементы планера ЛА, наиболее полно могут быть учтены с использованием модели турбулентности, позволяющей связать моменты второго порядка для тензора турбулентных напряжений с осредненными параметрами течения. Таким образом, становится актуальной задача о выборе модели турбулентности, которая позволила бы достаточно точно численно моделировать течение и смешение разнотемпературных потоков газа и воздуха [13–19].

Среди моделей турбулентности, используемых в настоящее время в расчетах внутренних течений газа и жидкости, можно выделить следующие группы [20–30]:

- алгебраические модели;
- дифференциальные модели, использующие один, два и более параметров;
- модели, использующие функции плотности распределения вероятностей скоростей течения, и концентраций или функций для рассеивания параметров при турбулентном переносе.

Все модели указанных групп используют определенный набор констант, полученных при обобщении экспериментальных данных, поэтому являются полуэмпирическими.

Для данного исследования выбрана трехпараметрическая дифференциальная модель турбулентности [17], в которой уточняется представление рейнольдсовых напряжений за счет описания двух масштабов турбулентной энергии, соответствующих верхнему и нижнему участкам энергетического спектра турбулентных пульсаций. При этом верхний участок соответствует энергосодержащим вихрям с наименьшими пустотами, движение которых имеет слабую зависимость от вязкости. А вихревые движения из нижней части спектра содержат основную часть завихренности, изотропны и быстро диссипируют. В модели постулируется определение тензора рейнольдсовых напряжений:

$$\tau_{ij}^T = \rho T_{ij} - \frac{2}{3} \rho e \delta_{ij}, \quad (5)$$

где ρT_{ij} – вклад верхней части спектра; ρe – энергия вихрей из нижней части спектра.

В этом случае кинетическая энергия турбулентности связана соотношением:

$$k = e - \frac{1}{2} T_{mm}. \quad (6)$$

Уравнения модели турбулентности имеют вид:

- уравнение средней энергии:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j H) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[u_i \tilde{\tau}_{ij} + \left(\mu + \sigma^* \mu_T \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} - q_j \right]; \quad (7)$$

- уравнение для кинетической энергии турбулентности:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j k) = \tau_{ij}^T \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma^* \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]; \quad (8)$$

– уравнение для удельной энергии турбулентности:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j \omega) = \left(\frac{\gamma \omega}{k} \right) \tau_{ij}^T \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 - \xi \beta \rho \omega \sqrt{2 \Omega_{mn} \Omega_{nm}} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right]; \quad (9)$$

– уравнение для тензора напряжений для верхней части спектра:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho T_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_k}(\rho u_k T_{ij}) = -P_{ij} + E_{ij}, \quad (10)$$

где μ – молекулярная вязкость; $\mu_T = \frac{\rho k}{\omega}$ – турбулентная вязкость; $T = h + k + \frac{u_j u_j}{2}$ –

полная энергия; $H = h + k + \frac{u_i u_i}{2}$ – полная энтальпия; E – внутренняя энергия;

$h = E + \frac{P}{\rho}$ – внутренняя энтальпия; $q_j = - \left(\frac{\mu}{P_2} + \frac{\mu}{P_{2T}} \right) \frac{\partial h}{\partial x_j}$ – тепловой поток; P_2, P_{2T} – чис-

ла Прандтля для молекулярного и турбулентного переноса, соответственно.

Тензоры системы уравнений (7) – (10) записываются следующим образом:

– полный тензор вязких напряжений:

$$\hat{\tau}_{ij} = 2\mu \left[S_{ij} - \frac{1}{3} \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \right] + \tau_{ij}^T;$$

– тензор средних скоростей деформаций:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right);$$

– тензор средней завихренности:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right);$$

– тензор обмена энергии между осредненным и турбулентным движениями:

$$E_{ij} = -c_1 \beta \omega \left(\tau_{ij}^T + \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \right) + \hat{\alpha} P_{ij} + \hat{\beta} D_{ij} + \hat{\gamma} \rho k \left(S_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) + \frac{2}{3} \rho \omega k \left(1 - \frac{e}{k} \right)^{\frac{3}{2}} \delta_{ij};$$

– тензоры генерации:

$$P_{ij} = \tau_{im}^T \frac{\partial u_j}{\partial x_m} + \tau_{jm}^T \frac{\partial u_i}{\partial x_m},$$

$$D_{ij} = \tau_{im}^T \frac{\partial u_m}{\partial x_i} + \tau_{jm}^T \frac{\partial u_m}{\partial x_j}.$$

Принимаются следующие значения коэффициентов модели: $\hat{\alpha} = \frac{42}{55}$, $\hat{\beta} = \frac{6}{55}$,

$$\hat{\gamma} = \frac{1}{4}, \beta = \frac{3}{40}, \gamma = \frac{4}{5}, \sigma = \frac{1}{2}, \beta^* = \frac{9}{100}, \xi = 1, \sigma^* = \frac{1}{2}, c_1 = 1 + 4 \left(1 - \frac{e}{k} \right)^{\frac{3}{2}}.$$

Таким образом, с помощью представленной математической модели течения и смешения газа и воздуха можно исследовать течения с неоднородной турбулентностью, с учетом вязкого подслоя, пограничных слоев несжимаемой жидкости и сжимаемого газа, нестационарных пограничных слоев с периодическими отрывами потока.

Выводы

Усовершенствованная математическая модель позволит провести параметрические исследования течения газа и воздуха в области расположения СУ с целью выявления закономерностей влияния параметров течения на ЛТХ ЛА, определить условия рассогласования характеристик СУ и элементов планера ЛА на разных режимах работы двигателя и полета самолета.

Литература

1. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1989. – 304 с.
2. Терещенко Ю.М., Волянская Л.Г., Кулик Н.С., Панин В.В. Теория авиационных газотурбинных двигателей. – Киев, НАУ. -2005. – 500 с.
3. Иродов Р.Д., Башкиров И.Г. Методологические основы выбора параметров реактивного двигателя под заданные требования к маневренному самолету // Сборник тезисов 2-ой международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”, т.1. М.: ЦИАМ. – 2005. – С. 228–230.
4. Губанов А.А. Особенности формирования интегральных аэродинамических компоновок высокоскоростных летательных аппаратов с ВРД //Сборник тезисов 2-ой международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”, т.1. М.: ЦИАМ. – 2005. – С. 253–254.
5. Гребеников А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных конструкций. –Харьков: Нац. аэрокосмич. университет "ХАИ", 2006. – 532 с.

6. Петров А.В. Интеграция силовой установки и планера транспортных самолетов короткого взлета и посадки // Сборник тезисов 2-ой международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”, т.1. М.: ЦИАМ. – 2005. – С. 260–261.
7. Дулепов Н.П., Прудников А.Г., Северинова В.В. К вопросам о технической и физической интеграции авиакосмических ЛА //Сборник тезисов 2-ой международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”, т.1. М.: ЦИАМ. – 2005. – С. 255–256.
8. Дулепов Н.П., Прудников А.Г., Северинова В.В. Интеграция физических процессов комбинированных силовых установок ЛА больших скоростей и высот полета // Сборник тезисов 2-ой международной научно-технической конференции “Авиадвигатели XXI века”, т.1. М.: ЦИАМ. – 2005. – С. 256–257.
9. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации. // Труды ЦИАМ № 1099. 1985. – 260 с.
10. Анипко О.Б., Логинов В.В. Интеграция характеристик силовой установки и планера летательного аппарата: проблемы и пути их решения. / Збірник наукових праць НАКУ ім. М.Є. Жуковського "ХАІ" "Авіаційно-космічна техніка та технологія", вип. №2(28). –Харьков, 2006. – С. 59–65.
11. Кислов О.В., Коткин В.В., Логинов В.В. Методика расчёта трёхмерных вязких потоков // Вестник Харьковского Государственного политехнического университета. – №12. – 1998. – С. 139–142.
12. Кислов О.В., Логинов В.В. Уточненная полунеявная лагранжево-эйлерова схема расчета нестационарных трехмерных течений // Научно-методические материалы по теории авиационных двигателей. – Выпуск 10. – Харьков: ХИЛ. – 1997. –С. 59–66.
13. Yap C. Turbulent Heat and Momentum Transfer in Recirculating and Impinging Flows – “Ph. D. Thesis”, Faculty of Tekcnology . University of Manchester, United Kingdom, 1987.
14. Чжень Х.К., Пейтел В.К. модель турбулентности для сложных пристеночных течений с отрывом. – Аэрокосмическая техника 1989. №4. с. 41–51.
15. Прудников А.Г. Определение параметров структуры свободного сдвигового слоя с помощью модели постоянной завихренности.– Труды ЦИАМ.1987. №1190– 94 с.
16. Булев Н.И. Пространственная модель турбулентного. – М.: Наука, Гл. ред. физ. – мат. лит., 1989. – 344 с.
17. Уилкоккс Д.С. Многомасштабная модель турбулентных течений. – Аэрокосмическая техника. 1989. №11. с. 347–360.
18. Rumsey Christopher L., Gatski Thomas B., Morrison Joseph H. Turbulence model predictions of strongly curved flow in a U-duct. /AIAA Journal, 2000, №8. V. 38, – p. 1394–1402.
19. Kim Chang Sung, Kim Chongam, Rho Oh Hyun. Parallel computations of high-lift airfoil flows using two-equation turbulence models. /AIAA Journal, 2000. V. 38, №8, - p. 1360–1368.
20. Hwang C.B., Lin C.A. Improved low-Reynolds-number ($k-\tilde{\epsilon}$)-model based on direct numerical simulation data. / AIAA Journal, 1998. V. 36, №1. – p. 38–43.
21. Abe K., Kondoh T., Nagano Y., “A New Turbulence Model for Prediction Fluid Flow and Heat Transfer in Separating and Reattaching Flows-I.Flow Field calculations” / International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 37, No.1, 1994, pp. 139–151.

22. Lin C.A., Leschziner M.A., "Three-Dimensional Computation of Transient Interaction Between Radially Injected Jet and Swirling Cross-Flow Using Second-Moment Closure", *Computational Fluid Dynamics Journal*, Vol.1, No4, 1993, pp. 423–432.
23. Baldwin, B., Lomax, H., "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," *AIAA Paper 78-257*, Jan. 1978.
24. Johnson, D.A., King L.S., "A Mathematically Simple Turbulence Closure Model for Attached and Separated Turbulent Boundary Layers," *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 11, 1985, pp. 1684–1692.
25. Baldwin, B.S., Barth, T.J., "A One-Equation Turbulence Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," *NASA TM 102847*, Aug. 1990.
26. Spalart, P.R., Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *AIAA Paper 92-0439*, Jan. 1992.
27. Rogers, S.E., Menter, F.R., Durbin, P.A., and Mansour, N.N., "A Comparison of Turbulence Models in Computing Multi-Element Airfoil Flows," *AIAA Paper 94-0291*, Jan. 1994.
28. Menter, F. R., "Zonal Two-Equation ($k - \omega$) Models for Aerodynamic Flows," *AIAA Paper 93-2906*, July 1993.
29. Menter, F. R., Rumsey, C. L., "Assessment of Two-Equation Turbulence Models for Transonic Flows," *AIAA Paper 94-2343*, July 1994.
30. Nelson, T. E., Zingg, D. W., Johnston, G. W., "Compressible Navier-Stokes Computations of Multielement Airfoil Flows Using Multiblock Grids," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 3, 1984, pp. 506–511.

УДК 621.45.015

Аніпко О.Б., Логінов В.В.

ІНТЕГРАЦІЯ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ І ПЛАНЕРА ЯК КОМПЛЕКСНА ПРОБЛЕМА СИНТЕЗУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Розглядається проблема інтеграції силової установки і планеру літального апарату. Пропонується підхід для вирішення цієї проблеми на рівні робочих процесів, які протікають в польоті.